



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**PŘEHLED KONSTRUKČNÍCH ŘEŠENÍ
OSTRUHOVÉHO PODVOZKU A JEJICH APLIKACE V
PRAXI**

OVERVIEW TAIL GEAR DESIGN SOLUTIONS AND THEIR APPLICATION IN PRACTICE

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Zbyněk Zlámal

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

BRNO 2023

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Zbyněk Zlámal**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.**
Akademický rok: 2022/23

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

Přehled konstrukčních řešení ostruhového podvozku a jejich aplikace v praxi

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Letadla s ostruhovým podvozkem nabízí některé zajímavé výhody v porovnání s rozšířenějším podvozkem příďového typu. Jedním z hlavních nedostatků tohoto typu podvozku je určitá směrová nestabilita, kterou významnou měrou ovlivňuje konstrukce uložení ostruhového kola. V rámci práce se očekává rešerše faktorů ovlivňující stabilitu a představení různých používaných konstrukčních řešení s rozбором jejich výhod a nevýhod.

Cíle bakalářské práce:

Popsat klíčové charakteristiky geometrie přistávacího zařízení ostruhového typu a jejich vliv na ovladatelnost.

Popsat používaná konstrukční řešení.

Provéřit geometrii ostruhového podvozku u konkrétního vybraného letadla a sestavit přehled doporučení pro zlepšení vlastností přistávacího zařízení vybraného letadla.

Seznam doporučené literatury:

ROSKAM, J. *Airplane Design IV: Layout Design of Landing Gear and Systems*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering, 1989, 416 s.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2022/23

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.
děkan fakulty

Abstrakt

Tato práce se zabývá charakteristikou ostruhových podvozků letadel. Společně s jejich geometrickým uspořádáním jsou zde rozebrány prvky stability okolo jednotlivých os při pohybu po dráze. Pro destabilizující prvky působící na letoun je proveden rozbor příčin jejich vzniku a soubor faktorů, kterými jsou ovlivňovány. Stejně je naloženo i s prvky, které naopak stabilitu podporují. Následuje rozbor vývoje ostruhového přistávacího zařízení od počátku letectví do současnosti. Také je poukázáno i na experimentální konstrukce podvozků, jež měly stabilitu podvozků zvýšit. Na závěr jsou získané poznatky aplikovány na podvozek zvoleného letounu s následným zhodnocením a navržením úprav, které by jeho stabilitu kladně ovlivnily.

Klíčová slova

Ostruhový podvozek; konvenční podvozek; vývoj podvozků; geometrie podvozku; stabilita podvozku; typy ostruhového podvozku; shimmy kmitání; Piper J-3 Cub

Abstract

This thesis deals with the characteristics of aircraft spur landing gears. Together with their geometrical arrangement, the elements of stability around individual axes during movement along the runway are discussed. For the destabilising elements acting on the aircraft, the causes of their occurrence and the factors by which they are influenced are analysed. The same analysis was performed on the elements which, on the other hand, promote stability. This is followed by an analysis of the evolution of the spur landing gear from the beginning of aviation to the present. It is also pointed out that experimental designs of landing gears were designed to increase the stability of the landing gear. Finally, the gained knowledge is applied to the landing gear of the selected aircraft with subsequent evaluation and suggestion of modifications that would positively affect its stability.

Keywords

Taildragger landing gear; conventional landing gear; development of landing gear; taildragger landing gear geometry; stability of landing gear; types of taildragger landing gear; shimmy; Piper J-3 Cub

Bibliografická citace

ZLÁMAL, Zbyněk. *Přehled konstrukčních řešení ostruhového podvozku a jejich aplikace v praxi* [online]. Brno, 2023 [cit. 2023-05-08]. Dostupné z: <https://www.vut.cz/studenti/zav-prace/detail/149387>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Miroslav Šplíchal.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou/diplomovou práci na téma Přehled konstrukčních řešení ostruhového podvozku a jejich aplikace v praxi vypracoval samostatně s využitím uvedené literatury a podkladů, na základě konzultací a pod vedením vedoucího práce.

místo, datum

Zbyněk Zlámal

Poděkování

Rád bych zde poděkoval především vedoucímu bakalářské práce Ing. Miroslavu Šplíchalovi, Ph.D. za vedení bakalářské práce, cenné rady, doporučení, věcné připomínky a také za vynaloženou trpělivost. Dále bych také rád poděkoval rodině, kamarádům a všem, kteří mě podporovali po celou dobu studia na VUT Fakultě strojního inženýrství.

Obsah

Úvod	9
1 Ostruhový podvozek	10
1.1 Vývoj ostruhových podvozků	10
1.2 Výhody a nevýhody ostruhového podvozku	12
1.2.1 Nestabilita ostruhového podvozku při bočním větru.....	13
1.3 Geometrické charakteristiky ostruhového podvozku	16
1.3.1 Silové působení na podvozek	17
1.3.2 Příčná stabilita podvozku	21
1.3.3 Směrová stabilita podvozku	23
1.4 Vliv rozchodu kol podvozku na chování letounu	27
1.4.1 Osová stabilita podvozku	33
1.5 Vliv geometrie zavěšení kol podvozku.....	35
1.5.1 Rovnoběžné zavěšení kol	35
1.5.2 Sbíhavé zavěšení kol	37
1.5.3 Rozbíhavé zavěšení kol	38
1.6 Vliv typu pneumatiky na stabilitu stroje.....	40
1.7 Vznik kmitání shimmy ostruhového kola	41
1.8 Souhrn prvků ovlivňujících stabilitu ostruhového podvozku	43
2 Konstrukce ostruhového podvozku.....	46
2.1.1 Ostruha	46
2.1.2 Ostruhové kolo pevné.....	47
2.1.3 Ostruhové kolo zatahovací	47
2.2 Konstrukční řešení shimmy kmitů ostruhového kola	48
2.2.1 Sklon osy otáčení ostruhového kola	48
2.2.2 Ostruhové kolo typu Berringer.....	50
2.2.3 Tlumiče Shimmy kmitů.....	50
2.2.4 Antishimmy pneumatiky	51
2.3 Řízení a blokace ostruhového prvku podvozku	52
2.4 Ostruhový podvozek pro přistání a vzlety s bočním větrem.....	54
2.4.1 Nuceně natáčená podvozková kola	54
2.4.2 Volně natáčivá podvozková kola	55
2.4.3 Aplikace natáčivých podvozků.....	56
3 Prověření geometrie letounu	58

3.1	Piper J-3 Cub	58
3.2	Geometrie podvozku letounu Piper J-3 Cub	58
3.2.1	Předsazení kol podvozku	60
3.2.2	Zatížení na kolech podvozku	61
3.2.3	Rozchod kol a výška podvozku	64
3.2.4	Poměr boční plochy před a za těžištěm.....	64
3.3	Zhodnocení a doporučené úpravy konstrukce podvozku	65
3.3.1	Podvozek – záměna prvků podvozku.....	65
3.3.2	Podvozek – změna geometrického rozvržení podvozku.....	68
3.3.3	Trup a řídicí plochy letounu	69
4	Závěr.....	72
	Zdroje.....	73
	Seznam obrázků	77
	Seznam symbolů a zkratek.....	79

Úvod

Přistávací zařízení, neboli podvozek, umožňuje nerušený pohyb letounu po zemi nebo po vodní hladině. Musí přitom odolat působícím silám vyvolaným při provozu. Zvláště je vyžadováno, aby dovedl absorbovat kinetickou energii vyvolanou při dosednutí letounu a maximálně ji utlumit. Utlumení je důležité hlavně v případě nevydařeného přistání, jinak hrozí letounu poškození konstrukce.

Podvozek by měl dále klást co nejmenší čelní odpor za letu, za pohybu po dráze zajišťovat dostatečnou stabilitu a ovladatelnost daného stroje a zajistit dostatečnou vzdálenost mezi konci vrtule či jinými částmi letounu tak, aby i za plného propružení tlumičů nedošlo k jejich poškození.

Nejrozšířenějším typem přistávacího zařízení jsou podvozky pro provoz z pozemních letišť. Letoun, stojící v klidovém režimu na zemi, má standardně trojici opěrných bodů. Dva z nich bývají souměrně vůči ose stroje umístěny blíže k těžišti. Třetí bod, sloužící ke směrovému řízení při pojíždění, se nalézá dále od těžiště. V závislosti na poloze třetího opěrného bodu se rozlišují konstrukce na podvozek s ostruhovým (ocasním) kolem a podvozek s předovým kolem. Pro provoz ze zasněžených ploch je možno kola nahradit lyžinami. Dalšími variantami přistávacích zařízení jsou provedení přistávacího zařízení vodních letounů a letounů obojživelných.

Tato práce je zaměřena na letouny s ostruhovými podvozky. Cílem je popsání geometrie podvozku a možných vlivů ovlivňujících stabilitu při pohybu. Dále se zabývá vývojem konstrukce ostruhového prvku podvozku vzhledem k postupným zdokonalováním samotných letadel. Lze se zde dočíst i o experimentálních konstrukcích ostruhových podvozků. Ty měly za cíl zlepšení chování letounu. Některé z nich se dočkaly úspěšného využití a jiné postupně ztratily na významu, ať už z hlediska složitosti konstrukce nebo praktické využitelnosti. Na závěr jsou získané poznatky aplikovány na konstrukce užívaných letounů a je zhodnoceno jejich chování společně s možnými doporučeními pro eliminaci nedostatků.

1 Ostruhový podvozek

Konvenční letecký podvozek nebo též přistávací podvozek s ocasním kolem, je typ leteckého podvozku skládající se ze dvou hlavních kol před těžištěm letounu a malého kola nebo lyžiny jako podpory ocasní části. Někdy bývá používán výraz ostruhový podvozek, ovšem takto bývá nazýváno jen provedení, kdy je namísto malého kola pod ocasní částí využita lyžina nebo též ostruha. [1, 2]



Obrázek 1 Pozemní letoun s ostruhovým kolem (Z-126 Trenér) [3]

Termín "konvenční" je používán již jen z historického hlediska. Většina dnešních letadel využívají modernější příďové provedení podvozku. [2]

1.1 Vývoj ostruhových podvozků

První letouny (viz Obrázek 2) využívaly k podpoře na zemi jednoduchou ostruhu vyrobenou ze dřeva nebo kovu.



Obrázek 2 Podvozek s ostruhou (Sopwith Camel F.1) [4]

Postupem času byla ostruha nahrazena malým kolem usazeným ve vidlici. Od prvních provedení, kdy byla vidlice usazena na čepu a mohla se samovolně otáčet, se postupně přešlo k říditelnému provedení. Zatímco dříve musel pilot k otáčení na zemi využít blokace jednoho z hlavních kol pomocí brzd nebo síly pomocného personálu letiště, u říditelného provedení bylo kolo napojena na pedály řízení a vychylovalo se do strany společně se směrovkou (viz Obrázek 1). [1, 2]

Příchodem nového typu letounu, který k pohonu využíval proudový motor, vyvstal nový problém s podvozkem. Oproti standardním motorům měly plyny vycházející z výstupní trysky vyšší teplotu i rychlost než výfukové plyny pístových motorů. Proud spalin z trysky u takto řešené konstrukce směřoval za letadlo směrem k zemi, od níž se odrážel. Při tom s sebou strhával kusy zeminy, vířil prach a způsoboval vibrace. To vedlo k ovlivnění funkce ocasních ploch a k nenadálým rázům v řízení.



Obrázek 3 Proudový letoun s ostruhovým podvozkem (Supermarine Attacker F1) [5]

S těmito problémy se setkali konstruktéři u prototypů později prvního sériově vyráběného stroje v historii – Messerschmitt Me 262 Schwalbe. První prototypy měly podvozek tvořený hlavními koly a ocasním kolem. Kvůli přetrvávajícím problémům s řízením byla u posledního prototypu použita nová konstrukce podvozku, kdy byly hlavní podvozkové nohy přesunuty více dozadu a na přídě přibýlo říditelné příďové kolo. Ovladatelnost stroje na zemi se rapidně zvýšila a zmizely též vibrace v řízení, které dříve vyvolával odražený proud trysky od země.

V historii letectví lze ale nalézt několik variant proudových letounů, které se i přes jisté nedostatky plynoucí z konstrukce ostruhového podvozku dostaly do aktivní služby. Jako příklad lze uvést britský Supermarine Attacker F1 (viz Obrázek 3) a sovětský Yakovlev Yak-15. V obou případech šlo o upravenou konstrukci vycházející z již dříve užívaných pístových strojů.

1.2 Výhody a nevýhody ostruhového podvozku

Konstrukce podvozku přináší svým uspořádáním kol mnoho výhod ale také nevýhod.

Výhody ostruhového podvozku

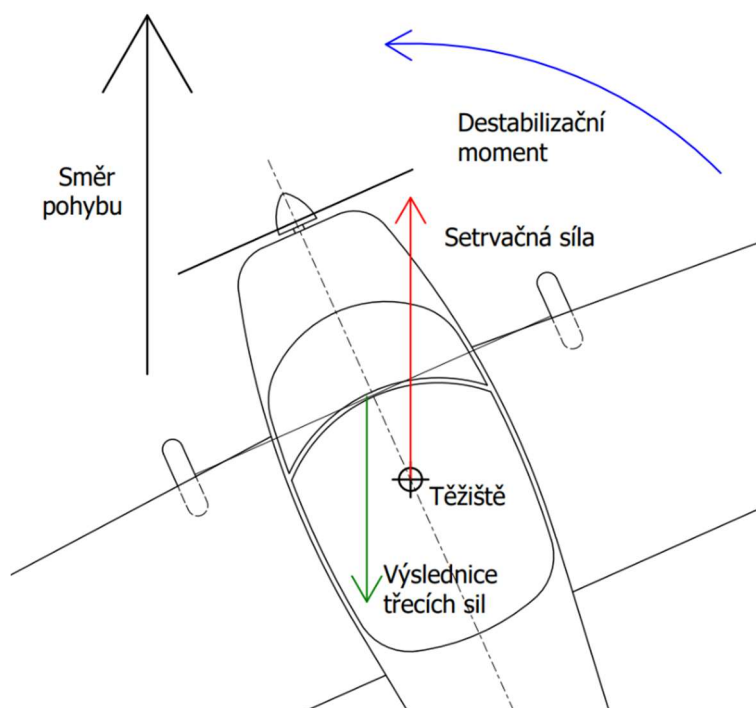
Podvozek využívající "konvenční" uspořádání podvozku z hlavních kola a ocasního kola/os-truhy nabízí několik výhod, které je činí méně nákladnými na konstrukci a údržbu oproti variantě s předovým uspořádáním podvozku. [1, 2, 6]

1. Větší vzdálenosti ocasního kola od těžiště oproti kolům hlavního podvozku umožňuje zkonstruovat jeho součásti menší, tedy i lehčí. Celek tak bude v případě pevného nezatahovacího provedení způsobovat menší odpor proudícího vzduchu. Podvozek také vykazuje nižší hmotnost.
2. Konstrukce má schopnost absorbovat cyklické namáhání díky lepšímu rozložení zátěže na drak stroje, a to kvůli větší vzdálenosti mezi koly podvozku. Konfigurace umožňuje provoz letadel i na menších letištích s travnatým povrchem.
3. Ostruhový podvozek nabízí snazší konstrukci plně zatahovatelného provedení. Zadní část trupu totiž nabízí dostatek volného prostoru pro zatažení kola.
4. Selhání ocasního kola při přistání způsobí výrazně menší škody na letadle oproti selhání předového kola.
5. Sklon trupu při pojíždění letounu po dráze způsobuje, že se vrtule nachází ve větší výšce od země. Nehrozí tak poškození vrtule náhlým kontaktem s povrchem nebo jeho volnými částmi. Stroje s ocasní variantou podvozku jsou vhodné k provozu v buši a při vzletání z nerovných nebo šterkových povrchů.
6. Ostruhový podvozek je vhodný pro úpravu na lyžinový podvozek.
7. S letounem se snadněji manévruje v prostorech drobných hangárů.

Nevýhody ostruhového podvozku

1. Podvozek s ocasním kolem je více náchylný na vybočení nebo převrácení v případě náhlého zablokování jednoho nebo obou kol hlavního podvozku. Důvodem může být vliv terénních nerovností na dráze, působením bočního větru nebo jiná příčin např. nesprávným použitím brzd. Geometrie podvozku též napomáhá k nekontrolovatelnému otočení okolo svislé osy tzv. hodinám. Při drobném vytočení osy stroje ze směru pohybu totiž dojde k vyvolání momentu, který začne letoun stáčet na stranu. Může za to setrvačná síla působící v těžišti a výslednice třecích sil kol hlavního podvozku (viz Obrázek 4).

Příčinou je umístění těžiště za kola hlavního podvozku. U strojů s předovým podvozkem tento problém nenastává. Těžiště je umístěno před hlavní kola. V tomto případě při vytočení osy stroje vzniká moment snažící se letoun opět vrátit do ideální polohy.



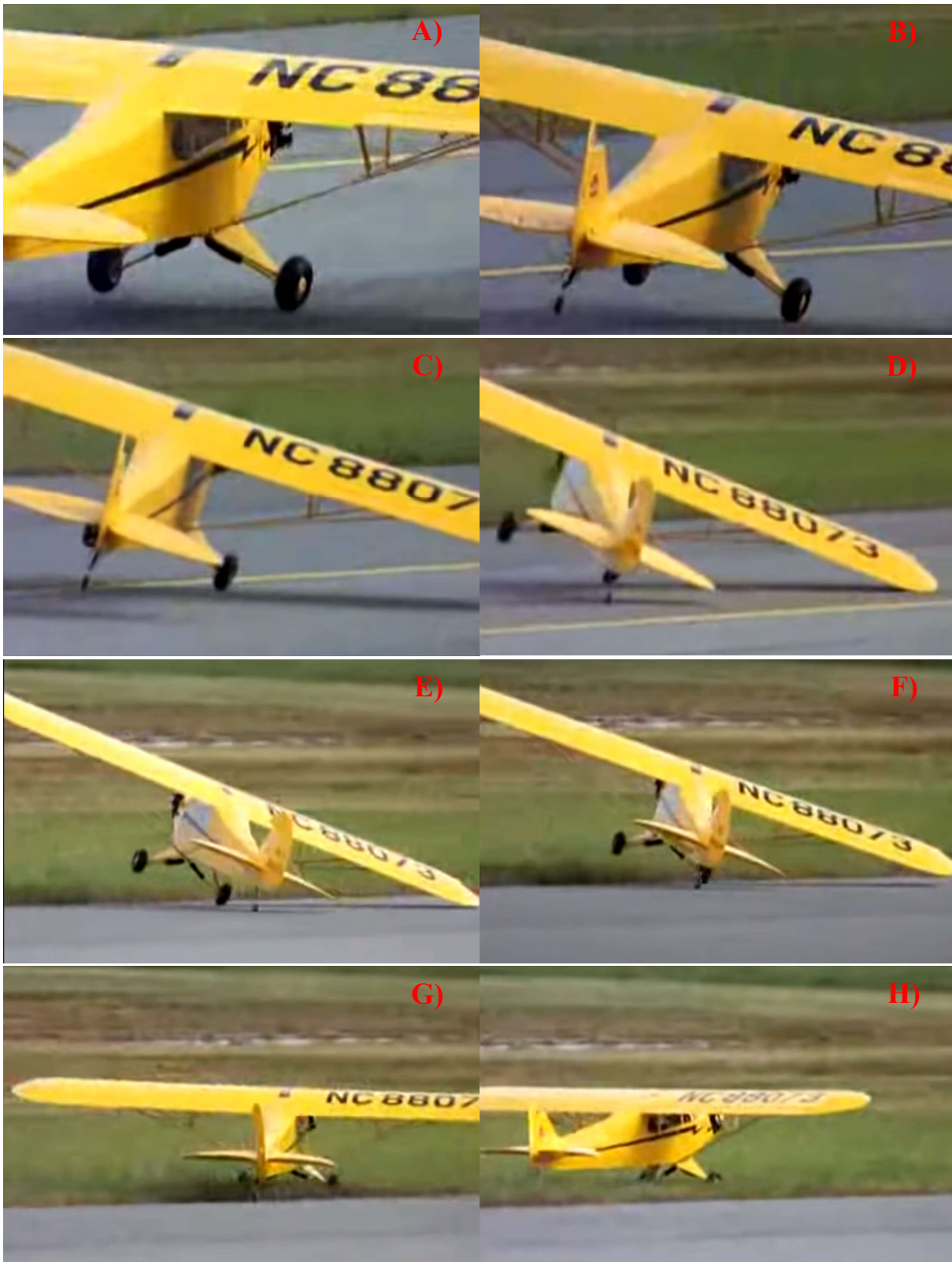
Obrázek 4 Přetáčivost ostruhového podvozku

Rozložení kol neumožňuje prudké intenzivní brždění ihned po přistání. Jelikož jsou brzdami opatřena jen kola hlavního podvozku, hrozí v případě přílišného zabrzdění kol převrácení letounu.

2. Při přistání na tři body hrozí vlivem zvýšeného úhlu náběhu odskočení letounu. Přistání je třeba provádět za nižších rychlostí v porovnání s předovým podvozkem.
3. Kvůli zvednutému nosu nabízí konfigurace podvozku horší výhled z pilotní kabiny vyžadující od pilota provádění *S* manévrů, aby si udržel přehled o dráze před sebou.
4. Kvůli postoji letounu, kdy osa stroje směrem k přidi stoupá, hrozí při silném větru vyvinutí vyššího vztlaku na jedné straně, což ztěžuje nebo přímo znemožňuje ovládání a může vést k havárii. Letouny jsou též více náchylné na boční vítr, který může zcela znemožnit provoz za určitých podmínek.

1.2.1 Nestabilita ostruhového podvozku při bočním větru

Jak byl již zmíněno výše v bodě 5, letouny s ostruhovým podvozkem jsou při větrných poryvech více náchylné na vznik nestability, hrozí zvýšené nebezpečí přechodu do smyku a převrácení. Jako vzor poslouží následující situace, jež nastala během přistání při bočním poryvu větru, jak znázorňuje Obrázek 5 který byl sestaven z výstřižků videozáznamu přistání letounu Piper J-3 Cub.



Obrázek 5 Ztráta stability při přistání s bočním poryvem větru [7]

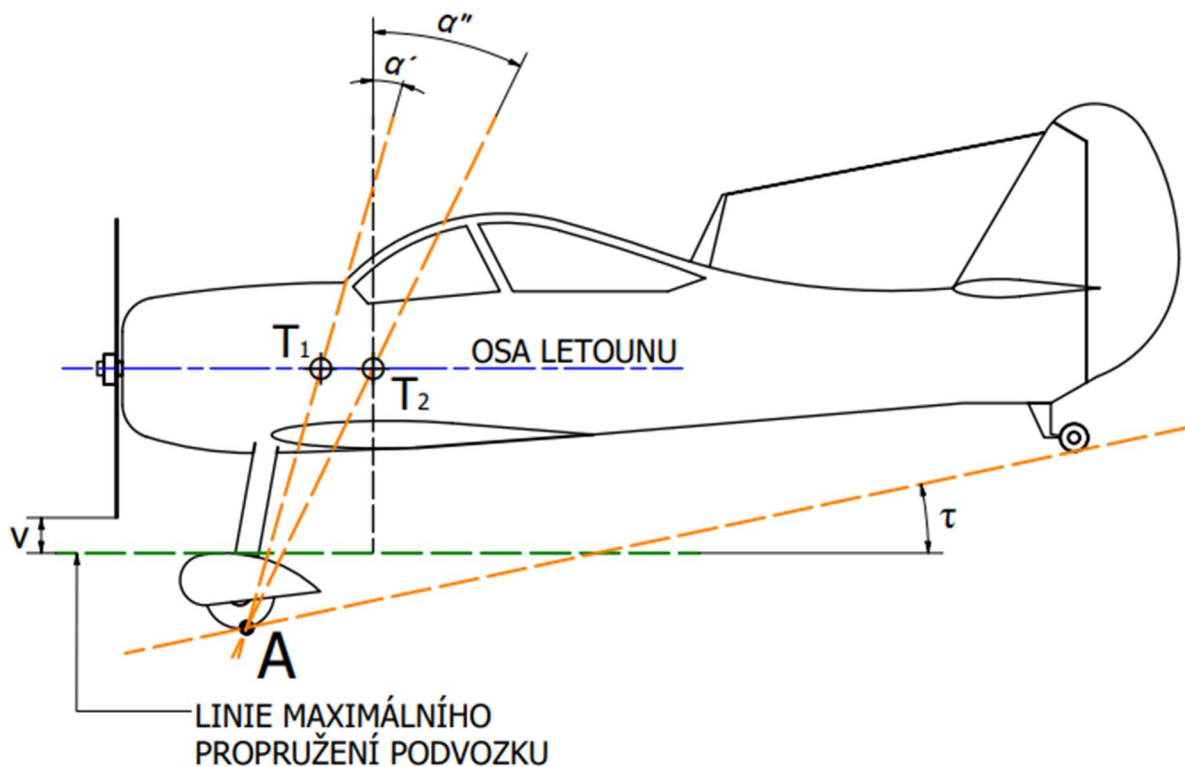
Popis děje:

- A) Letoun byl po celou dobu přistávacího manévru vystaven poryvům bočního větru působícím z levé strany. Proto nedošlo k dokonalému dosednutí na všechna kola ve stejný okamžik. Směrové kormidlo při dosednutí na tři body mizí v zákrytu za zbytkem trupu, což značně ovlivňuje jeho vliv na stabilitu stroje. Boční vítr se mezitím při poryvu opírá zleva do boční plochy trupu a začíná letoun překlápět. Dochází tak k odkrytí spodní strany křídla a stále se navyšuje velikost plochy, na kterou může vítr destabilizačně působit. Kompenzace náklonu pomocí křidélek ze strany pilota je v tomto okamžiku nulová. Křídélka jsou dokonce vychýlena na opačnou stranu čímž napomáhají nestabilitě.
- B) Dochází k náhlému zvýšení bočního náklonu letounu. Pilot si situaci uvědomuje a reaguje na ni vychýlením směrového kormidla vpravo ve snaze udržet letoun v přímém směru. Zároveň ale přetrvává vychýlení křidélek, které dále podporuje náklon stroje vyvolaný působením větru. Ačkoli pilot drží knipl v přitažené poloze ve snaze udržet ostruhové kolo v kontaktu s dráhou, dochází k nadzvednutí ocasní části stroje. Ostruhové kolo tak přestává plnit funkci podpory směrové stability.
- C) Letoun pokračuje v náklonu a významně se vychyluje ze směru pohybu, který se z přímého změnil na pohyb po oblouku. Vzniká tak setrvačná síla, jež svým působením strhává letoun do ostřejší zatáčky a zároveň zvyšuje osový náklon na kritickou mez. Pilot pokračuje ve snaze stabilizovat pouze za použití směrového kormidla. Svou chybu s opačně vychýlenými křídélky si nejspíše již uvědomil a ta se nyní nachází v neutrální poloze.
- D) Náklon dosáhl maximální hodnoty a dochází ke kontaktu konce křídla s dráhou letiště. Směrové vychýlení způsobilo, že se letoun nachází zcela mimo původní vytyčený směr. Tření v kontaktu křídla se zemským povrchem dalo vzniknout nové stabilizační síle jež napomáhá utlumení směrové přetáčivosti a zároveň zabraňuje plnému překlopení letadla do strany. Dochází k tomu ale za cenu nebezpečí poškození konstrukce letounu. Stále je vidět vychýlení směrového kormidla, jež se ale mívá účinkem.
- E) Stroj se již nachází téměř kolmo na původní směr pohybu. Během této změny směru došlo k vytracení značné části rychlosti a síly nadlehčující ocas letounu přestávají být dominantní. Ostruha se opět dostává do kontaktu s povrchem dráhy. Křídlo je stále v kontaktu se zemí a slouží jako podpora proti převrácení do strany, které vyvolala stranová setrvačná síla. Pravé kolo, nesoucí dosud plnou zátěž letadla je po celou dobu namáháno kromě zatížení od hmotnosti a valivým odporem proti přímého pohybu i stranovým smykem. Pokud by boční zatížení překročilo únosnou mez, došlo by k sesmeknutí pneumatiky nebo poškození konstrukce podvozku.
- F) Letoun již zpomalil natolik, že destabilizující účinky přestaly být dominantními a vrací se tedy do stabilního stavu. Kontakt křídla byl snížením náklonu přerušen a směrové řízení začíná stáčet letoun zpět do původního směru.
- G) Byla obnovena plná stabilita stroje. Podvozek je opět rovnoměrně zatížen a pilot má letoun plně pod kontrolou. Během tohoto děje se ale dostal letoun mimo dráhu na ne-zpevněnou letištní plochu.
- H) Pilot navrátil letoun opět do rovnoběžného směru s dráhou letiště. V závislosti na okolních podmínkách může narolovat zpět na zpevněnou dráhu a pokračovat na stojánku. Zde dojde k bližšímu obhlédnutí letounu, posouzení jeho stavu a vyhodnocení situace.

Ze série fotografií (viz Obrázek 5) je vidět, že letoun vyváží bez výrazných škod na konstrukci, jež by významně ovlivnily jeho další službu. Závisí ovšem na bližší obhlídce konstrukčních prvků (konstrukce křídla, a zvláště pravého kola podvozku), zdali nedošlo ke vzniku vad, které by se postupem času mohly stát rizikovými.

1.3 Geometrické charakteristiky ostruhového podvozku

Obecně lze geometrické uspořádání ostruhového podvozku definovat jako pozici kol vůči poloze těžiště stroje. Na základě dosavadních poznatků a zkušeností s ostruhovými podvozky lze návrh geometrie provést pomocí obecně doporučených hodnot návrhových úhlů popisujících pro jednotlivé prvky obecné rozvržení polohy (viz Obrázek 6). Jedná se ale jen o doporučení pro letouny s konvenčními podvozky. Pro finální provedení je třeba zohlednit dodatečné požadavky plynoucí ze specifických potřeb letounu.



Obrázek 6 Geometrie ostruhového podvozku

Návrh geometrie začíná stanovením maximální dovolené přední a zadní polohy těžiště. V dalším kroku lze vytyčit bod kontaktu kola hlavního podvozku se zemí A jako průsečík přímek vedených skrze těžiště. V případě přední polohy svírá tato přímka se svislou osou úhel α' , u zadní polohy úhel α'' . Jako doporučené hodnoty jsou uváděny $\alpha' = 15^\circ$, $\alpha'' = 25^\circ$. [8]

Při užití modelu s menšími hodnotami úhlů se bude výsledná poloha kol nalézat blíže k těžišti. Nejvíce zatížená jsou v tomto případě kola hlavního podvozku, síla na ostruze je výrazně menší. Rozvržení je ale náchylnější k překlopení letounu při brždění. Bude-li výrazný rozdíl mezi krajními hodnotami těžiště, dá model při stejných hodnotách úhlů požadavek na delší podvozkové nohy v porovnání s malými rozdíly v poloze.

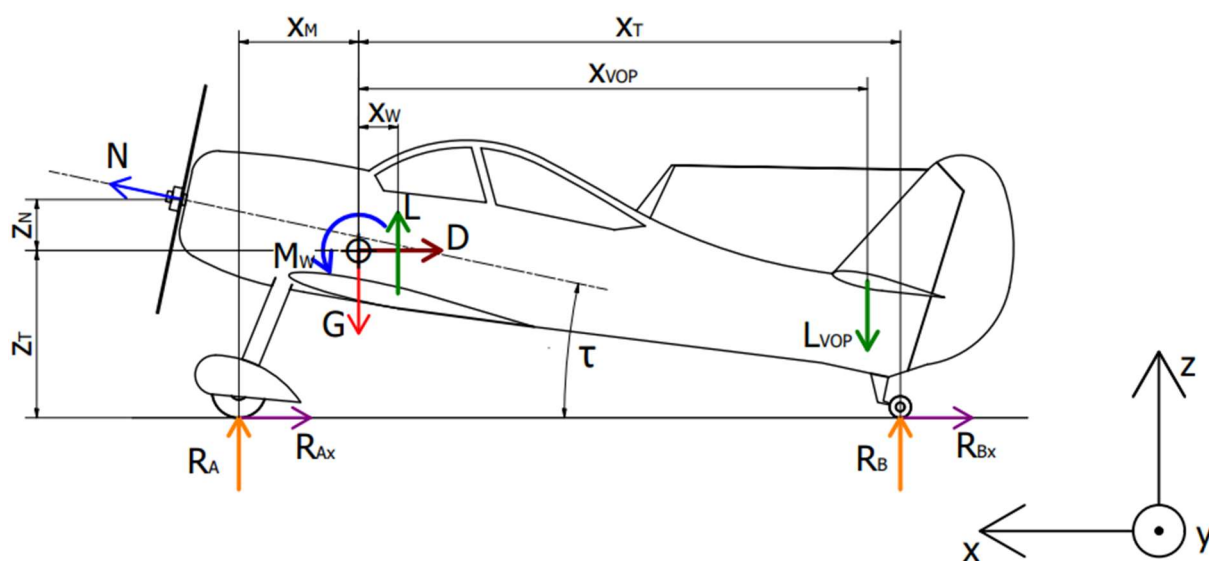
Aplikací větších úhlů při návrhu polohy vzdálenost kol od těžiště naroste. Takové provedení je stabilní a odolnější proti převrácení, zároveň ale naroste zatížení na ostruhovém kole.

Osa stojícího stroje by měla za klidu svírat se zemí úhel τ , jehož hodnota by měla být v intervalu $10^\circ - 15^\circ$. Linie znázorňující povrch vedoucí skrze bod A skloněná o úhel τ vytyčí v ocasní části prostor pro instalaci ostruhu. Zároveň v přední části lze pozorovat vůli mezi vrtulí a povrchem dráhy při postoji. Důležitější je ovšem zachování bezpečné vůle w mezi vrtulí a drahou při vodorovné poloze osy letounu. Ta je měřena od konce listů vrtule k povrchu. V případě maximální deformace pneumatik a plnému propružení podvozku, nesmí její hodnota poklesnout pod 9 in což je hodnota okolo 23 cm. [8]

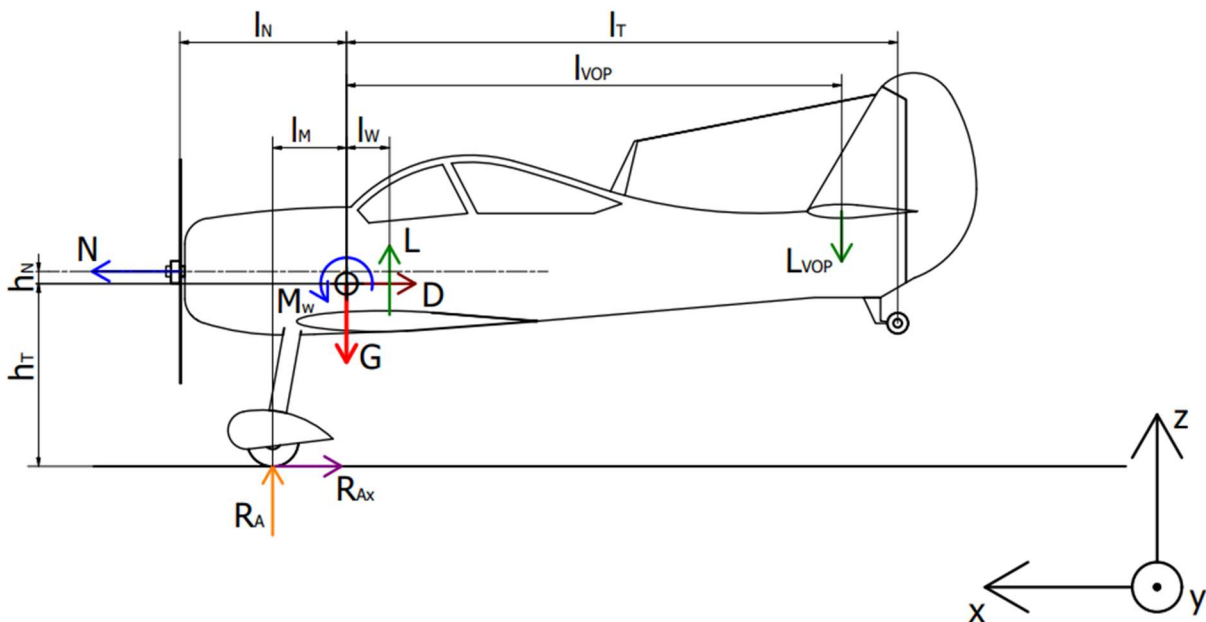
Splněním těchto podmínek dojde k vymezení prostoru pro umístění ostruhového kola. Jeho přesná poloha vychází ze silové a momentové rovnice, která je detailněji rozebrána v následující kapitole. V závislosti na poloze těžiště platí limity zatížení na ostruhovém kole. Pro přední polohu by zadní kolo nemělo být zatíženo vyšší než 5 % celkové hmotnosti, pro zadní polohu je tento limit 10 % hmotnosti. Velké zatížení na ostruze ztěžuje jeho zvednutí při rozjezdu ze země. Při příliš nízkém zatížení zase nevyvolá dostatečné třecí síly mezi ostruhou a povrchem dráhy. Stroj je pak náchylnější na stranové působení větru. [8]

1.3.1 Silové působení na podvozek

Pro popsání zatížení na podvozku byl zvolen souřadný systém x, y, z orientovaný dle obrázku níže. Pro tento souřadný systém byly sepsány rovnice pro délkové rozměry v závislosti na úhlu postojе letounu (viz Obrázek 7 a Obrázek 8).



Obrázek 7 Silový model ostruhového podvozku – klidový postoj



Obrázek 8 Silový model ostruhového podvozku – vodorovná poloha

Osa x:

$$x_M = l_M \cdot \cos(\tau) + h_T \cdot \sin(\tau)$$

$$x_W = l_W \cdot \cos(\tau)$$

$$x_T = l_T \cdot \cos(\tau)$$

$$x_{VOP} = \frac{l_{VOP}}{\cos(\tau)}$$

Osa z:

$$z_N = (l_N \cdot \sin(\tau)) + h_N$$

$$z_T = h_T \cdot \cos(\tau)$$

Silové zatížení podvozku s ostruhovým kolem lze znázornit pomocí základní silové bilance. Tento způsob je sice značně zjednodušený, umožňuje ale ze známých parametrů stroje určit silové zatížení na jednotlivých kolech podvozku. [8]

Působící síly

Vztlaková síla křídla

$$L = \frac{1}{2} \cdot C_l \cdot S_k \cdot \rho \cdot v^2 \quad (1)$$

Vztlaková síla VOP

$$L_{VOP} = \frac{1}{2} \cdot C_l \cdot S_{VOP} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (2)$$

Aerodynamický odpor

$$D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot S_D \cdot \rho \cdot v^2 \quad (3)$$

Klopný moment

$$M_W = \frac{1}{2} \cdot C_M \cdot S_k \cdot \rho \cdot v^2 \quad (4)$$

Odpor hl. podvozku

$$R_{Ax} = \mu \cdot R_A \quad (5)$$

Odpor ostruhy

$$R_{Bx} = \mu \cdot R_B \quad (6)$$

Silová rovnováhy v ose Z

$$\sum F_Z : G + L_{VOP} - L = R_A + R_B \quad (7)$$

Jak je vidět z rovnic (1 až 4) pro aerodynamické síly a momenty, nejvíce jejich velikost ovlivňuje rychlost letounu v , respektive rychlost obtékajícího vzduchu. Za klidového stavu jsou jejich hodnoty nulové, neboť se rychlost v rovná 0. Jak ale postupně nabývá rychlost na své hodnotě, rostou i aerodynamické síly, zvláště vztlačová síla L , čímž klesá zatížení kol podvozku. V případě odporových sil R_{Ax} a R_{Bx} je jejich velikost dána mírou zatížení kola R_A ; R_B a odporovým součinitelem daného povrchu μ .

Momentová rovnováha k těžišti

Vliv působících sil lze zapsat jako momentovou rovnováhu k těžišti stroje. V takovémto případě je moment M_G hmotnostní síly G nulový a rovnováhu zajišťuje soustava aerodynamických sil, odporových sil R_{Ax} ; R_{Bx} a síla tahu N pohonné jednotky letounu.

$$\sum M_{cg} = M$$

$$M_N + M_{aer} + M_P = M \quad (8)$$

Vzájemné působení jednotlivých momentů vztažených k těžišti udává stabilitu stroje okolo příčné roviny, kterou je osa y . Pokud v tomto případě dosáhne hodnota momentu M kladné nenulové hodnoty, bude se letoun překlápět směrem na před, v případě záporného výsledku bude mít tendenci před zvedat. Tento model je využíván pro popis chování letounu za letu, kdy jsou z rovnice vypuštěny síly na kolech podvozku. Pro popis chování letounu na zemi je možno aplikovat upravenou momentovou rovnici, kdy se střed otáčení nachází v bodě kontaktu kol A .

Moment tahu pohonné jednotky

U síly tahu N je zanedbána její vertikální složka [8]. Jako destabilizující složka je uvažována její horizontální část. Ta je zodpovědná za klopný moment při startu. V daný okamžik totiž kola kladoucí odpor v kombinaci s nárůstem tahu mohou způsobit překllopení letounu na čumák a jeho poškození.

$$M_N = N \cdot z_N \quad (9)$$

Svou roli hraje též rozměr z_N , což je vzdálenost osy působení tahové síly od polohy těžiště. Optimálním řešením by bylo provedení, kdy síla působí v ose těžiště. Takového stavu lze docílit jen velmi těžko vzhledem k proměnlivosti vertikální polohy těžiště letounu v závislosti na rozložení hmotnosti (posádka, náklad, palivo). V praxi se dle zjištěných poznatků na daném stroji montují motory mírně vykloněné, aby alespoň částečně kompenzovaly vzniklý moment.

Moment aerodynamických sil k těžišti

Křídlo letounu svým tvarováním samo vyvolává klopivý moment M_w . Další složkou celkového momentu vztlakových sil je působení vztlakových sil křídla L a vodorovné ocasní plochy L_{VOP} na rameni k určitému bodu těžiště.

$$M_{aer} = L \cdot x_w - L_{VOP} \cdot x_{VOP} + M_w \quad (10)$$

Moment sil na podvozku

Na kolech podvozku působí dvojice sil, a to síly vyvolané jako reakce na zatížení R_A ; R_B a odporové síly proti pohybu stroje R_{Ax} ; R_{Bx} .

$$M_P = R_B \cdot x_T - R_A \cdot x_M + (R_{Bx} + R_{Ax}) \cdot z_T \quad (11)$$

U sil definujících zatížení lze efektu změny momentu docílit změnou jejich polohy vůči těžišti x_T a x_M . Tím dojde k ovlivnění vzniklého momentu M_P jednak změnou ramene působící síly, tak i změnou velikosti sil R_A ; R_B . Toto ovlivnění se dotkne i odporových sil R_{Ax} ; R_{Bx} . Výsledný působící moment je možno ovlivnit taktéž změnou výšky podvozku z_T , tedy snížením těžiště letounu.

Zatížení na ostruhovém kole

Dosažením rovnice (7) do rovnice (8) je možno vyjádřit vztah pro určení zatížení ostruhového kola R_B .

$$R_B = \frac{(G + L_{VOP} - L) \cdot (x_M + \mu \cdot z_T) - M_N - M_{aer}}{x_M + x_T} \quad (12)$$

Z rovnice (12) je patrné, že zásadní vliv na velikost zatížení ostruhy má poloha kol podvozku vůči těžišti x_T a x_M . V okamžiku klidového stavu, kdy se letoun nepohybuje a hodnota tahu motoru je nulová, skládá se tato rovnice jen z hmotnostní síly G a vzdáleností kol podvozku od těžiště. Bude-li se letoun pohybovat, začnou v rovnici figurovat i prvky aerodynamických sil jako jsou vztlakové síly L , L_{VOP} a celkový klopivý moment M_{aer} společně s momentem tahu motoru M_N , které budou ovlivňovat rozložení zátěže. Ta se tak stane v čase proměnnou v závislosti na rychlosti letounu.

Zatížení kol hlavního podvozku

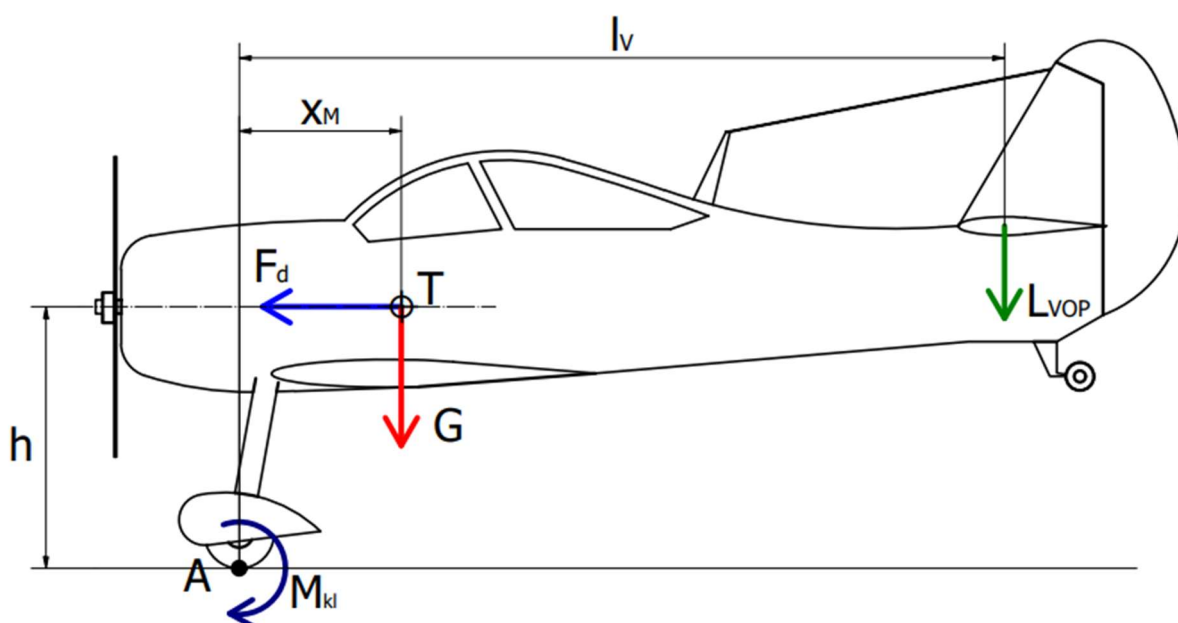
Reakční sílu na hmotnost stroje u kol hlavního podvozku lze stanovit pouhou modifikací rovnice (7). Přičemž platí stejné podmínky jako u zatížení ostruhového kola, kdy i zde za pohybu dochází vlivem aerodynamických sil ke změně hodnoty zátěže.

$$R_A = G - L + L_{VOP} - R_B \quad (13)$$

Zatížení na hlavních kolech se odvíjí od polohy, v jaké se letoun aktuálně nachází. Ve chvíli, kdy ostruha přestane být v kontaktu s povrchem ($R_B = 0 \text{ N}$) je veškeré zatížení přenášeno koly hlavního podvozku. Jeho míru ovlivňují působící aerodynamické síly, které letoun za pohybu nadlehčují.

1.3.2 Příčná stabilita podvozku

U letounů s ostruhovým podvozkem hrozí nebezpečí převrácení letounu na nos letounu. K tomu nejčastěji dochází při prudkém zvýšení výkonu motoru nebo prudkým bržděním při přistání. V takovém případě záleží na momentové rovnováze působících sil vztažené k bodu dotyku kol hlavního podvozku s povrchem dráhy nikoli k těžišti stroje. Nyní hraje svou roli i hmotnost stroje, a to jako hlavní stabilizující prvek.



Obrázek 9 Model příčné stability

Skladba rovnice příčné stability závisí na situaci, pro jakou je posuzována. Jde o situaci zahájení vzletu a při brždění během přistání. V obou případech ale platí požadavek na kladný výsledný moment zajišťující stabilitu. Stav, kdy je rovnice rovna nule, je stavem kritickým. Jakýkoli drobný vnější vliv způsobí vznik záporného destabilizujícího momentu, jež má za následek převrácení stroje. Je-li podélná osa letounu ve vodorovné poloze jedná se o krajní polohu. Při dalším sklopení přídě dochází ke zkracování délky ramene x_M , na kterém působí síla G . Klesá tak stabilizující moment M_G a hrozí nekontrolovatelné převrácení stroje.

Destabilizujícím faktor závisí na aktuální situaci, v jaké se letoun nachází. Mohou totiž nastat dva případy kdy je stabilita ohrožena, a to při zahájení rozjezdu stroje a při brždění během přistání.

Stabilita při startu

V okamžiku zahájení vzletu letounu má na jeho chování destabilizační vliv síla vyvolaná tahem pohonné jednotky.

Podmínka příčné stability

$$M_G - M_T = M_{kl} \quad (14)$$

Dojde-li při nulové rychlosti k výraznému zvýšení výkonu, síla působící v ose vrtule vyvolá klopivý moment M_T se středem působení v bodě kontaktu kol s povrchem dráhy. Ten částečně ovlivňuje i výška podvozku, tedy i rameno síly tahu.

Rychlost letounu lze v této fázi považovat za zanedbatelnou, téměř nulovou. Vztlakovou sílu L_{VOP} , jež by mohla napomáhat ke stabilizaci, generuje v tomto okamžiku pouze proud vzduchu od vrtule stroje a společně s působením síly aerodynamického odporu D je lze považovat za zanedbatelné. Jediným stabilizačním prvkem tak zůstává hmotnostní síla působící v těžišti stroje.

Stabilizační moment hmotnostní síly

$$M_G = G \cdot x_M \quad (15)$$

Stabilita při brždění

Během brždění při přistání má letoun tendenci převracet se vlivem působení setrvačné síly dopředného pohybu. Ta vzniká jako reakce na brzdící sílu vyvolanou brzdami kol.

Podmínka příčné stability

$$M_G + M_{VOP} - M_{DST} = M_{kl} \quad (16)$$

Aby byl letoun stabilní, je žádoucí, aby součet stabilizujícího momentu M_G od hmotnostní síly stroje G a momentu M_{VOP} síly L_{VOP} dosahoval vyšší hodnoty než moment setrvačné síly stroje M_{DST} . Pokud toto nebude platit, dojde k překlopení a poškození stroje.

Setrvačná síla dopředného pohybu

$$F_{DST} = \frac{dp}{dt} = m \cdot \frac{dv}{dt} = m \cdot a_b \quad (17)$$

Hodnotu záporného zrychlení a_b , v tomto případě zpomalení, lze stanovit derivací změny rychlosti letounu p dle času t .

Destabilizační moment setrvačné síly příčné stability

$$M_{DST} = (F_{DST} - D) \cdot z_{CG} \quad (18)$$

Setrvačná síla F_{DST} vytváří klopivý moment vztažený k bodu styku kol s dráhou A . Jelikož působíště dopředné setrvačné síly je v těžišti stroje, závisí velikost tohoto momentu na vertikální vzdálenosti těžiště od tohoto bodu, hodnotě z_{CG} .

Stabilizační moment vodorovné ocasní plochy

$$M_{VOP} = F_{VOP} \cdot l_V \quad (19)$$

Díky rychlosti letounu při přistání je generována proudem vzduchu vztlaková síla F_{VOP} . Lze ji tedy využít společně s příslušným ramenem l_V k vyvolání stabilizačního momentu M_{VOP} . S klesající rychlostí ale klesá i velikost této síly, na což je třeba brát zřetel.

Stabilizační moment hmotnostní síly

$$M_G = (G - L) \cdot x_M \quad (20)$$

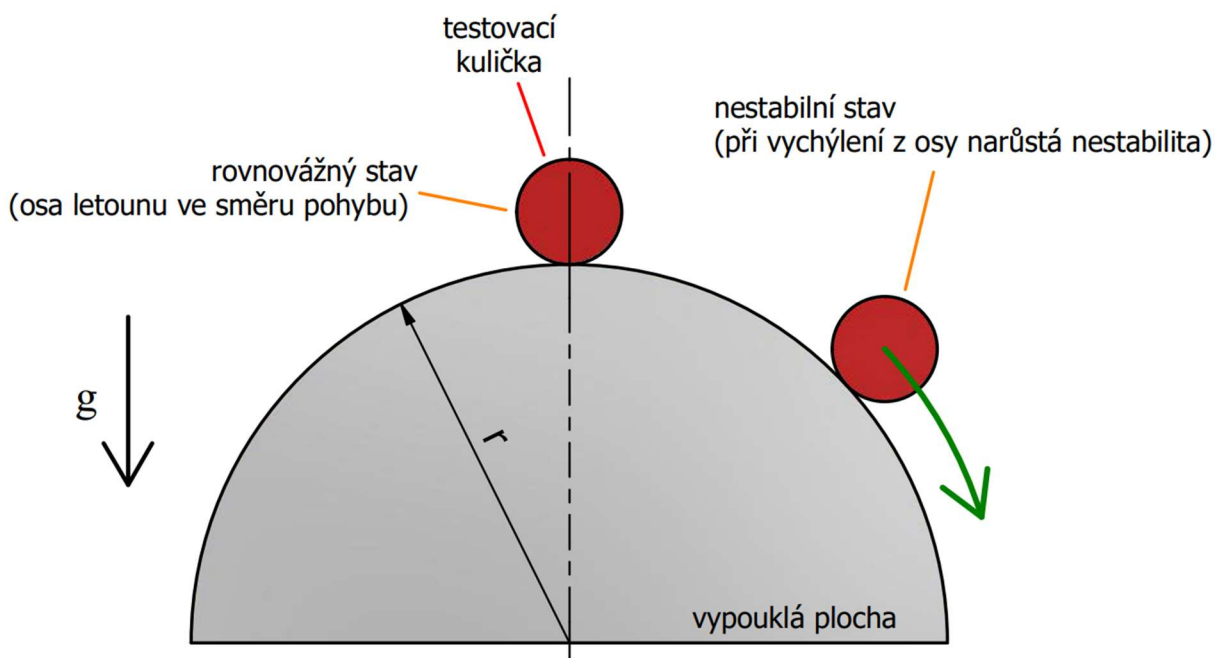
Za druhý faktor, pozitivně přispívající ke stabilitě letounu, lze v této fázi označit vliv hmotnostní síly G působící v těžišti vzdáleném od osy kol podvozku o vzdálenost x_M . Jelikož má ale letoun na počátku brždění určitou rychlost, generují křídla vztlakovou sílu L opačně orientovanou oproti síle hmotnostní. Jako její působíště lze pro zjednodušení označit těžiště, tedy působíště hmotnostní síly. Stabilizační moment M_G vyvolaný hmotnostní silou G je tak mírně snižován. Avšak její velikost klesá v závislosti na snižující se rychlosti.

1.3.3 Směrová stabilita podvozku

Geometrické uspořádání ostruhového podvozku vede k jisté míře nestability. Ta je dána polohou těžiště vůči kolům hlavního podvozku. Důvodem vzniku nestability může být ostrá změna směru při vysoké rychlosti, kontakt s výraznou nerovností nebo vychýlení působením stranového poryvu větru.

Směrovou stabilitu letounů s ostruhovým lze přirovnat k chování kuličky usazené na vrcholu vypouklé plochy o poloměru r (viz Obrázek 10). Kulička nacházející se v tomto bodě je v klidové poloze a představuje letoun, jehož osa je totožná se směrem pohybu. Letoun je v této situaci, stejně jako kulička, v rovnováze bez jakéhokoli náznaku nestability. Pokud na ni začne

působit stranová síla, dostane se kulička z této stabilní polohy a stane se nestabilní, což je tožné se situací, kdy se osa letounu odchýlí od směru pohybu. Kulička se začne, stejně jako letadlo, nadále vychylovat a vzdalovat od rovnovážného stavu. Zatímco na letoun působí za pohybu odporové síly, jež vytváří destabilizující moment, v případě experimentu s kuličkou má tuto funkci působení gravitačního zrychlení g . [30]



Obrázek 10 Nestabilní směrová rovnováha ostruhového podvozku

Krátká horizontální vzdálenost mezi těžištěm a osou kol hlavního podvozku vede k navýšení zátěže na kolech hlavního podvozku. Je tak umožněno konstruovat malé a lehké ocasní prvky podvozku. Výhodou tohoto uspořádání je vysoká směrová stabilita. Slabě zatížený ocasní prvek podvozku sice generuje jen malou stabilizační sílu, ale stranová destabilizační síla nyní působí na malém rameni k ose kol hlavního podvozku. Dochází tak k vyvolání slabšího destabilizačního momentu, který je snazší na potlačení jinými prvky řízení.

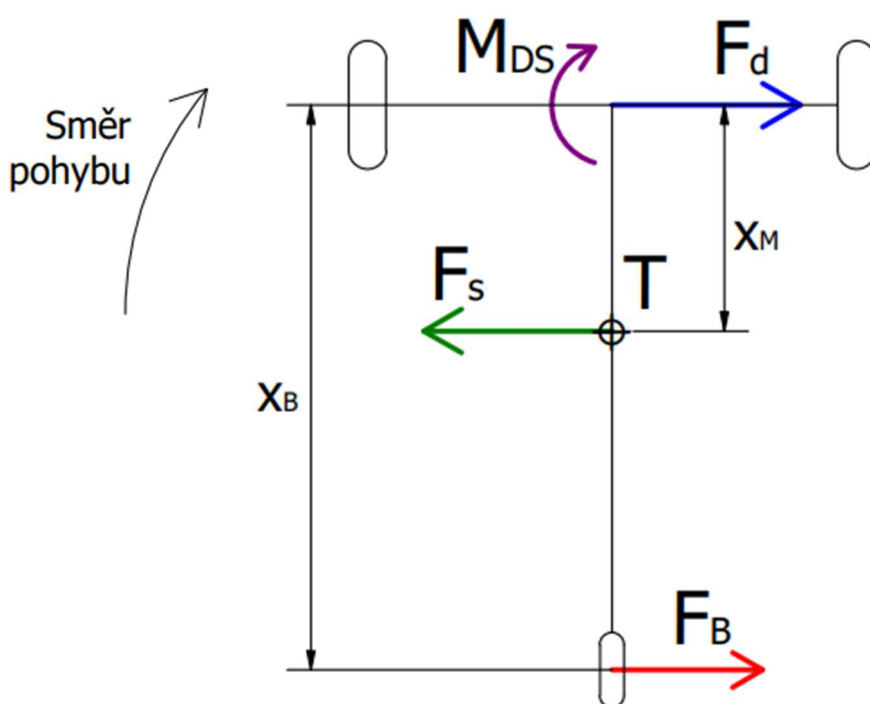
Jelikož je při tomto uspořádání ocasní část jen slabě zatížena a hmotnostní síla působí vzhledem k ose kol na krátkém rameni, hrozí u letounu nebezpečí na překlopení okolo příčné osy, jak je zmíněno v kapitole 1.3.2. Pro zvýšení stability v tomto směru je nejvýhodnější, aby byla horizontální vzdálenost těžiště co nejvyšší. V případě že bude vzdálenost mezi koly a těžištěm vyšší, hrozí z příčin výše zmíněných u letounu zvýšená směrová nestabilita. Naopak příčná stabilita tím značně narůstá i za cenu zvýšení nároků na nosnost ostruhového prvku podvozku.

Podmínka směrové stability

$$M_O + M_{sk} + M_{br} - M_{DS} = M \quad (21)$$

Jako stabilizační prvky zde vystupuje moment vyvolaný ostruhovým kolem M_o , moment směrového kormidla M_{sk} a moment vyvolaný brzděním jednoho z kol podvozku M_{br} . Destabilizujícím prvkem je zde moment od setrvačné síly, která působí v těžišti stroje. Velikost se liší v závislosti na typu pohybu letounu. V případě, že se letoun pohybuje po oblouku, vzniká v těžišti stranová destabilizační síla. Dojde-li ke smyku, působí v těžišti setrvačná síla dopředného pohybu.

Poté, co letoun zahájí zatáčení nebo jen vybočí z přímého směru, začne v těžišti působit stranová setrvačná síla F_S proti tomuto pohybu. Vektor této síly směřuje k vnější straně zatáčky. Tato síla má s ohledem na geometrii podvozku snahu podporovat stáčení letounu a převést kontrolovaný pohyb zatáčky do neřízeného stranového smyku.



Obrázek 11 Model směrové stability při zatáčení

Destabilizační moment setrvačné síly při zatáčení

$$\begin{aligned} F_S &= F_d = F \\ M_{DS} &= F \cdot x_M \end{aligned} \quad (22)$$

Stranová setrvačná síla

$$F_S = m \cdot \frac{v^2}{R} = m \cdot \omega^2 \cdot R \quad (23)$$

Z rovnice (23) je patrná závislost velikosti stranové síly na rychlosti pohybu letounu v a polooměru prováděného oblouku R . Pro zatáčky o malém poloměru R a vysoké rychlosti pohybu v

je generována vyšší stranová síla F_S v porovnání se zatáčkami o velkých poloměrech R a malých rychlostí v .

Na kolech hlavního podvozku působí stejně velká boční síla snažící se udržet kola na dráze zatáčky. Její vektor směřuje ke středu opisovaného oblouku. V závislosti na předsazení kol před bod těžiště spolu tyto síly vyvolávají destabilizační moment M_{DS} (viz Obrázek 11). Ten svým působením stáčí letoun více do zatáčky. V reakci na něj je pilot nucen adekvátním zásahem do řízení jeho vliv eliminovat a uvést letoun zpět do stabilní polohy. Ostruhové kolo je zde bráno v uzamčeném stavu, kdy brání vychylování ze směru pohybu.

Stabilizující moment ostruhového prvku podvozku

Ostruha jednoduché konstrukce vyvoluje proti směrovému vychylování letounu odpor v podobě boční smykové síly. V případě provedení s ostruhovým kolem je možno tento efekt napodobit uzamknutím ostruhy v přímém směru.

$$M_O = F_B \cdot x_B = R_B \cdot f_D \cdot x_B \quad (24)$$

Dojde-li k vychýlení stroje z osy, začne díky odporu proti bočnímu pohybu vznikat stabilizující moment M_O . Ten je vyvolán působením stranové síly F_B , která je dána zatížením ostruhového kola R_B a součinitelem dynamického tření f_D . Tato síla působí na rameni x_B , jež udává její vzdálenost k ose kol hlavního podvozku (viz Obrázek 11). Kvůli malému zatížení ocasních kol je ale velikost boční odporové síly značně limitována.

V případě, že se jedná o volně otáčivé provedení ostruhového kola, je její stabilizační efekt zanedbatelný. Ostruha se v takovém případě stočí do směru pohybu a nijak stranovému vychylování nebrání. V takovém případě spočívá požadavek na stabilizaci letounu na efektivitě směrového kormidla a brzdách kol hlavního podvozku.

Stabilizující moment směrového kormidla

Při vybočení stroje začíná také proti tomuto pohybu působit síla směrového kormidla F_{sk} . Ta je uvažována jako vztlaková síla vyvolaná proudícím vzduchem okolo svislé ocasní plochy. S narůstající směrovou výchylkou se zvedá i úhel náběhu proudu vzduchu a tím postupně dochází k nárůstu síly. Jelikož je pro kýlovou i pohyblivou plochu svislé ocasní plochy použit symetrický profil, bez této výchylky není plochou generována žádná vztlaková boční síla. Klesající rychlost pohybu a tím i proudění okolního vzduchu ale působí opačně a velikost silového působení snižuje.

$$M_{sk} = F_{sk} \cdot l_{sk} \quad (25)$$

S narůstající směrovou výchylkou se zvedá i úhel náběhu proudu vzduchu a tím postupně dochází k nárůstu síly. Jelikož je pro kýlovou i pohyblivou plochu svislé ocasní plochy použit

symetrický profil, bez této výchyšky není plochou generována žádná vztlaková boční síla. Základní pro velikost stabilizujícího momentu je i rameno l_{sk} , na němž působí síla směrového kormidla F_{sk} . Se zkracováním této vzdálenosti klesá i velikost stabilizujícího momentu M_{sk} .

Při nižších rychlostech nemusí být efektivita směrového kormidla pro stabilizaci dostatečná. Jsou-li všechna tři kola podvozku v kontaktu se zemí, může se směrové kormidlo dostat do zákrytu za trupem letounu. Proud vzduchu v takovém případě nemá dostatečnou energii. Při obtékání trupu dochází ke vzniku turbulentního proudění, jehož vlivem účinnost směrového kormidla klesá.

Stabilizující moment směrových brzd

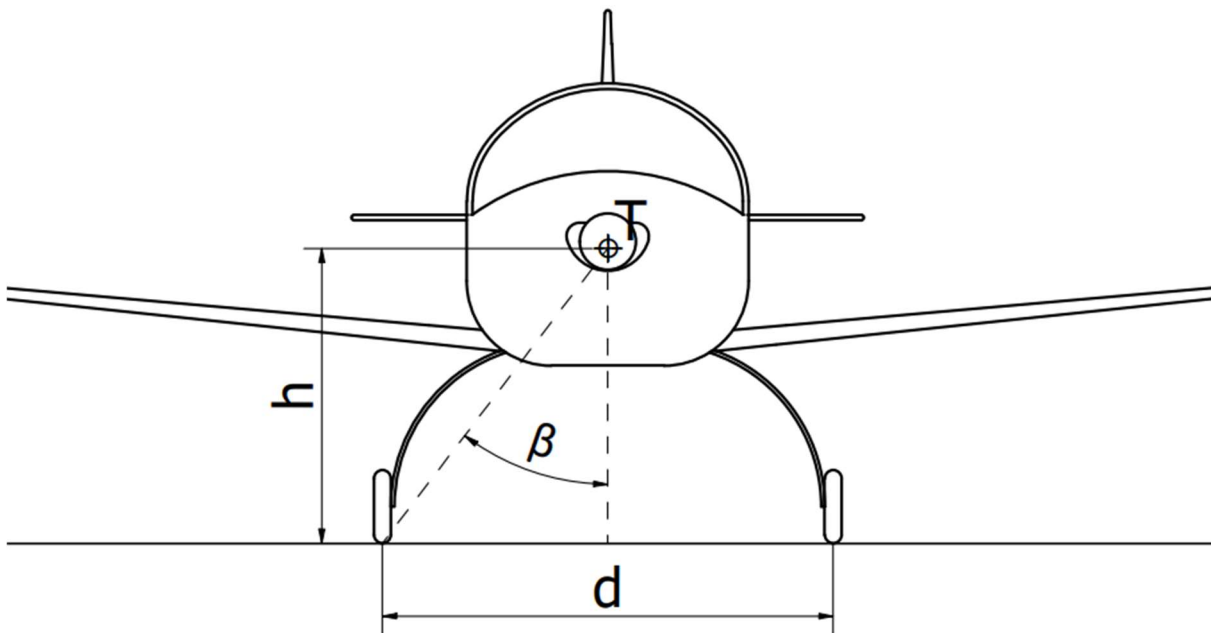
Za nižších rychlostí se k řízení a stabilizaci stroje využívá odděleného ovládání brzd podvozku. Pilot při snaze uvést letoun opět do přímého směru začne pomocí brzdy zvyšovat odpor na vnějším kole podvozku.

$$F_{br} \cdot \frac{d}{2} = M_{br} \quad (26)$$

Kolo se místo valení začne po dráze působením síly F_{br} smýkat. Výsledkem je nárůst odporu, který začne letoun stáčet zpět do přímého směru. Po dosažení potřebné korekce dochází k uvolnění brzdy kola. Jinak hrozí totiž překmitnutí letounu a přechod do nařízené zatáčky na opačné straně.

1.4 Vliv rozchodu kol podvozku na chování letounu

Osovou stabilitu letounu zajišťuje dostatečný rozchod kol hlavního podvozku d (viz Obrázek 12). Doporučuje se takový rozchod kol, aby při náklonu stroje o 10° nedošlo ke kontaktu konce křídla a povrchu dráhy. Jako ideální provedení lze označit takové, kdy je rozchod co největší a výška co nejnižší. Podle obecných doporučení při návrhu geometrie hlavního podvozku lze stanovit závislost mezi výškou a rozchodem kol. Minimální bezpečný rozchod kol udává přímka spojující bod kontaktu kola a těžiště T . Obecná doporučení udávají velikost úhlu β , který svírá tato přímka se svislou osou nejméně 25° . [8–10]



Obrázek 12 Geometrie podvozku zředu

Lze tedy pro závislost výšky podvozku h na rozchodu kol d sestavit následující vztah.

$$tg(\beta) \leq \frac{\left(\frac{d}{2}\right)}{h}$$

$$tg(25^\circ) \leq \frac{\left(\frac{d}{2}\right)}{h} \rightarrow 0,466 \cdot h \leq \frac{d}{2} \rightarrow 0,932 \cdot h \leq d \quad (27)$$

Dle této podmínky lze tedy konstatovat, že rozchod kol d by neměl být menší, než je výška podvozku h .

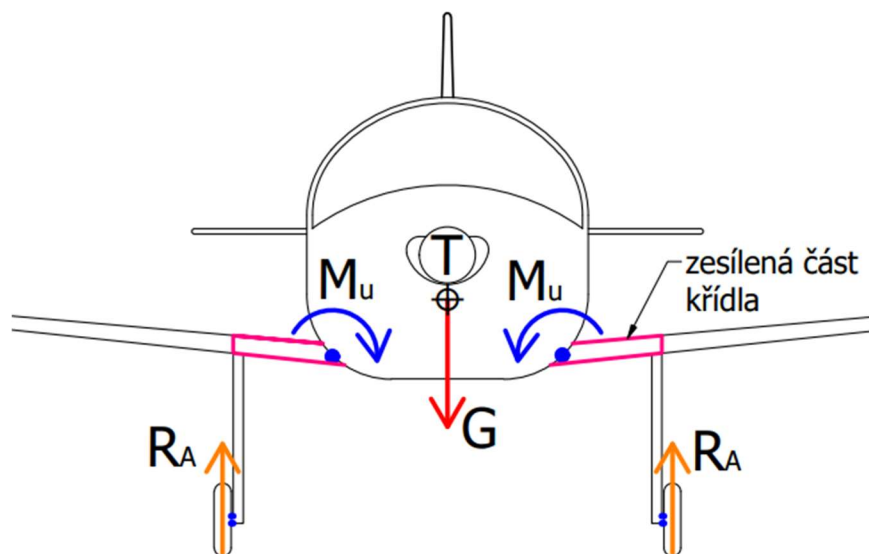
Rozchod kol také závisí na použitém konstrukčním řešení křídla a jeho rozpětí. Tabulka 1 ukazuje srovnání poměrů rozchodu kol vůči rozpětí s ohledem na typ konstrukce a hmotnost letounu. Lze z ní vypočítat, že hodnoty rozchodu kol se pohybuje okolo 20 % celkového rozpětí křídel. Nacházejí se zde ovšem i výjimky jako například Z-37, jehož rozchod podvozku činí 27 % rozpětí křídel, díky čemuž stroj disponuje dobrou stabilitou. Na opačné straně se nachází dvojice srovnávaných strojů J-3 jehož rozchod činí 17 % a U-2/Po-2 s 15,7 %. V případě U-2/Po-2 je tzv. kolébavost kompenzována lyžinovými podporami na koncích spodního křídla. Piper J-3 ovšem kvůli hornoplošné konstrukci tuto podporu využít nemůže a je tedy náchylnější k převrácení.

Tabulka 1 Srovnání rozchodu kol v závislosti na rozpětí

Typ konstrukce	Název/označení	Hmotnost letounu (prázdná) [kg]	Rozpětí křídel L [m]	Rozchod podvozku d [m]	Poměr d/L
Dolnoploš-níky	Orličan L-40 Meta Sokol [11]	535	10,10	1,90	0,188
	Zlín Z-37 Čmelák [12]	985	12,22	3,30	0,270
	North American T-6 Texan [13]	1886	12,80	2,40	0,188
Hornoploš-níky	Piper J-3 Cub [14]	330	10,74	1,83	0,170
	Cessna 180 Skywagon [15]	771	10,98	2,34	0,213
	Fi-156 Storch / K-65 Čáp [16]	930	14,25	3,40	0,239
Dvouploš-níky	Polikarpov U-2 / Po-2 [17]	770	10,65	1,67	0,157
	Boeing Stearman PT-17 Kaydet [18]	876	9,80	2,00	0,204
	Antonov An-2 [19]	3300	18,18	3,40	0,187

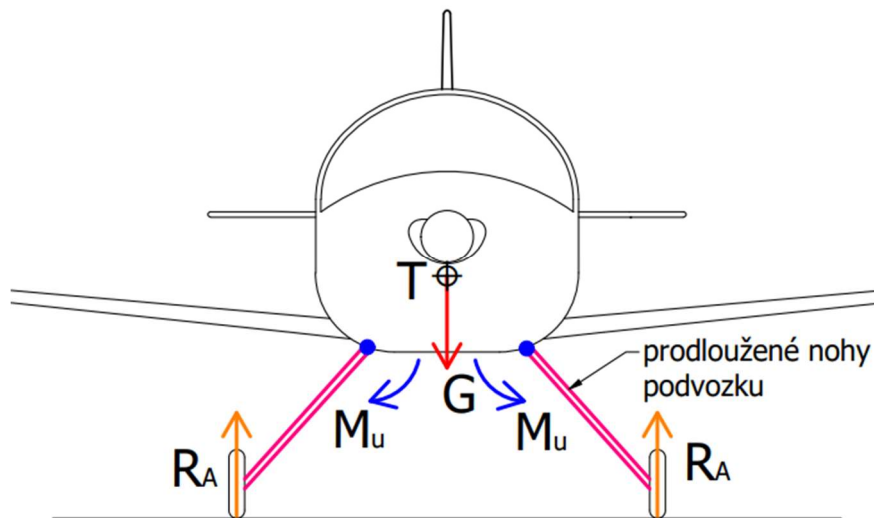
Délka podvozkových nohou přispívá k celkové hmotnosti stroje a v případě pevného ostruhového podvozku i k velikosti odporu za letu. V závislosti na konstrukčních požadavcích a možnostech je možné provést instalaci podvozkových nohou do křídla (převážně dolnoplošné konstrukce křídla) nebo do trupu.

U dolnoplošných letounů lze provést obě varianty. Instalace závěsů podvozkových nohou do oblasti křídel (viz Obrázek 13) nabízí provedení s relativně krátkými podvozkovými nohami. Posílená konstrukce křídla v oblasti trup-podvozek, a zvláště kotvení křídla které je zatěžováno ohybovým momentem M_u , ale znamená další nárůst celkové hmotnosti konstrukce letounu.



Obrázek 13 Zachycení sil od podvozku přechodem křídlo-trup

V případě napojení podvozkových noh přímo na trup stroje není nutno křídlo opatřovat dodatečným vyztužením kvůli přenosu zatížení od podvozku. Je tedy možné jeho výrazně lehčí provedení. Veškeré zatížení podvozku včetně momentu M_u absorbuje konstrukce přistávacího zařízení (viz Obrázek 14).



Obrázek 14 Zachycení sil od podvozku přechodem podvozek-trup

Nevýhodou je při dodržení velkého rozchodu kol užití dlouhých podvozkových nohou, jež v pevném provedení kladou výraznější aerodynamický odpor, v zatahovacím provedení jsou zase náchylnější na zborcení.

Při pohledu do historie lze vypočítat rozdílná řešení rozchodu kol hlavního podvozku. Jednalo se o odraz tehdejších konstrukčních poznatků a možností, jež ne vždy vyústily v ideální řešení. Nejvíce lze změny v konstrukci pozorovat při srovnání podvozků letounů které se účastnily začátku II. sv. války a strojů jež byly ve službě na jejím konci. Do první kategorie lze zařadit německý Messerschmitt Bf-109. Letoun vstupoval do služby v roce 1935, kdy se stále ve velké míře využívaly konstrukční řešení vycházející z doby I. sv. války, tedy podvozek ukotvený v trupu.



Obrázek 15 Úzký podvozek Bf-109G-6 [20]

U Messerschmittu toto provedení sice umožnilo snadnou demontáž křídel bez nutnosti podepírání trupu, na druhou stranu ale stálo za množstvím nehod při vzletu a přistání. Malý rozchod kol způsoboval převrácení letounu na stranu i při malé destabilizující síle. Tomu napomáhala i kombinace malého směrového kormidla a výkonného motoru s velkou vrtulí. Kormidlo nedokázalo efektivně napomáhat ke stabilizaci letounu při vzletu a moment vyvolaný pohonnou soustavou letoun převracel na stranu čímž bylo zatěžováno jedno z kol podvozku. Pokud pilot adekvátně nezasáhl, přetížená podvozková noha se zbortila a letoun havaroval. Toto nebezpečí převrácení hrozilo letounu při vzletu a v jisté míře i při přistání.



Obrázek 16 Havárie Bf-109 v důsledku smyku [21]

Opačně navržený podvozek uplatnili v továrně Hawker ve Velké Británii při konstrukci letounu Hawker Tempest. Vzhledem k velikosti stroje byl za účelem dosažení dostatečné stability podvozek zakotven v masivním křídle.



Obrázek 17 Široký podvozek Hawker Tempest Mk.II [22]

Kromě velkého rozchodu a tím i stability bylo docíleno i vhodného rozložení hmotnosti křídla. To bylo v porovnání s křídlem Messerschmittu výrazně rozměrnější a tím i hmotnější. Při postoji na zemi tak bylo díky tomuto provedení sníženo ohybové napětí v přechodu křídlo-trup.

V případě hornoplošných letounů lze vyzorovat rozdílná řešení problematiky kotvení podvozku v závislosti na jeho rozměrech, a to kotvení do trupu nebo do křídla. U amerického Piper J-3 Cub bylo zvoleno usazení podvozkových noh přímo do trupu letounu. Toto jednoduché řešení podvozku s sebou ale přineslo zvýšenou náchylnost přechodu do smyku. To bylo dáno především úzkým rozchodem kol vzhledem k výšce těžiště letounu.



Obrázek 18 Kotvení podvozku do trupu (Piper J-3 Cub) [23]

V případě německého Fieseler Fi-156 Storch bylo zvoleno ukotvení podvozkových noh do oblasti kořene křídla. Rozchod kol tak mohl být vyšší než v případě kotvení do trupu. Nevýhodně se jevily dlouhé podvozkové nohy s pomocnými vzpěrami, jež generovaly zvýšený aerodynamický odpor a musely být kvůli své délce vyztuženy.

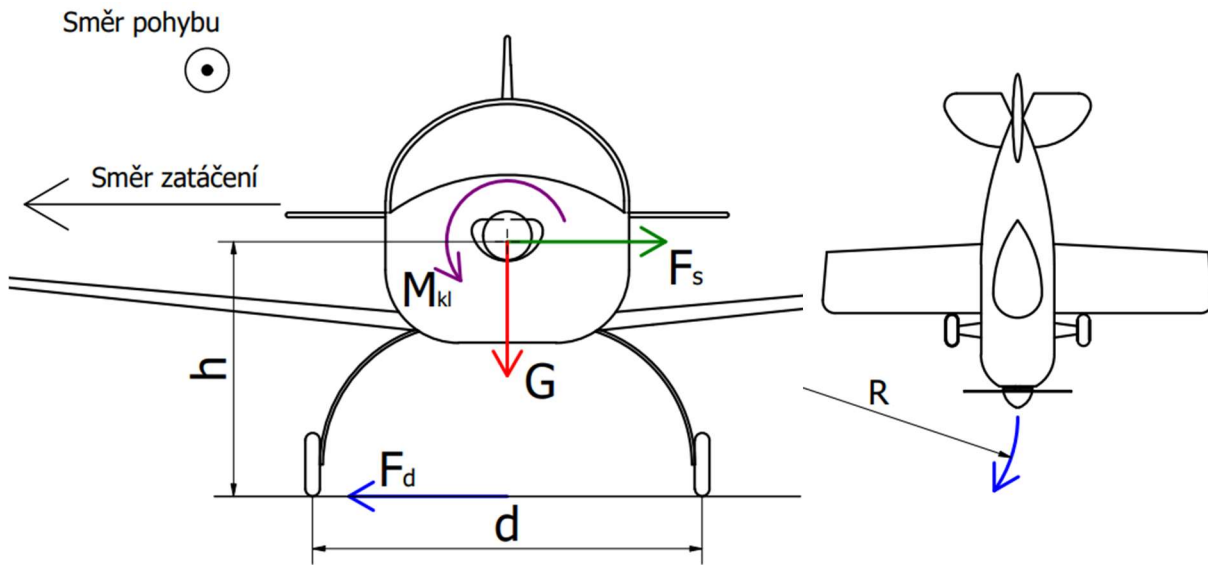


Obrázek 19 Kotvení podvozku do křídla (Fi-156 Storch) [24]

1.4.1 Osová stabilita podvozku

Provádí-li letoun zatáčku při pojíždění po dráze začne na letou působit boční setrvačná síla F_S v těžišti stroje. Proti ní působí na kolech hlavního podvozku dostředivá síla F_d směřující ke středu otáčení. Protože se těžiště nachází ve výšce nad zemí, vyvolá vzájemné působení této dvojice sil klonivý moment M_S na vnější stranu zatáčky (viz Obrázek 20). Během tohoto děje je vnitřní kolo nadlehčováno a vnější postupně zatěžováno plnou vahou stroje. Pokud bude zatáčka příliš ostrá (poloměr R bude malé hodnoty), může se letoun překloupit na stranu nebo může dojít k poškození kola či zborcení podvozkové nohy. Zároveň ale musí mít kola podvozku dostatečnou trakci umožňující provedení zatáčky s minimálním stranovým sesmeknutím po povrchu.

Uvažujme stav, kdy nedochází k prokluzu kol podvozku. Kola se drží požadované dráhy zatáčky. Na letoun působí moment M_S od setrvačné síly F_S vyvolaný zahájením pohybu po oblouku. Závislost síly F_S na poloměru oblouku R a rychlosti letounu v popisuje rovnice (23). Působením dochází k nadlehčení vnitřní podvozkové nohy a veškerá zátěž je přenášena na vnějším kole podvozku.



Obrázek 20 Model osové stability při pohybu po oblouku

Míru stability při manévrování letounu během pohybu na zemi určuje především rozchod kol podvozku d a výška podvozku h .

Rovnice momentové rovnováhy

$$M_G + M_{kr} - M_S = M_{kl} \quad (28)$$

Bude-li výše uvedená rovnice (28) položena rovno nule, lze z ní vypočítat hraniční hodnotu momentu M_S stranové síly F_S , při které ještě dokáže stabilitu kompenzovat pouhý moment M_G hmotnostní síly G působící v těžišti stroje. Po jeho překročení se letoun stává nekontrolovatelným a dochází k převrácení stroje. Tomu lze ještě zabránit vyvoláním klonícího momentu M_{kr} pomocí křidélek. Jejich účinnost ale s klesající rychlostí v také značně ztrácí na hodnotě.

Destabilizační moment stranové setrvačné síly

$$M_S = F_S \cdot \left(\frac{d}{2} \cdot \sin(\varepsilon) + h_T \cdot \cos(\varepsilon) \right) \quad (29)$$

Velikost destabilizačního momentu M_S kromě působící síly F_S ovlivňují také geometrické rozměry podvozku, jako je rozchod d a zvláště jeho výška h . Vysoké podvozky jsou náchylnější k překlopení, je tedy třeba u nich výšku vhodně zvolit v závislosti na rozchodu podvozku. Rameno působící síly je též ovlivněno aktuálním úhlem náklonu letounu ε .

Stabilizační moment hmotnostní síly

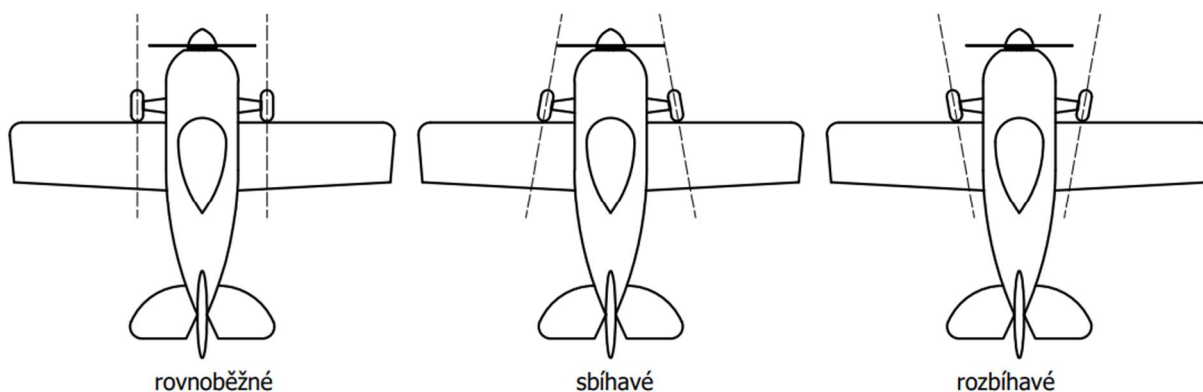
$$M_G = (G - L) \cdot \left(\frac{d}{2} \cdot \cos(\varepsilon) - h_T \cdot \sin(\varepsilon) \right) \quad (30)$$

Proti tomuto klopení působí moment M_G od hmotnostního zatížení stroje G . Při pohybu křídla letounu generují určité množství vztlakové síly L a podvozek je tak nadlehčován. Velikost vztlakové síly L generované křídly letounu je dána rovnicí (1). S postupnou ztrátou rychlosti v dochází k poklesu vztlakových sil a podvozek je plně zatížen hmotností letounu.

1.5 Vliv geometrie zavěšení kol podvozku

Kola hlavního podvozku lze nastavit v několika různých polohách. Kromě standardní konfigurace kol, kdy jsou osy obou kol totožné, lze uvažovat i provedení se sbíhajícími či rozbíhajícími se koly. Odklon se u kol leteckých podvozků mění v závislosti na zatížení kol, tedy vlivem pružení. Jakýkoli druh odklonu kola od svislé osy s sebou přináší zvýšené namáhání pneumatik a částí podvozku při přímém pohybu. U některých letounů je přesto možné nalézt výrazný odklon kol, často za cílem uměle zvýšit rozchod kol u úzkých podvozků. Jako takový příklad lze uvést podvozek stíhacího letounu Messerschmitt Bf-109 (viz Obrázek 15).

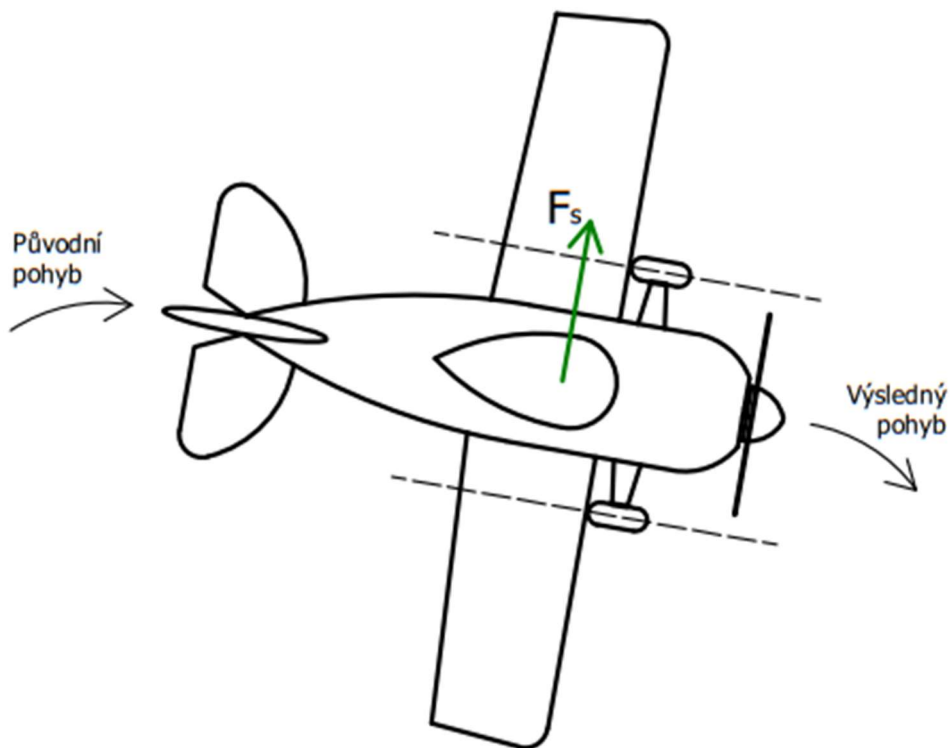
Rozdíly v uložení kol se projevují v okamžiku, kdy letoun začíná vybočovat z přímého pohybu. Jak bylo popsáno výše, na letoun působí silová dvojice, podporující další vychylování letounu do směru zatáčky. Zároveň dochází ke klonění letounu na vnější stranu. Kolo na vnějším poloměru zatáčky je stále více zatěžováno v porovnání s vnitřním kolem. Díky nárůstu zatížení mají síly působící na tomto kole dominantnější vliv na stabilitu a chování letounu. Na vnitřní straně může navíc dojít i k úplnému přerušení kontaktu kola s povrchem dráhy, kdy dochází k pohybu letounu jen po vnějším kole podvozku. [25, 26]



Obrázek 21 Geometrie uložení kol podvozku

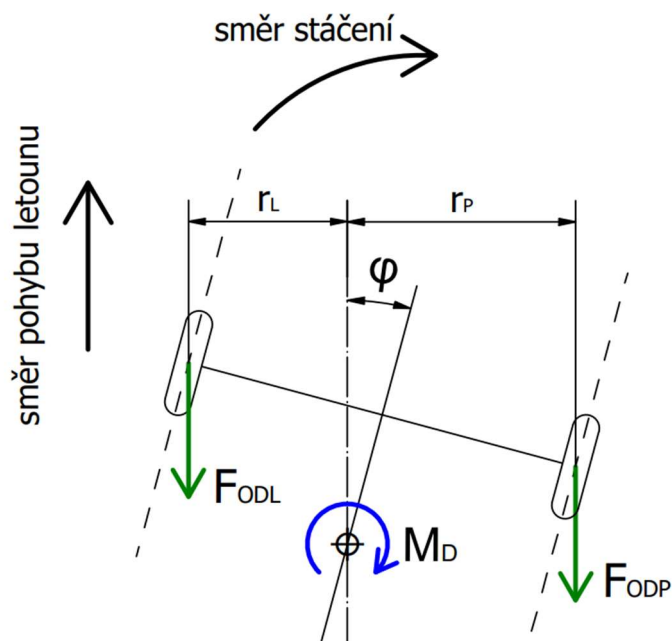
1.5.1 Rovnoběžné zavěšení kol

V případě kol uložených rovnoběžně (viz Obrázek 22) vyvolávají obě kola za přímého pohybu letounu stejnou odporovou sílu F_{OD} . Při pohybu jsou jejich stopy rovnoběžné.



Obrázek 22 Pohyb s přímým uložením kol

Bude-li letoun osově stabilní a dojde pouze k vybočení letounu z osy pohybu. Moment vyvolaný oporovými silami záviset převážně na poměru délek ramen r_L a r_P jak ukazuje Obrázek 23. Jelikož s nárůstem úhlu vychýlení φ narůstá hodnota ramene r_P oproti hodnotě r_L která klesá, dochází tak ke vzniku destabilizujícího momentu M_D . Tento moment napomáhá stáčení letounu a je třeba proti němu zasáhnout.

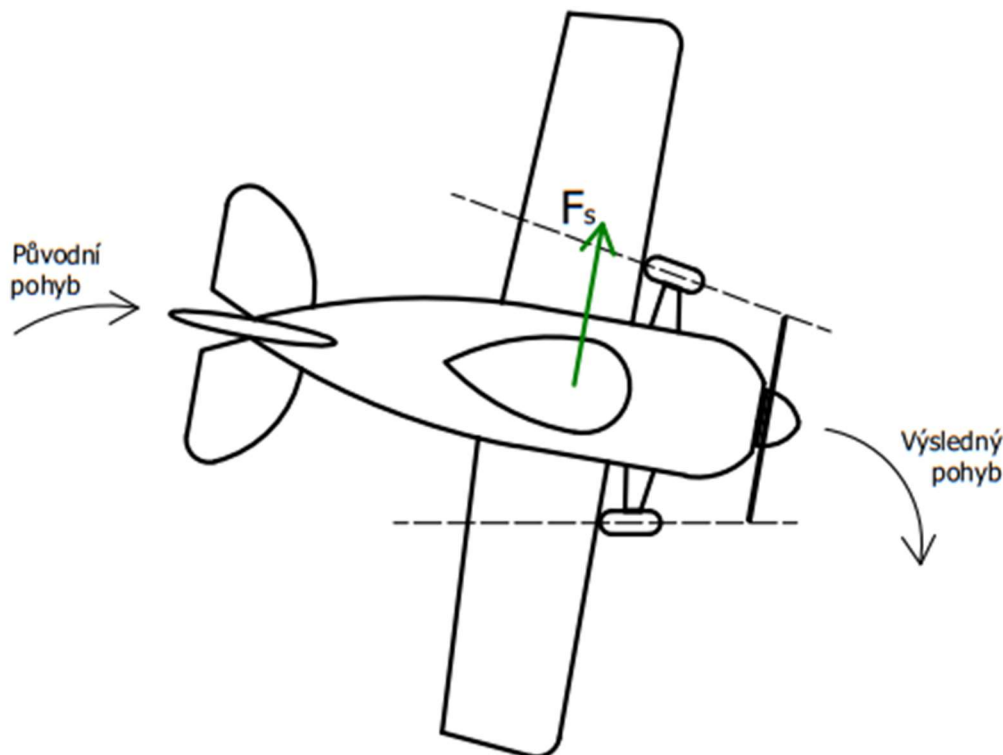


Obrázek 23 Moment rovnoběžného zavěšení kol

Když dojde k nadlehčení vnitřního kola, vnější kolo drží dále stejný směr. Letoun pokračuje v bočení stále stejnou rychlostí a srovnání do přímého pohybu záleží na zásahu pilota.

1.5.2 Sbíhavé zavěšení kol

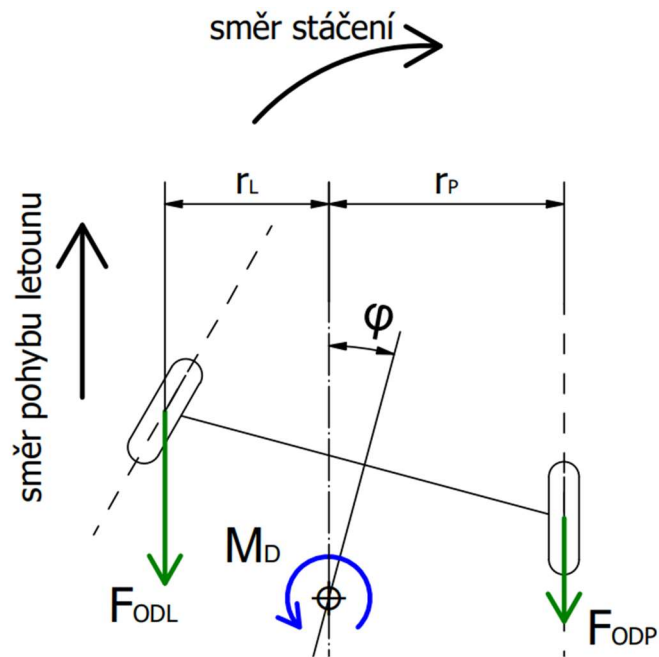
Sbíhavé provedení (viz Obrázek 24) kol se využívá převážně u automobilů s cílem zefektivnit řízení. V případě že se těžiště nachází dostatečně nízko, čímž se sníží riziko náklonu, je možno toto řešení aplikovat i u letadel.



Obrázek 24 Pohyb se sbíhavým uložením kol

Pokud bude letoun osově stabilní a podvozek bude rovnoměrně zatížen, má tato varianta pozitivní vliv na směrovou stabilitu. V případě náklonu ovšem dojde ke zhoršení celkové situace.

Vnější kolo klade při směrovém vychylování větší odpor proti pohybu F_{ODL} . Stabilizující moment, který vyvolává, je ovšem ovlivněn poklesem velikosti ramene r_L v závislosti na úhlu vychýlení φ (viz Obrázek 25). Na vnitřním kole oproti tomu působí výrazně nižší odporová síla F_{ODP} . Ta vyvolává destabilizační moment na rameni r_P , jehož velikost se naopak s rostoucím se úhlem φ zvětšuje. I přes tento fakt má soustava tendenci napomáhat ke směrové stabilitě.



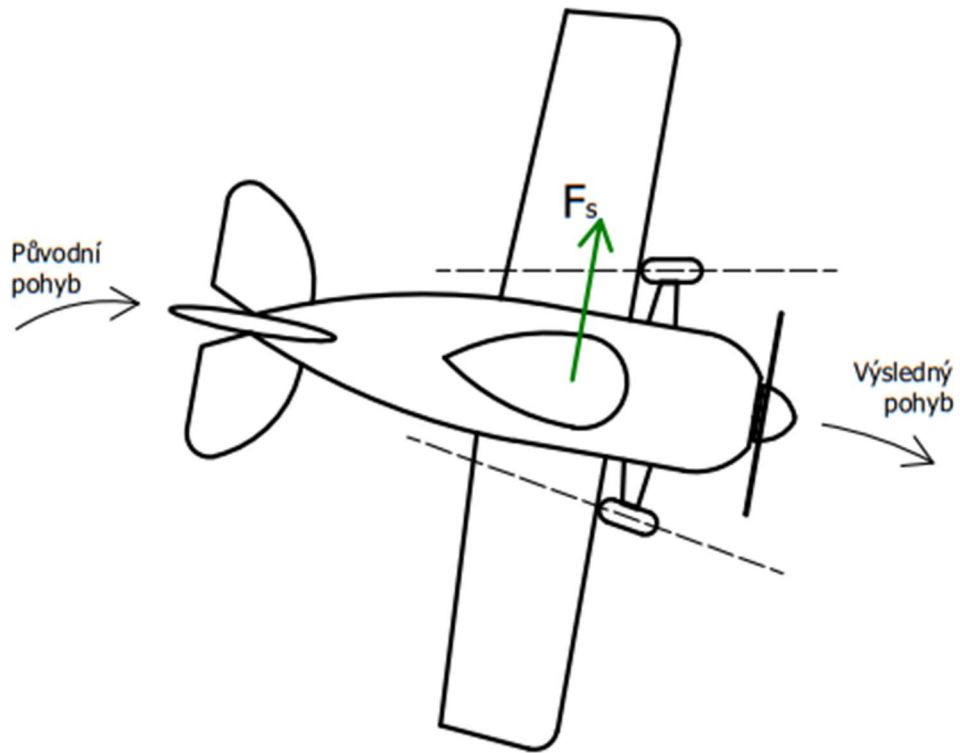
Obrázek 25 Směrový moment sbíhavého zavěšení kol

Jako nevýhoda tohoto řešení se jeví možná změna velikosti rozchodu kol. Orientace kol způsobuje, že jsou kola při přímém pohybu odporovou silou stlačena směrem ke středu letadla, čímž dochází ke snížení rozchodu kol a letoun se stává mírně náchylnějším k osově nestabilitě. Tomu ostatně napomáhá i samotná orientace kol v případě přechodu do zatáčky s náklonem. [25, 26]

Kvůli výše posazenému těžišti ale dochází při zatažení nebo smyku k náklonu letounu na vnější stranu. V takovém případě má na směr pohybu významnější vliv právě směřování vnějšího kola, které je v takovémto případě více zatížené. Protože ale vnější kolo svírá ostřejší úhel než kolo vnitřní, dochází po jeho zatížení k změně pohybu po ostřejším poloměru zatáčky. Výrazně tak narůstá klopivý moment. Pilotovi tato situace nabízí málo času na adekvátní reakci. Výsledkem bývá překročení bezpečného úhlu náklonu a kontaktu křídla se zemí vedoucí k nekontrolovatelné smyčce nebo havárii. [25, 26]

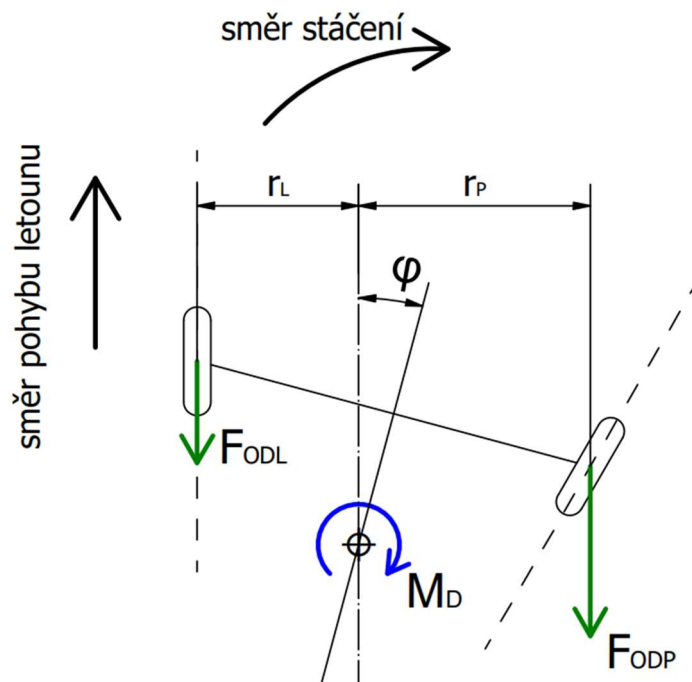
1.5.3 Rozbíhavé zavěšení kol

Opakem je provedení, kdy jsou kola uložena s rozbíhavou geometrií (viz Obrázek 26).



Obrázek 26 Pohyb s rozbíhavým uložením kol

Vnější kolo při tomto provedení svírá během zatačky mírnější úhel oproti kolu vnitřnímu. Pokud bude letoun osově stabilní, má tato varianta negativní vliv na stabilitu. Vnitřní kolo zde svírá ostřejší úhel oproti kolu vnějšímu.



Obrázek 27 Směrový moment rozbíhavého zavěšení kol

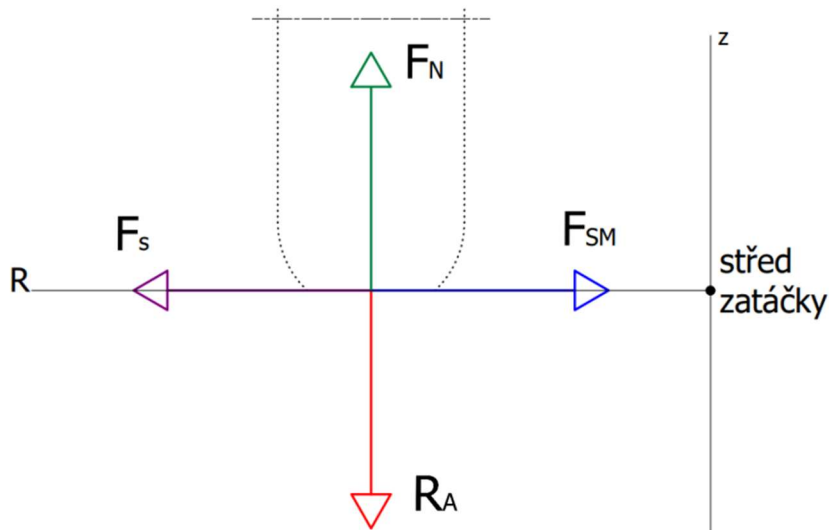
Vnitřní kolo kvůli natočení od osy o úhel φ klade při vychylování větší odpor proti pohybu F_{ODP} . Tento fakt posílený navíc i nárůstem ramene síly r_p vede k vytvoření většího směrového momentu v porovnání s působením odporové síly F_{ODL} na rameni r_l (viz Obrázek 27). Výslednice třecích sil kol hlavního podvozku se tak posouvá výrazně na vnitřní stranu a dochází tak ke vzniku momentu M_D , který pomáhá směrové nestabilitě.

Opakem je situace, kdy se letoun při zatáčení začne naklánět na vnější stranu směrem ven ze zatáčky. K tomuto chování jsou zvláště náchylné letouny s výše položeným těžištěm. Při náklonu dochází přitom k nadlehčení vnitřního kola, které napomáhá stáčení letounu a pohyb se nyní podřizuje kolu na vnější straně. Při jeho zatížení se letoun začne pohybovat po dráze o menším poloměru.

Dojde tak k poklesu setrvačné síly F_S a na ní závislých směrových a klopivých destabilizačních momentů. Letoun tak dovede do jisté míry zabránit překročení bezpečného úhlu náklonu. Pilot má více času na reakci a může snáze předejít havárii. Pro podvozek ovšem platí i stejné pravidlo jako pro podvozek sbíhavý. Zde ovšem vliv odporové síly podvozková kola odtahuje od sebe, čímž narůstá nepatrně jejich rozchod, a tedy i osová stabilita. [25, 26]

1.6 Vliv typu pneumatiky na stabilitu stroje

V okamžiku vybočení stroje z přímého pohybu začíná díky hmotnosti působit na letoun setrvačná síla F_S snažící se letoun udržet v přímém pohybu. Směr jejího působení jde tedy ze středu prováděného oblouku. V reakci na ni vzniká v místě styčné plochy kola podvozku se zemí smyková síla F_{SM} , která působí tak, aby zabránila přechodu do stranového smyku. Hodnota smykové síly F_{SM} závisí na zatížení R_A (normálové síle F_N) a smykovém součiniteli μ .



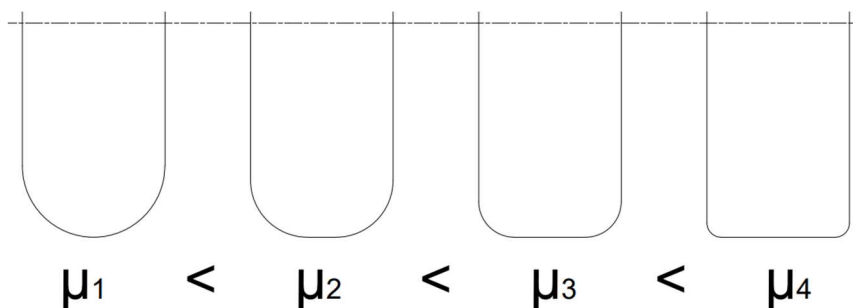
Obrázek 28 Síly ve styčné ploše kola

Rovnice smykové rovnováhy na pneumatice

$$\begin{aligned} F_S &\leq F_{SM} \\ m \cdot \frac{v^2}{R} &\leq F_N \cdot \mu \end{aligned} \quad (31)$$

Dá se tedy říci, jak ukazuje rovnice (32), že destabilizující stranová síla F_S by neměla být větší než síla smyková F_{SM} . Hodnota smykové síly F_{SM} závisí zatížení R_A v normálové rovině plochy a smykovém součiniteli μ , zatímco stranová setrvačná síla F_S je dána hmotností letounu m , velikostí rychlosti pohybu v a poloměrem R prováděného oblouku. Lze tedy vyzorovat, že v případě zatačky o malém poloměru R a velké rychlosti v má za následek nárůst stranové setrvačné síly F_S .

V případě stranového skluzu lze za porovnávací faktor brát velikost zaoblení hrany (viz Obrázek 29).



Obrázek 29 Srovnání smykových součinitelů dle provedení hrany pneumatiky

U pneumatiky s ostřejší hranou bude k vyvolání smyku třeba vyšší boční síly v porovnání s pneumatikou, jejíž hrana je výrazně zaoblenu. Ostrá hrana se snáze “zařízne“ do povrchu a vytvoří stabilnější oporu, její smykový součinitel μ tak bude vyšší v porovnání se součinitelem pneumatiky s hranou oblou. Oblá hrana není schopna vytvořit umělou oporu v dráze a dochází ke skluzu.

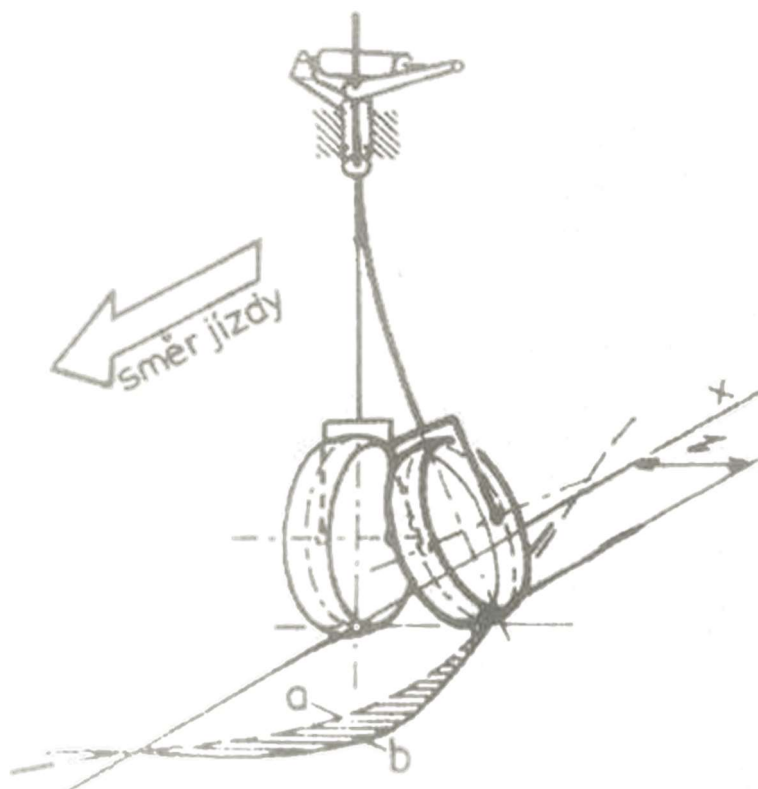
Varianta se zde jeví užití speciálních Bush pneumatik. Ty jsou konstruovány jako hladké, často bezdušové pneumatiky balónovitého typu. Díky svým rozměrům umožňují provoz z nebezpečných letištních drah. Podhuštění pneumatik jim dává vysokou tlumící schopnost a přilnavost k terénu. Jsou tak méně náchylné ke stranovému smyku a z něj plynoucí nestabilitě.

1.7 Vznik kmitání shimmy ostruhového kola

Podvozek letounu bývá zatěžován nežádoucími bočními kmity. Jedná se o samobuzené kmitání podvozkových noh s volně otočným nebo říditelným kolem. Toto boční kmitání se nazývá shimmy a vzniká zcela samočinně při vzletu nebo při přistání. Budící silou jsou jízdní odpory

a tření mezi kolem a dráhou. Pružícím článkem kmitajícího systému je hlavně podvozková noha, ale podílí se na něm i řetězec dalších netuhostí a vůlí v systému.

Při pohybu může dojít k vybočení kola o parametr z , a to vlivem nerovnosti na dráze nebo poryvem bočního větru. V ideálním případě by se mělo kolo pohybovat po dráze a . Vlivem setrvačnosti hmoty a působením dalších vnějších sil dochází ke zpoždění a překmitu kola (viz Obrázek 30). Dále tedy dochází k pohybu po dráze b . Přírůstek energie daný prací vykonanou navíc kolem při pohybu po dráze b oproti dráze a způsobí pokrytí ztrát kmitů systému. Postupně by tak bez omezení docházelo k nárůstu amplitudy kmitů až do okamžiku poruchy některého z dílů.



Obrázek 30 Vznik shimmy kmitů [27]

Geometrie ostruhového kola má zásadní vliv na vznik shimmy kmitů. Hlavními parametry ovlivňujícími možné kmitání jsou sklon osy otáčení ostruhy, tuhost konstrukce ostruhy a tření mezi kolem a povrchem dráhy. Vedlejšími faktory jsou přistávací nebo vzletová rychlost stroje, provozní opotřebení mechanismu a nerovnosti na dráze. Nezanedbatelnou roli hraje i samotná rychlost letounu. S vyšší rychlostí roste i energie, která se může kmitáním uvolnit. [28, 29]

1.8 Souhrn prvků ovlivňujících stabilitu ostruhového podvozku

Stabilita letounu je ovlivněna mnoha faktory. Jedná se převážně o samotnou konstrukci letounu a geometrické rozvržení podvozku. Značný vliv na ovladatelnost letounu má taktéž správná volba podvozkových kol, pneumatik, či užitý typ ostruhového prvku podvozku.

Z rozměrových faktorů jsou nejzásadnějšími velikost předsazení kol hlavního podvozku x_M , rozchod kol podvozku d a výška podvozku h .

Tabulka 2 Srovnání vlivu velikosti předsazení osy hlavního podvozku na stabilitu

Předsazení osy kol hlavního podvozku x_M	
Velké	Malé
Vyšší zatížení ostruhového prvku podvozku	Nižší zatížení ostruhového kola
Nižší zátěž na kolech hlavního podvozku	Vyšší zatížení kol hlavního podvozku
Nárůst příčné stability letounu	Náchylnost k příčné nestabilitě – překlopení
Náchylnost ke směrové nestabilitě	Zvýšená směrová stabilita

Tabulka 3 Srovnání vlivu velikosti rozchodu kol hlavního podvozku na stabilitu

Rozchod kol podvozku d	
Velký	Malý
Zvýšená osová stabilita	Pokles osově stability, nebezpečí přechodu do smyku
Možno provádět ostřejší manévry při pojíždění	Nebezpečí kolébání letounu při ostřejších obratech během pojíždění
Brzděním kol možno dosáhnout lepší směrové říditelnosti	Pro směrové řízení pomocí brzd nutno vyvinout větší brzdovou sílu
Vhodné pro provoz z neupravených letištních drah	Nevhodné pro provoz z neupravených letišť
Lépe kompenzuje nepřesnosti při přistání	Při nepřesném přistání nebezpečí kontaktu křídla s povrchem dráhy
Nutno řešit vyztužení křídel kvůli ukotvení podvozku nebo zajistit dostatečnou tuhost dlouhých podvozkových noh	Možnost snadného kotvení podvozkových nohou, jež se mohou po provázání výztuhami vzájemně podpírat
Úplná blokace jednoho z kol hlavního podvozku za vyšších rychlostí vede ke ztrátě směrové stability a možnému poškození podvozku	

Tabulka 4 Srovnání vlivu výšky podvozku na stabilitu

Výška podvozku h	
Velká	Malá
Zachování bezpečné vůle mezi vrtulí a dráhou i v případě instalace měkkých tlumičů podvozku při plném propružení	Nutno volit vhodné tlumiče jež zachovají bezpečnou vůli mezi dráhou a vrtulí
Zvýšené nebezpečí vzniku osově nestability kvůli výše položenému těžišti	Vyšší osová stabilita díky níže položenému těžišti
Zvýšený úhel postoje letounu τ vede při přistání na tři body k vyššímu úhlu náběhu křídla, hrozí nebezpečí odskoku při prudším přistání	Nízký úhel postoje τ snižuje riziko odskoku při prudším přistání na tři body
Letoun svým postojem generuje větší aerodynamický odpor, ten napomáhá zpomalení stroje při přistání. V případě vzletu je ale vhodné jeho snížení nadzvednutím ocasní části letounu.	Při postoji je generován nižší aerodynamický odpor, což je výhodné během vzletu, při přistání je jeho brzdny efekt malý

Volba správného typu pneumatik kol podvozku je taktéž v oblasti stability stěžejní. Faktorem rozhodujícím o volbě vhodné pneumatiky je smykový součinitel μ . Ten ovlivňuje přilnavost k povrchu, a tedy i možné zatížení bočních sil přenášených na podvozok.

Tabulka 5 Srovnání vlivu užitého typu pneumatik

Pneumatiky kol hlavního podvozku		
S hladkým povrchem (nízký součinitel μ)	S povrchovým dezénem (vysoký součinitel μ)	Bush pneumatiky
Při stranovém zatížení snáze dojde ke skluzu.	Kladou zvýšený odpor proti stranovému zatížení.	Vysoká tlumící schopnost plynoucí z podhuštění pneumatik.
Při vyosení letounem ze směru pohybu vyvolávají kola nižší zatížení podvozku stranovou třecí silou.	Při vyosení letounu ze směru pohybu dochází k vyššímu opotřebení pneumatik a zatížení podvozku.	Při působení boční síly jsou pneumatiky schopny část zatížení absorbovat.
Horší přilnavost na nezpevněných nebo kluzkých površích, snížená směrová stabilita.	Díky povrchovému dezénu si udržují dostatečnou přilnavost na površích o různých vlastnostech.	Výrazná stranová stabilita, zvýšená přilnavost dána značnou kontaktní plochou způsobenou podhuštěním.
Instalace nijak zásadně neovlivňuje postoj letounu		Vyšší rozměry vedou k umělému zvýšení úhlu postoje letounu, vzniká tak výraznější vůle mezi vrtulí a dráhou.

Do stability letounu promlouvá i typ a konstrukce ostruhového prvku podvozku. Nabízí se konstrukčně jednoduché řešení obyčejnou ostruhou nebo složitější řešení s ostruhovým kolem, jak bylo již zmíněno v kapitole 1.1. To navíc nabízí kromě jednoduchého volně otočného provedení i řešení s říditelným ostruhovým kolem. Samotné konstrukční řešení je blíže rozebráno v následujících kapitolách.

Tabulka 6 Srovnání vlivu užitého typu ostruhového prvku podvozku

Konstrukce ostruhového prvku podvozku	
Ostruha	Ostruhové kolo
Jednoduchá, lehká dřevěná nebo kovová konstrukce.	Hmotnější, složitější konstrukce.
Minimální možnost řízení a vlivu na stabilitu.	Možnost směrového řízení letounu a ovlivnění tak jeho chování.
Vhodná pro lehké letouny.	Využitelné pro letouny různých hmotnostních kategorií.
Vysoká stranová tuhost.	Vlivem vůlí v řízení klesá tuhost mechanismu a hrozí nebezpečí vzniku shimmy kmitů, za jejich účelem dochází k instalaci tlumičů kmitů nebo antishimmy pneumatik.

Tabulka 7 Srovnání vlivu typu řízení ostruhového kola

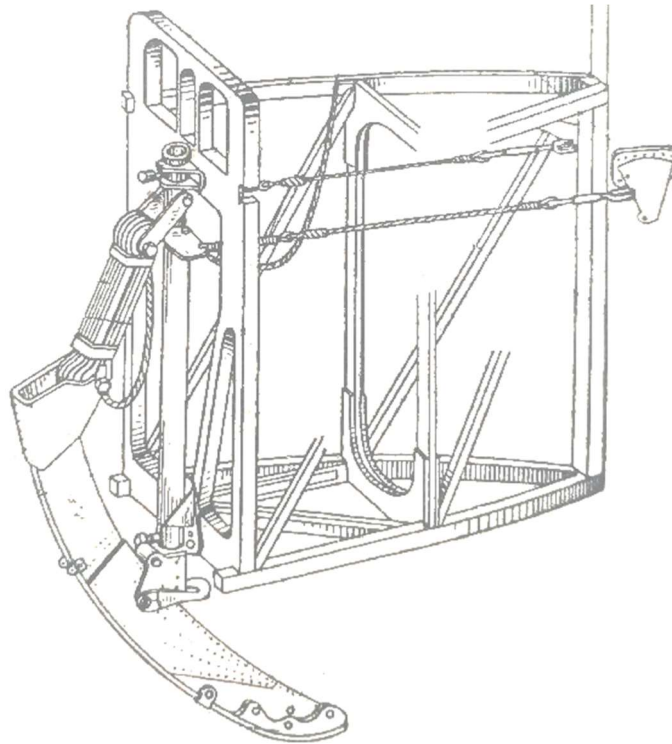
Konstrukce řízení ostruhového kola	
Volně otočné	Řiditelné
Jednoduchá konstrukce bez nutnosti napojení na systém řízení letadla	Složitější konstrukce, na systém řízení napojena pomocí pružin tlumících rázy, pružiny částečně umožňují při zatížení mírné vychýlení kola
Minimální možnost řízení a ovlivnění směrové stability	Možnost plného řízení letounu při pojíždění a ovlivnění tak jeho chování
Při ostrých obratech malé zatížení konstrukce od stranových sil na ostruhovém kole	Umožňuje jen zatačky dané maximálním směrovým vychýlením, při ostrých obratech zatěžuje konstrukci bočními silami na ostruhovém kole
Volné otáčení vede za vyšších rychlostí ke vzniku nežádoucích shimmy kmitů, jejich odstranění možné jen užitím antishimmy pneumatik	Zvýšená tuhost řízení částečně brání vzniku shimmy kmitů, jejich odstranění vyžaduje instalaci speciálních antishimmy pneumatik nebo tlumičů kmitů
Dnes se využívá speciálních zámků umožňujících přepínání mezi volně otočným ostruhovým kolem a kolem říditelným.	

2 Konstrukce ostruhového podvozku

S postupným vývojem nových letounů docházelo i k rozvoji a modifikacím jejich podvozků. Pokrok je znát hlavně v oblasti ostruhových částí podvozků. Tento přistávací prvek se postupně měnil z prosté kluzné opory vyhotovené ze dřeva až po konstrukci s kolem, díky kterému bylo možno letoun na zemi lépe řídit a kterou bylo možno za letu plně skrýt do útrob trupu letounu.

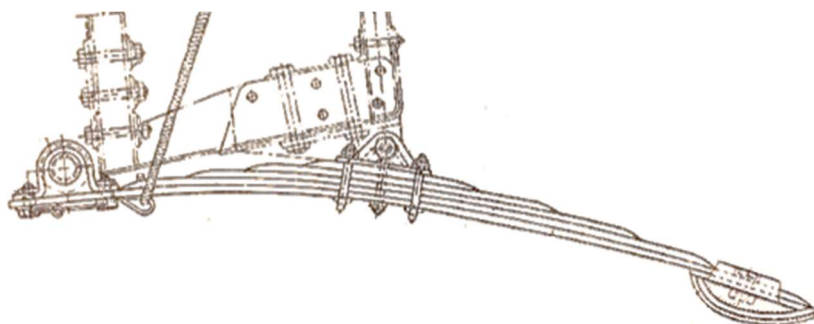
2.1.1 Ostruha

Jedná se o nejjednodušší konstrukci podvozku. Jako ostruhu lze uvažovat jednoduchý hranol vystupující ze zadní spodní části letadla. Konstrukce zavěšení ostruhy se postupně vyvíjela v závislosti na konstrukčních možnostech a požadavcích letounu. Původně celodřevěné ostruhy trpěly vysokou mírou opotřebení, proto byly jejich konce opatřeny kovovou botkou v místě kontaktu ostruhy s povrchem dráhy (viz Obrázek 31). [1, 2]



Obrázek 31 Řiditelná ostruha s botkou letounu P-5 [1]

Pro lehké letouny, opatřené nejčastěji dřevěnou ostruhou s botkou, bylo využíváno provedení odpružení pomocí pružných provazců. Ty se při zatížení ostruhy napínaly a plnily funkci tažné vinuté pružiny. Některé stroje byly opatřeny konstrukcí, kdy samotnou ostruhou byla kovová listová pružina. Ta zajišťovala kromě podpůrné funkce i samotné pružení konstrukce (viz Obrázek 32). [1, 2]

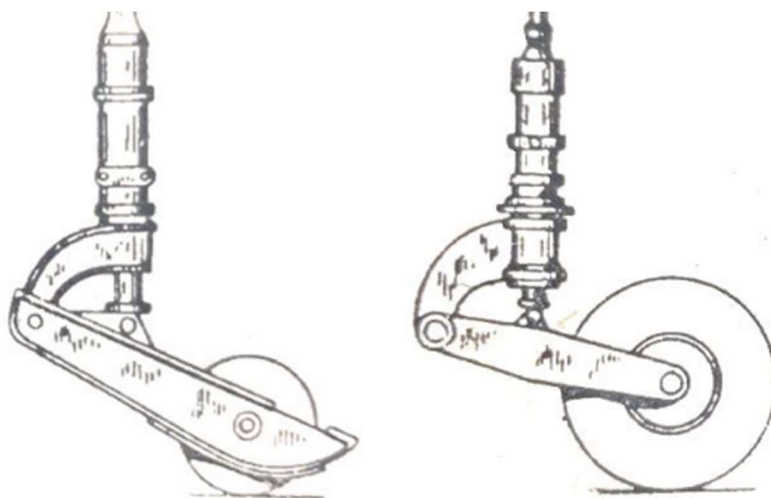


Obrázek 32 Ostruha letounu Jakovlev UT-2 z listové pružiny [1]

Letouny střední a těžké hmotnostní kategorie využívaly již celokovové ostruhy. Ty využívaly systém pružení pomocí gumových prstenců proložených plechovými vložkami nebo hydraulicko-pneumatické tlumiče. [1, 2]

2.1.2 Ostruhové kolo pevné

První konstrukce ocasních kol vznikla modifikací ostruhy s hydraulicko-pneumatickým tlumícím mechanismem. Došlo při ní k nahrazení botky ostruhy kolem, které zlepšovalo chování stroje při pojíždění (viz Obrázek 33). Postupnými úpravami konstrukce došlo ke spojení vzpěry ocasního kola a tlumiče v jeden celek. Zbylá část ostruhy doznala taktéž změny, když byla zjednodušena do podoby prosté vidlice pro zavěšení kola. [1]



Obrázek 33 Přerod ostruhy na ostruhové kolo [1]

2.1.3 Ostruhové kolo zatahovací

Postupné úpravy celé sestavy vedly ke snížení hmotnosti a zvýšení kompaktnosti celku za zachování jeho původní funkce. Umožnilo to také zástavbu společně s mechanismem sloužícím k zatažení kola do trupu stroje. Tímto krokem se podařilo snížit aerodynamický odpor letounu a zlepšit jeho letové vlastnosti. [1]

Zatahovací konstrukce lze rozlišit na dva základní druhy podle umístění pístu tlumiče v sestavě. V případě prvního provedení je osa otáčení ostruhového kola totožná s osou tlumiče, v druhém případě tomu tak není. Při porovnání obou variant lze dojít k závěru, kdy první provedení umožňuje díky své kompaktnosti menší zástavbové prostory. Zároveň je ale třeba u této varianty

zabránit natačení pístu uvnitř válce tlumiče, jež by mohlo vést k zvýšenému opotřebení a úniku provozních kapalin. Druhé provedení umožňuje snazší stavbu subtilnějších konstrukcí vhodných pro letouny těžších váhových kategorií. [1, 2]

2.2 Konstrukční řešení shimmy kmitů ostruhového kola

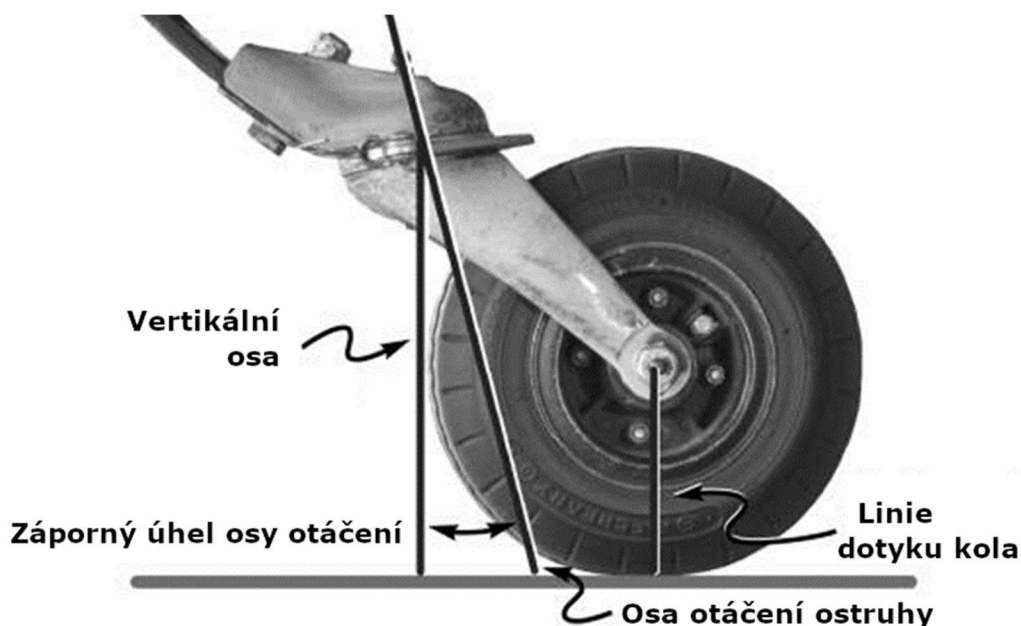
Kmity, které mohou vzniknout na ostruhovém kole (viz kapitola 1.7) negativně ovlivňují řízení a celkové chování letounu při pohybu na dráze. Dojde-li ke kmitům při vysoké rychlosti, může dojít ke ztrátě směrové stability, což může vést k havárii. Jejich vzniku lze předejít úpravou konstrukce ostrухy. Dalším z užívaných protiopatření jsou tlumiče bočních kmitů nebo speciální pneumatiky bránící smeknutí kola.

2.2.1 Sklon osy otáčení ostruhového kola

Jedním z faktorů, jak bylo uvedeno v kapitole 1.7, je geometrie ostruhového kola, respektive sklon jeho osy otáčení. V praxi se lze setkat se záporným a kladným sklonem osy. Oba mají rozdílný vliv na řízení letounu při pohybu na zemi a rozdílná je i jejich rezistivita vůči shimmy kmitům.

Ostruha náchylná ke shimmy kmitům

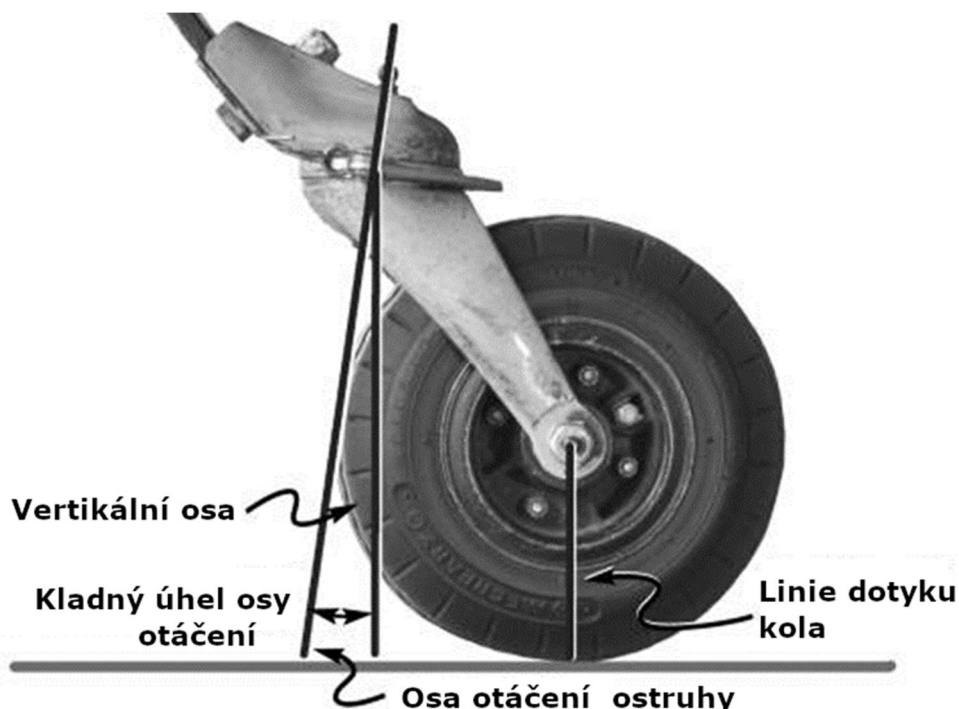
Sklon osy má vliv nejen na vznik shimmy ale i na samotné řízení stroje. Záporný úhel sklonu (viz Obrázek 34) vede ke snazšímu řízení. Zároveň je náchylnější na vznik shimmy kmitů. Důvodem je kratší vzdálenost mezi bodem dotyku kola se zemí a průsečíkem osy řízení s povrchem. Čím je tato dráha kratší, tím nižší rychlost je třeba pro vyvolání shimmy kmitů. [31]



Obrázek 34 Provedení náchylné na vznik shimmy kmitů [31]

Ostruha rezistentní vůči shimmy kmitům

Opak je provedení s kladným úhlem sklonu (viz Obrázek 35). Toto řešení nabízí výrazně větší vzdálenost od průsečíku osy řízení s povrchem k bodu dotyku kola se zemí. Rychlost potřebná k vyvolání shimmy je zde vyšší. Cílem je dosáhnout takové vzdálenosti pro niž platí, že rychlost potřebná ke vzniku shimmy kmitů je výrazně vyšší než vzletová a přistávací rychlost letounu. V takovém případě nedojde ke vzniku shimmy. Nevýhodou je zvýšená tuhost v řízení při příliš velkém úhlu předsazení. [31]



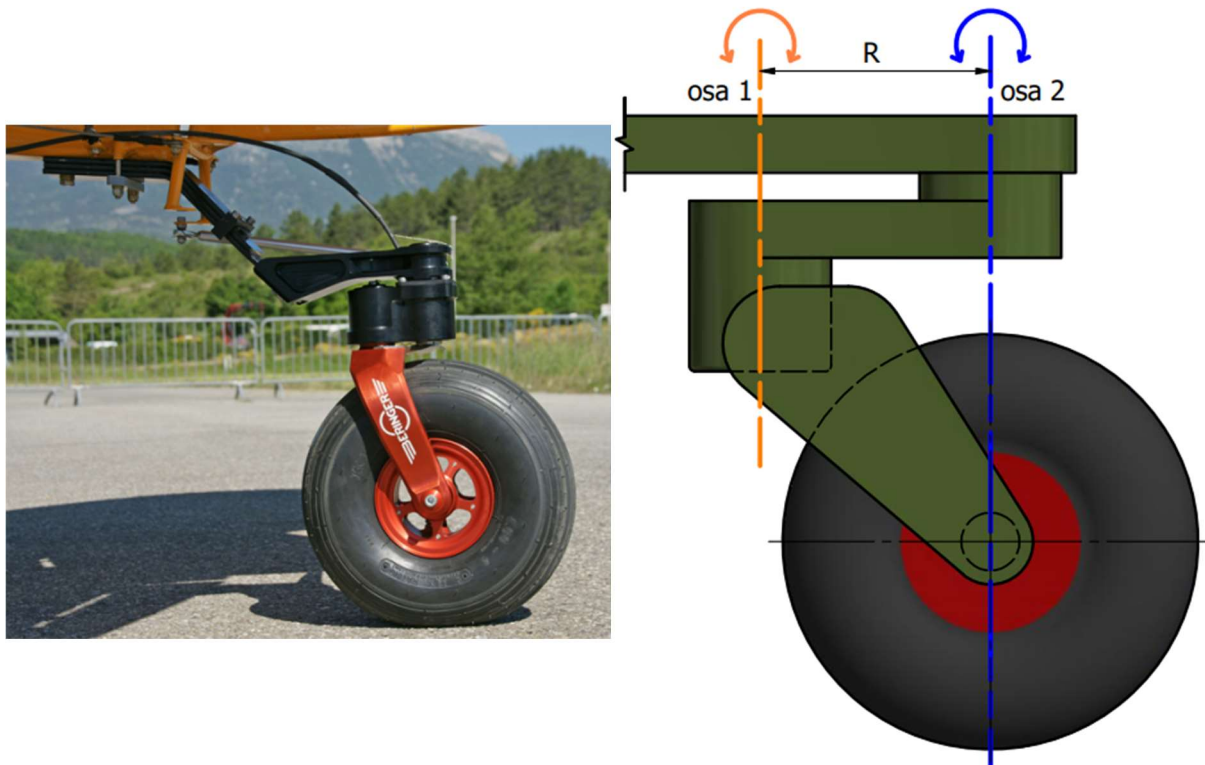
Obrázek 35 Provedení odolné vůči vzniku shimmy kmitů [31]

Z obrázku je patrný vliv zatížení na ostruhovém kole. S nárůstem zatížení a tím plynoucím průhybem pružiny ostruhového kola dochází ke změně úhlu sklonu. Pokud dojde k neúměrnému přetížení ostruhového kola, lze získat stav negativního úhlu.

Možností, jak se v takovémto případě vyhnout vzniku shimmy, je snaha při přistání co nejdéle podržet zvednutý ocas stroje. V okamžiku kontaktu ostruhy s povrchem je již rychlost snížena odporem a brzdami hlavního podvozku pod kritickou hranici. V tomto případě se sice nejedná o ideální přistání na tři body a hlavní podvozek v prvotní fázi nese veškeré zatížení, nebezpečí shimmy je ale výrazně sníženo. V případě vzletu je postup opačný. Ještě před dosažením vzletové rychlosti pilot potlačením řízení zvedne nejprve ocas stroje. Dochází tak ke snížení odporu vzduchu díky nízkému úhlu náběhu a snazšímu zrychlení stroje.

2.2.2 Ostruhové kolo typu Berringer

Jedním z možných řešení problému shimmy kmitů přináší kolo firmy Berringer (viz Obrázek 36) vyvinuté jako náhrada za ostruhová kola firmy Scott. Oproti běžnému provedení se zde konstrukce skládá ze dvou uzamykatelných os, kolem kterých se může ostruha natáčet. [32]



Obrázek 36 Ostruhové kolo Berringer [32]

Pro poježdění po dráze využívá kolo osu otáčení 1. V tomto případě se jedná o standardní říditelné ostruhové kolo (viz Obrázek 36). V okamžiku startu nebo přistání je osa 1 uzamčena a kolo se stává volně otáčivým okolo osy 2. Kolem ní se kolo může v případě potřeby stále natáčet. Osa 2 prochází středem rotace kola, díky čemuž při bočním zatížení nevznikají síly vedoucí k shimmy kmitům. Není tedy třeba na konstrukci instalovat dodateční tlumiče kmitů, což vede k úspoře hmotnosti. [32, 33]

2.2.3 Tlumiče Shimmy kmitů

Tlumiče shimmy kmitů se instalují mezi pevnou a otočnou část podvozkové nohy. Jejich účelem není pevná fixace otočného kola, ale pohlcení energie kmitání a tím jeho utlumení. Jsou konstruované tak, aby nebránily řízení kola. Při řízení umožňují plynulý pohyb, avšak náhlým nárazovým pohybům kladou odpor. Tlumícím prvkem je zde hydraulický nebo pneumatický píst, popřípadě pružina. V případě jednoduchých podvozků lze užít i třecí tlumiče. Jejich výhodou je bezúdržbový provoz a nehrozí únik provozního tlumícího media do okolí.

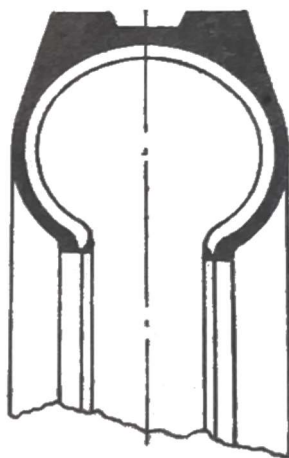
Příkladem může být tlumič kmitů AIRFRAMES ALASKA (viz Obrázek 37). Montážní lišta tlumiče nemusí být vždy kompatibilní se všemi užívanými variantami ostruhových kol. V takovém případě je nutno upravit konstrukci ostruhy nebo využít adaptérovou desku. [34]



Obrázek 37 Tlumič kmitů ostruhového kola AIRFRAMES ALASKA [34]

2.2.4 Antishimmy pneumatiky

Antishimmy nebo též dvojdotykové pneumatiky jsou jednoduchým řešením, jak předejít nebo eliminovat shimmy kmitání. Oproti tlumičům není vyžadována dodatečná úprava konstrukce, stačí jen ostruhové kolo osadit tímto typem pneumatiky.



Obrázek 38 Řez antishimmy pneumatikou [1]

Antishimmy pneumatiky mají dvě stopy v porovnání s běžnými pneumatikami s jednou stopou. Ty jsou uměle vytvořeny na povrchu pomocí dvojice vystouplých hran. Při vybočení kola z přírného směru se začne pneumatika odvalovat po vnitřní vystouplé hraně. Díky tomu se kolo vrací do rovnovážné polohy po linii ležící uvnitř plochy vymezené dráhou A. Díky tomu jsou energetické přírůstky záporné a postupně tak dochází k utlumení kmitavého pohybu. U pneumatik je ale potřeba kontrolovat míru opotřebení běhounů. Pokud dojde k výraznému opotřebení, přestává pneumatika plnit svou funkci a začíná se chovat jako běžný typ pneumatiky. Nevýhodou antishimmy pneumatik je jejich vyšší hmotnost v porovnání s běžně užívanými typy. [1, 27]

2.3 Řízení a blokace ostruhového prvku podvozku

Připojení ostruhového podvozku k trupu letouny by mělo být takové, aby umožňovalo stroji volně manévrovat při pojíždění. Zároveň ale při vzletu a přistání musí být dostatečně tuhé za účelem vyšší stability. [1]

Ostruhy lze rozdělit na směrově výkyvné a směrově stálé. Směrově stálé provedení je pevné provedení, otočné jen okolo jedné osy. Tyto ostruhy nemají vlastní systém řízení, jsou napojeny na soustavu ovládání směrového kormidla stroje. [2]

Řízená ostruhová kola jsou užívána v provedení zcela otočném nebo říditelném. V obou případech je kolo mechanicky spojeno s řízením směrového kormidla. Rozdíl je v možnosti vychýlení. Říditelné provedení umožňuje vytočení pouze v rozsahu, který vymezuje míra výchylky směrového kormidla. Zcela otočné provedení je řešeno totožně jako říditelná varianta. Prvkem navíc v sestavě je mechanický zámek. Díky němu lze kolo uzamknout do osy řízení nebo uvolnit a nechat volně otočné. Volně otočná varianta umožňuje provádění ostrých zatáček a usnadňuje manipulaci s letounem. V uzamčeném stavu má pilot plnou kontrolu nad vychylováním ostruhy a díky zvýšené tuhosti klesá šance na vznik kmitů kola. Blokaci kola lze provést několika způsoby. Jednotlivá provedení se liší v náročnosti na konstrukci mechanismu, jeho hmotnosti a možnosti dodatečné instalace. [1, 35]

Jednoduchou možností k omezení samovolného směrového pohybu ostruhového kola je užití pružin (viz Obrázek 39). Jde o jednoduché provedení nevyžadující výrazné zásahy do konstrukce letounu. Pružiny nebrání kolu reagovat na povel řízení.



Obrázek 39 Řízení ostruhového kola s tlumícími pružinami [36]

Po odlehčení sil v řízení navrací pružiny kolo zpět do původní polohy. Zamezí se tak situaci, kdy podvozek zůstane bez vědomí pilota vychýlený v závislosti na posledním příkazu a negativně bude ovlivňovat pohyb letounu. Během instalace je dobré dbát na to, aby byly pružiny lehce předepnuty. Předepnuté pružiny plní funkci fixace ostruhového kola v přímém směru a pomáhají při tlumení rázů v řízení vyvolaných náhlými směrovými výkyvy ostruhového kola. Po odlehčení sil v řízení navrací kolo zpět do původní polohy. Zamezí se tak situaci, kdy kolo

podvozku zůstane bez vědomí pilota vychýlený v závislosti na posledním příkazu a negativně tak bude ovlivňovat pohyb letounu. V tomto případě ale není fixace pevná. [31]

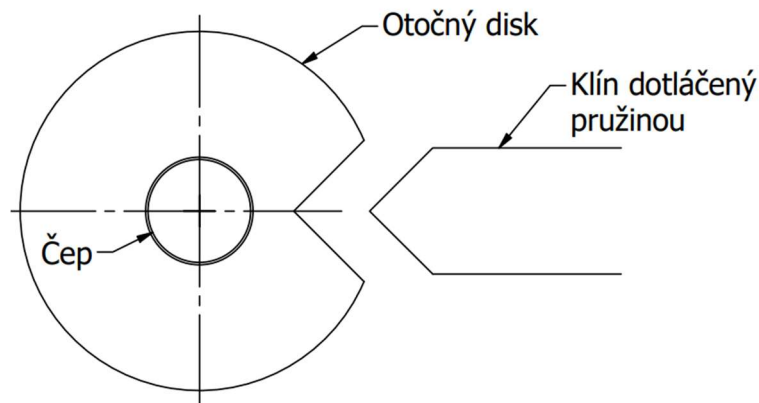
Plná fixace kola bez možnosti vychýlení do strany za účelem vytyčení přesné dráhy pohybu. K tomuto požadavku dochází nejčastěji při vzletu a přistání, kdy je nejvíce vyžadována směrová stabilita letounu. Nejčastěji mechanismus slouží k přepínáním mezi volně otočným a říditelným režimem ostruhy. [2]

Příkladem takového typu zámku je systém uzamykání ostruhy letounu Harvard Mk.4. Hlavními díly jsou otočný disk s otvorem a zamykací kolík (viz Obrázek 40). V režimu volné ostruhy je kolík vytažen z otvoru a ostruha se může volně otáčet. Pro zamknutí ostruhy pilot přitáhne knipl do zadní polohy a mechanismus přitlačí kolík na disk. Pro úplné uzamčení je nutné vyšlápnutí směrového kormidla do obou směrů, aby kolík s jistotou zapadl do otvoru v disku. V tuto chvíli je ostruhové kolo pevně spojeno se směrovým řízením. [35]



Obrázek 40 Zamykací mechanismus s vertikálním kolíkem [35]

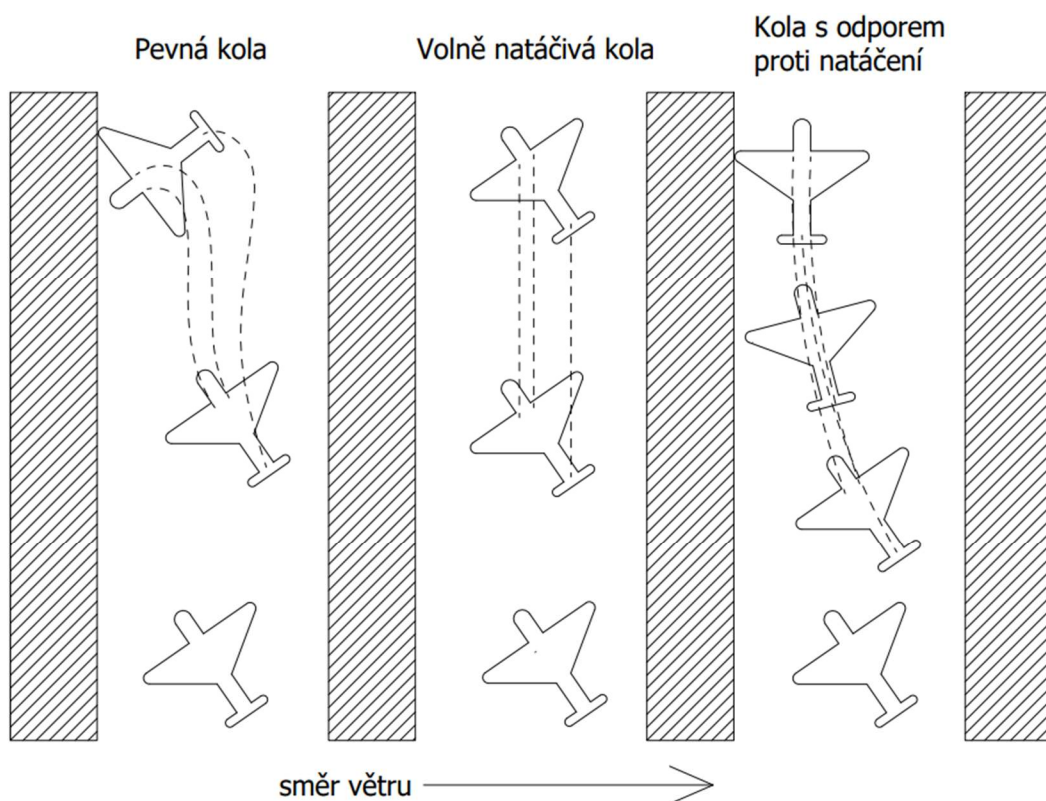
Nevýhodou mechanismu je nemožnost bezpečnostního odemčení ostruhy. Pokud zde dojde k přetížení boční silou, dojde k přestřižení kolíku a poškození mechanismu. U variant, kdy je kolík zasouvám do drážky ze strany (viz Obrázek 41) lze vhodným tvarováním stran drážky a kolíku společně s použitou přitlačnou pružinou zajistit, aby v případě přetížení došlo k rozpojení mechanismu. Ostruha se v tu chvíli stává volně otočnou a nebrání nijak v bočení. To je vhodné v rámci bezpečnosti ostruhy, u které klesá šance poškození. Zároveň však pilot přichází o jeden z pomocných prvků směrové stability.



Obrázek 41 Zamykací mechanismus se stranovým klínem

2.4 Ostruhový podvozek pro přistání a vzlety s bočním větrem

Při vzletu a přistání s bočním větrem nesměruje osa stroje souběžně s osou dráhy letiště. Pilot stáčí před stroj proti směru větru s cílem kompenzovat snos od větru tahem pohonné jednotky letounu. Při tomto úkonu ale dochází v případě standardního provedení podvozku s pevnými koly ke zvýšenému opotřebení pneumatik a namáhání konstrukce stroje. Za účelem eliminace těchto vlastností a zvýšení ovladatelnosti letounu došlo k úpravě hlavních kol podvozku na kola se schopností částečného natočení. Tato kola bylo možné buď předem vychýlit do strany podle předpokládaného snosu od větru, nebo se využila natáčivá kola s odporem proti natáčení. V závislosti na tomto provedení se odvíjelo i chování letounu při pohybu po dráze během přistání. (viz Obrázek 42). [2, 6]

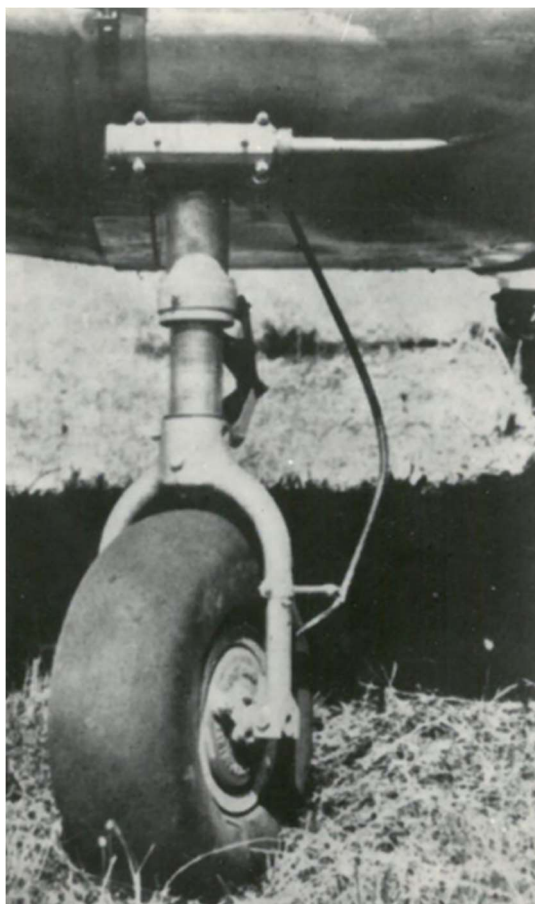


Obrázek 42 Průběhy drah při přistání s bočním větrem [6]

2.4.1 Nuceně natáčená podvozková kola

Nejstarším konstrukčním řešením podvozku je provedení s nuceně natáčenými koly. Pilot prováděl vytočení kola pomocí hydraulického, mechanického nebo elektrického řízení, popřípadě jejich kombinacemi. [6]

Mechanické řízení bylo realizováno jednoduchým šnekovým převodem, který pilot z kokpitu ovládal pomocí pružného hřídele. [6]



Obrázek 43 Šnekový mechanický natáčeční systém [6]

Hydraulický systém řízení zajišťoval kromě natočení kol i jejich zajištění v předem zvoleném úhlu. Ten musel být nastaven před zahájením vzletu nebo přistání a dále se již neměnil. Systém pro své fungování vyžadoval čerpadlo. Nevýhodami tohoto řešení byla vlastnost kapaliny měnit objem v závislosti na okolní teplotě a též možné ztráty průsakem ve spojích. Problém byl řešen zařazením vyrovnávacích nádrží do okruhu za účelem kompenzovat ztráty. [6]

Elektricko-hydraulické natáčení kol podvozku využívaly např. některé typy vojenských letounů s pístovým motorem. Pilot celý systém ovládal spínači z kokpitu. Ty umožňovaly rychlé nastavení požadovaného vybočení a možnost rychlého návratu do nulové osy. [6]

Ačkoli se tato konstrukce ukázala jako vysoce efektivní, natáčení kol kladlo další požadavky na pilota při provádění kritických částí letu, a to při vzletu i přistání. [6]

2.4.2 Volně natáčivá podvozková kola

Tato konstrukce dosáhla nejvýraznějšího rozšíření po roce 1945. Oproti předchozí variantě jsou zde kola volně natáčivá v rozmezí 15° - 30° na obě strany v závislosti na síle a směru větru. K natočení kol dochází po kontaktu se zemí při přistání nebo vlivem stranové síly při vzletu. Po odlehčení podvozku vrátí mechanismus kola zpět do nulové polohy. Celý mechanismus je usazen uvnitř středu kola a není tedy vyžadována speciální konstrukce podvozku s dodatečným ovládním. [6]

Variantou této konstrukce je i provedení se zvýšeným odporem proti natáčení. Tento mechanismus pohlcuje drobnější momenty a vytočí kolo až při silnějším zatížení. Bylo tak dosaženo lepšího tlumení shimmy (samovolné kmitání ostruhového kola) a přirozenější chování letounu při malých bočních silách. Zvětšení odporu proti natočení ale vede k většímu opotřebení pneumatik. Při přistání navíc může dojít při kontaktu se zemí ke sklouznutí stroje do strany, jelikož ke korekci natočení kol dochází až při silnějším silovém působení. [6]

2.4.3 Aplikace natáčivých podvozků

Natáčivé podvozky byly zkoušeny na široké škále typů letounů s ostruhovým provedením podvozku, a to od lehkých konstrukcí po vícemotorové stroje. Došlo i na zkoušky s letouny obojživelné konstrukce. Následující fotografie slouží jako ukázka aplikace tohoto speciálního provedení podvozku na různé typy letounů.

Pozemní letouny



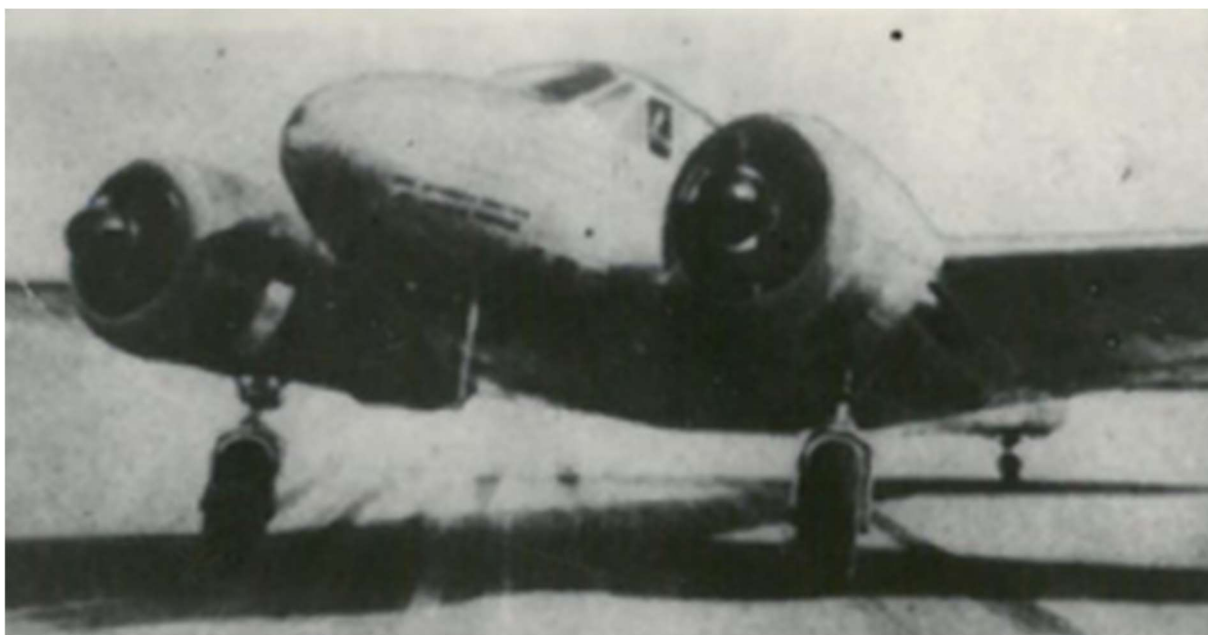
Obrázek 44 Piper J-3 Cub [6]

Obojživelné letouny



Obrázek 45 Goodyear GA-2 [6]

Vícemotorové stroje



Obrázek 46 Natáčivý podvozek na Beechcraft D18 [6]

3 Prověření geometrie letounu

V průběhu let vzniklo mnoho letounů vybavených ostruhovým podvozkem. Ačkoli se v základu jednalo o stejnou koncepci, z konstrukčního hlediska byly jednotlivé podvozky rozdílné. Jako příklad pro aplikaci výše uvedených podmínek stability byl vybrán hornoplošný letoun Piper J-3 Cub.

3.1 Piper J-3 Cub

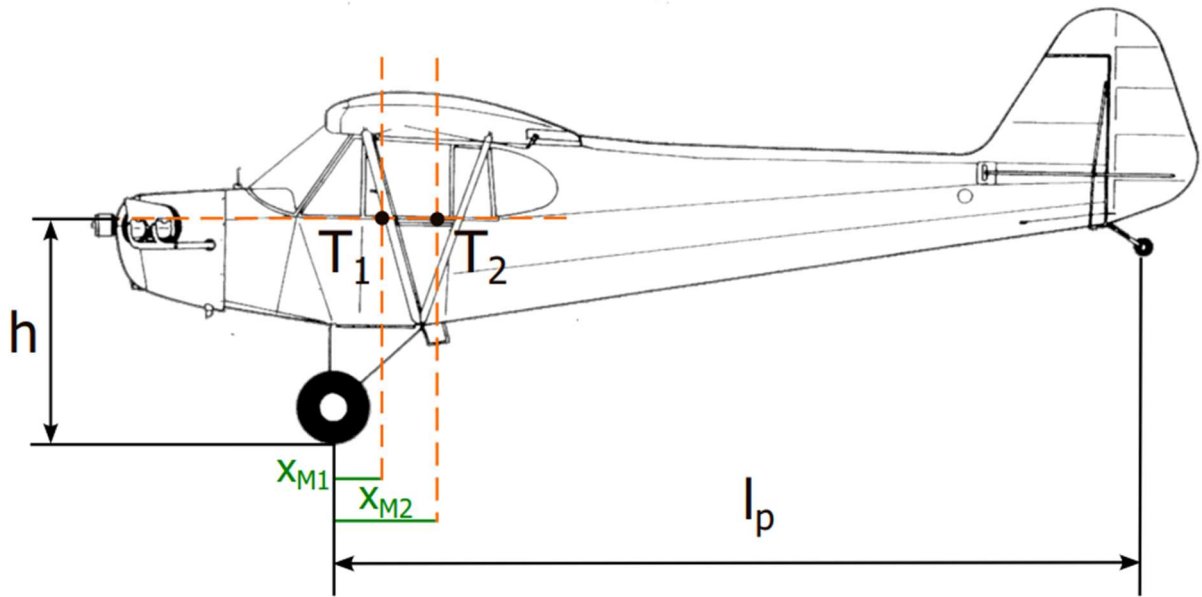
Piper je americký hornoplošný letoun lehké konstrukce s podvozkem kotveným do trupu. Vznikl ve třicátých letech 20. století jako cvičný letoun pro letecké školy. Díky svým letovým vlastnostem a snadnému provozu byl armádou využíván jako kurýrní, spojovací a pozorovací letoun. Stroj si získal velkou popularitu i v civilním sektoru jako letoun pro běžné užití. Je taktéž vysoce ceněný jako tzv. bush aircraft, což je kategorie letadel pro vzlety a přistání z ne-
zpevněných přírodních drah, jako jsou louky, stepi a jiné nezalesněné plochy s nízkým porostem. Za tímto účelem je podvozek letounu opatřen speciálními Bush pneumatikami (viz Obrázek 47). Jedná se o balónovité pneumatiky bez dezénu. Pro zvýšení efektivity bývají mírně podhuštěné tak, aby po plném zatížení lépe přilnuly k povrchu, tlumily nerovnosti povrchu a usnadňovaly pohyb.



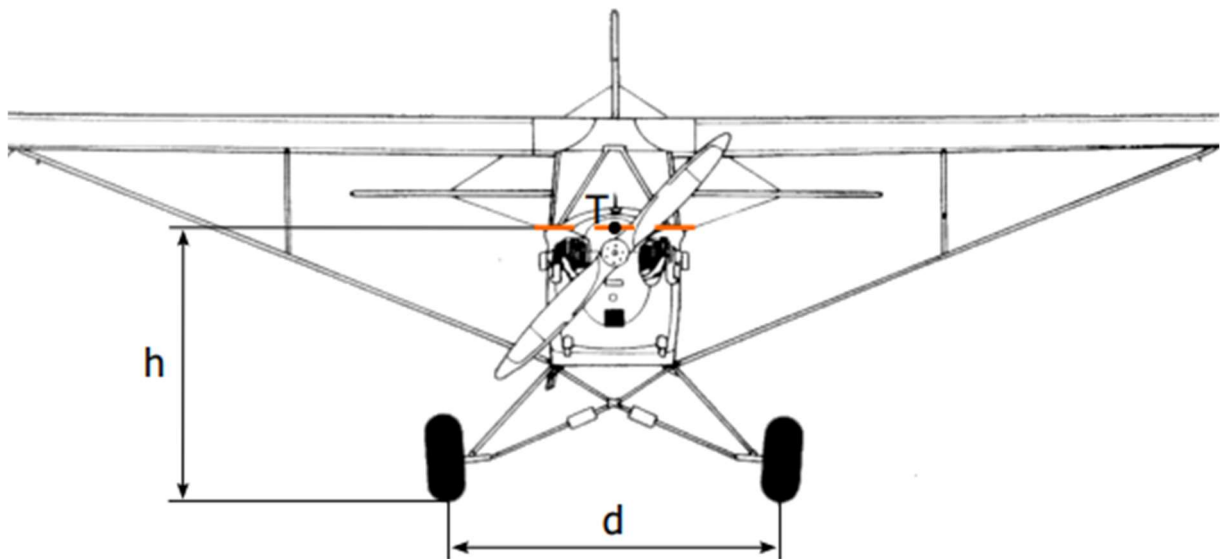
Obrázek 47 Srovnání běžné (A) a Bush pneumatiky (B) [37, 38]

3.2 Geometrie podvozku letounu Piper J-3 Cub

Poloha těžiště výrazně ovlivňuje ovladatelnost a celkové chování stroje. V případě hornoplošných letounů, jako je Piper J-3 Cub, se těžiště nachází výše nad povrchem, a to právě kvůli poloze křídla. Působení destabilizačních sil pak vytváří větší moment, který je třeba nějakým způsobem eliminovat. To lze provést právě výše zmíněným zvětšením rozchodem podvozku nebo pomocí vychýlení křidélek, jejichž efektivita ale klesá v závislosti na klesající rychlosti.



Obrázek 48 Geometrie podvozku – boční pohled



Obrázek 49 Geometrie podvozku – čelní pohled

Kde: h 1,41 m
 l_p 5 m
 d 1,83 m
 x_{M1} 0,22 m
 x_{M2} 0,527 m

Osová poloha ovlivňuje velikost destabilizačních momentů a rozložení hmotnosti na jednotlivá kola podvozku. Umístění těžiště u Piper J-3 Cub je značně závislé na usazení posádky. V tomto

případě sedí posádka v kokpitu v uspořádání za sebou. Proto platí pro polohu těžiště výrazně vyšší rozptyl krajních poloh v porovnání s letouny, kdy je posádka usazena vedle sebe. Jedno takové srovnání představuje Tabulka 8 kde jsou srovnány rozptyly těžiště pro uspořádání posádky v kokpitu letounů Piper J-3 Cub a Piper PA-17 Vagabond.

Tabulka 8 Rozpětí polohy těžiště v dle usazení posádky

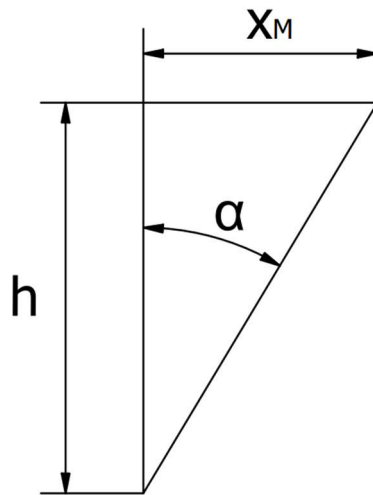
Typ letounu	Umístění posádky	Přední poloha těžiště [in]	Zadní poloha těžiště [in]	Rozpětí polohy těžiště [in]
Piper J-3 Cub [39]	Za sebou	10.6	22.7	12.1
Piper PA-17 Vagabond [40]	Vedle sebe	12.5	17.0	4.5

Přesunem těžiště blíže ke kolům hlavního podvozku by sice došlo k poklesu směrového destabilizačního momentu, zároveň ale dojde k odlehčení ostruhového kola a snížení jeho vlivu na stabilitu (viz kapitola 1.3.3). Odlehčením zadní části stroje vede taktéž k náchylnosti na překlopení letounu okolo příčné osy (viz kapitola 1.3.2). Je tedy třeba tyto úpravy konstrukce zvážit a zvolit takové optimální uspořádání zohledňující oba stavy stability. Pro zjednodušení zde uvažují polohu těžiště nacházející se na spodní straně bočních oken kokpitu.

3.2.1 Předsazení kol podvozku

Předsazení kol udává velikost dvojice úhlů α' , α'' zohledňující krajní polohy těžiště letounu. Výška těžiště od země h je zde uvažována o velikosti 1,41 m, krajní polohy těžiště jsou uváděny v rozmezí od 10.6" (~270 mm) do 22.7" (~577 mm) od náběžné hrany křídla. Odečtem z výkresové dokumentace [14] a převodem do metrických jednotek je zjištěno předsazení náběžné hrany před osu kol hlavního podvozku o 0,05 m. Po přepočtu polohy těžišť k ose hlavních kol činí tyto vzdálenosti $x_{M1} = 0,22$ m, $x_{M2} = 0,527$ m.

Úhly předsazení α' , α'' lze stanovit početně ze známých geometrických rozměrů podvozku.



Obrázek 50 Geometrie úhlu předsazení kol

$$\operatorname{tg}(\alpha) = \frac{x_M}{h}$$

Tabulka 9 Srovnání úhlů předsazení kol hlavního podvozku

Výška těžiště h [m]	Poloha těžiště x_M [m]	Úhel předsazení α [°]	Doporučený úhel předsazení α [°]
1,41	x_{M1} 0,22	α' 8,87	α' 15
	x_{M2} 0,527	α'' 20,49	α'' 25

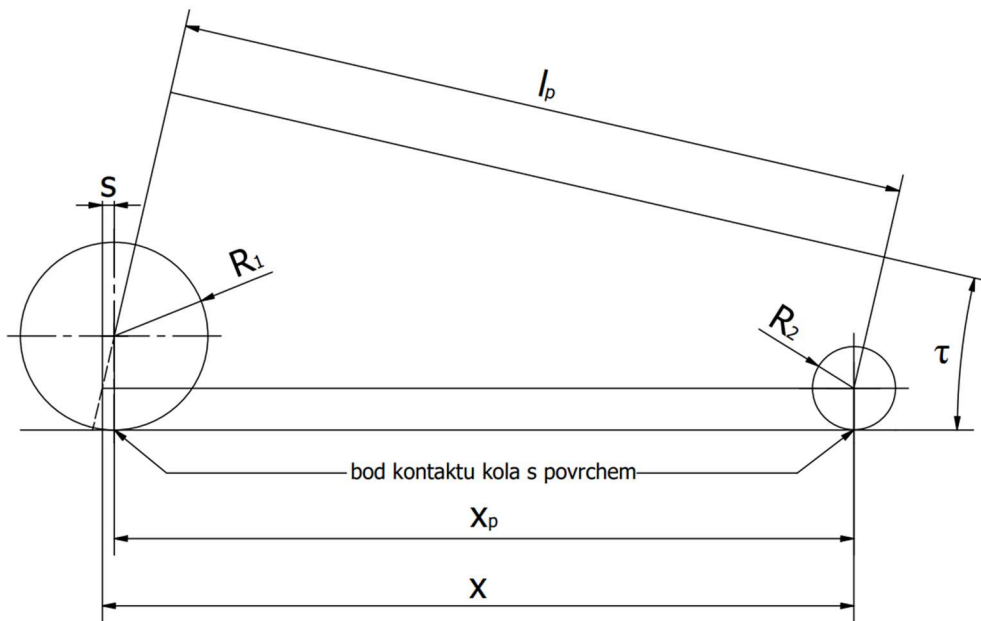
Jak je vidět v tabulce, úhly předsazení podvozku se od doporučených hodnot odlišují, jsou nižší. V případě přední polohy těžiště je úhel předsazení téměř poloviční, než je doporučovaná hodnota.

3.2.2 Zatížení na kolech podvozku

Pro stanovení zatížení na jednotlivých kolech podvozku je třeba nejprve určit vzdálenost mezi koly při postoji letounu na zemi.

Vzdálenost os při postoji na zemi

Vzdálenost mezi koly podvozku při stání lze určit dvěma způsoby, a to odměřením na stojícím letounu nebo počtne. Výpočet závisí na úhlu postoje a vzdálenosti os kol na ose letounu. Výrazný rozdíl průměrů pneumatik hlavního podvozku a ostruhy vzdálenost mezi působišti sil také ovlivňuje a je třeba jej zohlednit (viz Obrázek 51).



Obrázek 51 Vzdálenost os kol podvozku

Vzdálenost os kol

$$s = (R_1 - R_2) \cdot \operatorname{tg}(\tau); \quad x = \frac{l_p}{\cos(\tau)}$$

$$x_p = x - s$$

V případě standardní varianty Piper J-3 Cub bez dodatečných úprav podvozku se jedná o tyto rozměry.

R_1 0,45 m

R_2 0,12 m

l_p 5 m

τ 13°

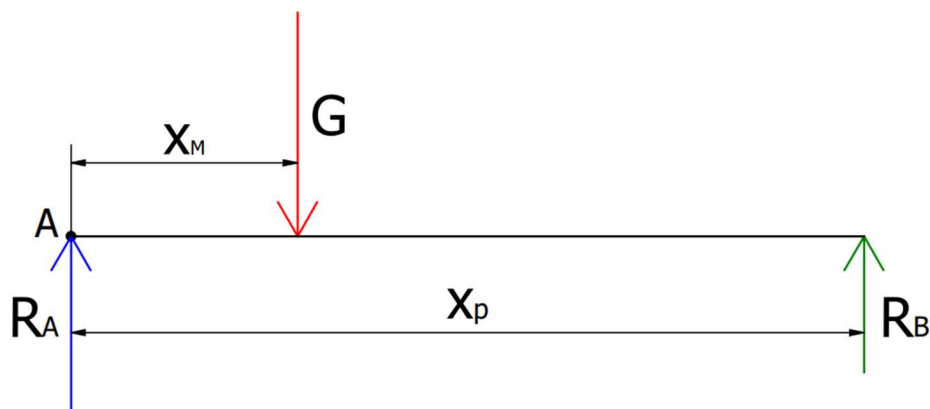
Vzdálenost os při postoji letounu x_p je stanovena dle vztahu (34)

$$s = (0,45 - 0,12) \cdot \operatorname{tg}(13^\circ); \quad x = \frac{5}{\cos(13^\circ)}$$

$$x_p = 5,055 \text{ m}$$

Zatížení kol

Ze známé polohy těžiště na ose letounu, vzdálenosti mezi osami kol a hmotnosti letounu je možno určit zatížení na jednotlivých kolech za podmínky, kdy je letoun v klidu, tedy nepohybuje se.



Obrázek 52 Statické silové působení na ose letounu

$$R_A + R_B - G = 0$$

$$\sum M_A = 0; \quad R_B \cdot x_P - G \cdot x_M = 0$$

Přední poloha těžiště

x_M 0,22 m

Tabulka 10 Zatížení kol podvozku při přední krajní poloze těžiště

Hmotnostní síla G	Zatížení hlavních kol R_A	Zatížení ostruhového kola R_B
3237,3 N	3096,41 N	140,89 N
100 %	95,65 %	4,35 %

Zadní poloha těžiště

x_M 0,527 m

Tabulka 11 Zatížení kol podvozku při zadní krajní poloze těžiště

Hmotnostní síla G	Zatížení hlavních kol R_A	Zatížení ostruhového kola R_B
3237,3 N	2899,8 N	337,5 N
100 %	89,57 %	10,43 %

Zjištěné rozložení zatížení na kolech podvozku jsou dále srovnány s doporučenými hodnotami (viz kapitola 1.3), které udává 90 % hmotnosti na hlavních kolech a 10 % na ostruhy. Lze upozorovat, že v případě zadní krajní polohy těžiště se procentuální hodnoty zatížení téměř shodují s hodnotami doporučovanými. Dojde-li k přesunu těžiště do přední polohy poklesne zatížení ostruhy na polovinu v porovnání s předchozím stavem. S poklesem zatížení dojde ke snížení i směrové stabilizační síly, kterou dovede ostruha vyvolat ke stabilizaci letounu. Letoun je tedy v takovém stavu náchylnější na nestabilní chování v oblasti směrové stability.

3.2.3 Rozchod kol a výška podvozku

Rozchod kol d u stroje Piper J-3 Cub činí 1,83 m, což v poměru k rozměru křídla letounu tvoří 17 % jeho rozpětí (viz Tabulka 1). Výška podvozku k těžišti h (v tomto případě v rámci zjednodušení ke spodnímu okraji bočních oken kokpitu) činí 1,41 m [14]. Naměřené rozměry je možno aplikací rovnice (27) (viz 1.4) vzájemně porovnat a stanovit hodnotu úhlu β .

$$0,932 \cdot h \leq d \quad \rightarrow \quad 1,314 \leq 1,83$$

$$\operatorname{tg}(\beta) = \frac{\left(\frac{d}{2}\right)}{h} \quad \rightarrow \quad \beta = 33^\circ$$

Podmínku, kdy by měl rozchod kol být větší než výška k těžišti, toto provedení podvozku splňuje. Hodnota úhlu β činí v tomto případě 33° , což splňuje doporučení říkající, že by tato hodnota neměla klesat pod hranici 25° .

3.2.4 Poměr boční plochy před a za těžištěm

Boční vítr působí na celou boční plochu letounu a vychyluje tak letoun z osy směru pohybu. Při vychylování může dojít k přechodu do smyku (stáčení okolo těžiště) nebo k přechodu do zatačky (stáčení okolo bodu na ose kol hlavního podvozku). U letounu Piper J-3 se vzhledem k nízké přistávací rychlosti může jevit jako vysoce problematické provádění přistání s bočním poryvem větru o rychlosti 15 uzlů (7,7 m/s). [41]

V tomto případě záleží na poměru plochy před tímto bodem otáčení a za ním. Působení na přední část má tendenci letoun srovnávat, působení na zadní část letoun naopak ze směru vychyluje.

Tabulka 12 Poměr bočních loch letounu vzhledem k bodu otáčení

Bod otáčení	Plocha boku	Plocha S_1 před		Plocha S_2 za bodem	
	trupu S	bodem otáčení	S_1 / S [%]	otáčení	S_2 / S [%]
	m^2	m^2		m^2	
Těžiště v přední krajní poloze	6,585	1,524	23,14	5,061	76,86
Těžiště v zadní krajní poloze	6,585	1,956	29,70	4,629	70,30
Bod ležící na ose kol hlav- ního pod- vozku	6,585	1,218	18,50	5,367	81,50

Z hodnot uvedených v tabulce je zřejmé procentuální rozložení působící síly poryvu bočního větru. Lze upozorovat, že bez ohledu na polohu bodu stáčení (okolo těžiště nebo bodu na ose kol hlavního podvozku) bude vždy dominantnější destabilizační složka síly. Její hodnota stojící za vznikem směrové nestability by se měla pohybovat mezi 70,3 % až 80,5 % celkové hodnoty. Zbývá část síly o přibližné velikosti 18,5 % až 29,7 % celkové hodnoty vytváří moment opačný a snižuje tak velikost výsledného destabilizačního momentu.

3.3 Zhodnocení a doporučené úpravy konstrukce podvozku

Na základě získaných parametrů kontrolovaného podvozku lze sestavit celkové shrnutí s doporučeními, jež by vlastnosti podvozku mohly zlepšit. Je přitom vycházeno ze zjištěných skutečností o stabilizačních a destabilizačních prvcích působících na letoun za pohybu. Některé doporučované úpravy jsou poměrně jednoduché a snadno proveditelné. Mezi ně lze zařadit prostou výměnu kol letounu, změnu geometrie jejich zavěšení, či změnu tuhosti odpružení. Jako daleko nákladnější se jeví úprava geometrie podvozku nebo modifikace trupu letounu a řídicích ploch. Při těchto úpravách dochází již k zásahům do konstrukce letounu a jejich provedení je na zvážení provozovatele. Následující doporučení jsou seřazena od nejméně nákladných a jednoduchých na provedení po obtížnější úpravu konstrukce.

3.3.1 Podvozek – záměna prvků podvozku

Nejjednodušším řešením, jak zlepšit stabilitu podvozku je náhrada stávajících prvků podvozku, jako jsou kola a jejich zavěšení, pneumatiky, brzdy nebo ostruhový prvek za modifikované komponenty. Ty jsou již předem konstruovány tak, aby měly kladný dopad na stabilitu a zlepšovaly vlastnosti stroje.

Brzdy podvozku

Ze zkušeností pilotů létajících na Piper J-3 Cub vyplývá, že brzdy kol jsou v porovnání s jinými letouny podobné koncepce slabé. Mnohdy se jako problematické jeví už jen jejich ovládání. Mnoho pilotů je zvyklých na ovládání brzd pomocí špiček nohou, zde jsou brzdy aktivovány zvýšením tlaku na patě nohy, což se může jevit nepohodlné. Při ovládání brzdy špičkami není třeba příliš propínat nohu pro plné sešlápnutí brzdy jako tomu je při ovládání patou. Často tak kvůli tomuto faktu skočilo přistání přechodem do nekontrolovatelného smyku. [41]

Jako řešení se v této situaci jeví možnost změny ovládání brzd podvozku na řízení špičkami nebo výměna brzd za agresivněji reagující typ jako jsou například brzdy od výrobce Cleveland. V případě silnějších brzd ovšem vyvstává i problematika jejich užívání. Při prudkém sešlápnutí totiž hrozí zvýšené riziko převrácení letounu a poškození vrtule.

Geometrie zavěšení kol

Kola lze zavěsit, jak je zmíněno v kapitole 1.5, rovnoběžně, sbíhavě nebo rozbíhavě orientovaná. Obecně se kola usazují rovnoběžně, k úpravě geometrie dochází zásahem technika/pilota. U určitých typů letadel lze geometrii pozměnit prostou instalací specializovaných segmentů, které umožňují vychylování os podvozku. Volba sbíhavého a rozbíhavého uspořádání se jeví jako problematická, a obě mají spoustu příznivců i odpůrců. Je třeba při tom zohlednit jaké stavy u letounů nastávají.

V případě hornoplošného Piperu J-3 je přechod do smyku spojen s výrazným náklonem, který plyne z výše položeného těžiště. V takovém případě se jeví jako lepší varianta provedení s rozbíhavým řešením kol. To je sice náchylnější ke směrové nestabilitě (viz kapitola 1.5.3), ale v případě, že dojde k náklonu, má toto řešení snahu vracet letoun do rovnovážné polohy.

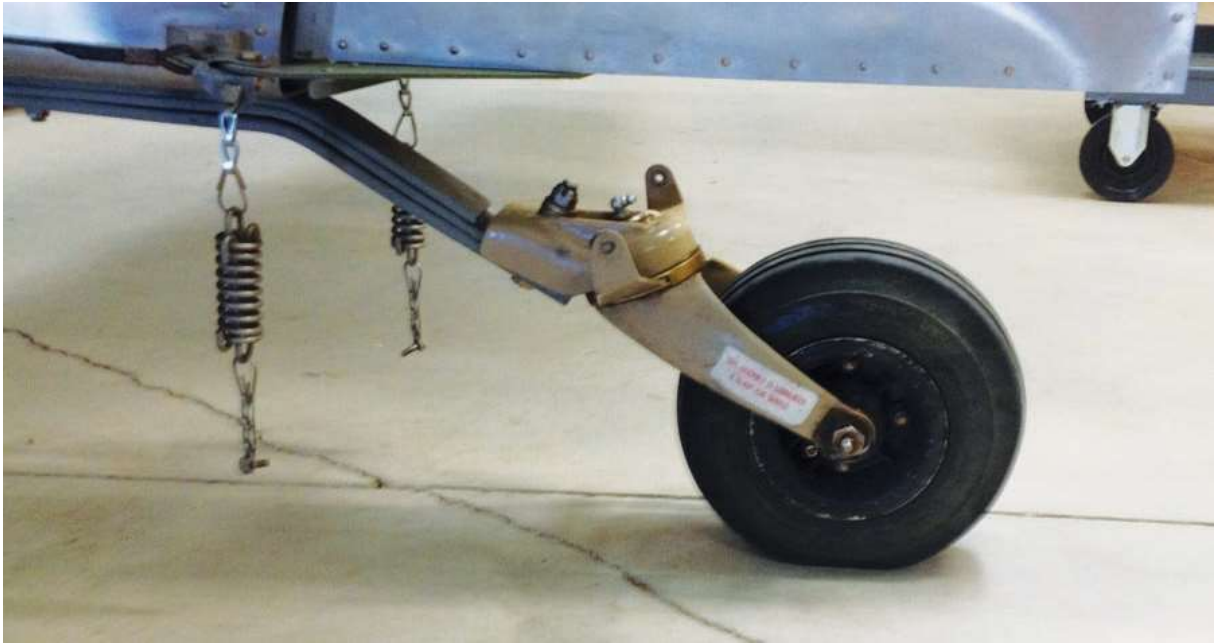
Užitý typ pneumatik

Stabilitu a ovladatelnost letounu lze zvýšit užitím speciálních Bush pneumatik. Ty, jak bylo již zmíněno výše, mají oproti standardním pneumatikám větší průměr a šířku (viz Obrázek 47). Jsou tak schopny lépe absorbovat rázy při tvrdším přistání a eliminovat tak možný odskok od dráhy. Bush pneumatiky jsou řešena jako bezdušová kola. Díky tomu nehrozí při nízkém tlaku pneumatiky prokluz nebo stříh mezi jednotlivými vrstvami. Nízký tlak v pneumatice vede k většímu zploštění kola, což zvyšuje přilnavost kola k povrchu [42]. Také dochází k nárůstu odporu proti pohybu na zemi, který napomáhá brždění. Zvětšením rozměrů v porovnání s běžnými koly ale dochází též ke zvýšení generovaného aerodynamického odporu za letu.

Ostruhový prvek podvozku

V oblasti ostruhového podvozku lze v hodných úpravami kromě zlepšení směrové stability dosáhnout též eliminace vzniku shimmy kmitů. Ty se projevují vibracemi v řízení a mohou přejít do vzniku nestabilního stavu letounu nebo se projeví poškozením konstrukce letounu.

Jednou z možností v této oblasti je výměna stávajícího zavěšení ostruhy pomocí listové pružiny za závěs kola typu T3. V případě listové pružiny může postupně vlivem provozu dojít k prohnutí a změně úhlu otáčení ostruhy na záporný (viz kapitola 2.2.1). V takovém případě je ostruha snadno říditelná, ovšem zároveň klade malý odpor proti vzniku směrové nestability a je náchylná na vznik kmitání shimmy.



Obrázek 53 Ostruhové kolo s listovou pružinou [43]

V porovnání s ní nabízí závěs T3 možnost nastavitelné tuhosti pružení. Lze tak zabránit odskokům od dráhy. Zároveň v porovnání s listovou pružinou nabízí zachování kladného úhlu sklonu osy otáčení. V tomto provedení je vznik shimmy kmitání značně potlačen a ostruha napomáhá směrové stabilitě. Nevýhodou se při tomto sklonu jeví zvýšení sil potřebných k řízení.



Obrázek 54 Ostruhové kolo se závěsem T3 [44]

V případě že nelze letoun osadit tímto závěsem, nabízí se řešení v podobě instalace mechanismu ostruhového kola typu Berringer (viz kapitola 2.2.2) přímo na stávající odpružení ostruhového

kola pomocí listové pružiny. Díky možnosti změny osy otáčení kola nabízí tento typ vyvážený poměr mezi provedením rezistentním vůči shimmy kmitům a zároveň nabízí možnost snadného směrového řízení.

V obou případech lze stabilitu ostruhového prvku podpořit osazením ostruhového kola speciálními antishimmy pneumatikami pro zvýšení stability a říditelnosti. Podobného efektu lze docílit též za pomoci speciálních tlumičů kmitů, kterými lze za pomoci univerzálních adaptérů ostruhová kola taktéž opatřit.

3.3.2 Podvozek – změna geometrického rozvržení podvozku

V tomto případě se jedná o již značně rozsáhlé úpravy konstrukce podvozku. Při jejich provedení dochází k výrazným zásahům do konstrukce letounu, jež mohou mít negativní dopad v jiném projevu chování letounu.

Úprava rozchodu podvozku

Rozchod podvozku je ovlivněn jeho konstrukčním řešením s ukotvením podvozkových noh ke spodní straně trupu. Systém tlumení podvozku je umístěn mezi podvozkovými nohama pod trupem. Toto provedení podvozku nabízí lehčí konstrukci v porovnání s rozměrněji řešeným podvozkem užitým u letounu Fi-156 Storch (viz Obrázek 19), který ale nabízí širší rozchod kol.

Při čelním pohledu na Piper J-3 Cub se nabízí řešení napojení kotvení podvozku na vzpěry hlavního křídla. Naskytla by se tak možnost zkonstruovat podvozek s širším rozchodem, který by nabízel lepší rezistivitu proti bočnímu převrácení. Tento zásah do konstrukce by byl ovšem značně nákladný a bylo by třeba zohlednit jeho vliv na celkové chování letounu. Je tedy na zvážení, zdali není možno zvýšení stability dosáhnout jinou cestou.

Úprava předsazení hlavních kol podvozku

Předsazení kol hlavního podvozku stanovují dle kapitoly 1.3 úhly α' , α'' . Tabulka 9 ukazuje, že hodnoty předsazení kol hlavního podvozku u letounu Piper J-3 Cub jsou menší v porovnání s hodnotami doporučenými. Těžiště se v tomto případě nachází blíže k ose hlavního podvozku, což umožňuje díky menšímu zatížení konstruovat ostruhové přistávací zařízení jako malé a tím i lehké za cenu snížení jeho stabilizační funkce.

Zvýšením těchto úhlů, a tedy i celkového předsazení kol se dá u letounu docílit nárůstu stability okolo příčné osy (viz 1.3.2). S vyšší vzdáleností dokáže hmotnostní síla působící v těžišti vytvořit stabilizační moment o větší hodnotě a naroste tak příčná stabilita letounu. Posunem těžiště dojde též k navýšení zátěže na ostruhovém kole. To tak získá na stabilizační funkci, zároveň ale musí být její konstrukce mohutnější, a tedy i celkově těžší.

Jak ale bylo zmíněno v úvodu (viz 1.2.1), více než s příčnou nestabilitou se lze u Piper J-3 setkat s nestabilitou směrovou a s ní spojenou nestabilitou osovou. V takovém případě je výhodnější mít osu kol hlavního podvozku k těžišti co nejbližší. Destabilizační síla tak vyvolá směrový

moment o menší hodnotě (viz 1.3.3). Zároveň tak bude větší část hmotnosti stroje přenášena hlavními koly podvozku. Tabulka 10 a Tabulka 11 ukazuje, že v případě Piper J-3 tvoří zátěž na ostruže 4,35 % respektive 10,43 % celkové hmotnosti právě v závislosti na poloze kol vůči těžišti. Ostruha pak může být konstruována jako malá a lehká.

Úprava výšky podvozku

Při změně výšky je třeba dbát na dodržení požadavku, aby v případě plného propružení podvozku při vodorovné poloze letounu byla mezi vrtulí a dráhou bezpečná vůle (viz 1.3). V případě hornoplošníků, jako je právě zmíněný Piper J-3, se těžiště přirozeně nachází ve větší výšce oproti dolnoplošným strojům. Navíc, jak bylo zjištěno v kapitole zabývající se závislostí výšky a rozchodu podvozku letounu Piper (viz 3.2.3), není třeba její hodnotu měnit. Splňuje totiž doporučené předpoklady.

Jedinou situací, kdy stojí za zvážení změna výšky podvozku je případ osazení letounu takzvanými Bush pneumatikami. Ty mají v porovnání s běžně užívanými větší průměr a při zachování výškové vzdálenosti os k těžišti by vedly k nárůstu celkové výšky h . To je v mnoha ohledech u letounů provozovaných z neupravených leteckých drah (louky, stepi, mýtiny, a další) žádoucí, neboť s nárůstem výšky se zvětší i úhel postoje a s ním vzdálenost mezi vrtulí a zemí, což je žádoucí.

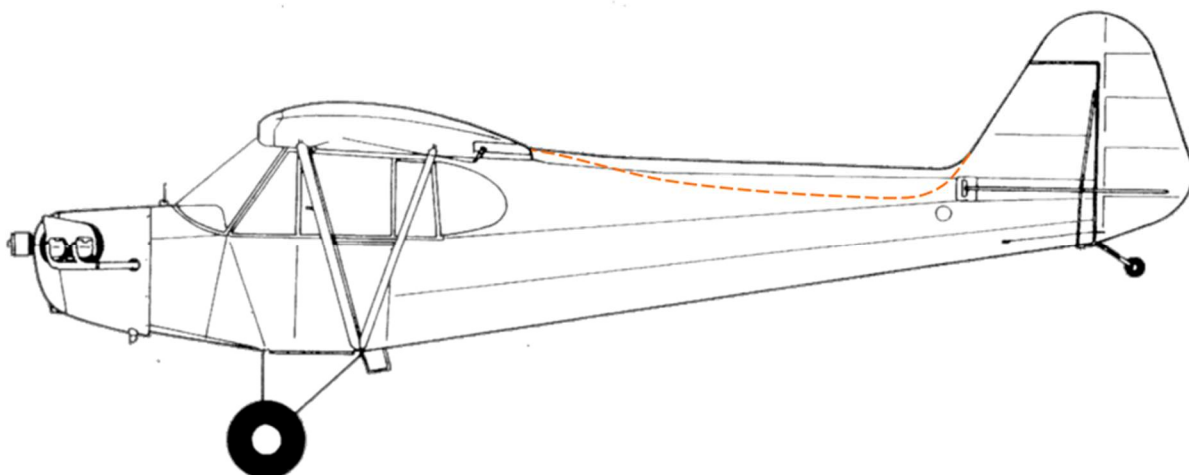
Při zachování stávající konstrukce podvozku, kdy by se pouze více vyklonily podvozkové nohy do stran, by byla výška díky většímu průměru kol zachována. Zároveň by se takto docílilo i zvýšení rozchodu kol podvozku.

3.3.3 Trup a řídicí plochy letounu

Stabilitu letounu lze ovlivnit též úpravou konstrukce trupu a ocasních ploch. Vhodné tvarování trupu má za následek lepší obtékání proudícího vzduchu a tím i zvýšenou efektivitu řídicích ocasních ploch. Také lze uspořít hmotnost v místech, kde se nenachází žádná důležitá výstroj stroje. Tyto úpravy lze ovšem zařadit do kategorie značně nákladných a jejich aplikace závisí na zvážení provozovatele.

Úprava trupu

Pro dosažení co nejvyšší rezistivity na případné poryvy bočního větru je zásadní co nejvyšší podobnost velikosti ploch před a za uvažovaným bodem otáčení. Docílí se tak vyrovnaného působení stranových sil, jejichž vyvolané momenty se vzájemně vyruší. V případě Piperu J-3 se jako řešení nabízí konstrukční úprava trupu za pilotem, a to snížení hřbetu a celkové výškové zeštíhlení trupu.



Obrázek 55 Zúžení ocasní části trupu letounu

Toto lze vyzorovat při pohledu na mnoho moderních letounů, které jsou v dnešní době uváděny na trh. Příkladem tohoto konstrukčního řešení je letoun Diamond DA40 XLT/NG.



Obrázek 56 Diamond DA40 XLT/NG – zúžení ocasní části trupu [45]

Pokud kostru trupu letounu tvoří příhradová konstrukce a ne skořepina, lze snížit boční plochu odstraněním potahu z povrchu (viz Obrázek 57). V praxi se tohoto užívá převážně jen v případě STOL (short take-off and landing – krátká dráha pro vzlet a přistání) speciálů, užívaných na soutěžích v této kategorii vzletu a přistání. Odstraněním potahu dochází taktéž ke snížení hmotnosti stroje. Je nutno ale zajistit, aby nebyla ovlivněna poloha těžiště.



Obrázek 57 Piper Super Cub s odstraněným potahem části trupu [46]

Úprava směrového kormidla

Směrové kormidlo má nejvyšší efektivitu tehdy, je-li vhodně obtékáno proudem vzduchu. Při vodorovném letu SOP vyčnívá nad trup stroje. Směrovka tak není výrazněji ovlivňována turbulentním prouděním vznikajícím při obtékání trupu letounu.

Při přistání na tři body není osa letounu ve vodorovné poloze a směrové kormidlo se dostává do zákrytu za trupem. V této oblasti převládají vířivé proudy, jež mají horší vliv na účinnost řízení v porovnání s laminárním typem proudění. V kombinaci s klesající rychlostí tak dochází k výraznému poklesu efektivitě směrového kormidla na směrovou stabilitu.

Možným řešením se jeví přestavba ocasní části letounu na provedení s výše posazenou SOP nebo zvětšení plochy směrovky.

4 Závěr

Cílem této práce bylo rozebrat charakteristické prvky geometrie užívaných ostruhových podvozků letadel, a z nich plynoucí vliv na stabilní či nestabilní chování stroje včetně zohlednění vnějších vlivů. Dále došlo na rozbor vývoje ostruhového prvku podvozku a zmínění experimentálních řešení konstrukce za účelem odstranit neduhy vyplývající z geometrického uspořádání. Na základě takto získaných poznatků byly navrženy možné úpravy konstrukce u zvoleného letounu Piper J-3 Cub, u nějž byla doložena i situace nestabilního chování letounu.

Bylo zjištěno, že na stabilitu ostruhového podvozku má nejméně výraznější vliv poloha kol vůči těžišti stroje. Podvozek s velkým předsazením kol vykazuje zvýšenou příčnou stabilitu na úkor poklesu stability směrové. V případě malé hodnoty předsazení kol je tento efekt opačný. V oblasti osově stability má rozhodující vliv rozchod kol podvozku. Kromě zjištěného vztahu, kdy by velikost rozchodu neměla být menší než výška podvozku, byla při porovnání několika typů letadel vypořádávána závislost mezi rozchodem kol a celkovým rozpětím křídel letounu.

Další část nabízí přehled vývoje a úprav ostruhového prvku podvozku v průběhu let. Je zde popsán přechod z prosté neřiditelné ostruhy po sofistikovanou konstrukci s ostruhovým kolem, které nabízí možnost provedení v říditelném či volně otočném stavu v závislosti na situaci a podmínkách okolí. Následuje popis fungování speciálních konstrukčních řešení ostruhových kol eliminujících boční kmity a konstrukční řešení ostruhového podvozku pro provoz za podmínek bočního větru.

Došlo i na rozbor stability podvozku zvoleného letounu. Tím je v této práci hornoplošný letoun Piper J-3 Cub. Zjištěné parametry podvozku, jako jsou zatížení kol, úhel předsazení hlavního podvozku a poměr výšky a rozchodu podvozku byly srovnány s obecně doporučovanými hodnotami. Stanovením poměrů bočních ploch přední a zadní části stroje bylo možno určit velikost destabilizační a stabilizační složky síly bočního větru.

Na základě vypořádovaných skutečností lze doporučit opatření pro zvýšení stability letounu, které lze aplikovat i na jiné letouny s podobnými problémy. Nejjednodušším řešením se v tomto ohledu jeví instalace upraveného prvku ostruhového podvozku, jako je závěs typu T3 nebo náhrada za systém typu Berringer. Bylo by tak dosaženo větší stabilizační efektivity ostruhového kola podvozku, zároveň by nedošlo k ovlivnění jiných vlastností stroje. Lze též provést změny u hlavních kol podvozku. Tím je myšlena úprava geometrie, jako je změna rozchodu kol, výšky podvozku nebo předsazení hlavního podvozku před těžiště, ovlivnit stabilitu instalací kol většího průměru nebo aplikace Bush pneumatiky. Změna v oblasti rozložení zatížení by zde byla minimální. Zvýšily by se ale tlumící vlastnosti podvozku a rezistivita vůči nerovnostem na dráze, čímž by se snížila šance na odskočení kol. V případě modifikace konstrukce letounu lze uvažovat o zvýšení směrového kormidla za účelem eliminace nežádoucího stavu. Při něm je kormidlo v zákrytu za zbylou částí trupu letounu a není vhodně obtékáno proudícím vzduchem. Druhou variantou se jeví překonstruování ocasní části trupu na provedení s menší boční plochou. Trup by se tak stal méně náchylným na působení bočního větru.

Zdroje

- [1] ŠULŽENKO, Michail Nikolajevič. *Konstrukce letadel*. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1953. Knižnice kovoprůmyslu.
- [2] PÁVEK, Josef. *Konstrukce a projektování letounů. Kap. 15/1, Přistávací zařízení letounů*. 1. vydání. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1955.
- [3] ADMIN. *Výhledový let dvoumístným sportovním Z-126 Trenér* [online]. 23. červen 2013 [vid. 2023-02-07]. Dostupné z: <https://letistepodhorany.cz/letecke/vyhledkovy-let-s-dvoumistnym-z-126-trener>
- [4] *Sopwith Camel* [online]. 2019 [vid. 2023-04-20]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=IEYks6vimN4>
- [5] Aviation Photo #1458312: Supermarine Attacker F1 - UK - Navy. *Airliners.net* [online]. [vid. 2023-04-20]. Dostupné z: <https://www.airliners.net/photo/UK-Navy/Supermarine-Attacker-F1/1458312>
- [6] PÁVEK, Josef. *Konstrukce a projektování letounů. Kap. 15/2, Přistávací zařízení letounů - Dodatek. Podvozek pro start a přistání s bočním větrem*. 1. vydání. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1960.
- [7] *Taildraggers vs. Tricycle gear* [online]. 2009 [vid. 2023-04-22]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=q5trygRQaV0>
- [8] GUDMUNDSSON, Snorri. *General Aviation Aircraft Design*. B.m.: Butterworth-Heinemann, 2013. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [9] *O letadlech - Dušan Slavětínský starší - Koncepce přistávacího zařízení* [online]. [vid. 2022-10-12]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce_prist_zar.aspx
- [10] *Aerospaceweb.org | Ask Us - Aircraft Landing Gear Layouts* [online]. [vid. 2022-10-12]. Dostupné z: <http://www.aerospaceweb.org/question/design/q0200.shtml>
- [11] *orlican_metasokol_3v.jpg (1100×1501)* [online]. [vid. 2023-04-21]. Dostupné z: http://richard.ferriere.free.fr/3vues/orlican_metasokol_3v.jpg
- [12] *Blueprints > Modern airplanes > Zlin > Zlin Z-37 Cmelak* [online]. [vid. 2023-04-11]. Dostupné z: https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/zlin/47308/view/zlin_z-37_cmelak/
- [13] *North American AT-6 Texan* [online]. [vid. 2023-04-21]. Dostupné z: <http://www.aviation-history.com/north-american/at6.html>
- [14] *Piper J3 Club Blueprint: Bin 76 SK 711 PA11, PA 11 Complete Airplane* [online]. nedatováno [vid. 2023-04-21]. Dostupné z: http://archive.org/details/piperj3_Bin_76_SK-711_PA11_PA-11_Complete_Airplane
- [15] SKYKING918. *180 1959 3v 1-72* [online]. photo. 13. únor 2016 [vid. 2023-04-21]. Dostupné z: <https://www.flickr.com/photos/76507520@N07/52288146731/>

- [16] *fieseler-fi-156-storch-verbindungsflugzeug-transportflugzeug-luftwaffe.pdf* [online]. [vid. 2023-04-21]. Dostupné z: <https://adl-luftfahrthistorik.de/dok/fieseler-fi-156-storch-verbindungsflugzeug-transportflugzeug-luftwaffe.pdf>
- [17] Polikarpov PO2 scratch build. *Recreational Flying* [online]. 18. červen 2011 [vid. 2023-04-21]. Dostupné z: <https://www.recreationalflying.com/topic/13172-polikarpov-po2-scratch-build/>
- [18] *Boeing Stearman* [online]. [vid. 2023-04-21]. Dostupné z: http://www.stearman.at/boeing_stearman_technical_data.html
- [19] *Discover the Aerial Acrobatics of the Antonov An 2 – Jettly Private Jet Charter Blog* [online]. [vid. 2023-04-21]. Dostupné z: <https://blog.jettly.com/discover-the-aerial-acrobatics-of-the-antonov-an-2/>
- [20] RUUHINEN. *English: Messerschmitt Bf 109 G-6 (MT-507) in Aviation Museum of Central Finland*. [online]. 11. srpen 2009 [vid. 2023-04-20]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Messerschmitt_Bf_109_G-6_%28MT-507%29_K-SIM_03.jpg
- [21] What does it mean when an aircraft stalls, and why is it dangerous? *Quora* [online]. [vid. 2023-04-22]. Dostupné z: <https://www.quora.com/What-does-it-mean-when-an-aircraft-stalls-and-why-is-it-dangerous>
- [22] Afternoon walkaround of a thoroughbred Hawker Tempest Mk II. *Travel for Aircraft* [online]. 6. únor 2013 [vid. 2023-04-20]. Dostupné z: <https://travelforaircraft.wordpress.com/2013/02/06/fam-hawker-tempest-ii-write/>
- [23] PLANEPHOTOS.NET. Piper J3C-65 Cub - I-MALU - Aero Club Milano - Milano Bresso. *PlanePhotos.Net* [online]. [vid. 2023-04-20]. Dostupné z: https://www.planephotos.net/photo/15438/Piper-J3C-65-Cub_I-MALU/
- [24] Aviation Photo #2680094: Fieseler Fi-156A-1 Storch - Untitled. *Airliners.net* [online]. [vid. 2023-04-20]. Dostupné z: <https://www.airliners.net/photo/Untitled/Fieseler-Fi-156A-1-Storch/2680094>
- [25] FORSTER, Dave. Straight and Narrow. *KITPLANES* [online]. 20. březen 2014 [vid. 2023-05-05]. Dostupné z: <https://www.kitplanes.com/straight-and-narrow/>
- [26] HOPPENWORTH, Marvin V. Landing Gears: Toe In or Toe Out? nedatováno.
- [27] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel II*. 1. vyd. Praha: Česká technika - nakladatelství ČVUT, 2005. ISBN 80-01-03338-4.
- [28] GCOOKE. Why we need to consider shimmy when designing landing gear. *Stirling Dynamics* [online]. 18. listopad 2021 [vid. 2022-10-27]. Dostupné z: <https://www.stirling-dynamics.co.uk/news/we-need-to-consider-shimmy-when-designing-landing-gear>
- [29] *How it Works: Shimmy damper* [online]. 1. září 2016 [vid. 2022-10-27]. Dostupné z: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2016/september/flight-training-magazine/how-it-works>

- [30] SAVIDGE, Greg. Tricycles versus Taildraggers. *Disciples of Flight* [online]. 11. říjen 2014 [vid. 2023-05-14]. Dostupné z: <https://disciplesofflight.com/tricycles-versus-taildraggers/>
- [31] FILIPOVIC, Omar. Taming the Tail Wheel Shimmy. *Glasair Aircraft Owners Association* [online]. 4. leden 2011 [vid. 2022-11-19]. Dostupné z: <https://glasair-owners.com/glastar-sportsman/how-to-builder-tips-glastar-sportsman/taming-the-tail-wheel-shimmy/>
- [32] STAFF, Editorial. Berringer Patents Ground-Loop Resistant Tailwheel. *AVweb* [online]. 4. srpen 2013 [vid. 2023-02-07]. Dostupné z: <https://www.avweb.com/ownership/berringer-patents-ground-loop-resistant-tailwheel/>
- [33] *cata_en.pdf* [online]. [vid. 2023-04-22]. Dostupné z: https://www.beringer-aero.com/sites/beringer-aero.com/files/cata_en.pdf#page=77
- [34] Tailwheel Shimmy Dampener - 3200 Bent Assembly. *Airframes Alaska LLC* [online]. [vid. 2023-04-22]. Dostupné z: <https://www.airframesalaska.com/product-p/keg-117.htm>
- [35] T6 TAIL WHEEL LOCK OPERATION. *T6 Harvard Aviation* [online]. [vid. 2023-03-23]. Dostupné z: <https://www.t6harvard.com/t6-steering-mechanism/>
- [36] HAGUE, Dana. Do-It-Yourself Tailwheel. *KITPLANES* [online]. 18. leden 2017 [vid. 2023-04-22]. Dostupné z: <https://www.kitplanes.com/do-it-yourself-tailwheel/>
- [37] Piper J3 Cub | Light Aircraft DB & Sales. *Pilotmix Light Aircraft DB & Sales* [online]. [vid. 2023-04-22]. Dostupné z: <https://www.pilotmix.com/piper-j3-cub>
- [38] *Tire/wheel combo photos - Page 3 of 4 - Backcountry Pilot* [online]. [vid. 2023-04-22]. Dostupné z: <https://backcountrypilot.org/forum/tire-wheel-combo-photos-21353?start=40>
- [39] *J-3 weight & balance calculation / specs for J3C-65 engine* [online]. [vid. 2023-04-24]. Dostupné z: <https://www.pipercubforum.com/balance.htm>
- [40] *Vagabond Weight and Balance [Archive] - ShortWingPipers.Org* [online]. [vid. 2023-05-11]. Dostupné z: <https://www.shortwingpipers.org/forum/archive/index.php/t-5987.html>
- [41] ESTAFF. Piper Cub. *Aviation Consumer* [online]. 19. leden 2001 [vid. 2023-05-12]. Dostupné z: <https://www.aviationconsumer.com/uncategorized/piper-cub/>
- [42] *Alaskan Bushwheels | Original Off Runway Tires from Airframes Alaska* [online]. [vid. 2023-05-05]. Dostupné z: <https://www.airframesalaska.com/Alaskan-Bushwheels-s/1477.htm>
- [43] DYE, Paul. Tricked-Out Tailwheel. *KITPLANES* [online]. 19. leden 2018 [vid. 2023-05-12]. Dostupné z: <https://www.kitplanes.com/tricked-out-tailwheel/>
- [44] T3 Suspension. *ROCKY MOUNTAIN KITPLANES* [online]. [vid. 2023-05-12]. Dostupné z: <https://www.rmplanes.com/t3-suspension.html>

- [45] *DA40 NG tours Australian East Coast* [online]. 2. prosinec 2020 [vid. 2023-05-05]. Dostupné z: <https://www.diamondaircraft.com/en/about-diamond/newsroom/diamonddiary/article/da40-ng-tours-australian-east-coast/>
- [46] *You're Naked... Put something on goofy! - Backcountry Pilot* [online]. [vid. 2023-05-05]. Dostupné z: <https://backcountrypilot.org/forum/you-re-naked-put-something-on-goofy-15672>

Seznam obrázků

Obrázek 1 Pozemní letoun s ostruhovým kolem (Z-126 Trenér) [3]	10
Obrázek 2 Podvozek s ostruhou (Sopwith Camel F.1) [4]	10
Obrázek 3 Proudový letoun s ostruhovým podvozkem (Supermarine Attacker F1) [5]	11
Obrázek 4 Přetáčivost ostruhového podvozku	13
Obrázek 5 Ztráta stability při přistání s bočním poryvem větru [7]	14
Obrázek 6 Geometrie ostruhového podvozku	16
Obrázek 7 Silový model ostruhového podvozku – klidový postoj.....	17
Obrázek 8 Silový model ostruhového podvozku – vodorovná poloha.....	18
Obrázek 9 Model příčné stability	21
Obrázek 10 Nestabilní směrová rovnováha ostruhového podvozku	24
Obrázek 11 Model směrové stability při zatáčení	25
Obrázek 12 Geometrie podvozku zřepředu	28
Obrázek 13 Zachycení sil od podvozku přechodem křídlo-trup	29
Obrázek 14 Zachycení sil od podvozku přechodem podvozek-trup	30
Obrázek 15 Úzký podvozek Bf-109G-6 [20]	31
Obrázek 16 Havárie Bf-109 v důsledku smyku [21].....	31
Obrázek 17 Široký podvozek Hawker Tempest Mk.II [22]	32
Obrázek 18 Kotvení podvozku do trupu (Piper J-3 Cub) [23]	32
Obrázek 19 Kotvení podvozku do křídla (Fi-156 Storch) [24]	33
Obrázek 20 Model osové stability při pohybu po oblouku	34
Obrázek 21 Geometrie uložení kol podvozku	35
Obrázek 22 Pohyb s přímým uložením kol	36
Obrázek 23 Moment rovnoběžného zavěšení kol.....	36
Obrázek 24 Pohyb se sbíhavým uložením kol.....	37
Obrázek 25 Směrový moment sbíhavého zavěšení kol.....	38
Obrázek 26 Pohyb s rozbíhavým uložením kol.....	39
Obrázek 27 Směrový moment rozbíhavého zavěšení kol	39
Obrázek 28 Síly ve styčné ploše kola.....	40
Obrázek 29 Srovnání smykových součinitelů dle provedení hrany pneumatiky	41
Obrázek 30 Vznik shimmy kmitů [27]	42
Obrázek 31 Řiditelná ostruha s botkou letounu P-5 [1]	46
Obrázek 32 Ostruha letounu Yakovlev UT-2 z listové pružiny [1]	47
Obrázek 33 Přerod ostruhy na ostruhové kolo [1].....	47
Obrázek 34 Provedení náchylné na vznik shimmy kmitů [31]	48
Obrázek 35 Provedení odolné vůči vzniku shimmy kmitů [31].....	49
Obrázek 36 Ostruhové kolo Berringer [32].....	50
Obrázek 37 Tlumič kmitů ostruhového kola AIRFRAMES ALASKA [34]	51
Obrázek 38 Řez antishimmy pneumatikou [1].....	51
Obrázek 39 Řízení ostruhového kola s tlumícími pružinami [36].....	52
Obrázek 40 Zamykací mechanismus s vertikálním kolíkem [35]	53
Obrázek 41 Zamykací mechanismus se stranovým klínem.....	53
Obrázek 42 Průběhy drah při přistání s bočním větrem [6]	54
Obrázek 43 Šnekový mechanický natáčecí systém [6]	55

Obrázek 44 Piper J-3 Cub [6]	56
Obrázek 45 Goodyear GA-2 [6].....	57
Obrázek 46 Natáčivý podvozek na Beechcraft D18 [6]	57
Obrázek 47 Srovnání běžné (A) a Bush pneumatiky (B) [37, 38].....	58
Obrázek 48 Geometrie podvozku – boční pohled.....	59
Obrázek 49 Geometrie podvozku – čelní pohled.....	59
Obrázek 50 Geometrie úhlu předsazení kol.....	61
Obrázek 51 Vzdálenost os kol podvozku.....	62
Obrázek 52 Statické silové působení na ose letounu	63
Obrázek 53 Ostruhové kolo s listovou pružinou [43].....	67
Obrázek 54 Ostruhové kolo se závěsem T3 [44]	67
Obrázek 55 Zúžení ocasní části trupu letounu	70
Obrázek 56 Diamond DA40 XLT/NG – zúžení ocasní části trupu [45].....	70
Obrázek 57 Piper Super Cub s odstraněným potahem části trupu [46]	71

Seznam symbolů a zkratk

a	ideální dráha pohybu při bočních kmitech kola
a_b	intenzita brždění pohybu – zpomalení
α	úhel předsazení osy kol hlavního podvozku
A	bod kontakt kol hlavního podvozku se zemí
b	skutečná dráha pohybu při bočních kmitech kola
β	úhel rozchodu kol hlavního podvozku
C_D	koeficient aerodynamického odporu
C_L	koeficient vztlakových sil
C_M	koeficient klopivého momentu
d	rozchod kol podvozku
D	síla aerodynamického odporu
ε	úhel náklonu letounu
f_D	součinitel dynamického tření
φ	úhel vybočení letounu od přímého směru pohybu
F_{br}	síla vyvolaná brzdami na kole
F_d	boční třecí síla mezi koly a povrchem dráhy
F_{DST}	setrvačná síla příčné stability
F_N	normálová síla od zatížení kol
F_{ODL}	odporová síla levého kola hlavního podvozku
F_{ODP}	odporová síla pravého kola hlavního podvozku
F_S	stranová setrvačná síla
F_{sk}	síla směrového kormidla
F_{SM}	hraniční smyková síla mezi kolem a povrchem dráhy
g	tíhové zrychlení
G	hmotnostní síla
h	výška podvozku k uvažovanému těžišti
h_N	vzdálenost osy působení síly tahu od těžiště
h_T	výška těžiště
l_M	předsazení kol podvozku
l_N	vzdálenost těžiště od působíště síly tahu
l_p	horizontální vzdálenost os kol podvozku
l_{sk}	rameno směrové síly
l_T	horizontální vzdálenost ostruhového kola od těžiště
l_{VOP}	horizontální vzdálenost vztlakové síly VOP od těžiště
l_w	horizontální vzdálenost působíště vztlakové síly křídel od těžiště
L	vztlaková síla křídel
L_{VOP}	vztlaková síly výškového kormidla
m	hmotnost letounu
μ	smykový součinitel
M	výsledný moment sil k těžišti
M_{aer}	celkový moment aerodynamických sil k těžišti
M_{br}	směrový moment brzd kol hlavního podvozku
M_D	směrový moment odporových sil kol hlavního podvozku
M_{DS}	moment setrvačné síly při zatažení
M_G	moment hmotnostní síly
M_k	výsledný klopivý moment
M_{kl}	výsledný klonivý moment

M_{kr}	klonivý moment křidélek
M_o	stabilizující moment ostruhového prvku podvozku
M_p	moment sil podvozku
M_s	moment stranové setrvačné síly
M_{sk}	moment směrového kormidla
M_u	moment v místě ukotvení podvozku
M_{VOP}	moment vztlakové síly výškového kormidla
M_w	aerodynamický klopivý moment
N	síla tahu pohonné jednotky
ω	úhlová rychlost pohybu po obloukové dráze
p	hybnost letounu
r_L	rameno odporové síly levého kola hlavního podvozku
r_P	rameno odporové síly pravého kola hlavního podvozku
ρ	hustota proudícího vzduchu
R	poloměr obloukové dráhy,
R_1	poloměr kol hlavního podvozku
R_2	poloměr ostruhového kola
R_A	zatížení kola hlavního podvozku
R_{AX}	odporová síla kola hlavního podvozku
R_B	zatížení ostruhového kola
R_{BX}	odporová síla ostruhového kola
s	koeficient zohledňující různý průměru kol podvozku
S	celková boční plocha letounu
S_1	boční plocha přední části letounu
S_2	boční plocha zadní části letounu
S_k	plocha křídla
S_D	povrch letounu
SOP	svíslá ocasní plocha
$STOL$	short take-off and landing – krátká dráha pro vzlet a přistání
S_{VOP}	plocha výškového kormidla
t	časová hodnota úseku změny rychlosti
τ	úhel postoje letounu
T	těžiště letounu
v	rychlost letounu
VOP	vodorovná ocasní plocha
w	vůle mezi vrtulí a povrchem dráhy
x	horizontální vzdálenost os kol podvozku při stejné velikosti kol
x_B	vzdálenost ostruhového kola od těžiště
x_M	předsazení kol podvozku k uvažovanému těžišti
x_p	horizontální vzdálenost os kol podvozku
x_T	vzdálenost ostruhového kola od těžiště
x_{VOP}	vzdálenost působiště vztlakové síly VOP od těžiště
x_w	vzdálenost působiště vztlakové síly křidel od těžiště
z	hodnota bočního výkmitu
z_N	vzdálenost osy působení síly tahu od těžiště při postoji letounu
z_T	výška těžiště při postoji