

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

**NÁVRH KINEMATIKY ZATAHOVÁNÍ PODVOZKU
NEKONVENČNÍHO UL LETOUNU**

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Autor: Hynek Pokorný

Studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství

Studijní obor: bez oboru

Vedoucí práce: Ing. Jaromír Kučera

Praha 2015

Zadání bakalářské práce

Název tématu: Návrh kinematiky zatahování podvozku nekonvenčního UL letounu

Pokyny pro vypracování:

- Rešerše používaných mechanismů podvozku
- Návrh kinematiky zatahování podvozku (3D model)
- Rozbor zatížení podvozku

Čestné prohlášení

Čestně prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci sepsal samostatně pod vedením Ing. Jaromíra Kučery a to za použití výlučně těch zdrojů, které jsou uvedeny v seznamu použité literatury.

V Praze, dne 26. 6. 2015

Hynek Pokorný

Abstrakt

Tato bakalářská práce se zabývá návrhem mechanismu přistávacího zařízení nekonvenčního UL letounu. Jsou v ní nastíněny požadavky, které jsou na přistávací zařízení kladené a je také provedena rešerše různých existujících konstrukčních uspořádání. V druhé části je navržen mechanismus a proveden i silový rozbor.

Klíčová slova

ultralehký letoun, přistávací zařízení, zatahovací podvozek, kinematika, vysouvání, zasouvání

Abstract

This bachelor thesis deals with layouting the mechanism of landing gear implemented in an unconventional UL aircraft. There are mentioned some of the requirements, which are expected and also there is done the research for the existing designs. In the second part the mechanism is designed and also the force analyse is executed.

Key words

ultralight aircraft, landing gear, retractable undercarriage, kinematics, lowering, retracting

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

POKORNÝ, Hynek. Návrh kinematiky zatahování podvozku nekonvenčního UL letounu. Praha: České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní, 2015. 42 s.
Vedoucí bakalářské práce: Ing. Jaromír Kučera.

Poděkování

Děkuji Ing. Jaromírovi Kučerovi za vedení bakalářské práce, odbornou pomoc a za připomínky během jejího vypracovávání. Děkuji též své rodině za podporu během mého studia na FS ČVUT v Praze.

Obsah

1 Úvod.....	1
2 Historický vývoj a koncepce podvozku.....	2
2.1 Historický vývoj.....	2
2.2 Rozdělení přístávacích zařízení.....	3
2.2.1 Pevné podvozky.....	7
2.2.2 Zatahovací podvozky.....	7
3 Rešerše používaných mechanismů podvozku.....	11
3.1 Mechanismy zatahování podvozku.....	11
4 Návrh kinematiky podvozku	13
4.1 Kinematika zatažení hlavního podvozku.....	13
4.2 Kinematika zatažení příďového podvozku.....	17
4.3 Ovládání podvozku.....	18
5 Silový rozbor	20
5.1 Hlavní podvozek.....	20
5.2 Příďový podvozek.....	23
5.3 Síla v řízení.....	24
6 Závěr.....	25
7 Seznam použité literatury.....	26
8 Seznam obrázků.....	27
9 Seznam příloh.....	28
Příloha I: Rozměry	29
Příloha II: Výpis z programu: „Silový rozbor hlavního podvozku“.....	31
Výpis z řešení pro sílu $X = -0,5G$	31
Výpis z řešení pro sílu $X = 0,33 G$	33
Příloha III: Program: „Silový rozbor hlavního podvozku“.....	35
Příloha IV: Výpis z programu: „Silový rozbor příďového podvozku“.....	39
Příloha V: Program: „Silový rozbor příďového podvozku“.....	40

1 Úvod

Podvozky letounů a UL letounů jsou jejich zásadní funkční částí. Dle normy ČSN 31 0001 je termín Přistávací zařízení definován jako „část letadla umožňující vzlet, přistání, popř. pojíždění“. Podvozkem se pak rozumí „základní konstrukční skupina přistávacího zařízení“. [2]. Předpis Letecké amatérské asociace UL2 ve statí Podvozek praví, že „letoun musí být navržen tak, aby mohl přistávat bez ohrožení osob na palubě na krátké travnaté dráze“ [3], str. 27.

Tyto dva předpisy však neříkají nic o užitných vlastnostech, kterými se podvozek musí vyznačovat. Konstruktor vždy stojí před řadou protichůdných a vzájemně rozporných požadavků. Podvozek je nutno navrhnout co nejvyšší, tedy tak, aby bylo možno použít co největší vrtuli. Proti tomu však musí být při zatažení složen do co nejmenší podvozkové šachty, neboť volného prostoru v letounu je vždy nedostatek. Musí být pochopitelně co možná nejlehčí, avšak na druhou stranu dostatečně robustní. Mechanismus zatahování musí být jednoduchý, což však není vždy možné splnit. V následující práci bude provedena rešerše, jak se s těmito požadavky vypořádávají různí letečtí konstruktéři. V další části pak bude proveden vlastní návrh kinematiky podvozku jednoho nekonvečního UL letounu.

2 Historický vývoj a koncepce podvozku

V této kapitole bude nastíněno, jak se v průběhu poslední doby vyvíjelo smýšlení leteckých konstruktérů o podvozku jakožto části letounu. Jelikož je letectví rychle se rozvíjející obor lidské činnosti, doznalo za posledních sto let veliký pokrok. V souvislosti s tím se i výše zmíněné požadavky v průběhu doby měnily než dosáhly dnešních standardů.

2.1 Historický vývoj

Během vývoje letectví se vyvinulo mnoho variant jak těmto požadavkům dostát. V dobách průkopníků letectví „báječných mužů na létajících strojích“ se touto otázkou ještě pramálo kdo zabýval. Kluzák kapitána Le Brise startoval z koňského povozu [4], str. 82, a ani kluzáky Otto Lilienthala taktéž ještě žádným podvozkem nedisponovaly. Jediný kontakt kluzáku se zemí byl zprostředkován pomocí nohou letce. Jakmile se však začal rozvíjet motorový let letounů těžších než vzduch, bylo již nějaké přistávací zařízení zapotřebí.

Známý letoun Flight bratří Wrightů, kterému je přisuzováno prvenství v motorovém letu, již byl vybaven ližinou a startoval pomocí katapultu z kolejnice. Tento způsob vzletu byl však velmi brzy pro svoji nízkou operativnost opuštěn. Přesto se však tento letoun ještě nějakou dobu využíval i pro vojenské účely v americkém a i francouzském letectvu.

Letoun dalšího známého průkopníka letectví Louise Blériota byl již vybaven z dnešního pohledu konvenčnějším kolovým podvozkem. V jeho pojetí byl podvozek tvořen dvěma odpruženými koly hlavního povozku a třetím stejně velkým, poněkud více vzadu umístěným. Z tohoto třetího kola se postupem času zmenšením a posunutím až na ocas vyvinulo ostruhové kolo, resp. ostruha.

Veliký vývoj v letectví proběhl během první světové války. Ačkoliv na začátku byly ještě užívány tyto zastaralé letouny, po přenesení boje i do vzduchu byly velice rychle vytlačeny. V této době se ustálila především tzv. „klasická“ koncepce, tzn. hlavní podvozek kombinovaný s ostruhou. Tato varianta vyniká především svojí jednoduchostí a také nízkou hmotností, což bylo ve své době zásadní. Nevýhodou je špatný výhled z letounu při pojíždění, ale to pravděpodobně nehrálo tehdy takovou roli. Další nevýhodou, tedy nemožnost řídit směr na zemi, řešilo množství pomocníků, přenášejících ocas letounu. Varianta s předovým podvozkem byla zcela okrajová, tímto podvozkem bylo vybaveno jen velice málo letounů, jednalo se například o DH-3 nebo DH-10, které do války beztak ani nezasáhly.

V průběhu dvacátých let se v koncepčním pojetí letounů mnoho nezměnilo. Přestože se z původně výhradně vojenského použití letadla rozšířila do civilních odvětví lidské činnosti, konstrukčně se letouny mnoho nevyvinuly. Dominantním trendem bylo stále stavět dvouplošníky s pevným podvozkem, popř. vzpěrové jednoplošníky stále s nesamonosným křídlem, ty však pořád byly vybaveny podvozkem pevným, ostruhového typu. Zcela samostatnou kapitolou jsou rychlostní závody letounů, které ve své době měly velkou popularitu. Zde se místo konvenčních pozemních letounů startujících z pevných VPD na krátkou dobu prosadily hydroplány. Bylo to zapříčiněno tím, že v té době nebyly ještě vyvinuty principy mechanizace křídla pro snížení rychlosti letounů s velkým plošným zatížením. Letouny by pak potřebovaly příliš dlouhou dráhu, která nebyla k dispozici. Ve Spojených státech proběhlo sice několik experimentů s „nekonečnou“ drahou kruhového tvaru, ty se však neosvědčily. Proto se rychlostní letecké závody přestěhovaly na vodní hladinu, kde byla k dispozici dostatečně dlouhá plocha. Příkladem této konstrukce jsou známé hydroplány Macchi nebo Supermarine.

Se zvyšováním výkonnosti letounů byly kladeny i vyšší požadavky na tuhost a pevnost konstrukce. Ve třicátých letech již byla koncepce vzpěrových dvouplošníků postupně opouštěna a konstruktéři se zabývali především prací na jednoplošnicích se samonosným křídlem. Tato konstrukce téměř vybízela k montáži podvozku zatahovacího, díky čemuž by se letouny staly ještě aerodynamicky čistějšími. Ačkoliv v předvečer druhé světové války byla letectva řady zemí ještě vybavena letouny s podvozkem pevným (např. polský PZL-11, čs. B-534 nebo B-35, sovětský I-153 nebo britský Swordfish), byly však brzo vyřazovány a konce války se již

v aktivní službě dočkala snad jen německá Stuka a sovětský Kukuruznik.

Od konce druhé světové války se již žádné výkonné letadlo bez zatahovacího povozku neobejde, pevné podvozky nacházíme pouze na letadlech nižší výkonnosti, jako je například Z-42, Z-43. Také na letadlech akrobatických, kde se nepožaduje vysoká rychlost a naopak je výhodou nízká hmotnost konstrukce, např. Extra nebo Z-50. A v neposlední řadě na letadlech zemědělského rázu jako například AN-2, popř. Z-37, kde se naopak využívá velké robustnosti a tuhosti pevného povozku pro přistávání na nezpevněných drahách anebo v terénu.

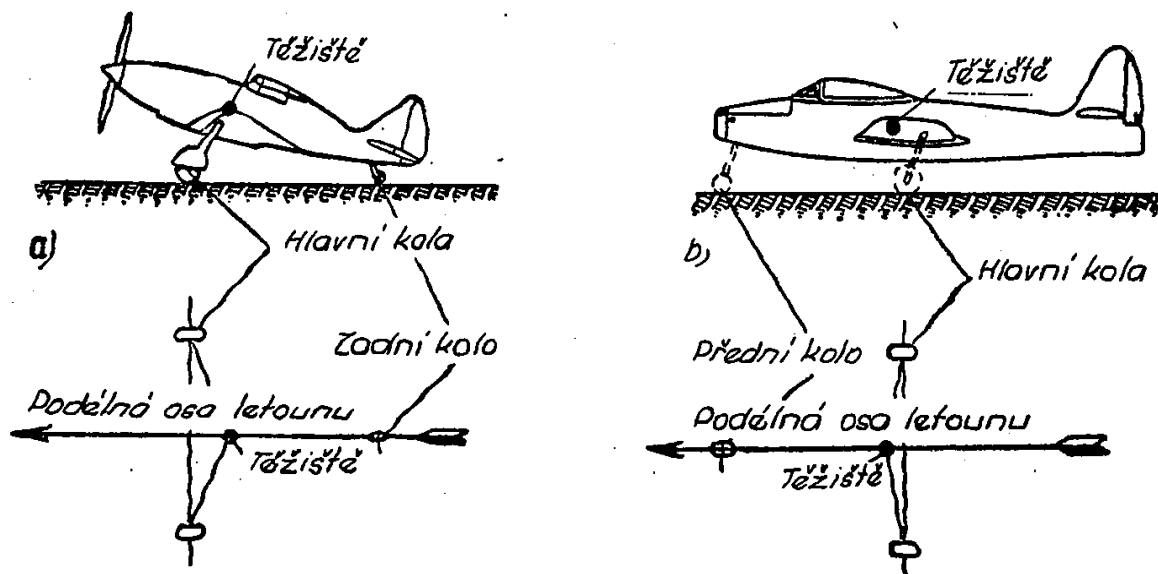
V souvislosti se zvětšováním letounů a značným nárůstem jejich hmotnosti bylo třeba se vypořádat i s problémem přílišného zatížení letiště a případného boření kol. Odpovědí na tento problém se staly tzv. vozíkové nebo housenkové podvozky. Vozíkové podvozky sestávají z mnoha kol a jsou elegantním řešením tehdy, pokud by bylo zapotřebí příliš velkého kola, příkladem je většina dopravních letounů současnosti. Housenkové podvozky se oproti tomu velkého rozšíření nedočkaly.

2.2 Rozdělení přistávacích zařízení

V současné době je možné rozdělit podvozky současných i historických letounů podle řady různých kritérií. Jedním z nich je rozdělení na podvozky zatahovací a pevné, dalším hlediskem může být rozdělení podle vzájemného uspořádání kol na podvozky předové, ostruhové a tandemové. Dalším aspektem může být element, který zprostředkovává kontakt se zemí – takto můžeme rozdělit podvozky na kolové, již zmiňované housenkové, plovákové, popř. využívající lyží. V následující stati budou všechna kritéria rozebrána a představeny vlastnosti jednotlivých konstrukčních možností.

Zásadní rozdíl v konstrukci představuje rozdíl mezi předovým a ostruhovým uspořádáním. Obě varianty mají své výhody i nevýhody, které budou v této stati dokumentovány. Základní koncepční schéma můžeme vidět na obrázku 1. Z obrázku je zásadní rozdíl zcela zřejmý. Varianta a, tedy ostruhový typ, má mírně před těžištěm, nejdále v těžišti umístěna hlavní podvozková kola a vzadu na ocasu se pak nachází třetí kolo, tzv. ostruhové. Nemusí se nutně jednat o kolo, může to být pro zjednodušení konstrukce pouze kluzná botka. Druhá varianta, podvozek předového typu, má hlavní kola umístěna za těžištěm a v nose letounu pak ono třetí kolo.

Jak již bylo zmíněno, ostruhové uspořádání je historické a mělo až do počátku druhé světové války téměř výsadní postavení a to z několika důvodů. Především je podvozek tohoto typu lehčí a jednodušší, neboť ostruhové kolečko stačí mít jen velmi malé. I pokud je hlavní podvozek zatahovací, ostruha být nemusí, a přesto klade jen minimální odpor. I řízení směru na zemi je z konstrukčního hlediska jednodušší, ostruhové kolo se snadno spřáhne s řízením



Obr. 1 Základní koncepční schémata. [6], str. 294

směrového kormidla. Taktéž takové kolo není náchylné na boční vynucené kmitání, tzv. „shimmy“. Přesto však má několik nedostatků. Jedná se hlavně o výhled z letounu při pojíždění po zemi. Jelikož se zpravidla před pilotem nachází rozměrný motor, je výhled značně omezen. Piloti jsou pak nuceni pojíždět takzvaně „hadovitě“, tedy neustále střídají jízdu doprava a doleva. I pilotáž při startu a přistání klade zvýšené nároky na pilotní zdatnost. Oproti tomu je z letounů s podvozkem příďového typu relativně slušný výhled při pojíždění, při motorové zkoušce nebo při prudkém brzdění je letoun vpředu podepřen, takže nedochází k převracení přes nos na záda. Pouze při nezvládnutém přistání, dotkne-li se příďové kolo země jako první, může dojít k odsakování, které musí být vhodným zásahem do řízení co nejrychleji zastaveno.

V případě zatahovacího podvozku je však nutno vzít v úvahu fakt, že se jedná o složitý mechanismus, který je navíc poměrně hmotný a umístěný daleko od těžiště. Když dojde k jeho zatažení, může se posunout těžiště až o 2,5% b_{sat} [6], str. 335. Tato negativní vlastnost je však více než vyvážena dynamickým chováním při přistání. Při přistání na hlavní kola dochází často k drobným vybočením, ať již jsou způsobeny chybou pilotáže nebo např. bočním větrem. U příďového podvozku jsou hlavní kola umístěna až za těžištěm, což má za následek, že při tomto vybočení na nich vzniká stabilizační moment, který letoun rovná do správné polohy. U podvozku ostruhového naopak vzniká destabilizační moment, který, není-li korigován včasným zásahem do řízení, může mít za následek až tzv. hodiny při přistání.

Třetí koncepční variantou, kterou má konstruktér k dispozici, je podvozek tandemový. Ten je typický pro dvě zcela odlišné kategorie letounů: jsou jimi kluzáky a také těžké strategické bombardéry druhé poloviny 20. století. Obě tyto skupiny spojuje hornoplošné uspořádání a nedostatek prostoru pro zástavbu klasického podvozku. V případě kluzáků je to vynuceno faktem, že mají štíhlé trupy a nosiče jaderných zbraní zase potřebují mít v trupu v těžišti umístěny nálože. Tento princip bude demonstrován na motorovém kluzáku L-13 SW Vivat. Podstatou je použití pouze dvou kol, která jsou umístěna za sebou na podélné ose letounu. V případě Vivata se jedná o hlavní kolo a ostruhové, u letounu Harrier se jedná o hlavní a příďové kolo a např. B-47 Stratojet má obě kola stejná, takže mezi nimi nelze zásadně rozlišit. Při pojíždění malou rychlostí se letouny tohoto typu opírají o pomocná kolečka, která jsou umístěna na křídle a dodávají jim tak stabilitu. Při vyšších rychlostech při startu nebo přistání už křídlo vyvozuje dostatečný vztlak a koleček není potřeba.

Většina letounů je vybavena kolovým podvozkem, ten vidíme i na obrázku 2. Kolo může být montováno jako jednoduché, případně pro velké zátěže i v dvojmontáži. Mezi velkými dopravními a transportními letouny se rozšířilo používání tzv. vozíkového podvozku. Takový je znázorněn na obrázku 3.

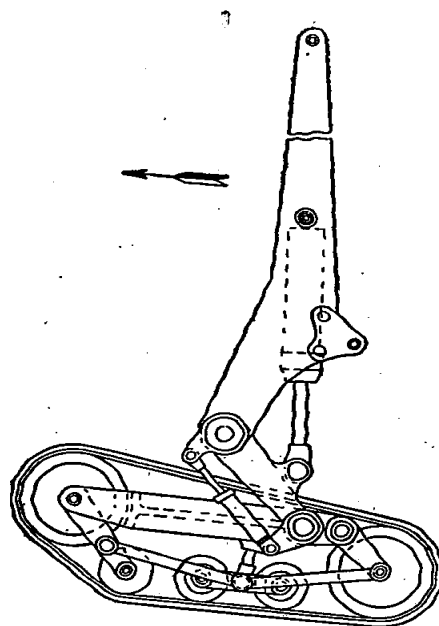


Obr. 2 Tandemový podvozek. [19]

Díky použití velkého množství kol, která jsou společně umístěna na tzv. vozíku, se snižuje tlak na dráhu, jakož i zatížení kol. Používá se tehdy, pokud by samostatné kolo muselo být příliš velké. Slepou uličkou se ukázalo být používání housenkových podvozků. Ty měly být schopny pohybu i na nezpevněných drahách a v terénu, v praxi se však neosvědčily. Pro zimní provoz na sněhu se někdy používá lyží, pro provoz na vodních plochách se užívají plováky. Zcela zvláštní kapitolou byly podvozky některých letounů na „jedno použití“ jako byl Fiesel Fi-103, známější jako V-1 nebo Messerschmitt Me-163, které startovaly z odhazovatelných podvozků. Nutno ale podotknout, že Me-163 byl vybaven ližinou pro opětovné přistání.



Obr. 4: Vozíkový podvozek, B 777. [14]



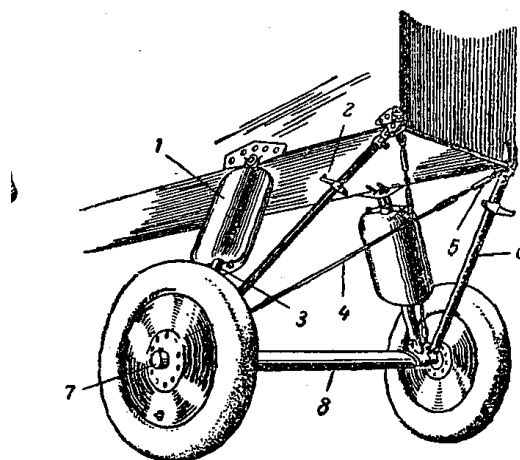
Obr. 3: Housenkový podvozek. [6], str. 313

2.2.1 Pevné podvozky

Za poměrně dlouhou dobu užívání pevných podvozků se ustálila tři základní konstrukční uspořádání pevných podvozků. Jedná se o konstrukci příhradovou, samonosnou a smíšenou, příhradovo-nosníkovou [6], str. 303.

Varianta nápravové konstrukce je historicky nejstarší a byla používána hojně již za první světové války. Zde bude demonstrována na letounu Po-2 Kukuruznik na obrázku 5. Kola podvozku jsou namontována na pevnou nápravu 8, která tvoří průběžný nosník. K trupu je připojena pomocí dvou odpružených vzpěr 1 a dvou pevných vzpěr 2. Pro zabránění bočních posuvů je v rovině předních pevných vzpěr napnuta dvojice lan. Výhodou tohoto uspořádání je velmi jednoduchá konstrukce, na druhou stranu však toto uspořádání vytváří nezanedbatelný aerodynamický odpor (až 40 % celkového), který se nedá příliš mnoho snížit ani použitím bačkor a jiných aerodynamických krytů. Proto je v současnosti jeho použití velmi omezeno. Stejně tak působí problémy většinou nedostatečný rozchod a to, že není možno používat spodek trupu pro přenášení nákladů.

Přenos zatížení z jednoho kola na druhé částečně řeší podvozek polonápravový. Zde je náprava uprostřed rozdělena kloubem, který je spojen pomocí táhel s trupem. Tato táhla nahrazují výztužná lana nápravové



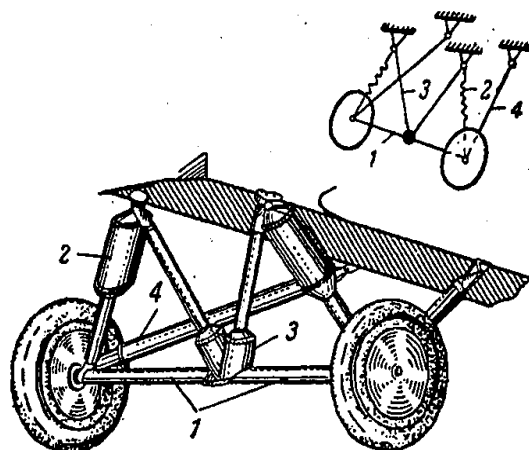
Obr. 5: Nápravová konstrukce podvozku. [6], str. 303

varianty a zároveň přenáší namáhání rovnou do trupu. Díky tomu nenese při nesymetrickém zatížení druhá strana vyšší zátěž, nežli je nutno. Toto schéma je znázorněno na příkladu ze sovětského stíhacího letounu P-5 na obrázku 6. To je však výhoda relativně zanedbatelná vzhledem k tomu, že je tato konstrukce stále velmi prostorově náročná a proti té předchozí již o něco složitější, a navíc je aerodynamický odpor stále značný.

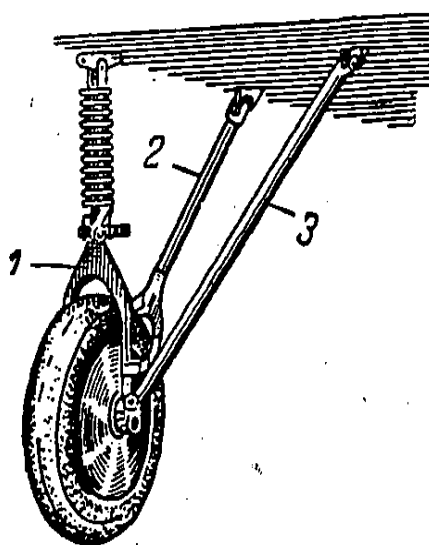
Pro řešení těchto palčivých problémů bylo vyvinuto nové schéma, tzv. pyramidový podvozek. Zde jsou již obě kola od sebe oddělena a ukotvena nezávisle, což můžeme vnímat jako analogii k vývoji automobilního podvozku. Díky tomu je možno od sebe obě kola více oddálit a získat tak větší stabilitu a prostor pod trupem k přenášení nákladu. Také je již možné obě kola včetně podvozkových noh kapotovat a snížit tak aerodynamický odpor. Konstrukci můžeme nastínit na příkladu z cvičného letounu UT-2 na obrázku 7. Jak je vidět, díky užití tří táhel je již zavěšení jednoho kola schopno přenášet i krut, a tak není potřeba spojovacího nosníku mezi koly.

Modernějším konstrukčním směrem ve vývoji podvozků bylo samonosné zavěšení. Samonosným pevným podvozkem byly vybaveny např. čs. Avie B-35 nebo B-634 (obr. 9). Rozdíl je vidět porovnáním s Avii B-534 (obr. 8). Má-li být podvozková noha samonosná, pak musí být dostatečně torzně tuhá a zároveň umožňovat posuvy ve svislém směru tak, aby bylo možné realizovat odpružení podvozku. Odpružení i tlumení je pak většinou zabudováno dovnitř do této hlavní vzpěry. Díky tomu je stavební velikost celé podvozkové jednotky menší, díky čemuž klesá i odpor. Podvozková noha pak může být připojena buď na trup letounu, jako je tomu v případě zmiňované B-634, kde se jedná spíše o konstrukční vývoj od podvozku příhradového, anebo při vhodné konstrukci křídla může být montována do křídla, kde se jedná o jakýsi vývojový mezistupeň k podvozku zatahovacímu, viz B-35.

Přestože je tato konstrukční varianta výhodná z hlediska zástavbového prostoru, vznikají však ve vetknutí do trupu nebo



Obr. 6: Polonápravová konstrukce podvozku. [6], str. 305



Obr. 7: Pyramidová konstrukce podvozku. [6], str. 307



Obr. 8: Avia B-534. [16]



Obr. 9: Avia B-634. [17]

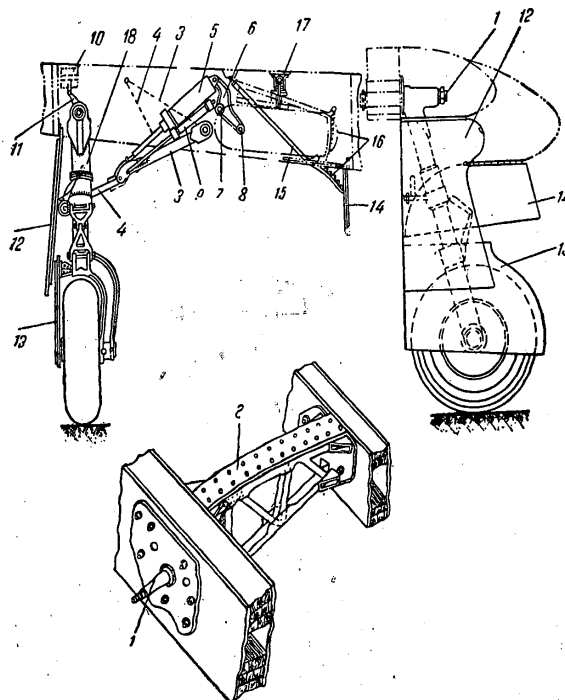
křídla poměrně veliké síly. Proto se jako výhodnější ukazuje doplnit tuto hlavní podvozkovou vzpěru ještě alespoň jednou další pomocnou vzpěrou, která odlehčí kování, kde je podvozek vetknut. Této konstrukci se říká „příhradovo-nosníková“, [6], str. 307, a v současné době se používá nejvíce. Nachází své místo nejen u podvozků zatahovacích, ale i pevných. Tento způsob zavěšení se uplatnil například u letounu Z-37 Čmelák, kde jsou na masivní hlavní vzpěru připojena dvě pomocná táhla, která dodávají podvozku značnou tuhost, tolik potřebnou pro přistávání v polních podmínkách. V tomto případě bylo použití tohoto konstrukčního uspořádání velkou výhodou, neboť bylo nutné nosit pod trupem rozměrné postřikovací zařízení a zároveň, byla-li by velmi dlouhá podvozková noha jednoduše ukotvena do trupu bez pomocných táhel, docházelo by pravděpodobně na nezpevněných drahách k haváriím.

2.2.2 Zatahovací podvozky

Přes svoji jednoduchou konstrukci, výrobu, opravitelnost a v neposlední řadě i nižší hmotnost mají pevné podvozky jednu společnou nevýhodu. Tou je poměrně velký aerodynamický odpor. Ten může v některých případech tvořit až 40 % celkového odporu letounu. Vzhledem k tomu, že odporová síla roste s rychlostí kvadraticky, je zcela jasné, že v počátcích létání až zhruba do dvacátých let nebyla ani objektivní potřeba se zatahovacími podvozky nějak zabývat. Když se však u letounů začaly zvyšovat výkony, a to především dosahované rychlosti, bylo nutné z konstrukce odstranit všechny prvky, které vytváří „zbytečný“ odpor. Z dvouplošníků tak nejprve zmizela výztužná lana – torzní pevnosti se začalo dosahovat použitím uzavřených profilů uvnitř křídla. Posléze zmizelo i druhé křídlo a nakonec zbyl jen přebytečný podvozek, a tak bylo nutné odstranit i jej. Poprvé se o to pokusili konstruktéři závodního letounu Dayton Wright RB-1 v roce 1920. Zde se podvozek zatahoval do trupu. Letoun se však kvůli své nedostatečné motorizaci úspěšně neprosadil. Zpočátku však skutečně byly zatahovací podvozky používány pouze u závodních letounů. Pro vojenské, popř. v té době nově se rozvíjející letouny dopravní, byly tyto mechanismy relativně složité, drahé a také těžké. Teprve až poslední předválečná generace stíhacích a bombardovacích letounů jimi již byla vybavena (např. Hurricane, Bf-109, Buffalo atp.).

Zatažení zatahovacího podvozku je možno v zásadě realizovat buď do křídla, nebo do trupu. Při zatahování do křídla je možno několik konstrukčních variant. Buďto je podvozek zatahován směrem ven po rozpětí – takto je řešen například Spitfire nebo Bf-109. Tato varianta má zásadní výhodu v tom, že je podvozek zpravidla kotven v trupu, není tedy nutno montovat kování do křídla a dimenzovat jej ještě na pozemní zatížení. A za druhé je pak jednoduše odmontovatelné křídlo a trup není nutno pokládat na kozy, jelikož stále stojí na podvozkových nohách. Na druhou stranu byla však stabilita těchto letounů relativně nízká a naopak citlivost na boční vítr vysoká. Především při přistání proto docházelo k častým haváriím.

Je také možné zatahovat podvozek ve směru k trupu, což se postupem času ukázalo jako výhodnější, především kvůli vlastnostem při pojíždění po zemi. Mechanismus zatažení je zpravidla v obou případech řešen stejně, zde bude demonstrován na letounu Jak-1 (obr. 10) [6], str. 309, ten je zástupcem zmíněné druhé varianty. Kolo je zde montováno na

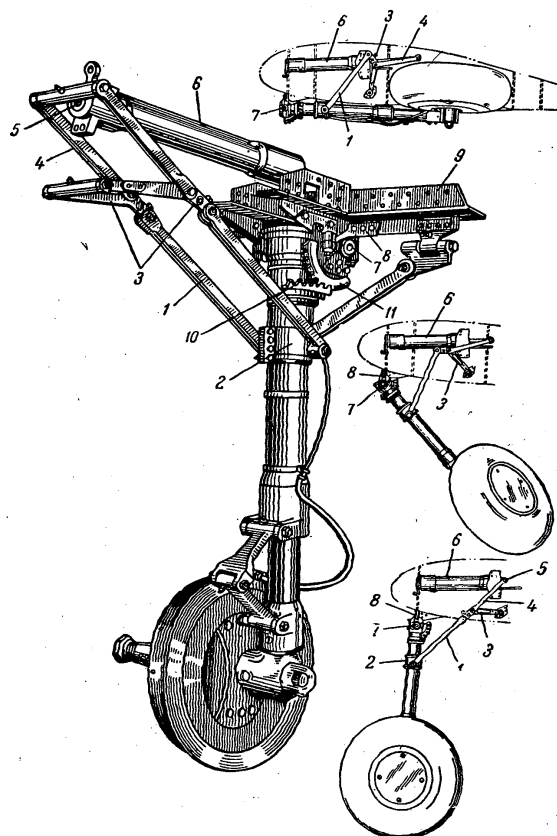


Obr. 10: Jak – 1. Hlavní podvozek. [6], str. 308

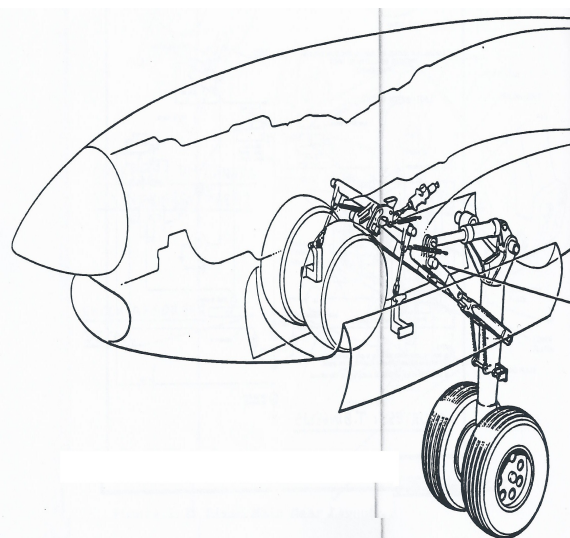
hlavní pérovací podvozkovou vzpěru 18, ta je řešena jako souměrná vidlicová. Pro odlehčení od namáhání ohybem ve vetknutí do křídla je tato hlavní vzpěra doplněna vzpěrou pomocnou (3, 4), ve stylu příhradovo-nosníkové konstrukce. Zde však plní tato vzpěra ještě další funkci. Jelikož je řešena jako vzpěra zalamovací, jistí ještě podvozek v otevřené poloze – je to tedy zámek vytažené polohy. A jak je z výkresu patrné, je pomocí ní i celý podvozek zatažen. Na ní je přiveden lineární pohyb hydraulického válce, vzpěra je kvůli rotačnímu uložení nucena konat otáčivý pohyb, přičemž je i zatažen celý podvozek.

Některé letouny, kupř. Il-10 nebo F4U Corsair měly podvozek také zatahovaný do křídla, avšak ve směru dozadu k ocasu. Toto kinematické schéma se také příliš nerozšířilo, neboť se kolo nachází příliš vzadu v křídle, což má jednak za následek posuv centráže a za druhé může být u tenkých profilů komplikované zajistit, aby se tam dostatečně široké kolo vůbec vešlo. A v neposlední řadě je kinematika takového podvozku složitější. Výhodou však je, že je velká část křídla volná pro přenášení nákladu a není proto náhodou, že se tento mechanismus uplatnil právě u Corsaira nebo Il-10, jelikož oba letouny nosily velké množství pum nebo raket. Podstatou tohoto systému zatahování je, že se kolo musí nejprve otočit o čtvrt otáčky a pak se teprve zaklápí do křídla. Kolo je tedy v křídle opět uloženo na plocho. Na obrázku 11 je názorně vidět, jakým způsobem k otočení dojde. Při zaklápění hlavní podvozkové nohy směrem dozadu je záběrem dvou ozubení 10 a 11 nucena noha rotovat. Vhodnou volbou počtu zubů a průměru ozubení 11 dosáhneme otočení přesně o 90°. Jiný systém zatahování podvozků do křídel se používal u vícemotorových dolnoplošných letounů poháněných pístovými nebo v současnosti turbovrtulovými motory. Ty jsou totiž zpravidla umístěny v gondolách na křídle a přímo se nabízely i k umístění podvozku, jelikož skýtaly možnost tuhého uložení a nabízely se zde i poměrně velký prostor.

Podvozek tohoto typu je znázorněn na obrázku 12, zde se jedná o podvozek letounu SF-340. Podvozková noha je relativně krátká a velmi tuhá a i kinematika zatažení není složitá, což je vždy výhodné. Dojde pouze k pootočení hlavní vzpěry podvozku okolo otočného uložení v motorové gondole. Tímto způsobem byl například řešen i známý Il-2. Ten, ačkoliv byl pouze jednomotorovým strojem, byl na křídlech vybaven také gondolami s tím



Obr. 11: Il – 10. Zatahování podvozku. [4], str. 320



Obr. 12: SF – 340. Zatahování do motorové gondoly. [5], str. 108

jediným účelem, aby se v nich schoval podvozek. Kinematika je opět velmi jednoduchá - hlavní podvozková vzpěra se pouze otočí dozadu tažena pomocnou vzpěrou. Tyto mechanismy mají značné výhody – jsou velmi robustní, jednoduché a velmi dobře plní svůj účel. Nevýhodou je, že potřebují právě onu motorovou gondolu na křídle a ty jsou k dispozici jen u některých letounů.

Dalším směrem, kterým se může konstruktér ubrat, je zatahování podvozku do trupu. To bylo typické především pro obojživelné letouny a také pro americké předválečné stíhače Grumman s rozměrnými trupy jako například F3F nebo F4F. Výhody tohoto uspořádání jsou zřejmé – křídlo je pak naprosto volné a může bez jakýchkoli omezení přenášet náklady. Na druhou stranu je pak problém podvozek do trupu „naskládat“ tak, aby měl dostatečný rozchod a i výšku.

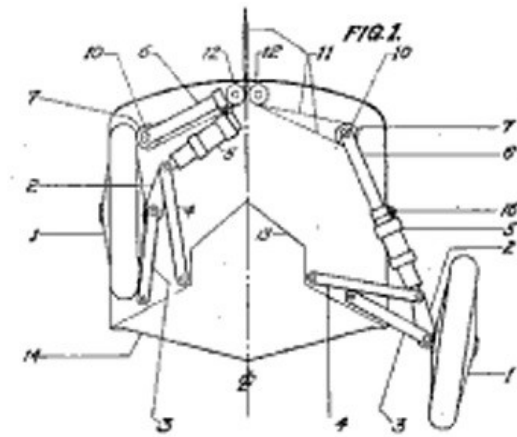
Na obrázku 13 můžeme vidět výkres, který si nechal L. R. Grumman v roce 1932 patentovat. To byl první v praxi použitelný podvozek pro hydroplány, neboť tyto nemohou být vybaveny pevným podvozkem. Tím si zajistil objemné zakázky u amerického námořnictva.

Podobný systém zatažení se uplatnil u obojživelného letounu PBY-5 Catalina. Na obrázku 14 je isometricky zobrazen právě tento mechanismus, umístěný přímo do podvozkové šachty.

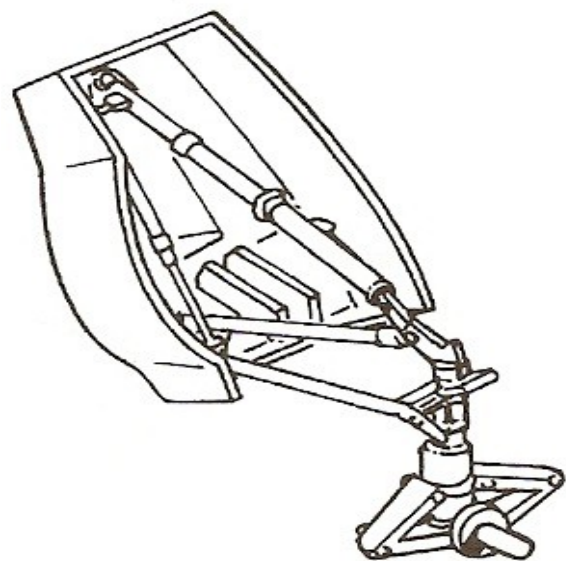
Mechanismy tohoto typu mají několik společných vlastností. Kinematika bývá tvořena paralelogramem a ten pokud je vyrovnaný, tak je schopen zajistit stále stejnou polohu kola, resp. osy kola vůči letounu. Je-li zapotřebí nějakého pootočení kola, například pro snadnější ukládání do šachty, je toho relativně snadno možné dosáhnout jednoduchou změnou délkových poměrů jednotlivých spojovacích tyčí. Jedná se zpravidla o mechanismy s krátkou délkou chodu kola.

V případě použití na hydroplánech, kde je pouze nutné mít dotykový bod kola níže než je kýl letounu, to je velmi vhodné použití. U Grummanových stíhačů to bylo možné jen díky tomu, že oproti jeho současníkům používal velmi prostorné trupy, které nezapřely, že původ jeho konstrukcí je na vodě.

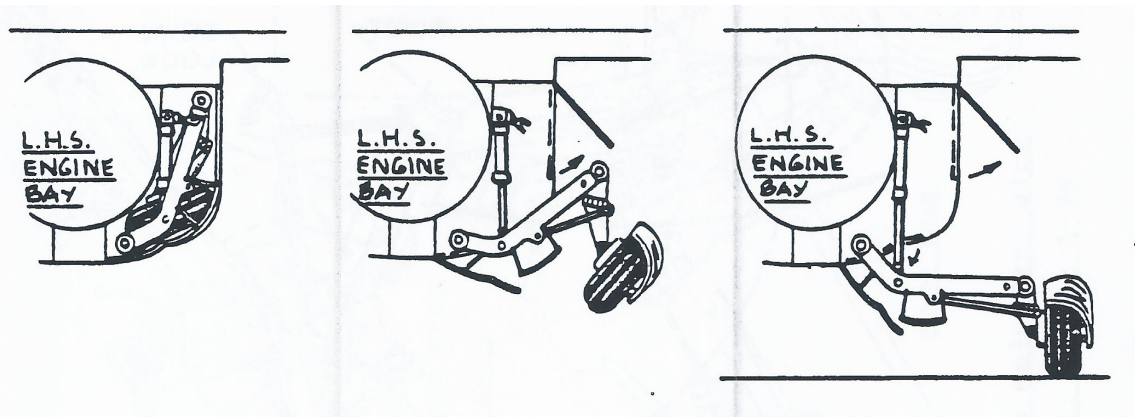
V současnosti se zatahování podvozku do trupu používá také poměrně často. Je to dáno tím, že současné výkonné letouny mívají tenké profily a v křídle tedy není místo pro uložení kol. Jedno z možných řešení je na obrázku 16. Jedná se o podvozek letounu MIG-23. Ten je řešen jako hornoplošník, tudíž je uložení v trupu nezbytné. Takto se konstruktérům elegantně povedlo dosáhnout velkého rozchodu a přesto jej pak ve složené poloze uložit do malého prostoru.



Obr. 13: Podvozek hydroplánu Grumman. [11]



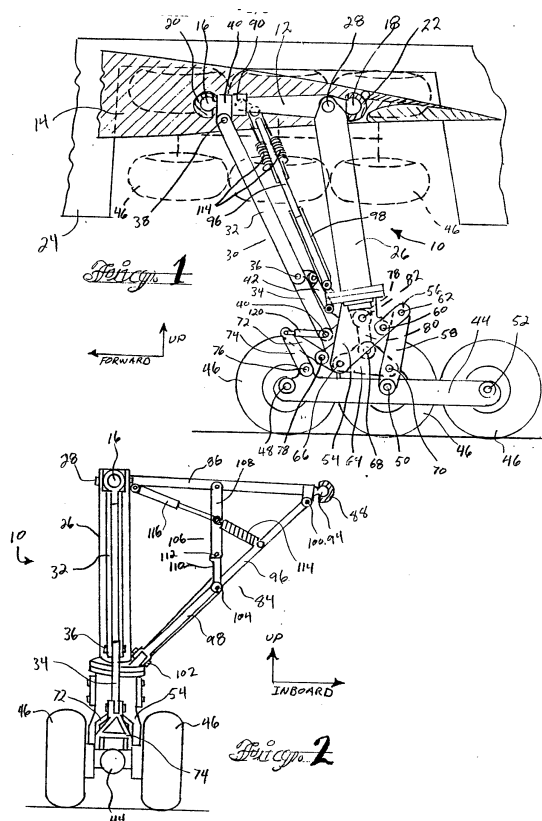
Obr. 14: PBY – 5 Catalina. Podvozek. [15]



Obr. 15: MiG – 23. Zatahování podvozku do trupu. [5], str. 97

S podobným problémem se museli vypořádat konstruktéři moderních dopravních letounů. Zde navíc ještě hraje velkou roli fakt, že transportní letouny současnosti jsou velmi těžké a proto i jejich podvozky mimořádně rozměrné, používají se zde převážně podvozky tzv. vozíkového typu. Na obrázku 15 je možné vidět řešení firmy Boeing patentované roku 1990.

Podvozek je ukotven v křídle, zaklápí se směrem k trupu, do něhož se rozměrný vozík ukládá. Jak je z obrázku vidět, je zde složitou kinematikou řešen i relativní pohyb vozíku vůči hlavní vzpěře, neboť jeho pohyb musí být volný.



Obr. 16: Patent firmy Boeing. [12]

3 Rešerše používaných mechanismů podvozku

V této kapitole bude provedena stručná rešerše různých existujících principů a mechanismů, které v průběhu vývoje leteckých konstrukcí vznikly. Bude zde provedena i diskuse u jednotlivých konceptů.

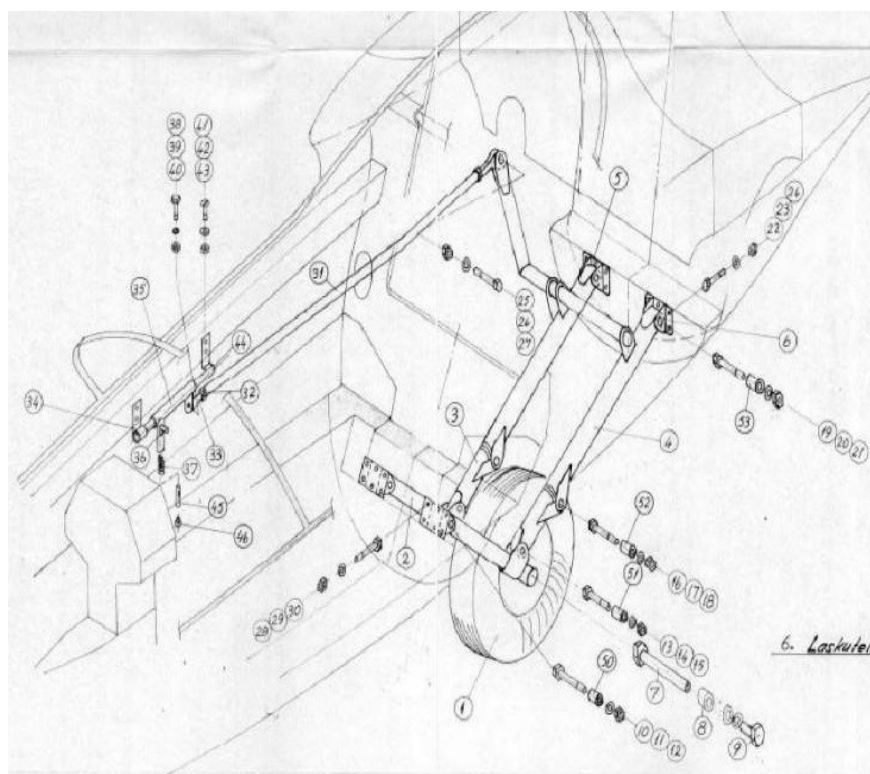
3.1 Mechanismy zatahování podvozku

Zatahovací podvozky, tak jako jakékoli jiné mechanismy, musí být nějakým způsobem ovládány. Systémy ovládání můžeme zhruba rozdělit na ruční, elektrické nebo tekutinové.

Podvozky ovládané ručně mohou být ovládané buď pomocí soustavy táhel, lan nebo případně pomocí ohebného táhla, tzv. teleflexu. Vysunování podvozku ovládaného ručně pomocí soustavy táhel se dle předpisu děje pohybem ovládacího táhla směrem vzad.

Mechanismus můžeme demonstrovat na podvozku kluzáku PIK-20 (obr. 17). Tento princip se výborně uplatní u kluzáků, kde je potřeba přenášet pohyb pouze na krátkou vzdálenost a zároveň je možné využít přímočarého pohybu ovládacího táhla, jelikož se jednobolové tandemové podvozky vysouvají zpravidla rotačním pohybem v téže rovině. U jiných typů letounů nebývá ruční pohon primárně používán, především z důvodu komfortu obsluhy. Přesto však musí být na každém letounu namontován jako záložní systém, pokud primární selže. Je pak nutno vyřešit ovládání takového podvozku, a to především, je-li nutno přenášet pohyb ovládací páky z kabiny na velkou vzdálenost. To může být opět řešeno tak, jak bylo již uvedeno výše. Jako drobnou kuriozitu je možno uvést příklad sovětské stíhačky Polikarpov I-16. Ta byla také vybavena zatahovacím podvozkem ovládaným ručně. Zajímavý je však systém, jak to bylo realizováno (obr. 18). Pilot musel otáčet kličkou v kabině, čímž dával do pohybu lano, které následně přitáhlo podvozkovou nohu do křídla. Oproti jiným mechanismům bylo tedy na tomto letounu lanové ovládání vyvedeno volně prostorem. Můžeme si však povšimnout, že délka lana, které se muselo zatahovat, je značná, proto bylo zapotřebí 44 otáček klikou.

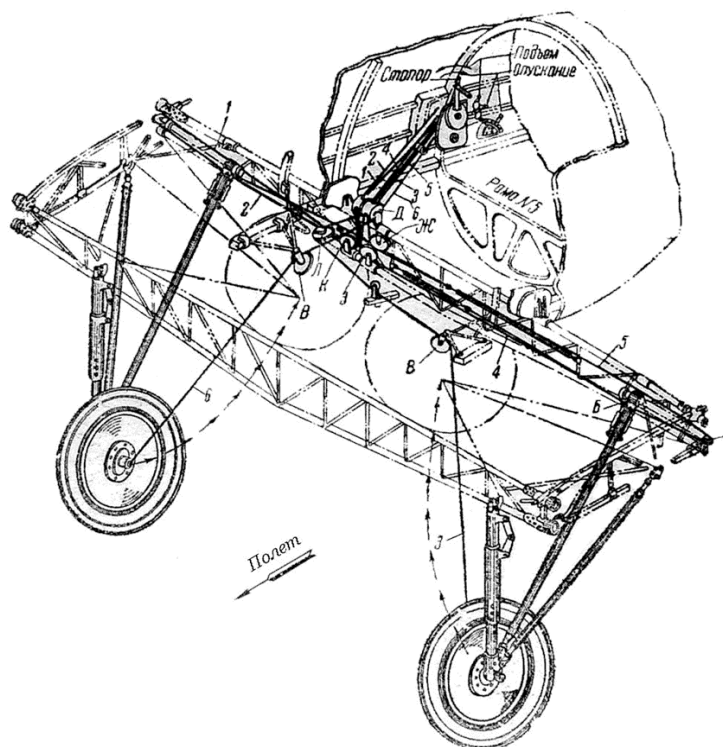
Při pohonu pomocí elektromotoru je možno využít řady různých principů – dá se pohánět posuvový šroub, na němž pak matice vykonává translační pohyb, je také možné se pomocí převodu dopomálat dostat přímo na otáčivý pohyb vzpěry. V současné době rozšiřování přímých



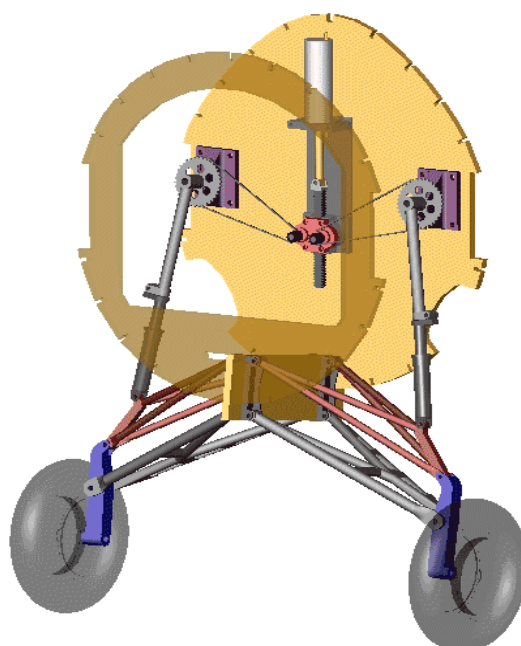
Obr. 17: PIK – 20. Mechanismus zatahování kola. [13]

pohonů je pravděpodobné, že i tyto budou v budoucnu používány. Nyní bude na několika příkladech nastíněno, jak je možné tyto myšlenky v praxi realizovat.

Zajímavé řešení představil L. R. Grumman na letounu F4F Wildcat (obr. 19), které bude krátce popsáno. Na otáčivém šroubu je umístěna posuvová matice. Při její cestě dolů se zároveň otáčejí řetězová kola, která pomocí řetězu pohánějí zalamovací vzpěry, pokud se tyto otočí, tak i zatáhnou celý mechanismus dovnitř do trupu, jak již bylo dříve popsáno. Původně však byl také celý mechanismus konstruován pro ruční pohon.



Obr. 18: I-16 Rata. Hlavní podvozek. [18]



Obr. 19: F4F Wilcat. Paralelogram. [10]

4 Návrh kinematiky podvozku

Cílem této bakalářské práce je navrhnout rovinné kinematické schéma zatahovacího podvozku nekonvenčního UL letounu. V této části budou popsány požadavky, které jsou na tuto úlohu kladené a několik variant možného řešení. UL letoun, pro který je tento podvozek navrhován, se vymyká běžným standardům. Jelikož se jedná spíše o motorizovaný kluzák s tlačnou vrtulí, je vybaven křídlem s relativně tenkým profilem a velmi štíhlým trupem, ve kterém se nenachází příliš mnoho místa. Nebylo tedy možné použít rozšířené způsoby uložení podvozku a bylo nutno navrhnout jiné řešení.

Základním požadavkem bylo navrhnout jej tak, aby byl letoun při poježdění po zemi stabilní a nepotřeboval pomocníky u křidel, popřípadě pomocná kolečka tak, jak je známe z podobných aplikací u běžných motorizovaných kluzáků. Tento požadavek hned zpočátku znemožnil použití podvozku tandemového typu. Jelikož je vybaven tlačnou vrtulí, bylo také jednoznačné, že musí být vybaven příďovým kolem, neboť při poježdění po ostruže by se dostávala vrtule do kontaktu se zemí. Zároveň však umístění pohonu klade požadavek na výšku podvozku, neboť při rozběhu je nutno natáhnout letoun na určitý úhel náběhu, při kterém dojde k odpoutání. Je-li stroj vybaven tažnou vrtulí, pak toto nepředstavuje žádný problém, neboť ta se při natažení vzdaluje od země. Zde je naopak nutno podvozek udělat o to vyšší, aby i při předepsaném úhlu náběhu bylo stále mezi vrtulí a drahou alespoň 20 cm místa. Zároveň je ale instalace limitovaná prostorem, do kterého lze podvozek zatahnout. Pro zatažení příďového kola je k dispozici více místa a je jej proto možno navrhnout relativně konvenčně. Proto jsem se primárně zaměřil především na návrh podvozku hlavního, který tak určí i délku příďové vzpěry.

4.1 Kinematika zatažení hlavního podvozku

Při zadání bylo požadováno, aby se podvozek nechal zatahnout do prostoru zhruba eliptického průřezu 700x500 mm a o hloubce 250 mm. Z tohoto důvodu jsem se při návrhu zaměřil na systémy podvozků vytahovaných z trupu přímo do boku. Postupně byly navrženy tři varianty, které zde budou představeny.

První z nich, varianta A, je vyobrazena na obrázku 20 v obecné poloze. Skládá se ze zalamovací vzpěry 1 a 2, nosníku 3, hlavní vzpěry 5 a pomocných táhel 4 a 6. Princip jejího fungování je následovný: při pohybu poháněného členu, tedy horní části zalamovací vzpěry 1 se dává do pohybu i její dolní polovina 2 a nosník 3. S tímto pohybem je kinematicky svázána druhá část hlavní vzpěry, na které je namontováno kolo. Jelikož je pomocné táhlo 4 spojeno rotační vazbou na obou stranách mezi vzpěrami 2 a 5 zajišťujícími předepsaný pohyb vzpěry 5, táhlo 6 je na vzpěru 5 připojeno vazbou rotační, na nosník 3 pomocí vazby obecné. Na statickou určitost soustavy tedy nemá vliv, při zatížení však může přenášet boční síly a také je na ní možno realizovat zámek vytažené a zatažené polohy.

Tento mechanismus sestávající ze sedmi těles včetně základního rámu má tedy všeho všudy osm rotačních vazeb a jednu obecnou. Má tedy jeden stupeň volnosti a bylo by možno ho použít.

Pro určení rozměrů bylo použito modifikované vektorové metody. Vektorová metoda [8] se za běžných okolností používá pro analýzu mechanismů. Její princip spočívá v nahrazení jednotlivých funkčních členů mechanismu vektory. Pak se definují délky a úhly k ose x známých členů, neznámé rozměry se pak dopočítávají v řešiči nelineárních rovnic. Zde však byla využita pro syntetické účely. Byly definovány dvě polohy, které musí mechanismus splňovat a několik předepsaných délek a úhlů. Na tomto základě byly sestaveny dvakrát dvě složkové rovnice do směrů souřadného systému. Následně byly tyto rovnice řešeny pomocí řešiče nelineárních rovnic programu SciLab 5.5.0.

Při řešení byl tento mechanismus odladěn tak, že kolo podvozku jen málo přečnivalo z obrysu letounu. Přesto se ale ukázalo, že je tento systém rovnic málo stabilní a je tedy mimořádně citlivý na drobné změny délek či úhlů. Již jen změna délky táhla 4 o 0,2 mm měla za následek naprosté nedotažení vzpěry kola 5 do trupu. Dalším nedostatkem je veliké ohybové

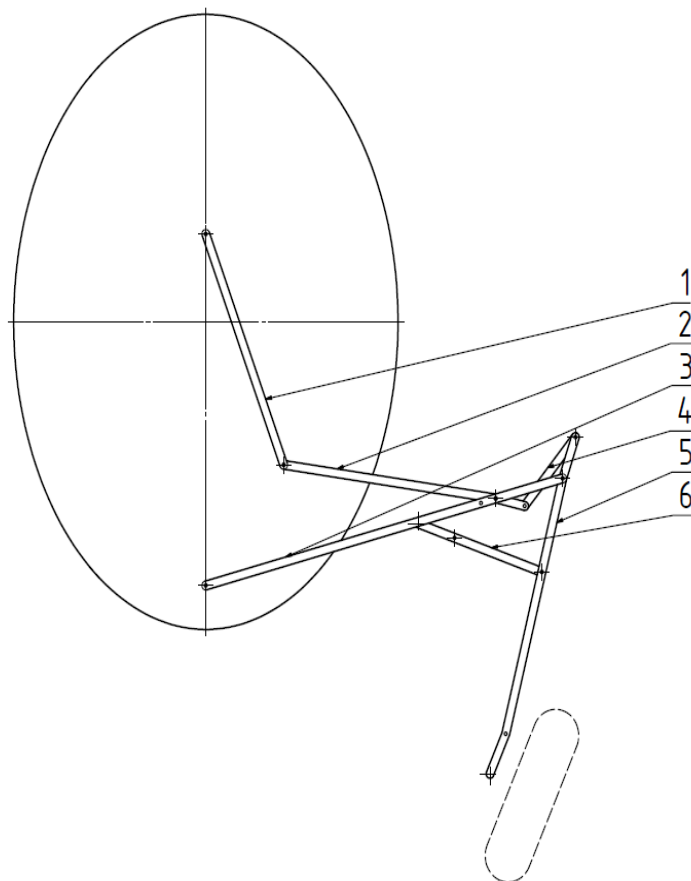
namáhání nosníku 3. Spolu s faktem, že táhlo 6 by se obtížně zamykalo ve vysunuté i zasunuté poloze, to znamenalo, že je tento mechanismus pro praktické použití málo vhodný a nebyl proto rozvíjen.

Další možnou variantu řešení představovalo podobné schéma. Varianta B rozvíjí tu předchozí tím, že přidává druhý přímo poháněný člen. Princip fungování je následovný. Zalamovací vzpěra 1 a 2 opět pohybuje nosníkem 3. Pohyb vzpěry 4 je však realizován jinak, v tomto případě je aktivně přitažena táhlem 5, které je na své pravé straně upevněno pomocí rotační vazby ke vzpěře 4 a na své levé straně je upevněno k matici 6. Ta se nachází na posuvovém šroubu, který je roztáčen kuželovým soukolím 8. Pastorek se nachází na šroubu, kolo je upevněno rotačně k rámu a je poháněno řetězovým převodem 6, malé řetězové kolo je roztáčeno pohybem zalamovací vzpěry 1.

Tímto způsobem je možno navolit si pohyby přesně dle požadavků změnou převodových poměrů. Nevýhodou však je velká složitost celé konstrukce, tím pádem i velká hmotnost. Problémy se zámek vzpěry 6 ve vytažené i zatažené poloze se neodstranily, navíc i drobná plastická deformace nosníku 3 při přetížení by měla za

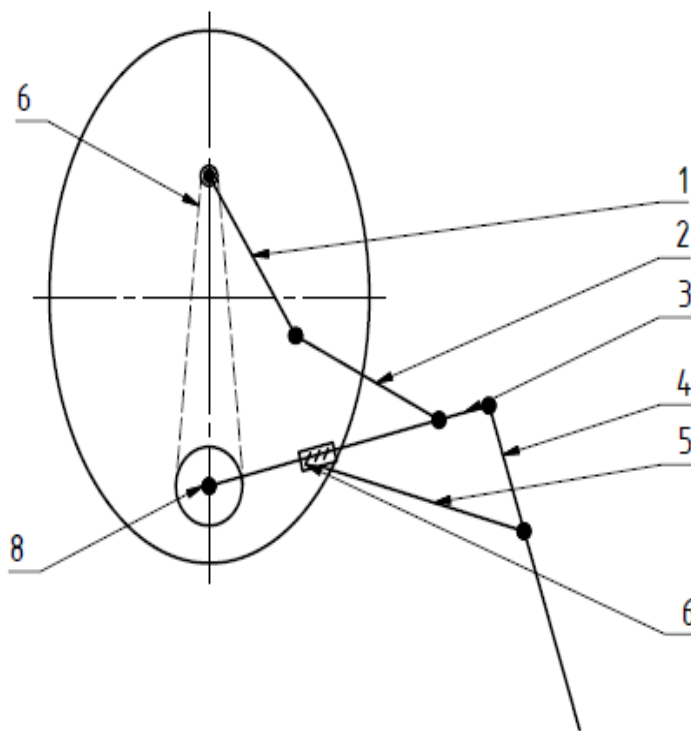
20

Obr.
:



Varianta A

1,2 – zalamovací vzpěra, 3 - nosník, 4 – táhlo, 5 – podvozková vzpěra, 6 - táhlo



Obr. 21: Varianta B

1,2 – zalamovací vzpěra, 3 – dutý nosník s posuvovým šroubem, 4 – vzpěra, 5 – táhlo, 6 - matice

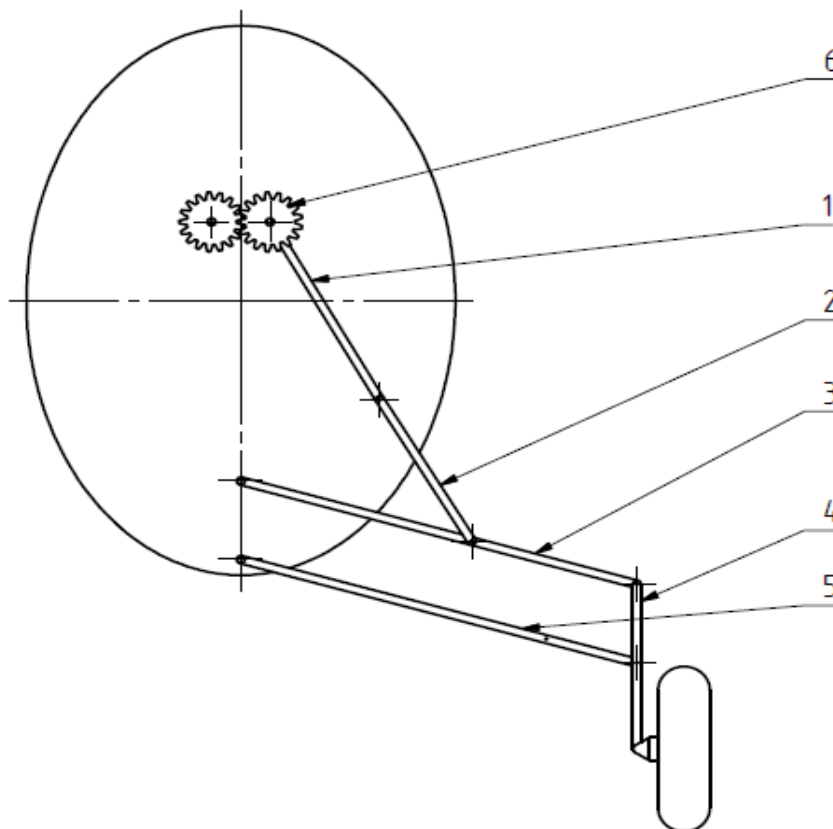
následek znemožnění pohybu matice 6 na šroubu. Proto byla i tato varianta opuštěna.

Další možný způsob představuje varianta C. Jedná se v zásadě o paralelogram, jehož vlastností je, že jsou jeho strany vůči sobě stále rovnoběžné. Pro optimální zatažení jsou jeho délky spojovacích tyčí mírně modifikovány, toto bude rozebráno dále.

Celý mechanismus sestává ze zalamovací vzpěry 1 a 2, nosníků 3 a 5 a spojovací vzpěry 4. Dvojice ozubených kol 6 slouží k zrcadlovému přenosu pohybu z jedné vzpěry na druhou a tím pádem je poháněna i druhá strana, která zde pro přehlednost není uvedena.

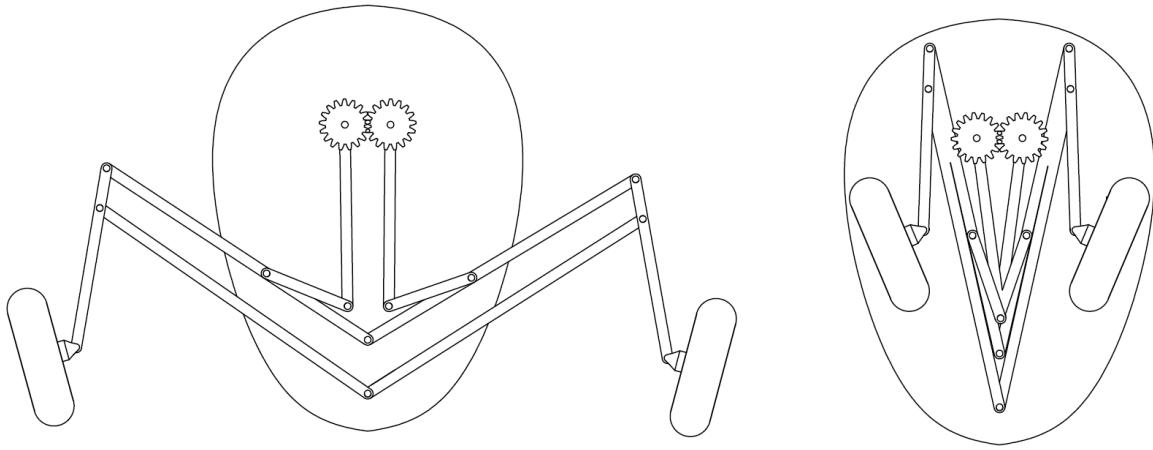
Tento mechanismus se vyznačuje velikou jednoduchostí a robustností. Jelikož se ohyb rozloží do dvou nosníků 3 a 5, které dohromady tvoří jeden složený s velkým kvadratickým momentem, který je dán vzdáleností obou jeho pásnic, bude i jeho namáhání menší ve srovnání s předchozími představenými možnostmi řešení. Toto schéma bylo již v historii prověřené a bylo použito například na Grummanových hydroplánech a stíhačkách. Tato varianta řešení bude tedy nadále rozvíjena.

Studiem geometrických charakteristik se ukázalo, že je výhodnější umístit vzpěru 4 tak, aby byla její osa různoběžná se svislou osou letounu. Takovým způsobem je možno dosáhnout maximálního možného rozchodu podvozku. Současně s tím je však nutno upravit délky nosníků 3 a 5 tak, aby se při zatažení podvozku vzpěra 4 spolu s kolem zaklopila do trupu. Tímto způsobem se opouští původní mechanismus paralelogramu, avšak je tak možno dosáhnout většího rozchodu kol a to až o 30 %. Navržený mechanismus je pak schematicky znázorněn na obrázku 22. Na obrázku 23 je pak vyobrazen v obecné a v zasunuté poloze. V Příloze I je pak vyobrazen ještě jednou a to doplněn kótami. Tato varianta byla zvolena jako nejvhodnější pro užití v letounu.

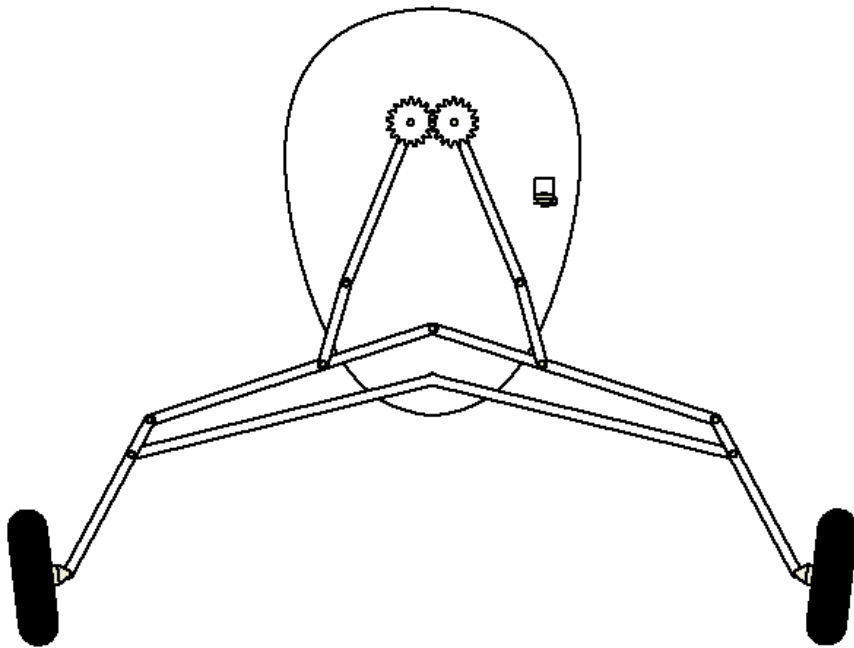


Obr. 22: Varianta C

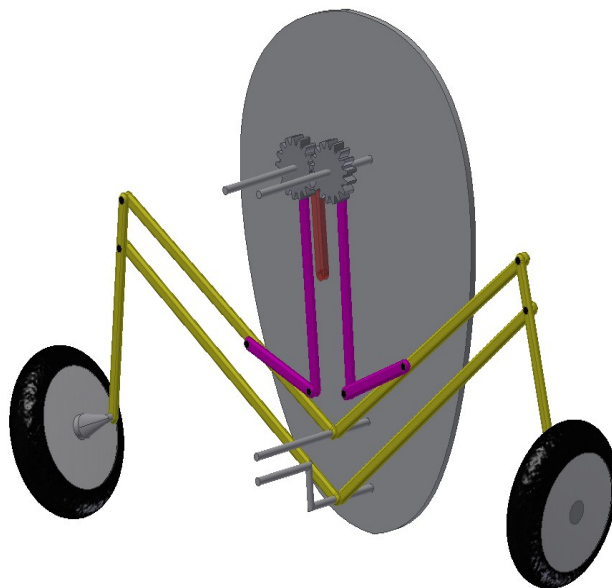
1, 2 – zlamovací vzpěra, 3 – nosník, 4 – vzpěra, 5 – nosník, 6 – ozubené kolo



Obr. 23: Varianta D: obecná a zatažená poloha.



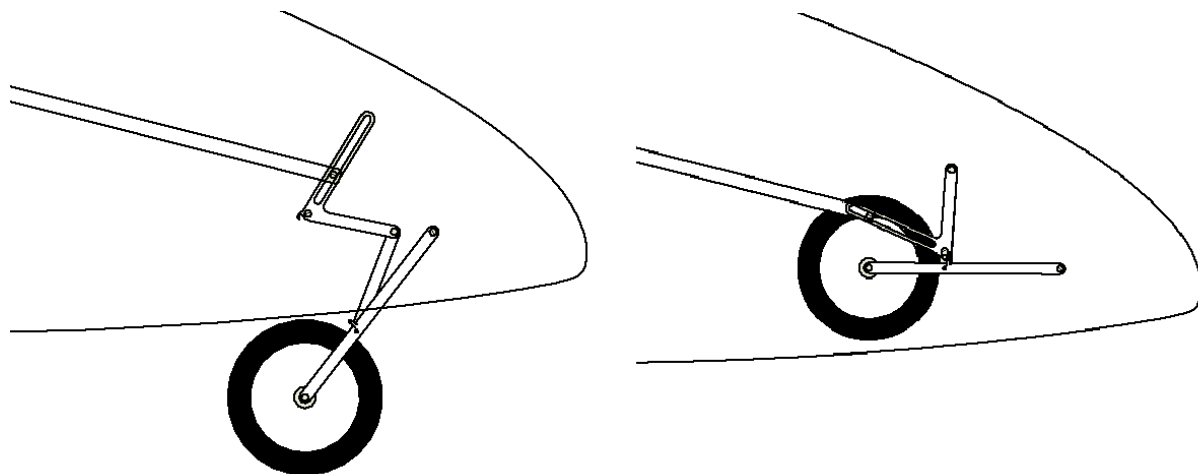
Obr. 24: Varianta D: vytažená poloha



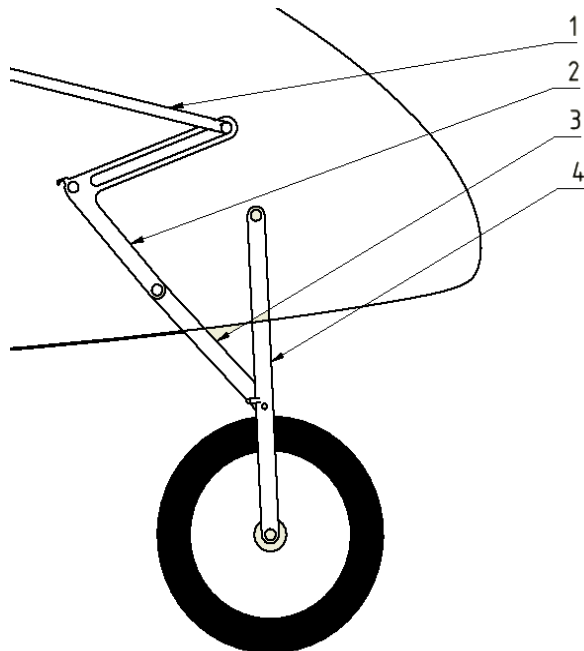
Obr. 25: Varianta D - 3D model v obecné poloze

4.2 Kinematika zatažení předového podvozku

Pro zatažení předového podvozku je možné užít zcela běžného mechanismu, který je vyobrazen na následujícím schématu. Táhlo 1 je ovládacím táhlem, které směrem dopředu či dozadu posunuje přímo pilot. Jeho posuvný pohyb se převádí na rotační pohyb páky 2, toho je docíleno obecnou vazbou. Páka 2 spolu se vzpěrou 3 tvoří zalamovací vzpěru, která zamyká podvozek ve vysunuté poloze. Jako zámek zasunuté polohy slouží příčný čep spolu s háčkem (viz obr. 28). Při dotažení podvozku do zatažené polohy zapadne čep do háčku a tím je podvozek zamčen ve své poloze a nepřenášejí se pak žádné hmotové síly do ovládací páky. Díky spojení obou mechanismů je takto zamčen i podvozek hlavní.

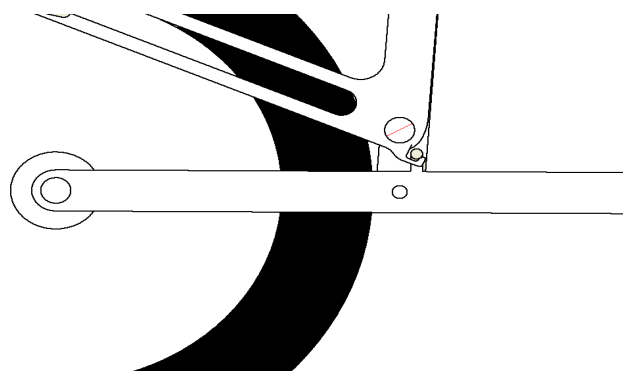


Obr. 26: Předový podvozek – obecná a zatažená poloha.

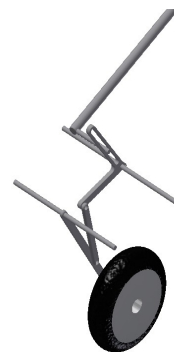


Obr. 27: Předový podvozek – vytažená poloha.

1 – táhlo, 2 – páka, 3 – táhlo, 4 - vzpěra



Obr. 28: Zámek zatažené polohy – detail.

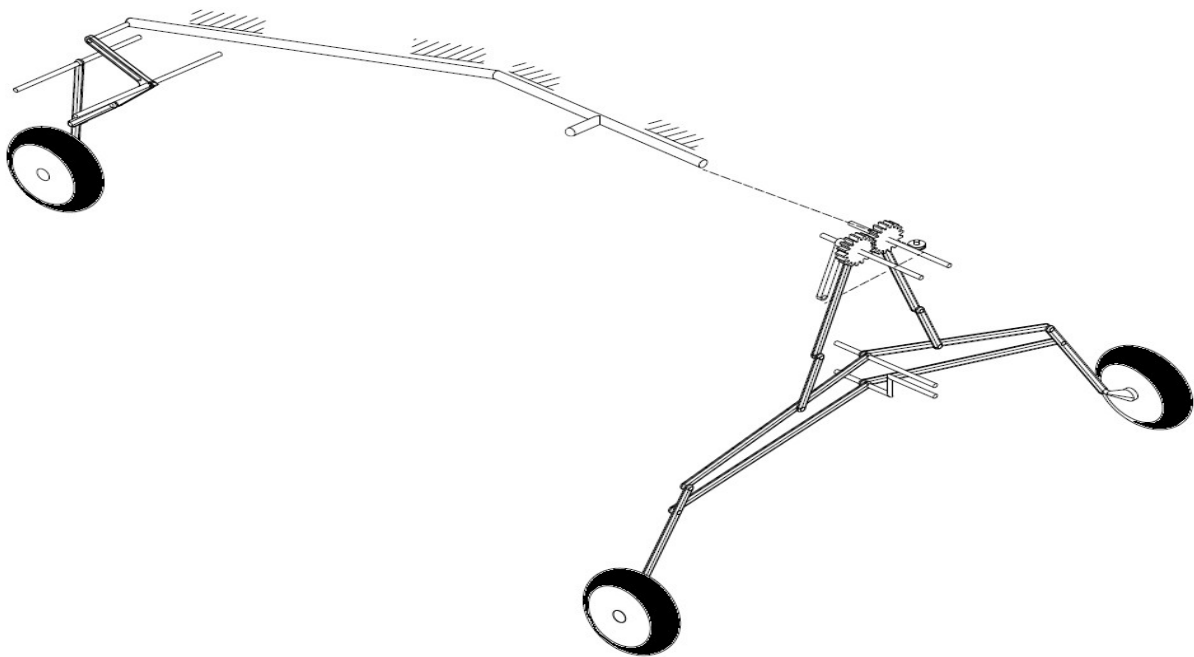


Obr. 29: Předový podvozek. 3D model v obecné poloze.

4.3 Ovládání podvozku

Pro ovládání obou mechanismů bude použito smíšeného ovládání. Jak již bylo v předchozí části textu zmíněno, předový podvozek bude ovládán přímo pomocí táhla. Pro podvozek hlavní by však bylo užití táhla problematické, neboť je nutno převádět pohyb posuvný a pohyb rotační v rovině kolmé. Zde je výhodnější použít převodu lanového, neboť pokud by bylo použito táhlo, tak by v něm docházelo k značnému ohybovému momentu a navíc by svým obecným sférickým pohybem vyžadovalo velikého množství místa.

Pro vysunutí se podvozek pouze odjistí a on už vypadne sám tíhovou silou. Přičemž se zamknutím zlomovacích vzpěr i sám zajistí. Pro zatažení bude užito již zmíněného lanového převodu. Jelikož musí být lano taženo, musí být poháněna horní část vzpěry na levé straně.



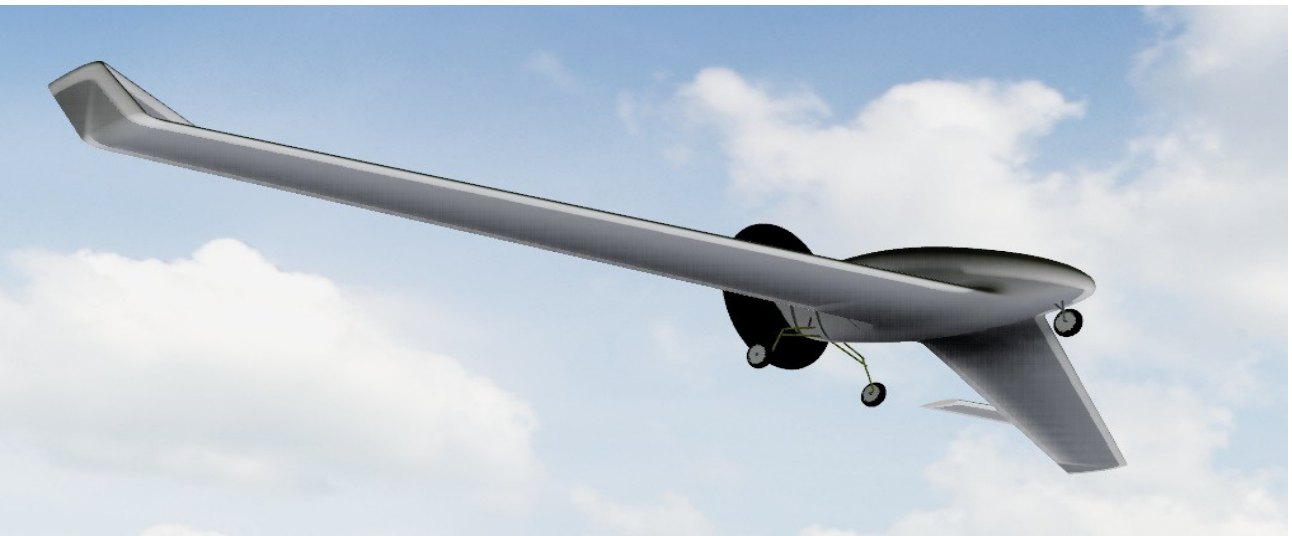
Obr. 30: Pohled na sestavu podvozku.



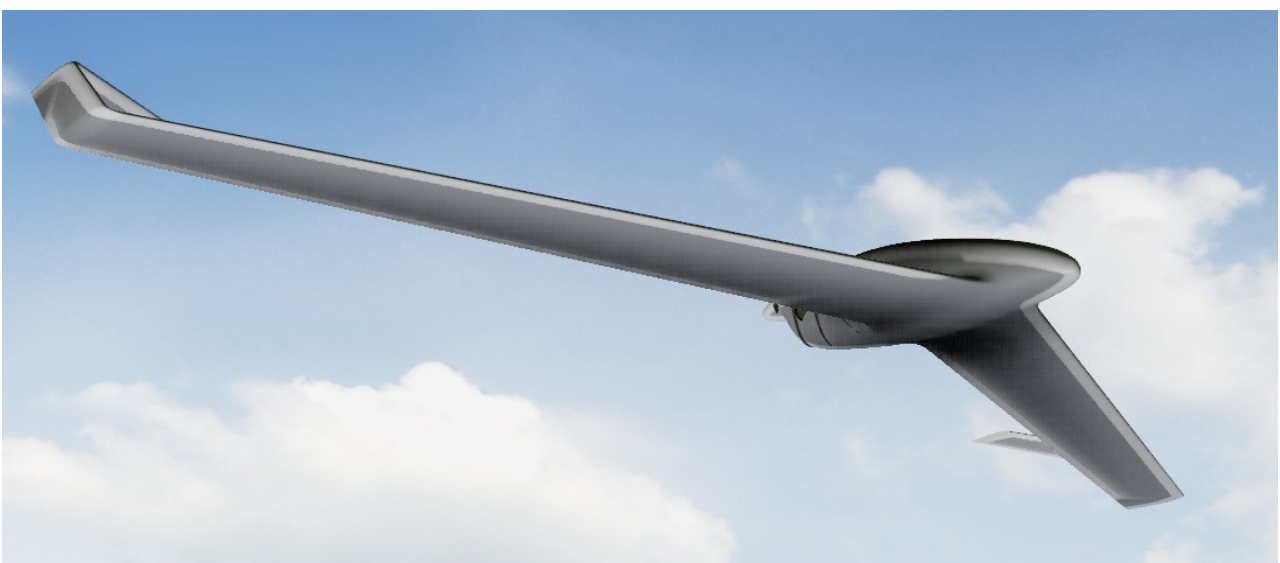
Obr. 31: Zadní pohled na letoun na letišti



Obr. 32: Přední pohled na letoun s vytaženým podvozkem.



Obr. 33: Letoun s vytaženým podvozkem v letu.



Obr. 34: Letoun se zataženým podvozkem v letu.

5 Silový rozbor

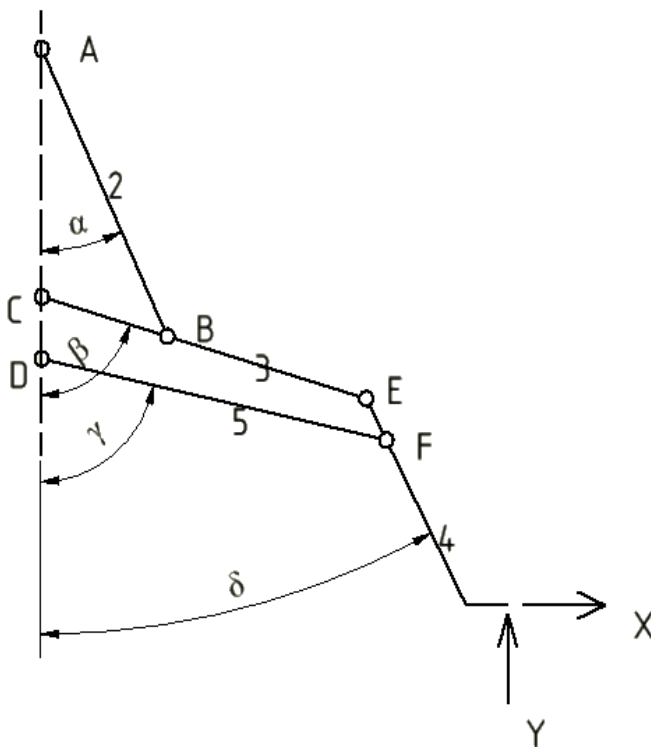
Pro silový rozbor celé soustavy byla užitá analytická metoda používající uvolnění jednotlivých těles [7]. Následně byly sestaveny silové a momentové rovnice. Ty byly zapsány maticovým zápisem a soustava byla řešena v programu SciLab pomocí numerické pseudoinverze.

5.1 Hlavní podvozek

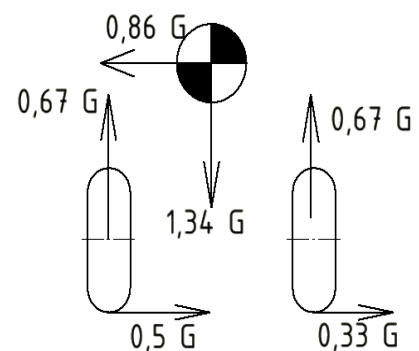
Na obrázku 35 vidíme zakreslené schéma. Jednotlivé body rotačních vazeb jsou označeny písmeny A – F, jednotlivá tělesa 2 – 5. Důležité úhly jsou označeny písmeny řecké abecedy α , β , γ a δ .

Akční síly X a Y jsou síly od pozemního zatížení. Jejich velikosti jsou určeny dle [3], str. 52. Obrázek 36 je též překreslen odtamtud. Jelikož se v tomto případě jedná o jednomístný letoun, bude jeho maximální hmotnost rovna $m=250\text{ kg}$, tedy $G=2452\text{ N}$.

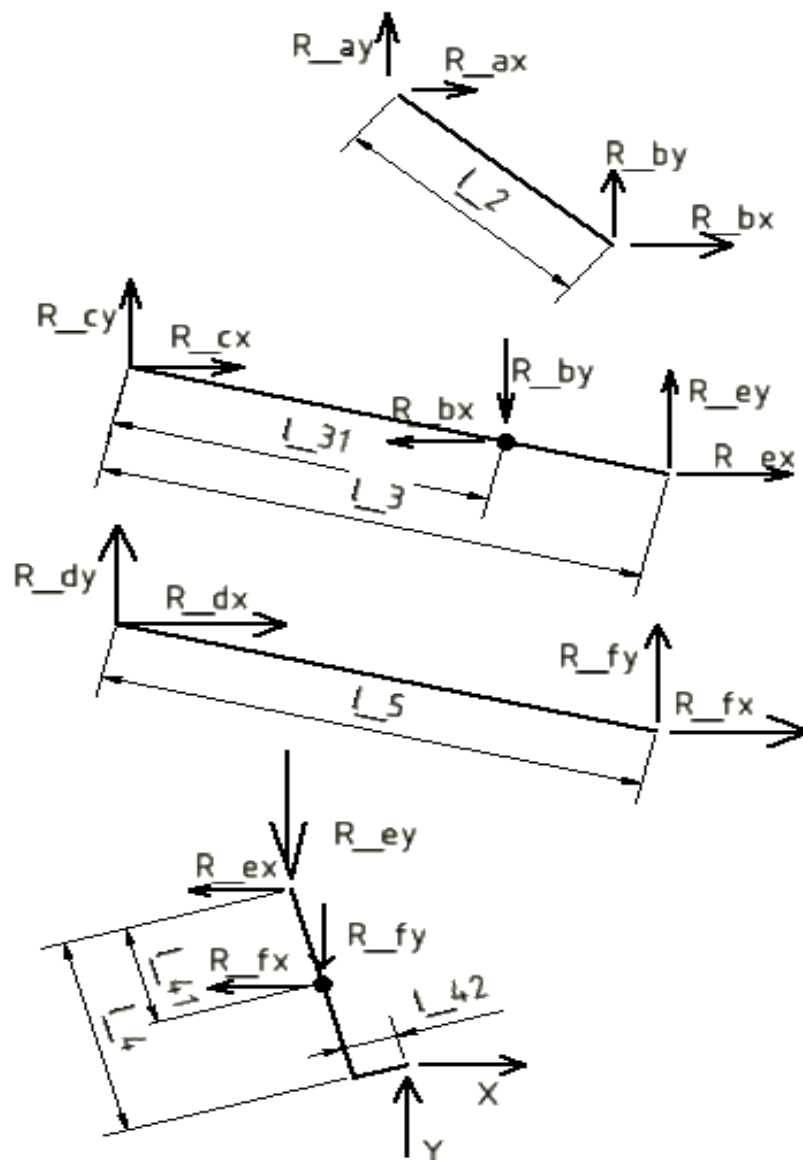
Sílu Y pak tedy můžeme vyčíslit jako $Y=1643\text{ N}$. Síla X se liší pro kolo „nalevo“ X_L a „napravo“ X_P , která směřuje na opačnou stranu, než X na obrázku 35. Vyčíslené jsou jako $X_L=-1266\text{ N}$ a $X_P=809\text{ N}$. Proto bude muset výpočet proběhnout pro obě kola. Na obrázku 37 jsou jednotlivá tělesa uvolněna a rotační vazby budou nahrazeny vždy dvojicí sil do směrů souřadného systému.



Obr. 35: Hlavní podvozek – zatížení.



Obr. 36: Zatížení hlavního podvozku. [3], str. 52.



Obr. 37: Hlavní podvozek – uvolnění těles.

Pro takto uvolněná tělesa můžeme sestavit složkové rovnice ve tvaru:

Těleso 2:

$$x: R_{Ax} + R_{Bx} = 0 \quad (1)$$

$$y: R_{Ay} + R_{By} = 0 \quad (2)$$

$$M_A: R_{By} \cdot l_2 \sin \alpha + R_{Bx} \cdot l_2 \cos \alpha = 0 \quad (3)$$

Těleso 3:

$$x: R_{Cx} - R_{Bx} + R_{Ex} = 0 \quad (4)$$

$$y: R_{Cy} - R_{By} + R_{Ey} = 0 \quad (5)$$

$$M_C: -R_{Bx} l_3 \cos \beta - R_{By} l_{31} \sin \beta + R_{Ex} l_3 \cos \beta + R_{Ey} l_3 \sin \beta = 0 \quad (6)$$

Těleso 4:

$$x: -R_{EX} - R_{FX} + X = 0 \quad (7)$$

$$y: -R_{EY} - R_{FY} + Y = 0 \quad (8)$$

$$M_E: -R_c l_{41} \cos \delta - R_{FY} l_{41} \sin \delta + X(l_4 \cos \delta - l_{42} \sin \delta) + Y(l_4 \sin \delta + l_{42} \cos \delta) = 0 \quad (9)$$

Těleso 5:

$$x: -R_{DX} + R_{FX} = 0 \quad (10)$$

$$y: -R_{DY} + R_{FY} = 0 \quad (11)$$

$$M_G: R_{FY} \cdot l_5 \sin \gamma + R_{FX} \cdot l_5 \cos \gamma = 0 \quad (12)$$

Výše uvedené složkové rovnice můžeme přepsat pomocí maticové formy na kondenzovaný tvar $A \cdot \vec{x} = \vec{b}$. Matice A zde představuje matici koeficientů k vektoru neznámých x. Vektor b je vektorem pravých stran nehomogenní soustavy rovnic. Výsledek bude vypočítán ve tvaru $\vec{x} = A^{-1} \cdot \vec{b}$ pomocí numerické pseudoinverze programem SciLab 5.5.0. Jelikož matice soustavy A není příliš dobře podmíněná, byl vypočítán i vektor odchylek od přesného řešení $x_{err} = A \cdot b - x$ a byly též vypočítány relativní odchylky vzhledem k působícím silám. Kompletní výsledek výpočtu je uveden v Příloze II, samotný výpočet pak v Příloze III. Zde budou pouze uvedeny působící síly získané jako kvadratický součet svých složek.

Pro zatížení levého kola dostáváme tyto výsledky¹:

$$R_A = 8100 \text{ N}$$

$$R_B = 4700 \text{ N}$$

$$R_C = 5000 \text{ N}$$

$$R_D = 2050 \text{ N}$$

$$R_E = 2052 \text{ N}$$

$$R_F = 3200 \text{ N}$$

Pro pravé kolo pak následovně:

$$R_A = 1600 \text{ N}$$

$$R_B = 31000 \text{ N}$$

$$R_C = 10600 \text{ N}$$

$$R_D = 1800 \text{ N}$$

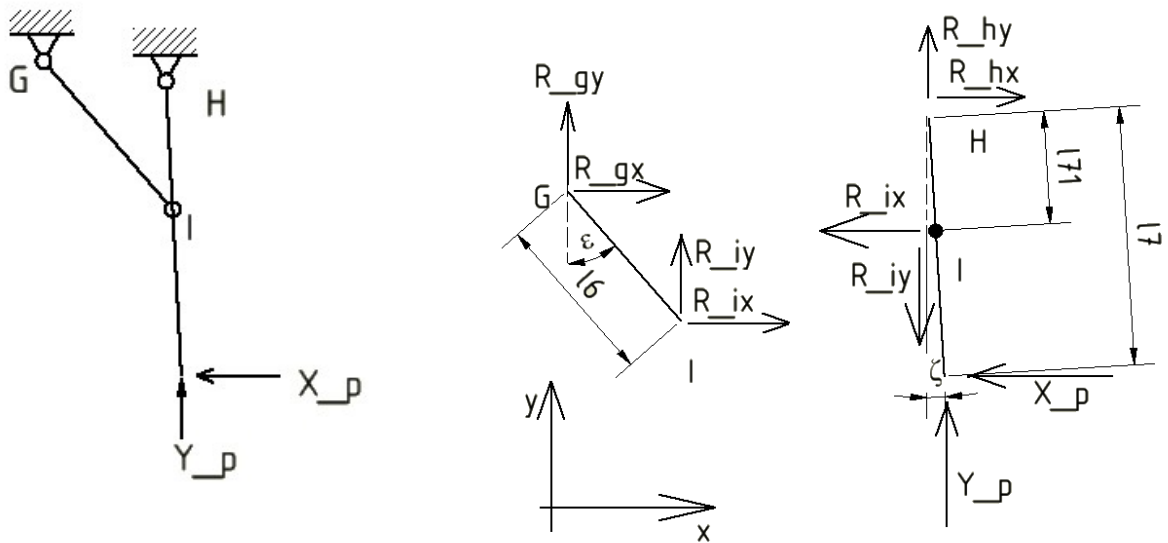
$$R_E = 12500 \text{ N}$$

$$R_F = 12800 \text{ N}$$

¹ Tyto vypočtené síly však realitu odrážejí pouze jen částečně. Jelikož bylo zadáním této práce navrhnout pouze rovinnou kinematiku, není možné tento rovinný mechanismus zatížit prostorovou soustavou sil a zároveň docílit rozumného výsledku. Z tohoto důvodu nebyla uvažována síla od brzd, která je řádově stejně velká jako síly Y.

5.2 Příkladový podvozek

Pro analýzu sil působících na příďový podvozek byla použita totožná metoda. Výchozím schématem k této úloze je obrázek 38. Opět byla použita metoda uvolnění a nahrazení rotačních vazeb dvojicí sil ve směru souřadného systému. Následně byly opět sestaveny rovnice rovnováhy,



Obr. 38: Příďový podvozek - uvolnění

Obr. 39: Příďový podvozek – zatížení.

SciLab.

přepsány do maticové formy a řešeny v programu

Rovnice rovnováhy pro jednotlivá uvolněná tělesa zní:

Těleso 6:

$$x: R_{IX} + R_{GX} = 0 \quad (13)$$

$$y: R_{IY} + R_{GY} = 0 \quad (14)$$

$$M_A: R_{IY} \cdot l_6 \sin \epsilon + R_{IX} \cdot l_6 \cos \epsilon = 0 \quad (15)$$

Těleso 7:

$$x: R_{HX} - R_{IX} + X_P = 0 \quad (16)$$

$$y: R_{HY} - R_{IY} + Y_P = 0 \quad (17)$$

$$M_C: -R_{IX} \cdot l_{71} \cdot \cos \zeta - R_{IY} \cdot l_{71} \cdot \sin \zeta + Y_P \cdot l_7 \cdot \sin \zeta - X_P \cdot l_7 \cdot \cos \zeta = 0 \quad (18)$$

Jejich řešením získáme velikosti složek hledaných sil, jejich kvadratickým součtem pak síly, které mohou být využity k dimenzování čepů zavěšení. Síly $X_P = 1850 \text{ N}$ a $Y_P = 3100 \text{ N}$ byly určeny dle [3], str. 50.

$$R_G = 5300 \text{ N}$$

$$R_H = 7300 \text{ N}$$

$$R_I = 5300 \text{ N}$$

Kompletní výsledek výpočtu je přiložen jako Příloha IV a samotný výpočet poté jako Příloha V.

5.3 Síla v řízení

V této podkapitole bude stanovena síla, kterou musí pilot působit na ovládací páku. Maximální síla, kterou se od pilota smí požadovat, stanovuje předpis UL-2 ve výši 100 N [3], str. 8. Sílu bude možné stanovit teprve až bude hotova konstrukce celého podvozku a budou známy hmotnosti jednotlivých částí. Zde bude pouze proveden předběžný odhad. Při něm se vychází z toho, že práce, kterou vykoná pilot na ovládací páce W_P , je rovna práci hmotových sil při zvedání podvozku W_m , tedy $W_P = W_m$.

Hmotnost jedné nohy hlavního podvozku včetně kola byla odhadnuta jako $m_h = 2 \text{ kg}$, hmotnost předového podvozku jako $m_p = 2 \text{ kg}$. Dráha, kterou urazí těžiště hlavního podvozku, je zhruba 500 mm, práce potřebná na vytažení hlavního podvozku je tedy

$$W_{m,hl} = m_h \cdot g \cdot s \quad (19)$$

$$W_{m,hl} = 2 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 0,5 \text{ m} = 9,81 \text{ J} \quad (20)$$

Práce potřebná na vytažení předového podvozku se vypočítá stejným způsobem,

$$W_{m,př} = m_p \cdot g \cdot s \quad (21)$$

$$W_{m,př} = 1,5 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 0,27 \text{ m} = 3,97 \text{ J} \quad (22)$$

Celková potřebná práce je tedy dána jako

$$W_m = 2 \cdot W_{m,hl} + W_{m,př} \quad (23)$$

$$W_m = 2 \cdot 9,81 \text{ J} + 3,97 \text{ J} = 23,6 \text{ J} \quad (24)$$

Ovládací páka se posunuje po dráze dlouhé $s_{ovl} = 250 \text{ mm}$. Maximální dovolená práce pilota po této dráze je tedy

$$W_P = F_{ovl} \cdot s_{ovl} \quad (25)$$

$$W_{ovl} = 100 \text{ N} \cdot 0,25 \text{ m} = 25 \text{ J} \quad (26)$$

Po porovnání těchto dvou hodnot je zřejmé, že jsou si zhruba podobné. Ačkoliv se jistě hmoty budou lišit od těchto odhadnutých hodnot, dá se však očekávat, že pilot bude schopen podvozek zatahnout. Lze však na tomto místě vznést požadavek na konstruktéra, aby se snažil hmotnost podvozku co nejvíce omezit a pokud možno přiblížit oněm navrženým dvěma kilogramům

6 Závěr

Cílem této bakalářské práce bylo navrhnout kinematiku zatahování podvozku. Za tímto účelem byla nejprve provedena rešerše běžně používaných uspořádání včetně diskuse vhodnosti použití jednotlivě představených variant. Z této rešerše vyplývá, že se v současnosti dává přednost spíše příďovému typu podvozku pro jeho výhodné dynamické vlastnosti a také lepšímu výhledu z letounu při pojíždění.

Také byly formulovány obecné požadavky, kterým musí konstruktér přistávacího zařízení jakéhokoli letounu vyhovět. Těchto požadavků je velké množství a často si odporují a tak bývá nutno hledat nějaké kompromisní řešení. Poté byl proveden rozbor UL letounu z hlediska možné zástavby podvozku. Ukázalo se jako nezbytné použít příďový podvozek zatahovatelný směrem vzad po směru letu a hlavní podvozek zatahovatelný do trupu kolmo na směr letu.

Bylo navrženo několik možných variant řešení a ty byly pak následně rozebrány s ohledem na funkci a z konstrukčního hlediska. Jako nejvýhodnější se ukázalo řešení pomocí paralelogramu s nestejně dlouhými stranami. Tato varianta pak byla dále rozpracována. Byly určeny optimální délky jednotlivých částí mechanismu, sestaven 3D model a následně též proveden silový rozbor. Byly vypočítány reakční síly v uložení i síla v ovládacích prvcích.

7 Seznam použité literatury

- [1] CURREY, Norman S. *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautic, 1988.
- [2] HRUŠKA Zbyněk, SVITÁK Pavel. *ČSN 31 0001 aneb o leteckém názvosloví*. Letectví+kosmonautika. 2007, 83, 1, s. 98
- [3] LETECKÁ AMATÉRSKÁ ASOCIACE ČR. *UL2 - I. Část: Požadavky letové způsobilosti SLZ. Ultralehké letouny řízené aerodynamicky*. Praha: LAA ČR, 2002.
- [4] PACOVSKÝ, Jaroslav. *Vzduchoplavci, aviatíci a piloti*. Praha: Mladá fronta, 1974.
- [5] ROSKAM, Jan. *Airplane Design: Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems*. Lawrence: University of Kansas, 1986.
- [6] SULŽENKO, M. N. a KOPECKÝ, Pavel (překl.). *Konstrukce letadel*. 2. opravené vydání. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1954.
- [7] VALÁŠEK, Michael a STEJSKAL, Vladimír. *Mechanika A*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 978-800-1028-902.
- [8] VALÁŠEK, Michael a BAUMA, Václav. *Mechanika B*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 978-800-1029-190.
- [9] ZOGG, Jean-Marie. *Arbeiten mit Scilab und Scicos*. HTW Chur: Fachhochschule Ostschweiz, 2007
- [10] CROWTHER, Phil. *Landing Gear of F4F*. [online] Dostupné z: <http://www.philcrowther.com/VC27/images/F4F_Gear01.gif>
- [11] KOTULA, Jo. *Landing Gear Grumman*. [online] Dostupné z: <http://www.jitterbuzz.com/MAN_1935_06.html>
- [12] LARGE, David T, The Boeing Company. *Aft cantilevered wing landing gear for heavy airplane with aft center of gravity*. [online] Dostupné z: <<https://www.google.cz/patents/EP0451910A1>>
- [13] RUSEK, Tomáš. *Sestava zatahování podvozku PIK-20*. [online]. Dostupné z: <<http://www.rc-network.de/forum/attachment.php%3Fattachmentid%3D744323>>
- [14] RYBAŘ, Václav. *Boeing 777-300 Chassis* [online] Dostupné z: <http://g.cz/sites/default/files/g/2014/05/boeing-777-300_chassis_.jpg>
- [15] SAM Martin. *Landing Gear PB5-5*. [online] Dostupné z: <http://www.jitterbuzz.com/MAN_1935_06.html>
- [16] SOUKUP, Pavel. *Avia B-534*. [online] Dostupné z: <www.cs-letectvi.cz/letadla/avia-b-534>
- [17] SOUKUP, Pavel. *Avia B-634*. [online] Dostupné z: <www.cs-letectvi.cz/letadla/avia-b-634>
- [18] TEREEL, David. *Landing Gear I-16*. [online] Dostupné z: <<http://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?t=2055843>>
- [19] WOULTERS, Bruno. *L-13 SW*. [online] Dostupné z: <http://richard.ferriere.free.fr/blanik/l13sw_vivat.jpg>

8 Seznam obrázků²

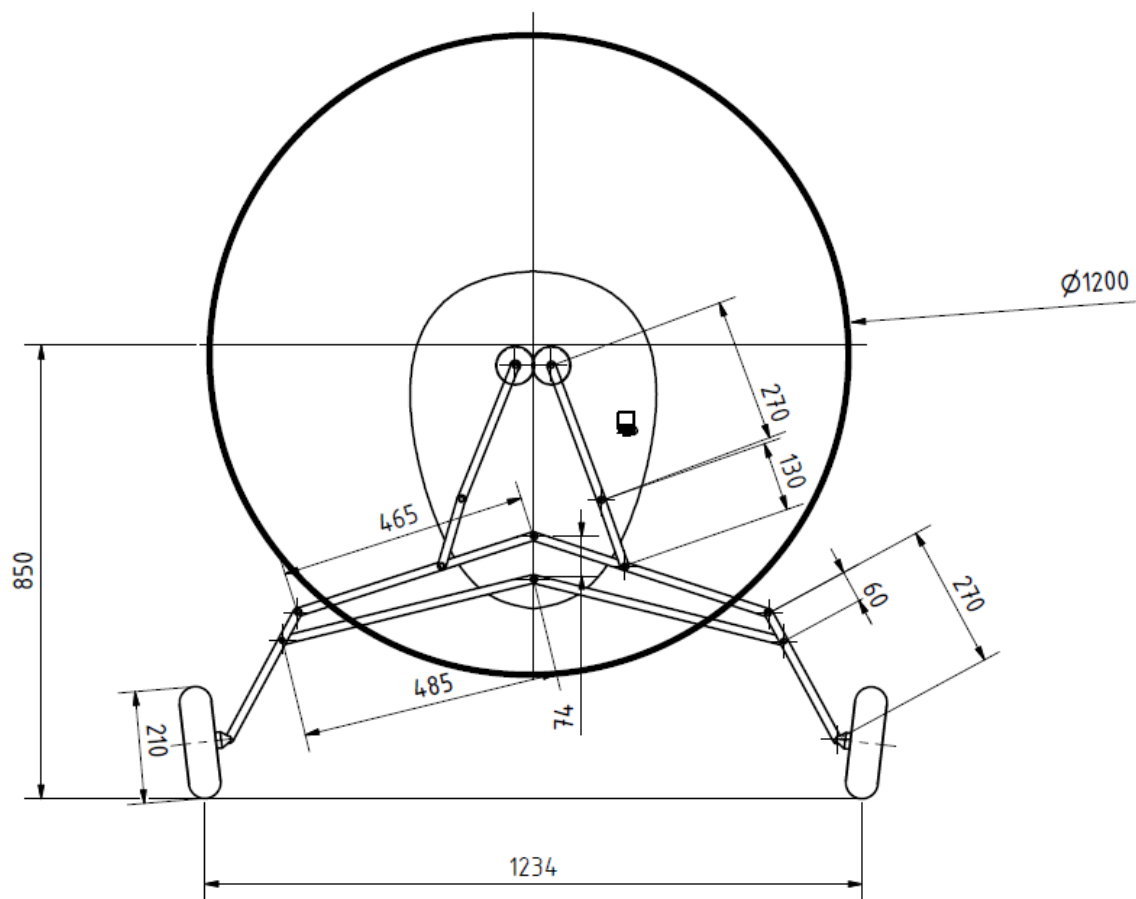
Obr. 1 Základní koncepční schémata. [6], str. 294.....	9
Obr. 2 Tandemový podvozek. [19].....	10
Obr. 3: Housenkový podvozek. [6], str. 313.....	11
Obr. 4: Vozíkový podvozek, B 777. [14].....	11
Obr. 5: Nápravová konstrukce podvozku. [6], str. 303.....	11
Obr. 6: Polonápravová konstrukce podvozku. [6], str. 305.....	12
Obr. 7: Pyramidová konstrukce podvozku. [6], str. 307.....	12
Obr. 8: Avia B-534. [16].....	12
Obr. 9: Avia B-634. [17].....	12
Obr. 10: Jak – 1. Hlavní podvozek. [6], str. 308.....	13
Obr. 11: Il – 10. Zatahování podvozku. [4], str. 320.....	14
Obr. 12: SF – 340. Zatahování do motorové gondoly. [5], str. 108	14
Obr. 13: Podvozek hydroplánu Grumman. [11].....	15
Obr. 14: PBY – 5 Catalina. Podvozek. [15].....	15
Obr. 15: MiG – 23. Zatahování podvozku do trupu. [5], str. 97.....	16
Obr. 16: Patent firmy Boeing. [12].....	16
Obr. 17: PIK – 20. Mechanismus zatahování kola. [13].....	17
Obr. 18: I-16 Rata. Hlavní podvozek. [18].....	18
Obr. 19: F4F Wilcat. Paralelogram. [10].....	18
Obr. 20: Varianta A.....	20
Obr. 21: Varianta B.....	20
Obr. 22: Varianta C.....	21
Obr. 23: Varianta D: obecná a zatažená poloha.....	22
Obr. 24: Varianta D: vytažená poloha.....	22
Obr. 25: Varianta D - 3D model v obecné poloze.....	22
Obr. 26: Předový podvozek – obecná a zatažená poloha.....	23
Obr. 27: Předový podvozek – vytažená poloha.....	23
Obr. 28: Zámek zatažené polohy – detail.....	23
Obr. 29: Předový podvozek. 3D model v obecné poloze.....	23
Obr. 30: Pohled na sestavu podvozku.....	24
Obr. 31: Zadní pohled na letoun na letišti.....	24
Obr. 32: Přední pohled na letoun s vytaženým podvozkem.....	25
Obr. 33: Letoun s vytaženým podvozkem v letu.....	25
Obr. 34: Letoun se zataženým podvozkem v letu.....	25
Obr. 35: Hlavní podvozek – zatížení.....	26
Obr. 36: Zatížení hlavního podvozku. [3], str. 52.....	26
Obr. 37: Hlavní podvozek – uvolnění těles.....	27
Obr. 38: Předový podvozek - uvolnění.....	29
Obr. 39: Předový podvozek – zatížení.....	29

² Obrázky bez uvedených zdrojů vznikly vlastní tvorbou

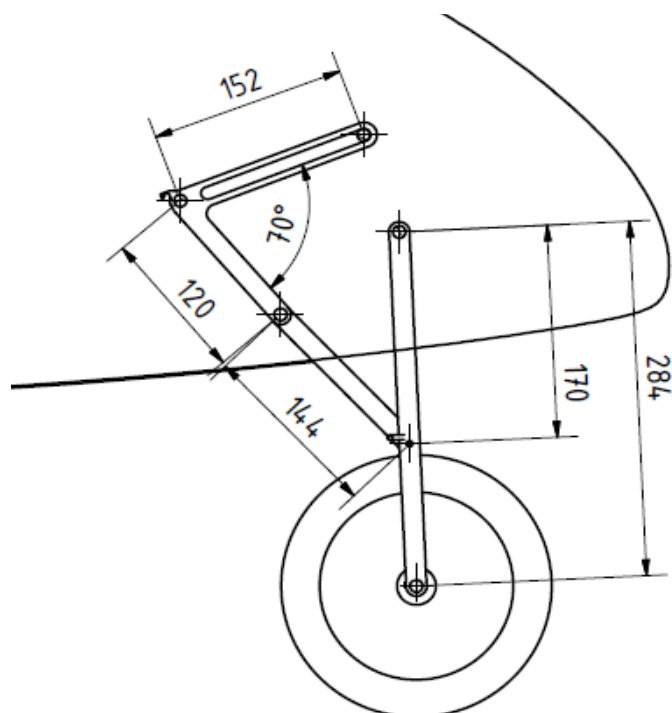
9 Seznam příloh

Příloha I: Rozměry.....	38
Příloha I. 1: Hlavní podvozek.....	38
Příloha I. 2: Přídový podvozek.....	38
Příloha I. 3: Pohled na letoun.....	39
Příloha I. 4: Pohled na letoun. Rozvor.....	39
Příloha II: Výpis z programu: „Silový rozbor hlavního podvozku“.....	40
Výpis řešení pro sílu $X = - 0,5G$	40
Výpis řešení pro sílu $X = 0,33 G$	42
Příloha III: Program: „Silový rozbor hlavního podvozku“.....	44
Příloha IV: Výpis z programu: „Silový rozbor příďového podvozku“.....	48
Příloha V: Program: „Silový rozbor příďového podvozku“.....	49

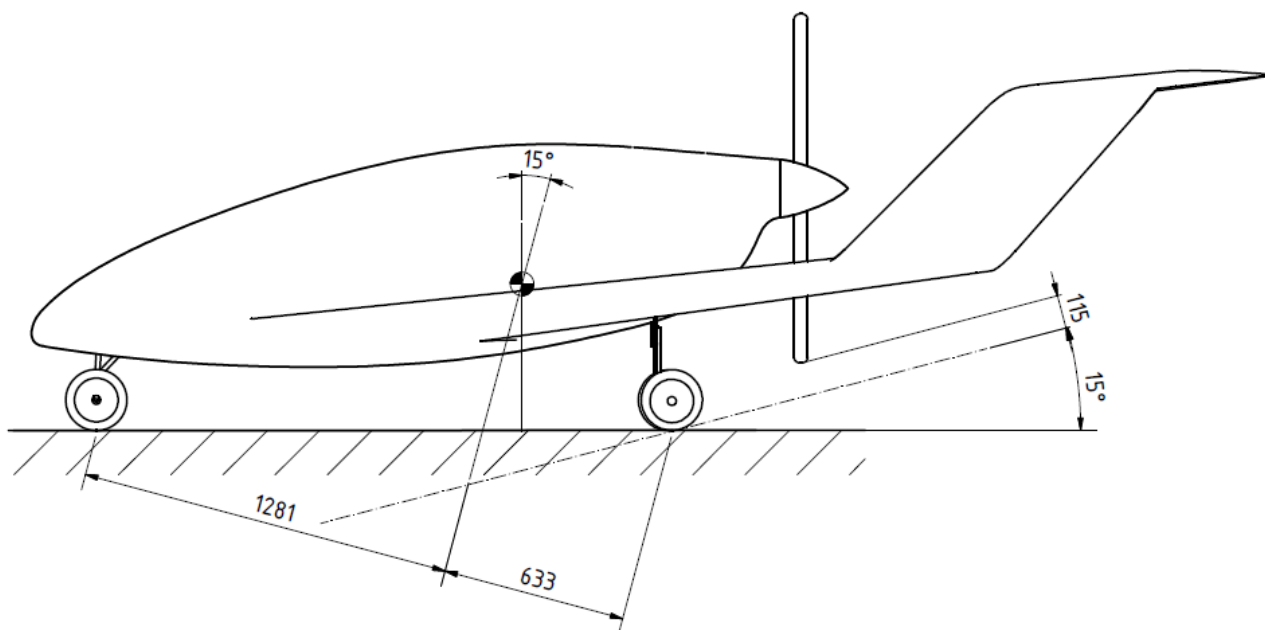
Příloha I: Rozměry



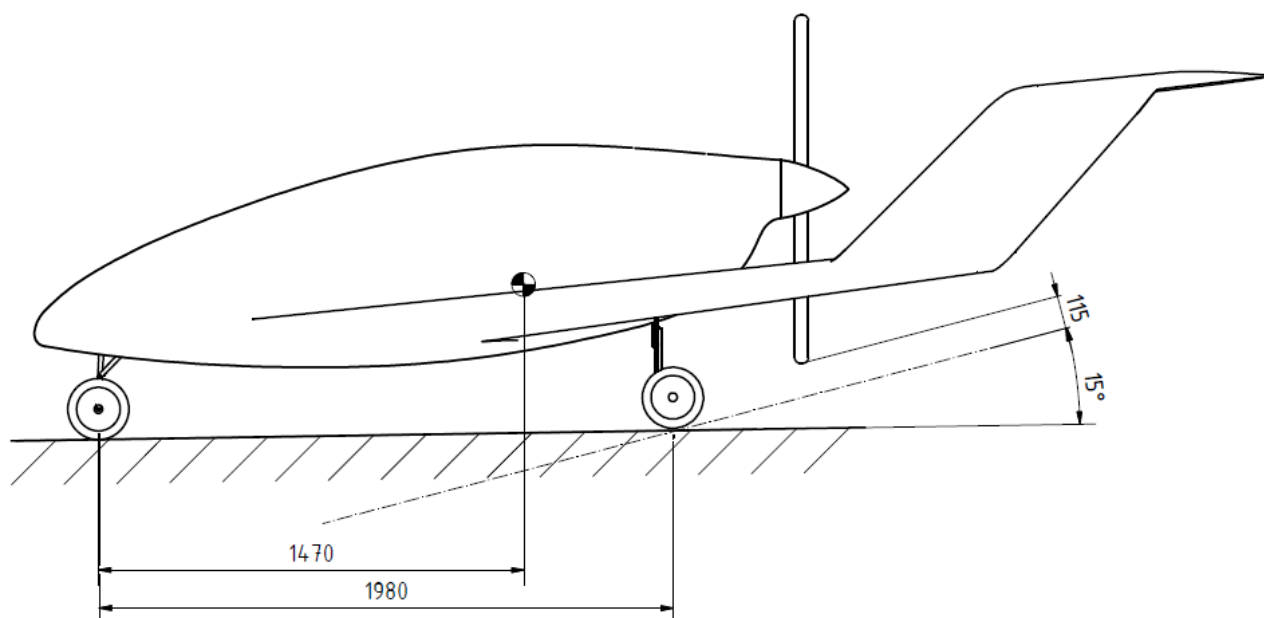
Příloha I. 1: Hlavní podvozek.



Příloha I. 2: Předový podvozek.



Příloha I. 3: Pohled na letoun.



Příloha I. 4: Pohled na letoun. Rozvor.

Příloha II: Výpis z programu: „Silový rozbor hlavního podvozku“.

Výpis z řešení pro sílu $X = -0,5G$

1. Silový rozbor hl. podvozku. Varianta D. Síla $X = -0,5 \cdot G$. Jednotlivé síly mají následující hodnoty v [N]

Ra =

8111.1564

Rax =

1775.4895

Ray =

- 7914.4485

Rb =

4739.611

Rbx =

- 1775.4895

Rby =

4394.4908

Rc =

5057.8855

Rcx =

- 3632.0936

Rcy =

3519.9577

Rd =

2050.2959

Rdx =

1226.25

Rdy =

- 1643.175

Re =

2052.2638

Rex =

1856.604

Rey =

874.53316

Rf =

3177.2314

Rfx =

- 3082.854

Rgy =

768.64184

2. Stabilita a presnost reseni

Kondicni cislo matice A, $K(A) = :$

108.06255

Relativni nepresnosti jednotlivych sil:

Ra_relerr =

4.520D-16

Rb_relerr =

5.777D-16

Rc_relerr =

6.031D-16

Rd_relerr =

1.022D-15

Re_relerr =

8.881D-16

Rf_relerr =

3.418D-16

Výpis z řešení pro sílu $X = 0,33 G$

1. Silový rozbor hl. podvozku. Varianta D. Síla $X = +0,33 \cdot G$. Jednotlivé síly mají následující hodnoty v [N]

$R_a =$

1563.7525

$R_{ax} =$

1165.9301

$R_{ay} =$

- 1042.0791

$R_b =$

3112.4121

$R_{bx} =$

- 1165.9301

$R_{by} =$

2885.7782

$R_c =$

10565.338

$R_{cx} =$

10403.228

$R_{cy} =$

- 1843.6991

$R_d =$

1831.6744

$R_{dx} =$

- 809.325

$R_{dy} =$

- 1643.175

$R_e =$

12498.535

Rex =

- 11569.158

Rey =

4729.4774

Rf =

12757.433

Rfx =

12378.483

Rgy =

- 3086.3024

2. Stabilita a presnost reseni

Kondicni cislo matice A, $K(A) = :$

108.06255

Relativni nepresnosti jednotlivych sil:

Ra_relerr =

3.792D-15

Rb_relerr =

5.946D-16

Rc_relerr =

2.152D-16

Rd_relerr =

2.711D-15

Re_relerr =

3.638D-17

Rf_relerr =

1.791D-16

Příloha III: Program: „Silový rozbor hlavního podvozku“.

```
close; clear; clc;
```

```
l1 = 0.400; //m
l2 = 0.130; //m
l3 = 0.465; //m
l31 = 0.180; //m
l4 = 0.390; //m
l41 = 0.060; //m
l42 = -0.010; //m
l5 = 0.485; //m
l61 = 0.320; //m
l62 = 0.400; //m
l63 = 0.034; //m
```

```
//sily
```

```
G = 250*9.81; //N
X = G*0.33; //N
Y = G*0.67; //N
```

```
//uhly
```

```
alfa = 22*%pi/180; //rad
beta = 72*%pi/180; //rad
gama = 76*%pi/180; //rad
delta = 28*%pi/180; //rad
```

```
//matice soustavy
```

```
A = [1 0 1 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
0 1 0 1 0 1 0 0 0 0 0 0 0 0
0 0 11*cos(alfa) 11*sin(alfa) 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
0 0 -1 0 1 0 0 0 1 0 0 0 0 0
0 0 0 -1 0 1 0 0 0 1 0 0 0 0
0 0 -l3*cos(beta) -l3*sin(beta) 0 0 0 0 0 0 0 l3*cos(beta)
l3*sin(beta) 0 0
0 0 0 0 0 0 0 0 1 0 1 0
0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 0 1
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 -l41*cos(delta) -
l41*sin(delta)
0 0 0 0 0 0 1 0 1 0 1 0
0 0 0 0 0 0 0 1 0 1 0 1
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 l5*cos(gama)
l5*sin(gama)];
```

```

b = [0
      0
      0
      0
      0
      0
      X
      Y
      -X*(14*cos(delta)-142*sin(delta))-Y*(14*sin(delta)+142*cos(delta))
      0
      0
      0];

```

```
x = pinv(A)*b;
```

```
errx = A*x-b;
```

```

Ra = sqrt(x(1)^2+x(2)^2);
Rb = sqrt(x(3)^2+x(4)^2);
Rc = sqrt(x(5)^2+x(6)^2);
Rd = sqrt(x(7)^2+x(8)^2);
Re = sqrt(x(9)^2+x(10)^2);
Rf = sqrt(x(11)^2+x(12)^2);

```

```

errRa = sqrt(errx(1)^2+errx(2)^2);
errRb = sqrt(errx(3)^2+errx(4)^2);
errRc = sqrt(errx(5)^2+errx(6)^2);
errRd = sqrt(errx(7)^2+errx(8)^2);
errRe = sqrt(errx(9)^2+errx(10)^2);
errRf = sqrt(errx(11)^2+errx(12)^2);

```

```

relerrRa = (errRa)/Ra;
relerrRb = (errRb)/Rb;
relerrRc = (errRc)/Rc;
relerrRd = (errRd)/Rd;
relerrRe = (errRe)/Re;
relerrRf = (errRf)/Rf;

```

```
//zobrazeni vysledku
```

```
//disp('Vysledek je ve tvaru: R_ax R_ay R_bx R_by R_cx R_cy R_dx R_dy R_ex
      R_ey R_fx R_fy');
```

```
//disp (x);
```

```
disp('1. Silovy rozbor hl. podvozku. Varianta D. Sila X = +0.33*G. Jednotlive sily maji nasledujici
hodnoty v [N]');
```

```
disp('Ra =');
```

```
disp(Ra);

disp('Rax =');
disp(x(1));

disp('Ray =');
disp(x(2));
//
disp('Rb =');
disp(Rb);

disp('Rbx =');
disp(x(3));

disp('Rby =');
disp(x(4));
//
disp('Rc =');
disp(Rc);

disp('Rcx =');
disp(x(5));

disp('Rcy =');
disp(x(6));
//
disp('Rd =');
disp(Rd);

disp('Rdx =');
disp(x(7));

disp('Rdy =');
disp(x(8));
//
disp('Re =');
disp(Re);

disp('Rex =');
disp(x(9));

disp('Rey =');
disp(x(10));
//
disp('Rf =');
disp(Rf);

disp('Rfx =');
disp(x(11));

disp('Rgy =');
disp(x(12));
//
```

```
disp('2. Stabilita a presnost reseni');  
  
disp(' Kondicni cislo matice A,  $K(A) = :$ ');  
disp(cond(A));  
  
disp('Relativni nepresnosti jednotlivych sil:');  
  
disp('Ra_relerr =');  
disp(relerrRa);  
  
disp('Rb_relerr =');  
disp(relerrRb);  
  
disp('Rc_relerr =');  
disp(relerrRc);  
  
disp('Rd_relerr =');  
disp(relerrRd);  
  
disp('Re_relerr =');  
disp(relerrRe);  
  
disp('Rf_relerr =');  
disp(relerrRf);
```

Příloha IV: Výpis z programu: „Silový rozbor příďového podvozku“.

1. Silovy rozbor pr. podvozku. Jednotlive sily maji nasledujici hodnoty v [N]

Rg =

5299.2058

Rgx =

3476.5918

Rgy =

- 3999.3614

Rh =

7292.7773

Rhx =

- 1630.0092

Rhy =

7108.2818

Ri =

5299.2058

Rix =

- 3476.5918

Riy =

3999.3614

2. Stabilita a presnost reseni

Kondicni cislo matice A, $K(A) = :$

32.953807

Relativni nepresnosti jednotlivych sil:

Rg_relerr =

0.

Rh_relerr =

0.

Ri_relerr =

0.

Příloha V: Program: „Silový rozbor příďového podvozku“.

```
close; clear; clc;

//delky

l6 = 0.264; //m
l7 = 0.389; //m
l71 = 0.17; //m
a1 = 1.281; //m
b1 = 0.633; //m
d1 = a1 + b1;

//zatizeni
m = 250; //kg
G = m*9.81; //N
npr = 4.5; //nasobek pri pristani

//uhly

epsilon = 41*%pi/180;
ksi = 3*%pi/180;

// akcni sily

Xp = 0.25*npr*G*a1/d1; //N
Yp = (npr-0.667)*G*b1/d1; //N

A = [1 0 0 0 1 0
     0 1 0 0 0 1
     0 0 0 0 l6*cos(epsilon) l6*sin(epsilon)
     0 0 1 0 -1 0
     0 0 0 1 0 -1
     0 0 0 0 -171*cos(ksi) -171*sin(ksi)];

b = [0
     0
     0
     Xp
     Yp
     Xp*l7*cos(ksi)-Yp*sin(ksi)];

x = A\b;

//Vysledek je ve tvaru: R_GX R_GY R_HX R_HY R_IX R_IY

errx = A*x-b;

Rg = sqrt(x(1)^2+x(2)^2);
Rh = sqrt(x(3)^2+x(4)^2);
Ri = sqrt(x(5)^2+x(6)^2);

errRg = sqrt(errx(1)^2+errx(2)^2);
errRh = sqrt(errx(3)^2+errx(4)^2);
errRi = sqrt(errx(5)^2+errx(6)^2);

relerrRg = (errRg)/Rg;
```

```
relerrRh = (errRh)/Rh;  
relerrRi = (errRi)/Ri;
```

```
//zobrazeni vysledku
```

```
disp('1. Silovy rozbor pr. podvozku. Jednotlive sily maji nasledujici hodnoty v [N]');
```

```
disp('Rg =');  
disp(Rg);
```

```
disp('Rgx =');  
disp(x(1));
```

```
disp('Rgy =');  
disp(x(2));
```

```
disp('Rh =');  
disp(Rh);
```

```
disp('Rhx =');  
disp(x(3));
```

```
disp('Rhy =');  
disp(x(4));
```

```
disp('Ri =');  
disp(Ri);
```

```
disp('Rix =');  
disp(x(5));
```

```
disp('Riy =');  
disp(x(6));
```

```
disp('2. Stabilita a presnost reseni');
```

```
disp(' Kondicni cislo matice A, K(A) = :');  
disp(cond(A));
```

```
disp('Relativni nepresnosti jednotlivych sil:');
```

```
disp('Rg_relerr =');  
disp(relerrRg);
```

```
disp('Rh_relerr =');  
disp(relerrRh);
```

```
disp('Ri_relerr =');  
disp(relerrRi);
```