VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONCEPČNÍ NÁVRH HORNOKŘÍDLÉHO LETOUNU S VYUŽITÍM KONSTRUKČNÍCH PRVKŮ PŘEDCHOZÍHO TYPU

CONCEPTUAL DESIGN OF AN UPPER WING AIRCRAFT USING STRUCTURES PARTS OF THE PREVIOUS TYPE

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE — Bc. Jaroslav Koudelka
AUTHOR

VEDOUCÍ PRÁCE — doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.
SUPERVISOR

BRNO 2021

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

Zadání diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	**Bc. Jaroslav Koudelka**
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Stavba letadel
Vedoucí práce:	**doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.**
Akademický rok:	2020/21

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:

Koncepční návrh hornokřídlého letounu s využitím konstrukčních prvků předchozího typu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Návrh pokročilého hornokřídlého letounu splňující nejpřísnější kritéria na komfort i design.

Cíle diplomové práce:

– statistický i ergonomický rozbor letounů obdobných typů
– návrh letounu s důrazem na komfort posádky (kabiny)
– výpočet základních výkonů a vlastností

Seznam doporučené literatury:

ČALKOVSKÝ, A., PÁVEK, J.: Konstrukce a pevnost letadel I., Brno, 1986.

ROSKAM, J.: Airplane design – Part V: Component weight estimation, Roskam aviation and engineering corporation, Ottawa, 1985.

MERTL, V.: Konstrukce a projektování letadel, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Brno, 2000.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D. ředitel ústavu	doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D. děkan fakulty

ABSTRAKT

Cílem této diplomové práce je návrh nového hornoplošného letounu pro firmu TL-ultralight s využitím konstrukčních prvků jejich předchozích typů. Návrh je tvořen s důrazem na komfort posádky a ergonomii kabiny.

První část práce se zaměřuje na popis základních požadavků kladených na navrhovaný letoun a jeho zařazení v rámci leteckých předpisů. Dále obsahuje rešeršní část konkurenčních typů a aktuálně vyráběného typu, jenž by měl navrhovaný letoun v portfoliu firmy nahradit. Následuje charakteristika jednotlivých částí draku, specifikace částí, jenž budou využity z předchozích typů, a návrh zcela nových částí. Velký důraz je dále kladen na uspořádání interiéru a jeho designovou a ergonomickou podobu. Na navrhovaném letounu jsou poté provedeny teoretické výpočty základních výkonů a vlastností a předběžný hmotnostní rozbor.

V závěru jsou vyhodnoceny přínosy nově navrhovaného letoun s ohledem na konkurenci.

Klíčová slova

koncepční návrh, ultralehký letoun, ergonomie, kokpit, letové výkony

ABSTRACT

The aim of this diploma thesis is to design a new high-wing aircraft for the company TL ultralight using the structural elements from another models from their portfolio. The design is created with an emphasis on crew comfort and cabin ergonomics.

The first part of the thesis focuses on the description of the basic requirements for the aircraft and its classification in aviation regulations. It also contains a research part of competing types and currently produced type, which the proposed aircraft should replace in the company's portfolio. Then follows the characteristics of the individual parts of the airframe, the specification of the parts, which will be used from another types from portfolio, and parts which will be completely designed. Great emphasis is placed on the layout of the interior and its design and ergonomic. The proposed aircraft then demonstrates theoretical calculations of basic performances and a preliminary mass analysis.

In the end, the benefits of the newly designed aircraft are evaluated with respect to the competing types.

Key words

conceptual design, ultralight aircraft, ergonomy, cockpit, flight performances

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

KOUDELKA, Jaroslav. *Koncepční návrh hornokřídlého letounu s využitím konstrukčních prvků předchozího typu* [online]. Brno, 2021 [cit. 2021-05-15]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/133194. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ivo Jebáček.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že předložená diplomová práce je původní a byla zpracována samostatně, s použitím pouze vlastních znalostí a pramenů uvedených v seznamu použitých zdrojů.

V Brně dne 20. května 2021

Datum

Jaroslav Koudelka

PODĚKOVÁNÍ

Všem lidem dobré vůle, jenž jsou ochotni podílet se společně na radostném zázraku bytí.

OBSAH

1 ÚVOD 15
1.1 Základní popis současně vyráběného hornokřídlého letounu TL Sirius 17
1.2 Základní požadavky kladené na nástupce typu Sirius 19
1.3 Kategorizační zařazení letounu v rámci leteckých předpisů 21
2 Rešerše konkurenčních typů 23
2.1 Rozbor letounů obdobných typů 23
2.1.1 Airlony Skylane 23
2.1.2 Orličan M-8 Eagle 24
2.1.3 Tecnam P92 Echo MkII 24
2.2 Rozbor obdobných letounů s hornokřídlým bezvzpěrovým uspořádáním 25
2.2.1 Bristell B8 25
2.2.2 Aero-Kros MP-02 Czajka 25
2.2.3 Flight design CTLS 26
2.2.4 Pipistrel Virus 912 SW 100 26
2.2.5 UL-JIH E100 Evolution 27
2.2.6 Sector Aircraft Hero 28
2.2.7 Vashon Ranger R7 28
2.2.8 CZAW Parrot 29
2.3 Ergonomický rozbor kabin letounů obdobných typů 31
3 Základní charakteristika jednotlivých částí navrhovaného letounu 33
3.1 Křídlo 33
3.2 Ocasní plochy 35
3.3 Pohonná jednotka 37
3.4 Vrtule 39
3.5 Trup 41
3.6 Přistávací zařízení 43
3.6.1 Rychlostní přínos zatahovacího podvozku 45
3.6.2 Pevné přistávací zařízení 46
3.6.3 Přední zatahovací podvozek 47
3.6.4 Hlavní zatahovací podvozek 48
4 Návrh interiéru letounu s důrazem na komfort posádky 59

4.1 Ruční řízení ... 60
4.2 Nožní řízení ... 60
4.3 Přístrojové vybavení ... 61
4.4 Sedadlová soustava ... 63
4.5 Záchranný systém ... 65
4.6 Úložný prostor ... 65
5 Hmotnostní rozbor letounu ... 67
6 Kontrola centráže ... 71
7 Výpočet základních výkonů a vlastností ... 75
7.1 Horizontální let a rovnice rovnováhy ... 75
7.2 Účinnost vrtule a výkon pohonné jednotky ... 77
7.3 Tahové a výkonové charakteristiky ... 79
7.4 Analytická aerodynamická polára ... 81
7.5 Rychlosti a obálka zatížení ... 83
7.6 Klapková obálka ... 84
7.7 Poryvová obálka ... 85
7.8 Obratová (manévrovací) obálka ... 85
7.9 V-n diagram ... 87
7.10 Stoupavý let a dostup ... 89
7.11 Klesavý let ... 93
7.12 Ustálené zatáčky ... 95
7.13 Dolet a vytrvalost ... 97
7.14 Délka vzletu ... 99
7.15 Délka přistání ... 101
8 Porovnání navržených parametrů letounu TLS s konkurencí ... 103
9 ZÁVĚR ... 105
SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ ... 107
SEZNAM OBRÁZKŮ ... 113
SEZNAM TABULEK ... 115
SEZNAM PŘÍLOH ... 121
PŘÍLOHY ... 123

1 ÚVOD

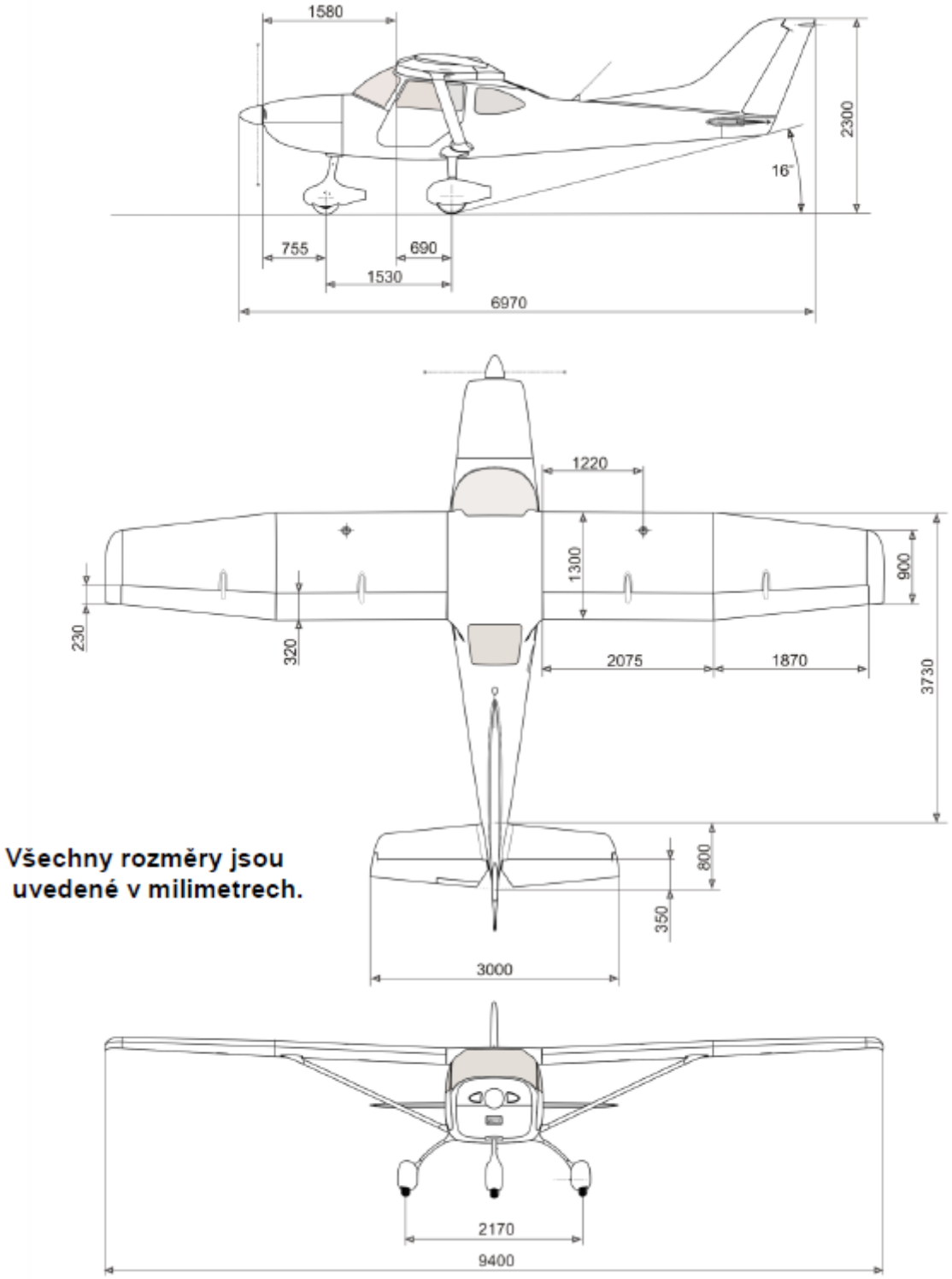
Touha létat byla od pradávna zakotvena v člověku napříč celou historií. V posledních letech tak s čím dál větší popularitou a dostupností dochází k nárůstu objemů obchodu v oblasti UL a LSA kategorií. Letouny těchto kategorií jsou veřejnosti relativně finančně dostupné a jejich provoz je pro uživatele trvale udržitelný. Z pohledu leteckých výrobců je tudíž žádoucí nabízet produkty pokrývající co největší část poptávky, a splňovat nejaktuálnější požadavky potenciálních zákazníků na komfort, design a výkony.

Firma TL-ultralight, pro kterou je v této diplomové práci zpracován návrh nového hornokřídlého letounu, je celosvětově známým a v daných kategoriích výrazně viditelným výrobcem. Nabízí ucelené portfolio letounů pokrývající téměř 100 % možné poptávky trhu, především v Evropě a Severní Americe. S postupným vývojem konkurence však některé jejich typy začínají mírně zaostávat za nejnovější konkurencí. Pro další růst a expanzi firmy na jiné trhy je tak nutné portfolio aktualizovat. V současné době je ve vývoji nástupce doplnoplošného letounu TL-2000 Sting, nástupce hornoplošného TL-3000 Sirius však zatím neexistuje a proto se mu bude věnovat tato práce. [9]

Aktuálně nabízený hornoplošný letoun TL-3000 Sirius je provozován od roku 2008 a byl vyvinut v rámci předpisu UL-2 pro MTOW 450 kg, potažmo 472,5 kg s padákovým zařízením. Se změnou českého předpisu UL-2 na MTOW 600 kg v roce 2019 se tak objevuje další důvod pro vývoj nového letounu, který bude tuto skutečnost reflektovat a bude díky většímu prostoru v oblasti hmotností nabízet větší užitečné zatížení, lepší přístrojové vybavení a komfortnější kokpit. [9]

Certifikace nového letounu vyžaduje bohužel nemalou investici navíc. S ohledem na to je součástí filozofie firmy co největší možná unifikace dílů a podsestav s novými typy portfolia TL. Součástí této práce tudíž není zcela nový návrh všech částí letounu, nýbrž snaha zakomponovat součásti z jiných typů a navrhnutí nových částí, které nemohou být unifikované. [9]

Obr. 1.1 Aktuální portfolio letounů firmy TL-ultralight [66]



Obr. 1.2 Výkres letounu TL-3000 Sirius [66]

1.1 Základní popis současně vyráběného hornokřídlého letounu TL Sirius

Firma TL-ultralight poprvé představila model Sirius v roce 2007 na výstavách AERO Friedrichshafen a Airventure Oshkosh. Od roku 2008 probíhaly letové zkoušky vedoucí k odzkoušení a certifikaci letounu. Zároveň v tuto dobu započala sériová výroba letounu.

Jedná se o kompozitní ultralehký letoun se sezením vedle sebe. Jako základní pohonná jednotka je typicky používán motor Rotax 912 ULS v kombinaci s dvou nebo třílistou kompozitní vrtulí. Trup obsahuje velký zavazadlový prostor a komfortně zařízený kokpit s možností různých variant přístrojového vybavení. Díky poměrně velkým nádržím na 130 l paliva má letoun dlouhý dolet. Je schopen dosahovat cestovní rychlosti kolem 200 km/h a vyznačuje se jednoduchým a pohodlným ovládáním přispívajícím k pocitu bezpečí z letu i ve ztíženějších podmínkách. [65]

Obr. 1.1.1 TL-3000 Sirius [66]

Přistávací zařízení tvoří tříkolový pevný podvozek s příďovým kolem. Je dodáváno s možností aerodynamických krytů kol, tzv. botiček a bývá obvykle vybaveno kotoučovými brzdami na kolech hlavního podvozku. Křídlo je k trupu uchyceno v horní části kabiny a zároveň je spojeno s trupem vzpěrami křídlo-trup končícími v dolní části trupu za dveřmi kabiny. Dveře kabiny jsou jednodílné, výklopné směrem vzhůru. Na křídle nalezneme vztlakové klapky, ovládané ze středního panelu v kabině, a křidélka, které jsou společně s výškovými kormidly ovládány z kokpitu berany. Směrové kormidlo je ovládáno klasicky nožním řízením.

Kromě běžného podvozku může být Sirius vybaven variantou přistávacího zařízení s plováky včetně kol, díky kterým letoun může operovat jako amfibie a přistávat jak na vodě, tak na pevnině. Mezi další přídavné nížemožnosti patří také např. možnost zástavby vlečného zařízení pro aerovlekový provoz větroňů. [66]

Obr. 1.1.2 TL-3000 Sirius s plováky [66]

V současné době letoun patří mezi výkonnější a pohodlnější oproti konkurenci ve své kategorii, avšak postupně začíná zaostávat s příchodem zcela nových typů výkonnějších letounů. V českých podmínkách je aktuálně jedním z mála recertifikovaných hornokřídlých letounů schválených pro MTOW 600 kg dle nové legislativy. [9]

1.2 Základní požadavky kladené na nástupce typu Sirius

Před samotným rozpracováním návrhu letounu je nutno shrnout základní požadavky na jeho vývoj. Jak již bylo zmíněno, společnost TL-ultralight požaduje co největší unifikaci dílů s dalšími typy řady TL. To by mělo vést ke snížení certifikačních a také výrobních nákladů nového typu. V přílohách lze nalézt třípohledový výkres letounu TL Stream, ze kterého též návrh vychází. Mezi unifikované díly by měly, pokud to bude konstrukčně možné, patřit:

- Bezvzpěrové křídlo
- Ocasní plochy
- Motorová zástavba a motorové kryty
- Zadní část trupu
- Přední zatahovací podvozkové zařízení

Dále budou využity součásti letounu používané též na jiných typech TL:

- Vrtule
- Padákové zařízení

Dále se od letounu očekává mírné zvýšení letových výkonů a nárůst komfortu oproti typu Sirius. Letoun by měl zároveň reflektovat nejaktuálnější požadavky pilotů z největší cílové skupiny potenciálních zákazníků ve věku kolem 60 let. Pro potřeby práce budeme návrh letounu nazývat jako letoun TLS.

Obr. 1.2 Letoun TL Stream [66]

Název	Hodnota	Jednotky
Letoun	TLS návrh	-
Počet míst	2	ks
Plocha křídla	9,45	m^2
Rozpětí	9	m
Délka	7	m
Výška	2,5	m
Max. vzletová hmotnost	600	kg
Prázdná hmotnost	350	kg
Užitečné zatížení	250	kg
Pohonná jednotka	Rotax 912 ULS	-
Výkon motoru	100	Hp
Hmotnost motoru	67,7	kg
Cestovní rychlost Vc	220	km/h
Pádová rychlost Vs0	83	km/h
Nepřekročitelná rychlost Vne	295	km/h
Maximální rychlost Vmax	260	km/h
Dolet	1550	km
Dostup	5000	m
Stoupavost	6	m/s
Délka vzletu	160	m
Délka přistání	150	m
Délka vzletu (15m překážka)	400	m
Délka přistání (15m překážka)	330	m
Kořenový profil	1,3	m
Koncový profil	0,7	m
Štíhlost křídla AR	8,6	-
Rozpětí křidélka	0,95	m
Plocha kriřélka	0,225	m^2
Rozpětí klapky	1,975	m
Plocha klapky	0,602	m^2
Rozpětí VOP	2,96	m
Plocha VOP	1,776	m^2
Rozpětí SOP	1,2	m
Plocha SOP	0,995	m^2
Plošné zatížení	63,5	kg/m^2
Šířka kabiny	1,3	m
Objem nádrží	120	l
Spotřeba	18	l/h
Zavazadlové dveře	1	ks
Průměr vrtule	1,748	m
Rozvor kol	2,1	m
Vytrvalost	7	h
Násobky zatížení	.+4 / -2	G
Odhadovaná základní cena	96000	USD

Tab. 1.2 Návrhové parametry letounu TLS

1.3 Kategorizační zařazení letounu v rámci leteckých předpisů

Letoun TLS bude primárně určen pro evropský a americký trh s ultralehkými letouny. Budeme se tudíž řídit předpisy pro UL a LSA kategorii. V českých podmínkách jsou požadavky zpracovány v předpisu UL-2 od Letecké amatérské asociace. [58]

Název	Označení	Hodnoty	Jednotky
Maximální vzletová hmotnost	MTOW	600	kg
Pádová rychlost v přistávací konfiguraci	v_{S0}	83	km/h
Min. hmotnost člena posádky	-	70	kg
Min. hmotnost členů posádky (2ks)	-	140	kg
Min. hmotnost člena posádky pro výpočet	-	90	kg
Provozní násobky obratů	n_1	4	-
	n_2	4	-
	n_3	-1,5	-
	n_4	-2	-

Tab. 1.3 Vybrané požadavky předpisu UL-2 [58]

2 Rešerše konkurenčních typů

Součástí následující kapitoly je výčet konkurenčních typů letadel a jejich popis. V příloze této práce je pak k nalezení tabulka, v níž jsou uvedeny základní charakteristiky a výkony vybraných konkurentů uvedených v této kapitole, i dalších typů, na které zde nezbyl dostatek prostoru.

2.1 Rozbor letounů obdobných typů

2.1.1 Airlony Skylane

Skylane od české firmy Airlony je přímým konkurentem TL-3000 Sirius. Siluetou vychází, jak je z názvu znatelné, ze stejnojmenné Cessny. Konstrukcí je však z kompozitu. V současné době patří mezi výkonnější hornoplošné ultralehké letouny, nový model TLS by ho ale měl jak výkonem, tak komfortem převyšovat.

Obr. 2.1.1 Airlony Skylane na letišti LKHS během plachtařského provozu

2.1.2 Orličan M-8 Eagle

Dalším ultralehkým letounem vyráběným v českých zemích je Orličan M-8 Eagle. Podobně jako Sirius, nebo Airlony Skylane vychází i M-8 z typické siluety Cessny 172. Jedná se o kompozitový hornoplošník, který odpovídá běžným standardům. Svými výkony a vybaveností avšak nijak nepřevyšuje ostatní konkurenci. Pro plánovaný TLS by tak neměl být příliš konkurencí a pravděpodobně bude vynikat pouze nižší prodejní cenou. [52]

Obr. 2.1.3 Orličan M-8 Eagle [52]

2.1.3 Tecnam P92 Echo MkII

Velkou konkurenci pro návrh letounu TLS představuje nejnovější letoun z řady dvoumístných italských strojů Tecnam. Tento italský letoun má cestovní rychlost 215 km/h, kapacitu nádrží 110 l a prázdnou hmotnost 366 kg. Jedná se o vzpěrový hornoplošník s kompozitním trupem, vycházející z tradice a zkušeností firmy. [9]

Obr. 2.1.3 Tecnam P92 Echo MkII [9]

2.2 Rozbor obdobných letounů s hornokřídlým bezvzpěrovým uspořádáním

2.2.1 Bristell B8

Bristell B8 je zcela nový produkt české firmy, která se na trhu prosadila především svým dolnoplošným ultralehkým letounem NG-5. B8 je kovový bezvzpěrový hornoplošník, který v současné době prochází letovými testy a certifikací. Měl by být jedním z hlavním konkurentů TLS a pravděpodobně bude dosahovat i velmi podobných výkonů. [21]

Obr. 2.2.1 Bristell B8 [21]

2.2.2 Aero-Kros MP-02 Czajka

Czajka je polský letoun, představený poprvé na Aeru Friedrichshafen v roce 2009. Jedná se o kompozitní bezvzpěrový hornoplošník vybavený typicky motorem Rotax 912 ULS. Letoun má fowlerovu klapku, tříkolový podvozek a 2 sedadla v konfiguraci vedle sebe. [17]

Obr. 2.2.2 Aero-Kros MP-02 Czajka [35]

2.2.3 Flight design CTLS

Letoun CTLS patří v současné době mezi výkonnější stroje své kategorie. Jedná se o kompozitní hornoplošník, který je certifikován nejen v ultralehké kategorii, ale též v rámci certifikace CS-VLA. To přináší výhody širšího rozpětí zákaznické základny. Nový projekt TLS by měl dosahovat podobných výkonů jako CTLS s přidanou hodnotou v podobě využití lepších a novějších technologií výroby a širším rozměrem kabiny. [33]

Obr. 2.2.3 Flight design CTLS [33]

2.2.4 Pipistrel Virus 912 SW 100

Pipistrel Virus patří v rámci hornoplošných letounů mezi jedny z aerodynamicky nejčistších. Slovinská firma se při vývoji nechala inspirovat kluzáky a vyvinula typ, který v současné době rychlostmi převyšuje konkurenci. Nový typ TLS by měl být výkony na podobné úrovni, avšak měl by nabízet větší komfort, přístup k zavazadlovému prostoru, širší prostor v kabině apod. [72]

Obr. 2.2.4 Pipistrel Virus [72]

2.2.5 UL-JIH E100 Evolution

Až do nedávného příchodu Bristellu B8 patřil Evolution k malé skupině výjimek bezvzpěrových hornoplošných letounů vyrobených v České republice. Jeho ojedinělost tkví také v zatahovacím podvozku, který u této kategorie letadel nebyl vůbec běžný. I přes tyto dvě důležité konstrukční řešení, které dopomáhají k zvýšení možných dosahovaných rychlostí, však na trhu letoun prozatím nedosáhl velkého úspěchu. [29]

Obr. 2.2.5 UL-JIH E100 Evolution [68]

2.2.6 Sector Aircraft Hero

Hero je brazilský letoun složený převážně z hliníkové slitiny 2024-T3. Je vybaven motorem Rotax 912iS, brzdami od firmy Beringer, sedadly vedle sebe a klasickým tříkolovým podvozkem. Křídla jsou zakončena winglety a pro větší aerodynamickou čistotu mohou být kola vybavena kompozitovými kryty. [62]

Letoun je dle informací na oficiálních stránkách ve fázi před letovým testováním a již byl oficiálně představen. [62]

Obr. 2.2.6 Sector Aircraft Hero [62]

2.2.7 Vashon Ranger R7

Vashon Ranger je americký celokovový hornoplošník jednoduché konstrukce. Křídlo je bezvzpěrové a má obdélníkový půdorys. Letoun je konstruován z hliníkové slitiny 6061-T6, má sezení vedle sebe a poprvé byl představen v roce 2018 na výstavě Oshkosh. Svojí jednoduchostí zaručuje nízké provozní náklady, které jdou samozřejmě na úkor průměrnějších letových výkonů. Pro TLS není proto přímým konkurentem. [71]

Obr. 2.2.7 Vashon Ranger R7 [71]

2.2.8 CZAW Parrot

Ultralehký hornoplošník Parrot české konstrukce poprvé vzlétl v roce 2005. Podobně jako Bristell B-8 má křídlo s negativním šípem. Další nezvyklostí vůči jiným hornoplošným typům je otvírání kabiny směrem vzhůru, stejně jako je to zvykem u dolnoplošných letounů. Parrot i přes své inovativní nápady na trhu neměl příliš úspěch a bylo jich vyrobeno pouze několik kusů. [28]

Obr. 2.2.8 CZAW Parrot [28]

2.3 Ergonomický rozbor kabin letounů obdobných typů

Rozsáhlost rešerše týkající se rozměrů v interiéru kabiny byla bohužel ovlivněna pandemií Covid-19, a z ní plynoucího zákazu cestování mezi okresy a částečného útlumu leteckého provozu. I tak byla provedena praktická měření na některých konkrétních letounech. K nim do Tab. 2.3 níže přibyla též data dostupná z online zdrojů. Relevantnost použitého zdroje vůči vlastnímu měření je znatelná při porovnání dvou téměř totožných typů Kitfoxu IV od firem Skystar a Denney Aerocraft. Většina rozměrů se liší pouze v řádu 1-2 cm a může být dána např. jiným čalouněním, odlišnými sedadly, nebo odlišnými interiérovými díly.

Do výčtu typů byly pro orientační představu uvedeny i některé letouny vyšší kategorie, jako např. Cessna 172. U těchto „dospělých“ letounů je ergonomie samozřejmě odlišná a je dána mimo jiné i větším množstvím sedadel, než jsou pouze 2, plánované pro návrh TLS.

Výrobce	Typ	Šířka v bocích/os	Šířka v úrovni ramen	Výška nad hlavu	Sedačka-pedály
Airlony	Skylane	42	115	99	109
ARV Griffon	Griffon	49,53	116,84	106,68	99,06
Avid	Avid Mk IV	42,55	96,52	92,71	101,60
Avid	Magnum	46,36	110,49	96,52	100,33
Bede	BD-4	52,07	104,14	96,52	102,87
Cessna	152	41,91	93,98	96,52	106,68
Cessna	172	49,53	101,60	97,79	127,00
Denney Aerocraft	Kitfox IV	44,5	101	98	106
Fisher	Dakota Hawk	46,99	91,44	91,44	109,22
Fisher	Super Koala	43,18	-	-	109,22
Merlin	Merlin GT	49,53	99,06	96,52	99,06
Montana Coyote	Mountain Eagle	55,88	120,65	101,60	106,68
Murphy	Rebel	50,17	109,22	92,71	119,38
Murphy	SR2500	58,42	111,76	99,06	116,84
Skystar	Kitfox 4-1050	43,18	100,33	93,98	105,41
Stoddard-Hamilton	GlaStar	52,71	111,76	101,60	106,68
TL-Ultralight	Sirius	54	113	98	117
Zenair	CH-601HD	52,07	104,14	93,98	93,98
Zenair	CH-801	50,17	111,76	93,98	101,60
	Průměr	**48,67**	**106,26**	**97,03**	**107,24**
	TLS návrh	**50**	**125**	**102**	**105**

Tab. 2.3 Vybrané rozměry interiéru hornokřídlých letounů uvedené v cm [37]

Šířka v bocích/os - Šířka sezení na jednu osobu, nepočítající se středovými konzolemi u letounů se sezením vedle sebe

Šířka v úrovni ramen - Šířka kokpitu v přibližné výšce ramen pro typického cestujícího

Výška nad hlavu - Vzdálenost od horní části sedáku ke stropu, po přibližné dráze, kterou projdou záda pilota

Sedačka-pedály - Střední vzdálenost od zadní části sedadla pilota k pedálům řízení

3 Základní charakteristika jednotlivých částí navrhovaného letounu

3.1 Křídlo

Celokompozitové křídlo bude použito z jiných letounů řady TL. Jedná se o samonosné křídlo tvořené nosníkovou sendvičovou skořepinou. Uchycení k trupu je provedeno pomocí polokrakorců hlavního nosníku a závěsu na pomocném nosníku. [66]

Oproti dolnoplošným typům řady TL bude mít křídlo menší úhel vzepětí, místo 5º pouze 1º. Tato změna byla provedena z důvodu hornoplošného uspořádání, které má přirozeně lepší vlastnosti stability oproti uspořádání dolnoplošnému. Dále bylo nutné upravit krakorce hlavního nosníku. V prostoru kabiny tak prochází nad hlavou pilota po úpravě ve vodorovné pozici. Trupová část křídla má tudíž nulové vzepětí.

Štíhlost křídla:

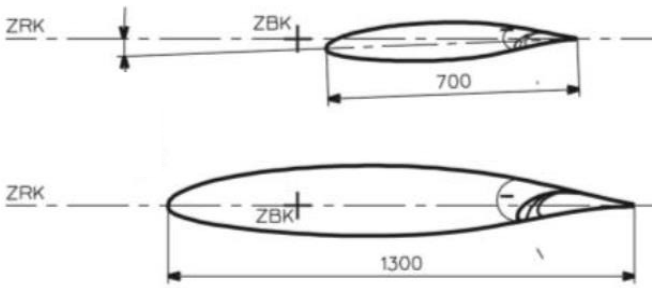
$$\mathrm{AR} = \frac{b^2}{S} = \frac{9^2}{9{,}45} = 8{,}57 \qquad (3.1.1)$$

Plošné zatížené při MTOW:

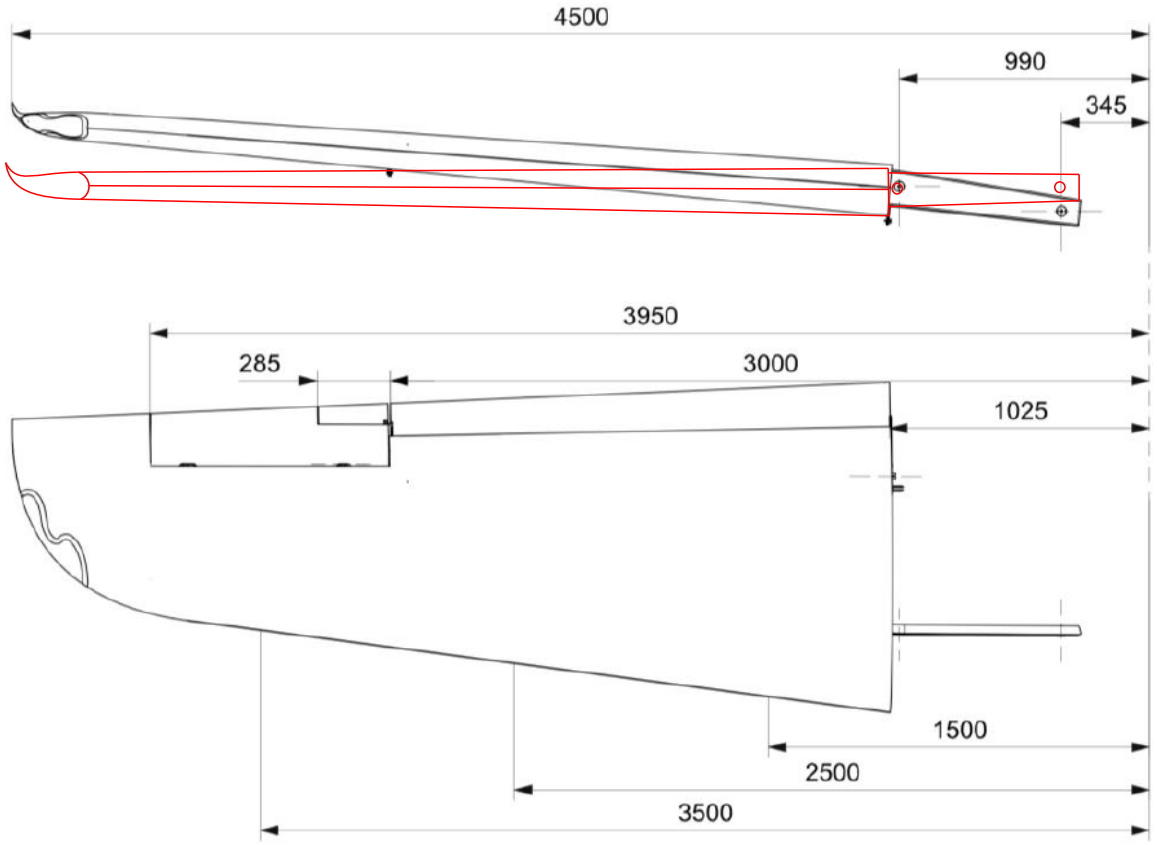
$$\frac{MTOW}{S} = \frac{600}{9{,}45} = 63{,}49\ kg/m^2 \qquad (3.1.2)$$

Oswaldova konstanta (odhadnutí pro přímá křídla s malou štíhlostí):

$$e_{ref} = 1{,}78 \cdot (1 - 0{,}045 \cdot AR^{0{,}68}) - 0{,}64 = 0{,}8 \qquad (3.1.3)$$

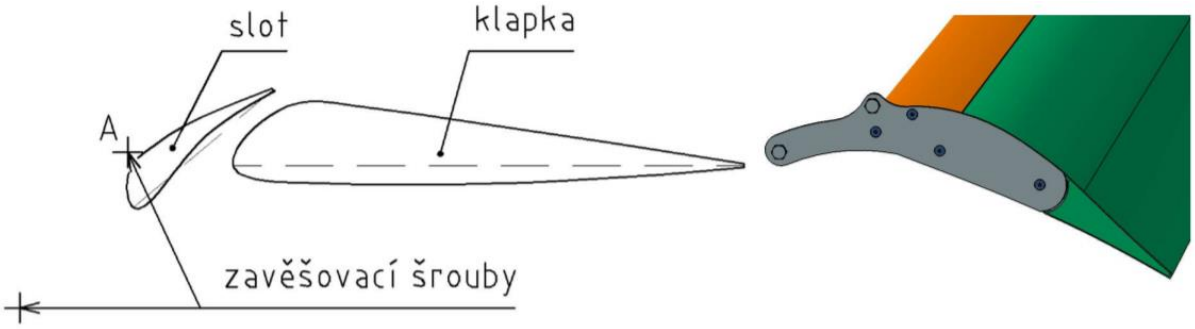


Obr. 3.1.1 Řez profily křídla [4]



Obr. 3.1.2 Nákres změny krakorce a úhlu vzepětí křídla letounu TLS [4]

Křídlo je vybaveno dvouštěrbinovou vztlakovou klapkou s pevným slotem, jenž zajišťuje vyšší účinnost.

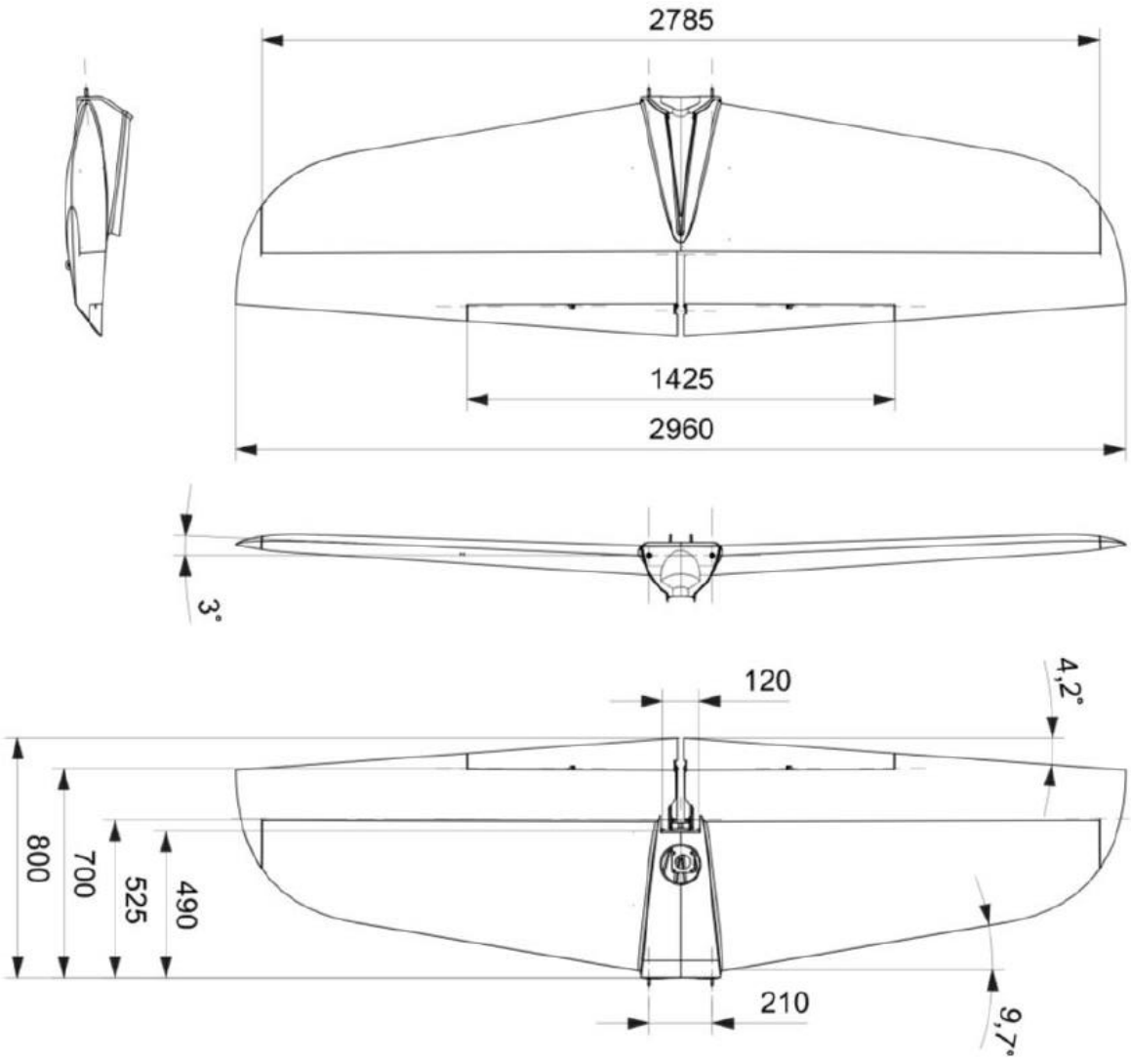


Obr. 3.1.3 Vztlaková klapka s pevným slotem [43]

3.2 Ocasní plochy

Stejně jako u křídla, i u ocasních ploch využijeme již existující variantu používanou u dalších typů řady TL.

Ocasní plochy jsou klasického uspořádání a jsou tvořeny jako celokompozitové skořepiny. Vodorovná ocasní plocha je montována zvlášť, zatímco kýl svislé ocasní plochy je součástí trupové části. V praxi by byla navržena forma s novou geometrií trupu letounu se zachováním geometrie kýlu, jelikož dochází k laminaci celého celku v kuse v podobě dvou symetrických půlek trupu. [66]



Obr. 3.2 Vodorovná ocasní plocha letounu [4]

3.3 Pohonná jednotka

Za pohonnou jednotku volíme na navrhovaný letoun motor Rotax 912 ULS, který patří mezi nejrozšířenější letecké motory využívané u ultralehkých letounů. Jedná se o čtyřválcový čtyřtaktní motor chlazený vzduchem. Motor má mazání se suchou skříní a má nádrž na 3 l oleje. Motor má elektrický startér a typicky se používá s reduktorem na vrtuli o převodovém poměru i = 2,43. Rotax 912 je zároveň využíván i u ostatních letounů portfolia firmy TL-ultralight a představuje tak logickou volbu základní pohonné jednotky. [66]

V budoucnu se může uvažovat i s montáží jiné pohonné jednotky firmy Rotax, jako např. verze 912iS, 914 UL, nebo 915iS.

Obr. 3.3 Motor Rotax 912 ULS [66]

3.4 Vrtule

Firma TL-ultralight vyrábí vlastní kompozitní třílistou vrtuli PowerMax a pro základní návrh letounu budeme uvažovat s jejím využitím. Pro motory Rotax lze využít i další varianty vrtulí, které by mohly být nabízeny v případě rozšíření typového průkazu letounu, pro větší uspokojení požadavků zákaznické základny.

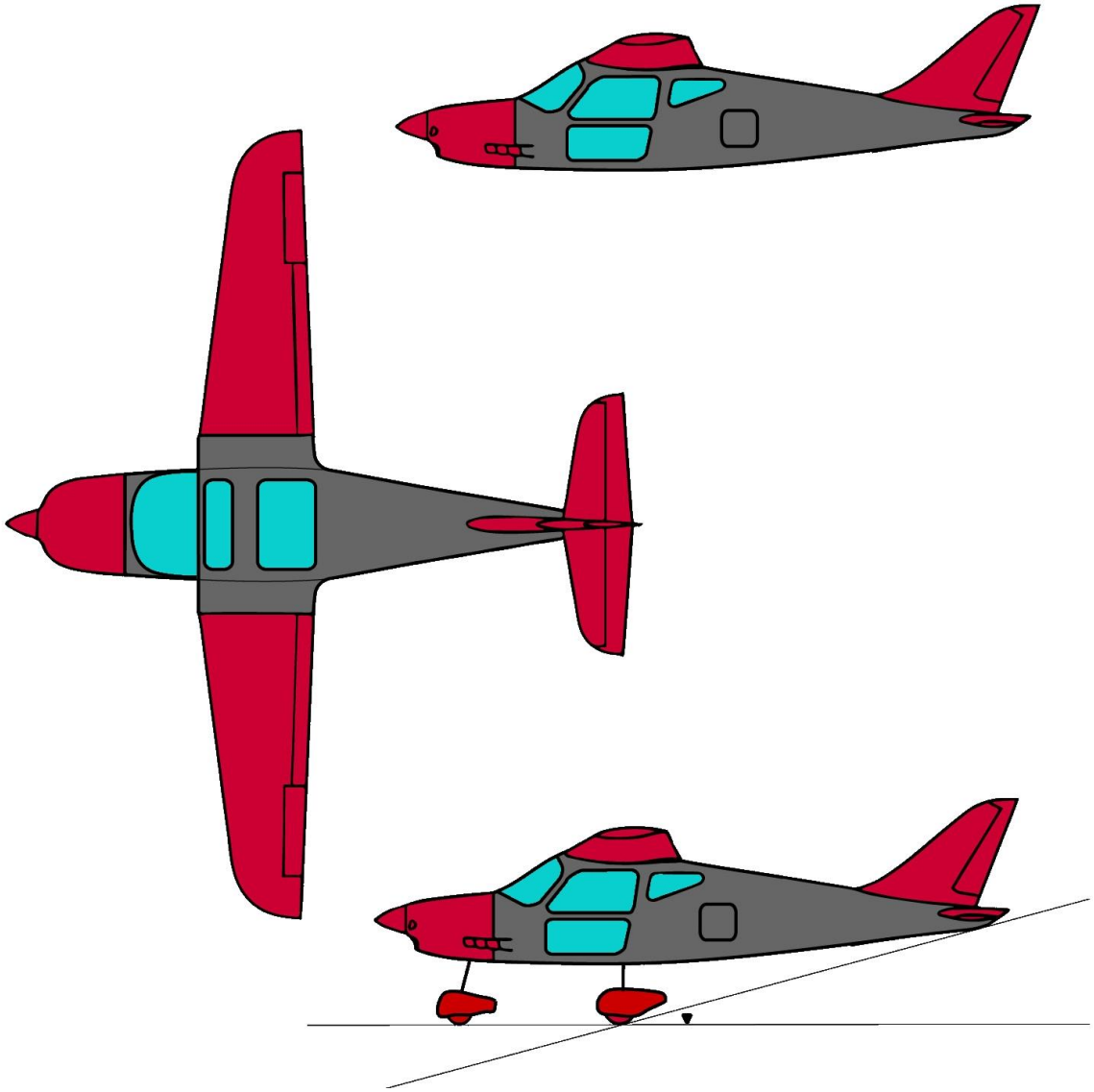
Vrtule PowerMax je tažná a za letu stavitelná. Nastavení listů je řešeno pomocí servomotoru a ovládá se pákou umístěnou v kokpitu vedle páky přípusti motoru. Pro režim constant-speed postačuje pohnout pákou a vrtule se sama nastaví. Průměr vrtule je 1748 mm a rozsah úhlů nastavení listů je 10º. Hmotnost vrtule je 10,2 kg, servomotoru a ovládání vrtule 1,25 kg a vrtulového kužele 0,5 kg, tedy celkem téměř 12 kg. [66]

Pro pozdější výpočty výkonů budeme používat typickou hodnotu účinnosti vrtulí 85 %, viz kapitola 4.2 mé bakalářské práce. [8]

Obr. 3.4 Vrtule PowerMax [66]

3.5 Trup

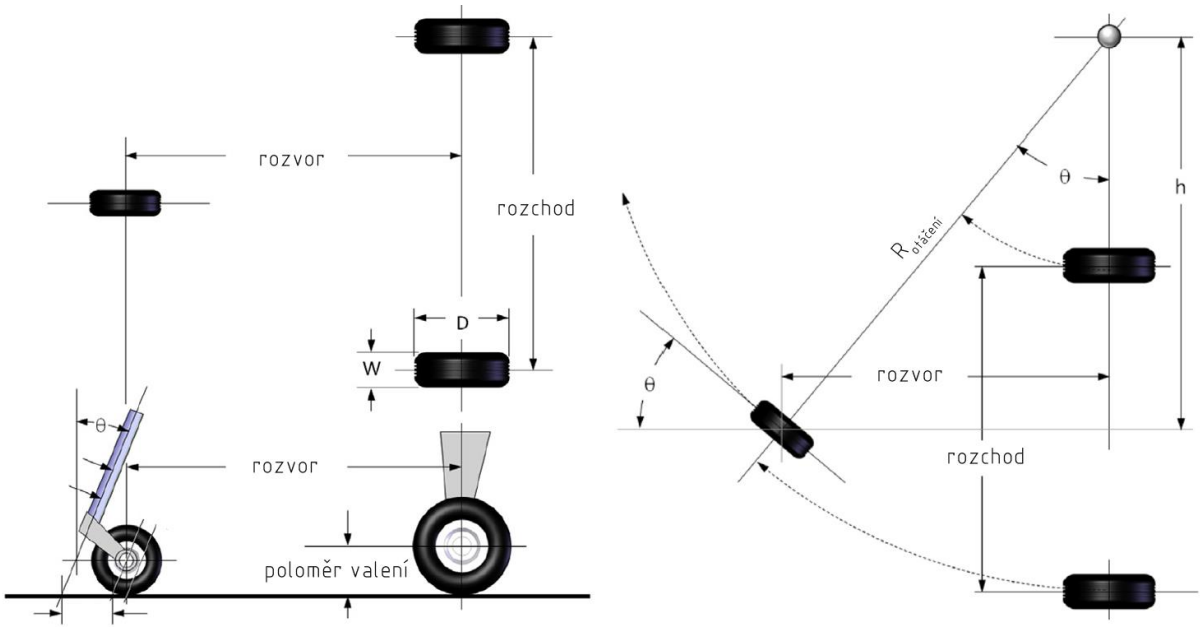
Hlavní zcela novou částí konstrukce letounu je střední trupová část. Ta propojuje motorovou část s ocasem a zároveň je v ní upevněno křídlo v hornoplošné konfiguraci. Ve střední části trupu též nalezneme prostor pilotní kabiny, zavazadlový prostor se samostatnými bočními dveřmi, záchranné vystřelovací padákové zařízení a na spodní straně upevněné hlavní přistávací zařízení. Na předběžném návrhu letounu níže jsou rudě zvýrazněny části reprodukovatelné z jiných typů řady TL a šedě zcela nově navrhovaná trupová část.



Obr. 3.5 Předběžný návrh letounu TLS

3.6 Přistávací zařízení

Dle požadavků firmy budeme uvažovat se dvěma variantami přistávacího zařízení. První variantou je pevný podvozek, podobně jako tomu je u TL-3000 Sirius. Druhou variantou je podvozek zatahovací, jenž není pro hornoplošné letouny své kategorie typický a měl by přinést náskok oproti konkurenci.



Obr. 3.6.1 Základní geometrie tříkolového podvozku s příďovým kolem [6]

Pro určení polohy hlavního přistávacího zařízení byl zvolen postup z Gudmundssona [6]. V kapitole 13.3 je uveden postup, před jehož využitím bylo nutné vypracovat bokorys letounu, zjistit polohu bSAT a určit centráž letounu. Na Obr. 3.6.2 je daná metoda zobrazena.

Na bokorysu letounu stanovíme [6]:

1), 2) Rozsah centráží – modré čáry

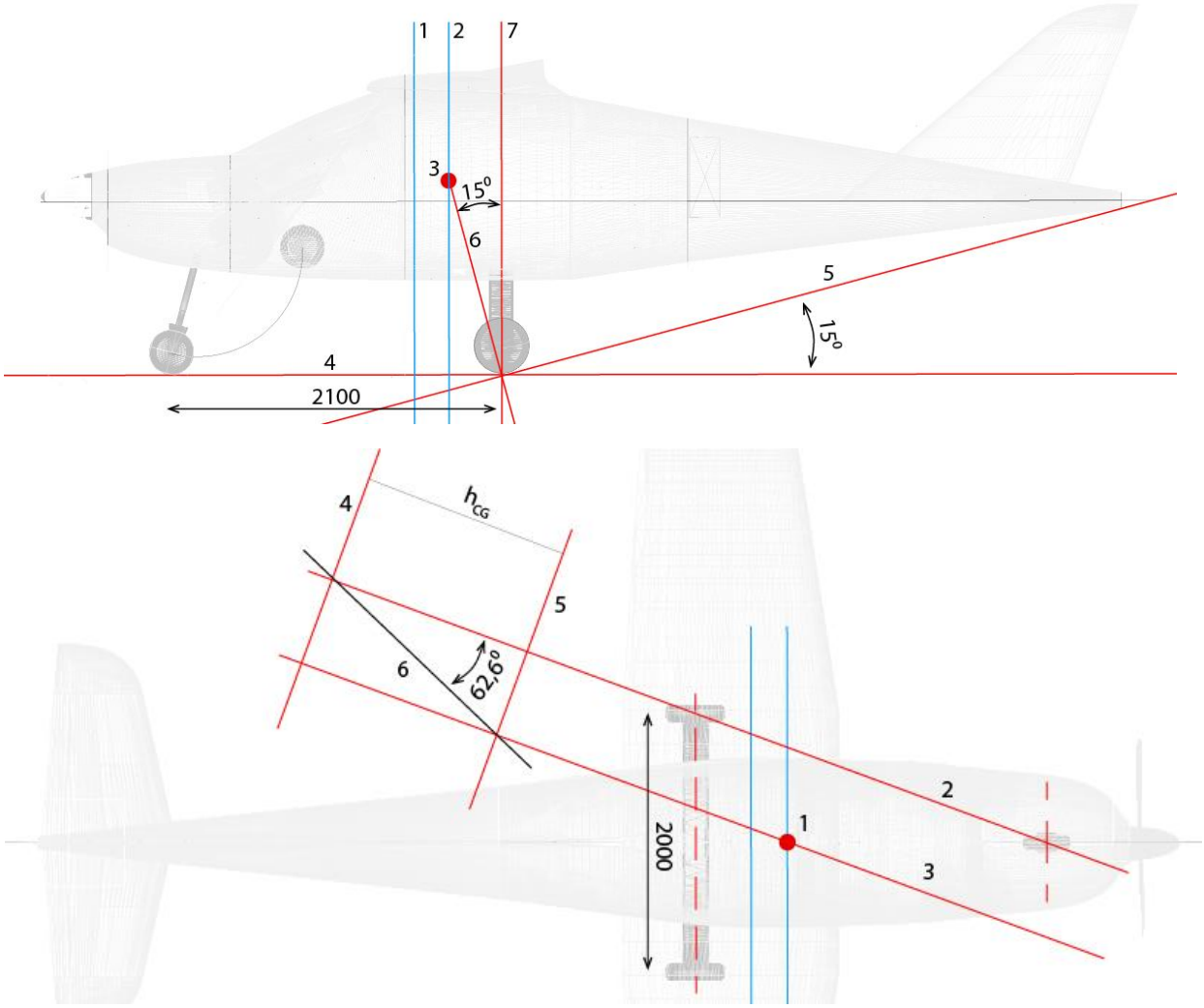
3) Limitní centráž – červený kruh

4) Dle polohy přední podvozkové nohy a rezervy vzdálenosti vrtule od země stanovíme plochu povrchu

5) Pod úhlem 15º načrtneme limitní čáru povrchu pro dotyk ocasu trupu

6) Kolmo na čáru 4 vykreslíme průsečík s limitním bodem centráže

7) Z průsečíku čar 5 a 6 vyneseme kolmici na plochu povrhu a do průsečíku této kolmice s plochou povrchu umístíme hlavní přistávací zařízení



Obr. 3.6.2 Náčrt postupu stanovení základní geometrie hlavního podvozku [6]

Dále stanovíme na půdorysném průmětu letounu [6]:

1) Rozsah centráží a polohu limitní centráže

2) Přímku procházející středy předního a hlavního kola

3) Rovnoběžku k této přímce procházející bodem limitní centráže

4) Kolmici na přímky 3 a 4

5) Od kolmice 4 vyneseme vertikální vzdálenost limitní centáže od povrchu země

6) Průsečíky čar 2, 4 a 3, 5 zavedeme přímku. Ostrý úhel mezi čarami 4 a 6 by neměl přesahovat 63º. Tento požadavek je se změřenými 62,6º dodržen.

Rozvor podvozku vychází přibližně na 2,1 m a rozchod hlavního podvozku na 2 m.

3.6.1 Rychlostní přínos zatahovacího podvozku

Dle zdroje [6] provedeme zjednodušený výpočet odporu přistávacího zařízení.

Pro hlavní přistávací zařízení uvažujeme pneumatiky 500-5 o rozměrech 353x145 mm. Pro přední pneumatiku jsou pak rozměry 280x110 mm.

Hlavní pevný podvozek pružinového typu s aerodynamickými kryty kol uvažujeme jako variantu I2. Pro ní platí $\Delta C_{DS} = 0{,}484$ a celkový odpor podvozku vyjádříme pro cestovní rychlost 220 km/h [6]:

$$\Delta C_{DSgear} = \frac{dw}{S} \Delta C_{DS} \qquad (3.6.1.1)$$

$$\Delta C_{DSgear} = \frac{0{,}353 \cdot 0{,}145}{9{,}45} \cdot 0{,}484 \doteq 0{,}00262$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{DSgear} \qquad (3.6.1.2)$$

$$D_{gear} = 2 \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot 1{,}225 \cdot 61{,}11^2 \cdot 9{,}45 \cdot 0{,}00262 \right) \doteq 2 \cdot 56{,}59 = 113{,}18\ N$$

Stejně postupujeme u předního podvozku. Ten uvažujeme jako variantu M1 s aerodynamickým krytem kola:

$$\Delta C_{DSgear} = \frac{0{,}28 \cdot 0{,}11}{9{,}45} \cdot 0{,}484 \doteq 0{,}00158 \qquad (3.6.1.3)$$

$$D_{gear} = \frac{1}{2} \cdot 1{,}225 \cdot 61{,}11^2 \cdot 9{,}45 \cdot 0{,}00158 \doteq 34{,}1\ N \qquad (3.6.1.4)$$

Pro cestovní rychlost na 75 % výkonu platí rovnost tahu a odporu T=D, pro které platí:

$$T = \frac{\eta P_M}{v} \qquad (3.6.1.5)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D \qquad (3.6.1.6)$$

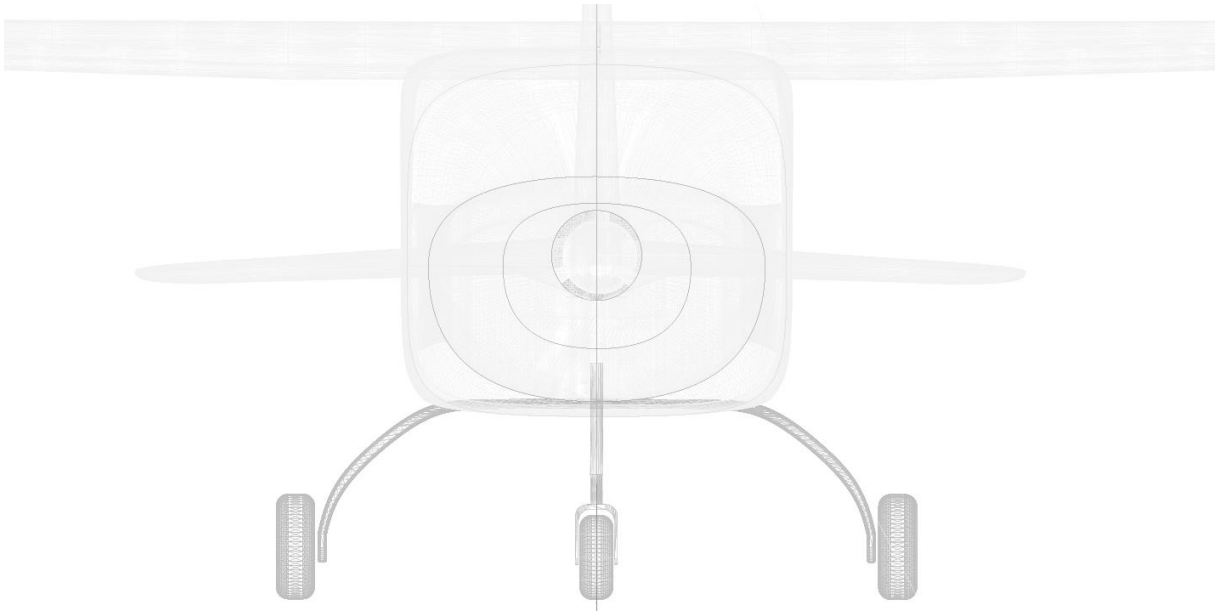
Z těchto rovnic lze dopočíst změnu celkového součinitele odporu letounu, který s podvozkem narostl o 12 %. To způsobí snížení cestovní rychlosti o 13,6 km/h na 206,4 km/h v případě použití pevného podvozku. Procentuálně se jedná o 6,2 % zpomalení.

3.6.2 Pevné přistávací zařízení

Pevné přistávací zařízení bude typově řešené stejně jako u předchozího typu TL-3000 Sirius. Základní geometrické rozměry se budou shodovat s podvozkem zatahovacím a stejně jako u Siriusu bude pevný podvozek vybaven aerodynamickými kryty, tzv. botičkami. Hlavní podvozkové nohy budou pružinového typu.

V trupové části je nutno předem počítat s uchycením pro tuto variantu, avšak z pohledu inovace a náskoku oproti konkurenci je pro návrh důležitější řešení podvozku zatahovacího.

Obr. 3.6.2.1 Přistávací zařízení letounu TL-3000 Sirius [66]

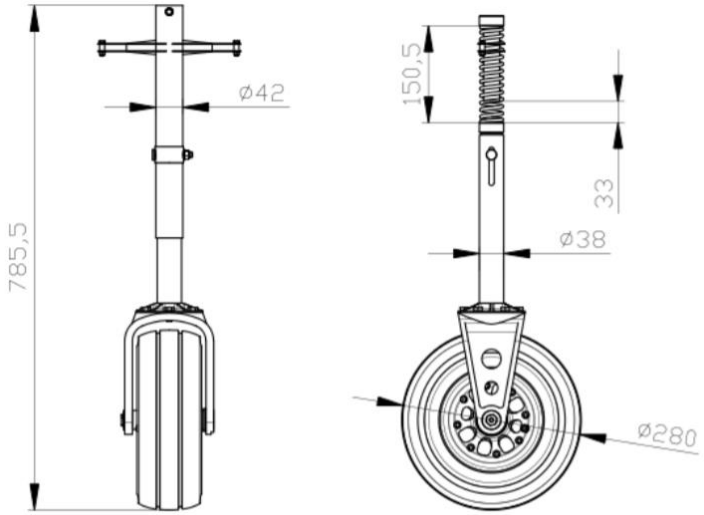


Obr. 3.6.2.2 Model varianty s pevným podvozkem vytvořeným v programu Catia

3.6.3 Přední zatahovací podvozek

Přední zatahovací podvozek je již typově řešen na dalších letounech portfolia. Pro návrh TLS bude použit ve stejné variantě a v této práci se jím tak nebudeme dále do detailu zabývat.

Obr. 3.6.3.1 Detail přední podvozkové nohy letounu TL-Stream [66]



Obr. 3.6.3.2 Základní rozměry přední podvozkové nohy [67]

3.6.4 Hlavní zatahovací podvozek

Zcela novou součástí návrhu je zatahovací hlavní podvozek. V případě jeho řešení máme na výběr několik běžně používaných základních typů a konstrukčních přístupů. [11]

Zatahování podvozku může být řešeno mnoha různými kinematickými mechanismy. Základními charakteristikami jsou však směry zatahování podvozku.

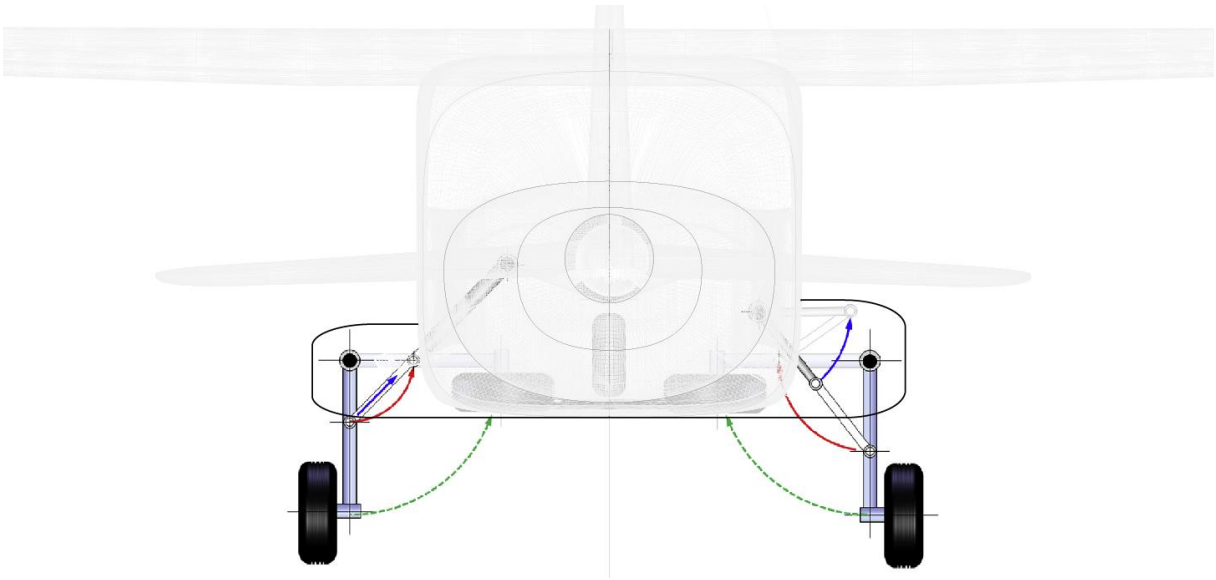
Zatahování podvozku u návrhu letounu TLS může být řešeno:

- Do podvozkových gondol
- Částečné zatažení
- Do trupu
    - Ve směru letu
    - Proti směru letu
    - Vzhůru
    - Další varianty

Obr. 3.6.4.1 Tecnam P92-2000RG [54]

Zatahování do podvozkových gondol

První možnou variantou je zatahování kol podobně jako tomu bývá do křídla u dolnoplošných letounů. Pro tuto variantu jsou nutné podvozkové gondoly, a v podobné kategorii letounů jako je navrhovaný letoun TLS, je takto řešeno přistávací zařízení velmi ojediněle. Mezi takovouto výjimku patří Tecnam P92-2000RG na Obr. 3.6.4.1.



Obr. 3.6.4.2 Ukázka dvou možných variant zatahování kol do gondoly [6]

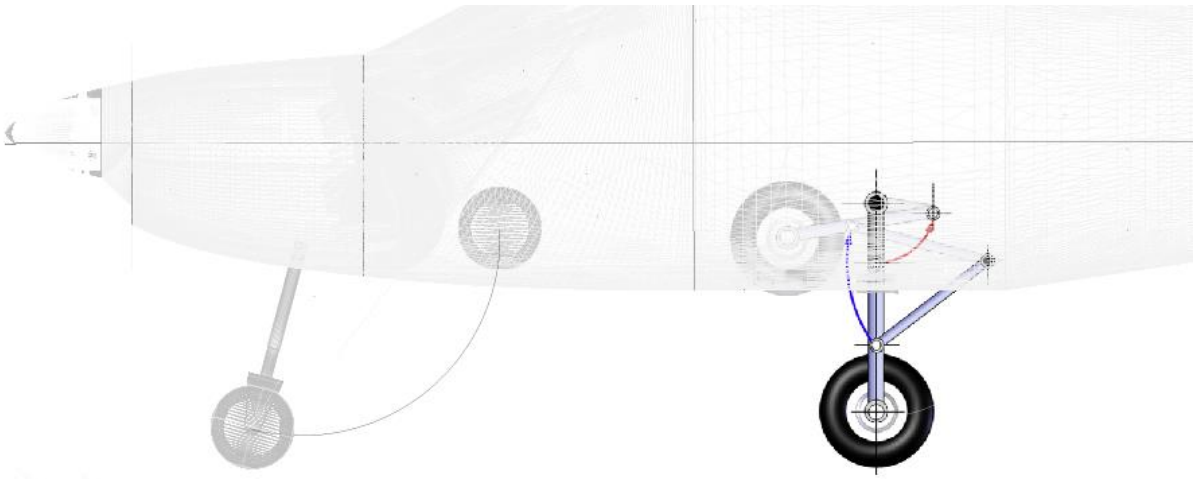
Tato varianta není příliš šťastná, neboť redukuje odpor jen částečně. Na každé straně trupu je nutno vytvořit podvozkové gondoly, z nichž každá by měla odhadem 40x30 cm čelní plochu. Díky tomu je tento hlavní benefit zatahovacího podvozku splněn jen částečně a je velmi diskutabilní, jestli se složitá a drahá zástavba a vývoj zatahovacího podvozku vyplatí. Tato varianta též příliš nekoresponduje s možností klasického pevného podvozku v portfoliu.

Částečné zatažení podvozku

Tato varianta je určitým kompromisem, kdy zatažený podvozek s kolem z části vyčnívá do volného prostoru. K nalezení je například u italského letounu Breda Ba.65. Z hlediska složitosti se jedná o jednodušší a tudíž konstrukčně přívětivější řešení. Bohužel však redukuje odpor podvozku jen částečně. Oproti zatažení úplnému se tak nejeví jako vhodná varianta.

Zatahování do trupu ve směru letu

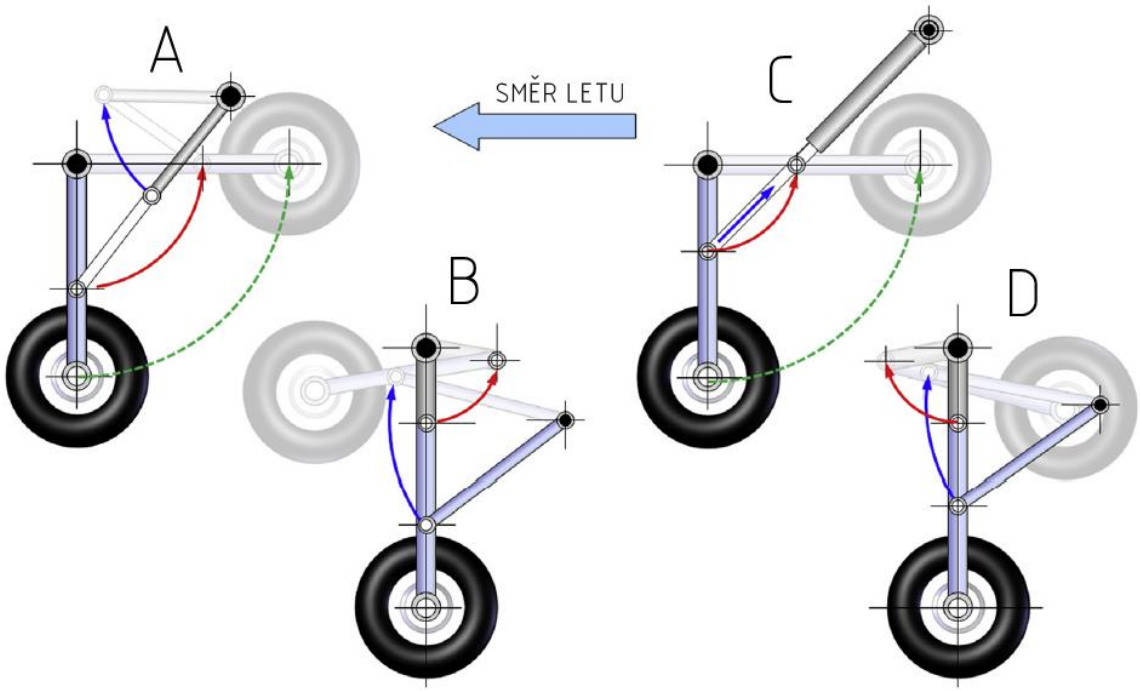
Tato varianta zatahování bohužel není řešitelná pro žádný kinematický případ z důvodu nedostatku prostoru pro podvozek v trupu. V blízkosti před uchycením podvozku se nachází sedačky kokpitu letounu. Uvolnění místa pro toto řešení by znamenalo nedostatek pohodlí v prostoru kabiny, zmenšilo by prostor nad hlavou pilota a změnilo by celou ergonomii.



Obr. 3.6.4.3 Ukázka nevhodné varianty zatahování kol ve směru letu [6]

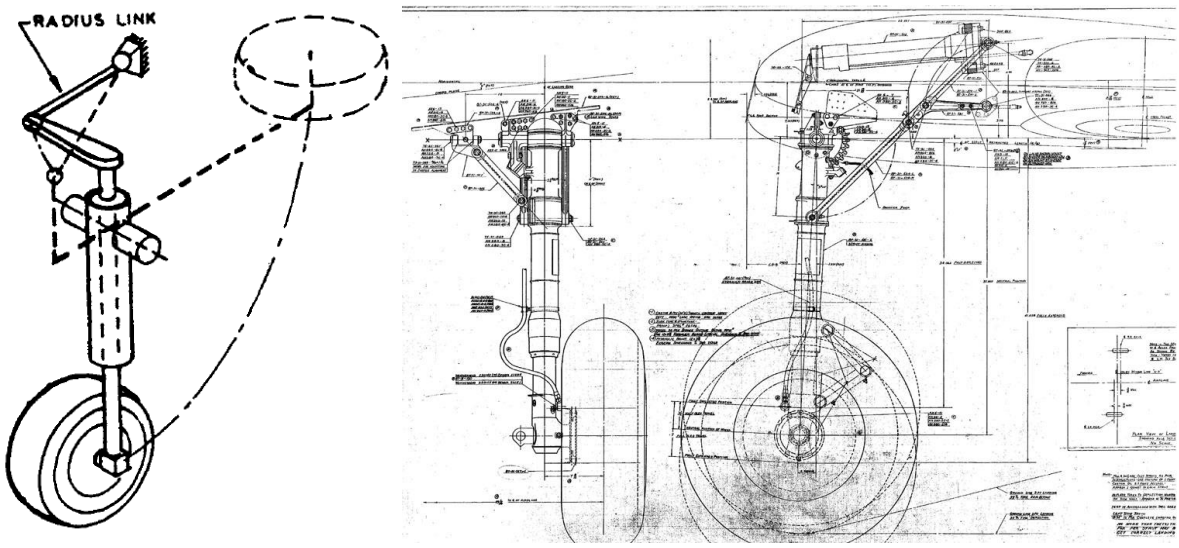
Zatahování do trupu proti směru letu

Podobně jako u zatahování ve směru letu, i pro tuto variantu existuje vícero kinematických řešení. Zatahování proti směru letu je technicky u návrhu TLS řešitelné. Jednou z jeho nevýhod je však posun centráže při zatažení podvozku. Společně s předním zatahovacím podvozkem by došlo k posunu o 1,1-2,2 % bSAT vzad.



Obr. 3.6.4.4 Varianty mechanismu zatahování podvozku bez rotace kola [6]

Na Obr. 3.6.4.4 jsou znázorněné některé druhy zatahování podvozku bez rotace kola. Varianta B již byla uvedena dříve a varianta D není řešitelná z důvodu nedostatku místa kvůli sedačkám. Při zatahování podvozku dozadu by u některých variant bylo nutno posunout zavazadlový prostor vzhůru, nebo dozadu. To by negativně ovlivnilo centráž letounu. Varianta A se jeví jako řešitelná a u varianty C by nastal problém se zavazadlovým prostorem.



Obr. 3.6.4.5 Obecný mechanismus s rotací kola a mechanismus P-40 Warhawk [11, 53]

Kinematicky složitější variantou je zatahování nohy zároveň s rotací kola o 90º. Tato varianta se používala například u letounu F4U Corsair, nebo P-40 Warhawk. Rotací kola je dosaženo jeho lepší uložení v zatažené poloze. V případě TLS by tak zabíral zatažený podvozek menší prostor v trupu.

Obr. 3.6.4.6 Řešení zatahovacího podvozku na letounu Evolution [29]

Mechanismus s otáčením kola je typický i pro zatahovací podvozky letounů Cessna. Tato varianta je použita i na E-100 Evolution, téměř jediné výjimce hornoplošného letounu se zatahovacím podvozkem v ultralehké kategorii. Dle názoru firmy není toto řešení příliš robustní a pokud možno, nebude využito.

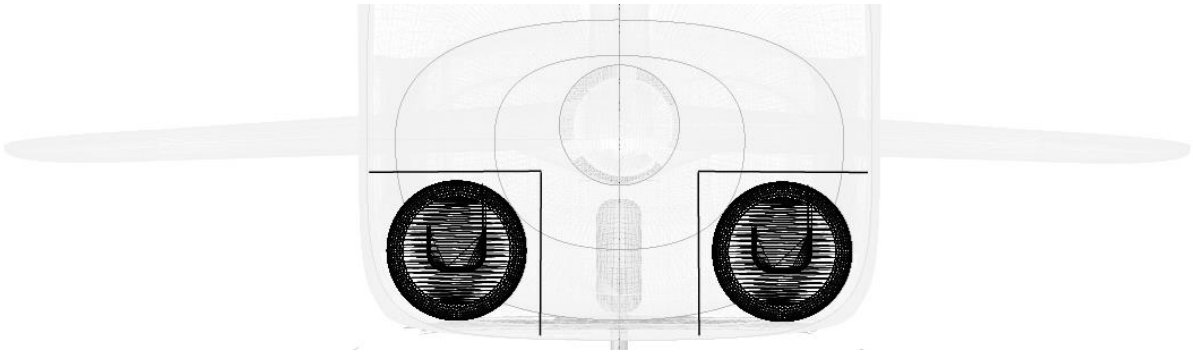
Rotační pohyb kola vůči podvozkovým nohám lze najít i u stíhacích letounů F-14 Tomcat, F-16 Fighting Falcon, Kawasaki T-4, nebo F-104 Starfighter. U těchto letounů jsou kinematické mechanismy odlišné a jsou založené na systémech více tyčí a pák. Některé podvozky zmíněných letounů se zatahují ve směru letu, což ale nebrání možnosti využití těchto mechanismů ve směru opačném.

Obr. 3.6.4.7 Zatahovací podvozky letounů F-16, F-14 a F-104 [38, 42, 26]

Obr. 3.6.4.8 Fáze zatahování podvozku F-16 Fighting Falcon [31]

Existují také mechanismy zatahující kolo do trupu téměř v kolmé poloze. Takto je přistávací zařízení řešeno např. u vrtulníků Mil Mi-24 a Sikorski S-76, nebo vojenských letounů F-8 Crusader a S-3 Viking. Pro letoun TLS se tato varianta nejeví jako vhodná. Průměr každého kola hlavního podvozku je 350 mm, což s nutným prostorem na podvozkovou šachtu tvoří více než polovinu celkového průřezu trupu, který v místě uložení podvozku má šířku kolem 1,1-1,2 m. Výhodou tohoto řešení je jednodušší mechanismus, který nezahrnuje rotaci kol.

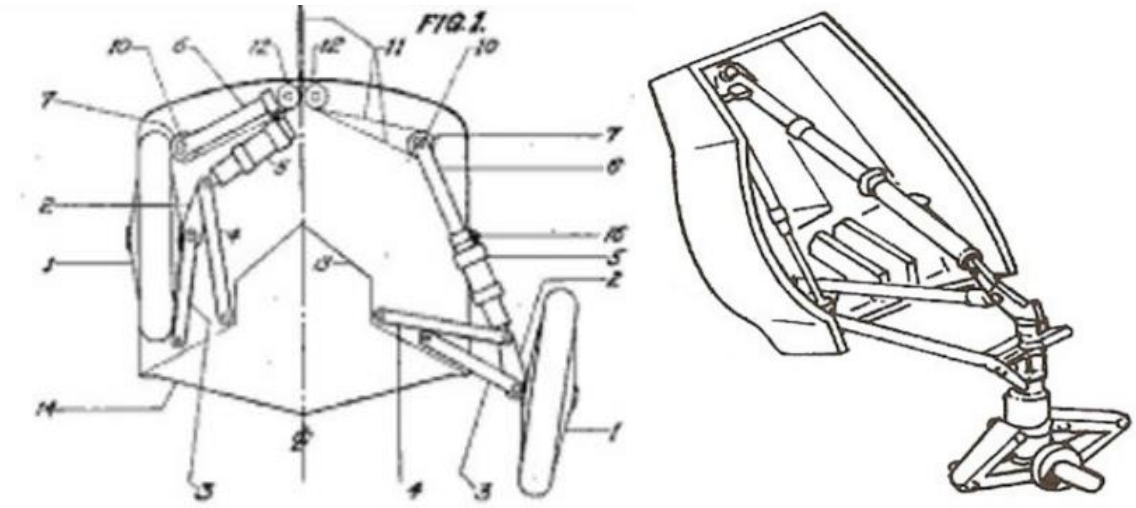
Obr. 3.6.4.9 Podvozky vrtulníků Mi-24 a S-76 [44, 40]



Obr. 3.6.4.10 Schéma zatažených kol kolmo do trupu

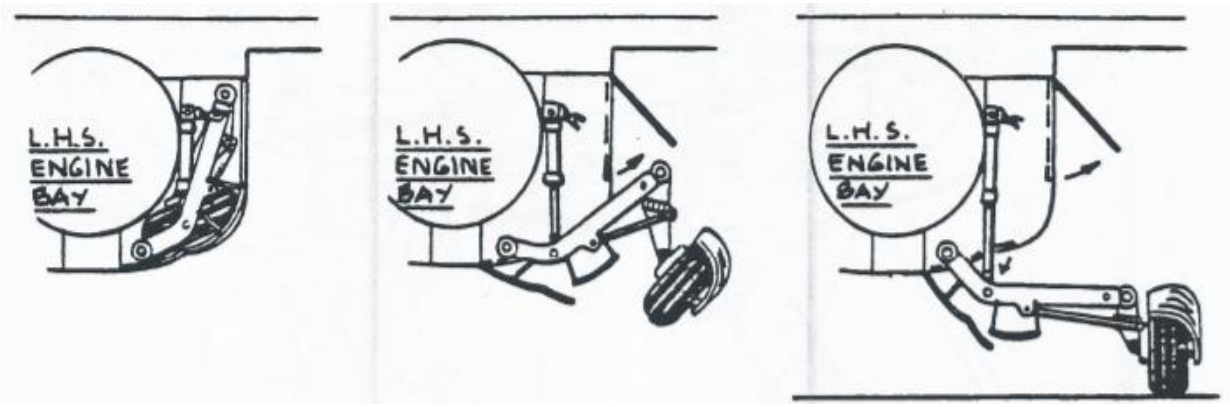
Zatahování do trupu ve směru vzhůru

Tato varianta je typická pro hydroplány a amfibie, jako jsou Canadair CL-415 a PBY-5 Catalina, ale zároveň i pro některé letouny firmy Grumman, jako např. F3F, F4F, nebo pro Curtiss Hawk III. Její nevýhodou je značná velikost uspořádání v prostoru trupu. Zároveň je typická pro letouny, které mají relativně nízkou světlou výšku trupu nad zemí, jelikož zástavba podvozku s velkou výškou a rozchodem je obtížná. [11]

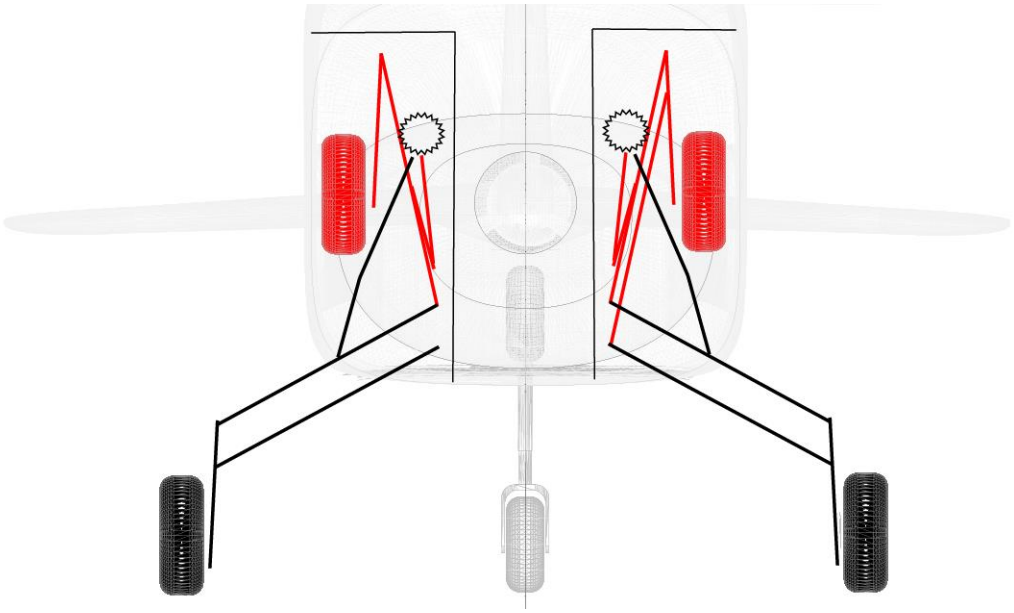


Obr. 3.6.4.11 Podvozky letounů Grumman a PBY-5 Catalina [56]

Kinematicky odlišně je řešeno zatahování u Migu 23 na Obr. 3.6.4.12 níže. Platí pro něj však obdobně, že takováto zástavba zabírá velkou část prostoru trupu.



Obr. 3.6.4.12 Zatahování podvozku letounu Mig-23 [13]

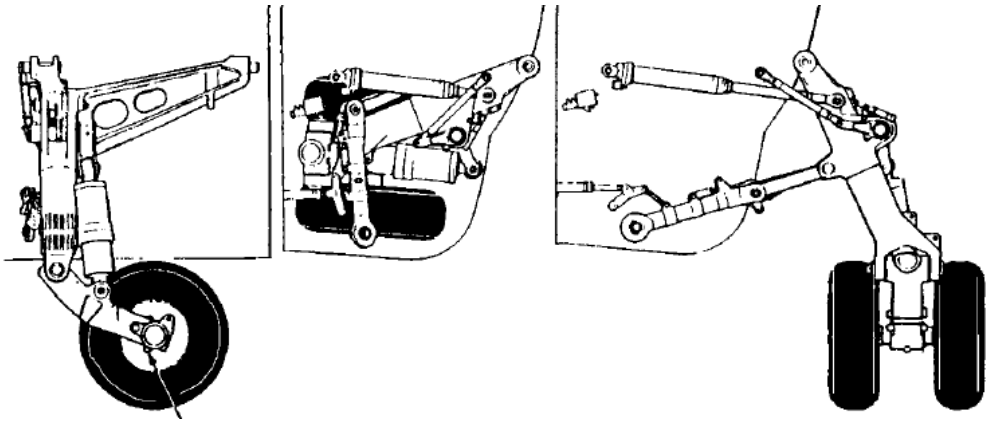


Obr. 3.6.4.13 Schématický návrh zatahování vzhůru ve stylu Grumman, či amfibie

Podíváme-li se na Obr. 3.6.4.13, je jasně viditelné, že zatahování podvozku do trupu vzhůru zabírá velkou část průřezu trupu. Z hlediska pevnostního i estetického je tak tato varianta nevhodná. Navíc u některých řešení dojde k pravděpodobné kolizi s opěradly sedaček, což je opět nevhodné.

Další varianty zatahování do trupu

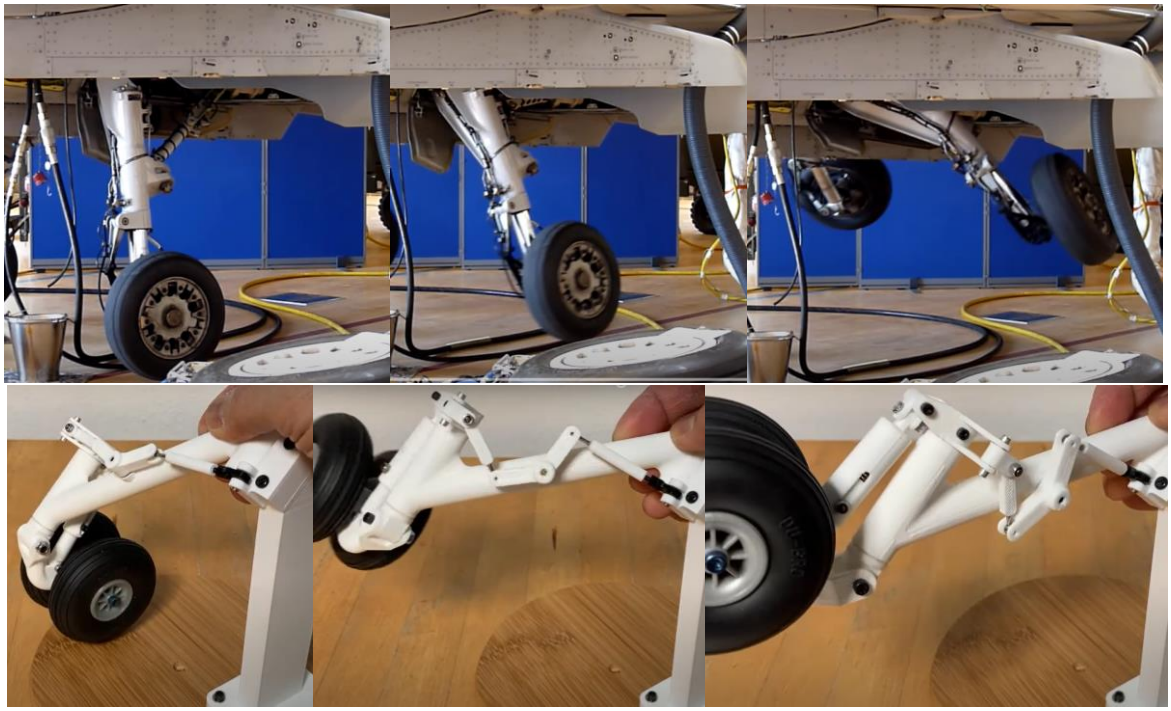
Kromě výše zmíněných variant existují i další varianty zatahování, které kombinují dané směry a přístupy, nebo přicházejí s novými ideami. Jedna z originálních variant je na letounu B.Ae.146 na Obr. 3.6.4.14 níže.



Obr. 3.6.4.14 Zatahovací systém podvozku letounu B.Ae.146 [11]

Odlišný přístup má též francouzská firma Dassault u vojenských letounů F1 Mirage a Aplha jet, stejně tak jako firma Douglas a Saab. Jedná se o mechanismy s otočným čepem umístěným pod zhruba 45º k ose trupu, kdy se podvozková noha zaklopí do trupu a v současné chvíli se překlopí, či otočí podvozkové kolo, pomocí pomocného mechanismu. Tato varianta se pro návrh TLS jeví jako řešitelná, ale její vhodnost je diskutabilní.

Obr. 3.6.4.15 Podvozky letounů Douglas A-3 Skywarrior a Alpha jet [70, 20, 19]



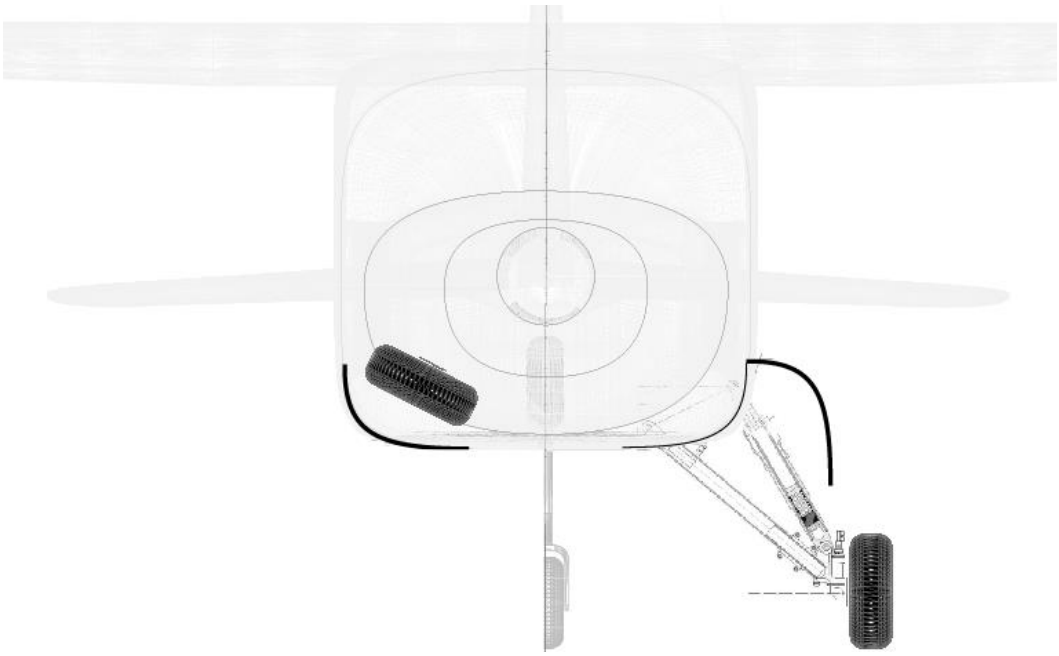
Obr. 3.6.4.16 Kinematika zatahování podvozku Saab Jas 39 Gripen a Mirage F1 [51, 36]

Zhodnocení variant zatahování podvozku

V Tab. 3.6.4 níže je klasifikována vhodnost a proveditelnost variant popsaných dříve v textu. Do předběžného návrhu budeme uvažovat teoreticky nejvhodnější variantu, kterou se zdá mechanismus typově obdobný, jako používá F-16 Fighting Falcon. Výhoda této varianty je mimo jiné také možnost samostatného tlumiče, který bude pravděpodobně pryžového typu. Další uvažované by mohly být varianty do trupu proti směru letu, typu Cessna, typu Dassault a Gripen. Pro finální zhodnocení a návrh je však nutný hlubší rozbor a konstrukční návrh, který není cílem této práce.

Typ zatahovacího podvozku	Proveditelnost	Vhodnost
Zatahovací do podvozkových gondol	Proveditelné	Nevhodné
Částečné zatažení	Proveditelné	Nevhodné
Do trupu ve směru letu	Neproveditelné	Nevhodné
Do trupu proti směru letu	Proveditelné	Diskutabilní
Do trupu proti směru letu typ Cessna	Proveditelné	Diskutabilní
Do trupu proti směru letu typ S-76	Proveditelné	Nevhodné
Do trupu vzhůru	Obtížně proveditelné	Nevhodné
Do trupu varianta F-16	**Proveditelné**	**Vhodné**
Do trupu varianty Dassault	Proveditelné	Diskutabilní
Do trupu varianta B.Ae.146	Obtížně proveditelné	Diskutabilní
Do trupu varianta Gripen	Proveditelné	Diskutabilní

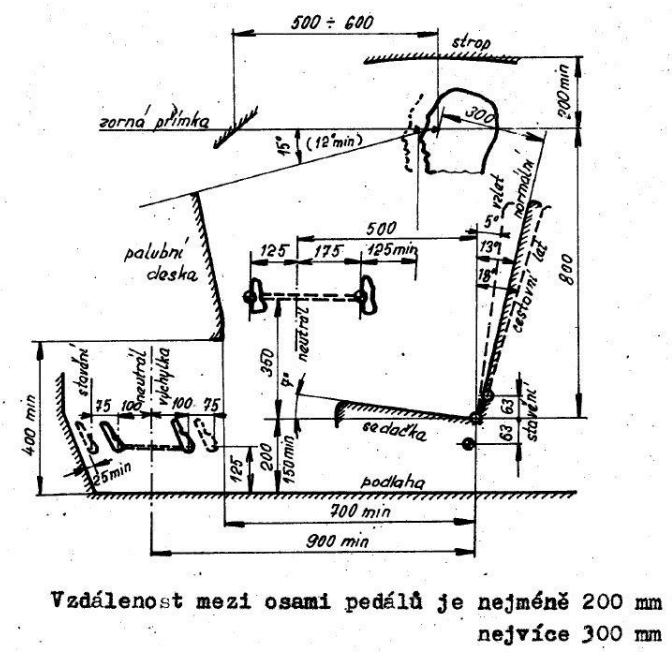
Tab. 3.6.4 Vhodnost a proveditelnost variant zatahovacích podvozků



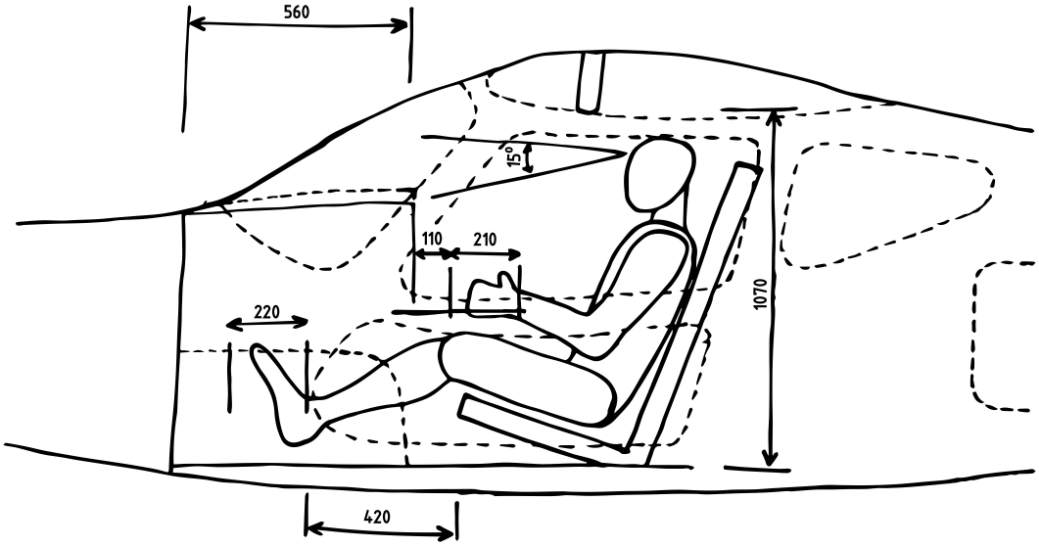
Obr. 3.6.4.17 Schématický nákres voleného druhu podvozku typu F-16 [30]

4 Návrh interiéru letounu s důrazem na komfort posádky

Interiér ultralehkého letounu je možné rozčlenit na několik základních segmentů. V přední části před pilotem se nachází palubní deska s palubními přístroji, ovladači a sdělovači informací o letounu a letu. V oblasti nohou se nachází nožní řízení a při použití tzv. beranů se ruční řízení nachází zhruba v oblasti nad koleny. V části mezi sedačkami pilota a cestujícího se typicky nachází středový panel, tzv. tunel. V něm může být zabudována další sada sdělovačů a ovladačů, nebo zde může být umístěn odkládací prostor. [32]



Obr. 4.1 Doporučené rozměry kabiny pro lehké letouny [12]



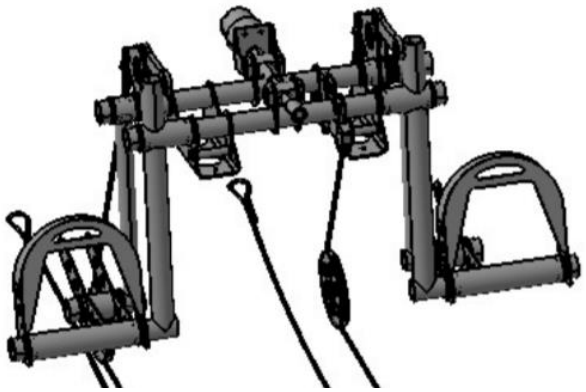
Obr. 4.2 Návrh ergonomie kabiny letounu TLS

4.1 Ruční řízení

Ruční řízení budeme řešit stejně jako u TL-3000 Sirius pomocí ovládacího táhla s rukojetí, tzv. beranů. Tato varianta je z pohledu komfortu mnohem přínosnější hlavně při vstupu a výstupu z kabiny. V oblasti nohou totiž není žádná překážka v podobě klasického kniplu. Dráha pohybu ručního řízení bude od 110 do 320 mm od čela palubní desky, což zaručí pohodlí pilota a zároveň dobrou ovladatelnost výškových kormidel.

4.2 Nožní řízení

Konstrukci nožního řízení budeme uvažovat s implementovaným ovládáním brzd hlavního podvozku. Dále budeme uvažovat s možností posuvu „od sebe a k sobě“ v prostoru kabiny, pro možnost ideálního nastavení vzdálenosti pro každého pilota dle jeho preferencí. Možnost posuvu bude 22 cm a vzdálenost nožního řízení od sedačky pilota 42-64 cm. Nožní řízení bude v základu totožné s dalšími letouny řady TL.



Obr. 4.2 Mechanismus pedálů nožního řízení letounu TL-Stream [43]

4.3 Přístrojové vybavení

Přístrojové vybavení u ultralehkých letounů je velmi různorodé a odvíjí se především od ceny a požadavků zákazníka. Nejinak tomu bude u letounu TLS, které může být nabízen s přístrojovou deskou „šitou na míru“ konkrétním zákazníkům.

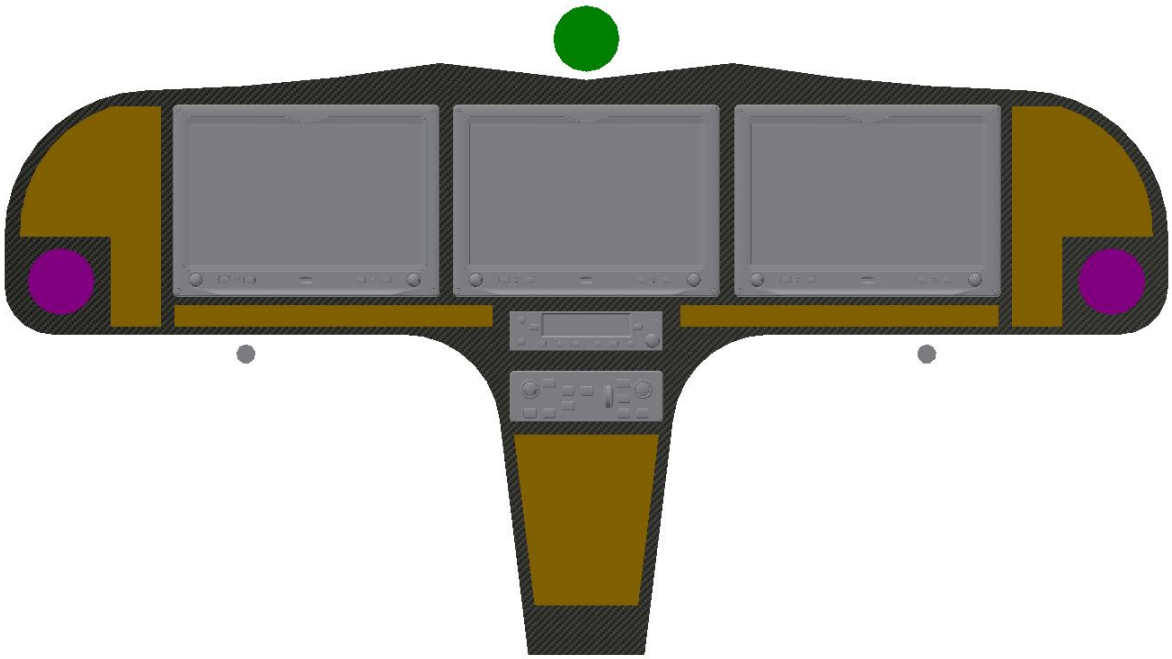
Mezi typickou palubní výbavu patří [32]:

- Rychloměr, vario, výškoměr
- Kompas, zatáčkoměr
- Rádio – vysílač a odpovídač
- GPS
- Páka klapek s indikací úhlu vysunutí
- Ovladač zatahovacího podvozku s indikátorem
- Ovládání palivového systému, palivoměry a ukazatele tlaku paliva
- Motorové přístroje – otáčkoměr, přívěra karburátoru, startér, ukazatel teploty hlav, oleje, výfukových plynů, tlaku oleje, motohodin, sytič
- Ukazatel trimu výškového kormidla
- Přepínače – osvětlení, interkom, spínání magnet, apod.
- Regulace topení
- Jističe elektrovybavení
- Čtyřbodové bezpečnostní pásy
- Úložné prostory – kapsy, odkládací plochy, apod.

Při volbě pokročilých avionických přístrojů jako je Garmin GX3 můžeme velkou část výše zmíněné výbavy shrnout do jednoho zařízení.

Obr. 4.3.1 Dvojice přístrojů G3X, panel autopilota GMC 307 a rádio GNC 255 [34]

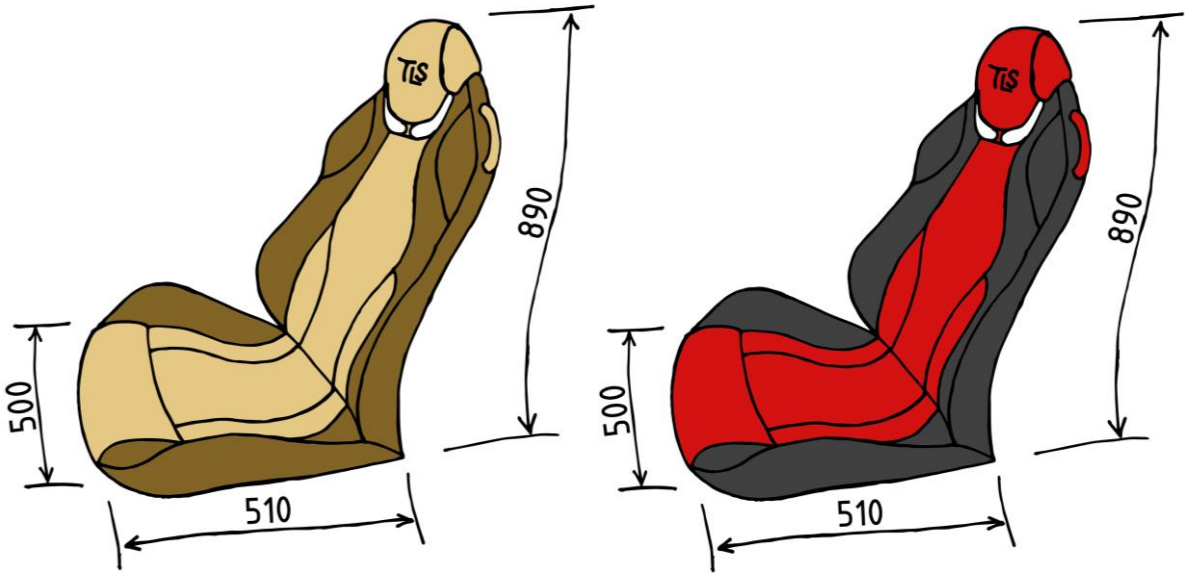
Pro tuto práci byla navrhnuta jedna z možných „prémiových“ variant palubní desky s implementací 3 obrazovek Garmin G3X, rádia Garmin GNC 255, které je současně přijímačem VOR/ILS a autopilotem Garmin s ovládacím panelem GMC 307. Na Obr. 4.3.2 lze najít základní rozložení přístrojů na palubní desce. Kromě přístrojů Garmin je zde znázorněna fialovou barvou interiérová ventilace, zelenou barvou možná poloha pro instalaci kompasu a hnědě plochy, ve kterých se umístí potřebné spínače, přepínače, jističe, ovladače a páky.



Obr. 4.3.2 Návrh palubní desky s přístroji G3X, GNC 255 a GMC 307 [34]

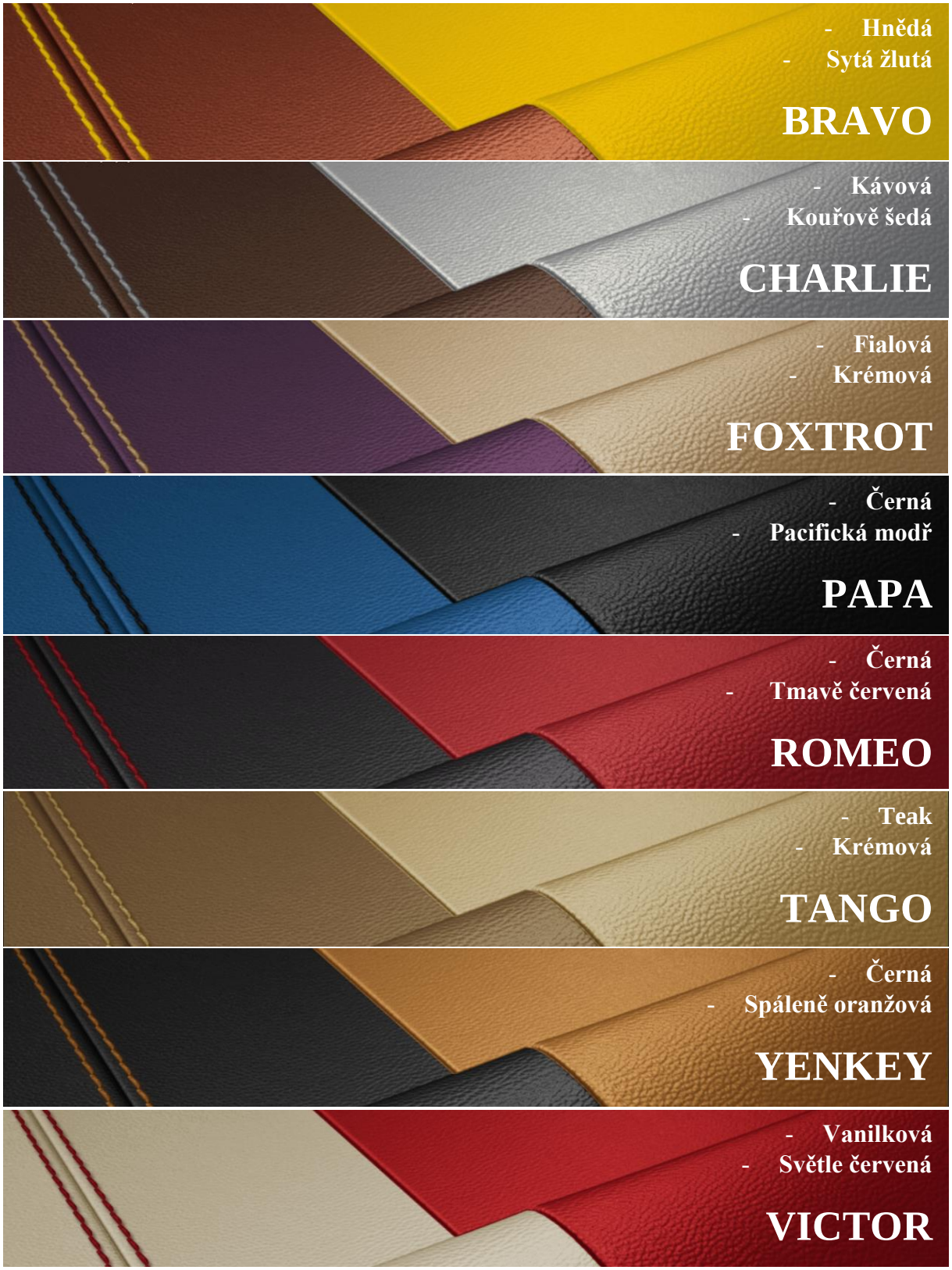
4.4 Sedadlová soustava

Dle nejnovějších moderních trendů byl načrtnut návrh sportovně laděných sedaček. Na náčrtu jsou vyznačeny základní rozměry sedadla a v místě pod opěrkou hlavy se nachází otvory na ramenní bezpečnostní pásy. Bezpečnostní pásy budou klasické čtyřbodové, které se v letectví používají jako standard. Celková tloušťka sedačky se pohybuje od 5 do 14 cm v závislosti na konkrétním místě a tloušťce polstrování.



Obr. 4.4.1 Náčrty designu sedačky v barevných kombinacích Tango a Romeo

Z důvodu nízké hmotnosti se konstrukce sedačky bude skládat z kompozitních materiálů. Čalounění, výstelka a detaily interiéru se budou soustředit na využití udržitelných, kvalitních a přírodních materiálů, jakými jsou kůže, vlna, bavlna a dřevo. Na čalounění sedadel bude využita kůže, která reprezentuje luxus a kvalitu a zároveň je materiálem, který umí takzvaně přirozeně stárnout a dobře se udržuje.



Obr. 4.4.2 Návrh barevných variant koženého čalounění [41]

4.5 Záchranný systém

Běžnou součástí nově vyráběných ultralehkých letounů bývá padákové zařízení. Pro návrh TLS využijeme záchranný systém typu Stratos 07 Magnum 601. Ten je využívaný také v dalších letounech firmy TL-ultralight a zároveň se jedná o českého výrobce. S ohledem na rychlý servis, řešení technických problémů apod. se tak jedná o vhodné řešení z pohledu firmy.

Název	Hodnoty	Jednotky
Maximální provozní hmotnost	759	kg
Maximální provozní rychlost	320	km/h
Hmotnost systému	12,4	kg
(včetně raketového motoru, bez odpalování)		
Rozměry	245x195x430	mm
	250x170x490	mm
	200x195x510	mm
	410x205x250	mm
Čas otevření při maximální rychlosti	3	s
Maximální přetížení	30	kN
(Dynamický ráz)		
Klesavost	7	m/s
(s maximálním zatížením)		
Sleider	ano	
Druh kontejneru	látkový	
Vrchlík		
Plocha	130	m²
Přebalovací interval	6	rok
Balistické zařízení		
Typ raketového motoru	Magnum 600	
Celkový impuls tahu při 20°C	0,464	kNS
Aktivace	Mechanická	
Doba hoření při 20°C	0,86 ± 0,03	s
Certifikováno	DULV	

Tab. 4.5.1 Technická data Stratos 07 Magnum 601 [45]

4.6 Úložný prostor

Jednou z deviz TLS by měl být velký zavazadlový prostor přístupný pohodlně z boku trupu. Pro tento účel by měla sloužit dvířka o rozměrech 45x45 cm. V tomto úložném prostoru tak bude dostatek volného místa pro umístění libovolného zavazadla do hmotnosti až 40 kg.

5 Hmotnostní rozbor letounu

Hmotnostní rozbor byl proveden na základě rozboru letounu Stream, jehož některé části TLS též využívá. Konkrétně se jedná o křídlo, VOP, SOP, motorové kapoty, pohonnou jednotku, vrtuli, příďový podvozek a některé interiérové a konstrukční díly. V tomto předběžném hmotnostním rozboru byl dále stanoven odhad hmotností a poloh těžišť dalších částí na základě empirického srovnání návrhu TLS s konstrukcí dalších letounů TL. Hlavní přistávací zařízení je uvažováno ve variantě zatahovacího podvozku a oproti zatahovacímu podvozku letounu Stream byla jeho hmotnost navýšena o 10 %, což odkazuje na pravděpodobnou složitější zástavbu.

Pro rozbor byla použita poloha počátku souřadnic ležící 1575 mm před motorovou protipožární přepážkou.

Maximální vzletová hmotnost letounu: MTOW = 600 kg

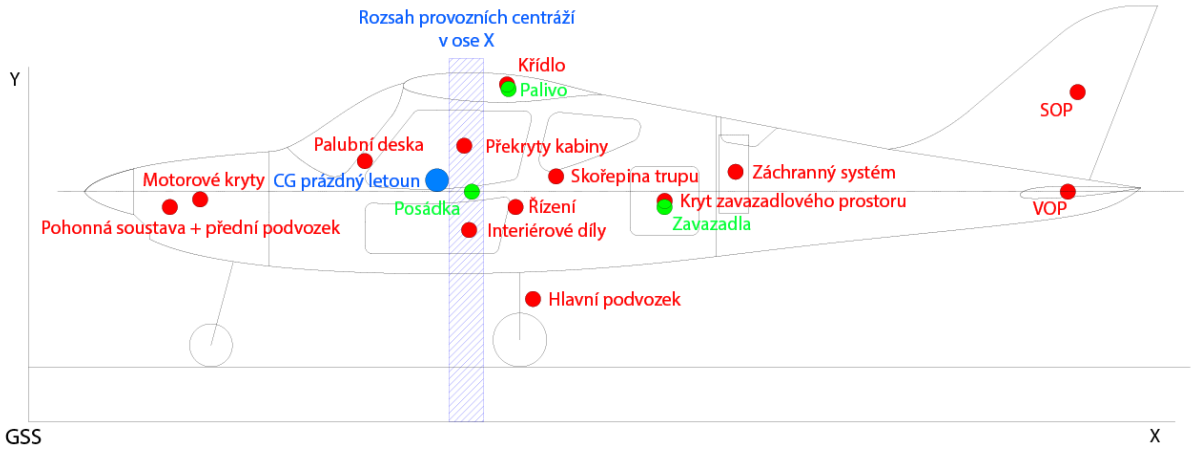
Maximální vzletová hmotnost je dána předpisy a zahrnuje vše, včetně zabudovaného padákového zařízení.

Hmotnost prázdného letounu: $m_{prázdná}$ = 330,3 kg

Výpočet hmotnosti prázdného letounu byl proveden empiricky na základě hmotnostní rešerše dalších typů letounů řady TL. Unifikované části jsou stanoveny přesně, části nové jsou stanoveny empiricky na základě porovnání hmot a poloh těžišť.

Užitečná hmotnost letounu je: $m_{užitečná}$ = 269,7 kg

Užitečná hmotnost zahrnuje prostor pro hmotnost posádky, zavazadel a paliva. Rozsah těchto zatížení je nutné následně omezit letovou příručkou. Pro minimální hmotnost posádky, platí dle předpisu UL-2 70 kg. Při provozu je nutné počítat s rezervou paliva na cca. 0,5 h letu a zároveň je nutné nikdy nepřekročit MTOW. Z toho plyne omezení pro jednotlivé položky užitečné hmotnosti. Např. pro dvoučlennou posádku o hmotnosti 180 kg se zavazadly o 20 kg platí maximální možná hmotnost natankovaného paliva 69,7 kg. Takto zatížený letoun je pak do provozu puštěn s maximální možnou vzletovou hmotností, která nebyla překročena.



Obr. 5.1 Nákres polohy těžišť jednotlivých součástí letounu

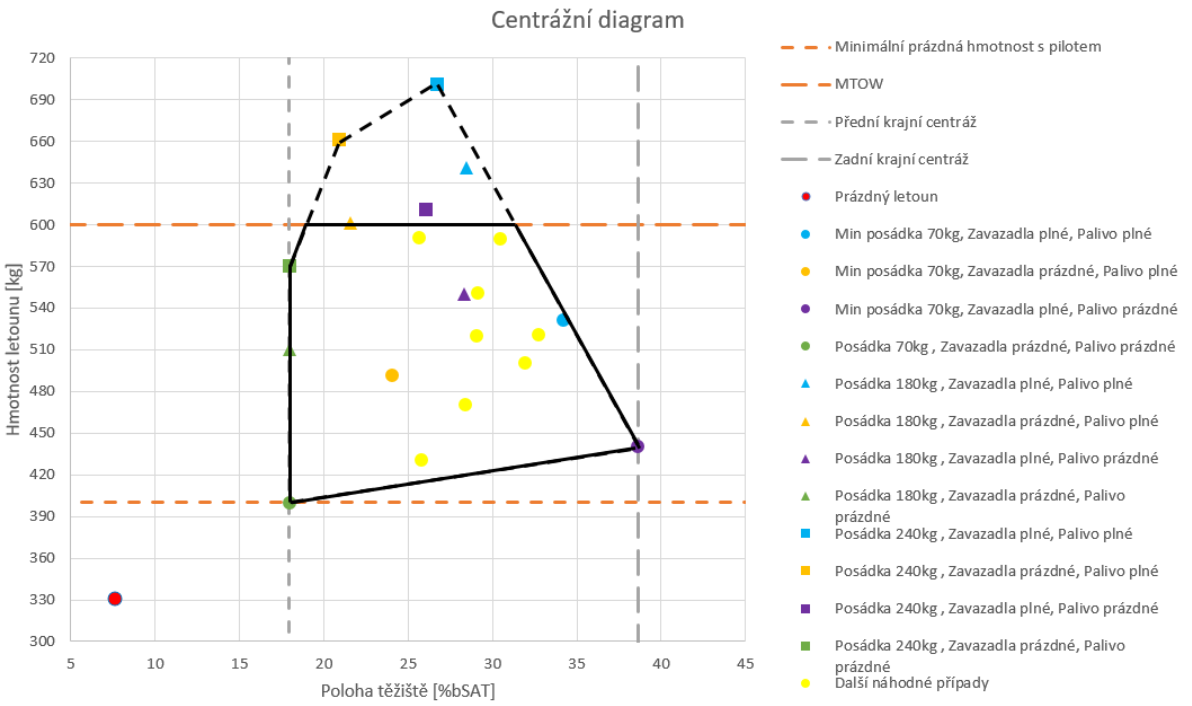
Název	Poloha těžiště v ose X [mm]	Hmotnost [kg]	Poloha těžiště v ose Y [mm]
Skořepina trupu	3451	68,08	1600
Interiérové díly	2882	6,79	1250
Křídlo	3130	50,57	2220
Vodorovné ocasní plochy	6798	14,38	1500
Svislé ocasní plochy	6862	1,89	2150
Motorové kapoty	1123	3,55	1450
Pohonná soustava a příďový podvozek	925	102,3	1400
Překryty kabiny	2850	10,25	1800
Hlavní podvozek	3300	19,8	800
Řízení	3186	18,47	1400
Kryty zavazadlových prostorů	4161	0,8	1440
Záchranný systém	4625	12,4	1700
Přístroje - palubní deska	2200	21	1630
Suma	**2672**	**330,28**	**1575**
Posádka	2900	180	1500
Zavazadla	4160	20	1400
Palivo	3140	69,7	2170
Suma	2844	600	1616

Tab. 5.1 Hmotnosti a polohy těžišť jednotlivých částí letounu

V Tab. 5.1 lze najít rozbor poloh a hmotností jednotlivých částí prázdného letounu, ke kterým je přidán jeden z možných příkladů platného zatížení pro plnou zátěž na úrovni MTOW. První žlutý řádek tak odpovídá prázdnému letounu, zatímco druhý celkovému zatížení.

Název	Hodnota	Jednotky
Hmotnost prázdného letounu	330,3	kg
Poloha těžiště	2671,8	mm
Poloha těžiště prázdného letounu v % bSAT	7,6	% bSAT

Tab. 5.2 Centráž prázdného letounu TLS



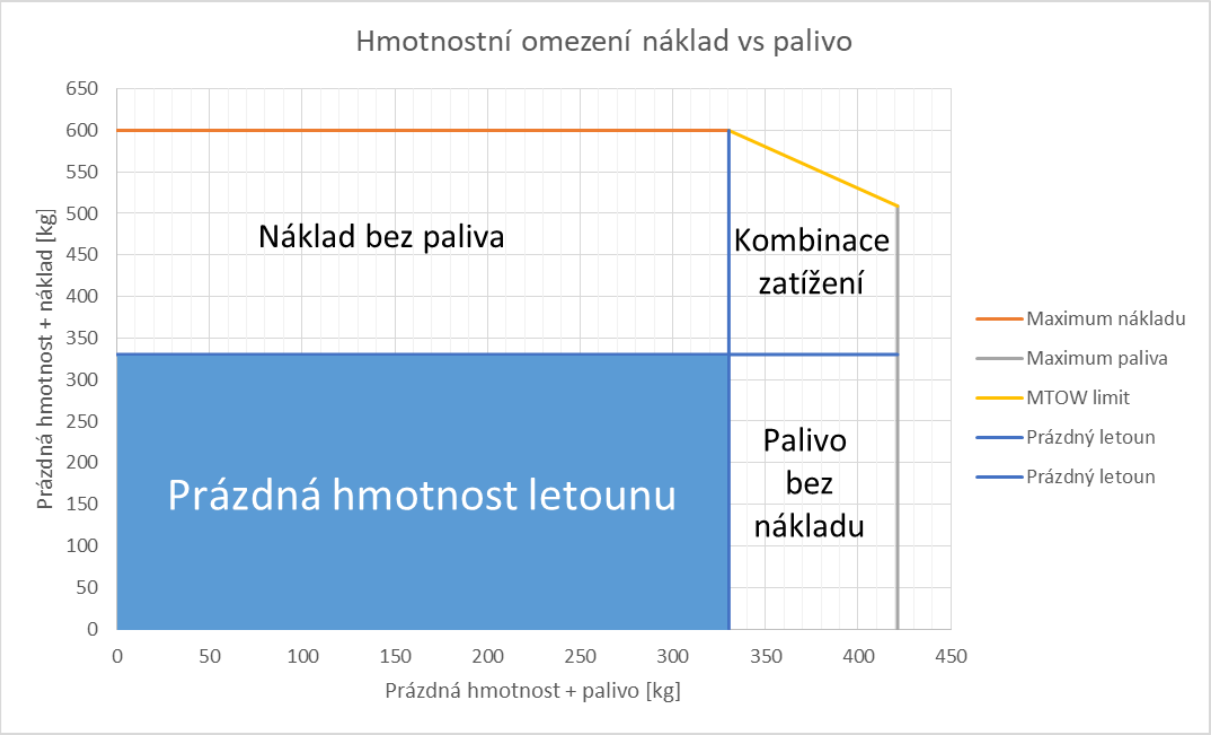
Obr. 5.2 Centrážní diagram s 21 různými případy zatížení

Pro centrážní diagram byly uvažovány rozsahy platného zatížení uvedené v Tab. 5.3. Velikost bSAT byla stanovena z geometrie křídla, její hodnota je 1107 mm a poloha její náběžné hrany je 2587 mm od zvoleného počátku souřadnic.

Název	Hmotnost (kg)	Rameno od počátku souřadnic GSS (mm)
Posádka	70-240	2900
Zavazadla	0-40	4160
Palivo	0-91	3140

Tab. 5.3 Hmotnosti a poloha platného zatížení

Centrážní diagram uvažuje přistávací zařízení v otevřeném stavu. Při zasunutí celého přistávacího zařízení se těžiště posune odhadem o 0,6 až 2,2 % bSAT vzad, dle typu zatahovacího hlavního podvozku. Pro zadní mezní centráž je nutno tuto hodnotu uvažovat a při zatěžování letounu tento posun započítat.



Obr. 5.3 Hmotnostní omezení nákladu a paliva pro MTOW [15]

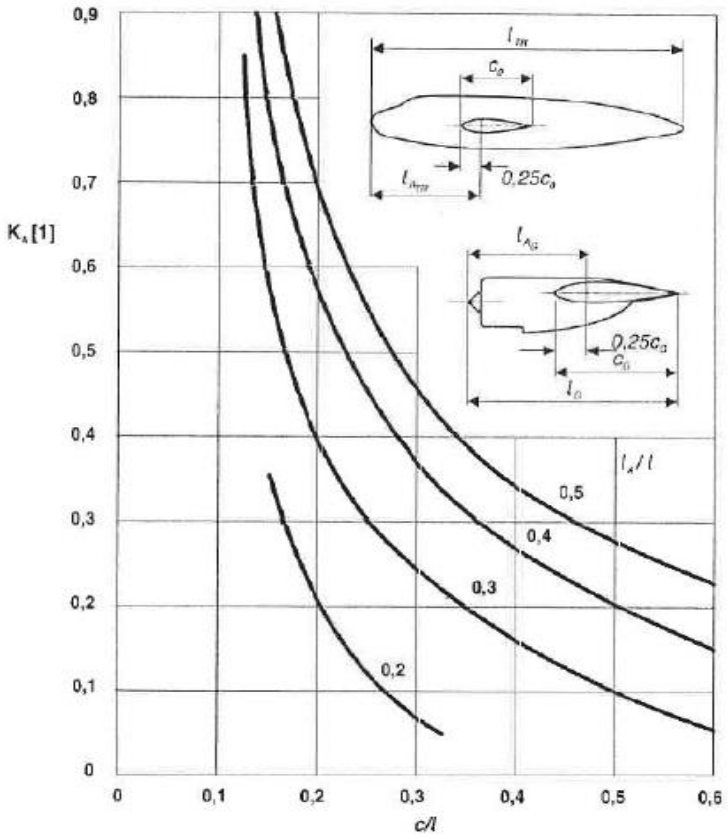
Na Obr. 5.3 nalezneme provozní omezení platného zatížení pro maximální vzletovou hmotnost. Pro palivo platí hmotnostní rozsah 0-91 kg odpovídající natankovaným 0-120 l. Do nákladu je započtena posádka a její zavazadla. Pro provozní podmínky je rozhodující oblast kombinací zatížení, kdy pilot před vzletem musí řádně zkontrolovat dané hmotnosti a dodržet nepřekročení této oblasti, neboli nepřekročení MTOW.

6 Kontrola centráže

Navrhovanou centráž je nutné zkontrolovat z hlediska statické zásoby stability. Dle Mikuly [9] je krajní zadní centráž dána podmínkou:

$$\sigma_A = \overline{x}_A - \overline{x}_T = 0 \tag{6.1}$$

Výpočet vlivu trupu na momentovou křivku kombinace křídlo-trup



Obr. 6 Faktor vlivu trupu na polohu aerodynamického středu [3]

$$\frac{c_o}{l_{TR}} = \frac{1{,}3}{7{,}02} = 0{,}1852 \tag{6.2}$$

$$\frac{l_{ATR}}{l_{TR}} = \frac{2{,}5}{7{,}02} = 0{,}3561 \tag{6.3}$$

Z Obr. 6 byla odečtena hodnota K_{ATR}. Hodnotu dále snížíme o 5 % z důvodu, že se jedná o hornoplošný letoun.

$$K_{ATR} = 0{,}4 \cdot 0{,}95 = 0{,}38 \tag{6.4}$$

Příspěvek trupu k posunu aerodynamického středu letounu byl spočten jako:

$$\Delta\tilde{x}_{ATR} = -K_{ATR}\frac{b_{TR}c_O^2}{Sc_A} = -0{,}38 \cdot \frac{1{,}3 \cdot 1{,}3^2}{9{,}45 \cdot 1{,}107} = -0{,}079806 \tag{6.5}$$

Výsledná poloha aerodynamického středu křídlo-trup je:

$$\tilde{x}_{AKT} = \Delta\tilde{x}_{AK} + \tilde{x}_{ATR} = 0{,}25 - 0{,}079806 = 0{,}1702 \tag{6.6}$$

Polohy krajních centráží letounu jsou:

$$\begin{aligned} x_{T_predni} &= \overline{x}_T c_A = 0{,}1795 \cdot 1{,}107 = 0{,}1987\ m \\ x_{T_zadni} &= \overline{x}_T c_A = 0{,}3864 \cdot 1{,}107 = 0{,}4277\ m \end{aligned} \tag{6.7}$$

Příspěvek VOP k posunu aerodynamického středu

Stanovení geometrických charakteristik pro výpočet derivace zešikmení proudu vzduchu v místě VOP:

$$\bar{l}_{VOP\ 0{,}25} = \frac{l_{VOP\ 0{,}25}}{b/2} = \frac{3{,}61}{9/2} = 0{,}802\ m \tag{6.8}$$

$$\bar{h}_{VOP\ 0{,}25} = \frac{h_{VOP}}{b/2} = \frac{0{,}507}{9/2} = -0{,}1127\ m \tag{6.9}$$

Vztah pro výpočet derivace zešikmení proudu vzduchu v místě VOP:

$$\begin{aligned} \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} &= 1{,}75\frac{a_K}{\pi A\left(\bar{l}_{VOP\ 0{,}25}\lambda\right)^{\frac{1}{4}}\left(1 + \left|\overline{h}_{VOP}\right|\right)} \\ &= 1{,}75 \cdot \frac{4{,}772}{\pi \cdot 8{,}57 \cdot (0{,}802\ \cdot 0{,}5385)^{\frac{1}{4}} \cdot (1 + |0{,}1127|)} \\ &= 0{,}3438 \end{aligned} \tag{6.10}$$

Výpočet ramene VOP:

$$l_{VOP} = l_{VOP\,0,25} + (0,25 - \overline{x}_{AKT})C_A = 3,61 + (0,25 - 0,1702) \cdot 1,107$$
$$l_{VOP} = 3,698\ m \tag{6.11}$$

Mohutnost VOP:

$$\overline{V_{VOP}} = 0,544$$

Sklon vztlakové čáry křídlo-trup [14]

Trup budeme uvažovat zjednodušeně jako nevztlakové těleso a vypočteme jeho vliv na vztlakovou čáru.

$$a_{KT} = a_K K_{KT} \tag{6.12}$$

Součinitel vlivu trupu se stanoví:

$$K_{KT} = 1 + 0,025\frac{d_{TR}}{b} - 0,25\left(\frac{d_{TR}}{b}\right)^2 \tag{6.13}$$

Kde d_{TR} je ekvivalentní průměr trupu:

$$d_{TR} = \sqrt{S_{TR}\frac{4}{\pi}} \tag{6.14}$$

S_{TR} je plocha příčného řezu v nejširší části trupu, která byla odečtena z 3D modelu v místě ramen pilota v prostoru kabiny.

Název	Označení	Hodnota	Jednotky
Čelní plocha trupu	S_{TR}	1,526	m^2
Ekvivalentní průměr trupu	d_{TR}	1,394	m
Součinitel vlivu trupu	K_{KT}	0,998	-
Sklon vztlakové čáry KT	a_{KT}	4,7619	rad^{-1}

Tab. 6 Hodnoty výpočtu vztlakové čáry křídlo-trup

Sklon vztlakové čáry letounu:

$$a = a_{KT} + a_{VOP} k_{VOP} \left(\frac{S_{VOP}}{S}\right)\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$
$$a = 4{,}7619 + 4{,}21 \cdot 1{,}1 \cdot \left(\frac{1{,}776}{9{,}45}\right)(1 - 0{,}344) = 4{,}834\ [1/rad] \qquad (6.15)$$

Výpočet příspěvku VOP k posunutí aerodynamického středu letounu:

$$\Delta\overline{x}_{AVOP} = \frac{a_{VOP}}{a} k_{VOP} \overline{V_{VOP}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$
$$\Delta\overline{x}_{AVOP} = \frac{4{,}21}{4{,}834} 1{,}1 \cdot 0{,}544 \cdot (1 - 0{,}344) = 0{,}342 \qquad (6.16)$$

Výsledná poloha aerodynamického středu letounu:

$$\overline{x}_A = \overline{x}_{AKT} + \Delta\overline{x}_{AVOP} = 0{,}1702 + 0{,}342$$
$$\overline{x}_A = 0{,}5122 \qquad (6.17)$$

Statická zásoba pro přední centráž:

$$\sigma_{A_predni} = \overline{x}_A - \overline{x}_{T_predni} = 0{,}5122 - 0{,}1987$$
$$\boldsymbol{\sigma_{A_predni} = 0{,}3135} \qquad (6.18)$$

Statická zásoba pro zadní centráž:

$$\sigma_{A_zadni} = \overline{x}_A - \overline{x}_{T_zadni} = 0{,}5122 - 0{,}4277$$
$$\boldsymbol{\sigma_{A_zadni} = 0{,}0844} \qquad (6.19)$$

Limitní zadní centráž x_A-x_T=0:

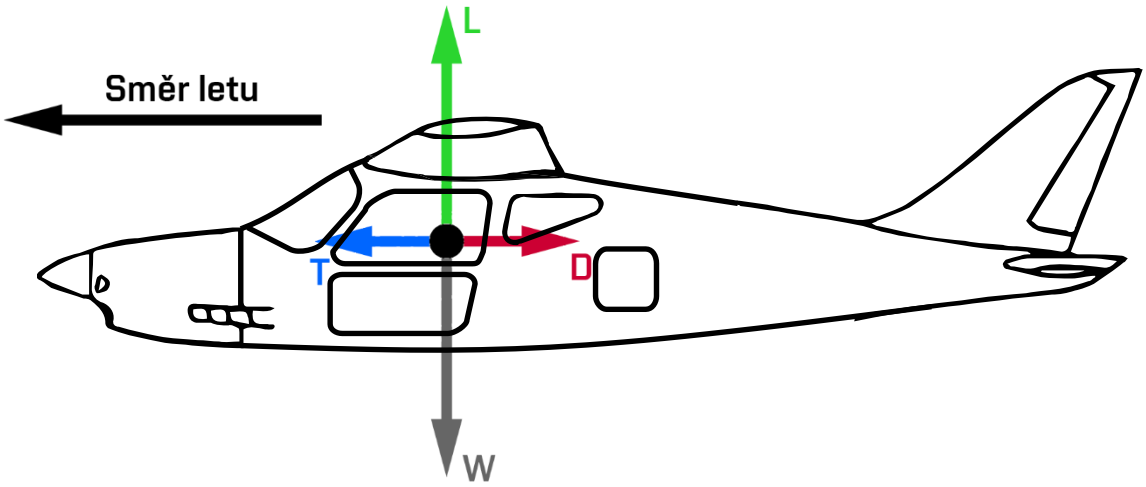
$$\sigma_{A_zadni} = \overline{x}_A - \overline{x}_{T_{zadni}} = 0{,}5122 - 0{,}5122 = 0$$
$$x_T = \frac{\overline{x}_A}{bSAT} = \frac{0{,}5122}{1{,}107} = 0{,}46 = 46\%\ bSAT \qquad (6.20)$$

Při dodržení podmínky limitní zadní centráže zjistíme, že i při použití zatahovacího přistávacího zařízení, jenž posune centráž odhadem až o 2,2 % bSAT, stále splňujeme statickou zásobu letounu TLS a centráž by se neměla dostat přes 40,7 % bSAT a běžně se bude pohybovat cca od 23 do 35 %.

7 Výpočet základních výkonů a vlastností

7.1 Horizontální let a rovnice rovnováhy

Pro zjištění základních letových výkonů se v úvodu nejdříve zaměříme na horizontální let. Ten nadefinujeme jako vodorovný přímočarý let v ustáleném směru, v konstantní výšce nad nepohyblivou rovnou zemí. [1], [2]



Obr. 7.1 Síly působící na letoun v horizontálním letu [8]

V horizontálním letu platí rovnost tahu a odporu [1], [2], [7]:

$$T = D => \frac{\eta P_M}{v} = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_D \qquad (7.1)$$

A rovnost tíhy a vztlaku:

$$L = W => \frac{MTOW}{g} = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_L \qquad (7.2)$$

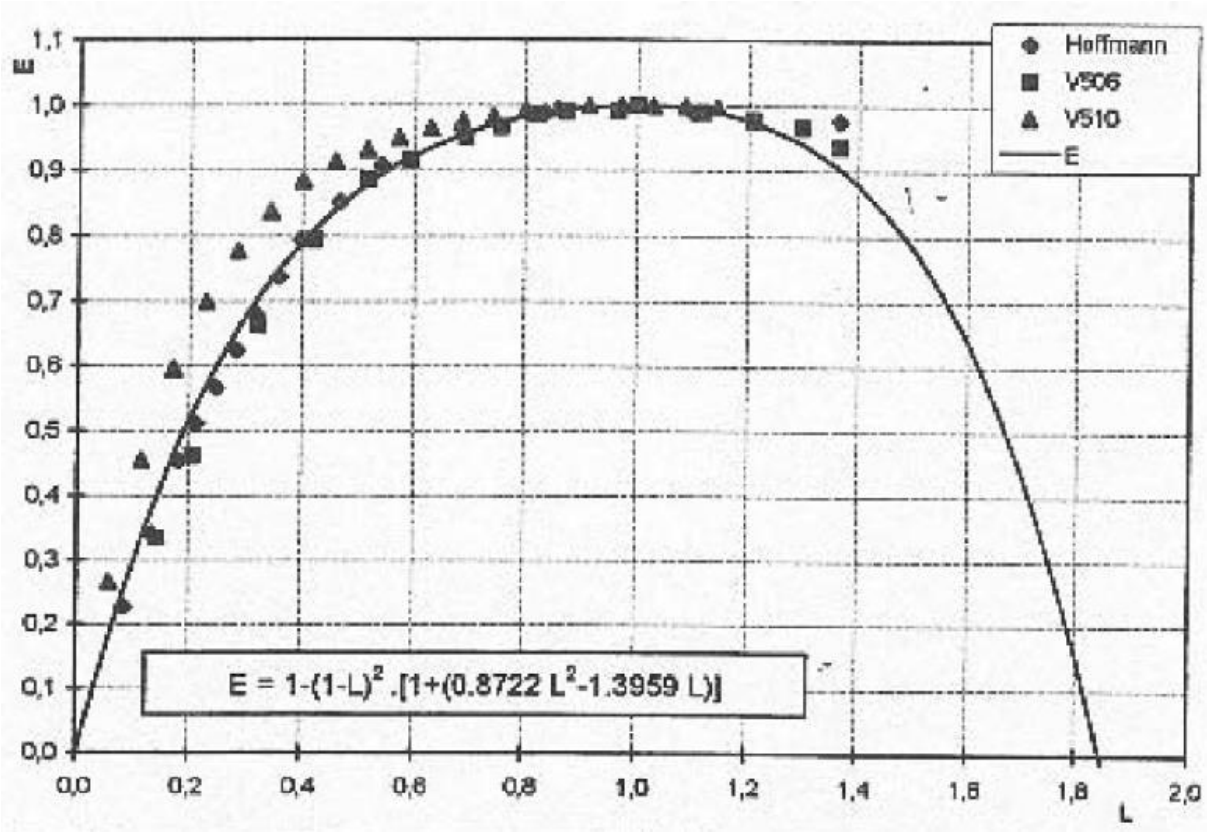
V programu excel byly provedeny výpočty na základě uvedených rovnic a knihy Mechanika letu 1 [2], pro podmínky 0 m.n.m MSA[1]. Pro horizontální let na 75% výkonu tak platí cestovní rychlost v_C = 220 km/h, při potřebném součiniteli vztlaku c_L = 0,28, součiniteli odporu c_D = 0,03075.

[1] *Mezinárodní standardní atmosféra*

7.2 Účinnost vrtule a výkon pohonné jednotky

Pro cestovní rychlost budeme uvažovat typickou hodnotu při 75% výkonu motoru. Pro Rotax 912 ULS je tato hodnota 75 Hp, což je přibližně 55,93 kW.

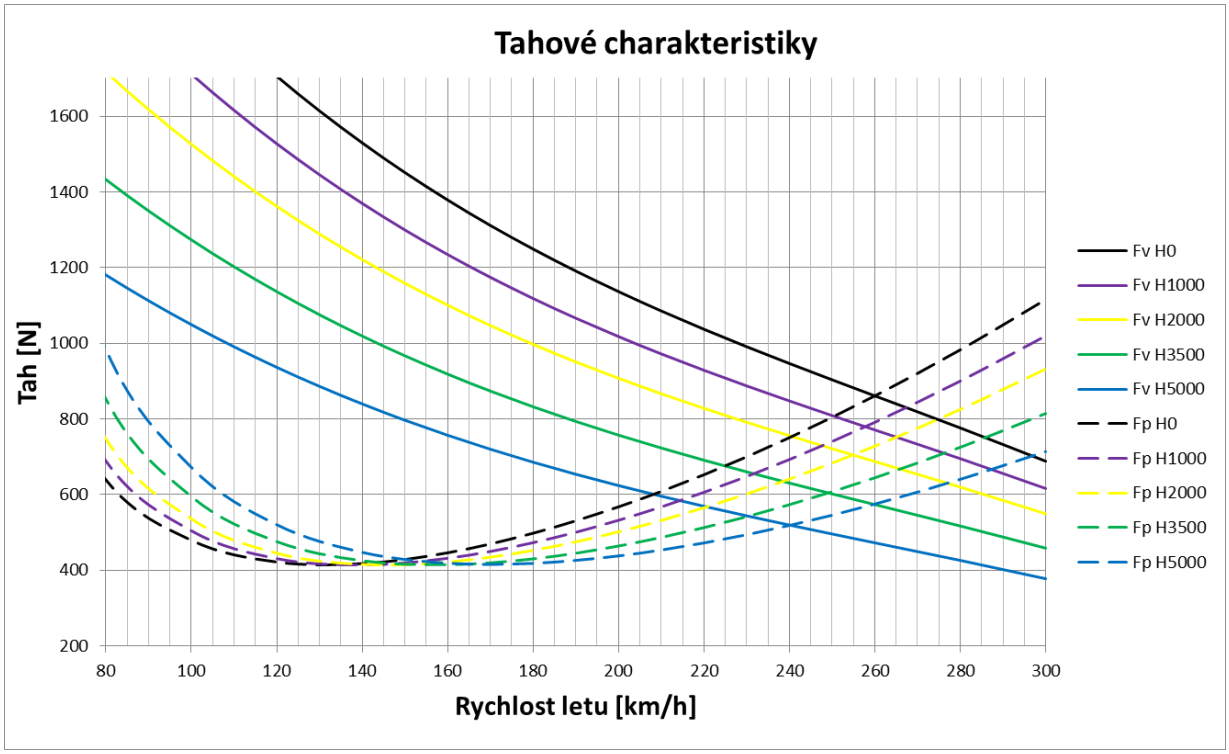
Jak již bylo řečeno, pro constant-speed vrtuli PowerMax budeme uvažovat účinnost $\eta = 0{,}85$. Pro výpočet využijeme dále vztah pro normalizovanou účinnost E uvedenou na Obr. 7.2 níže.



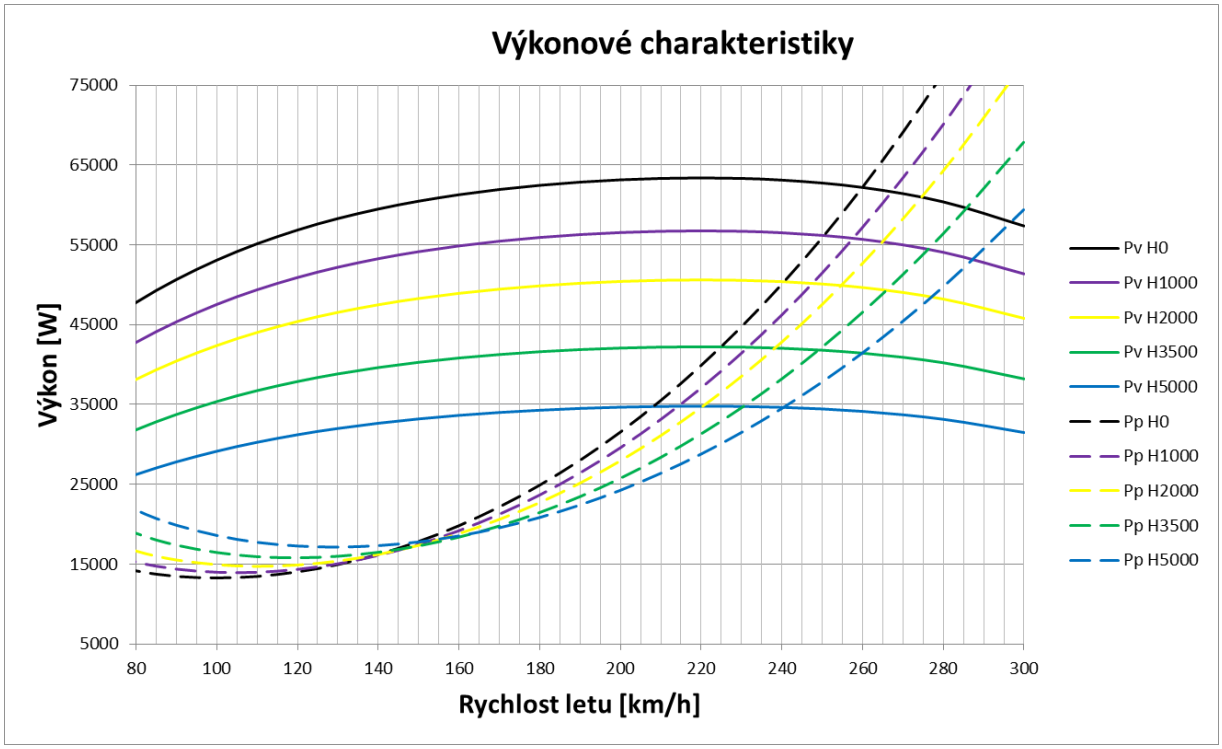
Obr. 7.2 Univerzální charakteristiky constant-speed vrtule [5]

7.3 Tahové a výkonové charakteristiky

Na základě známých technických údajů byly pro různé nadmořské výšky H (0, 1000, 2000, 3500, 5000 m.n.m) vypočteny tahové a výkonové charakteristiky. Ty byly stanoveny na základě výpočtů v programu Excel, za pomoci poznatků z knihy Mechanika letu 1. [2] Na grafech níže jsou plnou čarou zobrazeny křivky využitelného tahu a výkonu a přerušovanou čarou křivky potřebného tahu (odporu letounu) a potřebného výkonu. Křivky znázorňují případ pro maximální výkony a MTOW. Tabulky se vstupními údaji do výpočtu nalezneme v příloze.



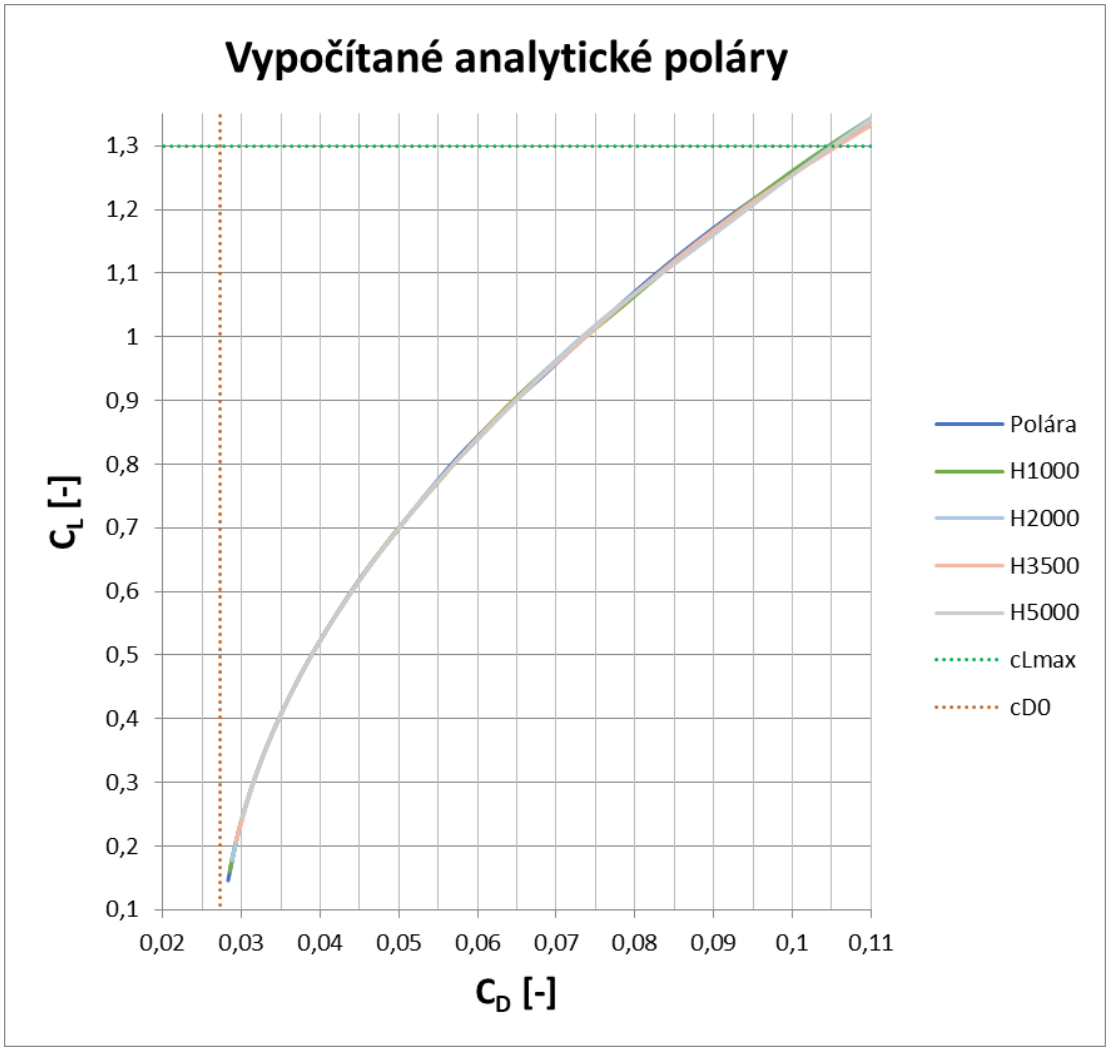
Obr. 7.3.1 Využitelný a potřebný tah



Obr. 7.3.2 Využitelný a potřebný výkon

7.4 Analytická aerodynamická polára

Pro výpočty bylo nutné vytvořit analytickou poláru letounu vycházející z charakteristik jednotlivých částí letounu. Ta vznikne za pomoci výpočtu součinitelů vztlaku a odporu, jejichž závislost následně vyneseme do grafu. Analytická polára neodpovídá přesně aerodynamické poláře změřené při letových testech, ve velké spoustě případů jí však můžeme použít pro přibližné výpočty. Analytická polára neodpovídá realitě především v oblasti vysokých úhlů náběhu, kolem C_{Lmax}, kde dochází ke ztrátě vztlaku. V grafu polár níže proto nalezneme kromě vypočítané poláry též velikost C_{Lmax} a C_{D0} vypočítanou z technických parametrů letounu. [2]



Obr. 7.4 Vypočítané analytické poláry pro různé letové hladiny

7.5 Rychlosti a obálka zatížení

Rozsah rychlostí a násobků, ve kterých lze letoun provozovat, znázorňuje obálka zatížení. Pro její výpočet budeme vycházet z požadavků již zmíněného předpisu UL-2, za podmínek pro 0 m MSA a MTOW. Hodnoty C_{Lmax} a C_{Lmax_klapky} byly vypočítány na základě podkladů firmy a parametrů letounu. [57], [58]

Pádová rychlost v_{S0} v přistávací konfiguraci:

$$v_{S0} = \sqrt{\frac{2MTOWg}{\rho S C_{Lmaxklapky}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}81}{1{,}225 \cdot 9{,}45 \cdot 2{,}19}} = 77{,}6\ km/h \qquad (7.5.1)$$

- Omezení předpisem, že rychlost musí být menší než 83 km/h splňuje

Pádová rychlost v_{S1} při zasunutých vztlakových klapkách a při maximální hmotnosti a při volnoběhu:

$$v_{S1} = v_{SF} = \sqrt{\frac{2MTOWg}{\rho S C_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}81}{1{,}225 \cdot 9{,}45 \cdot 1{,}3}} = 100{,}7\ km/h \qquad (7.5.2)$$

Návrhová manévrovací rychlost v_A:

$$v_A = v_{S1}\sqrt{n_1} = 100{,}7 \cdot \sqrt{4} = 201{,}4\ km/h \qquad (7.5.3)$$

Návrhová rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami v_F:

$$v_F = 1{,}4 v_{S1} = 140{,}9\ km/h \qquad (7.5.4)$$

$$v_F = 1{,}8 v_{S0} = 139{,}6\ km/h \qquad (7.5.5)$$

- Nesmí být nižší, než vyšší z těchto dvou, volím $v_F = 141$ km/h

Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru V_H:

$$v_H = 260 \text{ km/h } (stanovena\ programem\ Excel)$$

Maximální návrhová rychlost v_D:

$$v_D = 1{,}2 v_H = 312\ km/h \qquad (7.5.6)$$

$$v_D = 1{,}5 v_A = 302\ km/h \qquad (7.5.7)$$

- Nesmí být menší než větší z těchto hodnot, volím $v_D = 312$ km/h

Návrhová rychlost při silném poryvu v_B:

$$v_B = 0{,}9 v_H = 234\ km/h \qquad (7.5.8)$$

- nesmí být menší než v_A a nemusí být větší než 90 % v_H

Max. přípustná rychlost pro činnost podvozku v_{L0}, návrhově volím $v_{L0} = 160$ km/h

Cestovní rychlost na 75 % maximálního výkonu v_C:

$$v_C = 220 \text{ km/h } (stanovena\ programem\ Excel)$$

Nepřekročitelná rychlost v_{NE}:

$$v_{NE} = 0{,}9 v_{DF} = 280{,}8\ km/h \qquad (7.5.9)$$

- nesmí překročit 90 % maximální, letovými zkouškami prokázanou rychlost v_{DF} , pro předběžný návrhový výpočet uvažujeme $v_D = v_{DF} = 312\ km/h$

Pro body obálky při letu na zádech byly stanoveny rychlosti v_{SZ} a v_G.

Pádová rychlost v_{SZ} letu na zádech:

$$c_{LmaxZ} = 0{,}8 c_{Lmax} = 1{,}04 \qquad (7.5.10)$$

$$v_{SZ} = \sqrt{\frac{2MTOWg}{\rho S C_{LmaxZ}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}81}{1{,}225 \cdot 9{,}45 \cdot 1{,}04}} = 112{,}6\ km/h \qquad (7.5.11)$$

Návrhová obratová rychlost letu na zádech:

$$v_G = v_{SZ}\sqrt{n_4} = 112{,}6 \cdot \sqrt{2} = 159{,}2\ km/h \qquad (7.5.12)$$

7.6 Klapková obálka

Pro klapkovou obálku platí rychlosti v_{S0} a v_{SF} pro násobky n=+1 a n=+2.

7.7 Poryvová obálka

Opět vycházíme z předpisu UL-2, pro zjednodušení zápisu a ochranu dat firmy nejsou vždy u všech rovnic uváděny všechny postupy a hodnoty veličin [58]:

Poryvové násobky:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} k \rho_0 U V a}{\frac{mg}{S}} \tag{7.7.1}$$

$$n_{+7,5\ m/s} = 3{,}283$$

$$n_{-7,5\ m/s} = -1{,}282$$

$$n_{+15\ m/s} = 4{,}424$$

$$n_{-15\ m/s} = 2{,}424$$

- k je zmírňující součinitel, který určíme takto:

$$k = \frac{0{,}88\mu}{5{,}3 + \mu} = 0{,}833 \tag{7.7.2}$$

- μ je relativní hmotnostní poměr letounu, který vypočítáme takto:

$$\mu = \frac{2\frac{m}{S}}{\rho\ lm\ a} = 17{,}786 \tag{7.7.3}$$

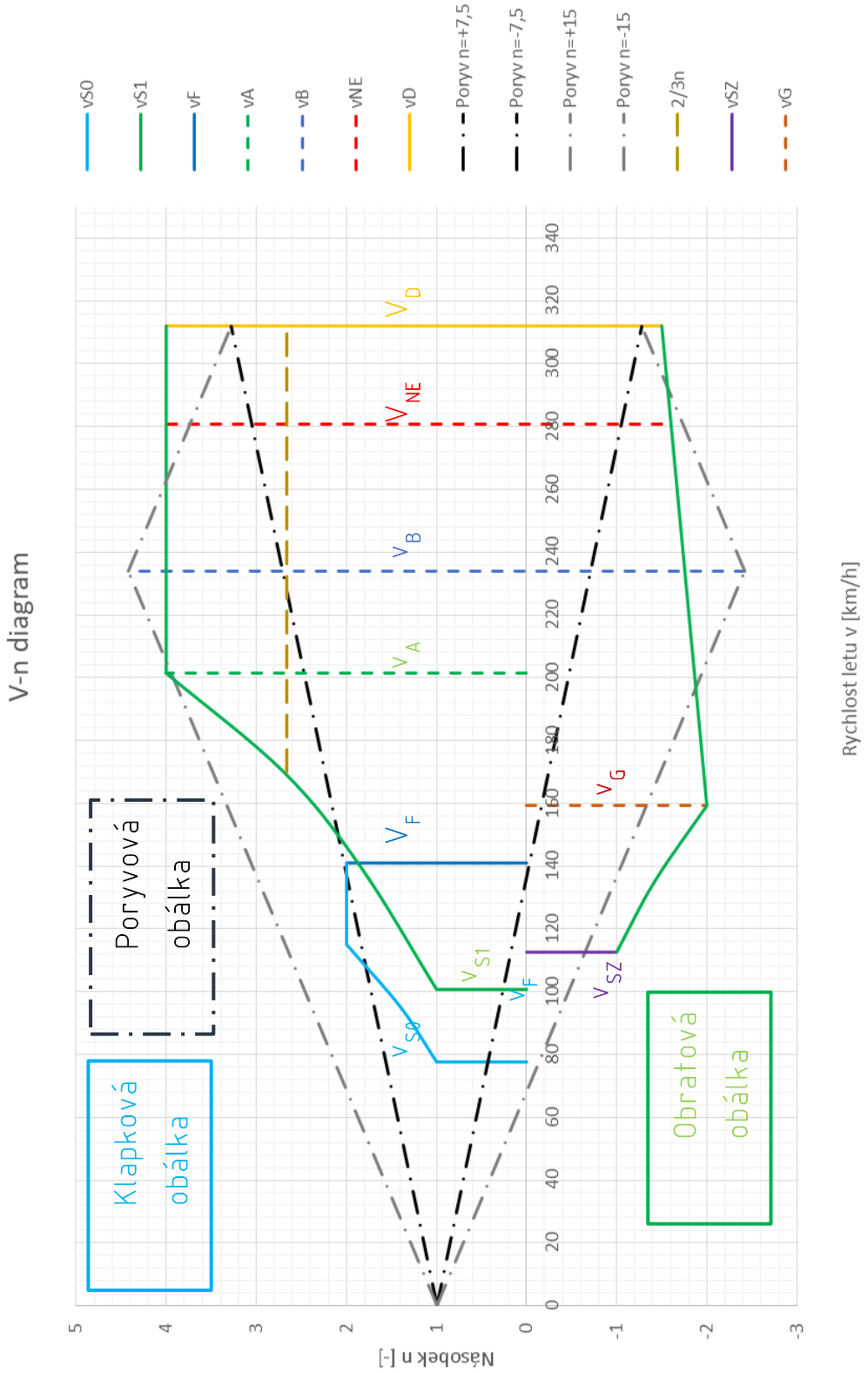
7.8 Obratová (manévrovací) obálka

Předpisem stanovené provozní násobky platící pro obratovou (manévrovací) obálku nalezneme v Tab. 7.8 níže. Z rychlostí se obratové obálky týkají v_{S1}, v_A, v_D v_G a v_{SZ}.

n1	+ 4,0
n2	+ 4,0
n3	−1,5
n4	−2,0

Tab. 7.8 Minimální provozní násobky obratů dle UL-2 [58]

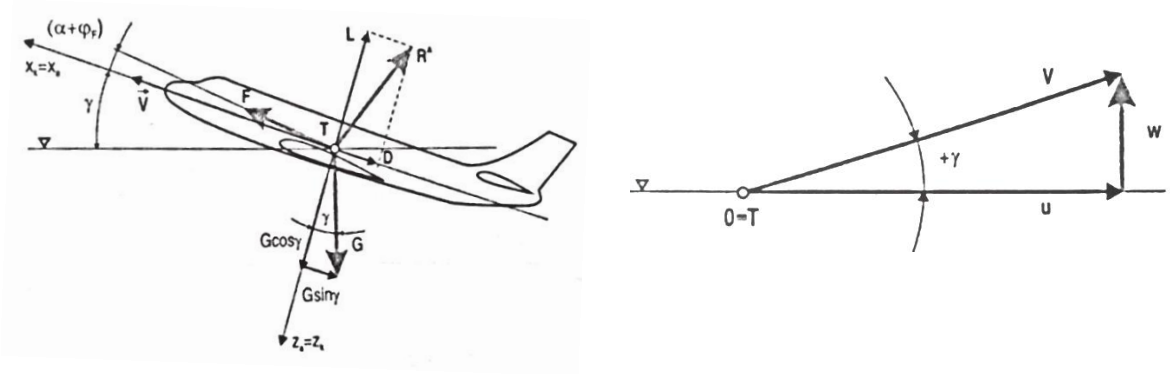
7.9 V-n diagram



Obr. 7.9 V-n diagram obálek letu

7.10 Stoupavý let a dostup

Pro výpočet budeme uvažovat s ustáleným přímočarým stoupavým letem. Síly působící na takovýto letový případ jsou uvedeny na Obr. 7.10.1 níže. [2]



Obr. 7.10.1 Síly působící na letoun a složky výsledné rychlosti ve stoupavém letu [2]

Z Obr. 7.10.1 odvodíme rovnici rovnováhy sil ve vodorovném směru. Budeme předpokládat, že $\alpha + \varphi_F = 0$:

$$x_a: T - D - G\sin\gamma = 0 \qquad (7.10.1)$$

$$y_a: L - G\cos\gamma = 0 \qquad (7.10.2)$$

Pomocí trojúhelníku rychlostí na Obr. 7.10.1 spočítáme úhel stoupání γ:

$$\sin\gamma = \frac{w}{V} \quad (\text{nebo } \gamma = arcsin\frac{\Delta P}{G*v}) \qquad (7.10.3)$$

Z rovnic dostaneme vztah:

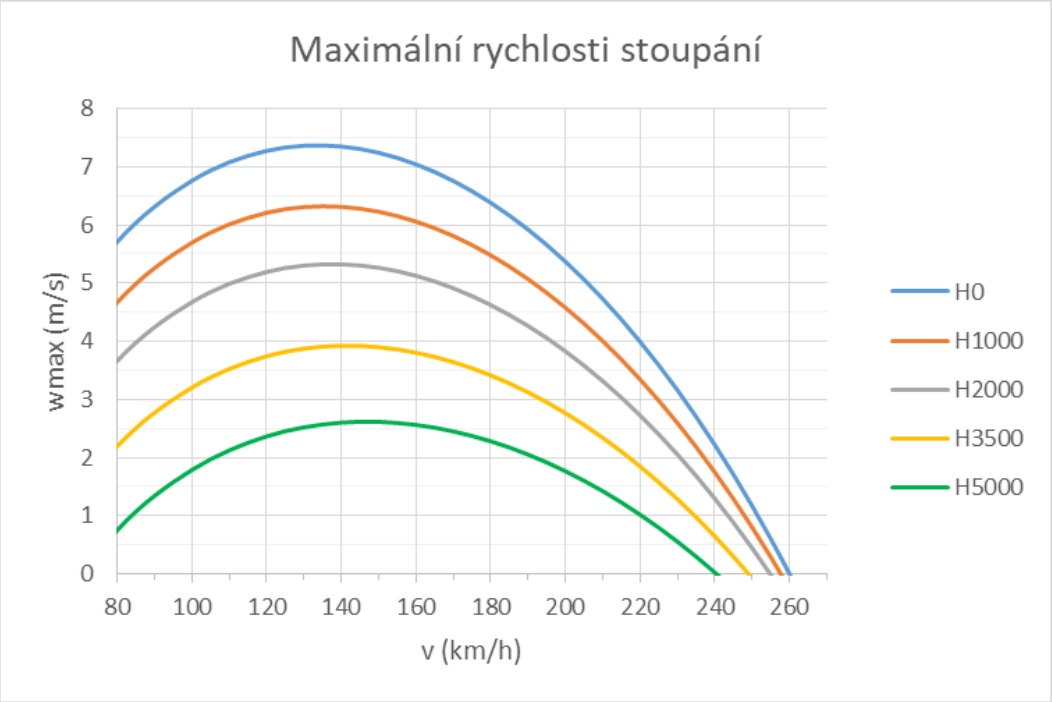
$$T = D + G\frac{w}{V} \rightarrow w = (T - D)\frac{v}{G} = \frac{\Delta P}{G} \qquad (7.10.4)$$

- Kde ΔP je přebytek výkonu, jenž je funkcí rychlosti letu a hustoty vzduchu:

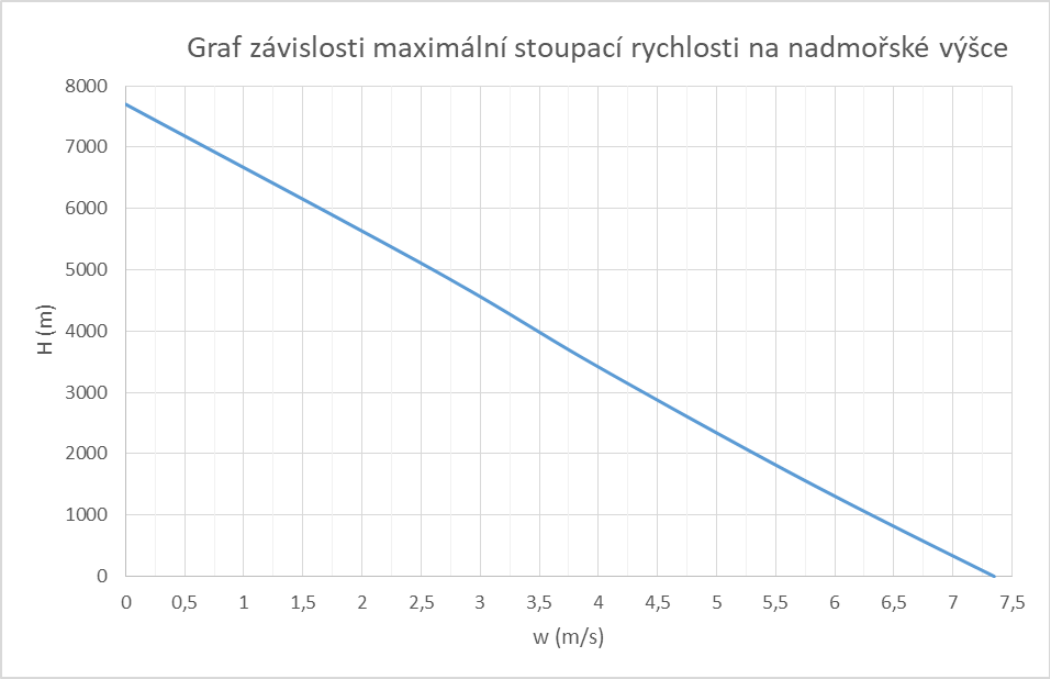
$$\Delta P = P_V - P_P \qquad (7.10.5)$$

Rychlost stoupání určíme jako:

$$w = v\sin\gamma = \frac{v(T-D)}{G} = \frac{\Delta P}{G} \qquad (7.10.5)$$



Obr. 7.10.2 Maximální rychlosti stoupání při maximálním výkonu a MTOW



Obr. 7.10.3 Graf závislosti max. stoupací rychlosti na nadmořské výšce při MTOW

Teoretický dostup:

$$\boldsymbol{H_T = 7700\ m}$$

Praktický početní dostup, pro minimální stoupací rychlost 0,5 m/s:

$$\boldsymbol{H_{Prakt} = 7200\ m}$$

Tyto hodnoty jsou samozřejmě čistě početní. V praxi ultralehkého letectví se takto vysoko nelétá především z důvodu absence kyslíkových přístrojů (nad FL 100).

7.11 Klesavý let

Obdobně jako pro stoupavý let, byly dle zdroje [2] určeny hodnoty rychlostních polár pro klesavý let. Vstupem pro výpočet polár byly hodnoty c_L uvedené v tabulce v příloze. Z nich jsou dopočítány c_D, K, úhel klouzání γ, rychlost letu V a složky U a V.

Režim maximální klouzavosti:

$$\gamma_{min} \doteq 0{,}0705\ rad = 4{,}038\ °$$

$$u_{\gamma min} \doteq 127{,}85\ \frac{km}{h}$$

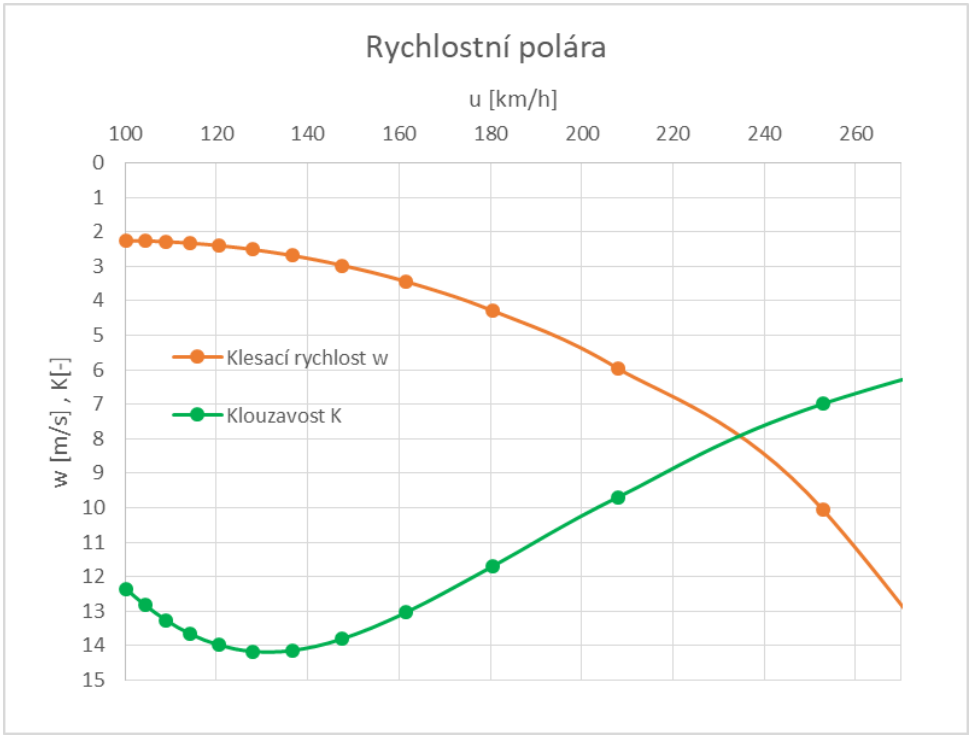
$$w_{\gamma min} \doteq 2{,}507\ \frac{m}{s}$$

Režim s nejmenší klesací rychlostí:

$$\gamma \doteq 0{,}0808\ rad = 4{,}63\ °$$

$$u \doteq 100{,}2\ \frac{km}{h}$$

$$w_{min} \doteq 2{,}25\ \frac{m}{s}$$



Obr. 7.11 Rychlostní polára při MTOW

7.12 Ustálené zatáčky

Pro výpočet ustálených začátek využijeme opět poznatky z Mechaniky letu [2]. Dle následujících vztahů byl zpracován zatáčkový diagram v programu Excel, který je k nalezení níže.

Pevnostní omezení n_{max}

Pevnostní omezení je dáno maximálním provozním násobkem, který je z pohledu předpisu UL-2 n^P_{max} =+4. Ten uvažujeme do vztahu:

$$r^P_{min} = \frac{V^2}{g\sqrt{((n^P_{\max})^2 - 1)}} \qquad (7.12.1)$$

Aerodynamické omezení $c_{L,max}$

Pro rozsah rychlostí, se kterými počítáme, určíme nejprve maximální násobek:

$$n^A_{max} = \left(\frac{V}{V_s}\right)^2 \qquad (7.12.2)$$

Minimální poloměr zatáčky určíme následně jako:

$$r^P_{min} = \frac{V^2}{g\sqrt{((n^A_{\max})^2 - 1)}} \qquad (7.12.3)$$

Všechna omezení nalezneme na zatáčkovém grafu dvakrát pro variantu bez a se vztlakovými klapkami pro c_{Lmax}. U varianty s klapkami končí křivka grafu na maximální povolené rychlosti s klapkami, která je 141 km/h viz kapitola 7.5 Rychlosti a obálka zatížení.

Propulzní omezení F_v

Vyčíslíme hodnotu n^F_{max}:

$$n'^F_{max} = \frac{c_L}{c_D}\frac{F_{Vmax}}{G} \qquad (7.12.4)$$

Z podmínky $F_v = D$ vypočítáme součinitel odporu:

$$c_D^F = \frac{2F_{Vmax}}{\rho V^2 S} \tag{7.12.5}$$

Následně z analytické poláry vypočítáme součinitel vztlaku:

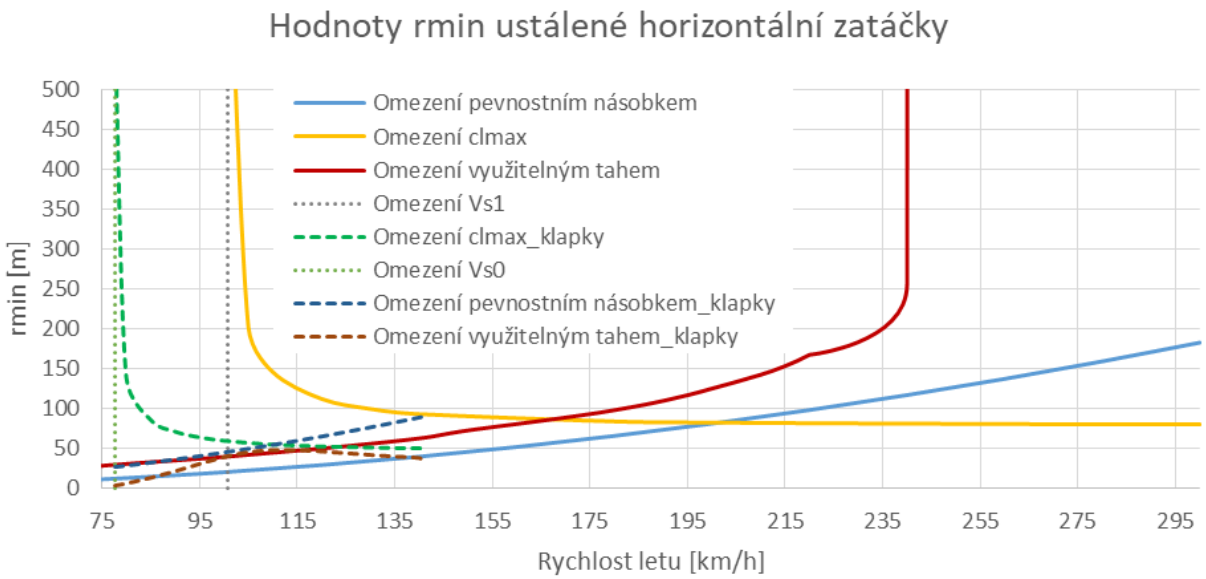
$$c_L^F = \sqrt{(c_D - c_{D0})\pi A e} \tag{7.12.6}$$

Pro vypočítané hodnoty součinitele vztlaku vypočítáme násobek:

$$n_{max}^F = \frac{c_L^F \frac{1}{2}\rho S V^2}{G} \tag{7.12.7}$$

Minimální poloměr zatáčky bude:

$$r_{min}^F = \frac{V^2}{g\sqrt{((n_{\max}^F)^2 - 1)}} \tag{7.12.8}$$



Obr. 7.12 Zatáčkový diagram pro MTOW

7.13 Dolet a vytrvalost

Dle předběžného návrhu byl pro TLS navrhnut přibližný dolet 1550 km a vytrvalost 7 h. Tyto odhadnuté hodnoty níže zpřesníme základními výpočty. Vstupními údaji jsou cestovní rychlost 220 km/h, 75 % výkon motoru a uvažovaná spotřeba 18 l/h. Letoun má nádrže na 120 l paliva, což odpovídá zhruba 91 kg hmotnosti.

$$R = \frac{120}{18} \cdot 220 = 1467\ km \tag{7.13.1}$$

$$T = \frac{120}{18} = 6{,}67\ h \tag{7.13.2}$$

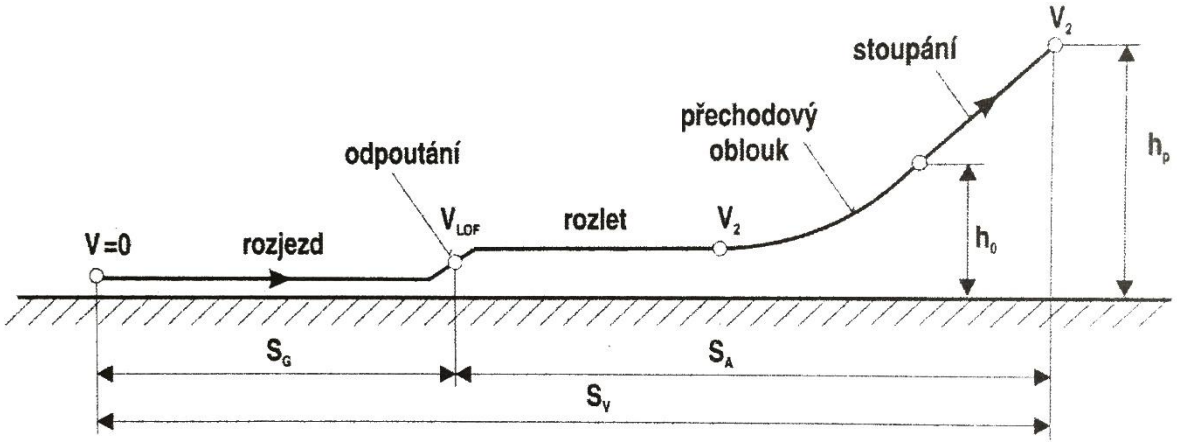
Výpočty jsou uvedeny pro kompletní vyčerpání paliva, v praxi je nutné počítat s rezervou. Při uvažování praktické výdrže 6 h bude dolet 1320 km.

Obr. 7.13 Oblast doletů pro uvažovaných 1320 km při vzletu v Brně [46]

7.14 Délka vzletu

Pro vzlet a přistání je rozhodující výška překážky h_p, kterou musí letoun překonat. Ta je stanovena předpisy a pro případ předpisu UL-2 je 15 m. [58]

Vzlet rozdělujeme na 2 základní fáze – na fázi rozjezdu a na vzdušnou část vzletu.



Obr. 7.14 Průběh vzletu [2]

Fáze rozjezdu

Pro fázi rozjezdu platí následující rovnice rovnováhy:

$$F - D - (T_1 + T_2) = ma_x \tag{7.14.1}$$

$$G - L - (N_1 + N_2) = 0 \tag{7.14.2}$$

$$(T_1 + T_2) = f(N_1 + N_2) \tag{7.14.3}$$

Z nich lze vyjádřit rovnici pro zrychlení letounu a pro integraci rozjezdu následně vyjádřit člen dx:

$$a_x = g\left[\frac{F}{G} - f - (c_D - f c_L)\frac{\rho V^2 S}{2G}\right] \tag{7.14.4}$$

$$a_x = \frac{dV}{dx}\frac{dx}{dt} = \frac{VdV}{dx} \rightarrow dx = \frac{VdV}{a_x} \tag{7.14.5}$$

Výsledný integrál je pak:

$$S_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{VdV}{a_x} \tag{7.14.6}$$

Pro letoun TLS uvažujeme přistávací a vzletovou konfiguraci při maximálním vytažení vztlakových klapek a při otevřeném přistávacím zařízením. To přináší zvýšený součinitel odporu o přibližné hodnotě 0,045 a vztlaku na klapkách, který je nutno zohlednit ve výpočtu. V praxi se doporučená poloha klapek pro vzlet a přistání může lišit, a bývá uvedena v letové příručce. Jako f je ve vzorcích označen součinitel tření, uvažujeme běžné přistání na asfaltové letištní dráze.

Vzdušná část vzletu

Vzudšná část byla vypočtena zjednodušenou energetickou metodou. Tato metoda nevyžaduje přesnou znalost trajektorie letu.

Pro celkovou změnu energie platí:

$$\Delta E = E_2 - E_{LOF} = \left(mgh_p + 0{,}5mV_2^2\right) - 0{,}5mV_{LOF}^2 \qquad (7.14.7)$$

Vykonaná práce bude:

$$A = \int_0^{S_A} (F - D)dx \cong (F - D)_{stř} S_A \qquad (7.14.8)$$

Výsledná délka vzdušné části vzletu bude za pomoci těchto rovnic určena jako:

$$S_A = \frac{G}{(F - D)_{stř}} \left(\frac{V_2^2 - V_{LOF}^2}{2g} + h_P \right) \qquad (7.14.9)$$

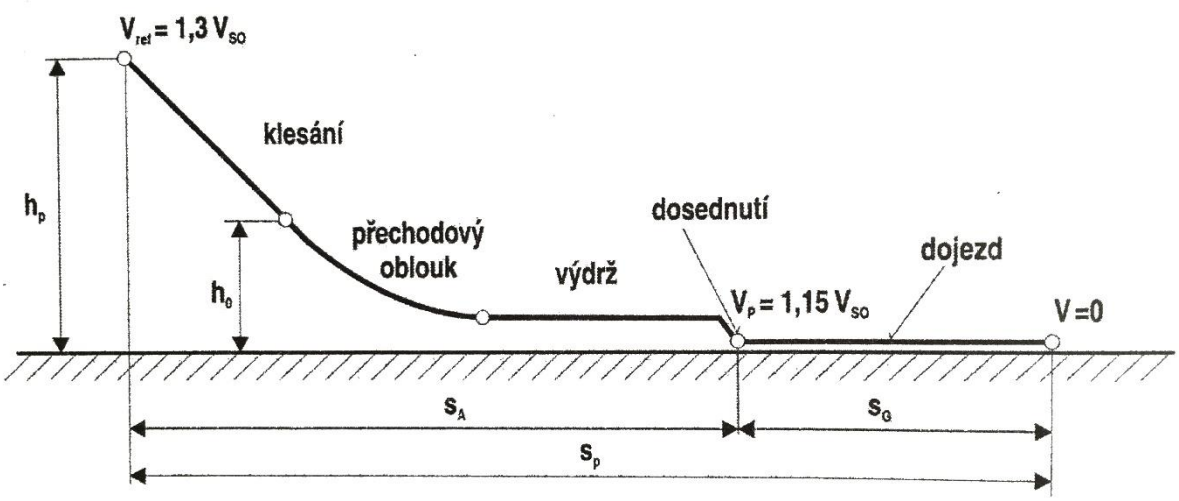
Odpor lze zjednodušeně určit jako střední hodnotu mezi V_{LOF} a V_2 při horizontálním ustáleném letu.

Název	Označení	Hodnota	Jednotky
Součinitel tření (tvrdý povrch, beton)	f	0,02	-
Pádová rychlost na klapkách	v_S	77,6	km/h
v_{LOF} (1,1v_S)	v_{LOF}	85,3	km/h
v_2 (1,2v_S)	v_2	93,1	km/h
Maximální součinitel vztlaku letounu s klapkami	c_{Lmax_klapky}	2,19	-
Délka rozjezdu	**S_G**	**93**	**m**
Délka vzdušné části vzletu	**S_A**	**121**	**m**
Celková délka vzletu (15 m překážka)	**S_V**	**202**	**m**

Tab. 7.14 Důležité hodnoty výpočtu vzletu

7.15 Délka přistání

Přistání rozdělíme obdobně jako vzlet na vzdušnou a pozemní část. Referenční rychlost přibližování bude mít hodnotu $V_{ref} = 1{,}3V_{S0}$ a rychlost přistání $V_P = 1{,}1V_{S0}$.



Obr. 7.15 Průběh přistání [2]

Vzdušná část přistání

Pro výpočet použijeme opět zjednodušenou energetickou metodu. Tah pohonné jednotky budeme uvažovat jako přibližně nulový a odpor bude určen jako střední hodnota mezi rychlostmi V_{ref} a V_P z poláry.

$$S_A = \frac{G}{D_{stř}}\left(\frac{V_{REF}^2 - V_P^2}{2g} + h_P\right) \qquad (7.15.1)$$

Pozemní část přistání - dojezd

Délku dojezdu výrazně ovlivňuje brždění kol. Hodnota součinitele tření f při brždění lze těžko odhadnout. Z užívaného rozptylu 0,2-0,4 volíme hodnotu 0,2 pro menší namáhání brzd.

Pro výpočet využijeme vztahy:

$$a_x = g\left[\frac{F}{G} - f - (c_D - f c_L)\frac{\rho V^2 S}{2G}\right] \qquad (7.15.2)$$

$$S_G = \int_{V_P}^{0} \frac{V dV}{a_x} \qquad (7.15.3)$$

Jelikož letoun využívá některé části z letounu TL-Stream, z nichž nejdůležitější jsou křídlo a OP, nabízí se pro orientační kontrolu výpočtů porovnání s uváděnými hodnotami pro tento letoun. Ty jsou dle letové příručky 370 m pro vzlet a 300-335 m pro přistání.

Navrhovaný letoun není stejný, tudíž se hodnoty nemohou rovnat. Pro přistání je hodnota velice podobná a lze jí uvažovat za správnou. Vypočítaný vzlet letounu TLS je kratší. To je však dané především uvažováním maximální účinnosti klapek, zatímco údaj pro TL-Stream je dle příručky pro konfiguraci s malým vysunutím klapek. Pro ilustraci vychází celková délka vzletu při malém vytažení klapek s C_{Lmax} = 1,4 na 337,5 m. To je opět hodnota blížící se letovým měřením letounu Stream.

Zjednodušenými výpočty stanovené hodnoty pro délku vzletu a přistání letounu TLS s rezervou splňují požadavky předpisu UL-2, kde hodnoty nesmí překročit 450 m.

Název	Označení	Hodnota	Jednotky
Součinitel tření (tvrdý povrch, beton) + brždění	f	0,2	-
Pádová rychlost na klapkách	v_S	77,6	km/h
v_P (1,1v_S)	v_P	85,3	km/h
v_{REF} (1,3v_S)	v_{REF}	100,8	km/h
Maximální součinitel vztlaku letounu s klapkami	c_{Lmax_klapky}	2,19	-
Délka vzdušné části přistání	**S_A**	**197**	**m**
Délka dojezdu	**S_G**	**135**	**m**
Celková délka přistání (15 m překážka)	**S_V**	**332**	**m**

Tab. 7.15 Důležité hodnoty výpočtu přistání

8 Porovnání navržených parametrů letounu TLS s konkurencí

Jak lze vidět v Tab. 8, navržený letoun TLS převyšuje konkurenci v naprosté většině porovnávaných parametrů.

Název	Průměrná konkurence	TLS	Rozdíl [-]	Rozdíl [%]
Prázdná hmotnost [kg]	387,29	330,3	-56,99	-14,72
Výkon motoru [HP]	116,93	100	-16,93	-14,48
Vc [km/h]	188,91	220	31,09	16,46
Vsi [km/h]	63,85	77,6	13,75	21,53
Vne [km/h]	254,16	280,8	26,64	10,48
Vmax [km/h]	219,67	260	40,33	18,36
Dolet [km/h]	1014,88	1320	305,13	30,07
Dostup [m]	4702,63	7200	2497,37	53,11
Stoupání [m/s]	5,88	7,5	1,62	27,55
Délka vzletu (15m) [m]	332,08	202	-130,08	-39,17
Délka přistání (15m) [m]	317,11	332	14,89	4,70
Šířka kabiny [m]	1,12	1,3	0,18	16,07
Šířka v bocích/os [m]	48,14	50	1,86	3,86
Šířka v úrovni ramen [m]	106,26	125	18,74	17,64
Výška nad hlavu [m]	97,03	102	4,97	5,12
Kapacita nádrží [l]	114,62	120	5,38	4,69
Výdrž [h]	5,28	6,7	1,42	26,81
Cena [USD]	94649	96000	1351	1,43

Tab. 8 Porovnání letounu TLS s průměrnou konkurencí

Mezi červeně vyznačené parametry, které nepřináší teoretické zlepšení, zahrnujeme:

- Výkon motoru
    - Letoun v základu počítá s motorem Rotax 912 ULS, který oproti průměru konkurence mírně zaostává. To je způsobeno především zahrnutím některých amerických letounů používajících silnější motory firem Lycoming a Continental, jenž v evropském prostředí nejsou příliš typické. U návrhu letounu TLS je však do budoucna počítáno i s dalšími variantami motorů, které již průměr konkurence převyšují. Jedná se např. o Rotax 914 a 915.

- Délka přistání a pádová rychlost

    - Vypočítaná délka přistání se velmi blíží průměru a z pohledu hlavní cílové skupiny zákazníků se navíc nejedná o důležitý rozhodující parametr při koupi letounu. Stejně tak není u většiny zákazníků rozhodující pádová rychlost, která je sice mírně vyšší oproti konkurenci, ale s rezervou splňuje požadavky předpisů a společně s vypočtenými délkami splňuje běžný požadavek přistávání na kratších letištních plochách využívaných pro ultralehký letecký provoz.

- Základní cena

    - Navrhovaná základní cena je mírně vyšší než u konkurence. S volitelným dražším vybavením, jako například s navrhovanou avionikou Garmin, tato cena bude ještě znatelně narůstat. Její výše je však opodstatněná a vzhledem k inovacím, letovým výkonům a komfortu letounu je zcela adekvátní.

Přínosy komfortu

Letoun byl navrhován s důrazem na maximální komfort posádky. Mezi hlavní přínosy komfortu oproti většinové konkurenci patří:

- Širší prostor kabiny
- Ergonomie a materiály sedadel
- Možnost výběru nejpokročilejší avioniky
- Zavazadlový přístup dostupný z boku letounu
- Větší kapacita a rozměry zavazadlového prostoru

Zatahovací přistávací zařízení

Mezi jednu z hlavních odlišností letounu TLS oproti konkurenci, lze zahrnout zatahovací podvozek. Ten je v kategorii ultralehkých hornoplošných letounů ojedinělý a představuje tak výrazný rozdíl oproti jiným typům. Zatahovací podvozek není pouze přínosem v oblasti výkonů, kde pomáhá k navýšení letových rychlostí, ale je taktéž vítaným designovým řešením, které může velmi dobře sloužit jako marketingová výhoda výrobce.

9 ZÁVĚR

Cílem této diplomové práce bylo vytvořit koncepční návrh letounu, který obsadí jednu z vedoucích pozic na trhu ultralehkých hornoplošných letounů. Návrh letounu s pracovním názvem TLS měl zohlednit využití konstrukčních prvků předchozího typu, a filozofie návrhu byla volena tak, aby byl kladen důraz na ergonomii a pohodlí posádky.

V úvodu práce byly popsány základní požadavky kladené na navrhovaný letoun a byly stanoveny základní návrhové parametry. Ty byly navrhnuty s ohledem na požadavky firmy a též s ohledem na konkurenci. Konkurenční typy letounů byly podrobeny bližšímu zkoumání v rámci rešeršní části práce.

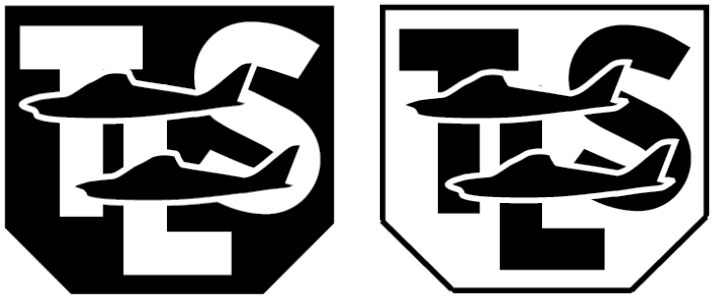
Navazující část práce se věnuje rozboru jednotlivých součástí draku letounu, z nichž některé jsou, dle požadavku firmy, využity z jiných typů letounů TL-ultralight. Velký prostor je zde věnován přistávacímu zařízení. Pro nalezení vhodného kinematického mechanismu zatahování hlavního podvozku byl proveden rozbor většiny myslitelných variant používaných v letectví, od malých civilních letounů, přes hydroplány, vrtulníky, až po bojové letouny. Z těchto variant byly stanoveny kinematické mechanismy vhodné pro aplikaci na letoun TLS.

Velký důraz byl v práci také kladen na uspořádání interiéru a jeho designovou a ergonomickou podobu. Podkladem pro tuto část byla kromě odborné literatury i osobní zkušenost s měřením interiérů konkurenčních letounů pro rešeršní část.

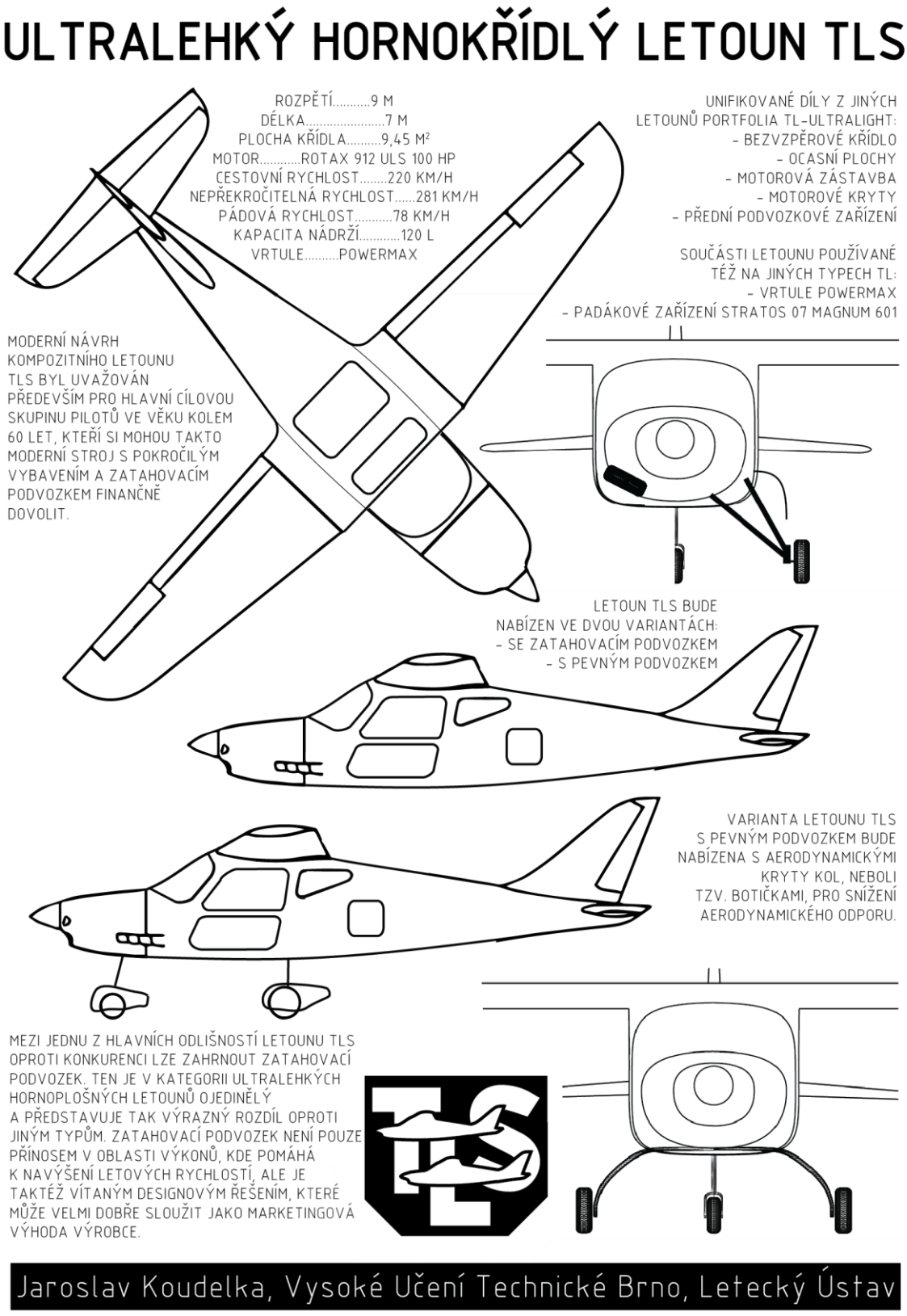
V rámci návrhu letounu TLS byl dále proveden hmotnostní rozbor vycházející z podkladů firmy. Pro části využité z jiných letounů portfolia byla stanovená přesná hmotnost a pro zcela nově navrhované části byl proveden co nejpřesnější odhad hmotností na základě podobností s draky ostatních typů firmy.

Součástí práce jsou též základní výpočty výkonů a vlastností letounu. Byly stanoveny např. základní návrhové rychlosti, letové obálky, hodnoty stoupání, klouzavosti, doletu a délky vzletu a přistání.

V závěru práce jsou vyhodnoceny přínosy nově navrhovaného letounu s ohledem na konkurenci. Stanovené základní vlastnosti a výkony letounu TLS v tomto hodnocení téměř všechny převyšují průměrnou konkurenci. Dá se tak předpokládat, že koncept navrženého letounu TLS bude v budoucnu konkurenceschopný a komerčně úspěšný.



Obr. 9.1 Navrhovaná loga letounu TLS



Obr. 9.2 Shrnutí navrhovaného konceptu letounu TLS

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

Tištěné publikace

[1] BROŽ, Václav, Vladimír DANĚK, Karol FIĽAKOVSKÝ a Jaromír TEICHL. *Základy aerodynamiky: studijní modul 8*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2003. Učební texty dle předpisu JAR-66. ISBN 80-7204-316-1.

[2] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu 1*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.

[3] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu II*: *Letové vlastnosti*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN: 978-80- 7204-761-1.

[4] DOUPNÍK, Petr. *Aerostatické podklady letounu STREAM TURBO*. Brno, 2018.

[5] FILAKOVSKÝ, K., KLIMEČEK, S. *Universal propeller characteristics*

[6] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.

[7] KDÉR, František. *Učebnice sportovního letce*. 2. vyd. Praha: Naše vojsko, 1980. Knižnice svazarmu. ISBN 28-017-80.

[8] KOUDELKA, Jaroslav. *Letové výkony lehkého letounu kategorie STOL*. Brno, 2019. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.

[9] ZAHÁLKA, Martin. *Marketingová studie k projektu: TL-ULTRALIGHT*. Hradec Králové, 2020.

[10] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel I*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-01-03073-3.

[11] NORMAN S. CURREY. *Aircraft landing gear design: principles and practices*. 4. print. Washington, D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988. ISBN 09-304-0341-X.

[12] PÁVEK, Josef. *Konstrukce a projektování letadel II*. Praha: FS ČVUT v Praze, 1984. 244 s.

[13] ROSKAM, Jan. *Airplane Design: Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems*. Volume 4. Lawrence: University of Kansas, 1986. ISBN 978-1884885532.

[14] ROSKAM, Jan. *Airplane Design: Part V: Component weight estimation*. Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. ISBN 978-1884885501.

[15] TORENBEEK, Edgar. *Advanced Aircraft Design*. Chichester: Wiley, 2013. ISBN 978-1-118-56811-8

[16] RAYMER, Daniel P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 3rd print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. ISBN 0-930403-51-7.

Elektronické zdroje

[17] Aero-Kros MP-02 Czajka. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Aero-Kros_MP-02_Czajka

[18] Airlony Skylane. Airlony [online]. Mělník: Petr Lonský, c2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.airlony.cz/ultralehky-letou-skylane

[19] Alpha Jet Fahrwerk. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2021, 13.6.2015 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Alpha_Jet_Fahrwerk.jpg

[20] Alpha Jet landing gear. *Pinterest* [online]. San Francisco: Pinterest, c2009-2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://i.pinimg.com/originals/36/7d/a0/367da0461132a377cbbcc72711e09440.jpg

[21] Bristell B8. *Bristell* [online]. Kunovice: BRISTELL by BRM AERO, c2010-2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.bristell.com/bristell-b8/

[22] Cessna 140. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org /wiki/Cessna_140

[23] Cessna 150. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org /wiki/Cessna_150

[24] Cessna 162 Skycatcher. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org /wiki/Cessna_162_ Skycatcher

[25] Cessna 172. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org /wiki/Cessna_172

[26] Cf104 main gear starfighter museum. *Ww2aircraft* [online]. XenForo, c2010-2018 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://ww2aircraft.net/forum/attachments/cf104-main-gear-starfighter-museum-jpg.299046/

[27] *Cubcrafters* [online]. USA: Cubcrafters, c2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://cubcrafters.com/

[28] CZAW Parrot. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2020 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/CZAW_Parrot

[29] EVOLUTION. *Fascination* [online]. Kaplice: FASCINATION [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.fascination.aero/evolution/

[30] F-16 landing gear plans. *RC universe* [online]. MH Sub I, c2021, 31.7.2017 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.rcuniverse.com/forum/12356241-post1.html#&gid=1&pid=1

[31] F16 Landing Gear Demo. *Youtube* [online]. Youtube, c2021, 9. 9. 2019 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://youtu.be/Lhs4nz3mjLA

[32] FINSTERLE, J. *Koncepce interiéru ultralehkého letounu*. Brno, 2006, 35 s. Dostupné také z: http://www.ustavkonstruovani.cz/FileDownload/getFile/58/Bakalarska_prace_Finsterle_Jan.pdf/. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Akad. soch. Ladislav Křenek, Ph.D.

[33] Flight Design CTLS 2020. *Flight Design* [online]. Hoerselberg-Hainich: Flight Design general aviation, c2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://flightdesign.com/ctls

[34] Garmin Aviation Solution. *Garmin* [online]. United States: Garmin, c1996-2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.garmin.com/en-US/c/aviation-solutions/

[35] GONZÁLEZ, Salvador Marín. Aero-Kros MP-02 Czajka (CS-UUL*). Aviation Corner* [online]. Murcia - Aeroclub Los Garranchos (Spain): Aviation Corner, c2006-2021, 30.7.2017 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.aviationcorner.net/show_photo_en.asp?id=457341

[36] GRUEBLERS, Count. GRUEBLER'S COUNT FOR DASSAULT MIRAGE F1 LANDING GEAR MECH 2-7-21. *Youtube* [online]. Youtube, c2021, 8.2.2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://youtu.be/LQeYQcPy1mU

[37] Homebuilt Aircraft Cockpit Dimensions. *Wanttaja* [online]. Wanttaja [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.wanttaja.com/avlinks/cockpit.htm?fbclid=IwAR13_QwBlDuwKyFcNXFsssFB6ZNVSlNj8p5c2YorTOZ6Dd7NiYt6FS3CZ2A

[38] Jose's Main Landing Gear F16. *F16 model* [online]. Spain: Pablo Quispea, 22.10.2010 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://1.bp.blogspot.com/_96qVxOuwKlo/TJ-GoaHuV7I/AAAAAAAAAZ0/L5bqi_YXen0/s1600/Nuevo+Imagen+de+mapa+de+bits.JPG

[39] Kitfox aircraft. In: *Kitfox aircraft* [online]. c2016-2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: http://www.kitfoxaircraft.com/images/PDF/Kitfox%20Brochure_Final.pdf

[40] Landinggear_Sikorsky_S-76C+. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2021, 5.5.2010 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Landinggear_Sikorsky_S-76C%2B.jpg

[41] Leather seats color selection. *Leather seats* [online]. Oklahoma city: LeatherSeats, c2014 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.leatherseats.com/color-selections/

[42] LEBOWITZ, Isaac. F-14D main landing gear. *Flickr* [online]. flickr, 4.10.2006 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.flickr.com/photos/59396586@N02/8274201254

[43] LONTRAS, Martin. *Výpočet zatížení a konstrukční návrh řízení*. Brno, 2018, 120 s. Dostupné také z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=174698. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

[44] Main landing gear. *Top War* [online]. Russia: MILITARY REVIEW, c2010-2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://en.topwar.ru/26174-40-let-legendarnomu-boevomu-vertoletu-mi-24-chast-10.html

[45] Magnum 601. *Stratos 07* [online]. Praha 2: Záchranné systémy Stratos 07, c2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.stratos07.cz/cz/letoun-v-kategorii-experimental/hmotnost-501---800-kg/5c800e201ac56-magnum-601

[46] Map developers Draw a circle. *Map developers* [online]. Map developers [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.mapdevelopers.com/draw-circle-tool.php

[47] Murphy Maverick Performance. In: *Patterson AeroSales* [online]. Chilliwack: Murphy Aircraft Manufacturing, c2007 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.pattersonaerosales.com/Aircraft/Maverick/MaverickPerf.html

[48] Murphy Maverick. In: *All-Aero* [online]. c2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://all-aero.com/index.php/home2/7119-murphy-maverick

[49] Murphy Maverick. In: *Murphy Aircraft* [online]. Murphy Aircraft, c2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: http://www.murphyair.com/detail/maverick

[50] Murphy Rebel. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org /wiki/ Murphy_Rebel

[51] NOWOTNY, Anders. Saab JAS 39 Gripen landing gear sequence part 3. *Youtube* [online]. Youtube, c2021, 18. 8. 2013 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://youtu.be/xsjYI9JBUyA

[52] Orličan [online]. Praha 2: *ORLIČAN*, [cca 2019] [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.orlican.org/cs/

[53] P-40 Warhawk LG. *Curtiss P-40 Warhawk* [online]. USA: Brad Hagen, c2002-2020 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.p40warhawk.com/Models/Technical/LG.jpg

[54] PÉREZ, José Ramón. Tecnam P92-2000RG. *JETPHOTOS* [online]. Switzerland: Jetphotos, c2002-2021, 1.1.2000 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.jetphotos.com/photo/8569507

[55] Piper PA-18 Super Cub. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Piper_PA-18_Super_Cub

[56] POKORNÝ, Hynek. *Návrh kinematiky zatahování podvozku nekonvenčního UL letounu*. Praha, 2015, 42 s. Dostupné také z: https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/63391/F2-BP-2015-Pokorny-Hynek-kinematika.pdf?sequence=1&isAllowed=y. Bakalářská práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní. Vedoucí práce Ing. Jaromír Kučera.

[57] Properties of the atmosphere. In: *Aerodynamics for students* [online]. c1998-2006 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/ aerothermal_dvd_only/aero/atmos/atmos.html

[58] Předpisy. In: *Letecká amatérská asociace ČR* [online]. Praha 10: Letecká amatérská asociace ČR [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.laacr.cz/Stranky/Predpisy /default.aspx

[59] Rans S-21 Outbound. In: *Rans Designs* [online]. Rans Designs, c2018 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://docs.wixstatic.com/ugd/6e941e_a391c0c96a5f4f35a720 e06bccef3d91.pdf

[60] SKYLEADER GP ONE. *Skyleader* [online]. Jihlava: Skyleader, c2014-2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.skyleader.aero/produkt/skyleader-gp-one/

[61] TAYLORCRAFT F21B: A GOOD BET. *AOPA* [online]. Frederick: Aircraft Owners and Pilots Association, c2021, 5.5.1997 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/1997/may/pilot/taylorcraft-f21b

[62] THE LIGHT SPORT AIRCRAFT HERO. *Sector Aircraft* [online]. Aeroporto de S. J. Boa Vista: Sector Aircraft, c2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://sectoraircraft.com/aircrafts/hero/

[63] The Specifications of the Zenith STOL CH701. In: *Zenith Air* [online]. Mexico Memorial Airport Mexico (Missouri): Zenith Aircraft Company, 2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: http://www.zenithair.net/specs-701/

[64] The Specifications of the Zenith STOL CH801. In: *Zenith Air* [online]. Mexico Memorial Airport Mexico (Missouri): Zenith Aircraft Company, 2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: http://www.zenithair.net/specs-801/

[65] TL 3000 SIRIUS – KOMFORTNÍ A HODNÝ HORNOPLOŠNÍK OD TL ULTRALIGHT. *Flying-Revue* [online]. Praha: Flying-Revue, c2008-2020, 17.12.2014 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.flying-revue.cz/tl-3000-sirius-komfortni-a-hodny-hornoplosnik-od-tl-ultralight?fbclid=IwAR0mu7np5WrXUihO00glcug6c0hK_nqY35rsQpEo6tDBlSi9nv2_gG1nGUE

[66] TL-ULTRALIGHT [online]. Hradec Králové: TL-ULTRALIGHT, c1996-2020 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.tl-ultralight.cz/

[67] TROJÁNEK, Tomáš. *Návrh podvozku malého dvoumístného letounu*. Brno, 2018, 72 s. Dostupné také z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=170473. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Ing. František Vaněk, Ph.D.

[68] UL JIH Evolution. *UL JIH* [online]. Kaplice: UL JIH, [cca 2010] [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: http://www.uljih.cz/images/obr1.jpg

[69] UL-Pilot-Report: WT 02 Wild Thing von ULBI. *Flieger Magazin* [online]. Hamburg: JAHR MEDIA GmbH & Co, c2021, 1.4.2005 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.fliegermagazin.de/flugzeuge/ul-pilot-report-wt-02-wild-thing-von-ulbi/

[70] USA - Navy Douglas EKA-3B Skywarrior 142251. *Airplane pictures* [online]. Airplane-Pictures, c2006-2021, 1.5.2018 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.airplane-pictures.net/photo/1083272/142251-usa-navy-douglas-eka-3b-skywarrior/

[71] Vashon Ranger. *Vashon Aircraft* [online]. Woodinville: Vashon Aircraft, c2018 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://vashonaircraft.com/ranger.php

[72] Virus SW. *Pipistrel* [online]. Ajdovščina: PIPISTREL, c2021 [cit. 2021-5-17]. Dostupné z: https://www.pipistrel-aircraft.com/aircraft/cruising/virus-sw-80-100-115-is/

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 1.1 Aktuální portfolio letounů firmy TL-ultralight [66]
Obr. 1.2 Výkres letounu TL-3000 Sirius [66]
Obr. 1.1.1 TL-3000 Sirius [66]
Obr. 1.1.2 TL-3000 Sirius s plováky [66]
Obr. 1.2 Letoun TL Stream [66]
Obr. 2.1.1 Airlony Skylane na letišti LKHS během plachtařského provozu
Obr. 2.1.3 Orličan M-8 Eagle [52]
Obr. 2.1.3 Tecnam P92 Echo MkII [9]
Obr. 2.2.1 Bristell B8 [21]
Obr. 2.2.2 Aero-Kros MP-02 Czajka [35]
Obr. 2.2.3 Flight design CTLS [33]
Obr. 2.2.4 Pipistrel Virus [72]
Obr. 2.2.5 UL-JIH E100 Evolution [68]
Obr. 2.2.6 Sector Aircraft Hero [62]
Obr. 2.2.7 Vashon Ranger R7 [71]
Obr. 2.2.8 CZAW Parrot [28]
Obr. 3.1.1 Řez profily křídla [4]
Obr. 3.1.2 Nákres změny krakorce a úhlu vzepětí křídla letounu TLS [4]
Obr. 3.1.3 Vztlaková klapka s pevným slotem [43]
Obr. 3.2 Vodorovná ocasní plocha letounu [4]
Obr. 3.3 Motor Rotax 912 ULS [66]
Obr. 3.4 Vrtule PowerMax [66]
Obr. 3.5 Předběžný návrh letounu TLS
Obr. 3.6.1 Základní geometrie tříkolového podvozku s příďovým kolem [6]
Obr. 3.6.2 Náčrt postupu stanovení základní geometrie hlavního podvozku [6]
Obr. 3.6.2.1 Přistávací zařízení letounu TL-3000 Sirius [66]
Obr. 3.6.2.2 Model varianty s pevným podvozkem vytvořeným v programu Catia
Obr. 3.6.3.1 Detail přední podvozkové nohy letounu TL-Stream [66]
Obr. 3.6.3.2 Základní rozměry přední podvozkové nohy [67]
Obr. 3.6.4.1 Tecnam P92-2000RG [54]
Obr. 3.6.4.2 Ukázka dvou možných variant zatahování kol do gondoly [5]
Obr. 3.6.4.3 Ukázka nevhodné varianty zatahování kol ve směru letu [6]
Obr. 3.6.4.4 Varianty mechanismu zatahování podvozku bez rotace kola [6]
Obr. 3.6.4.5 Obecný mechanismus s rotací kola a mechanismus P-40 Warhawk [11, 53]
Obr. 3.6.4.6 Řešení zatahovacího podvozku na letounu Evolution [29]
Obr. 3.6.4.7 Zatahovací podvozky letounů F-16, F-14 a F-104 [38, 42, 26]
Obr. 3.6.4.8 Fáze zatahování podvozku F-16 Fighting Falcon [31]
Obr. 3.6.4.9 Podvozky vrtulníků Mi-24 a S-76 [44, 40]
Obr. 3.6.4.10 Schéma zatažených kol kolmo do trupu
Obr. 3.6.4.11 Podvozky letounů Grumman a PBY-5 Catalina [56]
Obr. 3.6.4.12 Zatahování podvozku letounu Mig-23 [13]

Obr. 3.6.4.13 Schématický návrh zatahování vzhůru ve stylu Grumman, či amfibie
Obr. 3.6.4.14 Zatahovací systém podvozku letounu B.Ae.146 [11]
Obr. 3.6.4.15 Podvozky letounů Douglas A-3 Skywarrior a Alpha jet [70, 20, 19]
Obr. 3.6.4.16 Kinematika zatahování podvozku Saab Jas 39 Gripen a Mirage F1 [51, 36]
Obr. 3.6.4.17 Schématický nákres voleného druhu podvozku typu F-16 [30]
Obr. 4.1 Doporučené rozměry kabiny pro lehké letouny [12]
Obr. 4.2 Návrh ergonomie kabiny letounu TLS
Obr. 4.2 Mechanismus pedálů nožního řízení letounu TL-Stream [43]
Obr. 4.3.1 Dvojice přístrojů G3X, panel autopilota GMC 307 a rádio GNC 255 [34]
Obr. 4.3.2 Návrh palubní desky s přístroji G3X, GNC 255 a GMC 307 [34]
Obr. 4.4.1 Náčrty designu sedačky v barevných kombinacích Tango a Romeo
Obr. 4.4.2 Návrh barevných variant koženého čalounění [41]
Obr. 5.1 Nákres polohy těžišť jednotlivých součástí letounu
Obr. 5.2 Centrážní diagram s 21 různými případy zatížení
Obr. 5.3 Hmotnostní omezení nákladu a paliva pro MTOW [15]
Obr. 6 Faktor vlivu trupu na polohu aerodynamického středu [3]
Obr. 7.1 Síly působící na letoun v horizontálním letu [8]
Obr. 7.2 Univerzální charakteristiky constant-speed vrtule [5]
Obr. 7.3.1 Využitelný a potřebný tah
Obr. 7.3.2 Využitelný a potřebný výkon
Obr. 7.4 Vypočítané analytické poláry pro různé letové hladiny
Obr. 7.9 V-n diagram obálek letu
Obr. 7.10.1 Síly působící na letoun a složky výsledné rychlosti ve stoupavém letu [2]
Obr. 7.10.2 Maximální rychlosti stoupání při maximálním výkonu a MTOW
Obr. 7.10.3 Graf závislosti max. stoupací rychlosti na nadmořské výšce při MTOW
Obr. 7.11 Rychlostní polára při MTOW
Obr. 7.12 Zatáčkový diagram pro MTOW
Obr. 7.14 Průběh vzletu [2]
Obr. 7.15 Průběh přistání [2]
Obr. 9.1 Navrhovaná loga letounu TLS
Obr. 9.2 Shrnutí navrhovaného konceptu letounu TLS

SEZNAM TABULEK

Tab. 1.2 Návrhové parametry letounu TLS
Tab. 1.3 Vybrané požadavky předpisu UL-2 [58]
Tab. 2.3 Vybrané rozměry interiéru hornokřídlých letounů uvedené v cm [37]
Tab. 3.6.4 Vhodnost a proveditelnost variant zatahovacích podvozků
Tab. 4.5.1 Technická data Stratos 07 Magnum 601 [45]
Tab. 5.1 Hmotnosti a polohy těžišť jednotlivých částí letounu
Tab. 5.2 Centráž prázdného letounu TLS
Tab. 5.3 Hmotnosti a poloha platného zatížení
Tab. 6 Hodnoty výpočtu vztlakové čáry křídlo-trup
Tab. 7.8 Minimální provozní násobky obratů dle UL-2 [58]
Tab. 7.14 Důležité hodnoty výpočtu vzletu
Tab. 7.15 Důležité hodnoty výpočtu přistání
Tab. 8 Porovnání letounu TLS s průměrnou konkurencí

SEZNAM ZKRATEK A SYMBOLŮ

Veličina	Symbol	Jednotka
Příspěvek trupu k posunu aerodynamického středu	Δx_{AKT}	-
Rychlost zvuku	a	m/s
Sklon vztlakové čáry letounu	a	1/rad
Sklon vztlakové čáry VOP	a_{VOP}	1/rad
Zrychlení letounu	a	m/s^2
Rozpětí	b	m
Délka střední aerodynamické tětivy	bSAT	m
Šířka trupu	b_{TR}	m
Poloha čtvrtinové čáry	C/4	m
Hloubka kořenového a koncového profilu	c_0, c_t	m
Maximální součinitel vztlaku letounu s klapkami	c_{Lmax_klapky}	-
Měrná tepelná kapacita	C_P	J/kg/K
Měrná tepelná kapacita	C_V	J/kg/K
Vnější průměr pneumatiky	d	m
Odpor	D	N
Ekvivalentní průměr trupu	d_{TR}	m
Energie	E	J
Oswaldova konstanta	e_{REF}	-
Součinitel tření	f	-
Potřebný tah	F_P	N
Využitelný tah	F_V	N
Gravitační zrychlení	g	m/s^2
Výška nad hladinou moře	H	m
Rameno SOP	h_{SOP}	m
Rameno VOP	h_{VOP}	m
Převodový poměr	i	-
Tepelná vodivost	k	W/m/K
Zmírňující součinitel	k	-
Klouzavost	K	-
Faktor vlivu trup	K_{ATR}	-
Součinitel vlivu trupu	K_{KT}	-
Součinitel snížení dynamického tlaku v místě VOP	K_{VOP}	-
Vztlak	L	N
Délka trupu od nosu k 0,25 c_A	l_{ATR}	m
Střední geometrická tětiva	l_m	m
Délka trupu	l_{TR}	m
Rameno VOP	L_{VOP}	m
Rameno VOP ke čtvrtinovému bodu c_A	$l_{VOP\ 0,25}$	m

Veličina	Symbol	Jednotka
Hmotnost letounu	m	kg
Prázdná hmotnost	$m_{prázdná}$	kg
Maximální vzletová hmotnost	MTOW	kg
Užitečná hmotnost	$m_{užitečná}$	kg
Provozní násobky obratů	n	-
Atmosférický tlak	p	Pa
Potřebný výkon	P_P	W
Využitelný výkon	P_V	W
Měrná plynová konstanta	R	J/kg/K
Poloměř pneumatiky	r	m
Poloměr zatáčky	r	m
Dolet	R	m
Plocha křídla	S	m^2
Délka vzdušné části přístání/ vzletu	S_A	m
Délka dojezdu/ rozjezdu	S_G	m
Plocha příčného řezu v nejširší části trupu	S_{TR}	m
Celková délka vzletu/ přistání (15 m překážka)	S_V	m
Plocha VOP	S_{VOP}	m^2
Teplota vzduchu	t	K
Max tloušťka profilu	t	%
Tah	T	N
Výdrž	T	s
Rychlost poryvu	U	m/s
Rychlost letu přes 15 m překážku	v_2	m/s
Návrhová rychlost obratu	v_A	m/s
Návrhová rychlost pro maximální velikost poryvu	v_B	m/s
Rychlost letu	vC	m/s
Maximální návrhová rychlost strmého letu	v_D	m/s
Maximální letovými zkouškami prokázaná rychlost	v_{DF}	m/s
Návrhová rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami	v_F	m/s
Max. přípustná rychlost pro činnnost vztlakových klapek	v_{FE}	m/s
Maximální rychlost vodorovného letu	v_H	m/s
Max. přípustná rychlost pro činnost podvozku	v_{L0}	m/s
Rychlost odpoutání	v_{LOF}	m/s
Nepřekročitelná rychlost	v_{NE}	m/s
Rychlost přistání	v_P	m/s
Referenční rychlost	v_{REF}	m/s
Pádová rychlost v přistávací konfiguraci	v_{S0}	m/s
Pádová rychlost	v_{S1}	m/s

Veličina	Symbol	Jednotka
Mohutnost VOP	$\bar{V}_{VOP}$	-
Šířka pneumatiky	w	m
Klesací rychlost	w	m/s
Poloha aerodynamického středu letounu	x_A	m
Poloha aerodynamického středu křídlo-trup	X_{AKT}	-
Poloha max. tloušťky profilu vůči hloubce křídla	x_t	%
Poloha těžiště	x_T	m
Součinitel odporu podvozku	ΔC_{DSgear}	-
Dynamická viskozita	η	kg/m/s
Účinnost vrtule	η	-
Štíhlost křídla	λ, AR	-
Relativní hmotnostní poměr letounu	μ	-
Kinematická viskozita	ν	m^2/s
Hustota vzduchu	ρ	kg/m^3
Statická zásoba	σ_A	-
Úhel vzepětí	τ	°

SEZNAM PŘÍLOH

Příloha 1 Tabulka s hodnotami veličin MSA pro výšku na hladině moře [57].....123
Příloha 2 Porovnání konkurenčních typů letounů část 1. [8, 17, 18, 21, 22, 23, 24, 25, 27, 28, 29, 33, 39, 48, 49, 50, 52, 55, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 69, 71, 72].....124
Příloha 3 Porovnání konkurenčních typů letounů část 2. [8, 17, 18, 21, 22, 23, 24, 25, 27, 28, 29, 33, 39, 48, 49, 50, 52, 55, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 69, 71, 72].....125
Příloha 4 Třípohledový výkres TL-Stream [67].....126
Příloha 5 Graf polohy těžišť částí letounu TLS z Tab. 5.1 127
Příloha 6 Graf závislosti polohy těžiště částí letounu TLS na jejich hmotnosti 127
Příloha 7 Tabulky s výpočty výkonů letounu TLS 130

PŘÍLOHY

Veličina	Symbol	Hodnota	Jednotka
Atmosférický tlak	p	101 315	Pa
Hustota vzduchu	ρ	1,225	Kg/m^3
Teplota vzduchu	t	288,2	K
Rychlost zvuku	a	340,3	m/s
Dynamická viskozita	η	$1,79\times10^{-5}$	Kg/m/s
Kinematická viskozita	ν	$1,46\times10^{-5}$	m^2/s
Tepelná vodivost	k	0,02596	W/m/K
Měrná plynová konstanta	R	287,1	J/Kg/K
Měrná tepelná kapacita	C_P	1005	J/Kg/K
Měrná tepelná kapacita	C_V	717,98	J/Kg/K
Gravitační zrychlení	g	9,80665	m/s^2

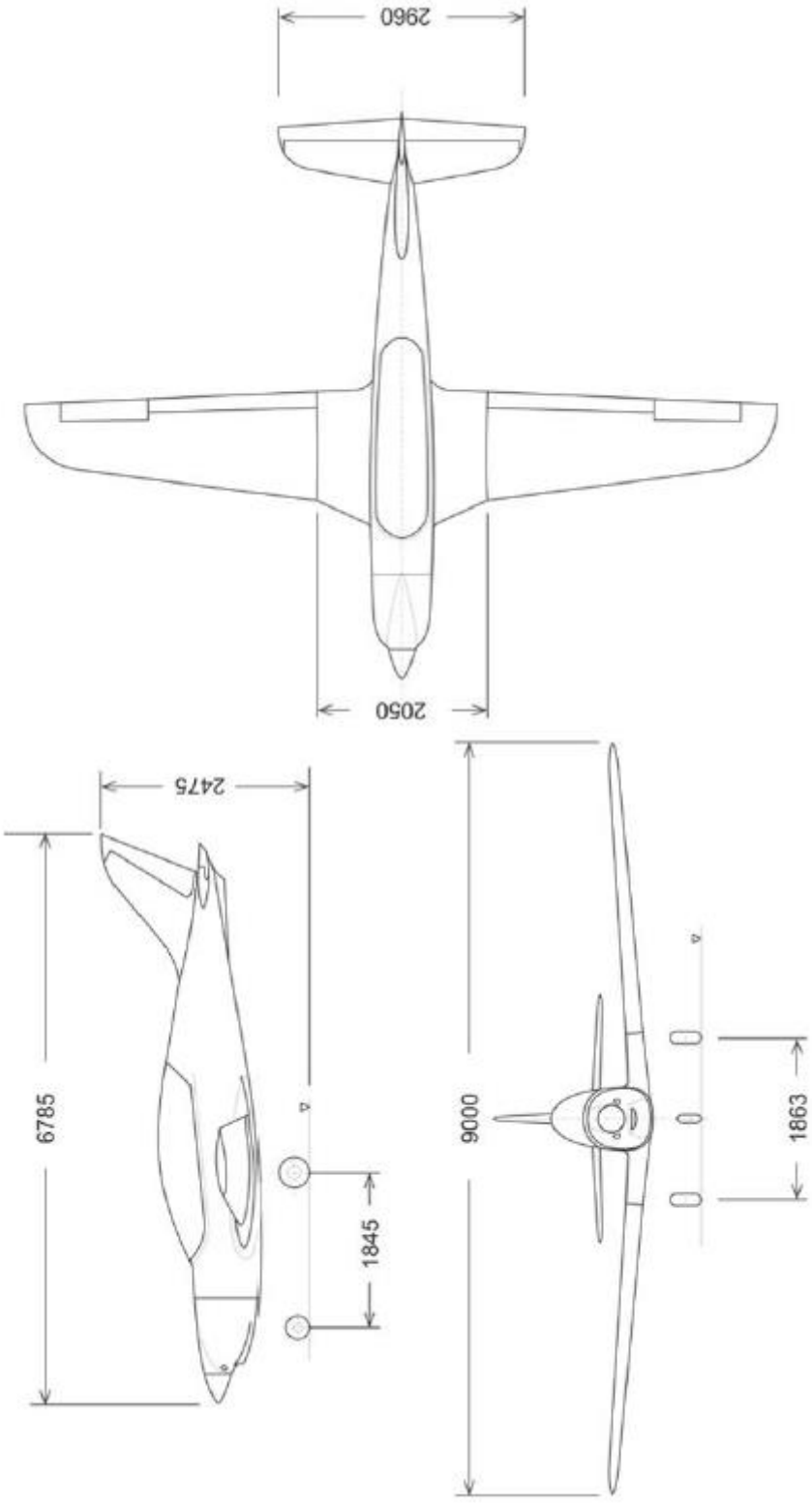
Příloha 1 Tabulka s hodnotami veličin MSA pro výšku na hladině moře [57]

Název letounu	Posádka	Rok vzletu	Plocha křídla [m^2]	Rozpětí [m]	Délka [m]	Výška [m]	MTOW [kg]	Prázdná hmotnost [kg]	Výkon motoru [HP]	Vc [km/h]	Vsi [km/h]	Vne [km/h]	Vmax [km/h]
Aero-Kros MP-02 Czajka	2	2009	10,2	9,72	6,35	2,11	472,5	268	100	170	65	264	230
Airlony Skylane	2		10,57	8,95	6,65	2,01	472,5	248,5	80	200	63	252	225
Bristell B8	2	2021		9,3			600	350	100			290	
Cessna 140	2	1945	14,8	10,16	6,55	1,91	658	404	85	169	72	230	201
Cessna 150 (1976 Commuter II)	2	1957	15	10,11	7,29	2,59	726	509	100	152	78	260	202
Cessna 162 Skycatcher	2	2006	11	9,1	6,9	2,6	599	376	100	207	81	274	219
Cessna 172 Skyhawk (R)	4	1955	16,2	11	8,28	2,72	1111	767	160	226	87	302	
CubCrafters Carbon Cub SS	2		16,16	10,44	7,09	2,54	599	405	180	177	51	227	
CubCrafters CC11-100 Sport Cub S2	2	2007	16,6	10,41	7,09	2,54	599	377	100	163	51	227	
CubCrafters CC11-160 Carbon Cub SS	2	2007	15,97	10,44	6,93	2,82	599	399	180		50	227	163
CZAW Parrot	2	2005	9,5	11,4			600	360	100	206	56		
Flight design CTLS 2020	2	2020	9,98	8,594	6,604	2,342	600	326	100			300	240
Kitfox Classic IV	2	1984	12,28	9,76	5,6	1,73	544	295	80	178	60	203	190
Murphy Maverick	2		13,66	8,97	6,299		431	204	65	136,79	51,5	193,1	
Murphy Rebel	2	1990	14,2	9,2	6,6		750	432	160	194			227
Murphy Super Rebel SR-2500	4	1995	16,91	10,97	7,32	2,67	1361	771	250	233			284
Orličan M-8 Eagle	2		10,757	9,085	7,03	2,65	600	330	100		53		250
Piper Pa-18 Super Cub	2	1949	16,58	10,732	6,88	2,045	794	422	150	185	69	246	210
Pipistrel 912 SW 100	2	2003	9,51	10,71	6,5	1,85	600	289	100	273	64	302	283
Rans S-21 Outbound	2	2017	13,1	8,5			816	447	180		61	346	240
Sector Aircraft Hero	2	2021		10,5	6,7		600	370	100	204	80		222
Skyleader GP ONE	2			10,2	6,25	2,1	600	316	80	175	55		250
Taylorcraft F-21 B	2		17,094	10,97	6,78	1,98	794	496	118	185	78	237	
TL-3000 Sirius	2	2008	11,26	9,4	6,97	2,3	600	297	100	200	68	253	235
TL-Stream	2		9,96	9	6,79	2,48	600		100				
Ulbi Wild Thing WT 01	2	1996	13,8	9,2	6,9	2	472,5	285	80	140	63		165
UL-JIH E100 Evolution	2		10,67	9,12	6,98	2,1	472,5	305	100	243	65	270	220
Vashon Ranger R-7	2	2017	12,6	8,99	6,63	2,54	599	397	100	217			220
Zenith STOL CH 701	2	1986	11,33	8,23	6,38	2,62	499	263	80	130	48	180	137
Zenith STOL CH 801	4	2011	15,5	8,23	7,47		998	523	180	170	63		
Průměr		**1996**	**13,2**	**9,7**	**6,8**	**2,3**	**658,9**	**387,3**	**116,9**	**188,9**	**63,9**	**254,2**	**219,7**

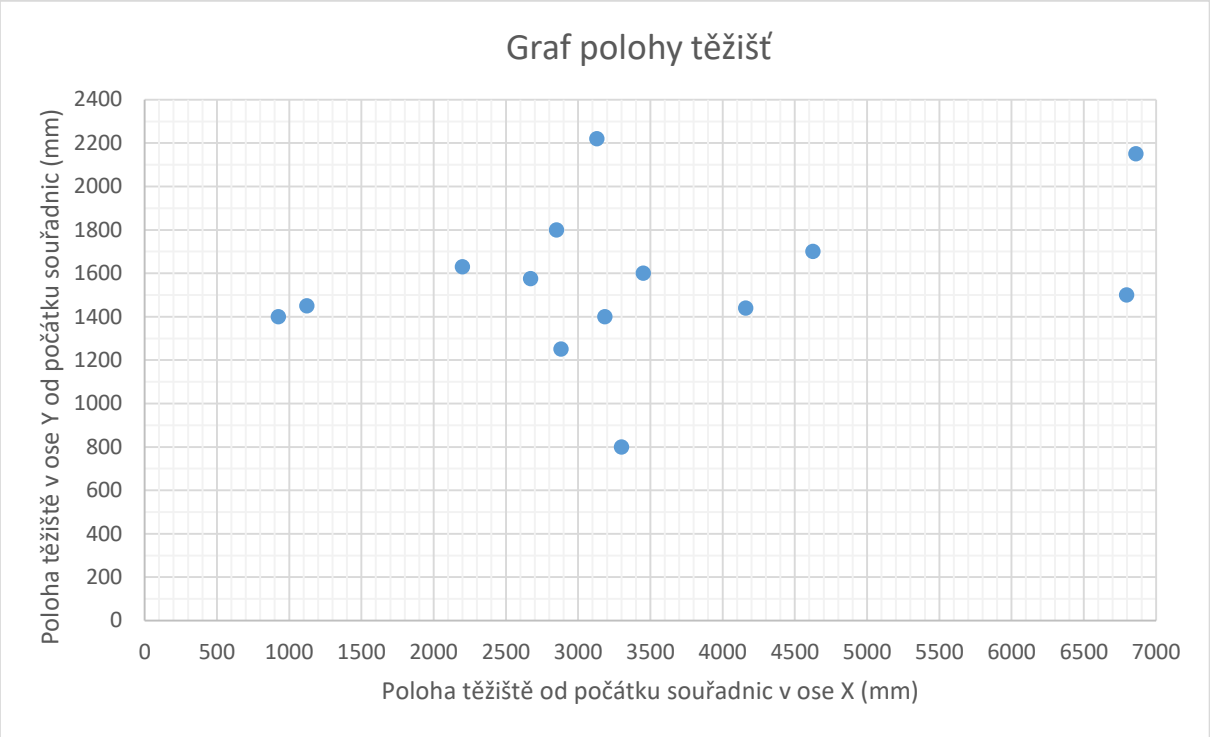
Příloha 2 Porovnání konkurenčních typů letounů část 1. [8, 17, 18, 21, 22, 23, 24, 25, 27, 28, 29, 33, 39, 48, 49, 50, 52, 55, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 69, 71, 72]

Název letounu	Dolet [km/h]	Dostup [m]	Stoupání [m/s]	Dráha vzletu [m]	Dráha přistání [m]	Délka vzletu (15m) [m]	Délka přistání (15m) [m]	AR [-]	Plošné zatížení křídla	Šířka kabiny [m]	Kapacita nádrží [l]	Výdrž [h]	Cena [USD]
Aero-Kros MP-02 Czajka	1500	5500	6,5					9,3	46,32	1,215	112		
Airlony Skylane			4,5	105	150	220	295	7,6	44,70	1,15	84 (2x42 wing)		
Bristell B8										1,25	150		
Cessna 140	720	4700	3,5			563	466	7,0	44,46				
Cessna 150 (1976 Commuter II)	780	4300	3,4			422	328	6,8	48,40				
Cessna 162 Skycatcher	870	4700	4,5			381	317	7,5	54,45	1,12	87		149000
Cessna 172 Skyhawk (R)	1289	4100	3,66			465	381	7,5	68,58		212		
CubCrafters Carbon Cub SS	566		10,7	18	34			6,7	37,07	0,762	91	3,2	189990
CubCrafters CC11-100 Sport Cub S2	720		4					6,5	36,08		95	5	127500
CubCrafters CC11-160 Carbon Cub SS	720	5486	11					6,8	37,51				190000
CZAW Parrot			10					13,7	63,16		100		
Flight design CTLS 2020	1800			250		450		7,4	60,12		130		
Kitfox Classic IV	1272		6,1					7,8	44,30				100000
Murphy Maverick	425	3962,4	4,57	30,48	60,96			5,9	31,55	0,94	72		
Murphy Rebel	1187							6,0	52,82			6,1	60000
Murphy Super Rebel SR-2500	997	4575						7,1	80,48			4,25	
Orličan M-8 Eagle		5400	7	150	150			7,7	55,78	1,164			
Piper Pa-18 Super Cub	740	5800	4,9	61	107	152	221	6,9	47,89		140		
Pipistrel 912 SW 100	1450	6800	8,4	95		175		12,1	63,09		100	5,3	
Rans S-21 Outbound	848	4400						5,5	62,29		151,4	3,9	
Sector Aircraft Hero	1556		8,1	110	162					1,1	100	7,7	
Skyleader GP ONE	1200			110	120	185	200			1,2	105	7,5	
Taylorcraft F-21 B			3,81	220	152	347		7,0	46,45		159		33000
TL-3000 Sirius	1400		4,6	185	268	395	296	7,8	53,29	1,13	130		
TL-Stream								8,1	60,24				
Ulbi Wild Thing WT 01	790		4,5					6,1	34,24	1,12	80		58000
UL-JIH E100 Evolution	1400	3500	6			230	350	7,8	44,28	1,22	96		
Vashon Ranger R-7	928	3658	4,2	96	145			6,4	47,54	1,19	106		
Zenith STOL CH 701	599	3658	5,1					6,0	44,04		76	4,6	14000
Zenith STOL CH 801	600		6,2					4,4	64,39				25000
Průměr	**1014,9**	**4702,6**	**5,9**	**119,2**	**134,9**	**332,1**	**317,1**	**7,4**	**50,9**	**1,1**	**114,6**	**5,3**	**94649**

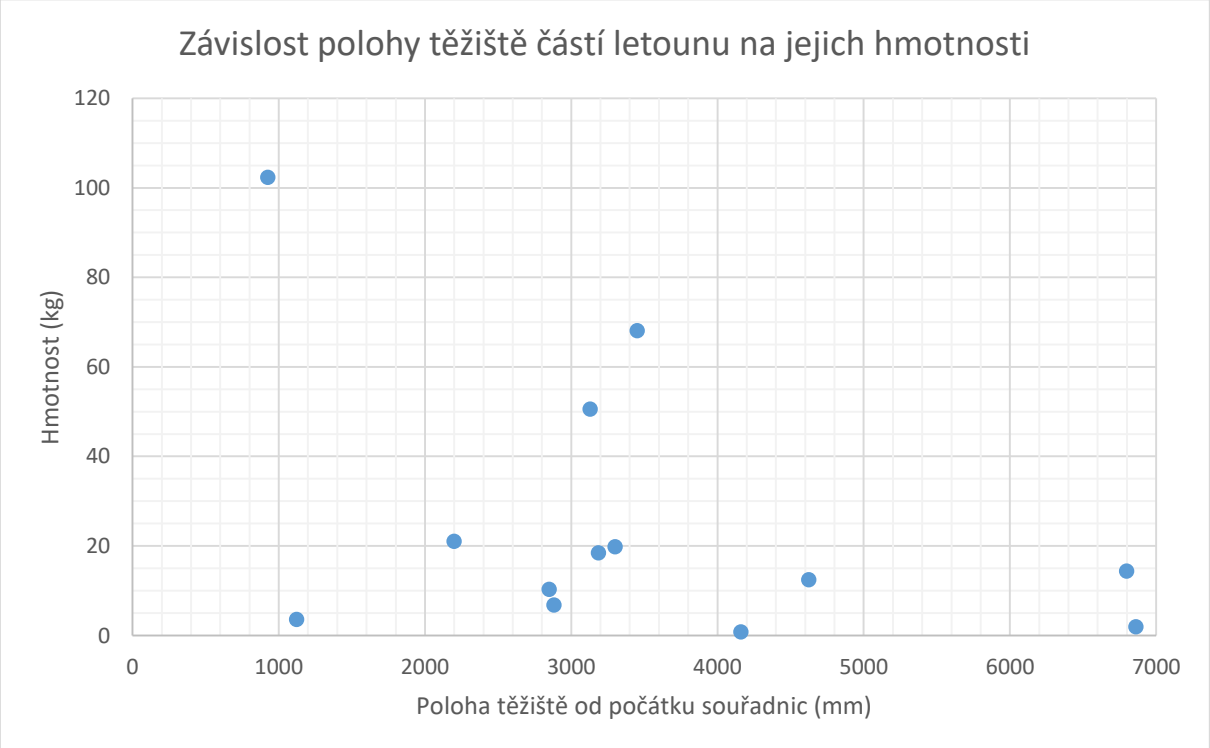
Příloha 3 Porovnání konkurenčních typů letounů část 2. [8, 17, 18, 21, 22, 23, 24, 25, 27, 28, 29, 33, 39, 48, 49, 50, 52, 55, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 69, 71, 72]



Příloha 4 Třípohledový výkres TL-Stream [67]



Příloha 5 Graf polohy těžišť částí letounu TLS z Tab. 5.1



Příloha 6 Graf závislosti polohy těžiště částí letounu TLS na jejich hmotnosti

H [m]	0	1000	2000	3500	5000
ρ [kg/m$_3$]	1,225	1,11164	1,00649	0,86322	0,73611
p_{max} [kW]	74,56999	66,77229	59,53934	49,68422	40,94071
p_{max} [W]	74569,99	66772,29	59539,34	49684,22	40940,71

v [km/h]	v [m/s]	L [-]	E [-]	η [-]
10	2,8	0,045455	0,145014	0,123262
20	5,6	0,090909	0,272473	0,231602
40	11,1	0,181818	0,481176	0,409
60	16,7	0,272727	0,638123	0,542404
80	22,2	0,363636	0,753894	0,64081
100	27,8	0,454545	0,837641	0,711995
120	33,3	0,545455	0,897087	0,762524
140	38,9	0,636364	0,938525	0,797746
160	44,4	0,727273	0,966817	0,821794
180	50,0	0,818182	0,985396	0,837587
200	55,6	0,909091	0,996266	0,846826
220	61,1	1	1	0,85
240	66,7	1,090909	0,995742	0,846381
260	72,2	1,181818	0,981207	0,834026
280	77,8	1,272727	0,952678	0,809776
300	83,3	1,363636	0,90501	0,769259

H [m]		0	1000	2000	3500	5000
v [km/h]	v [m/s]	w_{max}				
10	2,8	-15,4265	-17,3221	-19,4294	-23,0674	-27,4134
20	5,6	-5,56336	-6,73606	-7,99825	-10,1015	-12,5266
40	11,1	0,900285	-0,07149	-1,06009	-2,59882	-4,24356
60	16,7	3,92088	2,924615	1,94236	0,476196	-1,01098
80	22,2	5,708836	4,669797	3,662401	2,193936	0,751316
100	27,8	6,760362	5,695773	4,6734	3,203699	1,78794
120	33,3	7,273129	6,208459	5,191825	3,742725	2,363883
140	38,9	7,348513	6,310836	5,323393	3,923195	2,601052
160	44,4	7,042153	6,058663	5,124598	3,803976	2,562419
180	50,0	6,380801	5,479051	4,623229	3,414541	2,280058
200	55,6	5,369069	4,577893	3,826574	2,764536	1,766374
220	61,1	3,992488	3,343235	2,725147	1,848125	1,019194
240	66,7	2,219044	1,746972	1,294554	0,646167	0,024319
260	72,2	0	-0,25425	-0,5035	-0,87261	-1,2431
280	77,8	-2,72963	-2,71851	-2,72065	-2,75096	-2,81779
300	83,3	-6,0508	-5,7183	-5,4215	-5,04267	-4,74385

H [m]	0	1000	2000	3500	5000
v [km/h]	**Pv [W]**				
10	9191,63344	8230,475	7338,928	6124,169	5046,427
20	17270,5308	15464,57	13789,41	11506,95	9481,934
40	30499,1087	27309,85	24351,58	20320,84	16744,74
60	40447,0777	36217,57	32294,39	26948,93	22206,41
80	47785,1581	42788,32	38153,37	31838,12	26235,19
100	53093,4474	47541,53	42391,7	35374,91	29149,57
120	56861,4195	50915,49	45400,19	37885,42	31218,28
140	59487,9254	53267,34	47497,28	39635,4	32660,29
160	61281,1925	54873,09	48929,09	40830,21	33644,84
180	62458,8253	55927,58	49869,35	41614,84	34291,39
200	63147,8049	56544,51	50419,46	42073,89	34669,66
220	63384,4891	56756,45	50608,44	42231,59	34799,6
240	63114,6126	56514,79	50392,96	42051,78	34651,43
260	62193,2867	55689,81	49657,34	41437,92	34145,6
280	60384,9997	54070,61	48213,54	40233,1	33152,81
300	57363,6164	51365,17	45801,16	38220,02	31494

H [m]	0	1000	2000	3500	5000
v [km/h]	**Fv [N]**				
10	3308,98804	2962,971	2642,014	2204,701	1816,714
20	3108,69554	2783,623	2482,093	2071,25	1706,748
40	2744,91978	2457,887	2191,642	1828,875	1507,027
60	2426,82466	2173,054	1937,663	1616,936	1332,385
80	2150,33211	1925,474	1716,902	1432,716	1180,584
100	1911,36411	1711,495	1526,101	1273,497	1049,385
120	1705,84259	1527,465	1362,006	1136,563	936,5484
140	1529,68951	1369,732	1221,359	1019,196	839,8361
160	1378,82683	1234,645	1100,905	918,6798	757,0089
180	1249,17651	1118,552	997,3871	832,2968	685,8278
200	1136,66049	1017,801	907,5503	757,3301	624,0538
220	1037,20073	928,7419	828,1381	691,0624	569,448
240	946,719189	847,7219	755,8944	630,7767	519,7715
260	861,137816	771,0897	687,5632	573,7558	472,7853
280	776,378567	695,1936	619,8883	517,2827	426,2504
300	688,363396	616,3821	549,6139	458,6403	377,928

H [m]	0	1000	2000	3500	5000
v [km/h]	**Pp [W]**				
10	99960,8188	110153,7	121661,1	141852,5	166346,6
20	50005,3079	55099,46	60851,01	70943,82	83188,27
40	25201,8418	27730,48	30589,16	35612,27	41713,83
60	17376,6595	19009,17	20865,56	24147	28155
80	14194,4239	15311,28	16603,84	18929,03	21814,46
100	13315,5478	14027,66	14893,46	16524,38	18629,35
120	14066,4023	14384,98	14851,54	15863,26	17309,22
140	16249,3467	16134,45	16174,49	16551,36	17355,73
160	19845,2358	19223,98	18776,01	18447,66	18567,6
180	24914,2556	23688,9	22666,32	21523,71	20875,55
200	31556,258	29608,24	27903,94	25807,39	24276,33
220	39892,7305	37084,89	34573,7	31357,24	28802,67
240	50057,7817	46235,63	42775,82	38249,74	34508,34
260	62193,2867	57185,81	52619,94	46572,37	41460
280	76446,1137	70066,28	64221,82	56419,71	49732,64
300	92966,4594	85011,56	77701,21	67891,06	59406,77

H [m]	0	1000	2000	3500	5000
v [km/h]	**Fp [N]**				
10	35985,8948	39655,34	43798	51066,92	59884,78
20	9000,95542	9917,902	10953,18	12769,89	14973,89
40	2268,16576	2495,744	2753,025	3205,104	3754,244
60	1042,59957	1140,55	1251,934	1448,82	1689,3
80	638,749075	689,0078	747,1729	851,8063	981,6507
100	479,35972	504,9957	536,1647	594,8777	670,6565
120	421,992069	431,5493	445,5461	475,8979	519,2765
140	417,840345	414,8858	415,9155	425,6064	446,2901
160	446,517805	432,5395	422,4602	415,0723	417,7709
180	498,285112	473,7779	453,3264	430,4743	417,511
200	568,012644	532,9483	502,2709	464,533	436,9739
220	652,790135	606,8436	565,7515	513,1185	471,3165
240	750,866725	693,5344	641,6373	573,7461	517,6251
260	861,137816	791,8035	728,5838	644,8482	574,0616
280	982,878605	900,8522	825,7091	725,3962	639,4196
300	1115,59751	1020,139	932,4146	814,6927	712,8812

Příloha 7 Tabulky s výpočty výkonů letounu TLS