



# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

## FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

## LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

# NÁVRH UL LETOUNU PRO PILOTY S POHYBOVÝM OMEZENÍM

DESIGN OF UL AIRCRAFT FOR PHYSICALLY HANDICAPPED PILOTS

## DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

## AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Anna Hejkalová

## VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Jaroslav Bartoněk

BRNO 2020

# Zadání diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Studentka:	<b>Bc. Anna Hejkalová</b>
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Stavba letadel
Vedoucí práce:	<b>Ing. Jaroslav Bartoněk</b>
Akademický rok:	2019/20

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

## Návrh UL letounu pro piloty s pohybovým omezením

### Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Vytvoření koncepčního návrhu dvoumístného UL letounu, jehož hlavním účelem je umožnit sportovní létání pilotům s omezenou funkcí dolních končetin. Definování hlavních problémů spojených s tímto úkolem a návrh jejich optimálních řešení.

### Cíle diplomové práce:

1. Navrhnout UL letoun tak, aby při jeho používání na zemi i za letu byl pilot s pohybovým omezením co nejvíce soběstačný (tj. snadný nástup i výstup, předletová kontrola,...).
2. Navrhnout systémy letounu (především směrové řízení) tak, aby jejich ovládání bylo pro pilota s pohybovým omezením snadné a bezpečné. Eventuálně je možné předpokládat, že druhý pilot bude osoba bez pohybového omezení, a tedy u druhého sedadla ponechat tyto systémy v klasické podobě.
3. Zhodnotit, zda takto řešený letoun vyhovuje současné podobě předpisů pro stavbu a provoz UL letounů. Pokud ne, pak identifikovat předpisy, které by se musely změnit.
4. Uvést aktuálně platnou podobu zdravotních požadavků na pilota UL letounu.
5. Vytvořit stručný přehled již dříve provedených prací na toto téma a jejich výsledků.

### Seznam doporučené literatury:

ROSKAM, J.: Airplane design. Lawrence, Kan: DARcorporation, 2000. ISBN 978-1884885426.

MIKULA, J.: Konstrukce a projektování letadel I. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-0-03073-3.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2019/20

V Brně, dne

L. S.

---

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

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty

## **ABSTRAKT**

HEJKALOVÁ Anna: Návrh UL letounu pro piloty s pohybovým omezením.

---

Diplomová práce se věnuje problematice obsluhy letounů osobami se zdravotními omezeními. Nejprve formuluje požadavky zdravotní způsobilosti kladené na piloty s pohybovými omezeními. Protože pohybových omezení je velké množství a každé z nich je velmi individuální, bylo pro koncepční návrh letounu v rámci této diplomové práce vybráno uzpůsobení pouze pro jednu z kategorií: omezení hybnosti dolní poloviny těla. Letoun je navrhován tak, aby co nejlépe vyhověl potřebám pilotů s tímto pohybovým omezením, přičemž je kladen důraz na ergonomii, možnost samostatného používání bez pomoci dalších osob a především na bezpečnost uživatele. Dále práce zkoumá možnosti úprav řízení letounů pro tělesně postižené, snaží se vybrat nejvhodnější a tu popisuje. V závěru práce je pak provedena kontrola požadavků předpisu UL2 u navrhovaného letounu.

Klíčová slova: Handicap, UL letoun, řízení, úprava

## **ABSTRACT**

HEJKALOVÁ Anna: Design of UL aircraft for physically handicapped pilots.

---

The diploma thesis deals with the issue of operating aircrafts by people with physical disabilities. Firstly, it formulates medical eligibility requirements for pilots with mobility restrictions. Because there is a large number of movement restrictions and each of them is very individual, an adaptation for only one of these categories was chosen for the conceptual design of the aircraft in this diploma thesis: limitation of the lower half of the body. The aircraft is designed to best meet the needs of pilots with this limitation of movement, with emphasis on ergonomics, the possibility of independent use without any help of other people and especially on the safety of the user. Furthermore, the work examines possibilities of adjusting the control of aircraft for the disabled, tries to choose the most suitable one which is then described. In the end, an examination of the UL2 regulation requirements for the designed aircraft is done.

Keywords: Handicap, UL aircraft, flight controls, adaptation

## **BIBLIOGRAFICKÁ CITACE**

HEJKALOVÁ, Anna. *Návrh UL letounu pro piloty s pohybovým omezením*. Brno, 2020. 60 s, 1 příloha. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ing. Jaroslav Bartoněk.

## **ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ**

Tímto prohlašuji, že předkládanou diplomovou práci jsem vypracovala samostatně, s využitím uvedené literatury a podkladů, na základě konzultací a pod vedením vedoucího diplomové práce.

V Brně dne 26.6.2020

.....

Podpis

## **PODĚKOVÁNÍ**

Chtěla bych touto cestou poděkovat vedoucímu, panu Ing. Jaroslavu Bartoňkovi, za cenné připomínky a rady týkající se zpracování diplomové práce, také za vstřícnost a ochotu při konzultacích. Marku Maňurovi za přiblížení problematiky létání osob s pohybovým omezením. Dále rodině, sestře Neli za korekturu a především Jakubu Zíkovi za bezmeznou a vytrvalou podporu v průběhu celého studia.

# OBSAH

Zadání

Abstrakt

Bibliografická citace

Čestné prohlášení

Poděkování

Obsah

ÚVOD .....	11
1 POHYBOVÉ OMEZENÍ OSOB .....	12
1.1 Vymezení pojmu pohybové omezení .....	12
1.2 Zdravotní způsobilost pilota .....	12
1.2.1 Zdravotní požadavky dle úrovně zdravotní způsobilosti .....	12
1.2.2 Posuzování zdravotní způsobilosti pilotů s pohybovým omezením .....	13
1.3 Definice rozsahu omezení pohybu pilota navrhovaného letounu.....	13
2 KONSTRUKCE ULTRALEHKÉHO LETOUNU UZPŮSOBENÉHO PRO OSOBY S POHYBOVÝM OMEZENÍM .....	14
2.1 Rozbor požadavků na konstrukci s ohledem na pohybové omezení pilota.....	14
2.2 Výchozí parametry navrhovaného letounu.....	15
2.3 Křídlo.....	17
2.3.1 Profil křídla .....	17
2.3.2 Geometrický návrh.....	19
2.3.3 Návrh klapek a křídélek .....	22
2.4 Ocasní plochy .....	23
2.4.1 Vodorovná ocasní plocha .....	24
2.4.2 Svislá ocasní plocha .....	26
2.5 Pohon.....	26
2.6 Palivová soustava .....	28
2.7 Vybavení kabiny.....	28
2.7.1 Dveře .....	28
2.7.2 Sedadla a pásy .....	29
2.7.3 Zavazadlový prostor.....	30
2.7.4 Madla.....	31
2.8 Podvozek .....	32
2.9 Hmotnostní rozbor.....	32
2.9.1 Užitečné zatížení .....	32
2.9.2 Celková hmotnost.....	33
2.10 Celková dispozice navrhovaného letounu .....	34



2.11	Hodnocení ergonomie .....	35
2.11.1	Předletová prohlídka .....	35
2.11.2	Nástup a výstup .....	35
3	ŘÍZENÍ LETOUNU .....	37
3.1	Požadavky na řízení s ohledem na pohybové omezení pilota .....	37
3.2	Rešerše úprav řízení.....	38
3.3	Varianty řízení pro navrhovaný letoun a porovnání .....	41
3.4	Koncepční návrh soustav řízení.....	43
3.4.1	Řízení křidélek a výškového kormidla.....	44
3.4.2	Řízení přípusti plynu a směrového kormidla .....	46
4	ZHODNOCENÍ VZHLEDEM K PŘEDPISU UL2 .....	49
4.1	Konstrukce letounu.....	49
4.2	Řízení.....	49
5	ZÁVĚR .....	51
	Seznam použitých zdrojů	
	Seznam použitých symbolů	
	Seznam použitých zkratek	
	Seznam obrázků	
	Seznam tabulek	
	Seznam příloh	

## ÚVOD

Pohled na osoby s postižením se s postupem času mění. Z represivního stádia, kdy tyto osoby byly vyháněny na okraj společnosti nebo dokonce likvidovány z důvodu zachování pouze silných jedinců rodu, se přes stadia charitativní a humanitní péče, při níž začínal být kladen důraz na péči a později i vzdělání jedinců se specifickými potřebami, vyvinulo až do stádia rehabilitační a preventivní péče. V dnešní době je vyžadována péče komplexní, do níž spadá péče léčebná, výchovně vzdělávací, pracovní, sociální, psychologická, právní a ekonomická. Navíc je vyvíjena velká snaha o integraci těchto jedinců do společnosti a o umožnění co největší nezávislosti. Z toho důvodu jsou budovány bezbariérové přístupy a vyvíjeny kompenzační pomůcky, a to nejen k samostatnému obslužení svých základních životních potřeb, ale i zálib. [1]

Rychlost vývoje a pokroku kompenzačních pomůcek je v každém odvětví různá. Zatímco v některých aktivitách, jako je například cyklistika, jsou už velmi sofistikované, u řízení aut či letadel tomu tak není. I přes to, že v současnosti tyto aktivity nejsou příliš raritní a jejich adaptace pro osoby s pohybovým omezením mají i několik různých podob, nejsou všechna řešení ergonomicky ideální a za všech okolností bezpečná. Kromě toho, téměř žádná auta a letadla nejsou primárně určena pro handicapované – takto přizpůsobené stroje jsou pouze úpravami standardních modelů. Například i pod spolek létajících vozíčkářů Aves Bohemica, který sdružuje piloty s pohybovým omezením v České republice, spadají i tři upravená letadla. Ani jedno z nich není primárně určeno pro osoby s pohybovým omezením a stejně tak je tomu i v zahraničí. Z těchto důvodů je v diplomové práci navržen letoun, u kterého je kladen důraz primárně na komfortní a bezpečné užívání osobami s pohybovými omezeními.

# 1 POHYBOVÉ OMEZENÍ OSOB

## 1.1 Vymezení pojmu pohybové omezení

K pohybovému omezení obvykle dochází na základě tělesného postižení člověka, které je důsledkem poškození podpůrného či pohybového systému, tj. kosti, klouby, šlachy, svaly a cévy, nebo nervového systému (projevují-li se poruchou hybnosti) či jiného organického poškození. To znamená, že dojde k zredukování nebo ztrátě schopností provést pohyby tak, jak je považováno za normální. U každé osoby je poškození jiné, ať už rozsahem nebo mírou omezení hybnosti. Liší se i definice a klasifikace této problematiky jednotlivými autory. Z toho důvodu je nutné ke každému člověku přistupovat individuálně a hodnotit jeho pohybové schopnosti speciálně vzhledem k požadavkům dané aktivity. [2], [3], [4]

## 1.2 Zdravotní způsobilost pilota

Každý zájemce o funkci pilota musí úspěšně složit nejen znalostní pilotní testy, ale zároveň je nezbytné splnění lékařských požadavků na osvědčení zdravotní způsobilosti, aby byla zaručena schopnost bezpečně plnit požadované povinnosti. Tyto nároky jsou odlišné pro různé typy pilotních průkazů, proto jsou členěny do kategorií. [5]

### 1.2.1 Zdravotní požadavky dle úrovně zdravotní způsobilosti [5], [6], [7], [8], [9], [10]

Zdravotní způsobilost se dělí do tří skupin podle zdravotních nároků a pilotních pravomocí na zdravotní způsobilost 1. třídy, 2. třídy a zdravotní způsobilost pro průkaz LAPL, jejichž rozsah, doba platnosti a další podrobnosti jsou stručně přiblíženy v bodech níže.

#### a) Zdravotní způsobilost 1. třídy

Nejpřísnější kritéria zdravotní způsobilosti musí splňovat dopravní (ATPL = Airline Transport Pilot Licence) a obchodní piloti (CPL = Commercial Pilot Licence). Komplexní vstupní prohlídku provádí letecké zdravotní středisko, v České republice tedy pouze Ústav leteckého zdravotnictví v Praze. Zahrnují se do ní podrobné testy celého těla a psychotesty nebo zkušební let s examinátorem. Prodloužit nebo obnovit zdravotní způsobilost 1. třídy může buď letecké zdravotní středisko, nebo letecký lékař. Osvědčení je platné po dobu 12 měsíců, pokud žadateli není více než 40 let a nelétá jednopilotní obchodní lety s cestujícími na palubě, nebo není-li starší 60 let. V těchto případech je platnost zkrácena na 6 měsíců.

#### b) Zdravotní způsobilost 2. třídy

Soukromý pilot (PPL = Private Pilot License), pilot kluzáku (SPL = Sailplane pilot licence, GLD = Glider Pilot License), motorového kluzáku (TMG = Touring Motor Glider) a balónu mají požadavky, které musí být splněny k prokázání zdravotní způsobilosti, značně zkrácené. Standardně, pokud zdravotní stav pilota nevyžaduje podrobnější přezkoumání, je prováděno pouze klinické vyšetření, EKG, laboratorní vyšetření, hodnocení zraku, otorhinolaryngologické vyšetření a rozbor moči. Zkušební test audiometrickým vyšetřením musí projít pouze držitel kvalifikace létání podle přístrojů (IR = Instrument rating). Zdravotní způsobilost 2. třídy může vydat, prodloužit a obnovit nejen Ústav leteckého zdravotnictví, ale i letecký lékař. Platnost pro osoby, které nedosáhly věku 40 let, je 5 let. V případě, že je držitel průkazu způsobilosti ve věku 40 až 50 let, je způsobilost validní po dobu 24 měsíců. Ve věku nad 50 let má pilot povinnost podrobit se prohlídce každých 12 měsíců.

### c) Zdravotní způsobilost pro průkaz LAPL

Zdravotní způsobilost pilota lehkého letadla LAPL (= Light Aircraft Pilot Licence) je současně platná i pro ultralehké letadlo, paraglide, rogalo, ostatní sportovní létající zařízení a parašutismus. Hodnocení, ať už prvotní, prodlužující, nebo obnovující, vykonává zdravotní letecké středisko, letecký lékař nebo všeobecný praktický lékař. Daný lékař provádí stejná vyšetření jako u zdravotní způsobilosti 2. třídy. Nicméně kritéria zdravotních nedostatků, které pilota vylučují z létání s licenci LAPL, jsou mnohem nižší a výčet diskvalifikujících onemocnění omezenější než u způsobilosti 2. třídy. Validita je 60 měsíců pro osoby pod 40 let, následně je zkrácena na 24 měsíců.

#### 1.2.2 Posuzování zdravotní způsobilosti pilotů s pohybovým omezením

U osob s pohybovým postižením je, stejně jako u ostatních pilotů, provedena kompletní prohlídka v rozsahu, který je pro danou kategorii dán předpisem [5]. Krom toho je nutné věnovat v dokumentu pozornost zejména části [5] MED.B.050 Svalová a kosterní soustava v předpisu Part-MED. Pro úplnost je zde uvedena stěžejní část předpisu: „a) *Žadatelé, kteří nemají dostatečnou výšku, délku paží a holení a svalovou sílu pro bezpečný výkon práv udělených příslušným průkazem způsobilosti, musí být posouzeni jako nezpůsobilí. Pokud však výška, délka paží a holení a svalová síla dostatečná pro bezpečný výkon práv udělených k určitému typu letadla, což lze v případě potřeby prokázat prostřednictvím lékařské letové zkoušky nebo letové zkoušky na simulátoru, může být žadatel posouzen jako způsobilý a jeho práva se odpovídajícím způsobem omezí.*

*b) Žadatelé, kteří nemají uspokojivou funkční použitelnost svalové a kosterní soustavy, jež by jim umožnila bezpečný výkon práv udělených příslušným průkazem způsobilosti, musí být posouzeni jako nezpůsobilí. Pokud však funkční použitelnost svalové a kosterní soustavy dostatečná pro bezpečný výkon práv udělených k určitému typu letadla, což lze v případě potřeby prokázat prostřednictvím lékařské letové zkoušky nebo letové zkoušky na simulátoru, může být žadatel posouzen jako způsobilý a jeho práva se odpovídajícím způsobem omezí.*

*c) V případě, že v souvislosti s posudkem podle písmen a) a b) vyvstanou pochybnosti, posouzení způsobilosti žadatelů o osvědčení zdravotní způsobilosti 1. třídy se postoupí posudkovému lékaři úřadu vydávajícího průkazy způsobilosti a posouzení způsobilosti žadatelů o osvědčení zdravotní způsobilosti 2. třídy se provede po konzultaci s posudkovým lékařem úřadu vydávajícího průkazy způsobilosti.“ [5] Z toho vyplývá, že pokud má pilot pohybové postižení a vznikly pochybnosti o jeho způsobilosti, musí být podroben zkušebnímu letu v simulátoru, čímž je vyzkoušen v praxi. Následně sám examinátor rozhodne o jeho způsobilosti. Tento výsledek nakonec musí být ještě posouzen a schválen Úřadem pro civilní letectví. Nelze tedy obecně říci, do jaké kategorie lidé s pohybovým omezením spadají, protože je to zcela individuální.*

### 1.3 Definice rozsahu omezení pohybu pilota navrhovaného letounu

Letoun je určen pro paraplegiky, tedy osoby s ochrnutými dolními končetinami a spodní částí trupu, kteří nejsou schopni těmito částmi těla provádět cílené, vůlí řízené pohyby, neboli tzv. volní motoriky. U zbylých částí těla je předpokládána standardní funkčnost. Letoun bude samozřejmě vhodný i pro osoby s nižší úrovní ochrnutí. Například pro jedince, kteří se neobejdou bez invalidního vozíku, ale zároveň jsou schopni se na velmi omezenou dobu postavit. Mohou ho používat i piloti bez jakéhokoliv pohybového omezení, ale budou si muset přivyknout na řízení upravené k pouze ručnímu ovládní. [11], [12]

## 2 KONSTRUKCE ULTRALEHKÉHO LETOUNU UZPŮSOBENÉHO PRO OSOBY S POHYBOVÝM OMEZENÍM

V dnešní době se lze setkat s několika letouny, které mají upravené řízení pro potřeby pilotů s pohybovým omezením. Zatím ale není známý žádný letoun, který by byl pro tuto cílovou skupinu od začátku projektován. Vozíčkáři jsou tedy nuceni přizpůsobit se letounu, což je někdy nejen nepohodlné, ale mnohdy také nebezpečné. Kromě toho je pro psychiku člověka s pohybovým omezením velmi podstatné, aby byl co nejvíce soběstačný a mohl samostatně vykonávat co největší množství úkonů. Potom nedochází k výrazně sníženému sebehodnocení nebo pocitům méněcennosti. Z toho důvodu letoun musí splňovat větší množství požadavků na ergonomii, než je u kategorie ultralehkých letounů obvyklé. Je nutné přizpůsobení snížené pohyblivosti pilota a zjednodušení základních úloh, tj. nástupu a výstupu, předletové kontrole, uložení mechanického invalidního vozíku a hlavně bezpečné řízení letounu.

### 2.1 Rozbor požadavků na konstrukci s ohledem na pohybové omezení pilota [13], [14]

Ke zjednodušení nastupování a vystupování a zároveň zvýšení bezpečnosti této činnosti jsou potřeba především velké dveře se značným úhlem otevírání, čímž je vytvořen dostatečný manipulační prostor. Toto místo může být ještě zvětšeno posuvnou sedačkou, která rozšíří prostor k přesunutí nohou. Dveře musí být postaveny dostatečně nízko, neboť pilotovi s pohybovým postižením činí příliš mnoho obtíží dostat se z vozíku do výšky. Použití nájezdové rampy u letounu s vysokým podvozkem není vyloučený způsob nastupování, ale podstatně snižuje samostatnost pilota, proto tato varianta není preferována. Ideální řešení dveří je na obrázku 1.



Obr. 1 – Řešení dveří u letounu Sparrow ML [15]

Prvky předletové kontroly by měly být umístěny v dosažitelné výšce, ideálně tak, aby se osoba s pohybovým omezením na invalidním vozíku nemusela příliš natahovat nebo shýbat. Problematickými částmi kontroly se jeví revize množství oleje a odkalení paliva. Při těchto úkonech se zdá být nezbytné, aby u prohlídky dopomáhal někdo, kdo je dostatečně vysoký a pohyblivý. V případě hornoplošníků s vysokými podvozky a vysoko postavených kormidel či jakýchkoliv jiných částí letounu je třeba pomoc i při kontrole těchto úseků: např. samotná funkčnost kormidel, víčka nádrží a čistota náběžných hran.

Umístění mechanického invalidního vozíku musí být vyřešeno tak, aby nevadil pilotovi ve výhledu či řízení a přitom byl po ruce. Není proto optimální uložení vozíku na palubní desce, viz obr. 2. Může být uložen místo sedačky pasažéra nebo v zavazadlovém prostoru. Při jakékoliv variantě je nutné počítat se zvýšením zatížení letounu. Proto nemohou být nádrže natankované úplně do plna anebo je nezbytné zvýšit nosnost. Konkrétní řešení uložení vozíku v navrhovaném letounu je uvedeno v kapitole 2.7.3.



Obr. 2 – Nevhodné uložení invalidního vozíku na palubní desce letounu [16]

Upravené řízení letounu musí být za každé okolnosti bezpečné a spolehlivé. Není možné, aby došlo ke ztrátě kontroly nad letadlem v důsledku neschopnosti ovládnout všechny prvky řízení najednou. Například při přistání s bočním větrem, kdy je potřeba ovládat otáčky motoru, řídicí páku i směrové kormidlo současně. Navíc je potřeba, aby měl pilot vše v dostatečné blízkosti. Pilot s pohybovým omezením, stejně jako jakýkoliv jiný, nesmí být vystavován zbytečnému a nadměrnému stresu při řízení letadla, kvůli rychlé únavě by docházelo ke vzniku chyb, které by mohly mít fatální následky. Řízení navrhovaného letounu je detailně popsáno v kapitole 3.

## 2.2 Výchozí parametry navrhovaného letounu

S ohledem na požadavky z předchozí kapitoly jsou zvoleny následující výchozí atributy letounu navrhovaného dle předpisu UL2 – Část I. a uzpůsobeného k používání dvou osob s pohybovým omezením:

- **Samonosný hornoplošník**

Pro nastupování a vystupování osoby se sníženou pohyblivostí je zásadní pohodlný přístup s invalidním vozíkem ke dveřím letounu z jakéhokoliv směru a ustavení vozíku na potřebném místě. Dané kritérium splňuje pouze hornokřídle uspořádání bez vzpěry. Nevýhodu tohoto uspořádání představují vysoko umístěná víčka nádrží, která ze sedu není možné obsluhovat. Z toho důvodu musí být upravena tak, aby se běžným způsobem nedala otevřít a palivo se do letounu tankovalo primárně pomocí nízko umístěného čerpadla. Tento problém je řešen v kapitole 2.6.

Všeobecné klady hornoplošníků jsou nízký aerodynamický odpor od interference křídlo-trup, dobrá stranová a podélná stabilita kvůli těžišti umístěnému pod aerodynamickým středem letounu a rozsáhlý výhled z kabiny, který je omezen křídlem pouze v zatáčkách. Oproti tomu, nutné zvětšení svislých ocasních ploch kvůli úplavu za křídlem a zesílení konstrukce, která musí při havárii unést zatížení od křídla, reprezentují negativa hornokřídleho provedení, kdy se obojí projeví zvýšením hmotnosti. [17], [18], [19]

- **Celokovová konstrukce**

Oproti kompozitovým konstrukcím, celokovové disponují snadnou výrobou, která nevyžaduje kontrolu a případnou regulaci teploty a prašnosti prostředí. Další výhody představují snazší zjišťování vad a poruch materiálu a následně také rychlá a jednoduchá oprava poškozených částí, což se projevuje na ceně. Vzhledem k tomu, že je produkt určen pro osoby se sníženou pohyblivostí, které obvykle patří k méně movitým třídám společnosti, je jakékoliv snížení nákladů žádané. Mezi nevýhody se řadí podléhání kovového materiálu korozi či únavě z cyklického namáhání. A také nižší aerodynamická čistota, neboť plech není snadné vytvarovat do tak sofistikovaných tvarů jako kompozitový materiál. [20], [21]

- **Poloskořepinová konstrukce**

Vzhledem k tomu, že křídlo není podepřeno vzpěrami, je nezbytné vybavit ho silnějšími závěsy a nosníkem. Přidáním podélníků do konstrukce a zapojením potahu do přenosu zatížení lze snížit zatížení působící na nosník.

- **Obdélníkové křídlo**

I přes vyšší indukovaný odpor oproti všem ostatním půdorysným tvarům křídel a vyšší hmotnosti způsobené konstantní tloušťkou a hloubkou křídla, a tedy i výškou nosníku, bylo vybráno křídlo obdélníkového půdorysného tvaru z důvodu nejméně náročné, tedy i levnější výroby. Dalším kladem zvoleného řešení je odtrhávání proudu po dosažení kritického úhlu náběhu od kořene křídla. Vzniklé víry odtrženého proudu u kořene křídla zasahují výškové kormidlo, odkud se přenáší formou vibrace do řízení, kde působí jako varovný signál před pádem. Až při dalším zvyšování úhlu náběhu dochází k odtrhávání proudu i na křídélkách a následné ztrátě kontroly řízení. [22]

- **Tažné uspořádání**

Při tažném uspořádání je nejlepší možné umístění motoru. Na rozdíl od tlačného uspořádání je snáz proveditelná předletová kontrola přímo z vozíku, protože je motor, a tím pádem i vrtule, umístěn níž.

- **Sedadla vedle sebe**

Uspořádání sedadel v kabině vedle sebe zásadně usnadňuje komunikaci mezi pilotem a instruktorem, popřípadě posádkou, přičemž hlavní pilot je umístěn vlevo. Za sedadly lze relativně snadno vyhradit místo k umístění invalidních vozíků. A oproti uspořádání sedadel za sebou dochází se změnou počtu osob na palubě k výrazně menšímu posouvání těžiště v podélném směru.

## 2.3 Křídlo

Nosná soustava, neboli křídlo, slouží ke generování převážné části vztlaku letounu. Kromě vytvoření nosné síly slouží i k zajištění příčné stability řízené pomocí mechanizace křídla. Při návrhu této části letounu je nutné vzít v potaz požadavky aerodynamické, pevnostní, tuhostní, hmotnostní, konstrukční, technologické i provozní. Výsledek je potom kompromisem všech těchto požadavků. [19]

### 2.3.1 Profil křídla [19], [23], [24], [25]

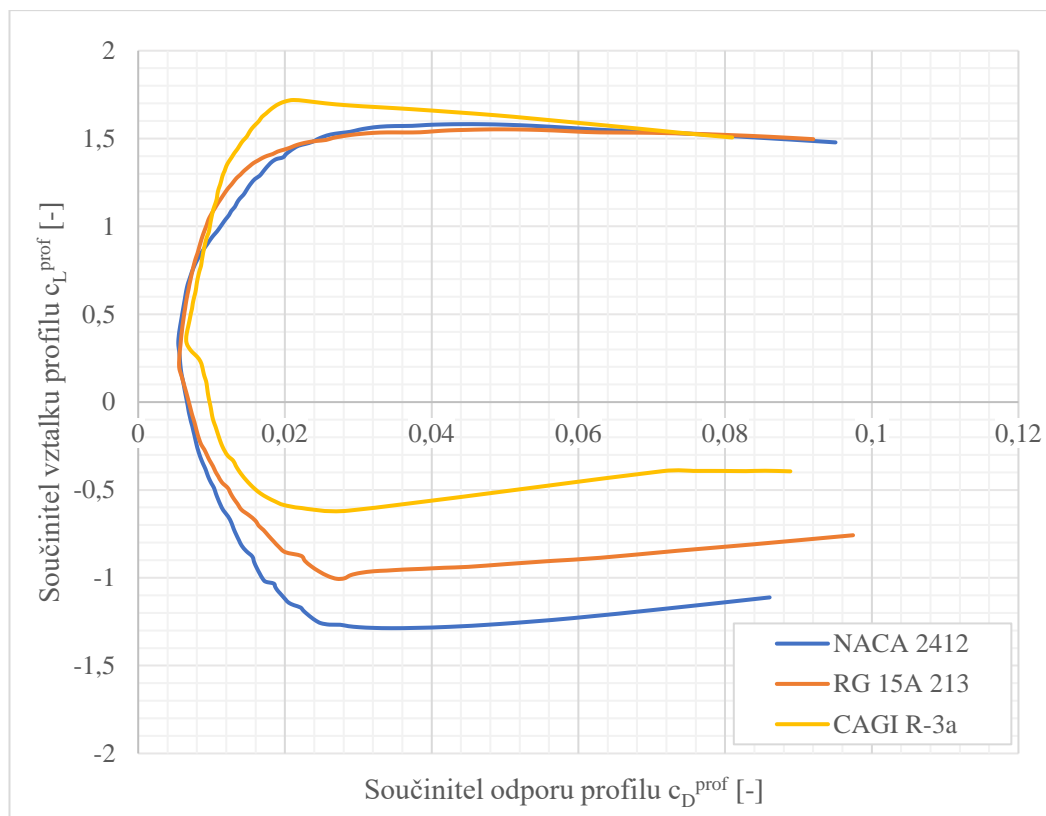
Volba profilu křídla ovlivňuje cestovní rychlost, délku vzletu a přistání, pádovou rychlost a také aerodynamickou účinnost během všech fází letu, proto je zapotřebí klást na ni značný důraz. Výběr se řídí podle mnoha aerodynamických kritérií. Je nutné zkombinovat co nejvyšší součinitel vztlaku  $c_{Lmax}^{prof}$  s co nejnižším součinitelem odporu  $c_{Dmin}^{prof}$ . Zároveň je nezbytné zajistit nastavení profilu vůči trupu tak, aby se při cestovním režimu nacházel v oblasti s nízkým odporem. Dále je příznivé volit součinitel klopivého momentu kolem aerodynamického středu profilu  $c_m^{prof}$  také co nejmenší, neboť nedochází k tak velkému krutu křídla a momentové rovnováhy letounu je dosaženo při nižším zatížení vodorovných ocasních ploch. Zároveň je vhodné vybírat profily s vysokým poměrem vztlaku a odporu  $(c_L/c_D)^{prof}$ , zvaným aerodynamická jemnost, který ovlivňuje dolet při vysazení motoru a spotřebu paliva při letu.

Z nepřeberného množství profilů byl vytvořen krátký statistický soubor v tabulce 1. Výběr byl postaven na známých profilech ultralehkých letounů (Tecnam P2008, Ikarus C42, 3Xtrim 3X55 Trener, Skyleader GP One a dalších) a doplněn o profily s podobnými charakteristikami. Po porovnání maximálních součinitelů vztlaku  $c_{Lmax}^{prof}$ , nejnižších součinitelů odporu  $c_{Dmin}^{prof}$  a aerodynamických jemností jednotlivých prvků byly vybrány tři profily s nejvýhodnější kombinací součinitelů, tj. NACA 2412, CAGI R-3a a RG 15A 213. U těchto profilů byly následně detailně porovnány aerodynamické poláry v grafu 1.

Tabulka 1 – Charakteristické parametry vybraných profilů pro Reynoldsovo číslo 1 000 000

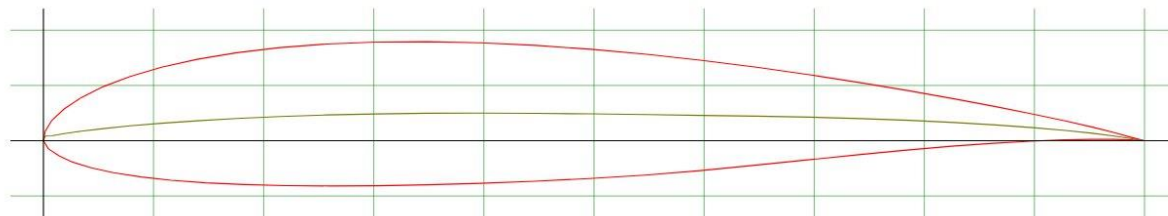
Označení profilu	$c_{Lmax}^{prof}$ [-]	$c_{Dmin}^{prof}$ [-]	$(c_L/c_D)_{max}^{prof}$ [-]
NACA 63a	1,4171	0,00460	69
NACA 2412	1,5820	0,00547	101
CAGI R-3a	1,7196	0,00654	112
GOE 629	1,4162	0,00612	107
E207	1,3231	0,00567	125
NACA 23015	1,5586	0,00733	91
NACA 4412	1,6706	0,00588	129
MS (1)-0313	1,7950	0,00601	85
Curtis C-72	1,6280	0,00583	121
RG 15A 213	1,5525	0,00557	108





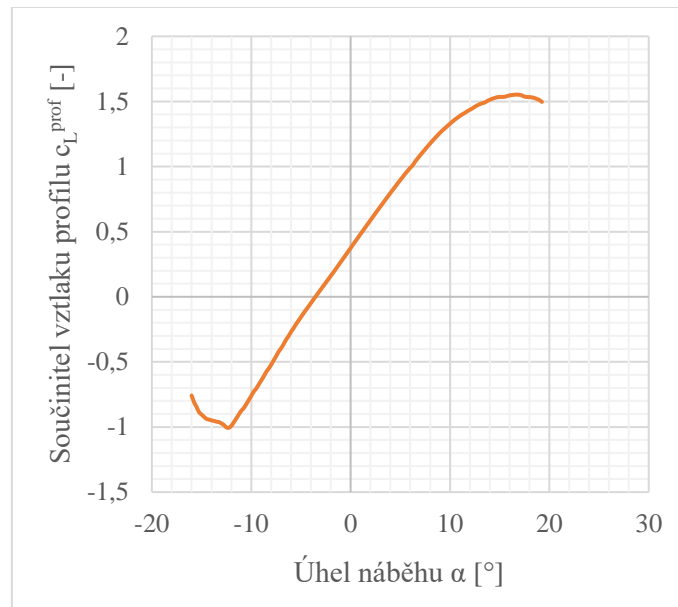
Graf 1 – Aerodynamické poláry vybraných profilů [25]

Profil CAGI R-3a má oproti zbylým dvěma profilům výrazně vyšší maximální součinitel vztlaku  $c_{Lmax}^{prof}$  a přitom nízký minimální součinitel odporu  $c_{Dmin}^{prof}$ , ale křivka se za těmito oběma místy značně láme a relativně prudce mění svůj tvar. V těchto místech by mohlo dojít k výraznějším změnám chování letounu při letu, což je nežádoucí. Profily NACA 2412 a RG 15A 213 mají oproti CAGI R-3a mnohem plynulejší průběh, který je u obou profilů velmi podobný v horní polovině. Nicméně u profilu NACA 2412 dochází dříve ke zvyšování součinitele odporu, navíc k tomuto zvyšování nedochází tak pozvolna jako u RG 15A 213. Proto byl na navrhovaný letoun vybrán právě profil RG 15A 213, jehož geometrie je na obr. 3.



Obr. 3 – Profil RG 15A 213 [25]

Při cestovní rychlosti letounu je požadován co nejnižší odpor křídla, aby zbytečně nedocházelo ke zvýšené spotřebě paliva. Z poláry vybraného profilu je vidět, že nejnižší hodnoty součinitele odporu profilu jsou okolo hodnoty součinitele vztlaku 0,4. Na vztlakové čáře (graf 2) tato hodnota odpovídá přibližně úhlu náběhu  $0^\circ$ , proto profil, potažmo křídlo, nebude mít vůči ose trupu letounu žádný úhel nastavení.



Graf 2 – Vztlaková čára profilu RG 15A 213 [25]

### 2.3.2 Geometrický návrh

První iterace geometrie křídla vychází ze statistického souboru v příloze 1. V tabulce 2 jsou uvedeny počáteční rozměry.

Tabulka 2 – Výchozí rozměry křídla

Plocha křídla	$S$	$11,27 \text{ m}^2$
Rozpětí	$l$	$9,8 \text{ m}$
Hloubka	$b$	$1,15 \text{ m}$
Štíhlost	$\lambda$	$8,52$

Přesnější výpočet parametrů křídla lze provést přes rovnováhu sil a předpisem UL 2 – Část I. [25] určenou pádovou rychlost, při níž je letoun ještě říditelný, přičemž se motor nachází v režimu volnoběhu se zavřenou přípustí nebo je vypnut. Předpis stanovuje maximální pádovou rychlost s klapkami  $v_{s0}$  na 83 km/h (CAS). Při snížení pádové rychlosti dojde ke zkrácení vzletové a přistávací dráhy, proto je letoun navrhován pro nižší pádovou rychlost 77 km/h (CAS), což odpovídá 21,4 m/s (CAS). Výpočet potom probíhá dle úprav vzorce:

$$n \cdot G = L \quad (2.1)$$

$$n \cdot m_{TOW} \cdot g = \frac{1}{2} \rho \cdot v_{s0}^2 \cdot c_{Lmax}^{kl} \cdot S$$

$$S = \frac{2n \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot v_{s0}^2 \cdot c_{Lmax}^{kl}}$$

kde: $n$	násobek zatížení [-] – při horizontálním letu roven 1
$m_{TOW}$	maximální vzletová hmotnost [kg]
$g$	tíhové zrychlení [ $ms^{-2}$ ]
$\rho$	hustota vzduchu v dané letové hladině [ $kg \cdot m^{-3}$ ]
$v_{s0}$	pádová rychlost s vytaženými klapkami [ $ms^{-1}$ ]
$c_{Lmax}^{kl}$	součinitel vztlaku křídla s vysunutými klapkami [-]

Součinitel vztlaku křídla s vysunutými klapkami je stanoven pomocí programu Glauert III na 1,82. Vstupními hodnotami výpočtu byly parametry křídla první iterace, klapky (z kapitoly 2.3.3) a profilu RG 15A 213. Vzhledem k tomu, že nejsou známé naměřené hodnoty součinitele vztlaku tohoto profilu při použití klapky, byla použita statistická hodnota udávající přibližné zvýšení vztlaku při použití jednoduché klapky. Dle knihy Aircraft Design od Mohammada H. Sadraeyho [24] se změna součinitele vztlaku při vyklopení klapky o 60° pohybuje od 0,7 do 0,9. Pro výpočet byla vybrána krajní hodnota 0,7, pokud by se potom při reálném letu součinitel vztlaku zvýšil o více než 0,7, dojde ke snížení pádové rychlosti, což je pro letové vlastnosti příznivé.

Výpočet je proveden pro situaci, kdy má letoun maximální možnou hmotnost, tedy 600 kg, a hustota vzduchu je 1,225 kg/m<sup>3</sup>. Po dosazení všech potřebných hodnot do vzorce vychází plocha křídla na 11,6 m<sup>2</sup>.

$$S = \frac{2 \cdot 1 \cdot 600 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot \left(21,4 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 \cdot 1,82} = 11,6 \text{ m}^2$$

Z plochy křídla je následně na základě statisticky určené štíhlosti  $\lambda = 8,52$  dopočítáno rozpětí  $l$  a hloubka  $b$  křídla.

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \quad (2.2)$$

$$\lambda = \frac{l^2}{S}$$

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S}$$

$$l = \sqrt{8,52 \cdot 11,6 \text{ m}^2} = 9,94 \text{ m}$$

$$S = l \cdot b \quad (2.3)$$

$$b = \frac{S}{l}$$

$$b = \frac{11,6 \text{ m}^2}{9,94 \text{ m}} = 1,17 \text{ m}$$

Vzhledem k tomu, že má křídlo obdélníkový půdorys, jeho zúžení  $\eta$  je rovno 1, proto je hloubka křídla totožná v kořeni i na konci křídla. Zároveň je shodná i se střední geometrickou tětvou  $c_{SGT}$  a střední aerodynamickou tětvou  $c_{SAT}$ . Poloha střední aerodynamické tětivy je určena dle vztahů 2.4 a 2.5 následovně:

$$x_{SAT} = \frac{l}{4} \operatorname{tg} \chi_0 \quad (2.4)$$

$$x_{SAT} = \frac{9,94 \text{ m}}{4} \operatorname{tg} 0^\circ = 0 \text{ m}$$

$$y_{SAT} = \frac{1}{4} l \quad (2.5)$$

$$y_{SAT} = \frac{1}{4} 9,94 \text{ m} = 2,485 \text{ m}$$

kde:  $x_{SAT}$  poloha náběžného bodu střední aerodynamické tětivy na ose x [m]

$y_{SAT}$  poloha střední aerodynamické tětivy na ose y [m]

$\chi_0$  úhel šípky křídla [°] – u přímého křídla roven 0

Poloha aerodynamického středu křídla  $x_S$  se nachází:

$$x_S = x_{SAT} + 0,25 c_{SAT} \quad (2.6)$$

$$x_S = 0 \text{ m} + 0,25 \cdot 1,17 \text{ m} = 0,29 \text{ m}$$

Shrnutí výsledných parametrů křídla je uvedeno v tabulce 3.

Tabulka 3 – Výsledné parametry křídla

Plocha	$S$	11,6 m <sup>2</sup>
Rozpětí	$l$	9,94 m
Hloubka	$b$	1,17 m
Štíhlost	$\lambda$	8,52
Zúžení	$\eta$	1
Střední geometrická tětíva	$c_{SGT}$	1,17 m
Střední aerodynamická tětíva	$c_{SAT}$	1,17 m
Poloha střední aerodynamické tětivy na ose x	$x_{SAT}$	0 m
Poloha střední aerodynamické tětivy na ose z	$y_{SAT}$	2,485 m
Úhel šípu křídla	$\chi_0$	0°
Poloha aerodynamického středu křídla	$x_S$	0,29 m

### 2.3.3 Návrh klapky a křídélka

Kvůli snadné, a proto i levné, konstrukci jsou zvoleny klapky jednoduché. Jsou umístěny co nejbližší k trupu, neboť takto při jejich zapojení během letu není vyvíjen tak velký ohybový moment na kořen křídla a z dlouhodobého hlediska díky tomuto umístění křídlo podléhá menšímu únavovému namáhání. V tabulce 4 jsou vypsány navržené parametry klapky.

Tabulka 4 – Parametry klapky

Délka klapky	$l_{kl}$	2,94 m
Hloubka klapky	$b_{kl}$	0,35 m
Maximální vychýlení klapky	$\delta_{kl}$	60°
Vzdálenost počátku klapky od osy křídla	$y_{kl}$	0,7 m

Umístění křidélek je na vzdálenější části odtokové hrany křídla od trupu, tím je zajištěno dostatečné rameno při klonění letounu. Jedno z křidélek bude vybaveno elektricky ovládanou vyvažovací ploškou, která umožňuje vyvážení ustáleného režimu letu. Navrhované parametry křidélek jsou vypsány v tabulce 5.

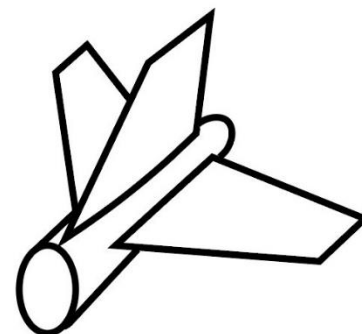
Tabulka 5 – Parametry křidélek

Délka křidéla	$l_{kř}$	1,1 m
Hloubka křidéla	$b_{kř}$	0,35 m
Maximální vychýlení křidéla nahoru	$-\delta_{kř}$	22°
Maximální vychýlení křidéla dolů	$+\delta_{kř}$	17°
Vzdálenost počátku křidéla od osy křídla	$y_{kř}$	3,72 m

## 2.4 Ocasní plochy

Ocasní plochy letounu zajišťují podélnou a směrovou říditelnost a zabezpečují potřebnou stabilitu při daném režimu letu. Aby byla říditelnost a stabilita zachována v průběhu letu, je nezbytné vyvažovat momenty vyvolané jinými částmi letounu. K tomu slouží kormidla, výškové na vodorovné ocasní ploše a směrové na svislé ocasní ploše. Výškovým kormidlem je regulováno klopení kolem osy  $y$ , směrovým kormidlem je ovlivňováno zatáčení kolem osy  $z$ . [17], [19], [23], [27]

Existuje velké množství uspořádání ocasních ploch. U ultralehkých letounů se nejčastěji používá konvenční uspořádání nebo uspořádání do T. U navrhovaného letounu je uspořádání ocasních ploch voleno primárně s ohledem na požadavek snadné výroby a nízkých výrobních nákladů, proto je použito uspořádání konvenční zobrazené na obrázku 4. Velkou výhodou tohoto řešení je i nízké postavení vodorovného kormidla, protože při předletové prohlídce má osoba s pohybovým omezením sedící na invalidním vozíku kormidlo v ideální výšce a může provést jeho kontrolu velice pohodlně. Profily na kormidlech jsou použity symetrické NACA 0012.



Obr. 4 – Schéma konvenčního uspořádání ocasních ploch

### 2.4.1 Vodorovná ocasní plocha

Vodorovná ocasní plocha je lichoběžníkového půdorysu. Její rozměry vycházejí z výpočtu mohutnosti vodorovné ocasní plochy, která se dle skript [19] pohybuje v rozmezí  $0,5 \div 0,8$ . V tomto případě je zvolena střední hodnota, tedy  $A_{VOP} = 0,65$ . Vzdálenost vodorovných ocasních ploch od těžiště letounu  $L_{VOP}$  se pohybuje v rozmezí  $(2,6 \div 3,2) c_{SAT}$ , což v případě navrhovaného letounu odpovídá  $3,04 \div 3,74 m$ . Vzhledem k požadovanému prostoru na převoz invalidních vozíků za sedadly je počítáno s maximální hodnotou  $3,74 m$ .

$$A_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot L_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}} \quad (2.7)$$

$$S_{VOP} = \frac{A_{VOP} \cdot S \cdot c_{SAT}}{L_{VOP}}$$

$$S_{VOP} = \frac{0,65 \cdot 11,6 m^2 \cdot 1,17 m}{3,74 m} = 2,36 m^2$$

kde:  $A_{VOP}$  mohutnost vodorovné ocasní plochy [-]

$S_{VOP}$  plocha vodorovné ocasní plochy [ $m^2$ ]

$S$  plocha křídla [ $m^2$ ]

$L_{VOP}$  vzdálenost působíště vztlaku na vodorovné ocasní ploše od těžiště letounu [ $m$ ]

$c_{SAT}$  střední aerodynamická třetiva křídla [ $m$ ]

Dle literatury [17] se štíhlost vodorovných ocasních ploch obvykle pohybuje okolo 4, proto tato hodnota vstupuje do výpočtu rozpětí vodorovné ocasní plochy.

$$\lambda_{VOP} = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}} \quad (2.8)$$

$$l_{VOP} = \sqrt{\lambda_{VOP} \cdot S_{VOP}}$$

$$l_{VOP} = \sqrt{4 \cdot 2,36 m^2} = 3,07 m$$

kde:  $\lambda_{VOP}$  štíhlost vodorovné ocasní plochy [-]

$l_{VOP}$  rozpětí vodorovné ocasní plochy [ $m$ ]

Zúžení lichoběžníkových vodorovných ocasních ploch  $\eta_{VOP}$  se pohybuje v rozmezí  $1,5 \div 2,5$  podle literatury [17]. Při výpočtu hloubky kořenového profilu bude do upraveného vzorce pro štíhlost lichoběžníkového křídla dosazena střední hodnota intervalu, tedy 2.

$$\lambda_{VOP} = \frac{2\eta_{VOP}}{\eta_{VOP} + 1} \cdot \frac{l_{VOP}}{b_{0VOP}} \quad (2.9)$$

$$b_{0VOP} = \frac{2\eta_{VOP}}{\eta_{VOP} + 1} \cdot \frac{l_{VOP}}{\lambda_{VOP}}$$

$$b_{0VOP} = \frac{2 \cdot 2}{2 + 1} \cdot \frac{3,07 \text{ m}}{4} = 1,02 \text{ m}$$

kde:  $\eta_{VOP}$  zúžení vodorovné ocasní plochy [-]

$b_{0VOP}$  hloubka kořenového profilu vodorovné ocasní plochy [m]

Potom hloubka koncového profilu  $b_{kVOP}$  odpovídá:

$$\eta_{VOP} = \frac{b_{0VOP}}{b_{kVOP}} \quad (2.10)$$

$$b_{kVOP} = \frac{b_{0VOP}}{\eta_{VOP}}$$

$$b_{kVOP} = \frac{1,02 \text{ m}}{2} = 0,51 \text{ m}$$

Výškové kormidlo dle literatury [17] tvoří  $30 \div 45$  % vodorovné ocasní plochy, což při volbě 38 % odpovídá ploše  $0,9 \text{ m}^2$ . Kormidlo bude vybaveno elektrickou vyvažovací ploškou, která bude, stejně jako u křidélek, pomáhat vyvažovat ustálený režim letu. Souhrn vypočítaných parametrů vodorovné ocasní plochy je uveden v tabulce 6.

Tabulka 6 – Parametry vodorovné ocasní plochy

Plocha	$S_{VOP}$	$2,36 \text{ m}^2$
Plocha výškového kormidla	$S_{VK}$	$0,9 \text{ m}^2$
Rozpětí	$l_{VOP}$	$3,07 \text{ m}$
Hloubka kořenového profilu	$b_{0VOP}$	$1,02 \text{ m}$
Hloubka koncového profilu	$b_{kVOP}$	$0,51 \text{ m}$
Štíhlost	$\lambda_{VOP}$	4
Zúžení	$\eta_{VOP}$	2



### 2.4.2 Svislá ocasní plocha

Svislá ocasní plocha musí být dimenzována tak, aby zajišťovala dostatečnou stranovou stabilitu a říditelnost. Empiricky bylo zjištěno, že se poměr plochy svislé ocasní plochy  $S_{SOP}$  a plochy křídla  $S$  pohybuje v rozmezí od 0,08 do 0,17. V prvotním návrhu je k výpočtu parametrů lichoběžníkové svislé ocasní plochy volena hodnota 0,1.

$$\frac{S_{SOP}}{S} = 0,1 \quad (2.11)$$

$$S_{SOP} = 0,1 \cdot S$$

$$S_{SOP} = 0,125 \cdot 11,6 \text{ m}^2 = 1,16 \text{ m}^2$$

Svislou ocasní plochu tvoří podle literatury [17] z 30 ÷ 50 % samotné směrové kormidlo. Při volbě střední hodnoty intervalu, 40 %, odpovídá plocha směrového kormidla  $0,58 \text{ m}^2$ .

Tabulka 7 – Parametry svislé ocasní plochy

Plocha SOP	$S_{SOP}$	$1,45 \text{ m}^2$
Plocha směrového kormidla	$S_{SK}$	$0,58 \text{ m}^2$

## 2.5 Pohon

Ve statistickém souboru v příloze 1 nelze přehlédnout, že absolutní většina zástupců je vybavena některou z modifikací motoru Rotax 912. I přes vysokou pořizovací cenu a nízký výkon s vysokou spotřebou paliva jim nelze upřít poměrně zásadní pozitiva, jimiž jsou nízká hmotnost, dlouhá životnost a velmi dobrá servisní dostupnost. Právě kvůli tomuto uživatelskému pohodlí je Rotax 912 zvolen i u navrhovaného letounu. V tabulce 8 jsou vypsány parametry modelů 912 UL a 912 ULS. [28]

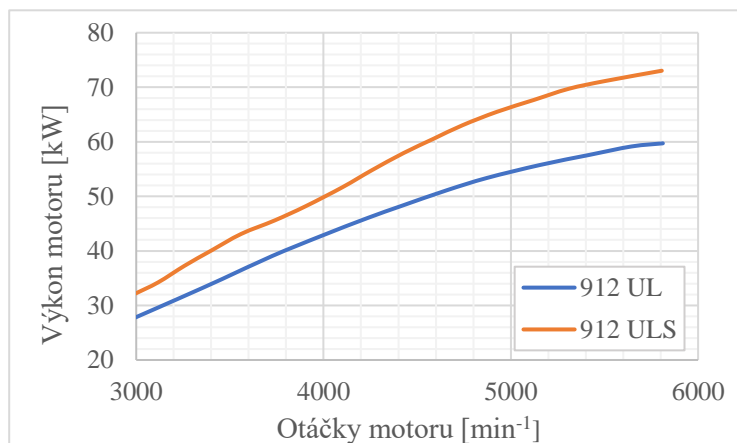
Tabulka 8 – Porovnání parametrů motorů Rotax [28]

	Rotax 912 UL	Rotax 912 ULS
Výkon při 5500 ot./min	58 kW	69 kW
Výkon při 5800 ot./min	59,6 kW	73,5 kW
Kroutící moment	103 Nm při 4800 ot./min	128 Nm při 5100 ot./min
Maximální otáčky	$5800 \text{ min}^{-1}$	$5800 \text{ min}^{-1}$
Vrtání	79,5 mm	84 mm
Zdvih	66 mm	61 mm
Zdvihový objem	$1211,2 \text{ cm}^3$	$1352 \text{ cm}^3$
Kompresní poměr	9:1	10,5:1
Hmotnost	55,4 kg	56,6 kg

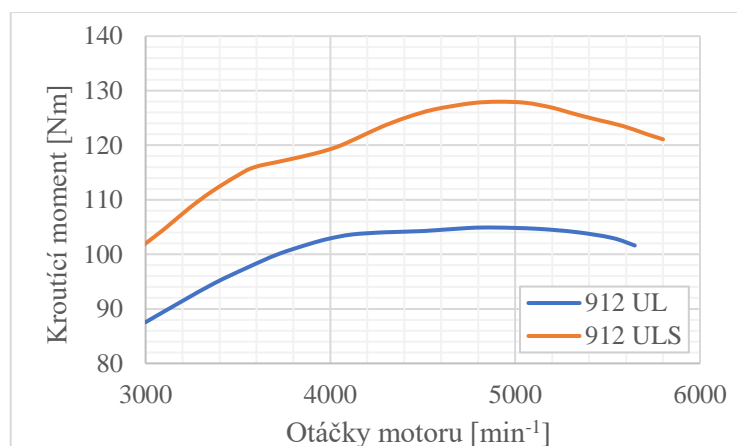
K jednoznačnějšímu porovnání vlastností motorů Rotax 912 UL a 912 ULS jsou uvedena grafická srovnání, která zobrazují průběh změny výkonu motoru (graf 3), kroutícího momentu (graf 4) a spotřeby paliva (graf 5) při zvyšujících se otáčkách motoru. Výkon motorů se při růstu počtu otáček za minutu u obou modelů zvyšuje. Zároveň v celém uvedeném intervalu hodnot otáček model 912 ULS dosahuje vyšších hodnot. Stejně tak i v celém průběhu grafu 4 vykreslujícího závislost kroutícího momentu na otáčkách motoru model 912 ULS převyšuje model 912 UL. Tyto dvě výhody Rotaxu 912 ULS jsou samozřejmě vykoupěny vyšší spotřebou paliva. Navíc rozdíl ve spotřebě paliva modelů se zvyšujícími se otáčkami roste.

Vzhledem k tomu, že by měl navrhovaný letoun běžně přepravovat dvě osoby spolu s jejich invalidními vozíky, je i přes vyšší spotřebu paliva jako pohon letounu zvolen motor s vyšším výkonem, tedy Rotax 912 ULS.

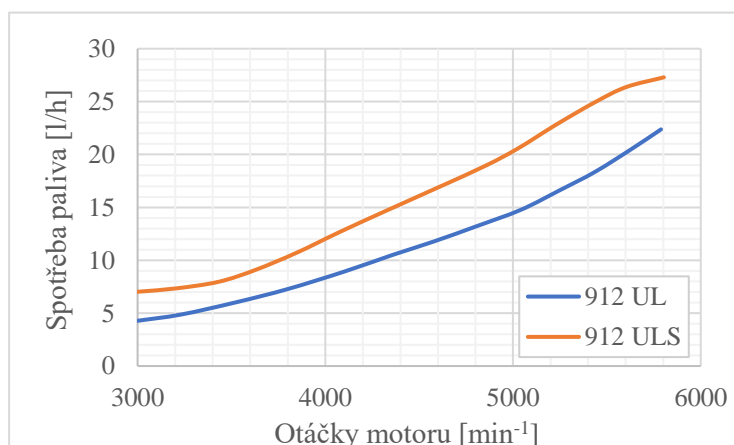
Tento motor má čtyři protilehle rozmístěné válce s čtyřtaktím cyklem. Hlavy válců jsou chlazené kapalinou a samotné válce vzduchem. Je vybaven mazáním se suchou skříní s 3 l nádrží na olej. Má automatické vymezování ventillové vůle, dva karburátory s konstantním tlakem v difuzoru, mechanické membránové palivové čerpadlo, elektronické bezkontaktní dvou-okružové zapalování, elektrický startér a reduktor s redukčním poměrem  $i = 2,43$ . [28]



Graf 3 – Srovnání závislosti výkonů motorů na otáčkách (při vzletu) [28]



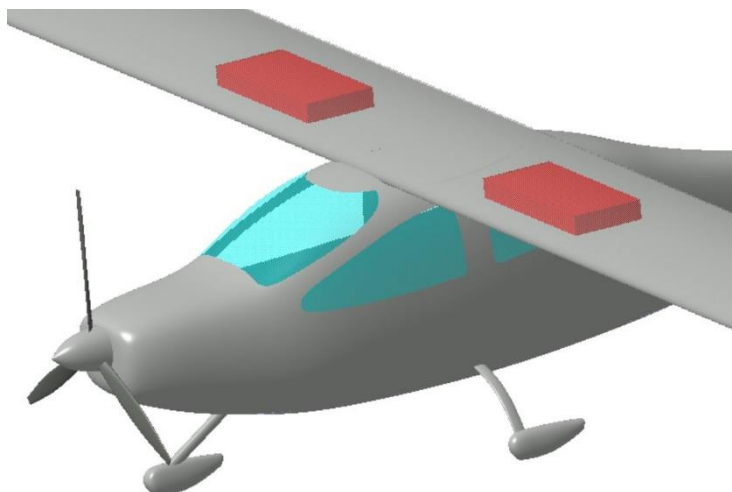
Graf 4 – Srovnání závislosti kroutících momentů motorů na otáčkách (při vzletu) [28]



Graf 5 – Srovnání závislosti spotřeby paliva motorů na otáčkách [28]

## 2.6 Palivová soustava

Nádrže s palivem jsou umístěny v křídle navrhovaného letounu, viz obr. 5. Primárně z důvodu úspory místa v trupu, který je zužitkován na přepravu invalidních vozíků, a přesuvu těžiště v návaznosti na proměnlivou hmotnost paliva. Zároveň se tím sníží namáhání křídla od ohybového momentu vyvolaného aerodynamickými silami při letu. Průměrný objem paliva letounů ze statistického souboru v příloze 1 je 97 litrů, aby byl letoun schopný konkurence, nemůže natankovat výrazně méně paliva oproti ostatním letounům kategorie, proto je v primárním návrhu použita tato průměrná hodnota celkového objemu nádrží.



Obr. 5 – Umístění palivových nádrží

Vzhledem k tomu, že je palivo uloženo výš než pohonná jednotka, může být k motoru dopravováno samospádem, tedy působením gravitace. Problematičtější je transport paliva do nádrží. Kvůli předpokladu snížené pohyblivosti pilota nelze nádrže plnit shora. Z toho důvodu je třeba mít v motorové části uložené elektrické výtlačné čerpadlo na přečerpání benzínu z kanystru do nádrží. Ultralehké letouny jsou často vybaveny dvěma čerpadly, mechanickým a záložním elektrickým. Právě toto záložní elektrické čerpadlo, často od firmy CJ Aviation, popřípadě z automobilového průmyslu převzaté Pierburg, lze při vhodné úpravě palivové soustavy použít i k naplnění nádrží. Tento způsob je pomalejší, než kdyby bylo do letounu vestavěno výkonné čerpadlo uzpůsobené pouze na natankování benzínu do nádrží, ale čerpadlo navíc představuje další přidanou hmotnost letounu, a tím i vyšší cenu provozu.

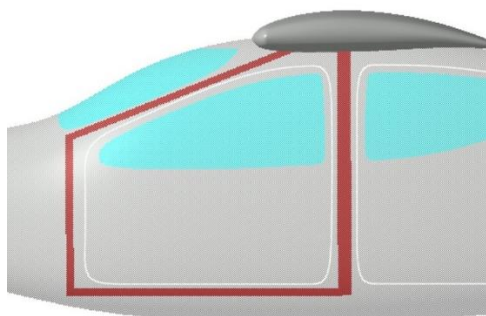
## 2.7 Vybavení kabiny

### 2.7.1 Dveře

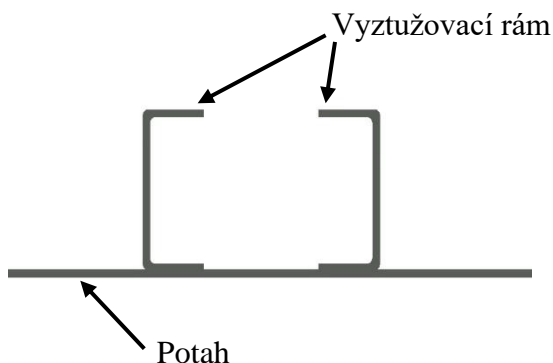
Jak už bylo zmíněno v kapitole 2.1, pro nástup osoby se sníženou pohyblivostí je potřeba dostatečně velký dveřní prostor, aby měla dostatek místa k vyhoupnutí se z vozíku do sedadla a mohla pohodlně manipulovat s nohama. Dveře nesespecializovaných letounů jsou obvykle poměrně malé, například Tecnam P92-J má šířku dveří 76 cm a výšku 77 cm, a při nástupu člověka s omezenou pohyblivostí hrozí mimo jiné třeba i úraz hlavy. Proto jsou v tomto případě navrženy dveře nadstandardně velké, konkrétně 113 cm široké a 99 cm vysoké.

Vzhledem k velikosti otvoru v konstrukci, je nutné okolo dveří umístit vyztužovací rám (obr. 6), který zajistí dostatečnou pevnost. Tento rám je v horní části připojen na hlavní nosník křídla a v přední části k motorovému loži. Typický průřez je zobrazen na obrázku 7, přesné

rozměry nejsou uvedeny, protože se budou měnit v závislosti na velikosti vypočítaného zatížení dané části.



Obr. 6 – Vyztužovací rám dveří



Obr. 7 – Typický průřez vyztužovacího rámu

Oproti běžnému vybavení dveří ultralehkých letounů je zde nutné navíc umístit tzv. omezovač, který dveře zajistí v požadované poloze, aby byly dostatečně otevřené (je potřeba více než  $90^\circ$ ) a nedocházelo k jejich samovolnému zavírání při nastupování.

## 2.7.2 Sedadla a pásy

Osobám se sníženou pohyblivostí, definovanou v kapitole 1.3, činí problém stabilizace trupu. To znamená, že pokud před sebe natáhnou ruku, jejich trup padá v jejím směru nebo se jejich tělo – například při zatačení letadla – nekontrolovatelně pohybuje ve směru setrvačných sil. Aby byla zajištěna bezpečná pilotáž letounu a přeprava osob, je nutné jejich těla nějakým způsobem ukotvit a zamezit jejich nežádoucímu pohybu. Posuvu do stran může být částečně zamezeno pomocí tvarovaného sedadla s vyztuženými boky, typově podobného sedadlům sportovních verzí automobilů (viz obr. 8). Na snímku je velmi vhodně vyřešena nejen vertikální část sedadla, ale i horizontální. Jak je vidět, okraje nejsou oproti středu příliš vyvýšené a díky tomu by se osobám s pohybovým omezením pohodlně nasedalo. Samozřejmě kvůli zbytečnému hmotnostnímu zatížení není možné, aby sedadlo v navrhovaném letounu bylo tak robustní a disponovalo příliš velkým množstvím polstrování, nicméně tvarově tento příklad ideálně odpovídá požadavkům. Dalším nechtěným pohybům těl osob v kabině letounu v důsledku sil působících při letu zabraňují bezpečnostní pásy. V tomto případě musí být použity minimálně čtyřbodové pásy, aby bylo jištění zabezpečeno ve všech směrech.



Obr. 8 – Příklad vhodného tvaru sedadla [29]

Požadavkem na sedadlo je i jeho předozadní posuv kvůli zvětšení prostoru při nástupu či výstupu a možnosti nastavení vzdálenosti pilota od řízení. Lze ho zajistit elektricky, což by nepopíratelně zvýšilo pohodlí uživatele. Zároveň tato varianta ale obnáší nezanedbatelné zvýšení hmotnosti sedadla, proto bylo vybráno manuální řešení, jehož princip je známý z automobilů. Mechanickou pákou je sedadlo odjištěno, čímž je umožněn jeho posuv, dokud není páka vrácena do výchozí polohy. U osob s pohybovým omezením definovaným v kapitole 1.3 nelze

tento pohyb uskutečnit zapřením nohou do podlahy a přitažením, případně odtlačení, těla. Z toho důvodu jsou ve střední části dolního okraje palubní desky umístěna madla, za která se uživatel chytí rukou a po odjištění sedadla se posune do potřebné polohy.

### 2.7.3 Zavazadlový prostor

Prostor pro zavazadla je u tohoto letounu nesmírně důležitý. Vzhledem k předpokladu, že cíloví uživatelé potřebují ke svému pohybu invalidní vozík, je nezbytné zajistit jeho uložení. Ideálním řešením by bylo vytvoření přepravního prostoru pro standardní velmi snadno dostupné vozíky jako na obrázku 9. V tomto přístupu jsou ale dva zásadní problémy. Prvním je maximální vzletová hmotnost letounu 600 kg omezená předpisem UL2, kterou nelze překročit. Klasický mechanický invalidní vozík váží mezi 15 a 23 kg, což převyšuje většinu povolených hmotností zavazadel ultralehkých letounů. Nelze proto předpokládat, že by bylo možné u této předpisové kategorie zajistit dostatečnou hmotnostní kapacitu k přepravě. Druhým problémem je omezený prostor v letounu. I přes to, že vozíky podobné tomu na obr. 9 lze složit, jejich rozměry jsou stále příliš velké. V průměru výška vozíku dosahuje 90 cm, délka 101 cm a šířka po složení 28 cm. Při uvážení převozu dvou vozíků najednou se šířka více než zdvojnásobí, neboť je potřeba započítat i manipulační prostor. Takové místo už u běžného ultralehkého letounu není možné vyhradit.



Obr. 9 – Standardní mechanický vozík [30]

Nabízí se tedy použití cestovních řad aktivních invalidních vozíků. Vhodnou variantou k uložení po dobu letu v ultralehkém letounu je například Pro Activ Traveler (obr. 10 a obr. 11), který lze složit do mnohem skromnějších rozměrů (35 cm × 58 cm × 17 cm), zároveň existují vozíky, které jsou po složení ještě menší než Pro Activ Traveler, proto je zavazadlový prostor dimenzován pro tento model vozíků. Navržené rozměry zavazadlového prostoru tedy jsou: výška 100 cm, šířka 98 cm a hloubka 77 cm. Tudíž se tam dají velice komfortně umístit dva invalidní vozíky Pro Activ Traveler za sebou i v zcela složeném stavu.

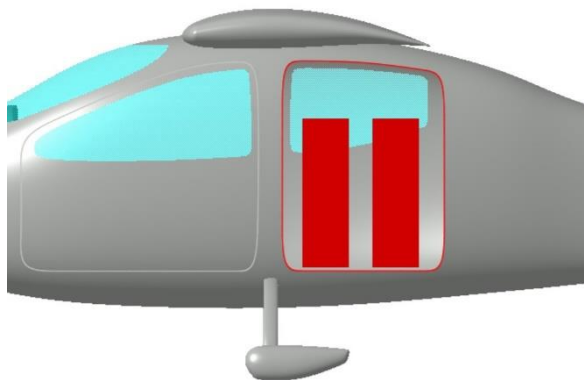


Obr. 10 – Rozložený aktivní invalidní vozík Pro Activ Traveler [31]



Obr. 11 – Složený aktivní invalidní vozík Pro Activ Traveler [32]

Dveře k zavazadlovému prostoru jsou umístěny za dveřmi do kabiny, viz obr. 12, z obou stran letadla, aby si pilot i pasažér mohli každý sám vozík uložit. Na obrázku 12 jsou také zobrazeny červené obdélníky představující prostor, který složené invalidní vozíky s nasazenými koly přibližně zabírají. Protože se invalidní vozík bude poměrně těžko nakládat dozadu za vlastní sedadlo a navíc přes hlavní podvozek a sloupek, je možnost vybavit letoun sklápěcí přisedací deskou zobrazenou na obrázku 13 ve výšce sedadla.



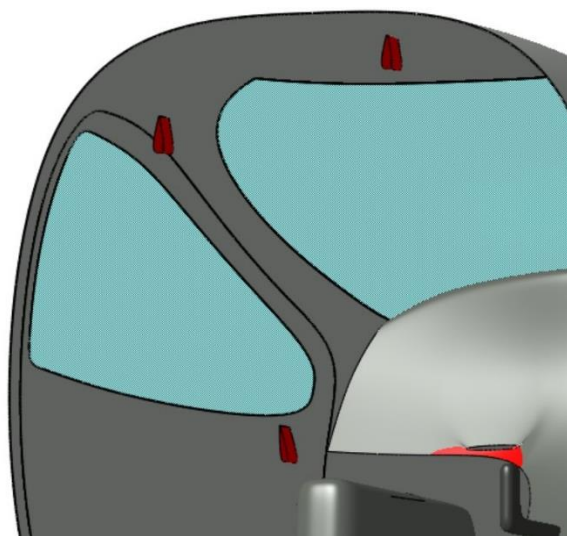
Obr. 12 – Umístění zavazadlových dveří a zobrazení prostoru obsazeného vozíky



Obr. 13 – Přisedací deska [33]

#### 2.7.4 Madla

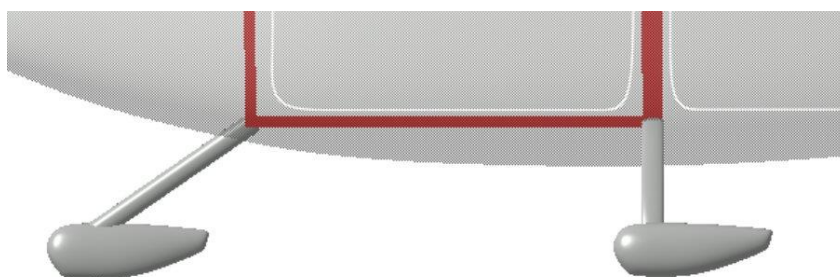
K pohodlnému pohybu v prostoru při nasedání a opouštění letounu jsou po kabině umístěna madla. Nad dveřmi, uprostřed stropu kabiny, u středu dolní části palubní desky, a na dveřích; všechna jsou na obrázku 14 vyznačena červeně. Dveřní madla jako jediná slouží pouze k zavírání dveří (úhel jejich otevření je značný a uživatel by dveře bez madla neměl za co přitáhnout) a nelze se na nich vzpírat, nebo jakkoli zavěšovat, při nástupu, protože panty dveří nebudou dostatečně robustní. Úchyty nad dveřmi a ve stropě kabiny musí být připevněny na velmi dobře dimenzované konstrukci, neboť na rozdíl od dveřních madel musí unést téměř celou váhu dospělého člověka. Tyto úchyty – dveřní, nad dveřmi a uprostřed kabiny – jsou ve formě popruhů, aby se o ně pilot například při poryvu nemohl zranit. Madlo v palubní desce je určeno primárně k přitahování a odtlačování při posuvu sedadla, proto je potřeba, aby bylo na rozdíl od předchozích pevné.



Obr. 14 – Rozmístění madel v kabině letounu

## 2.8 Podvozek

Aby se uživatel letounu dobře nasedalo, je nezbytné splnit další podmínku. Musí být minimální výškový rozdíl mezi sedací částí sedadla v letounu a ruční opěrkou invalidního vozíku, nebo horního okraje kola v případě absence opěrek. Průměr kol invalidních vozíků se pohybuje okolo 60 cm, vzdálenost ručních opěrek od země je přibližně 70 cm, horizontální část sedadla v letounu by tedy měla být přibližně ve výšce 65 cm. Tomu je nezbytné podřídít i přistávací zařízení, jehož výška může být kvůli tomuto požadavku maximálně 55 cm. Podvozek je volen pevný tříkolový, přičemž předové kolo je říditelné. Hlavní podvozek je umístěn pod sloupkem oddělujícím dveře kabiny a zavazadlového prostoru, viz obr. 15, protože s použitím vyztužovacího rámu je toto místo dostatečně pevné a konstrukce nepodlehne zatížením vznikajícím při přistáních.



Obr. 15 – Umístění podvozku

## 2.9 Hmotnostní rozbor [26], [34]

### 2.9.1 Užitečné zatížení

Hmotnostní rozdíl mezi maximální vzletovou hmotností  $m_{TOW}$  a provozní prázdnou hmotností  $m_{OEW}$  se nazývá užitečné zatížení  $m_{USW}$ . Spadá do něj tedy hmotnost pilota, pasažéra, zavazadel a paliva. Lze ho spočítat podle následujícího vzorce:

$$m_{USW} = n_{os} \cdot (m_{os} + m_{zav}) + m_{pal} \quad (2.12)$$

kde:  $n_{os}$  počet osob v letounu [-]

$m_{os}$  průměrná hmotnost osoby [kg]

$m_{zav}$  dovolená hmotnost zavazadla pro jednu osobu [kg]

$m_{pal}$  hmotnost paliva [kg]

Minimální hmotnost člena posádky pro stanovení maximální hmotnosti dle UL2 část I. [26] je 100 kg. Předpokládá se, že pilot i pasažér budou osoby s pohybovým omezením. Hmotnost zavazadel je tedy primárně tvořena hmotností invalidních vozíků. Doporučované vozíky Pro Activ Traveler, pro které je úložný prostor dimenzován, váží od 10,5 kg, přičemž

se hmotnost zvyšuje podle volby rozměrů segmentů invalidního vozíku. K přepravě zavazadel je proto vyhrazeno 15 kg pro každou osobu. Maximální objem paliva letounu je 97 litrů, což přibližně odpovídá hmotnosti 68 kg. Pro výpočet maximální hmotnosti je ale podle předpisu [26] potřeba hmotnost zásoby paliva na hodinu letu při maximálním trvalém výkonu motoru. Ten podle výrobce nastává u Rotaxu 912 ULS při 5500 ot./min. Při těchto otáčkách je spotřeba motoru dle grafu 5 přibližně 25 litrů za hodinu, čemuž odpovídá hmotnost necelých 18 kg, proto je ve výpočtu uvažována tato hodnota. Při reálném používání letounu se bude muset hmotnost paliva odvíjet od hmotnosti osob a nákladu tak, aby maximální hmotnost nebyla překročena. Po dosažení jednotlivých hmotností do vzorce (2.12) je určeno potřebné užitečné zatížení na 248 kg.

## 2.9.2 Celková hmotnost

Přesnou celkovou hmotnost nelze v této fázi návrhu stanovit. Pro zcela objektivní výslednou hmotnost bude potřeba vytvořit mnohem detailnější model navrhovaného letounu a provést mnoho pevnostních, aerodynamických a dalších analýz. Z toho důvodu je proveden pouze prvotní orientační hmotnostní odhad uvedený v tabulce 9. Hmotnost motoru a jeho příslušenství byla získána z webových stránek výrobce [35]. Zatížení od potahu bylo vypočítáno na základě dat poskytnutých CAD softwarem Catia. Hmotnosti žlutě označených částí letounu byly odvozeny na základě statistických intervalů uvedených ve skriptech [23].

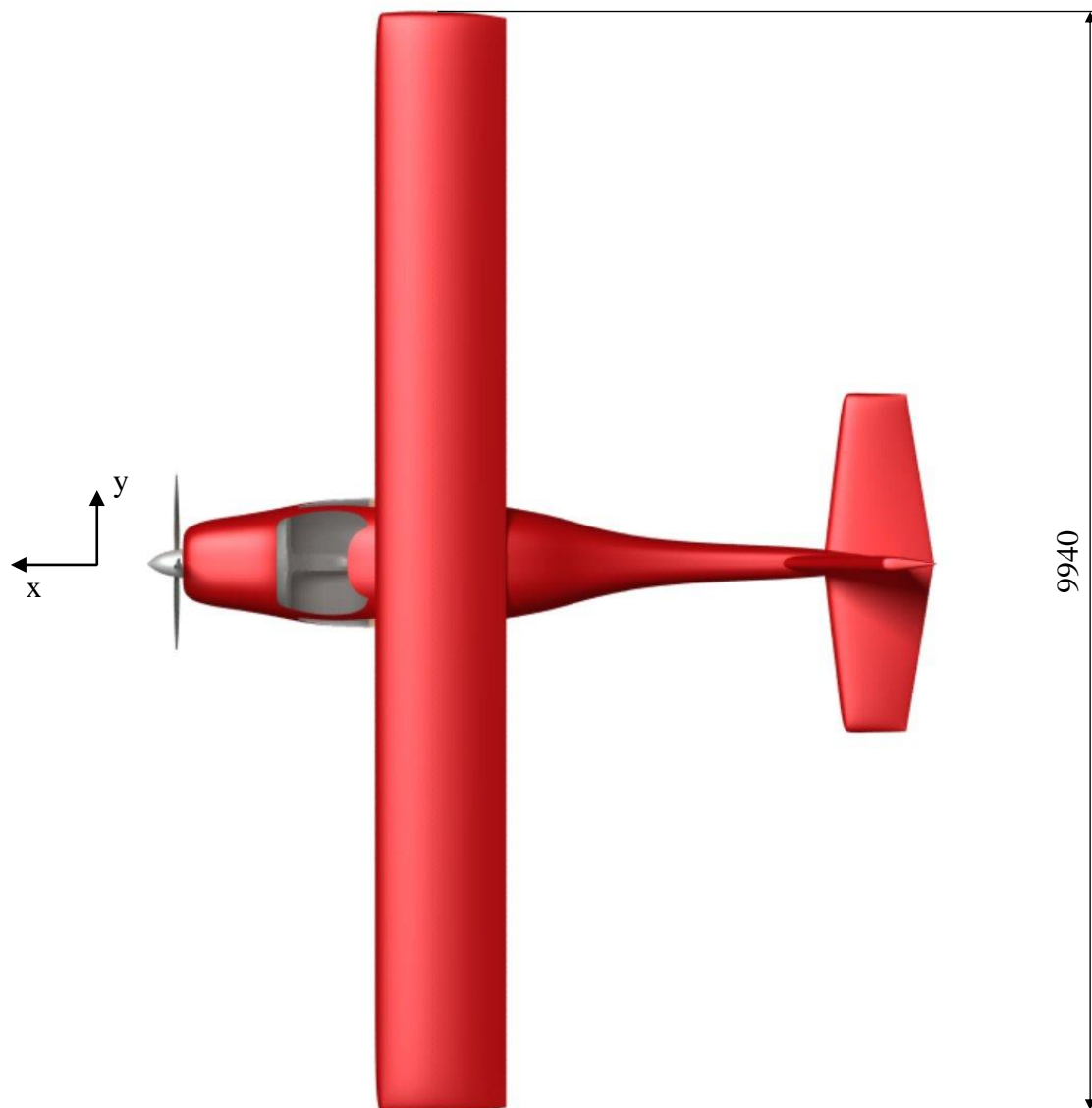
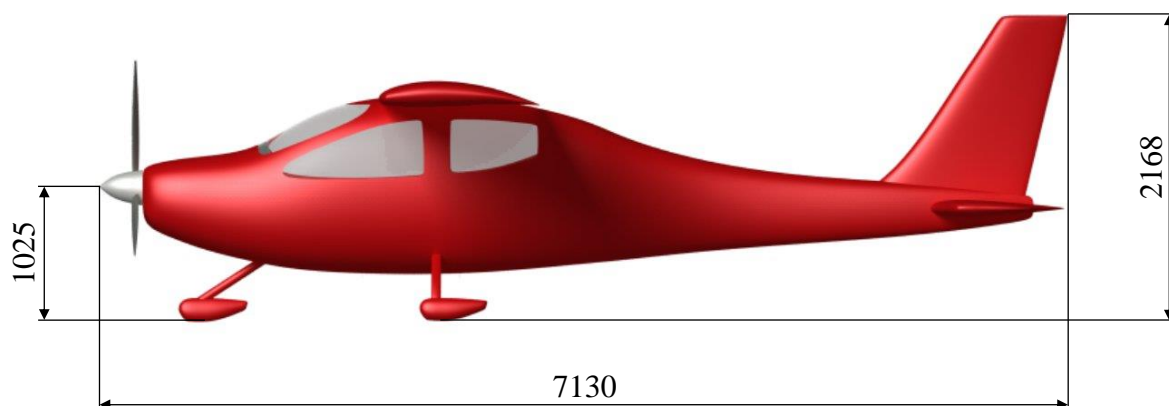
Tabulka 9 – Hmotnostní rozbor

<b>Původ zatížení</b>	<b>Hmotnost [kg]</b>
Užitečné zatížení	248
Motor	57
Příslušenství motoru	19
Potah	91
Konstrukce + výztužné rámy	130
Podvozek	27
Soustavy a vybavení	26
Součet	598

Hmotnostní rozbor ukazuje, že hranice maximální vzletové hmotnosti 600 kg by mohla být velice těsně splněna. V případném dalším vývoji navrhovaného letounu bude záležet na mnoha optimalizacích a analýzách, které zpřesní hmotnostní odhady a lépe ukáží, jestli je hmotnostní hranice kategorie UL pro tento letoun opravdu splnitelná.



## 2.10 Celková dispozice navrhovaného letounu



## 2.11 Hodnocení ergonomie

### 2.11.1 Předletová prohlídka

Předletové prohlídka vyžaduje kontrolu komponent letounu. Aby ji pilot s pohybovým omezením mohl vykonávat samostatně, musí být všechny prvky kontroly, u kterých nestačí pouze vizuální revize, v dosažitelné výšce ze sedu. V tabulce 10 jsou uvedeny vzdálenosti těžišť kontrolovaných prvků umístěných mimo kokpit od země.

*Tabulka 10 – Výškové umístění prvků kontrolovaných při předletové prohlídce*

Kontrolovaná část letounu	Vzdálenost od země [cm]
Motor	86
Odkalení paliva	52
Vrtule	102,5
Podvozek	8
Náběžná hrana křídla	164
Křídélka	160
Klapky	160
Snímače	150
Směrové kormidlo	151
Výškové kormidlo	83

Nejvýše položený prvek, který vyžaduje kontrolu je náběžná hrana křídla, která je od země vzdálena 164 cm. Do této výšky dosáhne ze sedu bez problémů i dospělý člověk menšího vzrůstu. Poměrně složitý na kontrolu bude podvozek, který je situovaný velmi nízko. Pilot si k němu bude muset přijet z boku a úklonem do strany se k němu sehnout. Zbylé kontrolované části letounu jsou umístěny ve velmi vhodné výšce a budou se pilotům s pohybovým omezením z invalidního vozíku velice snadno obsluhovat.

### 2.11.2 Nástup a výstup

Osoba s pohybovým omezením pohybující se na invalidním vozíku potřebuje dostatečný prostor k přístupu k letounu. V tomto případě je přístup k letounu nejlepší možný. Dveře mají nadstandardní úhel otevírání, omezovač zajišťuje jejich stálé otevření a hlavní podvozek je od pantu dveří vzdálen 113 cm. Zcela ideální případ by nastal, kdyby hlavní podvozek mohl být umístěn až za dveřmi zavazadlového prostoru. Z konstrukčního a pevnostního hlediska je to ale poměrně obtížně realizovatelné. Konstrukce musí odolat setrvačným silám křídla vznikajícím při přistání, proto je obvykle pod předním nosníkem silná přepážka. Pokud by byl hlavní podvozek posunut za tuto přepážku, dala by se dolní část letounu přirovnat k modelu nosníku na dvou podporách, kdy je působící síla umístěna mezi podporami (podporami jsou v tomto případě příďové kolo a hlavní podvozek). Aby konstrukce vydržela takové zatěžování, musela by být

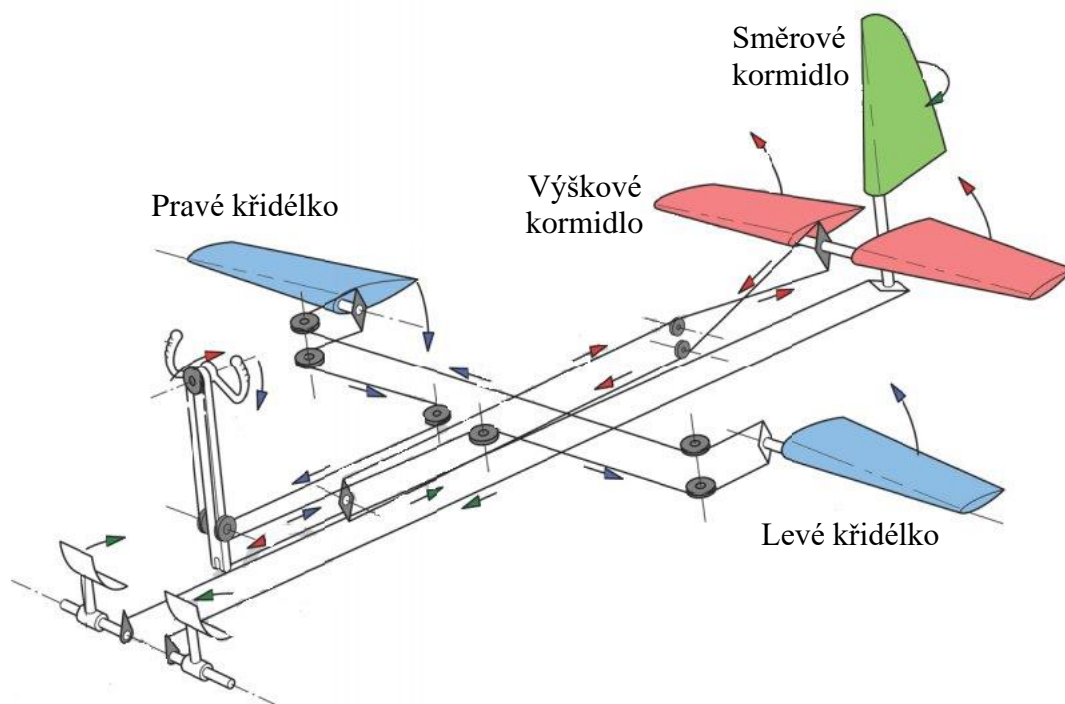
velmi robustní, což opět vede ke zvýšení hmotnosti, proto nelze hlavní podvozek umístit až za zavazadlový prostor.

Přesedání z vozíku do letounu, nebo naopak, je velice usnadněné. Manipulační prostor je opravdu velký, nejen kvůli velkému dveřnímu prostoru, ale i možnosti odsunutí sedadla. Uživatelé letounu se mohou zavěsit za madlo nad dveřmi a přenést na přesedací desku nebo rovnou na sedadlo. Přičemž výškový rozdíl mezi invalidním vozíkem a sedadlem je minimální, takže k nasednutí není vyžadováno velké úsilí.

Ukládání vozíku do zavazadlového prostoru není kvůli umístění hlavního podvozku zcela uživatelsky přívětivé. Vozík je potřeba zvednout nad úroveň nohy podvozku a následně přenést. Na druhou stranu místa na uložení invalidních vozíků je opravdu hodně, takže není potřeba vozíky do zavazadlového prostoru speciálně rovnat, což nakládání ulehčuje.

### 3 ŘÍZENÍ LETOUNU

Řízení letounu zajišťuje vedený pohyb letounu. Tento systém jednotlivých zařízení tedy umožňuje ovládání letounu při letu nebo pohybu na zemi. Ovládáním orgánů tzv. hlavního řízení (obr. 16) je umožněno kontrolovat pohyb za letu vychylováním pohyblivých řídicích ploch – křidélek a výškového a směrového kormidla. Letoun má během letu šest stupňů volnosti, tři rotační a tři translační. Orgány řízení ovlivňují rotační pohyby, translace jsou řízeny zprostředkovaně. Tzv. vedlejší řízení zajišťuje ovládání klapek, spojlerů, podvozků a podobně. Ovládání motoru spadá primárně pod pohonnou soustavu, ale pro potřeby pilota s pohybovým omezením je potřeba způsob regulace motoru upravit, proto bude v této práci do řízení zahrnuto. [19], [36], [37]



Obr. 16 – Schéma hlavního řízení letounu [38]

#### 3.1 Požadavky na řízení s ohledem na pohybové omezení pilota

Při letu pilot musí obsáhnout ovládání výškového a směrového kormidla, křidélek a přípustí motoru; dále pak i vysílačky a vyvažování letounu v průběhu letu, nebo-li trimu. Během pohybu na zemi je zapotřebí kontrola směru pohybu podvozků a jeho brzdění. Všechny tyto prvky by měl pilot zvládnout ovládat bez přehmatávání rukou, aby byla zajištěna dostatečná bezpečnost. Navíc je potřeba, aby měl pilot s pohybovým omezením dostatečně přitažené pásy, protože pokud by byly povolené například z důvodu vyššího komfortu při letu, mohlo by dojít k nechtěnému několikacentimetrovému pohybu těla vpřed, než bude bezpečnostními pásy zachycen, a v důsledku toho i k neúmyslnému posuvu řídicích pák.

### 3.2 Rešerše úprav řízení

Úpravy řízení dopravních prostředků pro osoby s pohybovým omezením definovaným v kapitole 1.3 vyžaduje především převod nožního řízení na ruční. Nejčastěji se takto upravují automobily, protože pomáhají zabezpečit každodenní potřeby, z toho důvodu se na trhu vyskytují i komerční řešení. I ta jsou ale v drtivé většině případů upravena s ohledem na parametry daného typu vozidla. Jednou z výjimek je přenosné ruční řízení z obrázku 17. Velkou výhodou této úpravy řízení je univerzálnost použití. Konstrukce se upíná na pedály pomocí šroubem stavitelných svorek, dále je zavěšena prostřednictvím rozepínatelného popruhu přes volant, tudíž ji lze velmi snadno namontovat i demontovat u jakéhokoliv vozu s automatickou převodovkou. Na druhou stranu ale toto uchycení nezajišťuje dostatečnou stabilitu a pevnost, takže se konstrukce může při jízdě mírně pohybovat, což snižuje spolehlivost a bezpečí při užívání, protože se úchyt může nacházet v pro řidiče neočekávaném místě.

Další uvedené konstrukce k ovládní plynového a brzdového pedálu automobilu už jsou vyráběny na míru pro daný typ vozidla. Lze ale rozlišit dva typy konstrukcí, pákovou a s kroužkem na volantu. Příklad pákové konstrukce je zobrazen na obrázku 18, kde jsou zároveň naznačeny potřebné pohyby rukojetí k vykonání požadované funkce. Regulace plynového pedálu probíhá rotací páky okolo osy. Pootočením páky směrem k volantu dojde ke stlačení plynové nožní páky a zrychlení vozidla. Brzdový pedál je stlačován pohybem páky dopředu, posunem vzad dojde k uvolnění brzdy. Tuhost ovládní nebo vzdálenost rukojeti od volantu lze upravit potřebám řidiče. [39], [40]

Konstrukce s kroužkem na volantu je zobrazena na obrázku 19, na kterém jsou opět naznačeny pohyby jednotlivých komponent řízení. Kroužek k ovládní plynu se nachází buď před, nebo za volantem, přičemž nikdy nesmí zasahovat do prostoru pro airbag. Existuje více možností ovládní. Plyn se nejčastěji přidává přitážením směrem k volantu. Pokud je v autě elektronické ovládní plynu, které vývojářům nabízí mnoho možností, může být například použit systém ovládní plynu pohybem okolo osy otáčení volantu. Brzdění je zajištěno separátní brzdovou pákou pod volantem a ovládá se tlakem od sebe. Při brzdění větší silou dojde u kroužků umístěných z přední strany volantu



Obr. 17 – Přenosné ruční řízení [41]



Obr. 18 – Ovládní plynu a brzdy pomocí páky [42]



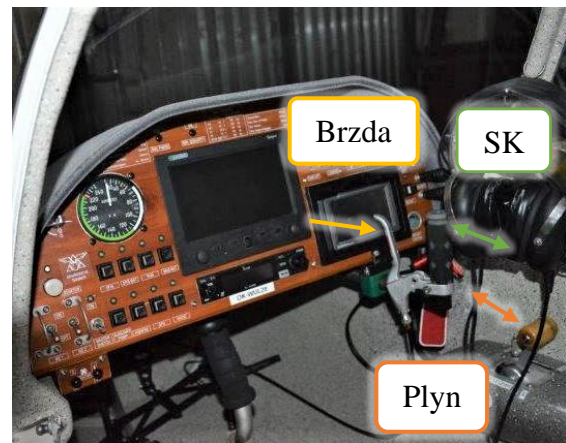
Obr. 19 – Ovládní plynu kroužkem a brzdy pákou [43]

a kroužků s elektronickým ovládáním plynu k odpojení regulace plynu a obrátky motoru klesnou na volnoběh.

Obecně se výrobci snaží u navrhování ručního řízení automobilů umístit ovládání plynu tak, aby nebylo možné plyn aktivovat pohybem dopředu, popřípadě do něj ze stejného důvodu instalují blokovací zařízení. Předchází tak aktivaci plynu při prudkém brzdění nebo nárazu vozidla v důsledku působení setrvačných sil na tělo řidiče, jeho pohybu ve směru jízdy, a tím zvýšenému tlaku na prvky řízení nebo případnému podvědomému zapření se rukama o prvky řízení ve snaze zabránit vlastnímu tělu pohybu vpřed.

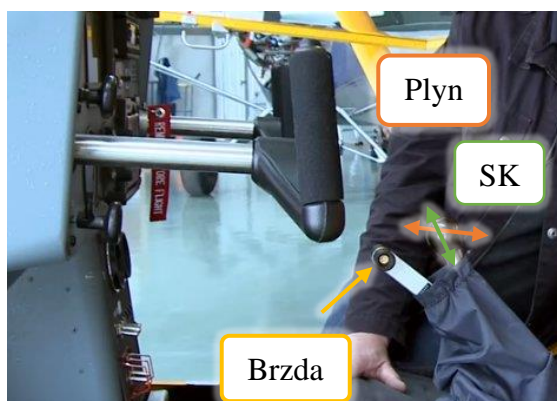
Úpravy řízení letounů nejsou tak časté jako u automobilů. Pravděpodobně v tom hraje svou roli i malá informovanost veřejnosti o možnostech létání osob s pohybovými omezeními. I přes to už na světě i v České republice nějaké úpravy řízení letounů existují. Vždy jsou navrhovány a vyráběny přímo na míru danému letounu a často i požadavkům pilota. Při úpravách je primárně potřeba vyřešit převod nožních pedálů ovládajících výchylku směrového kormidla na ruční řízení. Vybraná řešení jsou popsána níže.

Sparrow ML výrobce Wolfsberg Aircraft má zachovanou klasickou funkci řídicí páky. Odpovídají jí pohyby vpřed a vzad, při nichž dochází ke klopení letounu, a do stran, což způsobuje klonění letounu. Řízení směrového kormidla je mechanickým systémem přeneseno z pedálů na páku ovládanou pravou rukou, přičemž výchylky kormidla jsou způsobeny posuvem páky dopředu a dozadu, jak je vyznačeno na obr. 20. Stejnou pákou lze ovládat i podvozek. Zároveň je na ní umístěna i podvozková ruční brzda. Regulaci plynu, situovanou v kabině úplně vpravo, pilot může ovládat krajními prsty pravé ruky současně s řízením směrového kormidla.



Obr. 20 – Ruční řízení letounu Sparrow ML [44]

Modifikované ruční řízení letounu Aero Pratt A-22 Foxbat (obr. 22) má stejně jako předchozí letoun zachované standardní ovládání křidélek a výškového kormidla, tentokrát ale ve formě volantu. Páka plynu má pomocí malé propojovací páčky, zobrazené na obrázku 21, zdvojenou funkci a slouží i k ovládání směrového kormidla. Toto řešení umožňuje letadlo řídit nejen ručním řízením, ale po odpojení páčky i standardně pomocí pedálů. Před plynovou pákou je ještě umístěna brzda podvozku, která se aktivuje přitážením směrem k páce plynu.

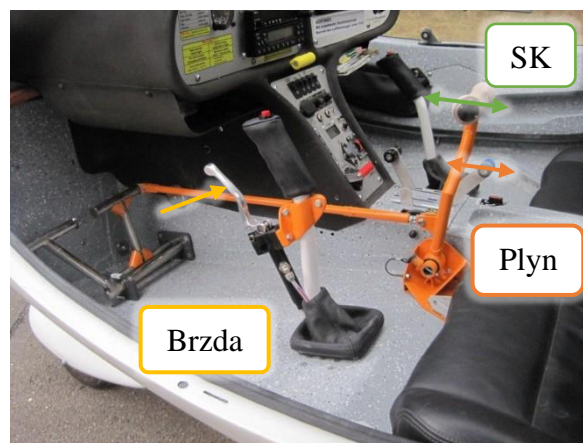


Obr. 22 – Ruční řízení pro letoun Aero Pratt A22 Foxbat [45]



Obr. 21 – Propojovací páčka k rozšíření funkce plynové páky [45]

Úprava letounu Flight Design CT také neobnášela úpravy funkcí řídicí páky, pouze na ni byla přidána brzda podvozku. V tomto případě byl, jak je vidět na obrázku 23, pomocí táhla s přidanou ruční pákou propojen nožní pedál, určený k otáčení směrového kormidla a podvozku. Při pohybu touto pákou dochází přímo k vychylování nožního pedálu stejně, jako by tomu bylo při pilotáži standardním způsobem. Regulace plynu zůstala na středovém panelu. Oproti páce k řízení směrového kormidla a podvozku je však postavena poměrně nízko, proto pilot bude muset při ovládání připusti motoru pustit páku směrového kormidla, což snižuje bezpečnost letu.



Obr. 23 – Upravené řízení letounu Flight Design CT [46]

Letoun Tecnam P2002JF neprošel úpravou, protože toto ruční řízení nabízejí přímo výrobci. Řídicí páka má ponechané obvyklé vlastnosti. Druhá páka umístěná ve středu palubní desky, která umožňuje rozšíření způsobů řízení, ovládá plyn, směrové kormidlo s podvozkem a brzdu podvozku. Rotací páky okolo osy je regulována přípuť motoru, posuvem vpřed a vzad výchylka směrového kormidla a podvozku, brzda je aktivována přitahováním páčky. Popsané pohyby jsou vyznačeny v obrázku 24. Značnou nevýhodou tohoto řízení je jeho integrace právě do modelu letounu P2002JF, protože má dolnokřídlé uspořádání a osobám s pohybovým omezením, pro které je toto řízení určené, se do něj bude velice obtížně nastupovat.



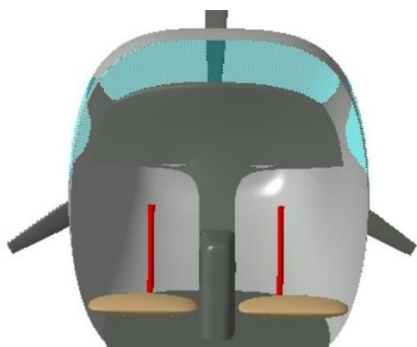
Obr. 24 – Ruční řízení Tecnamu P2002JF [47]

Pokud by byly uvedené úpravy letounů zobecněny, lze konstatovat, že na rozdíl od automobilů jsou veškeré čistě mechanické, proto se u aut nelze příliš inspirovat. Ovládání křidélek a výškového kormidla zůstávají beze změny. Největší přestavby probíhají kvůli směrovému kormidlu, které je standardně řízeno nohama. Obvykle jsou nožní pedály propojeny s přidanou ruční pákou, jejíž pohyb dopředu-dozadu vychyluje pedál z rovnovážné pozice a způsobuje pohyb kormidla do stran, a tak je letadlo možné řídit oběma způsoby. Při ponechávání pedálů ale může vzniknout problém z důvodu neovladatelnosti dolních končetin, které mohou neúmyslně zabránit pedálům v pohybu, proto si někteří piloti s pohybovým omezením musejí nohy připevnit tak, aby zabránili jejich pohybu k orgánům řízení. Dále se pak nejideálnější a nejbezpečnější variantou jeví vestavěná páka k regulaci směrového kormidla, již je ovládán i plyn, protože pilot tak může pevně držet ji i řídicí páku po celou dobu letu, pokud nepotřebuje nastupovat prvky na palubní desce.

### 3.3 Varianty řízení pro navrhovaný letoun a porovnání

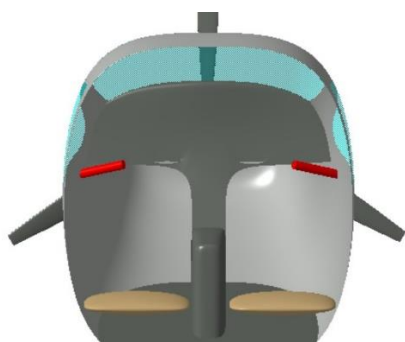
Řízení letounu modifikované pro osobu s pohybovým omezením lze vyřešit více způsoby. Nejprve bude z uvedených variant vybrána forma ovládání křidélek a výškového kormidla:

#### a) Řídicí páka umístěná v podlaze



Při nastupování a vystupování by pilot musel nohu vzdálenější od dveří letounu složitě přesouvat, buď kolem řídicí páky, nebo v horším případě přes ni, což je poměrně energeticky náročné a hlavně vysoce nekomfortní, proto by orgány řízení měly vycházet z výš situovaných míst v kabině a ne z podlahy.

#### b) Sidestick



Sidestick sice splňuje požadavek s umístěním na výše umístěná místa, ale nelze opomenout, že kvůli svému umístění na bocích kabiny způsobí zmenšení dveřního prostoru.

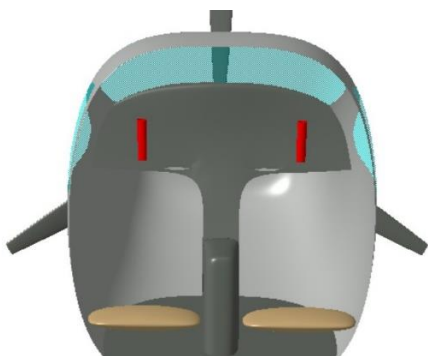
#### c) Volant



Pro nástup a výstup pilota je volant velmi vhodně umístěn, nicméně při jeho ovládání jednou rukou je potřeba vynaložit relativně hodně energie. Pilot by musel po celou dobu horizontálního letu držet paži v napětí, protože by druhá ruka nevyvažovala otáčení volantu a neodlehčovala první ruce, což by pro pilota bylo zbytečně zatěžující. Navíc neuchopená polovina volantu bezdůvodně zakrývá palubní desku, kde by mohly být umístěny přístroje.



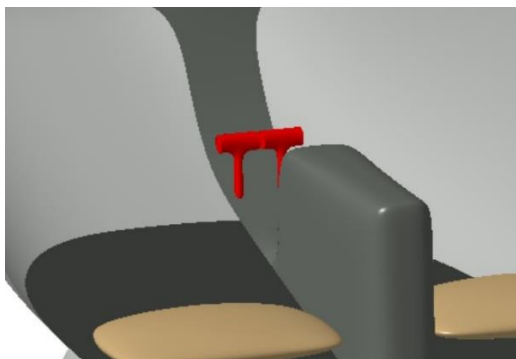
#### d) Řídicí páka umístěná v palubní desce



Řídicí páka umístěná v palubní desce eliminuje nevýhody všech předchozích navrhovaných variant. Je vhodně situována, na palubní desce zabírá pouze nezbytné množství prostoru a při řízení si lze o páku opřít ruku, takže pilot nemusí po dobu celého letu držet paži v tenzi.

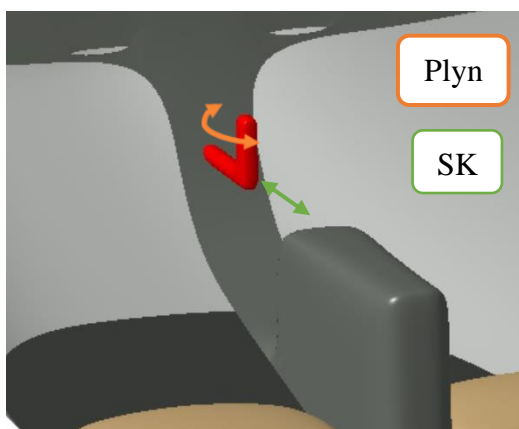
K řízení křidélek a vodorovného kormidla je zvolena jednoduchá páka umístěná v palubní desce, kterou pomocí pohybů kolem její osy budou ovládány křídélka a pohyby dopředu-dozadu vodorovné kormidlo. U řízení směrového kormidla a přípusti plynu není možné použít standardní způsob ovládání, kvůli snížené pohyblivosti dolních končetin, proto bylo vybíráno z následujících řešení:

#### a) Separátní páky na ovládání směrového kormidla a přípusti plynu



I když jsou páky umístěny blízko sebe, nelze je zcela bezpečně ovládat v krajních polohách (jedna vepředu, druhá vzadu).

#### b) Otočná rukojeť k ovládání přípusti plynu na páce směrového kormidla



Toto řešení je mnohem bezpečnější než varianta a). Pilot během letu nemusí přehmatávat z jedné páky na druhou. Nicméně nevýhodou je absence okamžité vizuální informace o velikosti otočení rukojeti a tím i kontroly množství přidávaného plynu. Ovládání přípusti plynu je realizováno na příliš malém otočení, takže malé otočení rukojeti znamená poměrně velké přidání výkonu motoru.

### c) Jedna páka k ovládání směrového kormidla i přípusti plynu

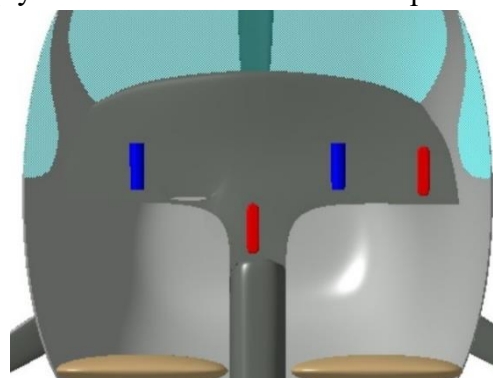


Řešení s jednou pákou pro řízení směrového kormidla a přípusti plynu je dostatečně bezpečné a komfortní. Na první pohled je vidět, v jaké poloze se páka momentálně nachází, tudíž má pilot informaci o aktuálním stavu řízených prvků.

Nejvhodnější variantou pro ovládání směrového kormidla a přípusti plynu se jeví možnost c), tedy jedna páka, která ovládá jeden z řízených prvků při pohybu dopředu-dozadu a druhý rotací doprava-doleva. Předozadní pohyb páky byl určen pro regulaci přípusti plynu, přičemž dopředu se výkon zvyšuje. Protože pokud by pilot neměl při letu zcela dotažené bezpečnostní pásy a došlo by k několikacentimetrovému pohybu jeho těla směrem vpřed a tím i neúmyslnému pohybu orgány řízení, nárůst výkonu je nejbezpečnější alternativou. Pokud by byl tento pohyb přisouzen směrovému kormidlu, hrozilo by, že se letoun dostane do vývrtky, což by mohlo mít fatální následky.

## 3.4 Koncepční návrh soustav řízení

Rozmístění pák na palubní desce je zobrazeno na obrázku 25. Modře je vyznačeno řízení křídlelek a výškového kormidla, červeně řízení přípusti plynu a směrového kormidla. I přes to, že by teoreticky řídicí páka k ovládání přípusti plynu a směrového kormidla mohla být společná pro oba piloty uprostřed palubní desky, je zvoleno její zdvojení a druhý pilot bude mít svou vlastní. S tímto umístěním řídicí páky druhého pilota sice hrozí zmenšení vstupního prostoru, ale vzhledem k tomu, že je řízení letounu otázkou zvyku, je především v případě ovládání směrového kormidla bezpečnější, pokud zůstane stále ve stejném rozestavení, protože bude menší pravděpodobnost, že si pilot v krizových situacích nezamění funkce pák.

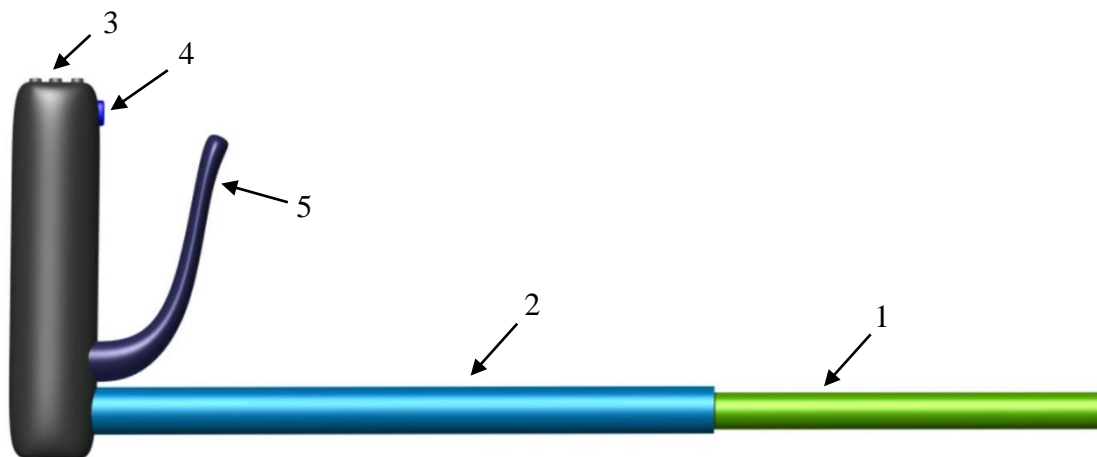


Obr. 25 – Rozmístění řídicích pák na palubní desce

Řídicí páky jsou navíc vybaveny přidavnými funkcemi. Páka pro řízení křídlelek a výškového kormidla má navíc tlačítka k vyvažování v průběhu letu (trim) a pro vysílačku. Páka k ovládání přípusti plynu a směrového kormidla má přidanou aretaci přípusti plynu, ovládání klapek, řízení podvozku a jeho brzdění.

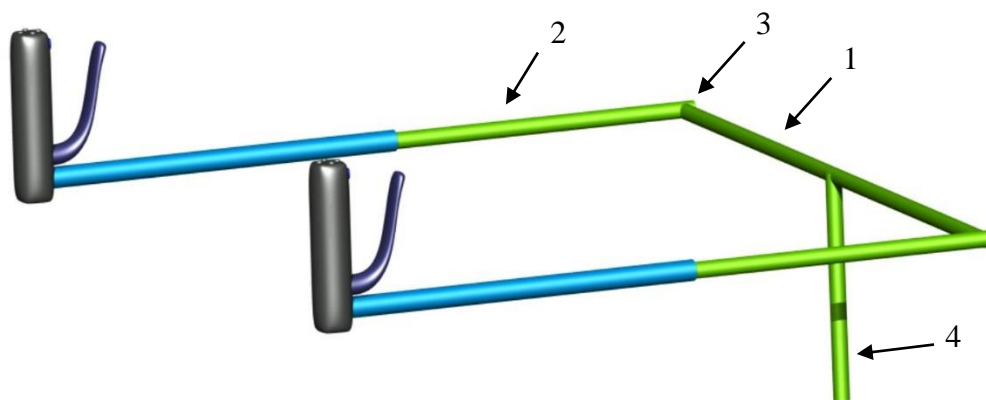
### 3.4.1 Řízení křidélek a výškového kormidla

Řídicí páka má relativně jednoduchou konstrukci. Na rukojeť jsou připojeny dvě sousední trubky, jak je vidět na obrázku 26. Vnitřní trubka (1) zajišťuje pouze přenos posuvného pohybu, čímž je ovládáno výškové kormidlo. Rotace rukojeti, a tím i vnější trubky (2), určuje výchylku křidélek. Dále jsou na horní části páky umístěna tlačítka vyvažování v průběhu letu (3) a vysílačky (4). Na této řídicí páce musí být umístěna i brzda podvozku, protože na řídicí páce k ovládní přípusti plynu a směrového kormidla už je příliš mnoho ovládacích prvků a pilotovi by se na páku špatně vešla ruka.



Obr. 26 – Řídicí páka křidélek a výškového kormidla: 1) ovládní výškového kormidla, 2) ovládní křidélek, 3) tlačítka trimu, 4) tlačítka vysílačky, 5) brzda podvozku

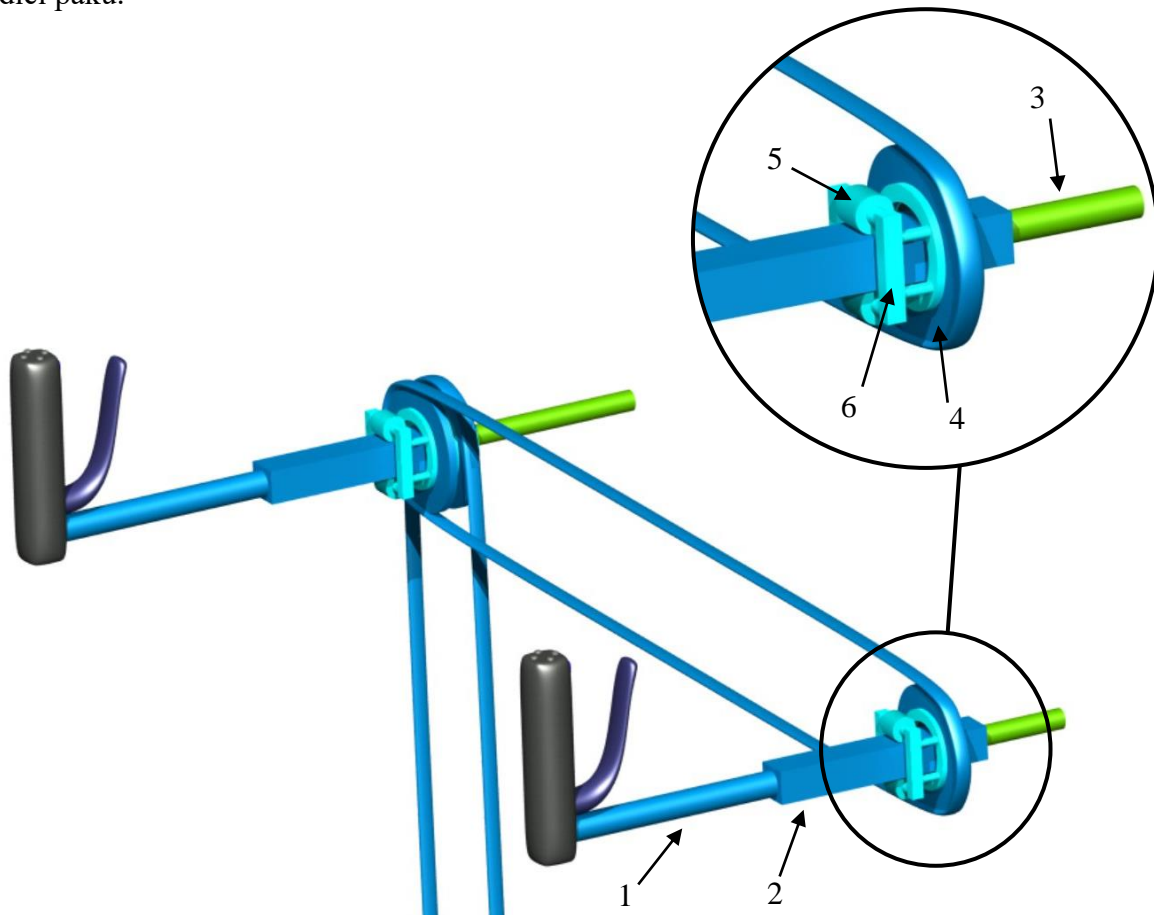
Zdvojení řízení výškového kormidla je provedeno pomocí propojovací trubky (1), viz obr. 27. Posuvný pohyb řídicí páky, určený k ovládní výškového kormidla, je od rukojeti přenášen pomocí tyče (2), na tu je rotační vazbou (3) navázána zmiňovaná propojovací trubka (1) s pevně přidělanou pákou (4), která je následně připojena ke zbylým částem výškového řízení.



Obr. 27 – Schéma soustavy dvojitého řízení výškového kormidla: 1) propojovací trubka, 2) ovládní výškového kormidla, 3) rotační vazba, 4) páka

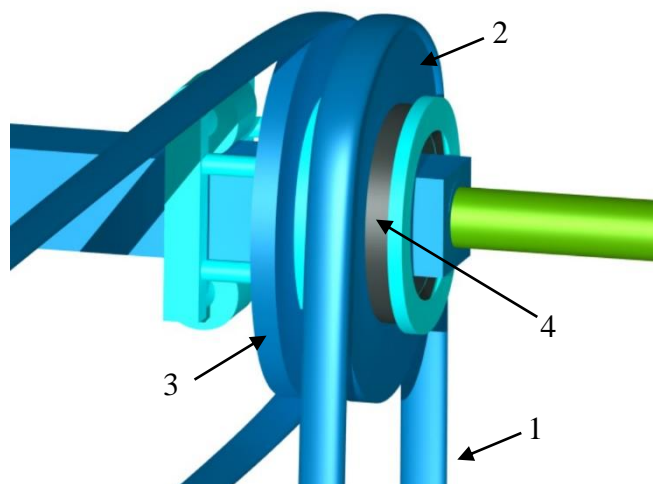
Propojení řízení křidélek hlavního a druhého pilota je zajištěno pomocí mechanismu, jehož schéma je zobrazeno na obrázku 28. Trubka (1) přenášející rotaci rukojeti je vyrobená z hranolu (2) s vnitřním válcovým otvorem, kterým prochází komponenta směrového řízení (3). Tato hranolová část součásti slouží jako pojezd pro posuvný mechanismus, který zajišťuje přenos rotačních pohybů na ozubené kolo (4), ale zároveň umožňuje volný průchod součástí (2) a (3) uložených uvnitř posuvného mechanismu při řízení.

Posuvný mechanismus se součástí (2) dotýká pojezdovými válečky (5) připevněnými pomocí domku (6) k ozubenému kolu (4). Ze zadní strany ozubeného kola je nalisováno kuličkové ložisko, které je pomocí uchycovacího přípravku ukotveno ke konstrukci letounu, čímž je trvale zajištěna poloha ozubeného kola. Rotační pohyb ozubeného kola je přenášen řetězem na druhou řídicí páku.



Obr. 28 – Schéma soustavy s dvojitým řízením křidélek: 1) ovládání křidélek, 2) hranolová část ovládání křidélek, 3) ovládání výškového kormidla, 4) ozubené kolo, 5) pojezdový váleček, 6) domek

Spojení zdvojeného řízení křidélek se zbylou trasou řízení (zobrazeno na obr. 29) je provedeno pomocí řetězového převodu (1) umístěného na řídicí páce hlavního pilota. Ozubené kolo (2), které zajišťuje propojení s trasou řízení, je připojeno na ozubeném kole (3) spolupracujícím na propojení řídicích pák pilotů. Až za těmito dvěma koly je umístěné ložisko (4), přes které je celý mechanismus ukotven ke konstrukci letounu.



Obr. 29 – Schéma propojení ovládní křidélek se zbytkem trasy řízení: 1) řetězový převod, 2) ozubené kolo, 3) ozubené kolo, 4) ložisko

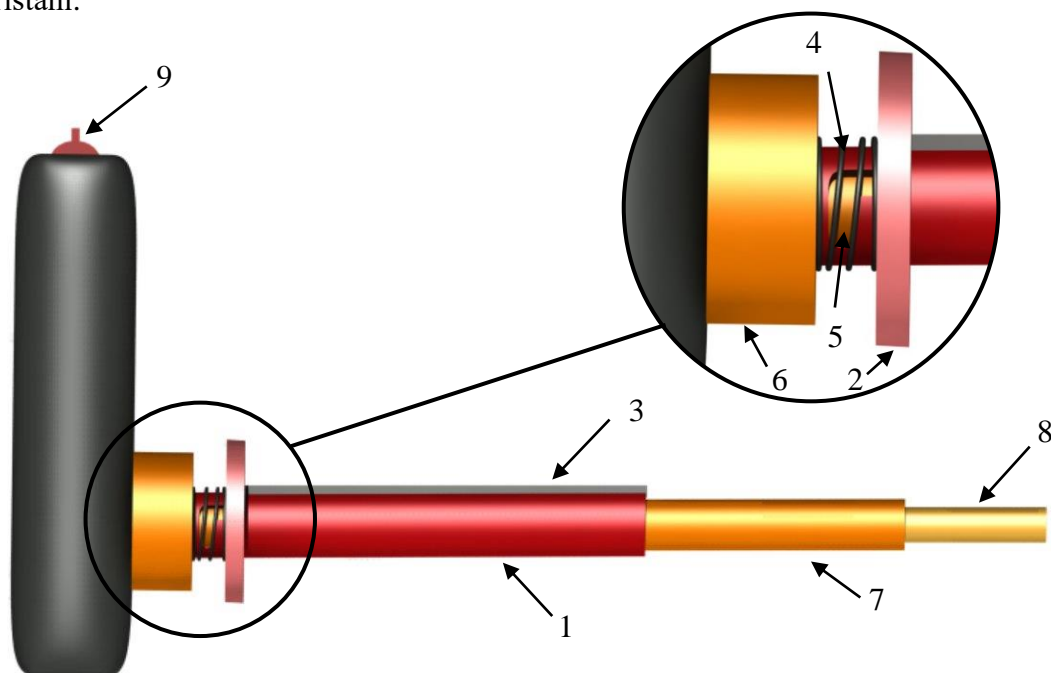
### 3.4.2 Řízení přípusti plynu a směrového kormidla

Páka k ovládní přípusti plynu a směrového kormidla (obr. 30) je složena z poměrně velkého počtu komponent, protože musí obsáhnout více funkcí než páka k řízení křidélek a výškového kormidla. Regulace přípusti plynu má dva stupně, základní regulaci a jemné ladění. Pohybem rukojeti dopředu a dozadu je způsoben pohyb všech komponent směrem vpřed nebo vzad, a tedy i základní regulaci přípusti plynu, kterou při napojení na další mechanismus zajišťuje konkrétně trubka (1). Aby pilot nemusel po celou dobu letu pečlivě držet přesnou polohu řídicí páky, je zde přidána aretace. Kroužek (2) pilot přitáhne směrem k rukojeti, tím se povolí třecí člen (3) a celou řídicí pákou lze pohybovat mnohem snadněji.<sup>1</sup> Po uvolnění kroužku (2) dojde k jeho odtlačení na původní pozici pomocí pružiny (4), čímž dojde zpátky k zaaretování řídicí páky. Aretaci je vybaveno pouze řízení hlavního pilota (na levé straně), pokud bude řídit druhý pilot, je potřeba přípust' plynu hlavního pilota trvale odaretovat. Toho lze docílit přitážením aretačního kroužku směrem k rukojeti a následným pootočením kroužku po směru hodinových ručiček. Čep aretačního kroužku zůstane ve vertikální části drážky tvaru L (5) a dokud není pootočeno kroužkem proti směru hodinových ručiček, nevrátí se do původní polohy.

Přípust' plynu lze jemně doladit rotací kroužku (6) kolem jeho osy otáčení. Je napojený na trubku (7) a následně na zbylý mechanismus vedoucí k motoru. Výchylka směrového kormidla a příďového kola je způsobena otáčením rukojetí řídicí páky do stran, čímž dochází pouze k rotaci trubky (8), jejíž pohyb je dále přenášen mechanismem až ke kormidlu. Řídicí páka je navíc vybavena elektrickým ovládním klapky (9). Poloha vpředu znamená zasunuté klapky,

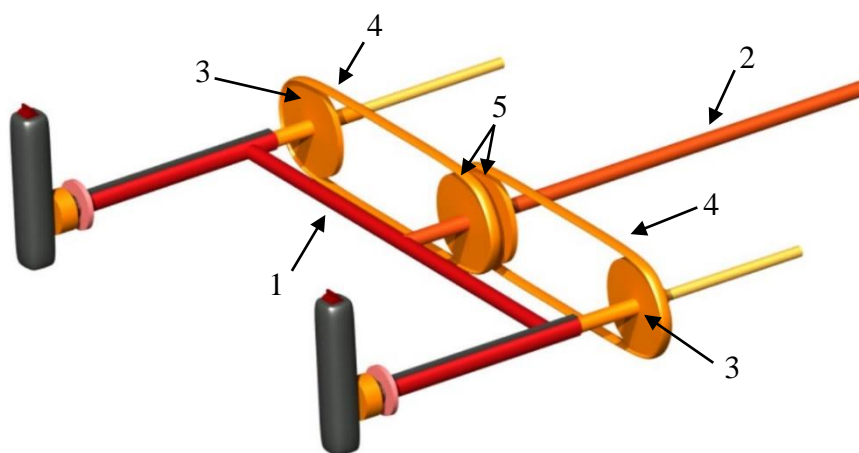
<sup>1</sup> Pokud je řídicí páka zaaretovaná, vzniká při pohybu mnohem větší tření a proto nelze pákou tak snadno posouvat. V nouzové situaci je ale vždy možné aretaci přetlačit působením větší silou.

uprostřed odpovídá vysunutí klapky při vzletu a poloha úplně vzadu způsobí vyklopení klapky při přistání.



Obr. 30 – Řídicí páka přípusti plynu a směrového kormidla s detailem: 1) regulace plynu, 2) aretační kroužek, 3) třecí člen, 4) pružina, 5) drážka, 6) kroužek jemné regulace plynu, 7) trubka jemné regulace plynu, 8) řízení směrového kormidla, 9) ovládání klapky

Propojení ovládání přípusti plynu je zajištěno podle schématu na obrázku 31. Základní regulace plynu je zajištěna propojovací trubkou (1) a následně připojeným táhlem (2), které vede přímo k motoru a zajišťuje jeho regulaci. Toto táhlo (2) musí být na trubku (1) připevněno tak, aby mohlo rotovat okolo své vlastní osy a přenášet i rotační pohyby jemného ladění přípusti plynu. Rotace je na táhlo (2) přenášena z ozubeného kola na řídicí páce (3) pomocí řetězu (4) na ozubené kolo (5) středového táhla (2). Stejným principem je pak přenášén rotační pohyb dál na druhou řídicí páku, se kterou v danou chvíli není manipulováno.



Obr. 31 – Schéma soustavy s dvojným řízením přípusti plynu: 1) propojovací trubka, 2) táhlo, 3) a 5) ozubená kola, 4) řetězy

Přenos rotačních pohybů k ovládní směrového kormidla z jedné řídicí páky na druhou je vyřešen stejným principem jako zdvojené řízení křidélek v kapitole 3.4.1. Trasa řízení směrového kormidla a příďového kola je napojena pomocí lanového vedení podle obrázku 32, přičemž lana blíže k pilotovi jsou součástí trasy řízení směrového kormidla a lana umístěná dál od pilota vedou k příďovému kolu.



*Obr. 32 – Schéma soustavy s dvojitým řízením směrového kormidla a příďového kola*

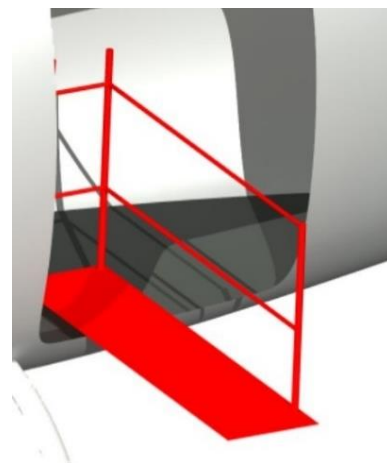
## 4 ZHODNOCENÍ VZHLEDEM K PŘEDPISU UL2

V současné fázi návrhu nelze ještě zdaleka určit jestli navrhovaný letoun bude vyhovovat všem požadavkům předpisu UL2 část I. [24], proto jsou v této kapitole uvedeny pouze možné problémy v pasážích předpisu, kterých se už návrh dotkl.

### 4.1 Konstrukce letounu

Nejkritičtější místo předpisu [26] pro konstrukci navrhovaného letounu bude pravděpodobně představovat maximální vzletová hmotnost 600 kg, která je limitní pro tuto kategorii letounů. V kapitole 2.9 bylo vypočítáno, že hmotnost letounu při hmotnosti osob 100 kg, zavazadly a zásobou paliva na hodinu letu je 598 kg. I přes to, že hmotnost nebylo možné zcela přesně stanovit vzhledem k fázi návrhu, nelze očekávat razantní snížení hmotnosti letounu po provedení různých výpočtových analýz a optimalizací. Letoun, jehož cílovou skupinou jsou osoby s pohybovým omezením, potřebuje v porovnání s jinými ultralehkými letouny nadstandardně velký zavazadlový prostor a hodně vysokou povolenou hmotnost nákladu, což se bezpochyby musí odrazit na výsledné hmotnosti. Pokud by další vývoj navrhovaného letounu ukázal, že není možné hranici maximální vzletové hmotnosti splnit, stálo by za zvážení udělení výjimky pro tyto letouny a navýšení maximální vzletové hmotnosti například o hmotnost nákladu.

Zavazadlový prostor navrhovaného letounu je oddělen od osob na palubě pouze sedadly a středovou podpěrkou, aby mohlo být libovolně posouváno sedadly a aby nenarostla hmotnost letounu. Bude proto potřeba otestovat, jestli sedadla s opěrkou zajišťují dostatečnou zábranu při pohybu invalidních vozíků při početném zrychlení 9 g dopředu, jak to udává v předpisu [26] § 787 *Zavazadlový prostor*. Pokud by se ukázalo, že hrozí zranění osob mohly by být do zavazadlového prostoru instalovány vysouvací držáky jako na obrázku 33, ke kterým by se mohly vozíky upínat pomocí suchých zipů. Použití výsuvných držáků by navíc osobám se sníženou pohyblivostí výrazně zjednodušilo nakládání vozíků, protože by vozíky nemuseli ukládat hluboko do letadla, ale na plošinu vedle sebe. Nicméně hlavním problémem při použití těchto držáků je další zvýšení hmotnosti letounu a rozdělení, a tím i mírné zmenšení, nákladového prostoru.



Obr. 33 – Vysouvací držák na invalidní vozík

Další poměrně kritické místo předpisu UL2 [26] je § 925 *Bezpečná vzdálenost vrtule*, který mimo jiné říká, že vzdálenost vrtule od země musí být minimálně 170 mm. Navrhované letadlo má kvůli snadnějšímu nastupování velmi nízký podvozek. Střed příruby motoru, na kterou se vrtule připevňuje, je kvůli tomu ve výšce 1025 mm, proto je možné použít vrtuli o průměru maximálně 1710 mm.

### 4.2 Řízení

Vzhledem k tomu, že řízení směrového kormidla je v tomto letadle navrženo k ručnímu ovládní, bylo by dobré v předpisu UL2 rozšířit požadavky o tuto variantu. Například v § 143 je k ovládní směrového řízení povoleno použití vyšší síly (40 daN při krátkodobé činnosti, 10 daN při dlouhodobější činnosti). Varianta ručního řízení by mohla mít síly od pilota snížené na hodnoty použité u řízení příčného (klonění) a výškového (klopení). Tedy pro otáčení řídicí páky do stran na 10 daN při krátkodobé činnosti a 1,5 při dlouhodobější činnosti a pro posuv



páky dopředu a dozadu na 20 daN a 2 daN. Obdobně potom v § 397 *Zatížení silami od pilota* a § 411 *Tuhost a deformace řídicí soustavy*. [26]

Také v § 779 *Smysl pohybu a působení prvků a ovladačů v pilotním prostoru* předpisu [26] by bylo potřeba připsat alternativní smysl pohybu a na něj návazného účinku stranového řízení. Tedy co se má stát, pokud pilot pohne ruční řídicí pákou ovládající směrové řízení doprava, případně ve směru hodinových ručiček.

## 5 ZÁVĚR

Létání osob s pohybovým omezením není v dnešní době už tak extrémní raritou. Každé tělesné postižení je velice specifické, nelze proto obecně říci, jakou třídu zdravotní způsobilosti osoby s pohybovým omezením splňují, protože záleží čistě na míře a lokaci omezení pohybu každého z nich. Pro návrh letounu v této diplomové práci byla vybrána snížená pohyblivost dolní poloviny těla pilota.

Navrhovaný letoun je oproti běžným ultralehkým letounům specifický velkým zavazadlovým prostorem, kde je možné uložit dva invalidní vozíky. Dále nízkým podvozkem, velkými dveřmi a madly rozmístěnými po kabině, aby uživatelé letounu mohli pohodlně nastupovat i vystupovat. Nestandardní je také navržený způsob tankování pomocí dostatečně nízko umístěného palivového čerpadla, které vytlačí benzín do nádrží v křídlech.

Atypicky řešené je i řízení letounu, protože nožní řízení musí být převedeno na řízení ruční. Aby bylo řízení dostatečně bezpečné, bylo vybráno řešení spojující ovládání přípusti plynu a směrového kormidla do jedné páky, přičemž pohybem páky dopředu je přidáván výkon motoru a vychylování páky do stran způsobuje zatačení. Ovládání křidélek a výškového kormidla je zachováno v relativně standardní formě, pouze řídicí páka je umístěna v palubní desce.

Všechny tyto neobvyklé charakteristiky založené na požadavcích cílové skupiny zákazníků se odráží na velikosti a hmotnosti letounu. Proto se jako nejsložitější požadavek ke splnění předpisu UL2 – část I. [26] v této fázi vývoje jeví splnění limitu maximální vzletové hmotnosti 600 kg.

## Seznam použitých zdrojů

1. SLONKOVÁ, Eva. *Perspektivy a omezení samostatného života člověka s těžkým tělesným postižením*. Olomouc, 2011. Diplomová práce. Univerzita Palackého v Olomouci. Vedoucí práce Petra Jurkovičová.
2. PIPEKOVÁ, Jarmila. *Kapitoly ze speciální pedagogiky*. 3., přeprac. a rozš. vyd. Brno: Paido, 2010. ISBN ISBN9788073151980.
3. SLOWÍK, Josef. *Speciální pedagogika: 2., aktualizované a doplněné vydání* [online]. 2. Praha: Grada Publishing, a. s., 2016 [cit. 2019-06-05]. ISBN 978-80-271-9426-1. Dostupné z: [https://books.google.cz/books?id=ynPLDQAAQBAJ&dq=pohybov%C3%A9%20omezen%C3%AD%20C4%8Dlov%C4%9Bka&hl=cs&source=gbs\\_book\\_other\\_versions](https://books.google.cz/books?id=ynPLDQAAQBAJ&dq=pohybov%C3%A9%20omezen%C3%AD%20C4%8Dlov%C4%9Bka&hl=cs&source=gbs_book_other_versions)
4. AV INSTITUT S.R.O. Tělesné postižení. In: *Práce OZP* [online]. [cit. 2019-06-13]. Dostupné z: <https://www.praceozp.cz/content/t-lesn-posti-en>
5. Prováděcí nařízení komise (EU) 2019/27. In: *Úřední věstník Evropské unie* [online]. L 8/16 [cit. 2019-06-13].
6. *Letecký lékař: MUDr. David Melechovský* [online]. [cit. 2019-06-13]. Dostupné z: <http://www.leteckylekar.cz>
7. Pilotní licence. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2019-06-13]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Pilotn%C3%AD\\_licence](https://cs.wikipedia.org/wiki/Pilotn%C3%AD_licence)
8. SPL requirements. In: *Civil Aviation Authority* [online]. 2015 [cit. 2019-06-13].
9. Flight school. *Institute of Aerospace Engineering* [online]. Brno, 2019 [cit. 2019-06-13]. Dostupné z: <http://www.lu.fme.vutbr.cz/en/study/flight-school/>
10. Průkaz LAPL - budoucnost rekreačních pilotů?. In: *Aeroweb* [online]. 2019 [cit. 2019-06-13]. Dostupné z: [www.aeroweb.cz/clanky/4493-prukaz-lapl-budoucnost-rekreacnich-pilotu](http://www.aeroweb.cz/clanky/4493-prukaz-lapl-budoucnost-rekreacnich-pilotu)
11. VOKURKA, Martin. *Praktický slovník medicíny: 4000 lékařských termínů se srozumitelným výkladem*. Praha: Maxdorf, 1994. ISBN 80-858-0006-3.
12. Volní motorika. *WikiSkripta* [online]. 2019 [cit. 2020-03-19]. Dostupné z: [https://www.wikiskripta.eu/w/Voln%C3%AD\\_motorika](https://www.wikiskripta.eu/w/Voln%C3%AD_motorika)
13. *Aves Bohemica* [online]. 2019 [cit. 2019-06-13]. Dostupné z: <https://www.aves-bohemica.cz/>
14. ZUSKA, Adam. Groundschool: Předletová prohlídka. *Aeroweb* [online]. Mavisys, s.r.o., c2005-2019 [cit. 2020-03-11]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/clanky/5476-groundschoo-ld-predletova-prohlidka>
15. *Sparrow ML*. In: *Wolfsberg Aircraft s.r.o.* [online]. 2019 [cit. 2020-03-11]. Dostupné z: <https://www.wolfsbergaircraft.com/sparrow-ml/>
16. Uložení vozíku na palubní desce. In: *Facebook Aves Bohemica* [online]. [cit. 2019-06-13]. Dostupné z: <https://www.facebook.com/AVESBOHEMICA/>
17. PÁVEK, Josef a Zdeněk KOPŘIVA. *Konstrukce a projektování letadel I*. 1. Brno: VAAZ, 1982.

18. MATĚJKA, Pavel. *Základní geometrická koncepce letounu*. Brno, 2009. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně.
19. MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. Brno: PC-DIR Real, 2000. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-1789-7.
20. All-Metal Construction Made Easy. *Zenith Aricraft Company* [online]. [cit. 2020-03-11]. Dostupné z: <http://www.zenithair.com/kit-data/allmetal.htm>
21. Pros And Cons Of Using Composite Materials In Aircraft Manufacturing. *Composite Solutions* [online]. [cit. 2020-03-11]. Dostupné z: <http://www.compositesolutions.com/pros-and-cons-of-using-composite-materials-in-aircraft-manufacturing/>
22. SLAVĚTINSKÝ, Dušan. Půdorysný tvar křídla. *Dušan Slavětinský: O letadlech* [online]. 2010 [cit. 2020-03-16]. Dostupné z: [http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1\\_4.aspx](http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1_4.aspx)
23. DANĚK, Vladimír. *Projektování letadel*. 1. Brno: Nakladatelství Vysokého učení technického v Brně, 1991. ISBN 80-214-0373-X.
24. RAYMER, Daniel. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 2. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. ISBN 09-304-0351-7.
25. *Airfoil Tools* [online]. 2020 [cit. 2020-03-24]. Dostupné z: <http://www.airfoiltools.com/>
26. *UL 2 – Část I.: Požadavky letové způsobilosti SLZ. Ultralehké letouny řízené aerodynamicky*. 1. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2019.
27. SADRAEY, Mohammad. *Aircraft design: a systems engineering approach*. Chichester: John Wiley, 2013. ISBN 978-111-9953-401.
28. *Rotax* [online]. [cit. 2020-04-01]. Dostupné z: <https://www.flyrotax.com/>
29. Sedadlo Lexus ES. In: *Lexus Enthusiast* [online]. XenForum Ltd., 2019 [cit. 2020-05-07]. Dostupné z: <https://lexusenthusiast.com/2018/06/22/photo-gallery-inside-the-2019-lexus-es-sedan/comment-page-1/#lg=test&slide=14>
30. Mechanický invalidní vozík DMA. In: *Zdravotní potřeby Drdlová* [online]. [cit. 2020-03-30]. Dostupné z: <https://zdravotnicke-potreby-welnes.cz/cs/sedacky-nastavce-voziky-choditka/invalidni-voziky/dma-vozik-invalidni-mechanicky-s-adapterem-teziste-108-23>
31. Pro Aktiv Traveler. In: *Pro Activ rehabilitation technology* [online]. [cit. 2020-03-31]. Dostupné z: <https://www.proactiv-gmbh.com/folding-frame-wheelchair-traveler4all-ergo.html>
32. Složený ProActiv Traveler. In: *Gerald Simonds Healthcare* [online]. 2019 [cit. 2020-03-31]. Dostupné z: <https://www.gerald-simonds.co.uk/shop/proactiv-traveler-folding-wheelchair/>
33. Přesedací deska. In: *HURT s.r.o.* [online]. 2020 [cit. 2020-06-12]. Dostupné z: <https://www.rucniovladani.cz/presedaci-desky>
34. MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel I* [online]. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004 [cit. 2020-06-12]. ISBN 80-010-3073-3. Dostupné z: [http://www.lu.fme.vutbr.cz/pistek/literatura/Konstrukce\\_a\\_projektovani\\_CVUT.pdf](http://www.lu.fme.vutbr.cz/pistek/literatura/Konstrukce_a_projektovani_CVUT.pdf)
35. Rotax 912 ULS/S. *Rotax Aircraft Engines* [online]. [cit. 2020-06-13]. Dostupné z: <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-uls-s.html>

36. MAREK, Ondřej. *Konstrukce řízení ultralehkých letounů*. Brno, 2011. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Jaroslav Juračka.
37. STANISLAV, Filip. *Vývoj prostředků řízení letounu*. Brno, 2017. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Vladimír Daněk.
38. HANNES. Flight controls. In: *Pinterest* [online]. [cit. 2020-05-19]. Dostupné z: <https://www.pinterest.at/pin/156922368251864068/>
39. BURYŠEK, Adam. *Možnosti úpravy osobního vozidla pro řízení osobou tělesně postiženou*. Brno, 2009. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce František Rasch.
40. Ruční ovládání brzdy a plynu. *Api* [online]. 2015 [cit. 2019-06-13]. Dostupné z: <http://www.apicz.com/cz/produkty/rucni-ovladani-pedalu/rucni-ovladani-brzdy-plynu-api>
41. Driving Aids Portable car Hand Controls, Automatic Cars. Disability/Handicapped. In: *Ebay* [online]. 2. 6. 2019 [cit. 2019-06-13]. Dostupné z: <https://www.ebay.com/itm/Driving-Aids-Portable-car-Hand-Controls-Automatic-Cars-Disability-Handicapped/254248336267?hash=item3b3261bb8b:g:ZBsAA-OSwm0pc76LC>
42. Ruční ovládání brzdy a plynu API. In: *Api* [online]. 2015 [cit. 2020-05-18]. Dostupné z: <http://www.apicz.com/cz/produkty/rucni-ovladani-pedalu/rucni-ovladani-brzdy-plynu-api>
43. Brzda a plyn 906 GV. In: *IROA-HDC, s.r.o.* [online]. c2020 [cit. 2020-05-16]. Dostupné z: <http://www.iroa.cz/produkty-907-906-gv-if-nt-detail-17>
44. Ruční ovládání Sparrow ML. In: *Žiju s handicapem* [online]. 2020 [cit. 2020-05-23]. Dostupné z: <https://www.zijushandicapem.cz/clanky/zdravi/i-s-handicapem-je-mozne-byt-pilotem-maleho-letadla.html>
45. RUDD, Mike. Aeroprakt A22 Foxbat modified for disabled pilots. In: *Youtube* [online]. 26. 6. 2011 [cit. 2020-05-23]. Dostupné z: [https://www.youtube.com/watch?v=8\\_-d-IFwGq8&fbclid=IwAR2eo0whAsarKgLyEsXfGiHkAjIkkicVurPfbTrO-aHMe-XeQ8\\_uZNDaXQMw](https://www.youtube.com/watch?v=8_-d-IFwGq8&fbclid=IwAR2eo0whAsarKgLyEsXfGiHkAjIkkicVurPfbTrO-aHMe-XeQ8_uZNDaXQMw)
46. Úprava řízení letounu Flight Design CT. *Soukromý archiv* Marka Maňura, 2019.
47. Tecnam's hand-control P2002JF. In: *Pilot* [online]. c2020, 24. 2. 2014 [cit. 2020-05-25]. Dostupné z: <https://www.pilotweb.aero/features/hand-control-hero-1-3240660>

## Seznam použitých symbolů

Symbol	Název	Jednotka
$A_{VOP}$	Mohutnost vodorovné ocasní ploch	-
$b$	Hloubka křídla	$m$
$b_{0VOP}$	Hloubka kořenového profilu vodorovné ocasní plochy	$m$
$b_{kVOP}$	Hloubka koncového profilu vodorovné ocasní plochy	$m$
$b_{kl}$	Hloubka klapky	$m$
$b_{kř}$	Hloubka křídélka	$m$
$c_{Dmin}^{prof}$	Minimální součinitel odporu profilu	-
$c_L^{prof}$	Součinitel vztlaku profilu	-
$c_{Lmax}^{kl}$	Součinitel vztlaku křídla s vysunutými klapkami	-
$c_{Lmax}^{prof}$	Maximální součinitel vztlaku profilu	-
$(c_L/c_D)^{prof}$	Aerodynamická jemnost profilu	-
$(c_L/c_D)_{max}^{prof}$	Maximální aerodynamická jemnost profilu	-
$c_m^{prof}$	Součinitel klopivého momentu	-
$c_{SAT}$	Střední aerodynamická tětíva	$m$
$c_{SGT}$	Střední geometrická tětíva	$m$
$g$	Tíhové zrychlení	$ms^{-2}$
$G$	Tíhová síla	$N$
$i$	Redukční poměr	-
$l$	Rozpětí křídla	$m$
$l_{kř}$	Délka křídélka	$m$
$l_{kl}$	Délka klapky	$m$
$l_{VOP}$	Rozpětí vodorovné ocasní plochy	$m$
$L$	Vztlaková síla	$N$
$L_{VOP}$	Vzdálenost působíště vztlaku na vodorovné ocasní ploše od těžiště letounu	$m$
$m_{USW}$	Užitečné zatížení	$kg$
$m_{TOW}$	Maximální vzletová hmotnost	$kg$
$m_{OEW}$	Provozní prázdná hmotnost	$kg$
$m_{TOW}$	Maximální vzletová hmotnost	$kg$
$n$	Násobek zatížení	-
$n_{os}$	Počet osob v letounu	-

$S$	Plocha křídla	$m^2$
$S_{SK}$	Plocha směrového kormidla	$m^2$
$S_{SOP}$	Plocha svislé ocasní plochy	$m^2$
$S_{VK}$	Plocha výškového kormidla	$m^2$
$S_{VOP}$	Plocha vodorovné ocasní plochy	$m^2$
$v_{s0}$	Pádová rychlost letounu s vysunutými klapkami	$km/h$
$x_S$	Poloha aerodynamického středu křídla	$m$
$x_{SAT}$	Poloha náběžného bodu střední aerodynamické tětiny na ose x	$m$
$y_{kl}$	Vzdálenost počátku klapky od osy křídla	$m$
$y_{kř}$	Vzdálenost počátku křídélka od osy křídla	$m$
$y_{SAT}$	Poloha střední aerodynamické tětiny na ose y	$m$
$\alpha$	Úhel náběhu	$^\circ$
$\delta_{kl}$	Maximální vychýlení klapky	$^\circ$
$-\delta_{kř}$	Maximální vychýlení křídélka nahoru	$^\circ$
$+\delta_{kř}$	Maximální vychýlení křídélka dolů	$^\circ$
$\eta$	Zúžení	-
$\eta_{VOP}$	Zúžení vodorovné ocasní plochy	-
$\lambda$	Štíhlost křídla	-
$\lambda_{VOP}$	Štíhlost vodorovné ocasní plochy	-
$\rho$	Hustota vzduchu v dané letové hladině	$kg \cdot m^{-3}$
$\chi_0$	Úhel šípu křídla	$^\circ$

## Seznam použitých zkratek

Zkratka	Význam
ATPL	Licence pilota dopravních letounů
CPL	Licence pilota obchodních letounů
EKG	Elektrokardiografie
GLD	Licence pilota kluzáků
IR	Létání podle přístrojů
LAPL	Licence pilota lehkých letadel
PPL	Licence soukromého pilota letounů
SK	Směrové kormidlo
SPL	Licence pilota kluzáků
TMG	Licence pilota motorového kluzáku
UL	Ultralehký



## Seznam obrázků

Obr. 1 – Řešení dveří u letounu Sparrow ML [15] .....	14
Obr. 2 – Nevhodné uložení invalidního vozíku na palubní desce letounu [16] .....	15
Obr. 3 – Profil RG 15A 213 [25] .....	18
Obr. 4 – Schéma konvenčního uspořádání ocasních ploch .....	23
Obr. 5 – Umístění palivových nádrží .....	28
Obr. 6 – Vyztužovací rám dveří .....	29
Obr. 7 – Typický průřez vyztužovacího rámu .....	29
Obr. 8 – Příklad vhodného tvaru sedadla [29] .....	29
Obr. 9 – Standardní mechanický vozík [30] .....	30
Obr. 10 – Rozložený aktivní invalidní vozík Pro Activ Traveler [31] .....	30
Obr. 11 – Složený aktivní invalidní vozík Pro Activ Traveler [32] .....	30
Obr. 12 – Umístění zavazadlových dveří a zobrazení prostoru obsazeného vozíky .....	31
Obr. 13 – Přesedací deska [33] .....	31
Obr. 14 – Rozmístění madel v kabině letounu .....	31
Obr. 15 – Umístění podvozku .....	32
Obr. 16 – Schéma hlavního řízení letounu [38] .....	37
Obr. 17 – Přenosné ruční řízení [41] .....	38
Obr. 18 – Ovládání plynu a brzdy pomocí páky [42] .....	38
Obr. 19 – Ovládání plynu kroužkem a brzdy pákou [43] .....	38
Obr. 20 – Ruční řízení letounu Sparrow ML [44] .....	39
Obr. 21 – Propojovací páčka k rozšíření funkce plynové páky [45] .....	39
Obr. 22 – Ruční řízení pro letoun Aeroprakt A22 Foxbat [45] .....	39
Obr. 23 – Upravené řízení letounu Flight Design CT [46] .....	40
Obr. 24 – Ruční řízení Tecnamu P2002JF [47] .....	40
Obr. 25 – Rozmístění řídicích pák na palubní desce .....	43
Obr. 26 – Řídicí páka křidélek a výškového kormidla: 1) ovládání výškového kormidla, 2) ovládání křidélek, 3) tlačítka trimu, 4) tlačítko vysílačky, 5) brzda podvozku .....	44
Obr. 27 – Schéma soustavy dvojího řízení výškového kormidla: 1) propojovací trubka, 2) ovládání výškového kormidla, 3) rotační vazba, 4) páka .....	44
Obr. 28 – Schéma soustavy s dvojitým řízením křidélek: 1) ovládání křidélek, 2) hranolová část ovládání křidélek, 3) ovládání výškového kormidla, 4) ozubené kolo, 5) pojezdový váleček, 6) domek .....	45
Obr. 29 – Schéma propojení ovládání křidélek se zbytkem trasy řízení: 1) řetězový převod, 2) ozubené kolo, 3) ozubené kolo, 4) ložisko .....	46
Obr. 30 – Řídicí páka přípusti plynu a směrového kormidla s detailem: 1) regulace plynu, 2) aretační kroužek, 3) třecí člen, 4) pružina, 5) drážka, 6) kroužek jemné regulace plynu, 7) trubka jemné regulace plynu, 8) řízení směrového kormidla, 9) ovládání klappek .....	47
Obr. 31 – Schéma soustavy s dvojitým řízením přípusti plynu: 1) propojovací trubka, 2) táhlo, 3) a 5) ozubená kola, 4) řetězy .....	47
Obr. 32 – Schéma soustavy s dvojitým řízením směrového kormidla a příďového kola .....	48
Obr. 33 – Vysouvací držák na invalidní vozík .....	49

## Seznam tabulek

Tabulka 1 – Charakteristické parametry vybraných profilů pro Reynoldsovo číslo 1 000 000 .....	17
Tabulka 2 – Výchozí rozměry křídla.....	19
Tabulka 3 – Výsledné parametry křídla .....	22
Tabulka 4 – Parametry klapek.....	22
Tabulka 5 – Parametry křidélek .....	23
Tabulka 6 – Parametry vodorovné ocasní plochy .....	25
Tabulka 7 – Parametry svislé ocasní plochy .....	26
Tabulka 8 – Porovnání parametrů motorů Rotax .....	26
Tabulka 9 – Hmotnostní rozbor .....	33
Tabulka 10 – Výškové umístění prvků kontrolovaných při předletové prohlídce.....	35

## Seznam příloh

Příloha 1 - Statistický soubor parametrů ultralehkých letounů

## Příloha 1 - Statistický soubor parametrů ultralehkých letounů

Model letounu	M <sub>TOW</sub> [kg]	Rozpětí křídel [m]	Plocha křídla [m <sup>2</sup> ]	Plošné zatížení [kg/m <sup>2</sup> ]	Délka tětiny [m]	Typ motoru	Objem paliva [l]
CTSW	472,5	8,50	9,94	47,5	1,169	R 912S	120
Skyleader GP1	472,5	10,20	11,17	42,3	1,095	R 912UL	105
3Xtrim 3X55	550	10,03	12,40	44,4	1,236	R 912ULS	70
Ikarus C42	540	9,45	12,50	43,2	1,323	R 912UL	65
Skyper GT9	472,5	9,00	10,00	47,3	1,111	R 912ULS	92
Jabiru J170	600	9,66	9,56	62,8	0,990	Jabiru 2200	135
Remos GX	599	9,3	11	54,5	1,183	R 912UL	79
Tecnam P2008	600	8,8	10,5	57,1	1,193	R 912S	110
Průměr	538	9,368	10,883	49,877	1,162	-	97