

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**DIPLOMOVÁ
PRÁCE**

2020

**JAN
ROHÁNEK**

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Rohánek** Jméno: **Jan** Osobní číslo: **473475**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Koncepční návrh letounu kategorie UL

Název diplomové práce anglicky:

Conceptual design of ultralight aircraft

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Definice zadání
- 2) Statistika obdobných typů letounů
- 3) Koncepční návrh letounu
- 4) Předběžný hmotový rozbor letounu
- 5) Základní aerodynamické charakteristiky a letové výkony

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jiří Brabec, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání diplomové práce: **31.10.2019**

Termín odevzdání diplomové práce: **13.01.2020**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

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

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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Čestné prohlášení

Tímto prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci na téma „Koncepční návrh letounu kategorie UL“ vypracoval samostatně za použití uvedené literatury a pramenů.

V Praze dne

.....

Bc. Jan Rohánek

Poděkování

Především bych chtěl poděkovat své rodině a blízkým za podporu v průběhu studia. Dále bych chtěl poděkovat Ústavu letadlové techniky ČVUT v Praze za přátelskou atmosféru, motivaci a množství získaných vědomostí. Děkuji Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D. za cenné rady, připomínky a korigování v průběhu tvorby práce. V neposlední řadě děkuji společnosti Wingit Works za velkou příležitost, kterou mi zadaným tématem poskytla.

Anotační list

Autor:	Bc. Jan Rohánek
Název práce česky:	Koncepční návrh letounu kategorie UL
Název práce anglicky:	Conceptual design of ultralight aircraft
Akademický rok:	2019/2020
Fakulta:	Fakulta strojní
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Studijní program:	Letectví a kosmonautika
Vedoucí práce:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Bibliografické údaje:	Počet stran: 133 Počet obrázků: 21 Počet grafů: 49 Počet tabulek: 55 Počet příloh: 2
Klíčová slova:	Koncepční návrh, ultralehký letoun, STOL, aerodynamické charakteristiky, letové výkony
Keywords:	Conceptual design, ultralight aircraft, STOL, aerodynamic characteristics, flight performance
Abstrakt:	Práce se zabývá koncepčním návrhem víceúčelového letounu kategorie UL. Nejprve jsou stanoveny základní požadavky a koncepce letounu. Dále je provedena rešerše letounů podobného typu. Poté je provedeno určení základní geometrie letounu, výpočet hmotností dílčích částí a sestavení hmotové obálky. V poslední fázi práce jsou vypočteny aerodynamické charakteristiky letounu a letové výkony.
Abstract:	The subject of this thesis is the conceptual design of ultra light multi-purpose aircraft. The Design contains a definition of aircraft type and main design goals, the research of simillar aircraft and its characteristics, a definition of aircraft geometry, the aircraft component weight estimation and the center of graity analysis, the aerodynamic characteristics and flight performance computations.

Obsah

1.	Úvod	1
2.	Základní požadavky na letoun	2
2.1.	Účel letounu.....	2
2.2.	Výkony letounu	3
2.2.1.	Cestovní a pádová rychlost	3
2.2.2.	Vzlet a přistání.....	3
2.2.3.	Rychlost stoupání. aerovlek	4
2.3.	Umístění na trhu	4
2.4.	Shrnutí požadovaných výkonů letounu	5
3.	Přehled letounů podobného typu.....	6
3.1.	Savage Shock Ultra	6
3.2.	CH-750 Super Duty	7
3.3.	CH-750 Cruzer	8
3.4.	Highlander	9
3.5.	Kitfox S7 Super Sport.....	10
3.6.	Kitfox S7 Speedster	11
3.7.	Zpracování údajů statistiky	12
4.	Koncepce letounu	15
4.1.	Předpisová báze	15
4.2.	Počet a uspořádání sedadel	15
4.3.	Vzájemná poloha křídla a VOP	15
4.4.	Vzájemná poloha křídla a trupu	15
4.5.	Vzájemná poloha ocasních ploch	15
4.6.	Podvozek.....	15
4.7.	Vztlaková mechanizace	16
4.8.	Konstrukce základních částí letounu	16
5.	Určení plochy křídla	17
5.1.	Vstupní charakteristiky letounu	17
5.2.	Ustálená zatáčka	18
5.3.	Rychlost stoupání	19
5.4.	Rychlost stoupání aerovlek.....	20
5.5.	Délka rozjezdu.....	23

5.6.	Cestovní rychlost.....	23
5.7.	Dostup	24
5.8.	Přepočet tahového zatížení na potřebný výkon	25
5.9.	Pádová rychlost – omezení součinitelem vztlaku	27
5.10.	Vyhodnocení analýzy	28
6.	Výběr pohonné jednotky	30
7.	Výběr profilu křídla.....	32
8.	Návrh geometrie základních částí letounu	34
8.1.	Návrh geometrie křídla.....	34
8.1.1.	Plocha křídla	34
8.1.2.	Štíhlost a rozpětí křídla	34
8.1.3.	Vztlaková mechanizace	34
8.1.4.	Křídélka	35
8.1.5.	Ostatní charakteristiky.....	35
8.2.	Návrh geometrie VOP.....	36
8.3.	Návrh geometrie SOP	37
8.4.	Návrh geometrie trupu a podvozku	38
9.	Hmotový rozbor letounu	40
9.1.	Hmotnost křídla.....	40
9.1.1.	Cessna	40
9.1.2.	USAF.....	41
9.1.3.	Torenbeek	41
9.2.	Hmotnost ocasních ploch	42
9.2.1.	Cessna	42
9.2.2.	USAF.....	42
9.2.3.	Torenbeek	43
9.3.	Hmotnost trupu.....	43
9.3.1.	Cessna	43
9.3.2.	USAF.....	43
9.3.3.	Torenbeek	44
9.4.	Hmotnost podvozku	44
9.4.1.	Cessna	44
9.4.2.	USAF.....	44

9.4.3.	Torenbeek	45
9.5.	Hmotnost soustavy řízení	45
9.5.1.	Cessna	45
9.5.2.	USAF.....	45
9.5.3.	Torenbeek	45
9.6.	Hmotnost palivové soustavy.....	46
9.6.1.	Cessna	46
9.6.2.	USAF.....	46
9.6.3.	Torenbeek	46
9.7.	Prázdná hmotnost letounu	46
9.8.	Hmotnost proměnných položek	47
9.9.	Rozmístění hmot	48
9.10.	Sestavení obálky centráží letounu.....	50
9.11.	Zhodnocení hmotových výpočtů	51
10.	Aerodynamické charakteristiky letounu.....	52
10.1.	Vztlaková čára	52
10.1.1.	Profil křídla	52
10.1.2.	Křídlo.....	56
10.1.3.	Křídlo s trupem	61
10.1.4.	Vodorovná ocasní plocha	62
10.1.5.	Letoun s pevným řízením.....	64
10.1.6.	Vyvážený letoun	66
10.2.	Momentová čára	69
10.2.1.	Aerodynamický střed letounu	69
10.2.2.	Profil křídla	71
10.2.3.	Křídlo.....	72
10.2.4.	Křídlo s trupem	72
10.2.5.	Letoun s pevným řízením.....	73
10.2.6.	Dostatečnost VOP	75
10.3.	Polára.....	76
10.3.1.	Křídlo.....	77
10.3.2.	Trup.....	80
10.3.3.	Ocasní plochy	81

10.3.4.	Podvozek	83
10.3.5.	Vzpěry	84
10.3.6.	Vrtulový proud	84
10.3.7.	Polára letounu	85
11.	Letové výkony	87
11.1.	Tahová křivka	87
11.2.	Pádová rychlost	88
11.3.	Vodorovný přímočarý let	88
11.3.1.	Rovnovážný diagram tahů	88
11.3.2.	Rovnovážný diagram výkonů	90
11.4.	Klouzavý let	91
11.5.	Stoupavý let	93
11.6.	Stoupavý let – aerovlek	95
11.7.	Vzlet	98
11.7.1.	Rozjezd	98
11.7.2.	Rotace	100
11.7.3.	Přechodový oblouk	101
11.8.	Ustálená zatáčka	102
11.8.1.	Omezení maximálním provozním násobkem	102
11.8.2.	Omezení maximálním součinitelem vztlaku	103
11.8.3.	Omezení maximálním využitelným tahem	103
11.9.	Dolet a vytrvalost	104
12.	Závěr	106
13.	Reference	107
	Seznam zkratk, symbolů a indexů	110
	Seznam grafů	114
	Seznam obrázků	116
	Seznam tabulek	117
	Seznam příloh	119

1. Úvod

Letecká výroba má v České republice dlouholetou tradici. Vývoj a produkci „dospělých“ letounů nahradila po rozpadu Československa zejména výroba letounů ultralehkých. Tato kategorie vznikla již v době 80. let dvacátého století. Jejím hlavním cílem je učinit letectví dostupným pro širší skupinu obyvatel, zejména díky menší regulaci úřadů, a tedy nižší finanční náročnosti. Původní často podomácku stavěné a pomalu létající letouny jednoduchých konstrukcí nahradily postupem času luxusní letouny celo kompozitní, dosahující rychlosti přes 300 km/h. Tyto letouny se však zejména díky své vysoké pořizovací ceně značně vzdálily od původní myšlenky učinit letectví dostupným.

Na jaře roku 2019 byla přijata nová verze předpisu UL-2, který definuje požadavky na konstrukci, výkony a vlastnosti ultralehkých letounů. Nejvýraznější změnou, kterou tento předpis přináší, je zvýšení maximální vzletové hmotnosti ze 472.5 kg na 600 kg. Tato skutečnost posouvá ultralehké letectví blíže směrem ke sportovním letounům „general aviation“, zejména díky možnosti zástavby silnějších motorů, a tedy i zlepšení letových výkonů.

Cílem této diplomové práce je navrhnout nový víceúčelový ultralehký letoun, který se bude svými výkony blížit letounům vyšších kategorií, ale zároveň bude díky svým nižším pořizovacím nákladům dostupný pro širší spektrum veřejnosti. Základními rysy letounu budou jednoduchost a odolnost konstrukce, uspokojivá cestovní rychlost, nízká pádová rychlost a možnost přistání a vzletu mimo upravené letištní plochy (STOL – „short take-off and landing“), dobrá rychlost stoupání a schopnost vlečení těžších dvoumístných kluzáků.

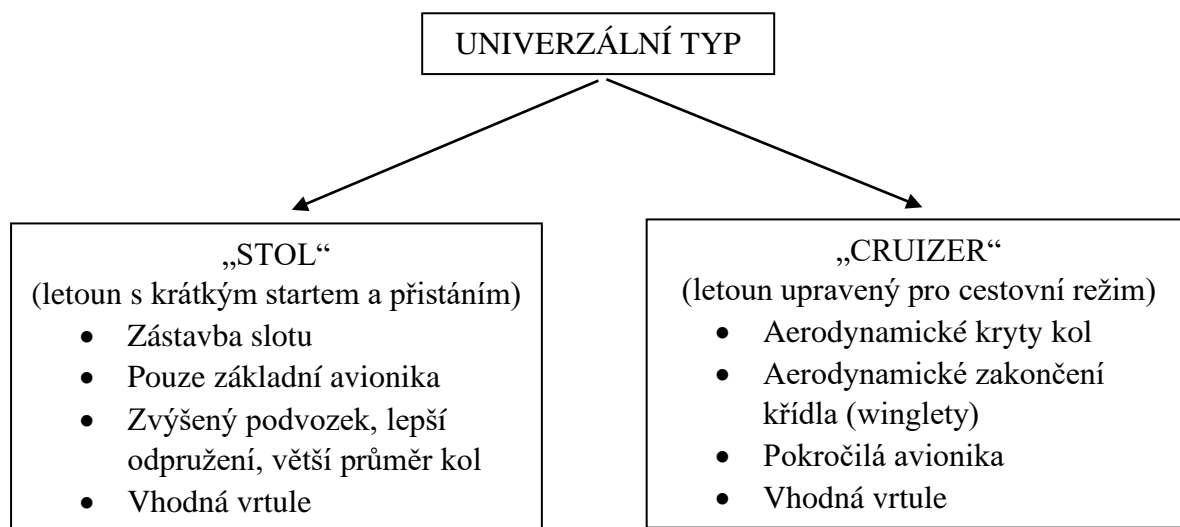
Tržní potenciál pro letoun tohoto typu představují především české aerokluby, které hledají náhradu za dosluhující vlečné letouny. Potenciálními zákazníky jsou také amatérští stavitelé, kteří hledají turistický letoun jednoduché konstrukce, dostupný ve formě stavebnice. Velký potenciál taktéž skýtá export do USA, kde se tradičně těší letouny typu STOL velké oblibě.

2. Základní požadavky na letoun

Stanovení základních požadavků (výkonů), účelu letounu a předpokládané umístění na trhu je jednou ze základních činností, která by měla v rámci projektu předcházet vlastnímu návrhu. V následujících odstavcích budou výše zmíněná kritéria shrnuta.

2.1. Účel letounu

Letoun není navrhován pro jeden konkrétní účel (profil letové mise). Jeho devízou by měla být univerzálnost, která je výhodou z hlediska širšího záběru trhu. Díky značné protichůdnosti jednotlivých požadavků se dá předpokládat, že letoun nebude dosahovat stejných výkonů jako letouny speciálně navrženy pro konkrétní účel (STOL, cestovní letoun apod.). Tato skutečnost však může být napravena vhodnou konstrukční úpravou. Základní myšlenkou je totiž vytvoření univerzálního letounu, který může být pomocí dílčích změn konstrukce či avioniky upraven na typ specializovaný. Ilustrační schéma možných úprav je znázorněno níže.



Obr 1: Ilustrační schéma možných úprav letounu

Ze znázorněného schématu vyplývá, že hlavní prvky letounu (profil a konstrukce křídla, trupu, ocasních ploch) zůstávají nezměněny. Tento fakt značně omezí objem nutných prací a také dodatečných certifikačních zkoušek.

Tato diplomová práce se bude z důvodu zjednodušení zabývat pouze návrhem univerzálního typu.

2.2. Výkony letounu

Jak již bylo zmíněno výše, letoun bude navrhován s důrazem na poskytování uspokojivých výkonů při všech letových režimech. Jednotlivé režimy jsou detailněji popsány níže.

2.2.1. Cestovní a pádová rychlost

Tyto dva letové režimy (respektive požadované hodnoty jejich návrhových rychlostí) jsou jedny z hlavních kritérií, určujících výslednou podobu letounu. Přímou totiž ovlivňují velikost křídla, volbu profilu či celkové uspořádání. Následující obrázky zobrazují typické příklady ultralehkých letounů speciálně vytvořených pro daný letový režim.



Obr 2. Zenair CH 701 - letoun s krátkým startem a přistáním [1]



Obr 3. Shark UL (v popředí) - letoun navržený pro vysokou cestovní rychlost [2]

Pro dosažení vysoké cestovní rychlosti je vhodné plochu křídla minimalizovat a tím minimalizovat jeho odpor. Naopak pro dosažení nízké pádové rychlosti je vhodné disponovat nosnou plochou co největší, z důvodu snížení potřebného součinitele vztlaku.

Při vývoji univerzálního typu letounu bude nalezení rovnováhy mezi rychlostí a vztlakem klíčovým parametrem. Přílišný důraz na jeden z těchto letových režimů může znamenat fatální pokles výkonnosti v režimu druhém. Této problematice se budeme dále věnovat v následujících kapitolách

2.2.2. Vzlet a přistání

Délka rozjezdu, výběhu po přistání či potřebná kvalita přistávací plochy jsou jedny ze základních parametrů, které ovlivňují možnosti využití letounu. Letoun, který nepotřebuje pro vzlet a přistání zpevněnou a udržovanou dlouhou dráhu, může být využíván v hůře přístupných oblastech, například pro zajištění dopravy osob, zásobování či provádění monitorovacích a záchranných prací.

Při návrhu letounu bude kladen důraz na minimalizaci délky vzletu a přistání a možnost vzletu a přistání z neupravených ploch. Základními předpoklady jsou:

- Výkonný motor
- Profil křídla s vysokým součinitelem vztlaku

- Výkonná vztlaková mechanizace
- Dobrá říditelnost letounu při nízkých rychlostech
- Vysoký, pevný a odpružený podvozek
- Velká kola



Obr 4: Přistání do terénu [3]

2.2.3. Rychlost stoupání. aerovlek

Letoun bude navrhován s důrazem na vysokou rychlost stoupání. Tato vlastnost je důležitá zejména při nutnosti překonání vysoké překážky v dráze letu (nejčastěji po vzletu). Vysoká rychlost stoupání je podstatná taktéž při aerovleku, jelikož zapříčiní zkrácení času stoupání do požadované výšky a tím pádem snížení finanční náročnosti pro pilota kluzáku. Hlavními předpoklady pro vysokou rychlost stoupání jsou:

- Výkonný motor
- Profil křídla s dobrou klouzavostí (vysoký poměr C_L/C_D)
- Minimalizace odporu letounu

2.3. Umístění na trhu

Letoun bude navrhován s důrazem na maximalizaci užité hodnoty při současné snaze o minimalizaci pořizovacích a provozních nákladů. Cílem návrhu je vyvinout letoun ekonomicky dostupný pro širší spektrum populace.

Důležitým faktorem při odhadu ceny letounu je zejména typ konstrukce a použitého materiálu. Letouny kompozitní zpravidla vyžadují vyšší pořizovací náklady, zejména díky vysoké ceně použitých materiálů a také celkové technologické náročnosti výroby. Jejich další nevýhodou je vyšší náchylnost na vysoké teploty nebo složitější proces oprav vzniklých poškození. Nespornou výhodou je však možnost výroby tvarově složitých dílů.

Primární konstrukce bude z výše zmíněných důvodů kovová. Při návrhu letounu bude kladen důraz na tvarovou jednoduchost, která slibuje snížení výrobní náročnosti. Tyto předpoklady umožní výrobu letounu ve formě značně předpracované stavebnice.

Důležitou položkou celkové ceny letounu je cena pohonné jednotky. Letoun bude proto možné vybavit motory různých typů, výkonů a cen. Zákazník tak bude mít možnost dle vlastního uvážení nalézt rovnováhu mezi pořizovací cenou a výkony letounu.

Při návrhu tvaru letounu bude kladen důraz na dobrou ergonomii pilotního prostoru. Pilotní prostor musí být dostatečně prostorný a pohodlný i pro osoby většího vzrůstu či tělesné hmotnosti. Kabina letounu musí poskytovat dobrý výhled, a to i při pojiždění.

Dalšími faktory, které přímo implikují úspěšnost prodeje letounu, je jeho celková estetika a vybavení. Tyto faktory jsou při prodeji letounu stejně důležité, jako jeho výkony či kvalita konstrukce. Ačkoliv bude letoun v základní verzi prodáván v nejjednodušší možné podobě, bude možné si k němu dokoupit velké množství tzv. „příplatkové výbavy“, která jej učiní vizuálně i funkčně atraktivnějším. Touto „výbavou“ mohou být například:

- Aerodynamické kryty
- Aerodynamické zakončení křídla (winglety)
- Pokročilá avionika
- Vybava pilotního prostoru
- Vlečný háček

Z hlediska marketingu a uspokojení nároků většího počtu zákazníků je velmi výhodná možnost úpravy letounu do cestovní verze či verze STOL (viz kapitola 2.1).

2.4. Shrnutí požadovaných výkonů letounu

Na základě předchozího definování typu a účelu letounu byly sepsány základní požadavky na jeho letové výkony. Shrnutí jsou v následující tabulce.

Cestovní rychlost	v_c	190	km/h
Pádová rychlost v přistávací konfiguraci	v_{s0}	65	km/h
Rychlost stoupání	v_y	6	m/s
Rychlost stoupání aerovleku	v_y	3	m/s
Délka rozjezdu	S_G	80	m
Dolet	S_{range}	1000	km

Tab 1: Požadované výkony letounu

Hodnoty jednotlivých letových výkonů jsou v této fázi návrhu pouze orientační. Blíže budou specifikovány a přesně určeny později.

3. Přehled letounů podobného typu

Vytvoření statistiky letounů podobného typu patří k důležitým činnostem, které předchází vlastnímu návrhu letounu. V rámci statistiky jsou sbírány informace týkající se geometrie, hmot, výkonů či cen. Zpracovaná data poté mohou výrazně pomoci se zvolením požadovaných charakteristik a výkonů tak, aby letoun vyplnil prázdné místo na trhu nebo ostatní letouny v dané kategorii předčil. Dalším využitím statistiky je prvotní orientační volba některých parametrů důležitých při návrhu letounu. Statistika také slouží jako určitá kontrola. Vytyčuje návrhu jisté mantinely, jelikož obsahuje data podložená realitou.

Základní statistická data vybraných letounů jsou uvedena níže.

3.1. Savage Shock Ultra

Savage Shock Ultra je jedním z letounů vyráběných společností Zlin Aviation. Letouny společnosti Zlin Aviation jsou silně inspirovány oblíbenými tvary letounů typu Piper Cub. Jejich hlavní devízou jsou nízká pádová rychlost a dobrá říditelnost při malých rychlostech.

Jedná se o dvoumístný vzpěrový hornoplošník v tandemovém uspořádání. Je vybaven křídlem s účinnou dvou-štěrbínovou klapkou a elektricky ovládaným slotem. Křídlo je kovové konstrukce, částečně potažené plátnem. Trup tvoří trubková příhradovina rovněž potažená plátnem. Ocasní plochy mají profil rovné desky. Tvořeny jsou kovovou konstrukcí s plátěným potahem. [4]



Obr 5: Savage Shock Ultra [5]

Model	Savage Shock Ultra	-
Výrobce	Zlin Aviation	-
Motor	Rotax 912/914/915	-
Výkon motoru	74/85/100	kw
Rozpětí	9	m
Délka	6.84	m
Výška	2.25	m
Plocha křídla	15.21	m ²
Štíhlost křídla	5.33	-
Šířka kabiny	0.69	m
Maximální vzletová hmotnost	600	kg
Prázdná hmotnost	295	kg
Provozní násobky	6 / -3	g
Cestovní rychlost	140	km/h
Nepřekročitelná rychlost	185	km/h
Rychlost stoupání	5	m/s
pádová rychlost s klapkami	34 (není ustálený režim)	km/h
Dostup	4800	m
Dolet	520	km

Tab 2: Technické údaje - Savage Shock Ultra [4]

3.2. CH-750 Super Duty

CH-750 Super Duty je letoun americké firmy Zenith Air. Letouny tohoto výrobce jsou charakteristické svou jednoduchou odolnou konstrukcí a schopností provádění vzletů a přistání v omezeném prostoru. Jsou vyráběny ve formě stavebnice, což výrazně snižuje jejich cenu.

Jedná se o dvoumístný vzpěrový hornoplošník s uspořádáním sedadel vedle sebe. Konstrukce křídla je tvořena hlavním a pomocným nosníkem, plechovým potahem a plechovými žebry. Křídlo je vybaveno pevným slotem. Vztlakové klapky a křídélka jsou tvořeny klapkami typu Junkers. Trup je tvořen plechovou polo-skořepinou. Podvozek je pevný s příďovým kolem. [6]



Obr 6: CH-750 Super Duty [7]

Model	CH-750 Super Duty	-
Výrobce	Zenith Air	-
Motor	Continental O-200 (možnost silnějších)	-
Výkon motoru	75	kw
Rozpětí	8.84	m
Délka	6.65	m
Výška	2.64	m
Plocha křídla	13.38	m ²
Štíhlost křídla	5.84	-
Šířka kabiny	1.06 / 1.27 (vypouklé dveře)	m
Maximální vzletová hmotnost	600	kg
Prázdná hmotnost	352	kg
Provozní násobky	6 / -3	g
Cestovní rychlost	160	km/h
Rychlost stoupání	5	m/s
pádová rychlost s klapkami	56	km/h
Dolet	708	km

Tab 3: Technické údaje - CH-750 Super Duty [7]

3.3. CH-750 Cruzer

CH-750 Cruzer je také letoun americké společnosti Zenith Air. Stejně jako CH-750 Super Duty vychází svou koncepcí z letounu CH-701. CH-750 Cruzer je však letounem optimalizovaným pro cestovní režim letu.

Konstrukce je takřka totožná s konstrukcí letounu CH-750 Super Duty. Změn se dočkalo křídlo, které je tvořeno jiným profilem, neobsahuje pevný slot a je podepřeno jen jednou vzpěrou. Změny potkaly také vodorovnou ocasní plochu, která byla optimalizována pro cestovní režim letu.

Oproti CH-750 Super Duty dosahuje CH-750 Cruzer vyšší cestovní rychlosti a většího doletu. Díky absenci slotu a jinému profilu křídla má však vyšší pádovou rychlost. [8]



Obr 7: CH-750 Cruzer [9]

Model	CH-750 Cruzer	-
Výrobce	Zenith Air	-
Motor	Continental O-200 (možnost silnějších)	-
Výkon motoru	75	kw
Rozpětí	9.1	m
Délka	7.2	m
Výška	2.8	m
Plocha křídla	13.38	m ²
Štíhlost křídla	6.19	-
Šířka kabiny	1.06 / 1.27 (vypouklé dveře)	m
Maximální vzletová hmotnost	600	kg
Prázdná hmotnost	354	kg
Provozní násobky	6 / -3	g
Cestovní rychlost	190	km/h
pádová rychlost s klapkami	63	km/h
Dolet	837	km

Tab 4: Technické údaje - CH-750 Cruzer [8],[9]

3.4. Highlander

Highlander je jedním z letounů americké společnosti Just Aircraft. Jedná se o vzpěrový dvoumístný hornoplošník s uspořádáním sedadel vedle sebe. Vývojově vychází z letounu Escapade stejné společnosti. Byl však speciálně upraven pro tzv. „backcountry“ flying.

Konstrukce křídla je tvořena kovovými nosníky a žebry. Potah tvoří částečně hliníkový plech a plátno. Křídlo je vybaveno šterbinovou klapkou. Trup tvoří kovová příhradovina potažená plátnem. Ocasní plochy jsou rovněž tvořeny kovovou konstrukcí s plátěným potahem. Letoun je vybaven pevným podvozkem s ostruhovým kolem. V kombinaci s velkými koly umožňuje tento podvozek vzlety a přistání z neupraveného povrchu.

Společnost Just Aircraft dále vyrábí letouny Superstol a Superstol XL. Jedná se o letouny speciálně upravené pro nízkou pádovou rychlost, krátké vzlety a přistání. Oproti letounu Highlander je odlišností zejména instalace pevného slotu. [10]



Obr 8: Highlander [10]

Model	Highlander	-
Výrobce	Just Aircraft	-
Motor	Rotax 912/914	-
Výkon motoru	74/85	kw
Rozpětí	9.6	m
Délka	5.79	m
Výška	1.98	m
Plocha křídla	11.21	m ²
Štíhlost křídla	8.22	-
Maximální vzletová hmotnost	600	kg
Prázdná hmotnost	279	kg
Provozní násobky	4 / -2	g
Cestovní rychlost	169	km/h
Rychlost stoupání	4	m/s
pádová rychlost s klapkami	58	km/h

Tab 5: Technické údaje – Highlander [10]

3.5. Kitfox S7 Super Sport

Kitfox S7 Super Sport je letoun vyráběný americkou společností Kitfox Aircraft. Jedná se o vzpěrový dvoumístný hornoplošník s uspořádáním sedadel vedle sebe. Koncept letounů Kitfox vyvinula společnost Daney Aircraft v 80. letech. Od těchto dob se jím inspirovalo mnoho konstruktérů v USA i Evropě.

Konstrukce letounu je primárně kovová. Křídlo je tvořeno dvěma trubkovými nosníky, žebry a plátěným potahem. Je vybaveno flaperony, tvořenými klapkou typu Junkers. Konstrukce trupu je tvořena trubkovou příhradovinou, rovněž potaženou plátnem. Vodorovná a svislá ocasní plocha mají profil rovné desky. Podvozek letounu je pevný, ve variantách s ostruhovým či příďovým kolem. [11]



Obr 9: Kitfox S7 Super Sport [12]

Model	Kitfox S7 Super Sport	-
Výrobce	Kitfox Aircraft	-
Motor	Rotax, Lycoming, UL-Power, jiné	-
Výkon motoru	dle motoru	kw
Rozpětí	9.75	m
Délka	5.99	m
Výška	1.72	m
Plocha křídla	12.26	m ²
Štíhlost křídla	7.75	-
Šířka kabiny	1.09	m
Maximální vzletová hmotnost	600	kg
Prázdná hmotnost	340	kg
Provozní násobky	3.8 / -1.52	g
Cestovní rychlost	193	km/h
Nepřekročitelná rychlost	225	km/h
pádová rychlost s klapkami	66	km/h
Dostup	4876	m
Dolet	984	km

Tab 6: Technické údaje - Kitfox S7 Super Sport [11]

3.6. Kitfox S7 Speedster

Jak už název napovídá, jedná se o cestovní verzi letounu S7 Super Sport. Konstrukce obou letounů je velmi podobná. Speedster však disponuje menším křídlem, delším trupem a řadou drobných úprav, týkajících se zejména aerodynamiky. [11]



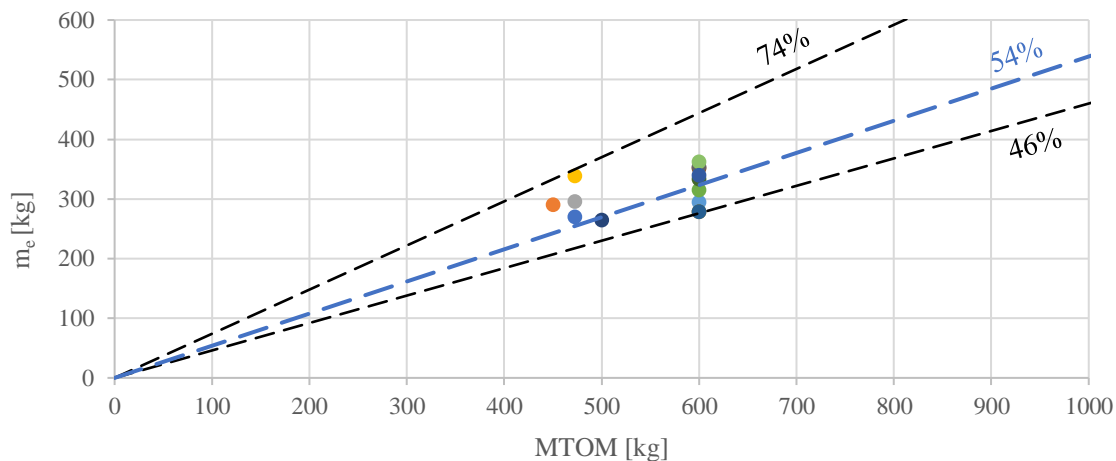
Obr 10: Kitfox S7 Speedster [13]

Model	Kitfox S7 Speedster	-
Výrobce	Kitfox Aircraft	-
Motor	Rotax. Lycoming. UL-Power. jiné	-
Výkon motoru	dle motoru	kw
Rozpětí	8.53	m
Délka	6.07	m
Výška	1.82	m
Plocha křídla	10.82	m ²
Štíhlost křídla	6.72	-
Šířka kabiny	1.09	m
Maximální vzletová hmotnost	600	kg
Prázdná hmotnost	362	kg
Provozní násobky	3.8 / -1.52	g
Cestovní rychlost	209	km/h
Nepřekročitelná rychlost	225	km/h
pádová rychlost s klapkami	75	km/h
Dostup	4876	m
Dolet	1045	km

Tab 7: Technické údaje - Kitfox S7 Speedster [11]

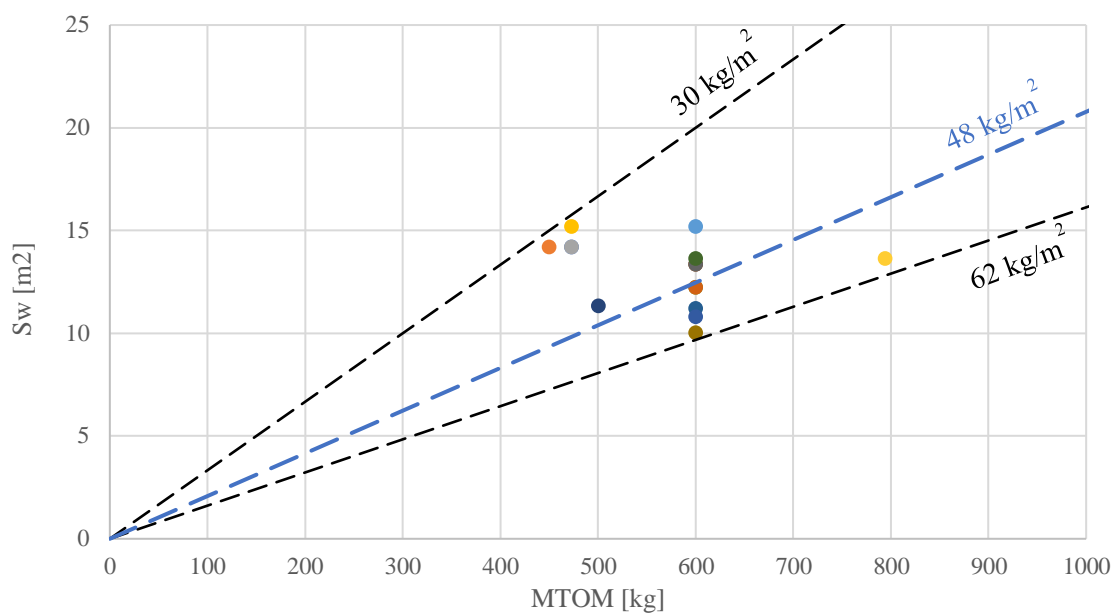
3.7. Zpracování údajů statistiky

Z důvodu orientace a vyhodnocování dat v rámci statistiky byly sestaveny následující závislosti. Pro určování **průměrných hodnot** byly uvažovány pouze letouny s MTOM 600 kg.



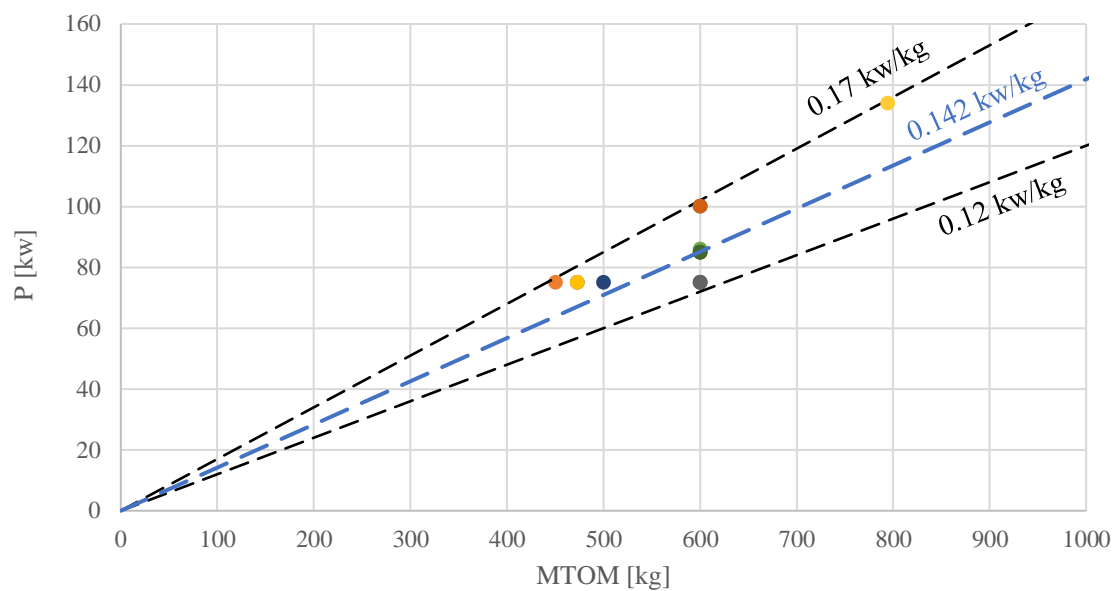
Graf 1: Závislost prázdné hmotnosti na maximální vzletové hmotnosti

Prázdná hmotnost letounů s MTOM 600 kg se pohybuje okolo hranice 50 % MTOM. V případě některých letounů s MTOM nižší bývá podíl prázdné hmotnosti výraznější. Nejčastějším důvodem bývá skutečnost, že tyto letouny byly vyvíjeny a certifikovány dle starého předpisu UL-2 (MTOM 472.5 kg) a zároveň byly certifikovány dle předpisů LSA, které dovolují MTOM 600 kg.



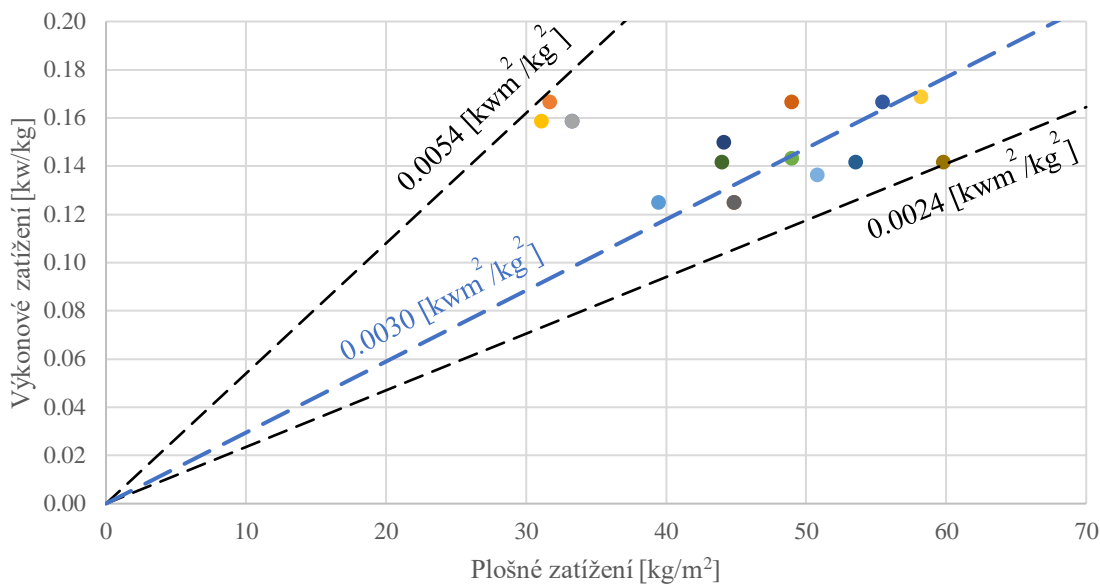
Graf 2: Závislost plochy křídla na maximální vzletové hmotnosti

Průměrná hodnota plošného zatížení letounů s MTOM 600 kg činí 48 kg/m^3 . Plošné zatížení letounů s menší MTOM je z pravidla nižší, a to z důvodů popsaných výše.

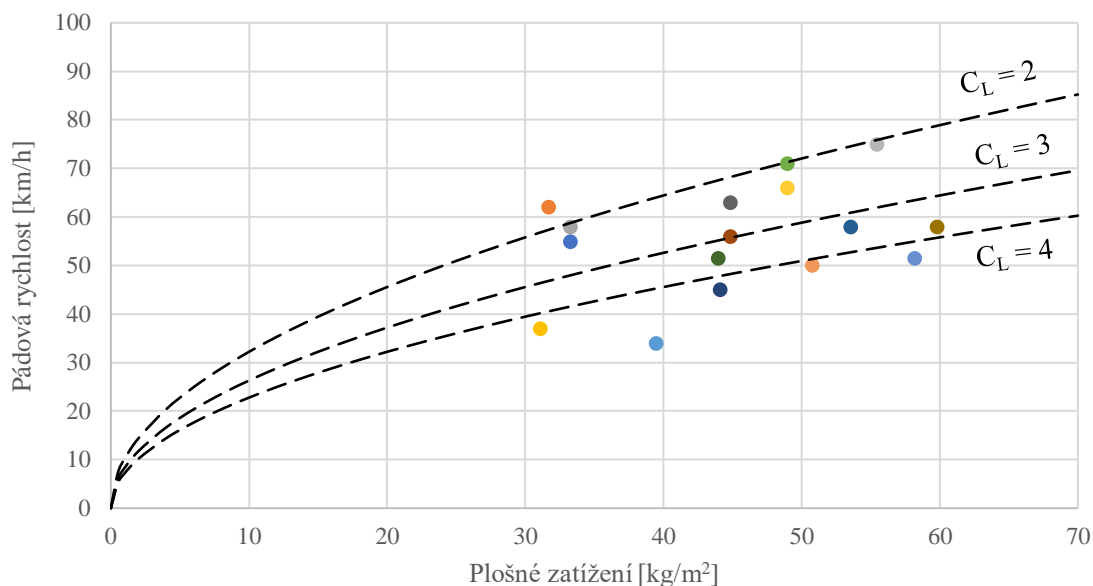


Graf 3: Závislost výkonu motoru na maximální vzletové hmotnosti

Výkonové zatížení letounů s MTOM 600 kg dosahuje průměrné hodnoty 0.142 kw/kg , a to zejména z důvodů častého použití motoru typu Rotax 912.



Graf 4: Závislost výkonového zatížení na plošném zatížení



Graf 5: Závislost pádové rychlosti na plošném zatížení

Z Graf 5 vyplývá, že pádové rychlosti některých letounů dosahují velmi nízkých hodnot. Odpovídající součinitele vztlaku by v těchto případech musely dosahovat hodnoty 4 a více, což je i za předpokladu použití účinných vztlakových klapek a slotů téměř nereálné. Odůvodněním mohou být zkreslené hodnoty pádových rychlostí udávaných výrobcí nebo fakt, že neodpovídají letounům v konfiguraci s maximální vzletovou hmotností. Dalším důvodem může být skutečnost, že tyto rychlosti neodpovídají ustálenému letovému režimu, nýbrž momentu těsně před dosednutím, kdy se letouny nachází na extrémním úhlu náběhu a do silové rovnováhy ve svislém směru značně promlouvá tahová síla vrtule.

4. Koncepce letounu

Koncepce letounu v maximální míře odpovídá základním požadavkům, které byly definovány v kapitole 2. V následujících podkapitolách je základní koncepční a konstrukční členění letounu podrobněji popsáno.

4.1. Předpisová báze

Letoun bude navrhován dle předpisu UL-2. [14]

4.2. Počet a uspořádání sedadel

Dle předpisu UL-2 je maximální počet sedadel letounu omezen na dvě. Letoun bude tedy navrhován jako **dvoumístný s uspořádáním sedadel za sebou** (v tandemu). Toto uspořádání minimalizuje čelní průřez trupu a tím i jeho odpor.

Letoun bude navrhován pro pilotáž z předního sedadla. Řízení však bude zdvojeno, zejména z důvodu možnosti provádění výcviku.

4.3. Vzájemná poloha křídla a VOP

Bylo zvoleno **klasické uspořádání křídla a vodorovné ocasní plochy**.

4.4. Vzájemná poloha křídla a trupu

Bylo zvoleno **hornoplošné uspořádání křídla a trupu**. Výhodou tohoto uspořádání je zejména dobrý výhled z kabiny. Dále potom možnost vyztužení křídla vzpěrou, což vede k nižší hmotnosti křídla a také nižšímu zatížení trupu. Hornoplošné uspořádání taktéž umožňuje dosažení vyšších hodnot maximálního součinitele vztlaku. Oproti dolnoplošnému či středoplošnému uspořádání totiž není horní „sací“ strana křídla zastíněna trupem letounu.

K nevýhodám hornoplošného uspořádání patří například obtížné tankování nádrží umístěných v křídle.

4.5. Vzájemná poloha ocasních ploch

Bylo zvoleno **klasické uspořádání ocasních ploch s předsunutou svislou ocasní plochou**. Hlavním důvodem tohoto uspořádání je maximalizace délky ramena VOP při současné minimalizaci celkové délky trupu. Umístění VOP na dlouhém rameni má pozitivní vliv při vyvažování vysokého klopnivého momentu, způsobeného výkonnou vztlakovou mechanizací. Další výhodou je možnost průběžné konstrukce výškového kormidla.

Snížení délky ramena SOP vlivem jejího předsunutí je kompenzováno „klínem“, zvyšujícím směrovou stabilitu letounu.

4.6. Podvozek

S ohledem na charakter letounu byl zvolen **pevný podvozek s říditelným ostruhovým kolem**. Při použití dobrého odpružení a kol s velkým průměrem umožňuje tento podvozek

vzlety a přistání mimo upravené letištní plochy. Oproti zatahovatelnému podvozku je pevný podvozek konstrukčně jednodušší a spolehlivější.

Nevýhodou pevného podvozku je vysoký odpor, který zhoršuje výkony letounu.

4.7. Vztlaková mechanizace

Z důvodů snahy o minimalizaci pádové rychlosti bude letoun vybaven Fowlerovou klapkou, umístěnou na 60 % rozpětí křídla. Mechanismus pohybu klapky bude tvořen podvěsným závěsem.

4.8. Konstrukce základních částí letounu

S ohledem na charakter letounu bude materiálem primární konstrukce kov. Doplňkové části vnějšího tvaru letounu (zakončení vztlakových ploch, aerodynamické kryty, části interiéru apod.) budou tvořeny vláknovými lamináty.

Trup letounu bude tvořen kovovou příhradovinou. Za účelem prodeje letounu ve formě stavebnice bude příhradovina částečně svařována a montována. Potah trupu bude tvořen primárně plátnem, které bude v přední části nahrazeno duralovým plechem.

Křídlo bude tvořeno kovovým hlavním nosníkem, pomocným nosníkem a žebry. Podélné vyztužení křídla bude mimo nosníků zajišťovat vzpěra, umístěná na dvou rotačních vazbách. Potah křídla bude rozdělen na nosný (duralový plech v oblasti mezi hlavním nosníkem a náběžnou hranou křídla) a nenosný (plátno v oblasti mezi hlavním a pomocným nosníkem).

Ocasní plochy budou taktéž kovové. Potah stabilizátoru a kýlové plochy bude tvořen duralovým plechem.

Konstrukce **křidélek, vztlakových klapek a kormidel ocasních ploch** bude kovová s plátněným potahem. Torzní tuhost budou zajišťovat diagonální výztuhy.

5. Určení plochy křídla

V této kapitole bude uveden postup určení plochy křídla na základě potřebného výkonu pohonné jednotky v daných režimech letu. Použité vzorce a postupy byly čerpány z publikace „General Aviation Aircraft Design“, jejímž autorem je doktor Snorri Gudmundsson. [15]

Cílem tohoto procesu (tzv. „Constraint analysis“) je určit velikost křídla tak, aby letoun dosahoval požadovaných letových výkonů při minimálním potřebném výkonu motoru. V následujících odstavcích budou popsány dané režimy letu a jim odpovídající postup určení minimálního potřebného výkonu pohonné jednotky. Požadované výkony letounu v daných letových režimech byly stanoveny na základě zhodnocení statistiky letounů a také na základě požadavků, vycházejících ze zadání projektu.

Výstupem této kapitoly bude určení finální plochy křídla a požadovaného výkonu motoru.

5.1. Vstupní charakteristiky letounu

Před provedením výpočtu bylo nutné zvolit několik referenčních údajů. V průběhu výpočtu byla data automaticky aktualizována na základě volby plochy a rozpětí křídla.

Odhad plochy křídla:

$$S_{w_ref} = 13 [m^2]$$

Odhad rozpětí křídla:

$$l_{w_ref} = 9 [m]$$

Štíhlost křídla:

$$A_{w_ref} = \frac{l_{w_ref}^2}{S_{w_ref}} = \frac{9^2}{13} = 6.23 [1] \quad (5.1)$$

Oswaldova konstanta (odhad vhodný pro přímá křídla s malou štíhlostí):

$$e_{ref} = 1.78 * (1 - 0.045 * A_{w_ref}^{0.68}) - 0.64 \quad (5.2)$$

$$e_{ref} = 1.78 * (1 - 0.045 * 6.23^{0.68}) = 0.8621 [1]$$

Konstanta indukovaného odporu:

$$k_{ind_ref} = \frac{1}{\pi * A_{w_ref} * e_{ref}} \quad (5.3)$$

$$k_{ind_ref} = \frac{1}{\pi * 6.23 * 0.8621} = 0.05926 [1]$$

Odhad minimálního součinitele odporu letounu:

$$C_{D_min_ref} = 0.04 [1]$$

5.2. Ustálená zatáčka

Pomocí následujících vztahů lze určit potřebný výkon pro provedení ustálené zatáčky při dané hmotnosti letounu, rychlosti letu, výšce letu a úhlu náklonu letounu. Tato vstupní data jsou uvedena níže.

Hmotnost letounu:

$$m = 600 [kg]$$

Tíha letounu:

$$W = m * g = 600 * 9.81 = 5886 [N] \quad (5.4)$$

Rychlost letu v zatáčce:

$$v = 120 \text{ km/h} = 33.33 [m/s]$$

S ohledem na charakter letounu byla jako referenční výška letu pro většinu letových režimů vzata úroveň plochy LKOL (letišťe Olomouc). Při letu ve vyšší výšce nároky na výkon motoru rostou, zejména díky poklesu výkonu motoru s výškou letu.

$$H = 265 [m]$$

Úhel zatáčky:

$$\theta = 60 [^\circ]$$

Následně může být spočtena hustota vzduchu v dané výšce.

$$\rho_h = \rho_0 * \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4.2553} \quad (5.5)$$

$$1.225 * \left(1 - \frac{265}{44308}\right)^{4.2553} = 1.1941 [kg/m^3]$$

Dále dynamický tlak odpovídající dané výšce a rychlosti letu.

$$q = \frac{1}{2} * \rho_h * v^2 = \frac{1}{2} * 1.1941 * 33.33^2 = 663.26 [N/m^2] \quad (5.6)$$

Na základě úhlu náklonu v zatáčce lze vypočítat násobek přetížení.

$$n = \frac{1}{\cos(\theta_{turn})} = \frac{1}{\cos(60)} = 2 [1] \quad (5.7)$$

Následně bylo stanoveno potřebné tahové zatížení v závislosti na plošném zatížení (ploše křídla). Do ukázkového výpočtu byla dosazena referenční hodnota plochy křídla tj. 13 m².

$$\frac{T}{W} = q \left[\frac{C_{Dmin_ref}}{(W/S_{W_ref})} + k_{ind_ref} \left(\frac{n}{q}\right)^2 * \left(\frac{W}{S_{W_ref}}\right) \right] \quad (5.8)$$

$$\frac{T}{W} = 663.26 \left[\frac{0.04}{(5886/13)} + 0.05926 \left(\frac{2}{663.26}\right)^2 * \left(\frac{5886}{13}\right) \right] = 0.2204 [N/N]$$

Obdobným způsobem je provedeno určení potřebného tahového zatížení v ostatních režimech. Vstupní data a zkrácené postupy výpočtů jsou uvedeny v následujících podkapitolách.

5.3. Rychlost stoupání

Vstupní data:

Hmotnost letounu	m	600	kg
Tíha letounu	W	5886	N
Nadmořská výška	H	265	m
Hustota	ρ_h	1.1941	kg/m ³
Rychlost	v	110	km/h
Dynamický tlak	q	557.44	N/m ²
Rychlost stoupání	v _y	6	m/s

Tab 8: Rychlost stoupání - vstupní data

Tahové zatížení:

$$\frac{T}{W} = \frac{v_y}{v} + \frac{q}{(W/S_{W_ref})} * C_{D_min_ref} + \frac{k_{ind_ref}}{q} * \left(\frac{W}{S_{W_ref}}\right) \quad (5.9)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{6}{30.55} + \frac{557.44}{(5886/13)} * 0.04 + \frac{0.05926}{557.44} * \left(\frac{5886}{13}\right) = 0.2938 [N/N]$$

5.4. Rychlost stoupání aerovlek

Pro provedení analýzy byly vybrány tři kluzáky, reprezentující základní kategorie.

- L-13 Blaník – školní dvoumístný kluzák
- VSO-10 Gradient – kluzák klubové třídy
- Duo Discuss XL – dvoumístný výkonný kluzák

Tyto kluzáky se liší svými aerodynamickými vlastnostmi, hmotností a požadovanou rychlostí vleku. Vzorový výpočet potřebného tahového zatížení aerovleku je proveden pro kluzák klubové třídy VSO-10 Gradient.

Minimální tahové zatížení pro dosažení požadované rychlosti stoupání aerovleku bylo určeno jako součet dílčích tahových zatížení pro letoun a kluzák samotný. Byla uvažována hmotnost letounu v sólovém obsazení 500 kg.

Vstupní data letoun:

Hmotnost letounu	m	500	kg
Tíha letounu	W	4905	N
Nadmořská výška	H	265	m
Hustota	ρ_h	1.194125	kg/m ³
Rychlost vleku	v	110	km/h
Dynamický tlak	q	557.4428	N/m ²
Rychlost stoupání	v_y	3.5	m/s

Tab 9: Rychlost stoupání aerovlek VSO-10 Gradient - vstupní data letoun

Tahové zatížení letoun:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{letoun} = \frac{v_y}{v} + \frac{q}{(W/S_{w_ref})} * C_{D_min_ref} + \frac{k_{ind_ref}}{q} * \left(\frac{W}{S_{w_ref}}\right) \quad (5.10)$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{T}{W}\right)_{letoun} &= \frac{3.5}{30.55} + \frac{557.44}{(4905/13)} * 0.04 + \frac{0.05926}{557.44} * \left(\frac{4905}{13}\right) \\ &= 0.2138 [N/N] \end{aligned}$$

Za účelem určení minimálního tahového zatížení pro dosažení požadované stoupavosti kluzáku musí být nejprve určeny jeho základní charakteristiky. Hodnota minimálního součinitele odporu byla zjištěna zpracováním dat rychlostních polár dostupných na webu aeroklubu Křižanov [29].

Vstupní data:

Hmotnost kluzáku	m_{glid}	380	kg
Tíha kluzáku	W_{glid}	3727.8	N
Plocha křídla kluzáku	S_{w_glid}	12	m ²
Rozpětí křídla kluzáku	l_{w_glid}	15	m
Štíhlost křídla kluzáku	A_{w_glid}	18.75	-
Plošné zatížení kluzáku	W_{glid}/S_{w_glid}	310.65	N/m ²
Oswaldova konstanta	e_{glid}	0.95	-
Konstanta ind. Odporu kluzáku	k_{glid}	0.01787	-
Minimální součinitel odporu kluzáku	$C_{D_min_glid}$	0.0125	-
Nadmořská výška	H	265	m
Hustota	ρ_h	1.194125	kg/m ³
Rychlost vleku	v	110	km/h
Dynamický tlak	q	557.4428	N/m ²
Rychlost stoupání	v_y	3.5	m/s

Tab 10: Rychlost stoupání aerovlek VSO-10 Gradient - vstupní data kluzák

Minimální tahové zatížení pro kluzák není určeno pro rozsah různých plošných zatížení. Plošné zatížení kluzáku je známé, a tedy může být tahové zatížení určeno jako fixní hodnota, která bude následně přičtena k tahovému zatížení letounu.

Tahové zatížení kluzák:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{glid} = \frac{v_y}{v} + \frac{q}{(W_{glid}/S_{w_glid})} * C_{D_min_glid} + \frac{k_{ind_glid}}{q} * \left(\frac{W_{glid}}{S_{w_glid}}\right) \quad (5.11)$$

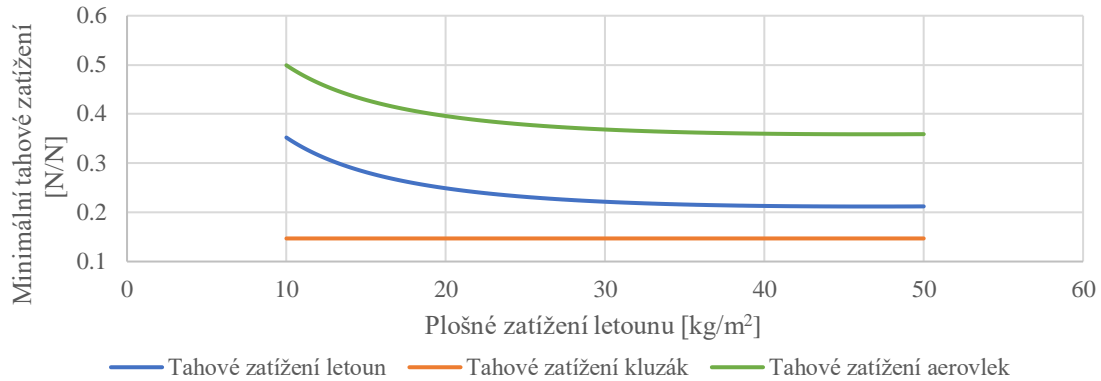
$$\left(\frac{T}{W}\right)_{glid} = \frac{3.5}{30.55} + \frac{557.44}{(3727.8/12)} * 0.0125 + \frac{0.01787}{557.44} * \left(\frac{4727.8}{12}\right)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{glid} = 0.1496 [N/N]$$

Výsledné potřebné tahové zatížení aerovleku je určeno jako součet tahového zatížení letounu a kluzáku.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{tow} = \left(\frac{T}{W}\right)_{aircraft} + \left(\frac{T}{W}\right)_{glid} \quad (5.12)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{tow} = 0.2138 + 0.1496 = 0.3634 [N/N]$$

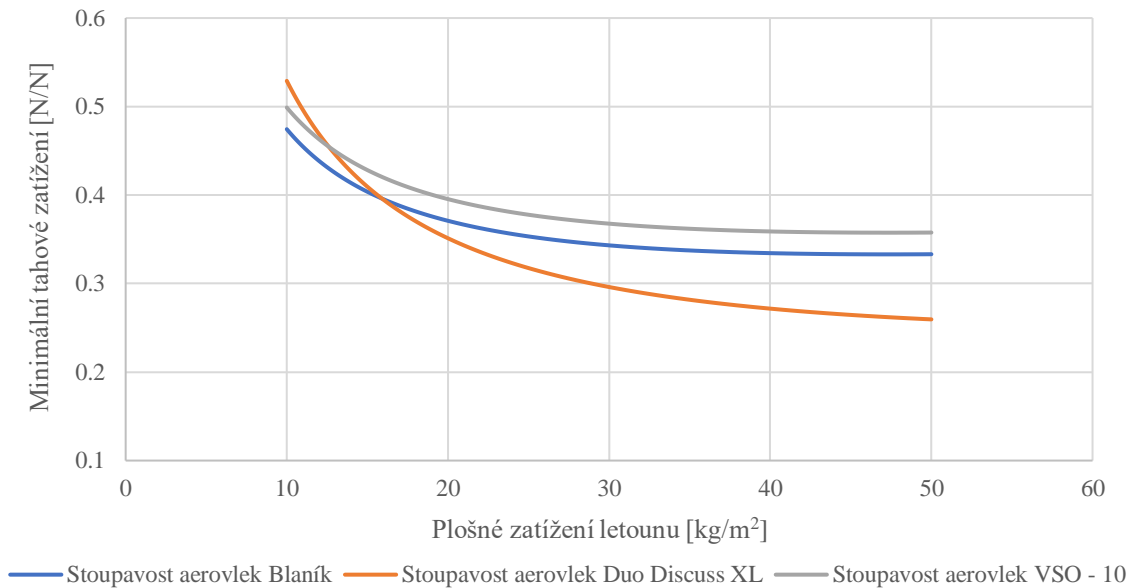


Graf 6: Potřebné tahové zatížení - rychlost stoupání aerovlek VSO-10 Gradient

Stejným způsobem bylo určeno potřebné tahové zatížení pro aerovlek kluzáků L-13 Blaník a Duo Discuss XL. Odlišností ve vstupních datech byly kromě jiných charakteristik kluzáků zejména jiné požadované rychlosti stoupání a letu aerovleku. Výsledky analýzy stoupavosti aerovleku jsou shrnuty v tabulce a grafu níže.

		VSO-10 Gradient	L-13 Blaník	Duo Discuss
Hmotnost kluzáku	[kg]	380	500	750
Plocha křídla kluzáku	[m²]	12	19.15	16.4
Rychlost letu aerovleku	[km/h]	110	110	140
Rychlost stoupání aerovleku	[m/s]	3.5	3	2.5

Tab 11: Rychlost stoupání aerovleku – shrnutí



Graf 7: Potřebné tahové zatížení - rychlost stoupání aerovlek - všechny kluzáky

5.5. Délka rozjezdu

Vstupní data:

Hmotnost letounu	m	600	kg
Tíha letounu	W	5886	N
Nadmořská výška	H	265	m
Hustota	ρ_h	1.1941	kg/m ³
Souč. vzlaku letounu při rozjezdu	C_{L_TO}	0.7	-
Souč. odporu letounu při rozjezdu	C_{D_TO}	0.045	-
Pádová rychlost	v_{s0_ref}	65	km/h
Rychlost při odlepení	V_{loft_ref}	71.5	km/h
Dynamický tlak	q	117.76	N/m ²
Koeficient tření	μ_{ground}	0.04	-
Délka rozjezdu	S_{G_ref}	50	m

Tab 12: Délka rozjezdu - vstupní data

Minimální tahové zatížení:

$$\frac{T}{W} = \frac{v_{loft_ref}^2}{2 * g * S_{G_ref}} + \frac{q * C_{D_TO}}{W/S_{w_ref}} + \mu_{ground} \left(1 - \frac{q * C_{L_TO}}{W/S_{w_ref}} \right) \quad (5.13)$$

$$\begin{aligned} \frac{T}{W} &= \frac{19.86^2}{2 * 9.81 * 50} + \frac{117.76 * 0.045}{5886/13} + 0.04 \left(1 - \frac{117.76 * 0.7}{5886/13} \right) \\ &= 0.4465 [N/N] \end{aligned}$$

5.6. Cestovní rychlost

Vstupní data:

Hmotnost letounu	m	600	kg
Tíha letounu	W	5886	N
Nadmořská výška	H	1000	m
Hustota	ρ_h	1.111601	kg/m ³
Cestovní rychlost	v_c	195	km/h
Dynamický tlak	q	1630.734	N/m ²

Tab 13: Cestovní rychlost - vstupní data

Minimální tahové zatížení:

$$\frac{T}{W} = q * c_{D_min_ref} \left(\frac{1}{W/S_{w_ref}} \right) + k_{ind_ref} \left(\frac{1}{q} \right) \left(\frac{W}{S_{w_ref}} \right) \quad (5.14)$$

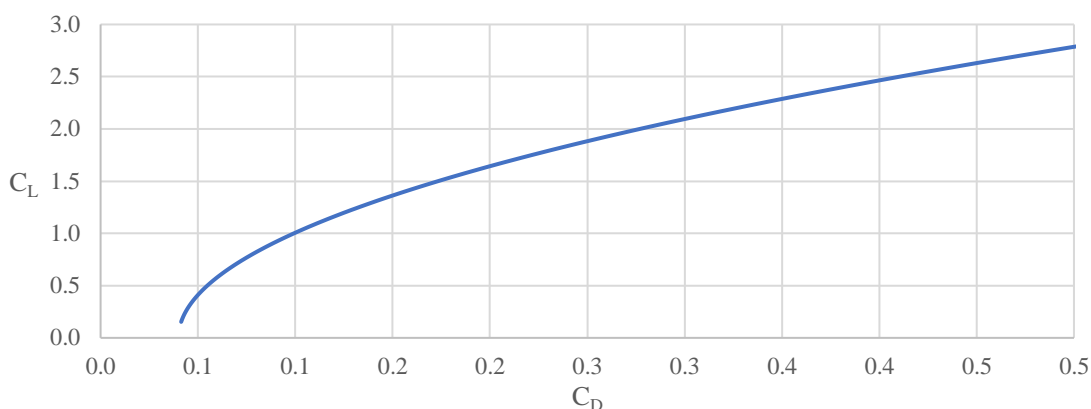
$$\frac{T}{W} = 160.734 * 0.04 \left(\frac{1}{5886/13} \right) + 0.05926 \left(\frac{1}{1630.734} \right) \left(\frac{5886}{13} \right)$$

$$= 0.1606 [N/N]$$

5.7. Dostup

Pro stanovení minimálního tahového zatížení pro dosažení daného dostupu musela být nejprve určena referenční analytická polára, která je definována následující rovnicí.

$$C_D = C_{D_min_ref} + \frac{C_L^2}{\pi * e_{ref} * A_{Wref}} \quad (5.15)$$



Graf 8: Referenční analytická polára letounu

Následně mohla být z referenční poláry získána maximální klouzavost (poměr C_L/C_D), jí odpovídající součinitel vztlaku a rychlost letu.

Vstupní data:

Hmotnost letounu	m	600	kg
Tíha letounu	W	5886	N
Dostup	H	4500	m
Hustota	ρ_h	0.7766	kg/m ³
Minimální stupací rychlost	y_{y_min}	0.508	m/s
Maximální klouzavost	$(C_L/C_D)_{max}$	10.27	-
Odpovídající souč. vztlaku	C_L	0.82	-
Odpovídající souč. odporu	C_D	0.080	-
Odpovídající rychlost	v	135.639	km/h
Dynamický tlak	q	551.25	N/m ²

Tab 14: Dostup - vstupní data

$$\frac{T}{W} = \frac{v_{y_min}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_H} \left(\frac{W}{S_{w_ref}} \right) \sqrt{\frac{k_{ref}}{3 * C_{D_min_ref}}}}} + 4 \sqrt{\frac{k_{ind_ref} * C_{D_min_ref}}{3}} \quad (5.16)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{0.508}{\sqrt{\frac{2}{0.7766} \left(\frac{5886}{13} \right) \sqrt{\frac{0.05926}{3 * 0.04}}}} + 4 \sqrt{\frac{0.05926 * 0.04}{3}} = 0.1302 [N/N]$$

5.8. Přepočet tahového zatížení na potřebný výkon

Výsledkem předchozích výpočtů jsou průběhy závislostí minimálního tahového zatížení na plošném zatížení pro dosažení požadovaných výkonů při daných režimech letu. Tato data jsou však pro praktické vyhodnocení optimalizace a výběr pohonné jednotky nevhodná. Pro názornější interpretaci výsledků je nutné přepočítat hodnoty minimálních tahových zatížení na odpovídající výkon motoru. Názorný postup je uveden níže. Dosažené hodnoty odpovídají režimu ustálené zatáčky (podkapitola 5.2).

Tah motoru:

$$T = \frac{T}{W} * m * g = 0.2204 * 600 * 9.81 = 1297.27 [N] \quad (5.17)$$

Výkon motoru („Break horsepower“):

$$P_{BHP} = \frac{T * k1 * v * k2}{\eta_{prop} * k3} \quad (5.18)$$

$$P_{BHP} = \frac{1297.27 * 0.224809 * 120 * 0.91144}{0.8 * 550} = 72.49 [hp]$$

Kde:

k1 ... konstanta – přepočet N – lbf
k2 ... konstanta – přepočet km/h – ft/s
k3 ... konstanta – přepočet na BHP
η_{prop} ... odhad účinnosti propulsoru

Pozn:

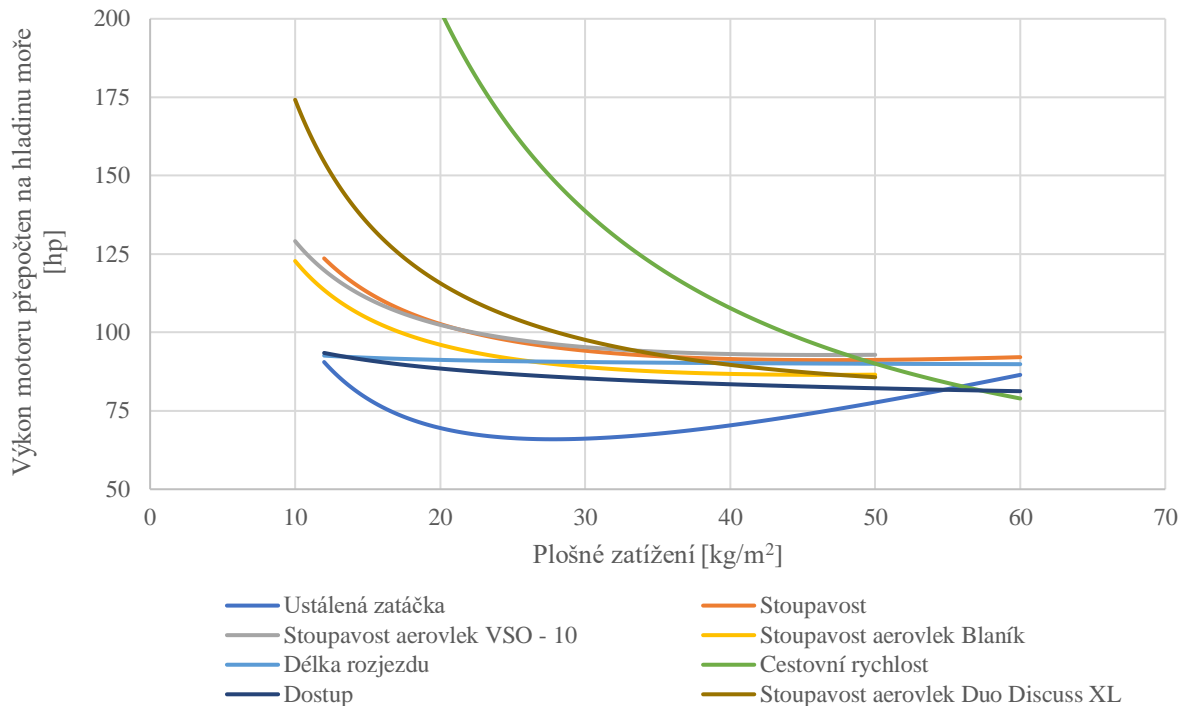
Konstanty k1, k2 a k3 jsou použity z důvodu užití imperiálních jednotek autorem publikace General Aviation Aircraft Design [15].

Výkon motoru přepočten na hladinu moře („Break horsepower – sea level“):

$$P_{BHP_{SL}} = \frac{P_{BHP}}{\left(1.132 * \frac{\rho_h}{\rho_0} - 0.132\right)} \quad (5.19)$$

$$P_{BHP_{SL}} = \frac{72.49}{\left(1.132 * \frac{1.194}{1.225} - 0.132\right)} = 74.63 [hp]$$

Následující graf zobrazuje závislosti minimálního potřebného výkonu na plošném zatížení letounu. Z grafu je patrné, že pro většinu letových režimů minimální požadovaný výkon motoru klesá s rostoucím plošným zatížením. Nejvýrazněji je to viditelné v případě režimu cestovní rychlosti.



Graf 9: Constraint analysis - závislost minimálního požadovaného výkonu motoru na plošném zatížení

Dle průběhů závislostí se může zdát, že optimálním řešením je plochu křídla co nejvíce minimalizovat a tím pádem docílit vysoké hodnoty plošného zatížení. Potřebná plocha křídla je však také definována požadovanou pádovou rychlostí letounu a s ní spojeným maximálním součinitelem vztlaku. Této problematice se bude věnovat následující podkapitola.

5.9. Pádová rychlost – omezení součinitelem vztlaku

Hodnota pádové rychlosti letounu je ovlivněna několika faktory. Jsou jimi zejména hmotnost letounu, plocha křídla, hustota vzduchu a maximální součinitel vztlaku.

Maximální součinitel vztlaku je hodnota závislá na geometrii křídla, použitém profilu a zejména na vztlakové mechanizaci. Pro navrhovaný letoun je uvažováno použití výkonných vztlakových klapek. Pro účel této analýzy byla stanovena horní hranice maximálního součinitele vztlaku pro daný typ letounu na hodnotu 2.5. Tato hodnota bude v pozdější fázi návrhu blíže specifikována na základě výběru profilu a výpočtu vztlakové mechanizace.

Dle následujícího vztahu byl určen požadovaný součinitel vztlaku pro danou pádovou rychlost v závislosti na plošném zatížení křídla.

Vstupní hodnoty:

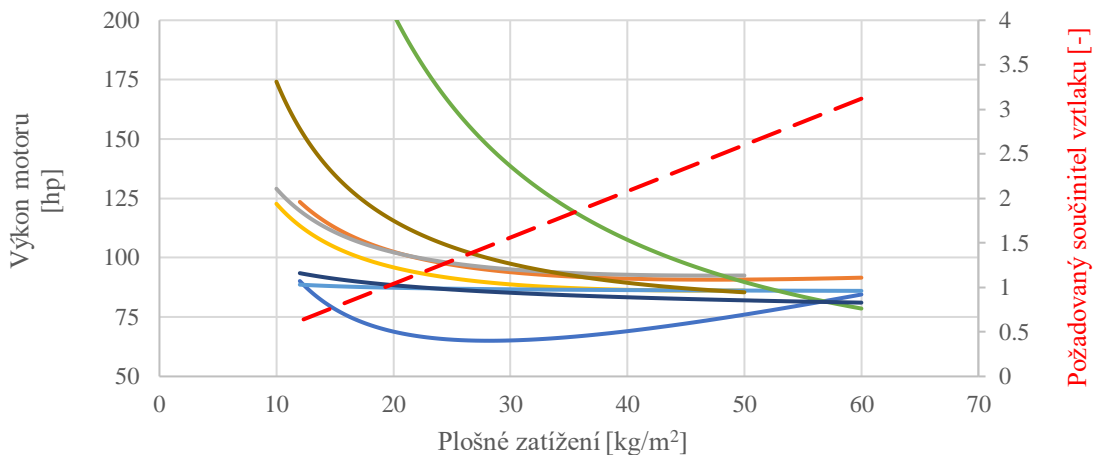
Hmotnost letounu	m	600	kg
Tíha letounu	W	5886	N
Nadmořská výška	h	265	m
Hustota	ρ_h	1.194125	kg/m ³
Pádová rychlost	v_{s0}	64	km/h
Dynamický tlak	q	188.7013	N/m ²

Tab 15: Omezení součinitelem vztlaku – vstupní data

Součinitel vztlaku:

$$C_{L_max} = \frac{1}{q} * \frac{W}{S_{wref}} = \frac{1}{188.7013} * \frac{5886}{13} = 2.3994 [1] \quad (5.20)$$

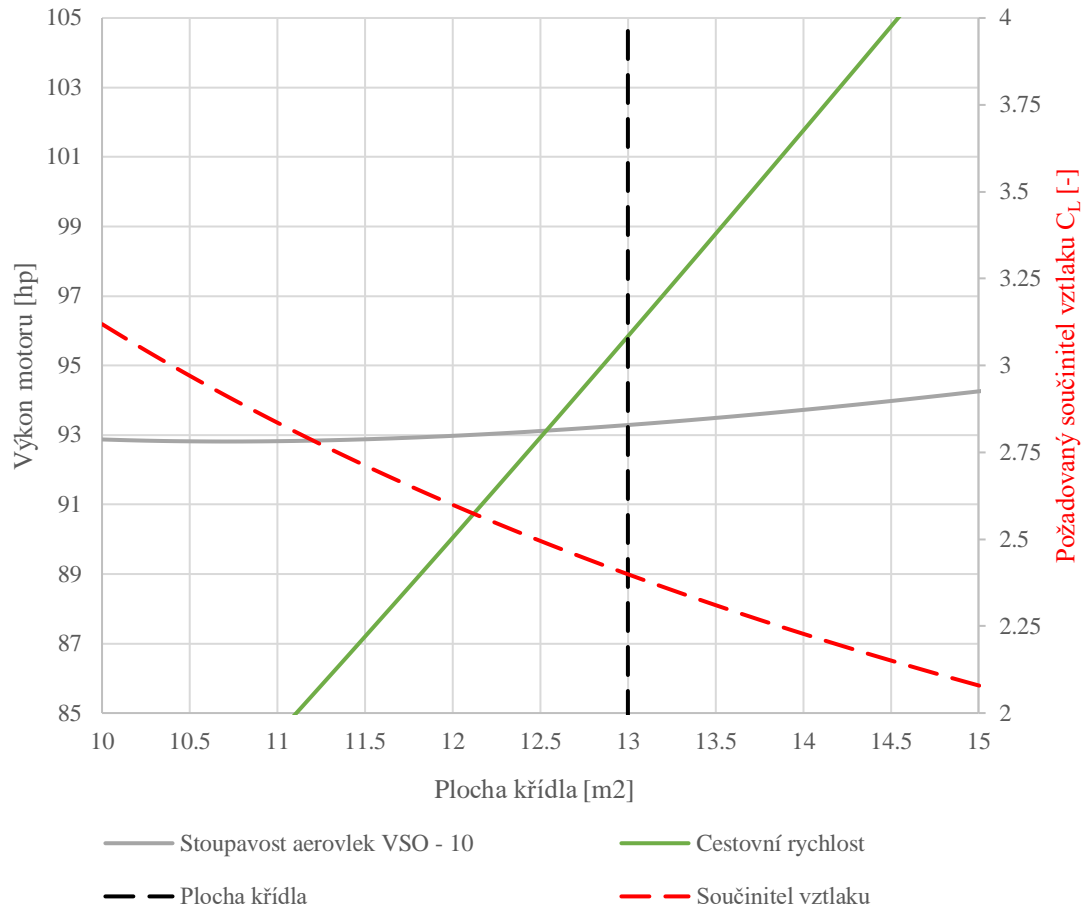
Následně mohla být závislost součinitele vztlaku na plošném zatížení letounu zahrnuta do grafu „Constraint analysis“.



Graf 10: Constraint analysis - omezení součinitelem vztlaku

5.10. Vyhodnocení analýzy

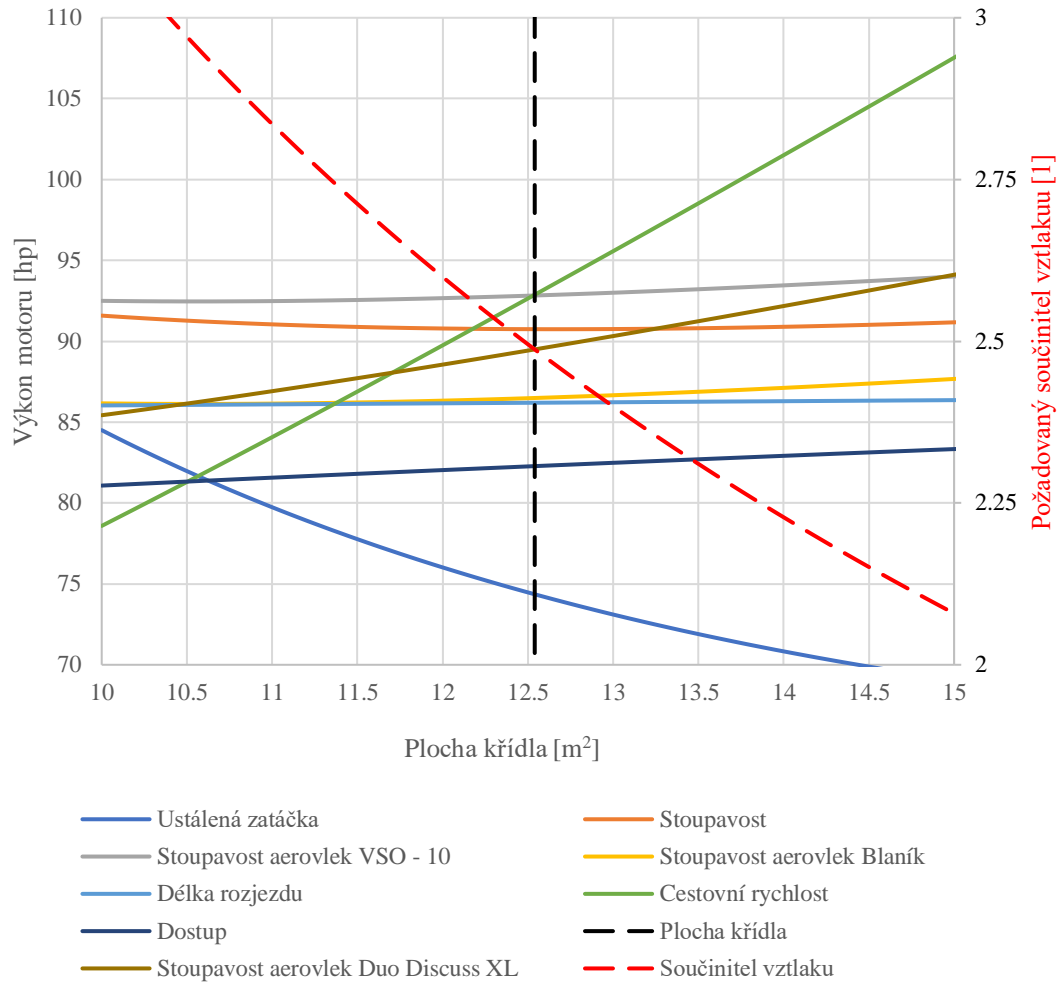
Pro lepší orientaci ve výsledcích byly závislosti Constraint analysis vykresleny v závislosti na ploše křídla. V grafu byly pro přehlednost ponechány pouze rozhodující křivky, a to stoupavost aerovleku s kluzákem VSO-10 Gradient, cestovní rychlost, požadovaný součinitel vztlaku a vyznačení plochy křídla.



Graf 11: Constraint analysis - závislost požadovaného výkonu motoru na ploše křídla, kritické křivky

Z Graf 11 vyplývá, že referenční plocha křídla 13 m² je příliš velká a nevýhodná z hlediska výkonu motoru pro požadovanou cestovní rychlost. Součinitel vztlaku potřebný pro dosažení požadované pádové rychlosti při dané ploše křídla dosahuje hodnoty 2.3994, což je stále přijatelné z hlediska omezení hodnotou 2.5.

V dalším kroku byla velikost plochy křídla zmenšena na 12.54 m², což je hodnota odpovídající průsečíku křivek cestovní rychlosti a stoupavosti aerovleku s kluzákem VSO-10 Gradient. Veškeré závislosti byly po přepočtení zobrazeny v Graf 12.



Graf 12: Constraint analysis - finální závislosti

Tato velikost plochy křídla se jeví dle výsledků výpočtu ideální z hlediska výkonů letounu, požadovaného výkonu pohonné jednotky a součinitele vztlaku pro dosažení požadované pádové rychlosti. Hodnota nutného součinitele vztlaku pro dosažení požadované pádové rychlosti je 2.4953, což těsně splňuje limitní hodnotu 2.5.

6. Výběr pohonné jednotky

Při finální ploše křídla 12.54 m² byly porovnány minimální potřebné výkony pro dané režimy letu.

	Požadovaný výkon [hp]	Požadovaný výkon [kw]
Ustálená zatáčka	74.63	55.65
Stoupavost	90.75	67.67
Stoupavost aerovlek VSO - 10	92.82	69.21
Stoupavost aerovlek Blaník	86.48	64.49
Stoupavost aerovlek Duo Discuss XL	89.43	66.69
Délka rozjezdu	86.20	64.28
Cestovní rychlost	92.64	69.08
Dostup	82.26	61.34

Tab 16: Constraint analysis - *minimální potřebné výkony*

Na základě hodnot v Tab 16 bylo stanoveno, že maximální trvalý výkon pohonné jednotky by se měl pohybovat okolo hranice 100 kw. Motor s tímto výkonem tak bude při všech vyšetřovaných režimech pracovat maximálně na 70 %, což je pozitivní z hlediska jeho životnosti. Navíc bude poskytovat dostatečnou výkonovou rezervu při vzletu či krizových situacích.

Po provedení rešerše byl vybrán motor belgické firmy UL Power s označením ULP 350 iS. Jeho technické specifikace jsou shrnuty v Tab 17.



Obr 11: Motor ULP 350 iS [16]

Výrobce	UL Power	[-]
Model	ULP 350 iS	[-]
Cena bez DPH	607 000	[kč]
Zdvihový objem	3500	[cm ³]
Maximální trvalý výkon	97	[kw]
Maximální otáčky	3300	[ot/min]
Suchá hmotnost	66.1	[kg]
Kompletní hmotnost	78.4	[kg]

Tab 17: Parametry motoru ULP 350 iS [16]

Po provedení rešerše dostupných vrtulí byla vybrána třílistá „constant speed“ vrtule značky Airmaster [21] s označením AP431CTF-WWRR66U. Důvodem výběru této vrtule byla zejména dostupnost experimentálně určené tahové křivky s motorem ULP 350 iS, která byla v kapitole 11 použita pro určení letových výkonů.

7. Výběr profilu křídla

Výběr aerodynamického profilu křídla je jedním ze základních parametrů, které musí být přizpůsobeny typu a účelu letounu. Každý profil poskytuje určité výhody, které jsou však ve většině případů vyváženy nevýhodami na straně druhé. Základním kritériem při výběru profilu je zejména návrhový cestovní režim letounu a s ním spojený součinitel vztlaku. Je žádoucí, aby při tomto režimu produkoval profil co nejmenší aerodynamický odpor. Dalšími parametry jsou například maximální součinitel vztlaku, relativní tloušťka profilu či jeho geometrie.

Za účelem výběru optimálního aerodynamického profilu křídla byl proveden průzkum. Pro získání potřebných charakteristik byla použita data ze zdrojů [17] a [18]. Základními kritérii pro výběr profilu byly:

- Nízký součinitel odporu při návrhovém součiniteli vztlaku $C_l = 0.3$
- Nízký součinitel klopivého momentu při nulovém součiniteli vztlaku
- Maximální součinitel vztlaku křídla se vztlakovými klapkami $C_{L_{max_w_fl}} \geq 2.5$
- Vysoká hodnota maximální klouzavosti
- Vysoká hodnota maximálního ekonomického režimu
- Velká relativní tloušťka

Po shromáždění potřebných dat bylo vybráno 5 profilů. Uvedeny jsou v tabulce níže.

Profil	GAW1	GAW1 mod	Douglas LA203A	SM 701	MS 0317
$C_{L_{max_w_fl}}$	2.52	2.62	2.46	2.45	2.54
$C_{D_{min}}$	0.0066	0.0066	0.0074	0.0063	0.0065
$(C_l/C_D)_{max}$	112.62	102.96	160.47	110.87	80.43
$(C_l^{3/2}/C_D)_{max}$	103.63	126.49	194.69	108.96	89.12
Tloušťka profilu	0.17	0.17	0.157	0.16	0.17
Klopivý moment při $C_l = 0$	-0.104	-0.0848	-0.1622	-0.1207	-0.0791

Tab 18: Výběr potenciálních profilů a jejich charakteristiky

Profily byly mezi sebou porovnány v každém z uvedených kritérií a dle pořadí ohodnoceny v rozmezí 1 až 5 bodů. Bodové hodnocení je uvedeno v tabulce níže.

Profil	GAW1	GAW1 mod	Douglas LA203A	SM 701	MS 0317
$C_{L_{max_křídlo}}$	3	5	2	1	4
$C_{D_{min}}$	3	2	1	5	4
$(C_l/C_D)_{max}$	4	2	5	3	1
$(C_l^{3/2}/C_D)_{max}$	2	4	5	3	1
Tloušťka profilu	3	3	1	2	3
Klopivý moment při $C_l = 0$	3	4	1	2	5

Tab 19: Bodové hodnocení profilů

Po sečtení bodů byla sestavena tabulka výsledků.

Profil	GAW1	GAW1 mod	Douglas LA203A	SM 701	MS 0317
Skóre	18	20	15	16	18
Pořadí	2	1	5	4	2

Tab 20: *Výsledky hodnocení profilů*

Nejlepšího výsledku hodnocení dosáhl modifikovaný profil NASA/LANGLEY LS (1) - 0417 mod. (modifikovaný profil GAW (1)). Pro navrhovaný letoun byl však nakonec vybrán profil NASA/LANGLEY MS (1) - 0317 a to z důvodu dostupnosti tunelových měření a také prakticky ověřených vlastností, jelikož se jedná o profil použitý na řadě ultralehkých letounů. Dalším pozitivem tohoto profilu je nízký součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku, který slibuje nižší torzní zatížení křídla, a tedy i jeho nižší hmotnost.

8. Návrh geometrie základních částí letounu

Při návrhu základní geometrie byl kladen důraz na tvarovou jednoduchost, která přináší výhody z hlediska technologie výroby. Základní geometrické charakteristiky jednotlivých částí letounu jsou popsány níže. Rendry 3D modelu jsou obsaženy v příloze b).

8.1. Návrh geometrie křídla

S ohledem na celkovou koncepci a požadovaný charakter letounu bylo zvoleno křídlo obdélníkového půdorysu.

Hlavní aerodynamickou výhodou tohoto tvaru je postupné odtrhávání proudění od kořene křídla směrem k jeho konci. Díky této skutečnosti nebývá nutné křídlo aerodynamicky ani geometricky kroutit. Další výhodou je již dříve zmiňovaná technologie výroby.

Nevýhodou obdélníkového křídla jsou vyšší hodnoty indukovaného odporu, které mají za důsledek snížení maximálního součinitele vztlaku a celkové zhoršení letových výkonů. S ohledem na účel letounu však není tento vliv rozhodující.

8.1.1. Plocha křídla

Velikost plochy křídla byla určena v kapitole 5.

$$S_w = 12.54 [m^2]$$

8.1.2. Štíhlost a rozpětí křídla

Štíhlost křídla byla volena na základě dat získaných ze statistiky letounů podobného typu. Zvolení vyšší štíhlosti by vedlo ke snížení indukovaného odporu křídla, a tím pádem i zlepšení letových výkonů. Současně by však mělo za následek snížení účinnosti křídélek či zvýšení ohybového zatížení, a tedy i hmotnosti křídla.

$$A_w = 6.46 [1]$$

Rozpětí křídla odpovídající zvolené ploše a štíhlosti je vypočteno dle následujícího vztahu.

$$l_w = \sqrt{S_w * A_w} = \sqrt{12.54 * 6.46} = 9 [m] \quad (8.1)$$

8.1.3. Vztlaková mechanizace

Vztlaková mechanizace je tvořena Fowlerovou klapkou, nacházející se na 60 % rozpětí křídla. Relativní hloubka klapky je 30 %. Mechanismus pohybu klapky je řešen pomocí podvěsného závěsu.

Zvolená vztlková mechanizace výrazně snižuje pádovou rychlost letounu. V kombinaci s výkonnou pohonnou jednotkou tak minimalizuje dráhu potřebnou pro vzlet a přistání. Podrobné výpočty vztlkové mechanizace jsou obsaženy v kapitole 10.

8.1.4. Křídélka

Křídélka bezprostředně navazují na vztlkovou klapku a zabírají tak 32 % rozpětí křídla. Jsou tvořena jednoduchou klapkou s relativní hloubkou 30 %. Velikost křidélek byla určena dle údajů získaných ze statistiky. V dalších fázích návrhu je vhodné ověřit, zda jsou křídélka vhodně dimenzována z hlediska dosažení dostatečné příčné obratnosti letounu. Tato problematika nebude v rámci koncepčního návrhu řešena.

8.1.5. Ostatní charakteristiky

Úhly šípu čtvrtinové čáry, vzepětí a geometrického kroucení jsou nulové.

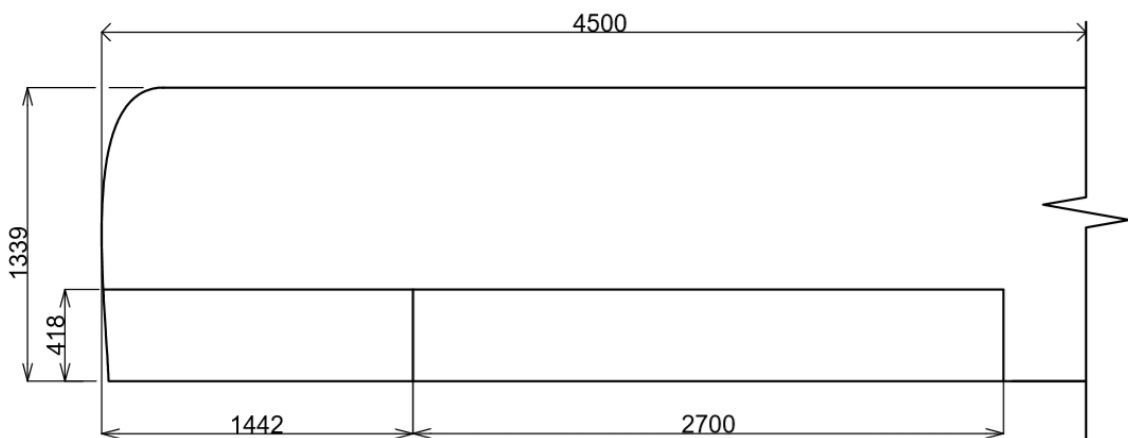
$$\chi_w = \psi_w = \varphi_w = 0 [^\circ]$$

Délka střední aerodynamické tětiny křídla odpovídá díky obdélníkovému půdorysu hloubkám kořenového a koncového profilu.

$$b_{SAT_w} = b_{0_w} = b_{k_w} = \frac{S_w}{l_w} = \frac{12.54}{9} = 1.3933 [m] \quad (8.2)$$

Úhel nastavení křídla vůči ose trupu je určen v kapitole 10.2.5

$$i_w = 0.9 [^\circ]$$



Obr 12: Základní geometrie křídla

8.2. Návrh geometrie VOP

Vodorovná ocasní plocha má stejně jako křídlo půdorysný tvar obdélníku. Její plocha byla určena na základě mohutnosti a ramena VOP. Hodnota mohutnosti VOP byla získána ze statistických dat uvedených v publikacích [15] a [19]. Délka ramena VOP byla zvolena dle předběžných skic celkového uspořádání letounu.

$$\bar{V}_H = 0.545 [1]$$

$$L_H = 4 [m]$$

$$S_H = \frac{\bar{V}_H * S_w * b_{SAT_w}}{L_H} = \frac{0.545 * 12.54 * 1.3933}{4} = 2.38 [m^2] \quad (8.3)$$

Štíhlost VOP se v případě kategorie malých sportovních letounů pohybuje v rozmezí 3 až 5. S ohledem na tvar křídla a byla zvolena vizuálně odpovídající hodnota štíhlosti, a tedy i rozpětí VOP.

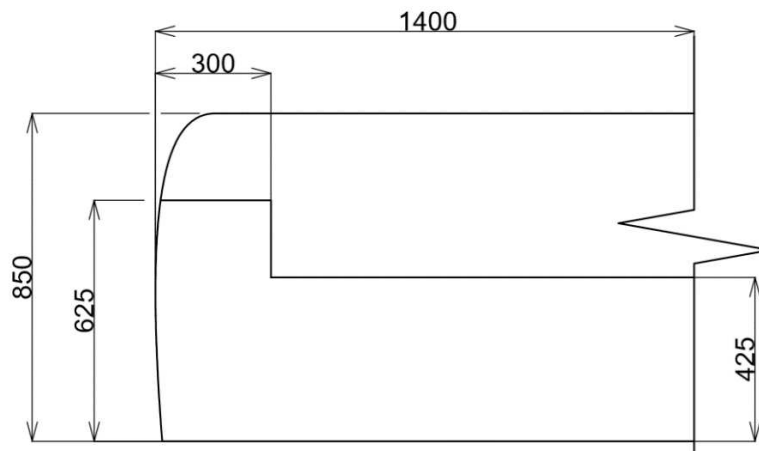
$$A_H = 3.29 [1]$$

$$l_H = \sqrt{S_H * A_H} = \sqrt{2.38 * 3.29} = 2.8 [m] \quad (8.4)$$

Délka střední aerodynamické tětiny VOP a současně i hloubky kořenového a koncového profilu byly dopočteny z hodnot rozpětí a plochy VOP.

$$b_{SAT_H} = b_{0_H} = b_{k_H} = \frac{S_H}{l_H} = \frac{2.38}{2.8} = 0.85 [m] \quad (8.5)$$

Výškové kormidlo s hloubkou 50 % se nachází po celém rozpětí VOP. Za účelem snížení sil v řízení byla ke kormidlu připojena rohová aerodynamická odlehčení.



Obr 13: Základní geometrie VOP

Pro dosažení nulových sil v řízení při ustálených režimech letu je vhodné v pozdější části návrhu doplnit výškové kormidlo o vyvažovací plošku. V Rámci této diplomové práce však nebude vyvažovací ploška řešena.

8.3. Návrh geometrie SOP

V případě SOP je na rozdíl od křídla a VOP použit lichoběžníkový tvar s kladným úhlem šípu. Hlavní motivací pro použití tohoto tvaru bylo posunutí aerodynamického středu SOP, a tedy zvětšení jejího ramena. Podstatným důvodem byla taktéž estetika letounu.

Plocha SOP byla stejně jako v případě VOP určena dle požadované mohutnosti, získané ze statistických údajů v [15] a [19]. Délka ramene SOP vzešla ze zvoleného uspořádání ocasních ploch.

$$\bar{V}_V = 0.0323 [1]$$

$$L_V = 3.623 [m]$$

$$S_V = \frac{\bar{V}_V * S_w * l_w}{L_V} = \frac{0.0323 * 12.54 * 9}{3.62} = 1.01 [m^2] \quad (8.6)$$

Hloubky kořenového a koncového profilu byly zvoleny.

$$b_{0_V} = 1.2 [m]$$

$$b_{k_V} = 0.65 [m]$$

Zúžení SOP bylo dopočteno.

$$\eta_V = \frac{b_{k_V}}{b_{0_V}} = \frac{0.65}{1.2} = 0.54 [1] \quad (8.7)$$

Výška SOP byla vypočtena z hodnot požadované plochy SOP a hloubek kořenového a koncového profilu.

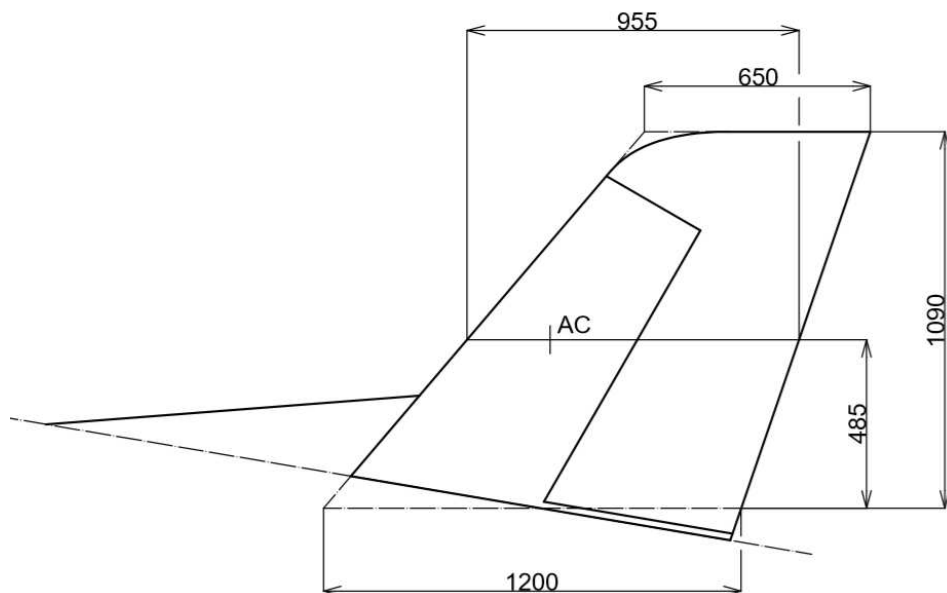
$$l_V = \frac{S_V}{0.5 * (b_{0_V} + b_{k_V})} = \frac{1.01}{0.5 * (1.2 + 0.65)} = 1.09 [m] \quad (8.8)$$

Úhel šípu čtvrtinové čáry SOP byl zvolen tak, aby nedocházelo ke kolizi při pohybu výškového a směrového kormidla (osa otáčení výškového kormidla se nachází několik centimetrů za koncem směrového kormidla) a aby byla zároveň dodržena délka ramena SOP.

$$\chi_V = 36 [^\circ]$$

Směrové kormidlo s hloubkou 50 % SOP se nachází po celé délce. Pro snížení sil v řízení je součástí směrového kormidla rohové aerodynamické odlehčení. Dalším důvodem pro použití této dodatečné plochy je zabezpečení dostatečné účinnosti směrového kormidla při vybírání vývrtky. V této situaci je totiž část směrového kormidla ovlivněna úplavem za VOP.

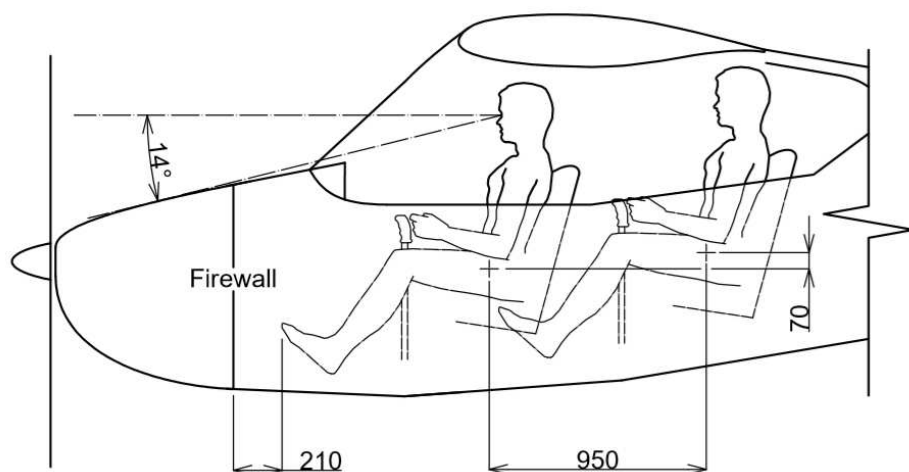
Z důvodu zvýšení směrové stability letounu je SOP doplněna o kýl. Zvýšení stranové stability je žádoucí zejména z důvodu plánovaného využití letounu k vlečení kluzáků.



Obr 14: Základní geometrie SOP

8.4. Návrh geometrie trupu a podvozku

Trup letounu je navrhován tak, aby pojmul dva členy posádky. Jeho tvar vychází ze zvolené koncepce letounu. Rozměry pilotního prostoru byly voleny, aby zajistili dobrou ergonomii a pohodlí, a to i v případě posádky většího vzrůstu.

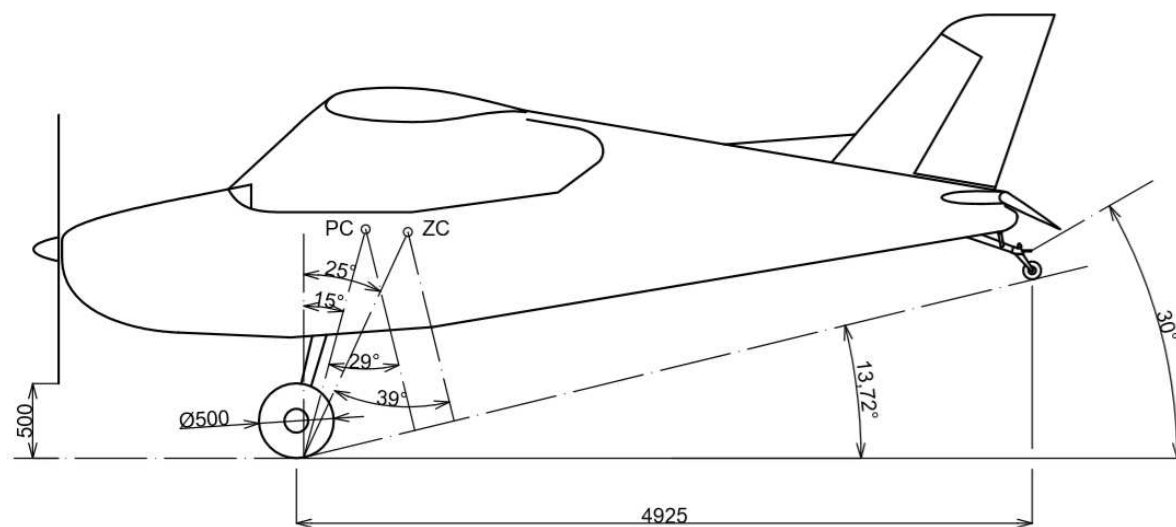


Obr 15: Základní geometrie pilotního prostoru

Geometrie podvozku byla navržena dle podkladů uvedených v [20]. Správná poloha podvozku je důležitá z důvodu stability letounu při pojíždění a přistání. Dále musí podvozek umožňovat letounu rotaci a dosažení úhlu náběhu odpovídajícímu maximálnímu součiniteli vztlaku při startu. Důležitými vstupními parametry při návrhu geometrie podvozku byly polohy přední a zadní centráže, které jsou určeny později v kapitole 9.10.

Dalším důležitým faktorem byl průměr použité vrtule Airmaster AP431CTF-WWRR66U [21]. Podvozek totiž musí zajistit dostatečnou mezeru mezi vrtulí a povrchem vzletové dráhy při zvednutí ostruhového kola.

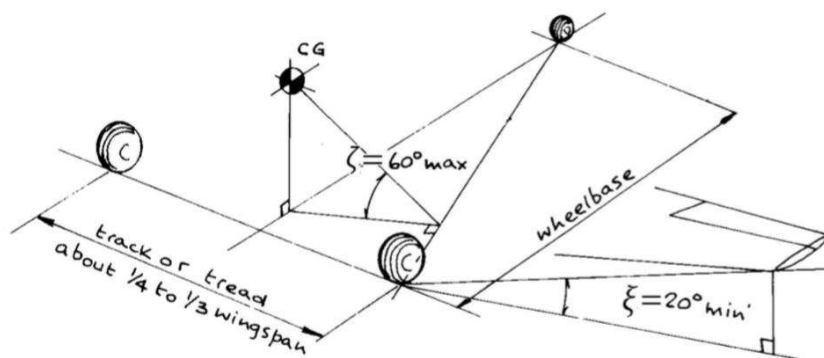
Součástí podvozkové nohy ostruhového kola je vlečný háček. Při polohování ostruhového kola musel být uvažován vertikální rozsah úhlů vlečného lana ($\pm 30^\circ$), definovaný v doplňku o vlekání předpisu UL-2 [14]. Ostruhové kolo bylo umístěno tak, aby při současné maximální výchylce vlečného lana nahoru a maximální kladné výchylce výškového kormidla (dolů) nedošlo ke kolizi.



Obr 16: Základní geometrie podvozku

Rozchod kol podvozku byl navržen s ohledem na dostatečnou příčnou stabilitu při pojíždění, jejímž ukazatelem je maximální úhel $\xi=60^\circ$, převzatý z literatury [22].

$$\text{wheel_track} = 2.04 \text{ [m]}$$



Obr 17: Příčná stabilita podvozku [22]

9. Hmotový rozbor letounu

Obsahem této kapitoly je určení hmotností jednotlivých částí letounu a následné sestavení obálky centráží letounu.

Proces určení hmotností dílčích částí letounu byl proveden dle metodiky [23]. Za účelem dosažení větší věrohodnosti vypočtených hodnot byly výpočty provedeny dle tří metod, jejichž výsledky byly posléze zprůměrovány. Těmito metodami byly:

- Cessna method
- USAF method
- Torenbeek method

Výpočetní metody jsou ve velké míře empirické. Z tohoto důvodu muselo být dodrženo použití imperiálních jednotek, stejně jako v [23]. Použité jednotky jsou shrnuty v následující tabulce.

Veličina	Jednotka SI	Imperiální jednotka	Převod
Délka	m	ft	1 m = 3.2808 ft
Plocha	m ²	ft ²	1 m ² = 10.7639 ft ²
hmotnost	kg	lb	1 kg = 2.2046 lb
Rychlost	m/s	kts	1 m/s = 1.9438 kts

Tab 21: Převody jednotek

9.1. Hmotnost křídla

9.1.1. Cessna

$$m_w = 0.002933 * S_w^{1.018} * A_w^{2.473} * n_{ult}^{0.611} \quad (9.1)$$

$$m_w = 0.002933 * 134.98^{1.018} * 6.46^{2.473} * 6^{0.611} = 130.34 [lb]$$

$$m_w = 59.12 [kg]$$

Kde n_{ult} značí hodnotu maximálního početního násobku konstrukce. Tato hodnota byla získána násobením maximálního provozního násobku dle předpisu UL-2 [14] hodnotou standardního součinitele bezpečnosti.

$$n_{ult} = n_{max} * f = 4 * 1.5 = 6 \quad (9.2)$$

9.1.2. USAF

$$\begin{aligned}
 m_w &= 96.948 * \left[\left(\frac{MTOM * n_{ult}}{10^5} \right)^{0.65} * \left(\frac{A_w}{\cos(\chi_w)} \right)^{0.57} * \left(\frac{S_w}{100} \right)^{0.61} \right. \\
 &\quad \left. * \left(\frac{1 + \eta_w}{2 * \left(\frac{t}{c} \right)_w} \right)^{0.36} * \left(1 + \frac{v_{max}}{500} \right)^{0.5} \right]^{0.993} \quad (9.3) \\
 m_w &= 96.948 * \left[\left(\frac{1322.77 * 6}{10^5} \right)^{0.65} * \left(\frac{6.46}{\cos(0)} \right)^{0.57} * \left(\frac{134.98}{100} \right)^{0.61} \right. \\
 &\quad \left. * \left(\frac{1 + 1}{2 * 0.17} \right)^{0.36} * \left(1 + \frac{118.79}{500} \right)^{0.5} \right]^{0.993} = 136.41 [lb] \\
 m_w &= 61.88 [kg]
 \end{aligned}$$

Kde veličina η_w značí zúžení křídla, $(t/c)_w$ relativní tloušťku profilu křídla a v_{max} hodnotu maximální rychlosti horizontálního letu. Hodnota v_{max} byla v této fázi návrhu odhadnuta na základě výpočtů v kapitole 5.6.

9.1.3. Torenbeek

$$\begin{aligned}
 m_w &= 0.00125 * MTOM * \left(\frac{l_w}{\cos(\Lambda_{1/2_w})} \right)^{0.75} * \left[1 + \left(6.3 * \frac{\cos(\Lambda_{1/2})}{l_w} \right)^{0.5} \right] \\
 &\quad * n_{ult}^{0.55} * \left(\frac{l_w * S_w}{t_{0_w} * MTOM * \cos(\Lambda_{1/2})} \right)^{0.3} \quad (9.4) \\
 m_w &= 0.00125 * 1322.77 * \left(\frac{29.53}{\cos(0)} \right)^{0.75} * \left[1 + \left(6.3 * \frac{\cos(0)}{29.53} \right)^{0.5} \right] * 6^{0.55} \\
 &\quad * \left(\frac{29.53 * 134.98}{0.78 * 1322.77 * \cos(0)} \right)^{0.3} = 118.25 [lb] \\
 m_w &= 53.64 [kg]
 \end{aligned}$$

Kde veličina $\Lambda_{1/2_w}$ značí úhel šípů pomyslné čáry procházející 50 % hloubky křídla a t_{0_w} tloušťku kořenového profilu křídla.

9.2. Hmotnost ocasních ploch

Hmotnost ocasních ploch byla v případě metod Cessna a USAF určována pro VOP a SOP zvlášť. Metoda Torenbeek odhaduje hmotnost ocasních ploch jako celku.

9.2.1. Cessna

Hmotnost VOP

$$m_H = \frac{3.184 * MTOM^{0.887} * S_H^{0.101} * A_H^{0.138}}{57.5 * t_{0_H}^{0.223}} \quad (9.5)$$

$$m_H = \frac{3.184 * 1322.77^{0.887} * 25.61^{0.101} * 3.29^{0.138}}{57.5 * 0.28^{0.223}} = 70.71$$

$$m_H = 32.07 [kg]$$

Hmotnost SOP

$$m_V = 98.5 * \left[\left(\frac{MTOM * n_{ult}}{10^5} \right)^{0.87} * \left(\frac{S_V}{100} \right)^{1.2} * 0.289 * \left(\frac{l_V}{t_{0_V}} \right)^{0.5} \right]^{0.458} \quad (9.6)$$

$$m_V = 98.5 * \left[\left(\frac{1322.77 * 6}{10^5} \right)^{0.87} * \left(\frac{10.84}{100} \right)^{1.2} * 0.289 * \left(\frac{3.57}{0.39} \right)^{0.5} \right]^{0.458}$$

$$m_V = 9.93 [lb] = 4.51 [kg]$$

Hmotnost ocasních ploch

$$m_{H+V} = m_H + m_V = 32.07 + 4.51 = 36.58 [kg] \quad (9.7)$$

9.2.2. USAF

Hmotnost VOP

$$m_H = 127 * \left[\left(\frac{MTOM * n_{ult}}{10^5} \right)^{0.87} * \left(\frac{S_H}{100} \right)^{1.2} * 0.289 * \left(\frac{L_H}{10} \right)^{0.483} * \left(\frac{l_H}{t_{0_H}} \right)^{0.5} \right]^{0.458} \quad (9.8)$$

$$m_H = 127 * \left[\left(\frac{1322.77 * 6}{10^5} \right)^{0.87} * \left(\frac{25.61}{100} \right)^{1.2} * 0.289 * \left(\frac{13.12}{10} \right)^{0.483} * \left(\frac{9.19}{0.28} \right)^{0.5} \right]^{0.458} = 29.31 [lb] = 13.3 [kg]$$

Metoda výpočtu hmotnosti SOP se shoduje s metodou Cessna.

$$m_V = 4.51 [kg]$$

Hmotnost ocasních ploch

$$m_{H+V} = m_H + m_V = 13.3 + 4.51 = 17.8 [kg] \quad (9.9)$$

9.2.3. Torenbeek

Hmotnost ocasních ploch

$$m_{H+V} = 0.04 * [n_{ult} * (S_V + S_H)^2]^{0.75} \quad (9.10)$$

$$m_{H+V} = 0.04 * [n_{ult} * (10.84 + 25.61)^2]^{0.75} = 33.76 [lb]$$

$$m_{H+V} = 15.31 [kg]$$

9.3. Hmotnost trupu

9.3.1. Cessna

$$m_{fu} = 14.86 * MTOM^{0.144} * \left(\frac{l_{fu_n}}{p_{max}}\right)^{0.778} * l_{fu_n}^{0.383} * N_{pax}^{0.455} \quad (9.11)$$

$$m_{fu} = 14.86 * 1322.77^{0.144} * \left(\frac{18.37}{14.27}\right)^{0.778} * 18.37^{0.383} * 2^{0.455}$$

$$m_{fu} = 210.24 [lb] = 95.36 [kg]$$

Kde veličina l_{fu_n} značí délku trupu bez krytu motoru (po motorovou přepážku), p_{max} maximální obvod trupu a N_{pax} maximální počet členů posádky, tedy 2.

9.3.2. USAF

$$m_{fu} = 200 * \left[\left(\frac{MTOM * n_{ult}}{10^5}\right)^{0.286} * \left(\frac{l_{fu}}{10}\right)^{0.857} * \left(\frac{w_{fu} + h_{fu}}{10}\right) * \left(\frac{v_c}{100}\right)^{0.338} \right]^{1.1} \quad (9.12)$$

$$m_{fu} = 200 * \left[\left(\frac{1322.77 * 6}{10^5}\right)^{0.286} * \left(\frac{21}{10}\right)^{0.857} * \left(\frac{2.21 + 4.92}{10}\right) * \left(\frac{105.3}{100}\right)^{0.338} \right]^{1.1} = 134.11 [lb] = 60.83 [kg]$$

Kde l_{fu} značí délku trupu, w_{fu} maximální šířku trupu, h_{fu} maximální výšku trupu a v_c návrhovou cestovní rychlost letounu.

9.3.3. Torenbeek

$$m_{fu} = 0.021 * K_f * \left(\frac{v_d * l_H}{w_{fu} + h_{fu}} \right)^{0.5} * S_{fgs}^{1.2} \quad (9.13)$$

$$m_{fu} = 0.021 * 1.07 * \left(\frac{142.55 * 13.12}{2.21 + 4.92} \right)^{0.5} * 166.84^{1.2} = 168.91 [lb]$$

$$m_{fu} = 76.61 [kg]$$

Kde v_d značí návrhovou rychlost střemhlavého letu. Tato hodnota byla dle předpisu UL-2 předběžně určena jako 1.2 - násobek maximální rychlosti horizontálního letu, určené v 9.1.2. Hodnota konstanty K_f odpovídá dle [23] letounu s hlavním podvozkem uloženým v trupu. S_{fgs} značí velikost vnější plochy trupu.

9.4. Hmotnost podvozku

9.4.1. Cessna

$$m_{gear} = 0.013 * MTOM + 0.146 * m_{landing}^{0.417} * n_{landing}^{0.95} * l_{gear}^{0.183} \quad (9.14)$$

$$+ 6.2 + 0.0013 * MTOM + 0.000143 * m_{landing}^{0.749}$$

$$* n_{landing} * l_{gear}^{0.788}$$

$$m_{gear} = 0.013 * 1322.77 + 0.146 * 1322.77^{0.417} * 5.7^{0.95} * 3.94^{0.183} + 6.2$$

$$+ 0.0013 * 1322.77 + 0.000143 * 1322.77^{0.749} * 5.7$$

$$* 3.94^{0.788}$$

$$m_{gear} = 45.27 [lb] = 20.54 [kg]$$

Kde $m_{landing}$ představuje maximální hmotnost letounu při přistání. V této fázi bude považována za totožnou s MTOM. Veličina $n_{landing}$ reprezentuje maximální hodnotu násobku při přistání. Hodnota byla volena dle [23]. Hodnota l_{gear} označuje délku nohy hlavního podvozku.

9.4.2. USAF

$$m_{gear} = 0.054 * l_{landing}^{0.501} * (m_{landing} * n_{landing})^{0.684} \quad (9.15)$$

$$m_{gear} = 0.054 * 3.94^{0.501} * (1322.77 * 5.7)^{0.684} = 48.16 [lb]$$

$$m_{gear} = 21.85 [kg]$$

9.4.3. Torenbeek

$$m_{gear} = K_{gr} * (A_g + B_g * MTOM^{3/4} + C_g * MTOM + D_g * MTOM^{3/2}) \quad (9.16)$$

$$m_{gear_main} = 1.08 * (20 + 0.1 * 1322.77^{3/4} + 0.019 * 1322.77 + 0 * 1322.77^{3/2})$$

$$m_{gear_main} = 73.96 [lb] = 33.55 [kg]$$

$$m_{gear_tail} = 1.08 * (9 + 0 * 1322.77^{3/4} + 0.0024 * 1322.77 + 0 * 1322.77^{3/2})$$

$$m_{gear_tail} = 9.04 [lb] = 4.1 [kg]$$

$$m_{gear} = m_{gear_main} + m_{gear_tail} = 33.55 + 4.1 = 37.65 [kg] \quad (9.17)$$

Konstanty K_{gr} , A_g , B_g , C_g a D_g byly odečteny z podkladů Table 5.1 v [23].

9.5. Hmotnost soustavy řízení

Hmotnost soustavy řízení je dle všech použitých výpočetních metod závislá pouze na MTOM letounu.

9.5.1. Cessna

$$m_{flight_controll} = 0.0168 * MTOM \quad (9.18)$$

$$m_{flight_controll} = 0.0168 * 1322.77 = 22.22 [lb] = 10.08 [kg]$$

9.5.2. USAF

$$m_{flight_controll} = 1.066 * MTOM^{0.626} \quad (9.19)$$

$$m_{flight_controll} = 1.066 * 1322.77^{0.626} = 95.9 [lb] = 43.5 [kg]$$

9.5.3. Torenbeek

$$m_{flight_controll} = 0.23 * MTOM^{2/3} \quad (9.20)$$

$$m_{flight_controll} = 0.23 * 1322.77^{2/3} = 27.72 [lb] = 12.57 [kg]$$

9.6. Hmotnost palivové soustavy

9.6.1. Cessna

$$m_{fuel_system} = 0.4 * \frac{m_{fuel}}{K_{fsp}} \quad (9.21)$$

$$m_{fuel_system} = 0.4 * \frac{174.85}{5.87} = 11.91 [lb] = 5.4 [kg]$$

Kde m_{fuel} označuje maximální hmotnost paliva a konstanta K_{fsp} je převzata z [23] a odpovídá palivovému systému benzínového motoru.

9.6.2. USAF

$$m_{fuel_system} = 2.49 * \left[\left(\frac{m_{fuel}}{K_{fsp}} \right)^{0.6} * \left(\frac{1}{1 + int} \right)^{0.3} * N_t^{0.2} * N_e^{0.13} \right]^{1.21} \quad (9.22)$$

$$m_{fuel_system} = 2.49 * \left[\left(\frac{174.85}{5.87} \right)^{0.6} * \left(\frac{1}{1 + 0} \right)^{0.3} * 2^{0.2} * 1^{0.13} \right]^{1.21}$$

$$m_{fuel_system} = 34.61 [lb] = 15.7 [kg]$$

Kde int označuje podíl paliva v integrálních nádržích (0). N_t zastupuje počet oddělených nádrží (2) a N_e počet motorů (1).

9.6.3. Torenbeek

$$m_{fuel_system} = 2 * \left(\frac{m_{fuel}}{K_{fsp}} \right)^{0.667} \quad (9.23)$$

$$m_{fuel_system} = 2 * \left(\frac{174.85}{5.87} \right)^{0.667} = 19.24 [lb] = 8.73 [kg]$$

9.7. Prázdná hmotnost letounu

Výsledky výpočtů z podkapitol 9.1 až 9.6 jsou shrnuty v tabulce níže. Konečné hodnoty hmotností hlavních částí letounu byly získány průměrováním vypočtených hodnot. Hodnoty s červeným zvýrazněním nebyly do průměrování zahrnuty z důvodu výrazné odlišnosti.

Metoda	Křídlo	Ocasní plochy	Trup	Podvozek	Řízení	Palivová soustava	Hmotnost draku
Cessna	59.11	36.58	95.36	20.54	10.08	5.40	227.07
USAF	61.88	17.80	60.83	21.85	43.50	15.70	221.55
Torenbeek	53.64	15.31	76.61	37.65	12.57	8.73	204.51
Výsledné hodnoty	58.21	16.56	68.72	21.19	11.33	9.94	185.95

Tab 22: Výsledky výpočtu hmotností [kg] hlavních částí letounu

Značnou část hmotnosti letounu tvoří pohonná jednotka, která se skládá z motoru ULP 350 iS [16], vrtule Airmaster AP431CTF-WWRR66U [21] a vrtulového kuželu. Další částí úzce související s pohonnou jednotkou je motorové lože. Hmotnosti těchto komponent jsou shrnuty v následující tabulce.

Motor	66.10	[kg]
Motor - "ready to take off"	78.40	[kg]
Motorové lože	3.00	[kg]
Vrtule	6.00	[kg]
Vrtulový kužel	1.00	[kg]

Tab 23: Hmotnosti jednotlivých částí pohonné jednotky

Zbylou část prázdné hmotnosti letounu tvoří sedačky, avionika, baterie, nátěr a vlečné zařízení. Hmotnosti těchto částí byly odhadnuty.

Baterie	2.00	[kg]
Avionika přední	3.00	[kg]
Avionika zadní	3.00	[kg]
Sedačka přední	4.00	[kg]
Sedačka zadní	4.00	[kg]
Nátěr	3.00	[kg]
Vlečné zařízení	1.50	[kg]

Tab 24: Hmotnosti ostatních částí letounu

Výsledná hodnota prázdné hmotnosti letounu je získána součtem hmotností všech výše uvedených položek.

$$m_{empty} = 294.85 [kg]$$

Hodnota prázdné hmotnosti letounu odpovídá 49.14 [%] MTOM, což je dle statistických údajů shrnutých v Graf 1 hodnota spíše nižší, ale stále v normě.

9.8. Hmotnost proměnných položek

Pro výpočet obálky centráží letounu je nezbytné stanovit rozsah hmotností proměnných položek, kterými jsou členové posádky, palivo a zavazadla.

Položka	Rozsah hmotností	Jednotka
Pilot přední	70-130	[kg]
Pilot zadní	0-130	[kg]
Palivo	0-79.31	[kg]
Zavazadla	0-50	[kg]

Tab 25: Hmotnost proměnných položek

Pro účel sestavení hmotové obálky byly zvoleny relativně velké rozsahy hmotností pilotů, velká hmotnost paliva i zavazadel. Je pravděpodobné, že tyto hodnoty budou muset být v pozdější fázi upraveny z důvodu přípustného rozsahu centrází či nároků na pevnost konstrukce a dalších součástí (zejména upínacích pásů či zavazadlového prostoru).

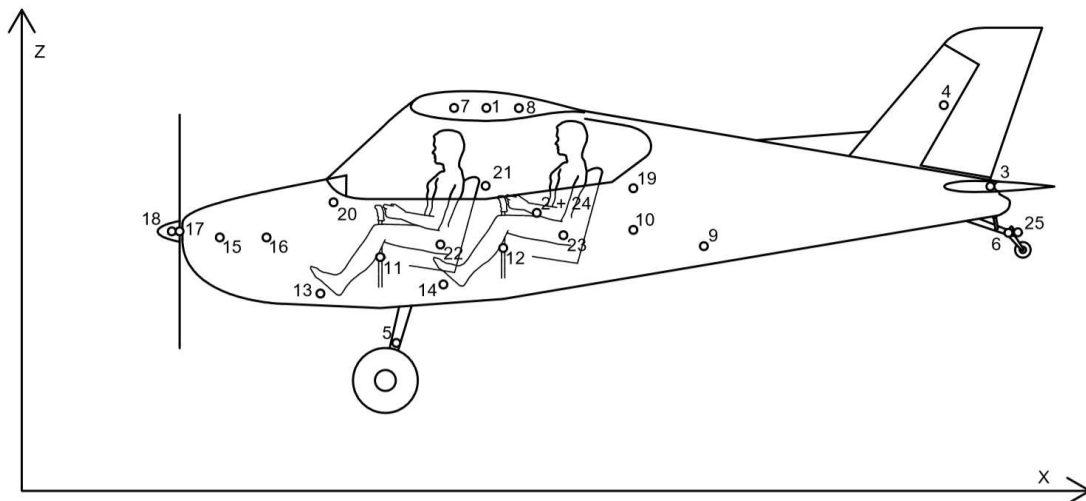
9.9. Rozmístění hmot

Polohy těžišť hlavních částí letounu byly určeny dle doporučení v metodice [23]. Polohy těžišť ostatních částí byly stanoveny dle základní geometrie letounu, s přihlédnutím k funkčnosti celku. Polohy těžišť a hmotnosti jednotlivých komponent prázdného letounu jsou shrnuty v tabulce a obrázku níže.

Skupina	Číslo	Hmoty		Poloha [mm]		
		Položka	Hmotnost [kg]	X	Y	Z
Drak	1	Křídlo	58.21	3591.00	0.00	2950.00
	2	Trup	68.72	3980.00	0.00	2141.68
	3	VOP	11.63	7485.00	0.00	2346.00
	4	SOP	4.92	7125.00	0.00	2973.00
	5	Podvozek hlavní	16.95	2895.00	0.00	1149.00
	6	Ostruha	4.24	7625.00	0.00	1988.85
	7	Palivová soustava	9.94	3341.00	0.00	2951.00
Řízení	8	Řízení v křídle	3.96	3841.00	0.00	2949.00
	9	Táhlo VOP	2.83	5271.48	0.00	1886.08
	10	Lanka směrovky	0.57	4725.78	0.00	2011.18
	11	Knipl přední	0.85	2769.74	0.00	1800.66
	12	Knipl zadní	0.85	3719.74	0.00	1870.66
	13	Pedály přední	1.13	1139.27	0.00	1520.75
	14	Pedály zadní	1.13	3258.27	0.00	1590.75
Pohon	15	Motor	78.40	1530.42	0.00	1952.85
	16	Motorové lože	3.00	1891.27	0.00	1952.85
	17	Vrtule	6.00	1219.00	0.00	2000.00
	18	Kužel	1.00	1159.88	0.00	2000.00
Ostatní	19	Baterie	2.00	4725.78	0.00	2331.69
	20	Avionika přední	3.00	2410.05	0.00	2223.21
	21	Avionika zadní	3.00	3585.27	0.00	2351.11
	22	Sedačka přední	4.00	3235.36	0.00	1899.00
	23	Sedačka zadní	4.00	4185.36	0.00	1969.00
	24	Nátěr	3.00	3980.00	0.00	2141.68
	25	Vlečné zařízení	1.50	7699.79	0.00	1988.85

Tab 26: Souhrn hmotností a poloh těžišť jednotlivých částí letounu

Vizuální rozmístění jednotlivých hmot je zobrazeno na obrázku níže. Poloha souřadného systému byla zvolena tak, aby X i Z polohy všech těžišť nabývali kladných hodnot.

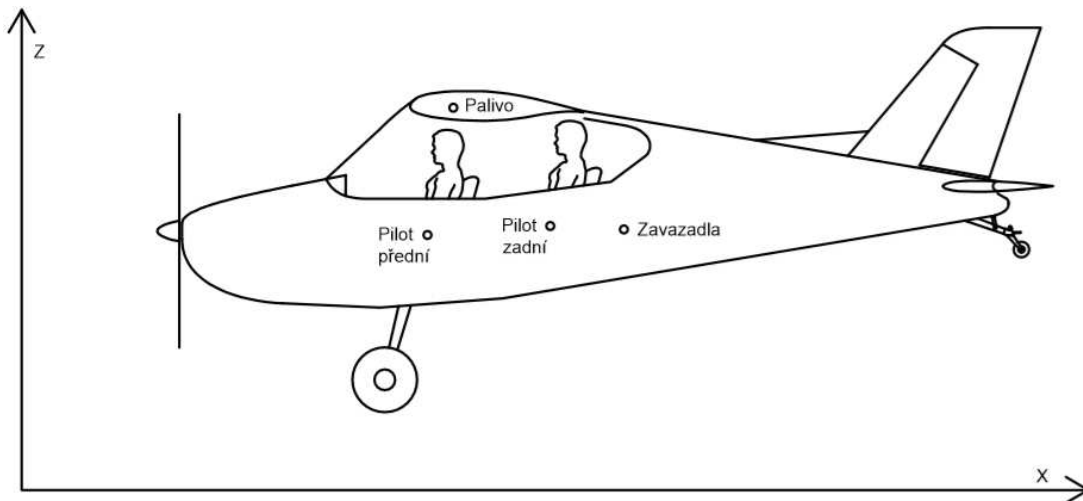


Obr 18: Polohy těžišť jednotlivých částí letounu

Polohy těžišť členů posádky jsou definovány koncepcí letounu. Poloha zavazadlového prostoru se nachází za sedačkou zadního pilota. Hlavní nádrže se nachází v křídlech, před hlavním nosníkem. Součástí palivového systému bývá také sběrná nádrž, do které je sváděno palivo z hlavních nádrží a poté směřováno k motoru. V této fázi návrhu však nebyla sběrná nádrž uvažována.

Položka	Hmotnost [kg]	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
Pilot přední	70-130	3140.12	0.00	1968.32
Pilot zadní	0-130	4090.12	0.00	2038.32
Palivo	0-79.31	3340.90	0.00	2951.24
Zavazadla	0-50	4661.03	0.00	2011.18

Tab 27: Souhrn hmotností a poloh těžišť těžišť proměnných položek



Obr 19: Polohy těžišť proměnných položek

9.10. Sestavení obálky centrází letounu

Hmotová obálka nebo také obálka centrází je jednou ze základních charakteristik každého letounu. Je uvedena v letové příručce a její dodržování je nutným předpokladem pro bezpečný provoz.

Nedodržení předepsaného rozmezí poloh těžiště může vést ke ztrátě podélné stability (těžiště příliš vzadu) nebo k nárůstu sil v řízení či dosažení nevyvažitelného stavu letu (těžiště příliš vepředu). Nedodržení hmotové obálky z hlediska maximální vzletové hmotnosti může vést k překročení maximálního zatížení a destrukci letounu.

Poloha těžiště letounu byla spočtena dle následujícího vztahu.

$$x_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i * x_{cg_i}}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (9.24)$$

$$y_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i * y_{cg_i}}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (9.25)$$

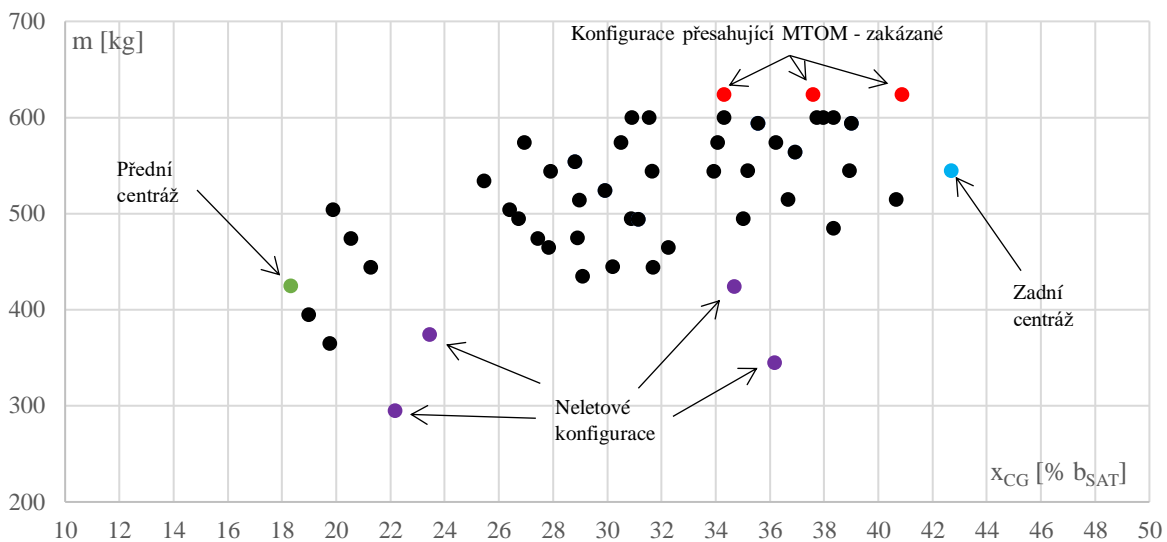
Kde m_i reprezentuje hmotnosti a x_{cg_i} respektive y_{cg_i} polohy těžišť jednotlivých položek dané hmotové konfigurace.

Následně byly x – polohy těžišť vyjádřeny relativně vůči počátku a délce střední aerodynamické tětiny křídla.

$$\bar{x}_{CG} = \frac{x_{CG} - x_{bSAT}}{b_{SATw}} \quad (9.26)$$

Kde hodnota x_{bSAT} reprezentuje x -polohu počátku střední aerodynamické tětiny křídla v souřadném systému.

Výsledné hodnoty všech konfigurací byly následně zobrazeny v grafu obálky centrází letounu.



Graf 13: Obálka centrází letounu

Výsledky výpočtů poloh těžišť všech řešených konfigurací jsou shrnuty příloze a). V následující tabulce jsou vypsané vybrané body obálky centráží.

	Konfigurace	m [kg]	X _{CG} [% b _{SAT}]
Vybrané hraniční body	PC, Pilot přední 130 kg, Bez zadního pilota, Bez paliva, Bez zavazadel	424.85	18.32
	ZC, Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 130 kg, Bez paliva, Zavazadla MAX	544.85	42.68
	MTOM, Pilot přední 130 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Zavazadla	600.00	30.90
	MTOM, Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 130 kg, Palivo, Zavazadla MAX	600.00	38.34
	m _{min} , Pilot přední 70 kg, Bez zadního pilota, Bez paliva, Bez zavazadel	364.85	19.75
	Pilot přední 130 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Bez zavazadel	504.16	19.88
Neletové konf.	Prázdný letoun	294.85	22.15
	Bez pilotů, Palivo MAX, Bez zavazadel	374.16	23.45
	Bez pilotů, Bez paliva, Zavazadla MAX	344.85	36.16
	Bez pilotů, Palivo MAX, Zavazadla MAX	424.16	34.68
Zakázané konf.	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 100 kg, Palivo MAX, Zavazadla MAX	624.16	37.57
	Pilot přední 130 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Zavazadla MAX	624.16	34.30
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 130 kg, Palivo MAX, Zavazadla MAX	624.16	40.85

Tab 28: Vybrané hmotové konfigurace a příslušné centráže

9.11. Zhodnocení hmotových výpočtů

Z výsledků výpočtů centráží je patrné, že letoun dosahuje díky svému tandemovému uspořádání a velkému rozsahu hmotností proměnných položek velkého rozsahu centráží. Hodnoty přední a zadní centráže odpovídají 18.32 %, respektive 42.68 % b_{SAT}. Z Tab 28 je však patrné, že krajní hodnoty centráží odpovídají nestandardním konfiguracím letounu.

Letoun dosahuje krajní přední centráže v konfiguraci s pouze předním pilotem, bez paliva a bez zavazadel. Pro posunutí přední centráže směrem dozadu je možné předepsat do letové příručky nutné dovážení v zavazadlovém prostoru či na místě druhého pilota, přičemž bude hmotnost dovážení závislá na hmotnosti předního pilota.

Krajní zadní centráž je naopak dosažena v konfiguraci s lehkým předním pilotem (70 kg), těžkým zadním pilotem (130 kg) bez paliva a s maximální hmotností zavazadel. Pro posunutí zadní centráže směrem dopředu je možné omezit maximální hmotnost zadního pilota, či snížit maximální hmotnost zavazadel v závislosti na hmotnosti zadního pilota.

Z Tab 28 je taktéž patrné překročení MTOM některých letových konfigurací, které se tak stávají automaticky zakázanými. V letové příručce musí být uvedeno, že maximální hmotnost zavazadel musí být upravena v závislosti na součtu hmotnosti posádky a paliva.

Pro výpočet aerodynamických parametrů letounu nebudou hodnoty přední a zadní centráže v této fázi nijak omezeny.

10. Aerodynamické charakteristiky letounu

V této kapitole je proveden výpočet základních aerodynamických charakteristik letounu, kterými jsou vztlakové čáry, momentové čáry a poláry. Výpočty jsou prováděny postupně dle následujícího schématu.

Profil → Křídlo → Křídlo s trupem → Letoun s pevným řízením → Vyvážený letoun

10.1. Vztlaková čára

Vztlak, tíha, tah motoru a odpor letounu jsou základními prvky, které na letoun působí v průběhu letu. Vztlaková síla působí vždy ve směru kolmém na směr nabíhajícího proudu vzduchu. Její velikost závisí na kombinaci následujících veličin.

- Plocha křídla
- Hustota vzduchu
- Rychlost nabíhajícího vzduchu
- Součinitel vztlaku

Vztlaková čára znázorňuje závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu. V tzv. běžném rozsahu úhlů náběhu (rozsah úhlů náběhu, při kterých letouny obvykle létají) je možné tuto závislost považovat za lineární, což značně usnadňuje výpočty. Při úhlech náběhu blízkých se kritickému úhlu náběhu není možné tvar vztlakové čáry analyticky určit. Na základě množství tunelových měření však lze tvar vztlakové čáry v oblastech maximálního součinitele vztlaku odhadnout. Přesnějších výsledků je možné dosáhnout pomocí CFD či tunelovým měřením dané části letounu či letounu jako celku.

10.1.1. Profil křídla

Čistý profil

Pro křídlo byl v kapitole 7 zvolen profil NASA/LANGLEY MS (1) – 0317. Jeho aerodynamické charakteristiky byly zjištěny z tunelových měření [24]. Následující tabulka shrnuje důležitá data vztlakové čáry profilu pro Reynoldsovo číslo 1.6 mil.

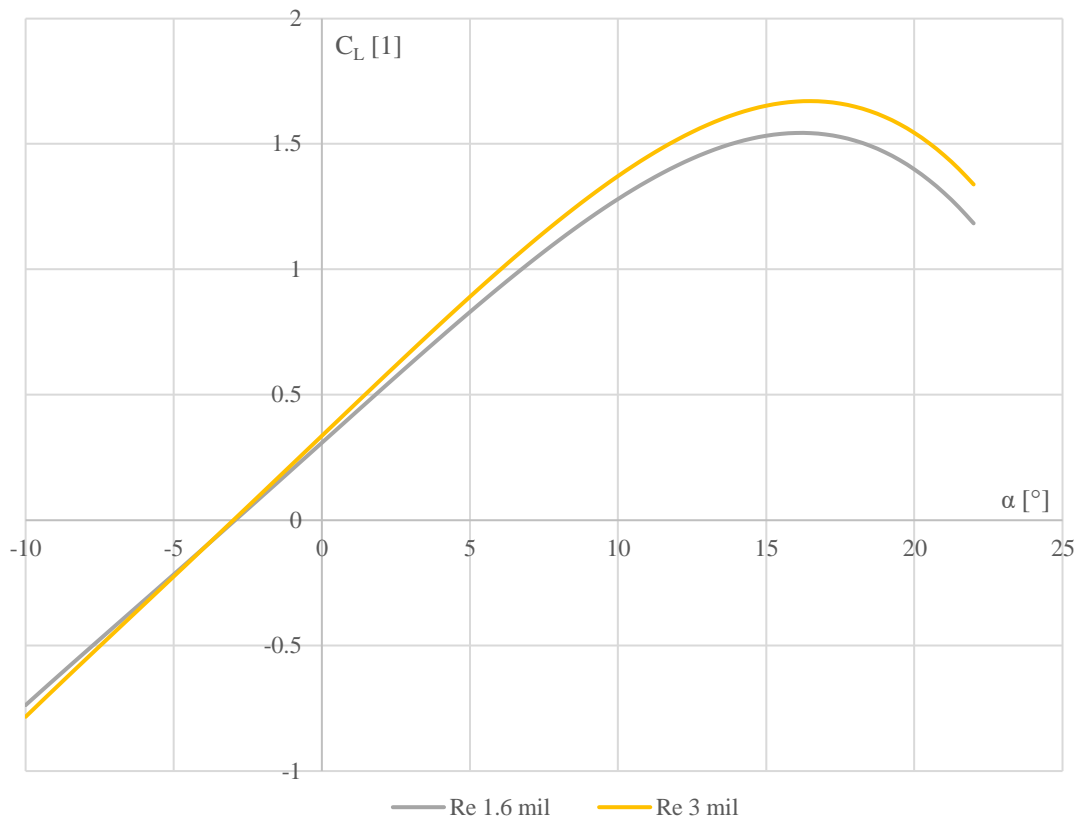
Stoupání vztlakové čáry	C_l^α	6.016	[1/rad]
Úhel nulového vztlaku	α_0	-2.94	[°]
Maximální součinitel vztlaku	$C_{l_{max}}$	1.55	[1]
Kritický úhel náběhu	α_{krit}	16.00	[°]

Tab 29: Vztlaková čára profilu MS (1) 0317, Re 1.6 mil. - shrnující data

Aerodynamické charakteristiky leteckých profilů jsou ve značné míře ovlivněny hodnotou Reynoldsova čísla. Obecně lze říci, že s rostoucím Reynoldsovým číslem se vlastnosti obtékání zlepšují (hodnota maximálního součinitele vztlaku roste, minimální

součinitel odporu naopak klesá). Hodnota Reynoldsova čísla je přímo úměrná rychlosti nabíhajícího proudu. Je tedy zřejmé, že aerodynamické vlastnosti letounu při letu různými rychlostmi budou odlišné.

Následující graf zobrazuje vztakovou čáru profilu křídla pro Reynoldsova čísla 1.6 a 3 mil., což jsou hodnoty odpovídající rychlostem letu 64 a 115 km/h.



Graf 14: Vztaková čára profilu MS (1) 0317 - vliv Re

Vstupem pro následující výpočty bude kvůli zjednodušení pouze vztaková čára profilu odpovídající Reynoldsovu číslu 1.6 mil.

Profil s vychýlenou klapkou

Vztaková mechanizace je tvořena Fowlerovou klapkou s relativní hloubkou 30 % hloubky profilu křídla. Postup výpočtu vztakových čar profilu s vychýlenou klapkou byl proveden dle [25]. Výpočty byly provedeny pro výchylky +10°, +20°, +30°, +40°. Příklad výpočtu odpovídá výchylce +30°.

Nejprve byl určen přírůstek součinitele vzlaku při nulovém úhlu náběhu.

$$\Delta C_{l_{fl}} = C_l^\alpha * \alpha_\delta * \frac{c'}{c} * \delta_{fl} \tag{10.1}$$

$$\Delta C_{l_{fl}} = 6.016 * 0.5 * \frac{1.14}{1} * \frac{30}{180/\pi} = 1.795 [1]$$

Kde δ_{fl} je výchylka klapky, C_l^α je stoupání vztlakové čáry profilu, α_δ je faktor zahrnující vztlakovou efektivitu klapky při dané výchylce a $\frac{c'}{c}$ značí poměr hloubky holého profilu a profilu s vychýlenou klapkou. Faktor α_δ byl odečteny z figure 8.17 v [25].

V následujícím kroku byl vypočten přírůstek maximálního součinitele vztlaku.

$$\Delta C_{l_{max_{fl}}} = k_1 * k_2 * k_3 * (\Delta C_{l_{max}})_{base} \quad (10.2)$$

$$\Delta C_{l_{max_{fl}}} = 1.2 * 0.94 * 0.84 * 1.77 = 1.677$$

Kde konstanty k_1 , k_2 , k_3 a $(\Delta C_{l_{max}})_{base}$ popisují vlivy typu klapky, velikosti výchylky klapky, relativní hloubky klapky a relativní tloušťky profilu. Byly určeny z figure 8.31, 8.32, 8.33 a 8.34 v [25].

Maximální součinitel vztlaku profilu s vychýlenou klapkou byl určen sečtením maximálního součinitele vztlaku čistého profilu a jeho přírůstku vlivem vychýlení klapky.

$$C_{l_{max_{fl}}} = 1.55 + 1.677 = 3.227 [1]$$

Dále byla určena směrnice stoupání vztlakové čáry profilu s vychýlenou klapkou.

$$C_{l_{fl}}^\alpha = C_l^\alpha * \frac{c'}{c} = 6.016 * \frac{1.14}{1} = 6.858 [1/rad] \quad (10.3)$$

Kritický úhel náběhu byl určen dle následujícího vztahu.

$$\alpha_{krit_{fl}} = \frac{C_{l_{max}} - C_{l_{\alpha=0_{fl}}}}{C_{l_{fl}}^\alpha} + \Delta\alpha_{krit} \quad (10.4)$$

$$\alpha_{krit_{fl}} = \frac{3.227 - 2.104}{\frac{6.858}{180/\pi}} + 2 = 11.39 [^\circ]$$

Kde $C_{l_{\alpha=0_{fl}}}$ značí součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu profilu s vychýlenou klapkou a $\Delta\alpha_{krit}$ je posun kritického úhlu náběhu oproti hodnotě, která by odpovídala lineární vztlakové čáře. $\Delta\alpha_{krit}$ byl volen z doporučeného rozsahu 1-3°.

Dále byl určen úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku profilu s klapkou.

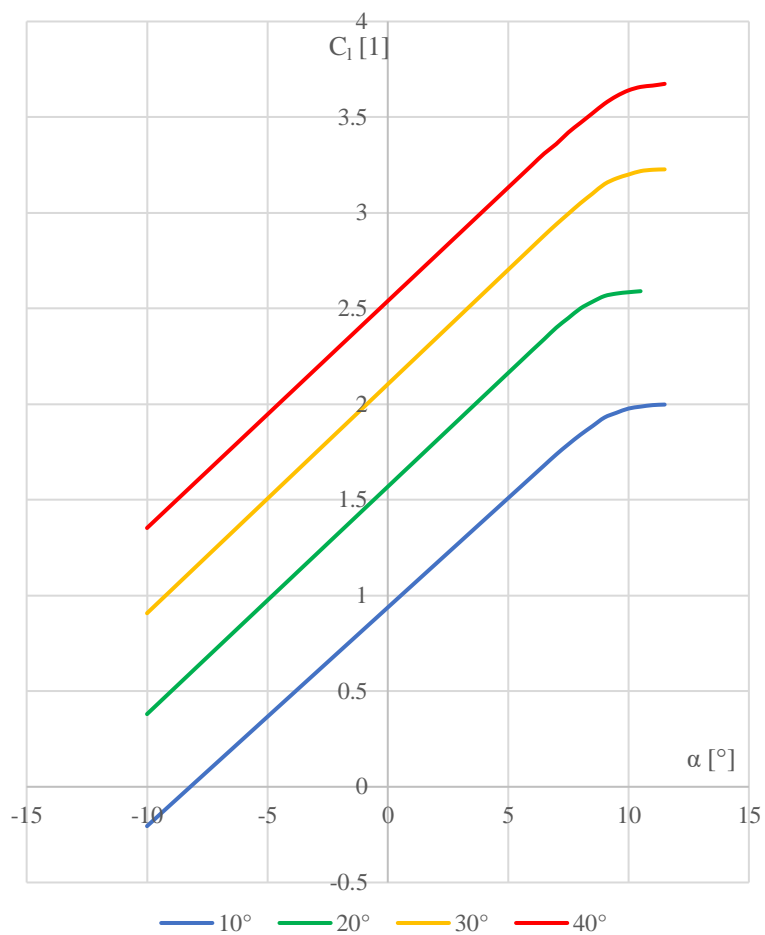
$$\alpha_{0_{fl}} = -\frac{(C_l)_{\alpha=0}}{C_{l_{fl}}^\alpha} = -\frac{2.104}{\frac{6.858}{180/\pi}} = -17.58 [^\circ] \quad (10.5)$$

Tabulka níže shrnuje důležitá data vypočtených vztlakových čar.

Výchylka klapky	10	20	30	40	[°]
Stoupání vztlakové čáry	6.55	6.81	6.86	6.80	1/rad
Úhel nulového vztlaku	-8.20	-13.20	-17.58	-21.40	[°]
Maximální součinitel vztlaku	2.00	2.59	3.23	3.67	[1]
Kritický úhel náběhu	11.28	10.60	11.39	11.57	[°]

Tab 30: *Vztlakové čáry profilu s vychýlenou vztlakovou mechanizací – shrnující data*

Níže jsou vykresleny výsledné podoby vztlakových čar profilu s výchylkou klapky.



Graf 15: *Vztlakové čáry profilu, vliv výchylky vztlakové mechanizace*

10.1.2. Křídlo

Vztlaková čára křídla byla určena dle metodiky [25].

Čisté křídlo

Nejprve byla stanovena směrnice stoupání vztlakové čáry křídla.

$$C_{L_w}^\alpha = \frac{2 * \pi * A_w}{2 + \left(\frac{A_w^2 * \beta^2}{k^2} * \left(1 + \frac{\tan(\Lambda_{1/2_w})}{\beta^2} \right) + 4 \right)^{0.5}} \quad (10.6)$$

$$C_{L_w}^\alpha = \frac{2 * \pi * 6.46}{2 + \left(\frac{6.46^2 * 0.9985^2}{0.9575^2} * \left(1 + \frac{\tan(0)}{0.9985^2} \right) + 4 \right)^{0.5}} = 4.496 [1/rad]$$

Konstanty β a k zahrnují vliv Machova čísla. Hodnota Machova čísla byla stanovena pro minimální rychlost letounu.

$$\beta = (1 - M^2)^{0.5} = (1 - 0.0538^2)^{0.5} = 0.9985 [1] \quad (10.7)$$

$$k = \frac{C_l^\alpha}{2 * \pi} = \frac{6.02}{2 * \pi} = 0.9575 [1] \quad (10.8)$$

Úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku křídla je považován za shodný s úhlem náběhu při nulovém součiniteli vztlaku profilu. Toto zjednodušení může být použito pouze v případě nekrouceného křídla.

$$\alpha_{0_w} = \alpha_0 = -2.94 [^\circ]$$

Dále byl vypočítán součinitel vztlaku křídla při nulovém úhlu náběhu.

$$C_{L_{\alpha=0_w}} = (-1) * (C_{L_w}^\alpha * \alpha_{0_w}) = (-1) * 4.496 * \frac{-2.94}{180/\pi} = 0.2307 [1] \quad (10.9)$$

Pro výpočet maximálního součinitele vztlaku byla použita Schrenkova metoda. Základní postup této metody byl převzat z [30].

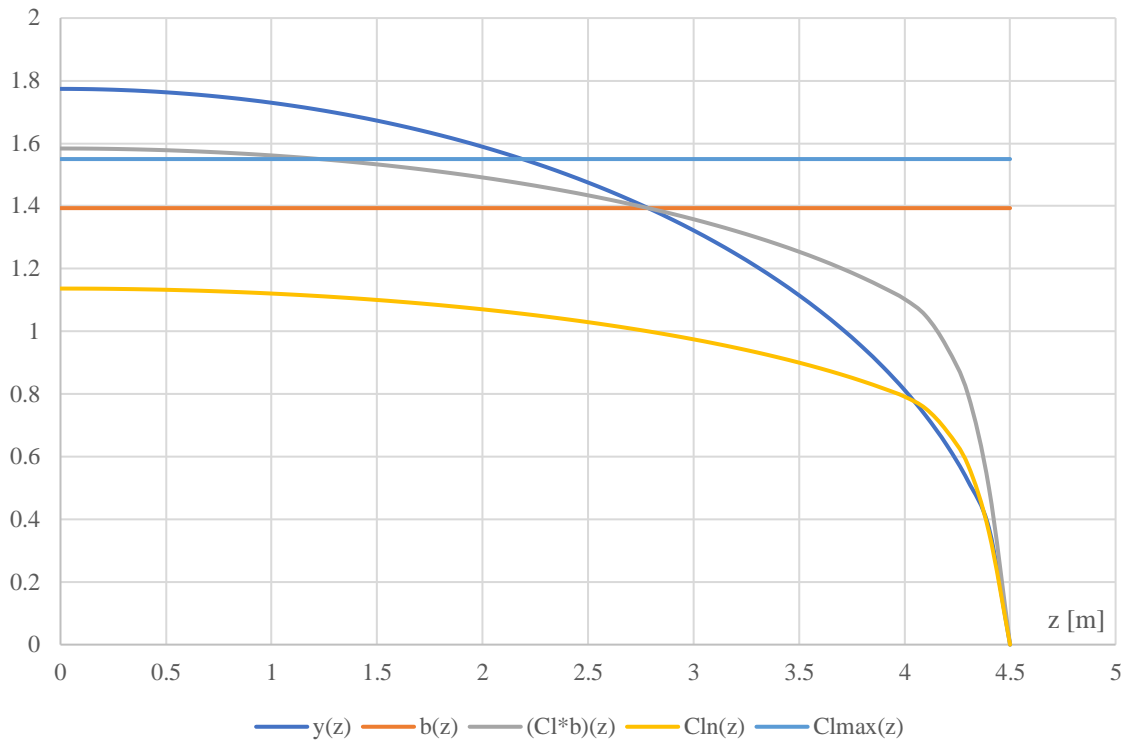
- Vykreslení hloubky křídla $b(z)$
- Vykreslení stejnoploché čtvrt-elipsy $y(z)$
- Průměr hodnot $b(z)$ a $y(z)$ udává hodnotu $(C_l * b)(z) = 1$. Ke konci křídla je nutné tuto závislost aproximovat do nuly.

- Vydělení $(C_L * b)(z)/b(z)$ udává rozložení $C_{ln}(z)$, což je tzv. „normální rozložení součinitele vztlaku“ po rozpětí křídla.
- Vykreslení maximální profilové hodnoty součinitele vztlaku $C_{l_{max}}(z)$

Maximálního součinitele vztlaku dosáhne křídlo v situaci, kdy dojde v kterémkoli místě po rozpětí křídla k dosažení maximální profilové hodnoty součinitele vztlaku. Hodnotu maximálního součinitele vztlaku lze vypočítat dle následujícího vztahu.

$$C_{L_{max_w}} = \min\left(\frac{C_{l_{max}}(z)}{C_{ln}(z)}\right) = \left(\frac{1.55}{1.1366}\right) = 1.3637 [1] \quad (10.10)$$

Grafická podoba Schrenkovy metody je zobrazena v grafu níže.



Graf 16: Schrenkova metoda

Následně byl určen kritický úhel náběhu křídla.

$$\alpha_{krit_w} = \frac{C_{L_{max_w}} - C_{L_{\alpha=0_w}}}{C_{L_w}^\alpha} + \Delta\alpha_{krit} \quad (10.11)$$

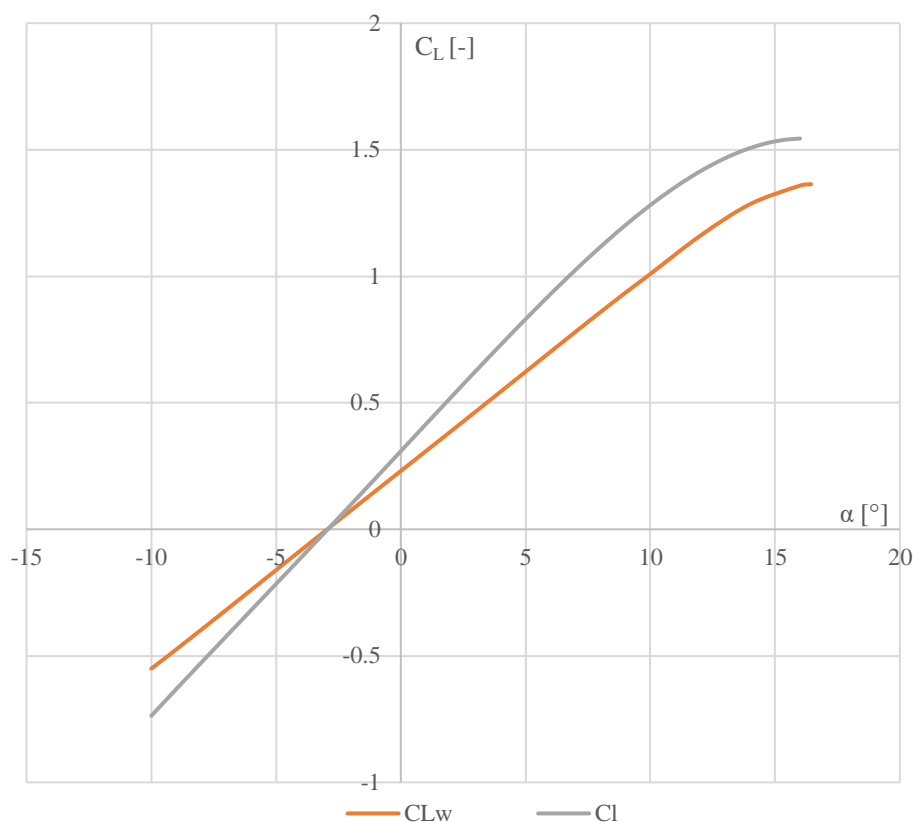
$$\alpha_{krit_w} = \frac{1.3637 - 0.2307}{\frac{4.496}{180/\pi}} + 2 = 16.43 [^\circ]$$

Tabulka níže shrnuje důležitá data vztlakové čáry čistého křídla.

Stoupání vztlakové čáry	4.496	[1/rad]
Úhel nulového vztlaku	-2.94	[°]
Maximální součinitel vztlaku	1.3637	[1]
Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu	0.2307	[1]
Kritický úhel náběhu	16.43	[°]

Tab 31: Vztlaková čára křídla - shrnující data

Následující graf zobrazuje grafickou podobu vztlakové čáry čistého křídla a pro porovnání také vztlakovou čáru čistého profilu.



Graf 17: Vztlaková čára křídla a profilu

Křídlo s klapkou

Jak již bylo zmíněno dříve, vztlaková mechanizace je tvořena Fowlerovou klapkou s relativní hloubkou 30 % hloubky křídla. Za účelem dosažení co nejvyššího maximálního součinitele vztlaku byla klapka navržena s poměrně velkým relativním rozpětím 60 % rozpětí křídla.

V následujících krocích byl proveden výpočet důležitých parametrů vztlakové čáry křídla s vychýlenou klapkou. Dosažené hodnoty odpovídají vychylce 30°. Metodika výpočtu byla čerpána z [25].

Směrnice stoupání vztlakové čáry křídla s vychýlenou klapkou byla vypočtena dle následujícího vztahu.

$$C_{L_{w_{fl}}}^{\alpha} = C_{L_w}^{\alpha} * \left[1 + \left(\frac{c'}{c} - 1 \right) * \frac{S_{w_{fl}}}{S_w} \right] \quad (10.12)$$

$$C_{L_{w_{fl}}}^{\alpha} = 4.496 * \left[1 + \left(\frac{1.14}{1} - 1 \right) * 0.6 \right] = 4.873 [1/rad]$$

Kde $\frac{S_{w_{fl}}}{S_w}$ udává poměr plochy křídla ovlivněné klapkou vůči celkové ploše křídla. V případě obdélníkového křídla odpovídá hodnotě relativního rozpětí klapky. Dále byl stanoven přírůstek součinitele vztlaku při nulovém úhlu náběhu.

$$\Delta C_{L_{w_{fl}}} = K_b * \Delta C_{l_{fl}} * \left(\frac{C_{L_w}^{\alpha}}{C_l^{\alpha}} \right) * \left(\frac{(\alpha_{\delta})_{cl}}{(\alpha_{\delta})_{cl}} \right) \quad (10.13)$$

$$\Delta C_{L_{w_{fl}}} = 0.7 * 1.79 * \left(\frac{4.496}{6.016} \right) * 1.06 = 0.995 [1]$$

Kde K_b je faktor zohledňující polohu klapky po rozpětí křídla a $\frac{(\alpha_{\delta})_{cl}}{(\alpha_{\delta})_{cl}}$ reprezentuje poměr mezi 3-D a 2-D efektivitou klapky. Tyto konstanty byly odečteny z figure 8.5, 8.53 v [25].

Součinitel vztlaku křídla s vychýlenou klapkou při nulovém úhlu náběhu byl určen sečtením hodnoty čistého křídla a přírůstku od vychýlení klapky.

$$C_{L_{\alpha=0_{w_{fl}}}} = C_{L_{\alpha=0_w}} + \Delta C_{L_{w_{fl}}} = 0.2307 + 0.995 = 1.226 [1] \quad (10.14)$$

V dalším kroku byl vypočítán přírůstek maximálního součinitele vztlaku křídla s vychýlenou klapkou.

$$\Delta C_{L_{max_{w_{fl}}}} = K_{\Lambda} * \Delta C_{l_{max_{fl}}} * \frac{S_{w_{fl}}}{S_w} \quad (10.15)$$

$$\Delta C_{L_{max_{w_{fl}}}} = 0.92 * 1.677 * 0.6 = 0.9257 [1]$$

Kde faktor K_{Λ} reprezentuje vliv úhlu šípů a byl odečten z figure 8.55 v [25].

Maximální součinitel vztlaku křídla s vychýlenou klapkou byl určen sečtením hodnoty čistého křídla a přírůstku od vychýlení klapky.

$$C_{L_{max_{w_{fl}}}} = C_{L_{max_w}} + \Delta C_{L_{max_{w_{fl}}}} = 1.3637 + 0.9257 = 2.289 [1] \quad (10.16)$$

Kritický úhel náběhu byl určen stejně jako v kapitole 10.1.1.

$$\alpha_{krit_{wfl}} = \frac{C_{L_{max_{wfl}}} - C_{L_{\alpha=0_{wfl}}}}{C_{L_{wfl}}^{\alpha}} + \Delta\alpha_{krit} = \frac{2.289 - 1.226}{\frac{4.873}{180/\pi}} + 2 = 14.5 \text{ [}^{\circ}\text{]} \quad (10.17)$$

Úhel nulového vztaku křídla s vychýlenou klapkou.

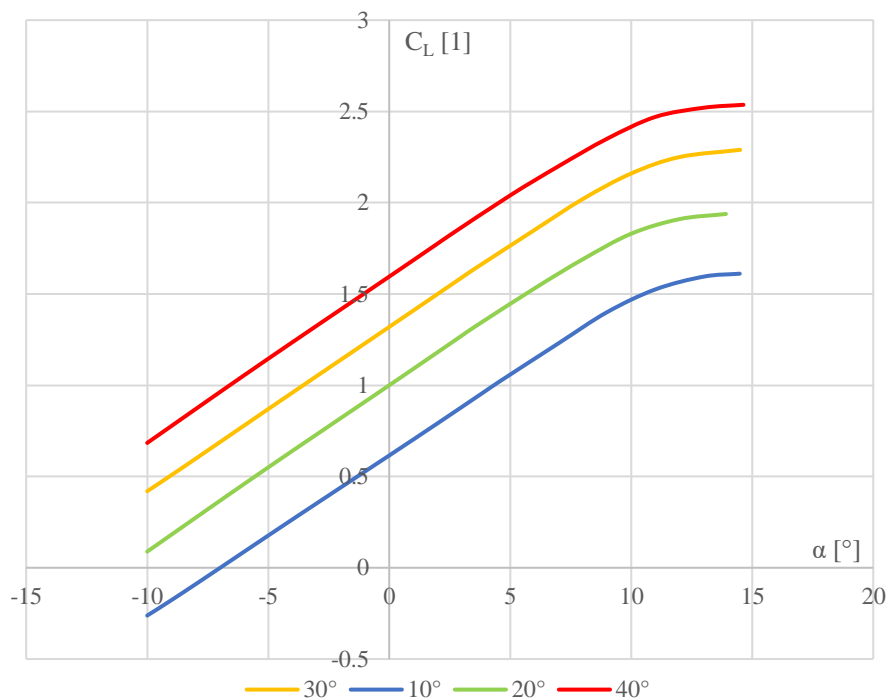
$$\alpha_{0_{wfl}} = -\frac{C_{L_{\alpha=0_{wfl}}}}{C_{L_{wfl}}^{\alpha}} = -\frac{1.226}{\frac{4.873}{180/\pi}} = -14.42 \text{ [}^{\circ}\text{]} \quad (10.18)$$

Následující tabulka shrnuje důležitá data vztakových čar křídla s vychýlenou klapkou.

Výchylka klapky	10	20	30	40	[°]
Stoupání vztakové čáry	4.73	4.85	4.87	4.85	[1/rad]
Úhel nulového vztaku	-7.01	-10.97	-14.42	-17.35	[°]
Maximální součinitel vztaku	1.61	1.94	2.29	2.54	[1]
Kritický úhel náběhu	14.48	13.91	14.5	14.64	[°]

Tab 32: Vztaková čára křídla s vychýlenou vztakovou mechanizací - shrnující data

Níže jsou zobrazeny grafy výsledných vztakových čar křídla s vychýlenou klapkou.



Graf 18: Vztakové čáry křídla, vliv výchylky vztakové mechanizace

10.1.3. Křídlo s trupem

Následující výpočty odpovídají metodice [25]. Nejprve bylo určeno stoupání vztlakové čára křídla s trupem.

$$C_{L_{wf}}^{\alpha} = C_{L_w}^{\alpha} * K_{wf} = 4.496 * 0.9989 = 4.491 [1/rad] \quad (10.19)$$

$$\begin{aligned} K_{wf} &= 1 + 0.25 * \left(\frac{d_f}{l_w} - \left(\frac{d_f}{l_w} \right)^2 \right) = 1 + 0.25 * \left(\frac{1.184}{9} - \left(\frac{1.184}{9} \right)^2 \right) \\ &= 0.9989 [1] \end{aligned} \quad (10.20)$$

$$d_f = \sqrt{\frac{4 * S_{f_{max}}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 * 1.101}{\pi}} = 1.1839 [m] \quad (10.21)$$

Kde K_{wf} je faktor zohledňující vliv trupu na stoupání vztlakové čáry, d_f značí ekvivalentní průměr trupu a $S_{f_{max}}$ reprezentuje maximální plochu průřezu trupu.

Oproti vztlakové čáře křídla je nutné v případě vztlakové čáry křídla s trupem uvažovat úhel nastavení křídla vůči podélné ose trupu. Právě k této ose budou hodnoty úhlu náběhu v dalších výpočtech vztahovány. Hodnota úhlu nastavení křídla je určena v podkapitole 10.2.5.

$$i_w = 0.9^{\circ}$$

Maximální součinitel křídla s trupem se oproti maximálnímu součiniteli křídla nemění.

$$C_{L_{max_{wf}}} = C_{L_{max_w}} = 1.3637 [1]$$

Dále byl určen úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku křídla s trupem, součinitel vztlaku křídla s trupem při nulovém úhlu náběhu a kritický úhel náběhu křídla s trupem.

$$\alpha_{0_{wf}} = \alpha_{0_w} - i_w = -2.94 - 0.9 = -3.84 [^{\circ}] \quad (10.22)$$

$$C_{L_{\alpha=0_{wf}}} = -\alpha_{0_{wf}} * C_{L_{wf}}^{\alpha} = 3.84 * \frac{4.491}{180/\pi} = 0.301 [1] \quad (10.23)$$

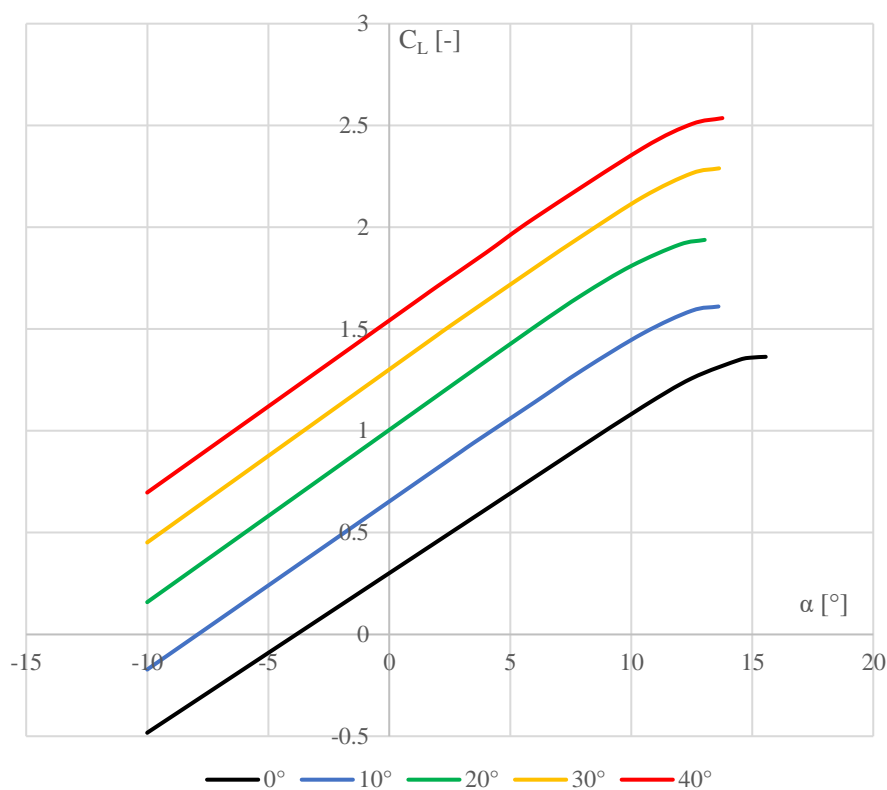
$$\alpha_{krit_{wf}} = \frac{C_{L_{max_{wf}}} - C_{L_{\alpha=0_{wf}}}}{C_{L_{wf}}^{\alpha}} + \Delta\alpha_{krit} = \frac{1.3637 - 0.301}{\frac{4.491}{180/\pi}} + 2 = 15.56 [^{\circ}] \quad (10.24)$$

Obdobným způsobem byly určeny parametry vztlakových čar křídla s trupem a vychýlenou klapkou. Výsledky jsou shrnuty v následující tabulce.

Výchylka klapky	0	10	20	30	40	[°]
Stoupání vztlakové čary	4.49	4.73	4.85	4.87	4.84	[1/rad]
Úhel nulového vztlaku	-3.84	-7.91	-11.87	-15.32	-18.25	[°]
Maximální součinitel vztlaku	1.36	1.61	1.94	2.29	2.54	[1]
Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu	0.301	0.65	1.00	1.30	1.54	[1]
Kritický úhel náběhu	15.56	13.60	13.04	13.63	13.77	[°]

Tab 33: Vztlaková čára křídla s trupem, vliv výchylky vztlakové mechanizace - shrnující data

Následně byly vztlakové čary křídla s trupem vykresleny do grafu.



Graf 19: Vztlakové čary křídla s trupem, vliv výchylky vztlakové mechanizace

10.1.4. Vodorovná ocasní plocha

Důležitým parametrem pro výpočet aerodynamických vlastností letounu je směrnice stoupání vztlakové čary VOP. Byla určena stejným postupem jako pro křídlo v kapitole 10.1.2.

$$C_{LH}^{\alpha} = \frac{2 * \pi * A_H}{2 + \left(\frac{A_H^2 * \beta^2}{k^2} * \left(1 + \frac{\tan(\Lambda_{1/2w})}{\beta^2} \right) + 4 \right)^{0.5}} \quad (10.25)$$

$$C_{L_H}^\alpha = \frac{2 * \pi * 3.295}{2 + \left(\frac{3.295^2 * 0.9985^2}{0.9995^2} * \left(1 + \frac{\tan(0)}{0.9985^2} \right) + 4 \right)^{0.5}} = 3.536 [1/rad]$$

Dalším podstatným parametrem je gradient zešíkmení nabíhajícího proudu v oblasti VOP. V prvním případě byl výpočet proveden dle [25].

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4.44 * [(k_\lambda * k_\eta * k_h) * (\cos(\chi_H))^{0.5}]^{1.19} \quad (10.26)$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4.44 * [(0.1146 * 1 * 0.9823) * (\cos(0))^{0.5}]^{1.19} = 0.3299 [1]$$

Kde konstanty k_λ , k_η , k_h zohledňují vliv štíhlosti křídla, zúžení křídla a vertikální polohu VOP vůči křídlu. Odečteny byly z figure 8.65 v [25].

V druhém případě byl výpočet proveden dle [26].

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 1.75 * \frac{C_{L_w}^\alpha}{\pi * A_w * \left(\frac{2 * L_H}{l_w} * \eta_w \right)^{0.25} * \left(1 + \left| \frac{2 * h_H}{l_w} \right| \right)} \quad (10.27)$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 1.75 * \frac{4.496}{\pi * 6.46 * \left(\frac{2 * 4}{9} * 1 \right)^{0.25} * \left(1 + \left| \frac{2 * 0.312}{9} \right| \right)} = 0.3734 [1]$$

Kde h_H je vertikální vzdálenost Aerodynamického středu VOP od čáry nulového vztlaku křídla.

Finální hodnota $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ byla určena zprůměrováním výsledků metod [25] a [26].

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{0.3299 + 0.3734}{2} = 0.3517 [1]$$

Následně byla dle metodiky [25] určena hodnota zbrzdění proudu vzduchu v oblasti VOP.

$$k_H = 1 - \frac{2.42 * \sqrt{C_{D0_w}}}{\frac{L_H}{b_{SAT_w}} + 0.3} = 1 - \frac{2.42 * \sqrt{0.0092}}{\frac{4}{1.3933} + 0.3} = 0.9268 \quad (10.28)$$

Kde C_{D0_w} odpovídá hodnotě součinitele odporu křídla při nulovém vztlaku. Tato hodnota byla vypočtena v kapitole 10.3.1.

Dále byl určen srázový úhel v oblasti VOP při nulovém součiniteli vztlaku křídla s trupem.

$$\varepsilon_{0H} = -\alpha_{0_{wf}} * \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 3.84 * 0.3517 = 1.35 [^\circ] \quad (10.29)$$

10.1.5. Letoun s pevným řízením

Letounem s pevným řízením je konfigurace s neměnnou výchylkou výškového kormidla při všech úhlech náběhu. Při výpočtu aerodynamických charakteristik letounu s pevným řízením je uvažována výchylka výškového kormidla rovna nule. Docílení ustáleného letu s nulovou výchylkou výškového kormidla je v praxi možné pouze pro konkrétní kombinaci rychlosti letu (součinitele vztlaku) a centráže.

Základním vstupem pro vztlakovou čáru letounu s pevným řízením je vztlaková čára křídla s trupem, k níž je připočten vliv VOP. Následující výpočty odpovídají metodice [25].

Nejprve byla určena směrnice stoupání vztlakové čáry letounu s pevným řízením.

$$C_{L_{fc}}^\alpha = C_{L_{wf}}^\alpha + C_{L_H}^\alpha * k_H * \bar{S}_H * \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (10.30)$$

$$C_{L_{fc}}^\alpha = 4.491 + 3.538 * 0.9268 * 0.1898 * (1 - 0.3517) = 4.895 [1/rad]$$

Kde \bar{S}_H značí poměr mezi plochou VOP a křídla. Dále byl určen součinitel vztlaku letounu s pevným řízením při nulovém úhlu náběhu.

$$C_{L_{\alpha=0_{fc}}} = C_{L_{\alpha=0_{wf}}} + C_{L_H}^\alpha * k_H * \bar{S}_H * (i_H - \varepsilon_{0H}) \quad (10.31)$$

$$C_{L_{\alpha=0_{fc}}} = 0.301 + \frac{3.538}{180/\pi} * 0.9268 * 0.1898 * (0.1 - 1.35) = 0.2874 [1]$$

Kde i_H značí úhel nastavení VOP vůči podélné ose trupu. Volba hodnoty i_H je okomentována v podkapitole 10.2.5.

Kritický úhel náběhu letounu s pevným řízením je stejný jako kritický úhel náběhu křídla s trupem.

$$\alpha_{krit_{fc}} = \alpha_{krit_{wf}} = 15.56 [^\circ]$$

Maximální součinitel vztlaku letounu s pevným řízením.

$$C_{L_{max_{fc}}} = C_{L_{max_{wf}}} + C_{L_H}^\alpha * \bar{S}_H * \left[\alpha_{krit_{fc}} * \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} - \varepsilon_{0H}\right) + i_H \right] \quad (10.32)$$

$$C_{L_{max_{fc}}} = 1.3637 + 3.538 * 0.1898 * \left[\frac{15.56}{180} * \left(1 - 0.3517 - \frac{1.35}{180} \right) + \frac{0.1}{180} \right]$$

$$C_{L_{max_{fc}}} = 1.4787 [1]$$

Úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku letounu s pevným řízením.

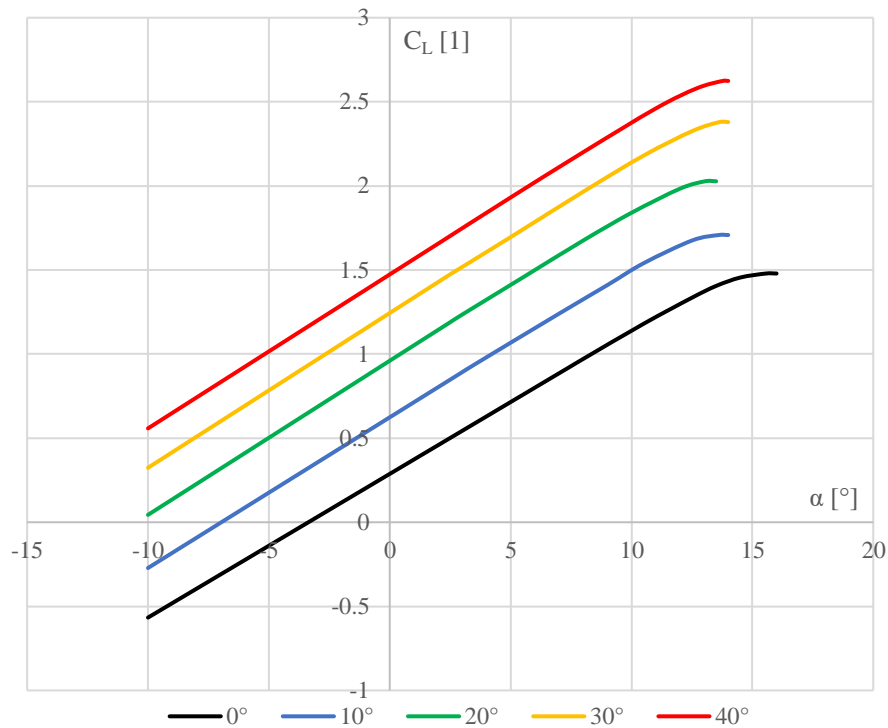
$$\alpha_{0_{fc}} = -\frac{C_{L_{\alpha=0_{fc}}}}{C_{L_{fc}}^{\alpha}} = -\frac{0.2874}{\frac{4.895}{180/\pi}} = -3.365 [^{\circ}] \quad (10.33)$$

Obdobně byly určeny i parametry vztlakových čar letounu s pevným řízením v konfiguracích s vychýlenou klapkou. Veškerá data jsou shrnuta v následující tabulce.

Výchylka klapky	0	10	20	30	40	[°]
Stoupání vztlakové čáry	4.89	5.13	5.25	5.27	5.24	[1/rad]
Úhel nulového vztlaku	-3.36	-6.96	-10.48	-13.52	-16.10	[°]
Maximální součinitel vztlaku	1.48	1.71	2.03	2.38	2.62	[1]
Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu	0.29	0.62	0.96	1.24	1.47	[1]
Kritický úhel náběhu	15.56	13.60	13.04	13.63	13.77	[°]

Tab 34: Vztlaková čára letounu s pevným řízením, vliv výchylky vztlakové mechanizace - shrnující data

Následně byly vztlakové čáry letounu s pevným řízením vykresleny do grafu.



Graf 20: Vztlaková čára letounu s pevným řízením, vliv výchylky vztlakové mechanizace

10.1.6. Vyvážený letoun

Vztlková čára vyváženého letounu je důležitý parametr při výpočtu výkonů letounu, zejména pak jeho pádové rychlosti. Její podoba zásadně závisí na poloze centráže a s ní související velikostí vyvažovacích sil VOP.

Pro výpočet vyvážené vztlkové čáry letounu je nutné určit vybrané polohy centráže, pro které bude výpočet realizován. Byly zvoleny polohy přední centráže, zadní centráže a střední centráže. Poloha střední centráže byla určena zprůměrováním všech hodnot v tabulce přílohy a).

- Přední centráž: PC = 18.32 %
- Střední centráž: SC = 31.57 %
- Zadní centráž: ZC = 42.68 %

Výpočet parametrů probíhal dle metodiky [26]. Dosazené hodnoty odpovídají letounu v konfiguraci bez klapek a při střední centráži.

Nejprve byla určena směrnice stoupání vztlkové čáry vyváženého letounu.

$$C_{L_b}^\alpha = C_{L_{wf}}^\alpha * \left(1 + \frac{(x_{cg} - x_{AC_{wf}}) * b_{SAT_w}}{L_{Hcg}} \right) \quad (10.34)$$

$$C_{L_b}^\alpha = 4.491 * \left(1 + \frac{(0.3157 - 0.2191) * 1.3933}{3.908} \right) = 4.646 [1/rad]$$

Kde L_{Hcg} odpovídá vzdálenosti aerodynamického středu VOP a těžiště letounu. Hodnota $x_{AC_{wf}}$ reprezentuje polohu aerodynamického středu křídla s trupem. Byla stanovena v kapitole 10.2.1.

Dále byl určen součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu.

$$C_{L_{\alpha=0_b}} = C_{L_{\alpha=0_{wf}}} * \left(1 + \frac{(x_{cg} - x_{AC_{wf}}) * b_{SAT_w}}{L_{Hcg}} \right) + \frac{b_{SAT_w}}{L_{Hcg}} * C_{M0_{wf}} \quad (10.35)$$

$$C_{L_{\alpha=0_b}} = 0.301 * \left(1 + \frac{(0.3157 - 0.2191) * 1.3933}{3.908} \right) + \frac{1.3933}{3.908} * (-0.078)$$

$$C_{L_{\alpha=0_b}} = 0.2835 [1]$$

Kde $C_{M0_{wf}}$ je hodnota součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku křídla s trupem. Byla stanovena v kapitole 10.2.4.

Maximální součinitel vztlaku vyváženého letounu.

$$C_{Lmax_b} = C_{L_b}^\alpha * \left(\frac{C_{Lmax_{wf}} - C_{L\alpha=0_{wf}}}{C_{L_{wf}}^\alpha} \right) + C_{L\alpha=0_b} \quad (10.36)$$

$$C_{Lmax_b} = 4.646 * \left(\frac{1.3637 - 0.301}{4.491} \right) + 0.2835 = 1.3827$$

Hodnota kritického úhlu náběhu vyváženého letounu je stejná jako pro křídlo s trupem či letoun s pevným řízením. Jedná se totiž o úhel, při kterém dojde k odtržení proudění na křídle. Jelikož se jedná o charakteristiku křídla jako takového, není hodnota kritického úhlu náběh závislá na poloze centráže.

Dále byl stanoven úhel náběhu vyváženého letounu při nulovém součiniteli vztlaku. Postup byl stejný jako v případě letounu s pevným řízením či křídla s trupem.

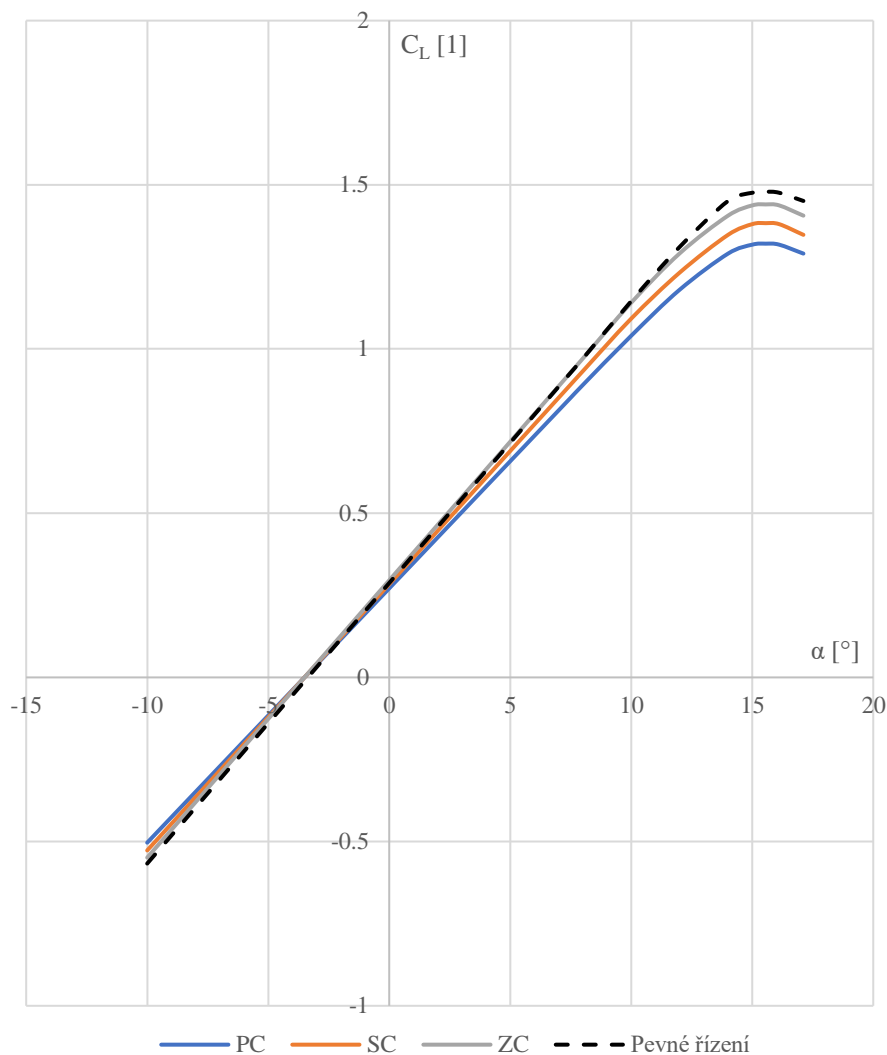
$$\alpha_{0_b} = -\frac{C_{L\alpha=0_b}}{C_{L_b}^\alpha} = -\frac{0.2835}{\frac{4.646}{180/\pi}} = -3.496 [^\circ] \quad (10.37)$$

Výsledky pro přední a zadní centráž probíhaly analogicky. Stejně tak pro konfigurace s vysunutými klapkami. Výsledné hodnoty jsou shrnuty v následující tabulce.

	CG	Výchylka					[°]
		0	10	20	30	40	
Stoupání vztlakové čáry	PC	4.44	4.67	4.79	4.81	4.78	[1/rad]
	SC	4.65	4.89	5.01	5.04	5.01	
	ZC	4.84	5.09	5.22	5.24	5.21	
Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu	PC	0.27	0.58	0.88	1.13	1.34	[1]
	SC	0.28	0.60	0.92	1.19	1.41	
	ZC	0.30	0.63	0.96	1.24	1.46	
Maximální součinitel vztlaku	PC	1.32	1.52	1.80	2.11	2.32	[1]
	SC	1.38	1.60	1.89	2.21	2.43	
	ZC	1.44	1.66	1.96	2.30	2.53	
Kritický úhel náběhu	PC	15.56	13.60	13.04	13.63	13.77	[°]
	SC	15.56	13.60	13.04	13.63	13.77	
	ZC	15.56	13.60	13.04	13.63	13.77	
Úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku	PC	-3.50	-7.08	-10.51	-13.50	-16.08	[°]
	SC	-3.50	-7.08	-10.51	-13.50	-16.08	
	ZC	-3.50	-7.08	-10.51	-13.50	-16.08	

Tab 35: Vztaková čára vyváženého letounu, vliv výchylky vztlakové mechanizace - shrnující data

V následujícím grafu jsou vykresleny vyvážené vztlakové čáry letounu v čisté konfiguraci při přední, střední a zadní centráži. Pro porovnání je také vykreslena vztlaková čára letounu s pevným řízením. Vliv polohy centráže na vyvážené vztlakové čáry letounu s vychýlenou vztlakovou mechanizací má obdobný charakter.



Graf 21: Vyvážená vztlaková čára letounu v cestovní konfiguraci - vliv polohy centráže

Z grafu je evidentní pokles maximálního součinitele vztlaku vyváženého letounu oproti letounu s pevným řízením. Tento jev je zapříčiněn vyvažovacími silami VOP, které působí ve směru opačném než vztlaková síla produkovaná křídlem. Snížení maximálního součinitele vztlaku je tím výraznější, čím je centráž více vepředu.

10.2. Momentová čára

Momentová čára letounu je důležitou charakteristikou z hlediska zajištění vyvažitelnosti letounu při všech letových režimech, výchytkách vztlakové mechanizace a polohách centráže. Velikost klopivého momentu přímo určuje velikost potřebných vyvažovacích sil VOP a tím i jejich zatížení. Velikost vyvažovacích sil zároveň určuje i zatížení trupu.

10.2.1. Aerodynamický střed letounu

Pro sestavení momentových charakteristik je nutné určit polohu Aerodynamického středu (tzv. neutrálního bodu – dále NB) letounu. Poloha neutrálního bodu byla vypočtena dle následující rovnice.

$$\bar{x}_{AC} = \bar{x}_{ACw} + \Delta\bar{x}_{ACfu} + \Delta\bar{x}_{ACH} \quad (10.38)$$

Kde \bar{x}_{ACw} značí polohu aerodynamického středu křídla. V případě nízko rychlostních letounů je možné tuto polohu předpokládat v 25 % hloubky b_{SATw} . Hodnoty $\Delta\bar{x}_{ACfu}$ a $\Delta\bar{x}_{ACH}$ značí posunutí NB vlivem trupu a VOP.

Posunutí $\Delta\bar{x}_{ACfu}$ bylo vypočteno pomocí tří metod. Konečná hodnota byla určena jejich průměrem. V první případě byla použita metodika [26].

$$\Delta\bar{x}_{ACfu} = -\frac{1.8}{C_{L_{wf}}^{\alpha}} * \frac{w_{fu} * h_{fu} * l_{fu_n}}{S_w * b_{SATw}} \quad (10.39)$$

$$\Delta\bar{x}_{ACfu} = -\frac{1.8}{4.491} * \frac{0.675 * 1.631 * 1.76}{12.54 * 1.3933} = -0.0444 [1]$$

Kde w_{fu} , h_{fu} a l_{fu_n} značí maxiální šířku trupu, maximální výšku trupu a délku nosové části trupu (od náběžné hrany křídla po vrtulový disk). V druhém případě byl výpočet proveden dle [31].

$$\Delta\bar{x}_{ACfu} = -k_{tr} * \frac{S_{fu_{top}} * l_{fu}}{C_{L_w}^{\alpha} * S_w * b_{SATw}} \quad (10.40)$$

$$\Delta\bar{x}_{ACfu} = -0.00097 * \frac{4.33 * 6.415}{\frac{4.496}{180/\pi} * 12.54 * 1.3933} = -0.0197 [1]$$

Kde $S_{fu_{top}}$ značí plochu půdorysného obdélníku trupu (celková délka vynásobena maximální šířkou) a l_{fu} celkovou délku trupu. Ve třetím případě byl výpočet proveden dle [32].

$$\Delta\bar{x}_{ACfu} = -0.95 * k_A * \frac{b_{fu} * b_{0w}^2}{S_w * b_{SATw}} \quad (10.41)$$

$$\Delta\bar{x}_{ACfu} = -0.95 * 0.4 * \frac{0.675 * 1.3933^2}{12.54 * 1.3933} = -0.0285 [1]$$

Následně byly hodnoty zprůměrovány.

$$\Delta \bar{x}_{AC_{fu}} = \frac{-0.0444 - 0.0197 - 0.0285}{3} = -0.0309 \text{ [1]}$$

Dále bylo vypočteno posunutí NB vlivem VOP dle metodiky [26].

$$\Delta \bar{x}_{AC_H} = \frac{C_{L_H}^\alpha}{C_{L_{fc}}^\alpha} * \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) * \bar{S}_H * \frac{L_{H_{NB_{wf}}}}{b_{SAT_w}} * k_H \quad (10.42)$$

$$\Delta \bar{x}_{AC_H} = \frac{3.538}{4.895} * (1 - 0.352) * 0.1898 * \frac{4.043}{1.3933} * 0.9268 = 0.2391 \text{ [1]}$$

Výsledná poloha NB letounu byla určena připočtením posunutí NB vlivem trupu a VOP k původní poloze aerodynamického středu křídla.

$$\bar{x}_{AC} = \bar{x}_{AC_w} + \Delta \bar{x}_{AC_{fu}} + \Delta \bar{x}_{AC_H} = 0.25 - 0.0309 + 0.2391 = 0.4583 \text{ [1]}$$

Po zjištění polohy NB letounu byla určena zásoba statické stability pro vybrané polohy centráže.

$$\bar{SZ} = \bar{x}_{AC} - \bar{x}_{cg} \quad (10.43)$$

Hodnoty zásoby statické stability byly vyjádřeny procentuálně vůči délce b_{SAT_w} a $L_{H_{NB_{wf}}}$.

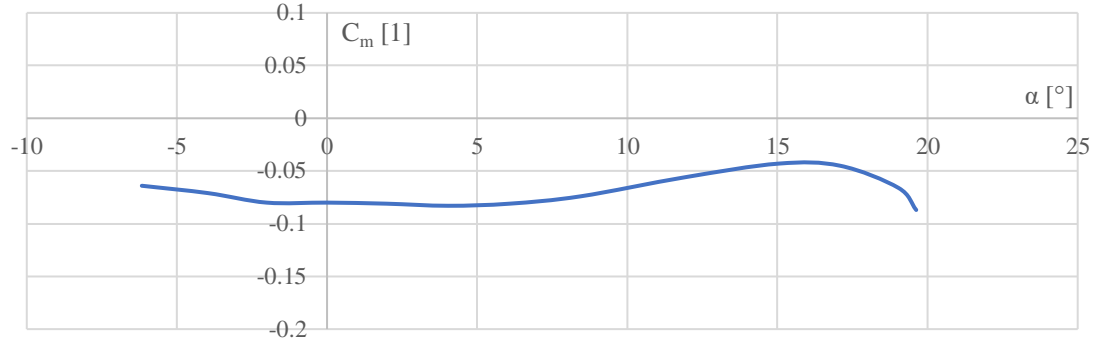
	Poloha těžiště [% b_{SAT}]	Zásoba stat. Stability [% b_{SAT}]	Zásoba stat. Stability [% $L_{H_{NB_{wf}}}$]
PC	18.32	27.51	9.48
SC	31.57	14.26	4.91
ZC	42.68	3.14	1.08

Tab 36: Zásoba statické stability letounu

Dle metodiky [26] je doporučena minimální hodnota zásoby statické stability 1.5 % $L_{H_{NB_{wf}}}$ při zadní centráži letounu. Z tabulky výše vyplývá, že tato podmínka není splněna. Pro splnění podmínky musí být stanoven limit zadní centráže $ZC = 41.48$ [% b_{SAT_w}]. Způsob modifikování krajních poloh centráže byl již komentován v podkapitole 9.11.

10.2.2. Profil křídla

Momentová čára čistého profilu (vůči jeho aerodynamickému středu) byla získána z tunelových měření [24]. Její podoba je vykreslena v následujícím grafu.



Graf 22: Momentová čára profilu MS (1) 0317

Pro další výpočty je zásadní hodnota součinitele klopivého momentu při nulovém součiniteli vztlaku.

$$C_{m0} = -0.075 [1]$$

Přírůstek součinitele klopivého momentu vychýlením klapky byl určen dle metodiky [25]. Dosazené hodnoty odpovídají výchylce 30°.

$$\Delta C_{m0_{fl}} = \Delta C_{l_{fl}} * \left(\frac{x_{ref}}{b_{SAT_w}} - \frac{x_{cp}}{b_{SAT_w}} * \frac{c'}{c} \right) \quad (10.44)$$

$$\Delta C_{m0_{fl}} = 1.795 * \left(0.25 - 0.46 * \frac{1.14}{1} \right) = -0.492 [1]$$

Kde $\frac{x_{cp}}{b_{SAT_w}}$ značí polohu působíště přídavku součinitele vztlaku od vychýlené klapky. Hodnota byla odečtena z figure 8.91 v [25]. Součinitel klopivého momentu profilu s vychýlenou klapkou při nulovém součiniteli vztlaku byl určen sečtením hodnot C_{m0} a $\Delta C_{m0_{fl}}$.

$$C_{m0_{fl}} = C_{m0} + \Delta C_{m0_{fl}} = -0.075 - 0.492 = -0.567 [1] \quad (10.45)$$

Obdobným způsobem byly určeny i hodnoty pro ostatní výchylky klapky.

Výchylka	0	10	20	30	40	[°]
Přírůstek součinitele klopivého momentu	0.000	-0.158	-0.341	-0.492	-0.602	[1]
Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku	-0.075	-0.233	-0.416	-0.567	-0.677	[1]

Tab 37: Součinitel klopivého momentu profilu při nulovém vztlaku, vliv výchylky vztlakové mechanizace

10.2.3. Křídlo

Nejprve byl určen součinitel klopivého momentu čistého křídla při nulovém součiniteli vztlaku. Výpočet odpovídá metodice [25].

$$C_{M0_w} = C_{m0} * \frac{A_w * (\cos(\chi_w))^2}{A_w + 2 * \cos(\chi_w)} \quad (10.46)$$

$$C_{M0_w} = -0.075 * \frac{6.46 * (\cos(0))^2}{6.46 + 2 * \cos(0)} = -0.0573 [1]$$

Dále byl dle [26] vypočten vliv vychýlení klapky na součinitel klopivého momentu křídla při nulovém součiniteli vztlaku. Výpočet odpovídá výchylce 30°.

$$\Delta C_{M0_{w_{fl}}} = \mu_2 * \Delta C_{m0_{fl}} = 0.7 * (-0.492) = -0.345 [1] \quad (10.47)$$

Součinitel klopivého momentu křídla s vychýlenou klapkou při nulovém součiniteli vztlaku byl určen sečtením hodnot C_{M0_w} a $\Delta C_{M0_{w_{fl}}}$.

$$C_{M0_{w_{fl}}} = C_{M0_w} + \Delta C_{M0_{w_{fl}}} = -0.0573 - 0.345 = -0.402 [1] \quad (10.48)$$

Hodnoty pro ostatní výchylky klapky jsou shrnuty v následující tabulce.

Výchylka klapky	0	10	20	30	40	[°]
Přírůstek součinitele klopivého momentu	0.000	-0.110	-0.239	-0.345	-0.421	[1]
Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku	-0.057	-0.168	-0.296	-0.402	-0.478	[1]

Tab 38: Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku, vliv výchylky vztlakové mechanizace

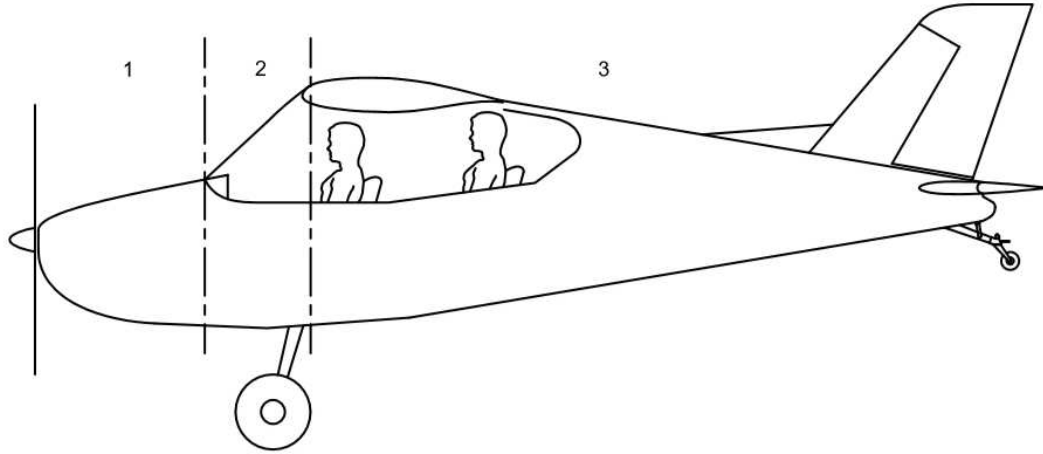
10.2.4. Křídlo s trupem

Součinitel klopivého momentu křídla s trupem byl stanoven připočtením přírůstku součinitele klopivého momentu trupu k součiniteli klopivého momentu křídla.

$$C_{M0_{wf}} = C_{M0_w} + \Delta C_{M0_{fu}} = -0.0572 - 0.0209 = -0.0782 [1] \quad (10.49)$$

Přírůstek klopivého momentu vlivem trupu byl určen dle metodiky [25]. Tato metoda uvažuje vliv křivky prohnutí jednotlivých trupových částí na klopivý moment trupu.

Pro výpočet byl trup rozdělen na tři části. Pomyslnými dělicími rovinami byly počátek kabiny a náběžná hrana křídla. Ve výpočtu je b_i průměrná šířka, l_{fu_i} délka a i_{fu_i} úhel křivky prohnutí dané části trupu. Hodnota $k_1 - k_2$ byla odečtena z figure 8.111 v [25].



Obr 20: Součinitel klopivého momentu křídla s trupem - dělení trupu

$$\Delta C_{M0_{fu}} = \frac{k_1 - k_2}{36.5 * S_w * b_{SAT_w}} * \left[\sum_{i=1}^n \left\{ (b_i)^2 * (\alpha_{0_{wf}} + i_{fu_i}) * l_{fu_i} \right\} \right] \quad (10.50)$$

$$\Delta C_{M0_{fu}} = \frac{0.85}{36.5 * 12.54 * 1.3933} * [\{0.675^2 * (-3.84 - 4) * 1.122\} + \{0.675^2 * (-3.84 - 24) * 0.652\} + \{0.4375^2 * (-3.84 + 0) * 4.628\}] = -0.0209 [1]$$

Stejným způsobem byl určen součinitel klopivého momentu křídla s trupem a výchytkou vztlakové mechanizace. Výsledné hodnoty jsou shrnuty v následující tabulce.

Výchylka	0	10	20	30	40	[°]
Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku	-0.057	-0.168	-0.296	-0.402	-0.478	[1]
Přírůstek součinitele klopivého momentu vlivem trupu	-0.0209	-0.0301	-0.0390	-0.0468	-0.0534	[1]
Součinitel klopivého momentu křídla s trupem při nulovém vztlaku	-0.078	-0.198	-0.335	-0.449	-0.532	[1]

Tab 39: Součinitel klopivého momentu křídla s trupem při nulovém vztlaku, vliv výchytky vztlakové mechanizace

10.2.5. Letoun s pevným řízením

V případě letounu s pevným řízením je třeba připočíst k výsledkům předchozího výpočtu vliv VOP. Výpočet byl proveden dle metodiky [26].

$$C_{M0_{fc}} = C_{M0_{wf}} - C_{L_H}^\alpha * (i_H + \alpha_{0_{wf}}) * \bar{S}_H * k_H * \frac{L_{HNB_{wf}}}{b_{SAT_w}} \quad (10.51)$$

$$C_{M0_{fc}} = -0.0782 - \frac{3.538}{180/\pi} * (0.1 - 3.84) * 0.1898 * 0.9268 * \frac{4.043}{1.3933} = 0.0397$$

Kde i_H značí úhel nastavení VOP vůči podélné ose trupu, $\alpha_{0_{wf}}$ je úhel nulového vztlaku křídla s trupem (proměnný při různých výchylkách vztlakové mechanizace) a $L_{HNB_{wf}}$ reprezentuje rameno VOP vztažené vůči aerodynamickému středu křídla s trupem.

Stejným způsobem byly určeny součinitele klopivého momentu při nulovém součiniteli vztlaku letounu s pevným řízením a výchylkou vztlakové mechanizace. Výsledky jsou shrnuty v následující tabulce.

Výchylka	0	10	20	30	40	[°]
Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku letounu s pevným řízením	0.0397	0.0484	0.0360	0.0307	0.0401	[1]

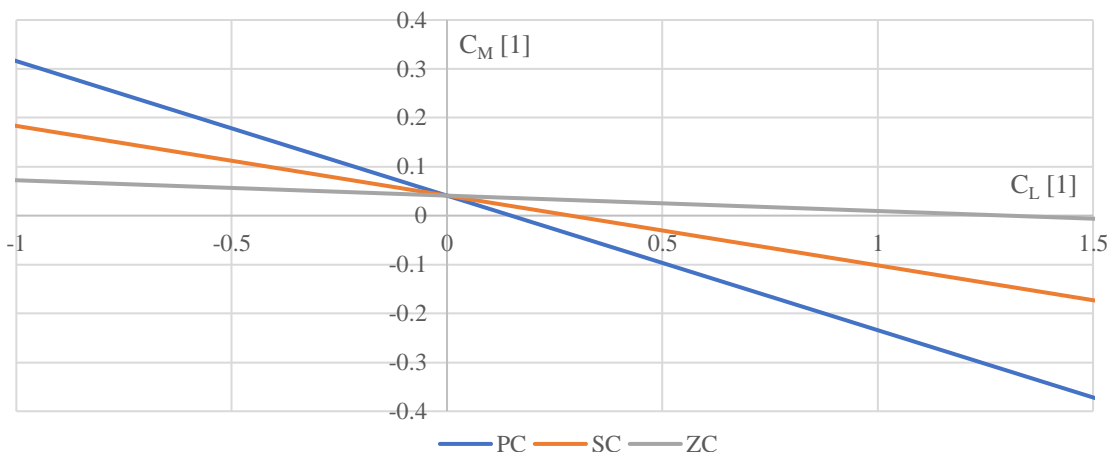
Tab 40: Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku letounu s pevným řízením, vliv výchylky vztlakové mechanizace

Následně byly vykresleny momentové čáry letounu s pevným řízením v závislosti na součiniteli vztlaku. Dosazené hodnoty odpovídají letounu v cestovní konfiguraci při střední centráži a součiniteli vztlaku 0.5.

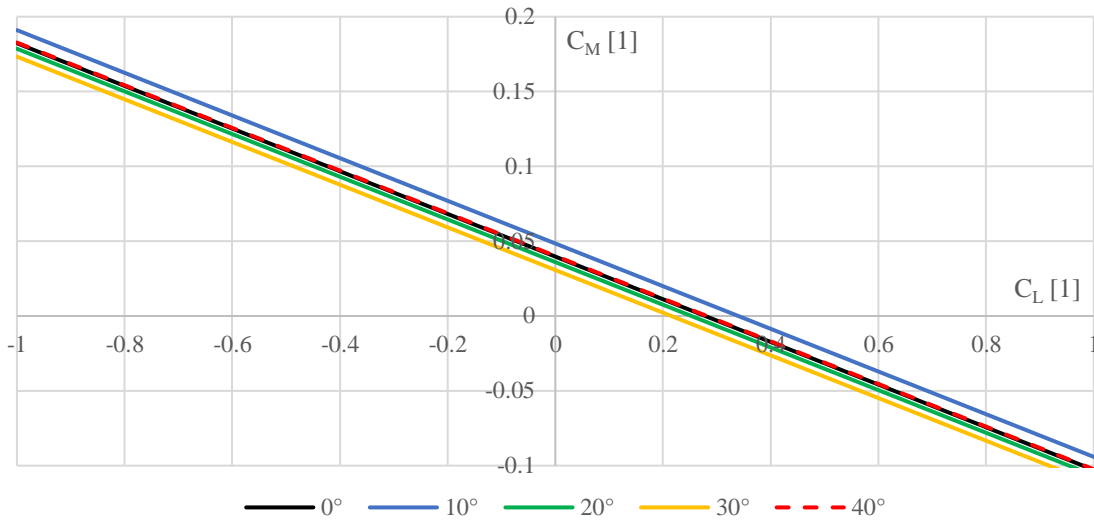
$$C_{M_{fc}} = C_{M0_{fc}} + C_{L_{fc}} * (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{AC}) \quad (10.52)$$

$$C_{M_{fc}} = 0.0397 + 0.5 * (0.3157 - 0.4583) = -0.0316 [1]$$

V rovnici výše reprezentuje člen $(x_{cg} - x_{AC})$ směrnici stoupání momentové čáry. Předpisy požadují, aby směrnice stoupání momentové čáry nabývala záporných hodnot pro všechny centráže z důvodu zajištění statické stability letounu. Tato podmínka je pro všechny centráže vypočtené v kapitole 9.10 splněna.



Graf 23: Momentové čáry letounu v čisté konfiguraci s pevným řízením - vliv polohy centráže



Graf 24: Momentové čáry letounu s pevným řízením při střední centrácii - vliv výchytky vztlakové mechanizace

Momentová čára letounu s pevným řízením v cestovní konfiguraci (bez klapky) a při střední centrácii byla použita pro zvolení vhodné kombinace úhlů nastavení křídla i_w a vodorovné ocasní plochy i_H , které byly použity ve výpočtech předchozích kapitol. Kombinace úhlů byla iteračně měněna tak, aby bylo docíleno nulové hodnoty součinitele klopivého momentu při hodnotě součinitele vztlaku $C_{L_{fc}} = 0.288$, která odpovídající letu cestovní rychlostí. V praxi tento bod momentové čáry umožňuje vyvážený let cestovní rychlostí s nulovou výchytkou výškového kormidla a trimovací plošky.

Z Graf 23 vyplývá, že při jiné centrácii či letu jinou rychlostí (při jiném součiniteli vztlaku) je nutné klopivý moment letounu vyvážit pomocí výchytky vyvažovací plošky či výškového kormidla.

10.2.6. Dostatečnost VOP

Hlavní funkcí VOP je zajištění vyvažitelnosti letounu ve všech letových režimech při všech polohách centráže a výchytkách vztlakové mechanizace. Nejkritičtějším případem z hlediska vyvažitelnosti bývá dosažení maximálního součinitele vztlaku. Výpočet potřebné plochy VOP při tomto režimu byl proveden dle metodiky [27]. Dosažené hodnoty odpovídají střední centrácii a výchytky klapky 30° .

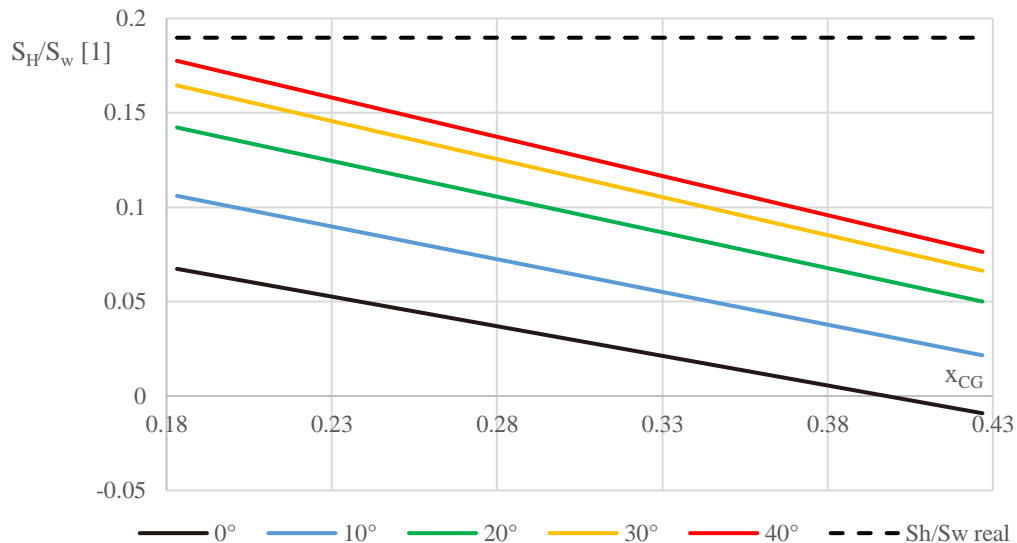
$$\frac{S_H}{S_w} = \frac{\frac{-C_{M0_{wf}}}{C_{L_{max_{wf}}} - \bar{x}_{CG} + \bar{x}_{AC_{wf}} + \Delta\bar{x}_{AC} + \Delta\bar{x}_{SM}}}{\left[\frac{C_{L_H}^\alpha}{C_{L_{fc}}^\alpha} * \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) - \frac{C_{L_H_{min}}}{C_{L_{max_{wf}}}\right] * k_H * \frac{L_{HNB_{wf}}}{b_{SAT_w}}} \quad (10.53)$$

$$\frac{S_H}{S_w} = \frac{\frac{0.449}{2.2895} - 0.3157 + 0.2191 + 0.05 + 0.05}{\left[\frac{3.538}{5.271} * (1 - 0.3512) - \frac{-0.5208}{2.2895} \right] * 0.9268 * \frac{4.043}{1.3933}} = 0.111 [1]$$

Kde $\Delta\bar{x}_{AC}$ značí korekci nejistoty určení polohy $\bar{x}_{AC_{wf}}$. Hodnota $\Delta\bar{x}_{SM}$ reprezentuje požadovanou zásobu statické stability. Člen $C_{LH_{min}}$ značí minimální součinitel vztlaku VOP. Odhad této hodnoty byl určen dle následujícího vztahu.

$$C_{LH_{min}} = -0.35 * A_H^{1/3} = -0.35 * 3.294^{1/3} = -0.5208 [1] \quad (10.54)$$

Hodnoty $\frac{S_H}{S_w}$ byly vykresleny do grafu v závislosti na poloze těžiště. Z grafu vyplývá, že potřebné vypočtené hodnoty jsou nižší než poměr reálné plochy VOP a křídla. VOP tedy může být prohlášena za dostatečnou.



Graf 25: Potřebná plocha VOP pro zajištění vyvažitelnosti

10.3. Polára

Polára je křivkou závislosti součinitele vztlaku na součiniteli odporu letounu. Její podoba má zásadní vliv zejména při určování letových výkonů. Celkový součinitel odporu byl získán sečtením dílčích součinitelů odporu jednotlivých částí letounu.

$$C_D = C_{D_w} + C_{D_{fu}} + C_{D_H} + C_{D_V} + C_{D_{gear}} + C_{D_{struts}} + C_{D_{propeller}} \quad (10.55)$$

Jednotlivé příspěvky celkového součinitele odporu budou vypočteny v následujících podkapitolách. Pokud není řečeno jinak, odpovídají výpočty metodice [25].

10.3.1. Křídlo

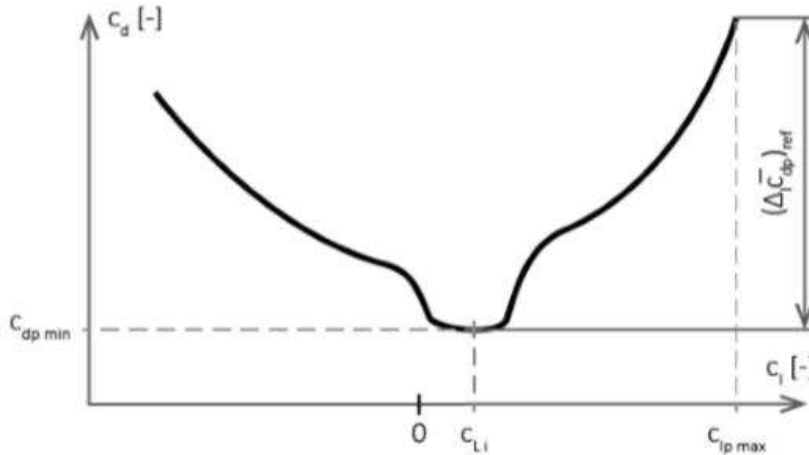
Čisté křídlo

Odpor křídla je tvořen dvěma hlavními složkami, kterými jsou odpor profilový a odpor indukovaný. Profilový odpor byl stanoven dle [26].

$$C_{Dp} = C_{dp_{min}} * \frac{S_{wet_w}}{S_w} * + 0.75 * (\Delta_l C_{dp})_{ref} * \left(\frac{C_{L_w} - C_{li}}{C_{L_{w_{max}}} - C_{li}} \right)^2 \quad (10.56)$$

$$C_{Dp} = 0.0071 * \frac{12.07}{12.54} * + 0.75 * 0.043 * \left(\frac{C_{L_w} - 0.2}{1.3637 - 0.2} \right)^2$$

Hodnoty $C_{dp_{min}}$, $(\Delta_l C_{dp})_{ref}$, C_{li} odpovídají poláře profilu MS (1) 0317 [24] odpovídající Reynoldsovu číslu (3 mil.) při rychlosti 120 km/h, která byla zvolena jako referenční pro výpočet poláry letounu. Jejich význam je vysvětlen v následujícím obrázku. Hodnota S_{wet_w} reprezentuje omočenou plochu křídla.



Obr 21: Parametry poláry profilu [26]

Součinitel indukovaného odporu křídla byl vypočten dle následujícího vztahu.

$$C_{D_{ind}} = \frac{C_{L_w}^2}{\pi * A_w * e_w} = \frac{C_{L_w}^2}{\pi * 6.46 * 0.77} \quad (10.57)$$

Kde e_w je Oswaldova konstanta efektivity křídla. Byla vypočtena dle metodiky [13].

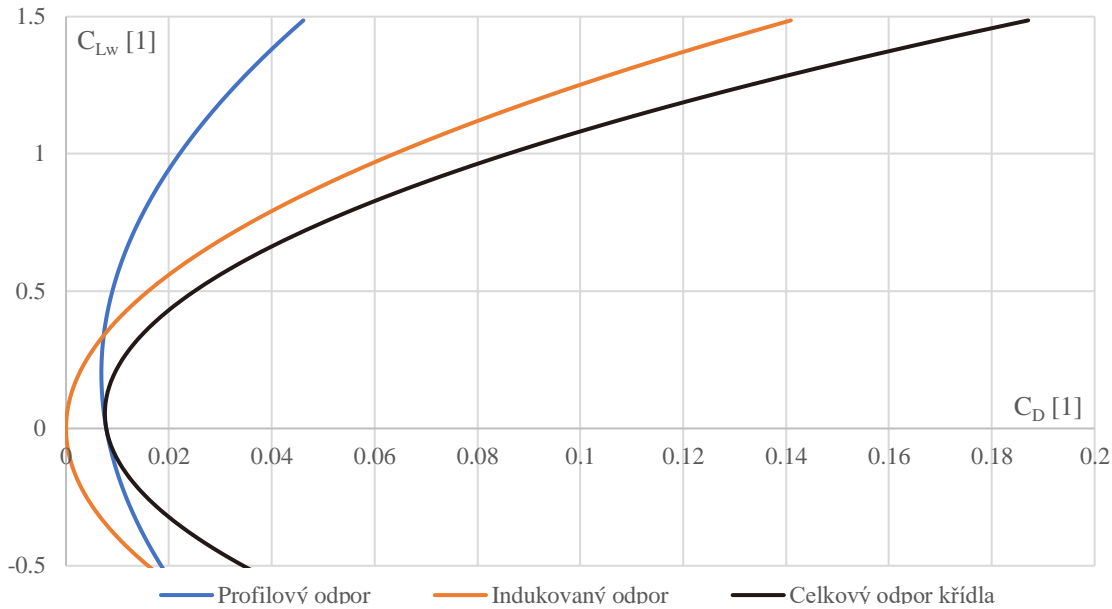
$$e_w = 4.61 * (1 - 0.045 * A_w^{0.68}) * (\cos(\Lambda_{LE}))^{0.15} - 3.1 \quad (10.58)$$

$$e_w = 4.61 * (1 - 0.045 * 6.46^{0.68}) * (\cos(0))^{0.15} - 3.1 = 0.77$$

Kde Λ_{LE} značí úhel šípu náběžné hrany křídla. Výsledný součinitel odporu křídla byl stanoven sečtením profilového a indukovaného součinitele odporu.

$$C_{D_w} = C_{D_p} + C_{D_{ind}} \quad (10.59)$$

Následující graf vykresluje jednotlivé složky součinitele odporu křídla a také jejich výsledný součet.



Graf 26: Složky součinitele odporu křídla

Křídlo s klapkou

Součinitel odporu křídla s vychýlenou vztakovou mechanizací byl stanoven dle následující rovnice.

$$C_D = C_{D_w} + \Delta C_{D_{prof}} + \Delta C_{D_{ind}} + \Delta C_{D_{int}} \quad (10.60)$$

Kde $\Delta C_{D_{prof}}$, $\Delta C_{D_{ind}}$ a $\Delta C_{D_{int}}$ reprezentují přírůstek profilového, indukovaného a interferenčního odporu vlivem vychýlení klapky. Profilový přírůstek byl vypočten dle následujícího vztahu. Příklad výpočtu odpovídá vychylce 30° .

$$\Delta C_{D_{prof}} = \Delta C_{d_{prof}} * \frac{S_{w_{fl}}}{S_w} = 0.035 * 0.6 = 0.021 [1] \quad (10.61)$$

Kde hodnota $\Delta C_{d_{prof}}$ byla odečtena pro každou vychylku klapky z figure 4.48 v [25].

Dále byl určen indukovaný přírůstek odporu vlivem vychýlení klapky.

$$\Delta C_{D_{ind}} = k^2 * (C_{L_{w_{fl}}} - C_{L_w})^2 * \cos(\chi_w) \quad (10.62)$$

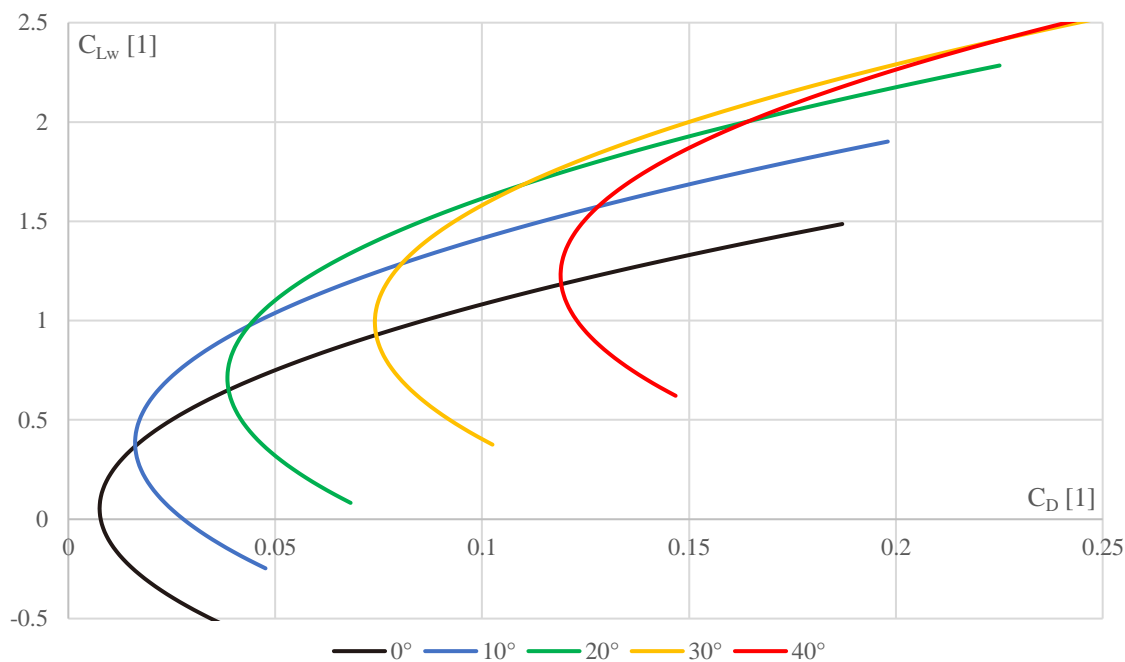
$$\Delta C_{D_{ind}} = 0.205^2 * (C_{L_{w_{fl}}} - C_{L_w})^2 * \cos(0)$$

Kde konstanta k byla odečtena z figure 4.53 v [25]. Člen $(C_{L_{w_{fl}}} - C_{L_w})$ popisuje rozdíl mezi vztlakovou čarou čistého křídla a křídla s vychýlenou klapkou a je tak závislý na úhlu náběhu křídla.

Interferenční odpor je vypočten dle následujícího vztahu. Dosazené hodnoty odpovídají vychylce 30°.

$$\Delta C_{D_{int}} = k_{int} * \Delta C_{D_{prof}} = 0.25 * 0.021 = 0.0053 [1] \quad (10.63)$$

Kde konstanta k_{int} reprezentuje interferenční vliv. Její hodnota byla převzata z [25]. Výsledné podoby by poláry křídla v závislosti na vychylce klapky jsou zobrazeny v následujícím grafu.



Graf 27: Polára křídla – vliv vychylky vztlakové mechanizace

10.3.2. Trup

Odpor trupu byl určen pomocí sečtení složky nezávislé na součiniteli vztlaku a složky indukované, která na součiniteli vztlaku závisí. Složka nezávislá byla vypočtena dle následujícího vztahu.

$$C_{D0fu} = R_{wf} * C_{ffu} * \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{l_{fu}}{d_{fu}}\right)^3} + 0.0025 * \left(\frac{l_{fu}}{d_{fu}}\right) \right] * \frac{S_{wetfu}}{S_w} + C_{Dbfu} \quad (10.64)$$

$$C_{D0fu} = 1.05 * 0.00255 * \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{6.415}{1.184}\right)^3} + 0.0025 * \left(\frac{6.415}{1.184}\right) \right] * \frac{18.42}{12.54} + 0$$

$$\Delta C_{D0fu} = 0.0055 [1]$$

Kde R_{wf} a C_{ffu} jsou konstanty závislé na Reynoldsově čísle trupu při cestovní rychlosti (28 mil.). Byly určeny z figure 4.1 a 4.3 v [25]. Hodnota S_{wetfu} je omočená plocha trupu. Poslední člen rovnice C_{Dbfu} reprezentuje odpor koncové části trupu. Jelikož je koncový průřez trupu zanedbatelně malý, může být tato složka považována za nulovou. Zanedbání by nebylo možné například v případě proudového stíhacího letounu, kde je koncový průměr trupu značný díky výstupní trysce motoru.

Pro zpřesnění výpočtu byl zohledněn přírůstek součinitele odporu vlivem reálného tvaru kabiny trupu.

$$\Delta C_{Dcanopy} = C_{Dcanopy_nom} * \frac{S_{canopy}}{S_w} = 0.016 * \frac{1.1}{12.54} = 0.0014 [1] \quad (10.65)$$

Kde hodnota $C_{Dcanopy_nom}$ byla odečtena z figure 4.68 v [25]. S_{canopy} reprezentuje plochu čelního průřezu kabiny.

Indukovaný odpor trupu byl určen dle následujícího vztahu.

$$C_{Dindfu} = 2 * \alpha^2 * \frac{S_{bfu}}{S_w} + \eta_{fu} * C_{dc} * \alpha^3 * \frac{S_{plfu}}{S_w} \quad (10.66)$$

$$C_{Dindfu} = 0 + 0.63 * 1.2 * \alpha^3 * \frac{3.47}{12.54}$$

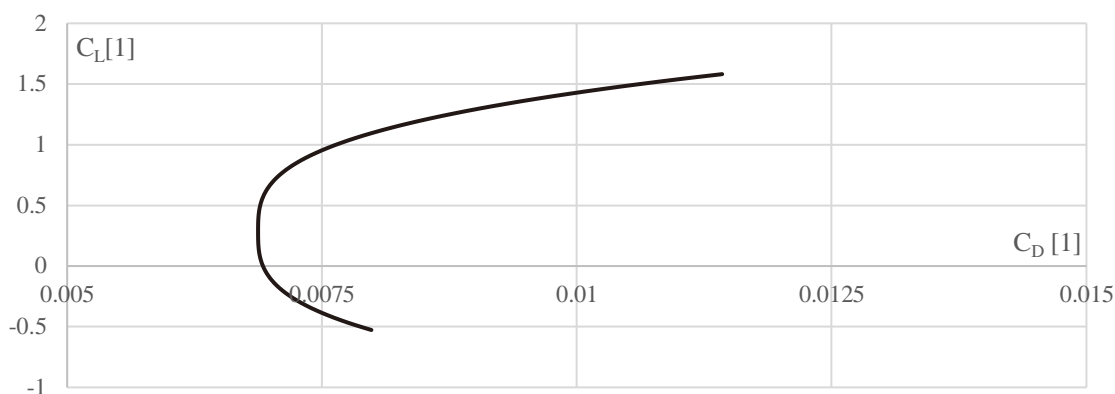
Kde η_{fu} značí poměr odporu konečného a nekonečného válce. Hodnota této konstanty je závislá na celkové délce a ekvivalentním průměru trupu. Určení η_{fu} bylo provedeno z figure 4.19 v [25]. Konstanta C_{dc} značí součinitel odporu příčného proudění. Byla odečtena z figure 4.20. v [25]. Hodnota S_{plfu} reprezentuje půdorysnou plochu trupu. S_{bfu} značí plochu

průřezu zakončení trupu. Jelikož je tato hodnota považována za zanedbatelně malou, mohl být první člen rovnice zanedbán.

Celkový součinitel odporu trupu byl získán součtem C_{D0fu} a C_{Dindfu} a $\Delta C_{Dcanopy}$.

$$C_{Dfu} = C_{D0fu} + C_{Dindfu} + \Delta C_{Dcanopy} \quad (10.67)$$

Závislost C_{Dfu} na součiniteli vztlaku vyváženého letounu při střední centrāži C_L je zobrazena v následujícím grafu.



Graf 28: Závislost součinitele odporu trupu na součiniteli vztlaku vyváženého letounu při střední centrāži

10.3.3. Ocasní plochy

Vodorovná ocasní plocha

Profilový odpor VOP byl vypočten stejně jako v případě křídla v kapitole 10.3.1. Výsledná hodnota byla vynásobena členem $\frac{S_H}{S_w}$, čímž byl součinitel odporu přepočten vůči ploše křídla.

$$C_{D_{p,H}} = \left[C_{dp_{min}} * \frac{S_{wetH}}{S_H} * +0.75 * (\Delta_l C_{dp})_{ref} * \left(\frac{C_{L_H} - C_{li}}{C_{L_{Hmax}} - C_{li}} \right)^2 \right] * \frac{S_H}{S_w} \quad (10.68)$$

$$C_{D_{p,H}} = \left[0.006 * \frac{2.25}{2.38} * +0.75 * 0.029 * \left(\frac{C_{L_H} - 0}{1.4 * 0.9 - 0} \right)^2 \right] * \frac{2.38}{12.54}$$

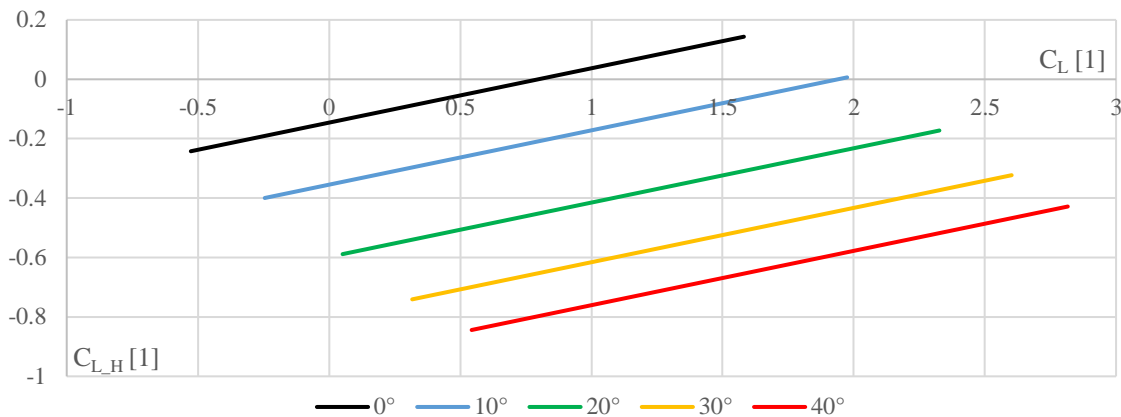
Pro VOP byl zvolen profil NACA0012. Potřebné údaje pro výpočet výše byly získány z dat uvedených na webu airfoil tools [17]. Hodnota maximálního součinitele vztlaku VOP byla přibližně určena vynásobením maximálního součinitele vztlaku profilu hodnotou 0.9.

Pro výpočet indukované složky odporu VOP musel být stanoven součinitel vztlaku VOP C_{L_H} při daném součiniteli vztlaku křídla s trupem $C_{L_{wf}}$. Výpočet byl proveden dle metodiky [26].

$$C_{LH} = \frac{C_{M0_{wf}} + C_{L_{wf}} * (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{AC_{wf}})}{k_H * \left(\frac{S_H * L_{HNB_{wf}}}{S_w * b_{SAT_w}} \right)} \quad (10.69)$$

$$C_{LH} = \frac{-0.0782 + C_L * (0.3157 - 0.2191)}{0.9268 * \left(\frac{2.38 * 4.043}{12.54 * 1.3933} \right)}$$

Obdobným způsobem byl vypočten i součinitel vztlaku VOP v případě letounu v konfiguraci s vychýlenými klapkami. Závislosti „vyvažovacího“ součinitele vztlaku VOP na součiniteli vztlaku vyváženého letounu při střední centrāži jsou zobrazeny v následujícím grafu.



Graf 29: Závislost „vyvažovacího“ součinitele vztlaku VOP na součiniteli vztlaku vyváženého letounu při střední centrāži

Pro určení indukovaného součinitele odporu VOP byl použit vztah z metodiky [26]. Vzorec v sobě zahrnuje odhad odporu způsobeného vychýlkou výškového kormidla, která zajišťuje dosažení momentové rovnováhy.

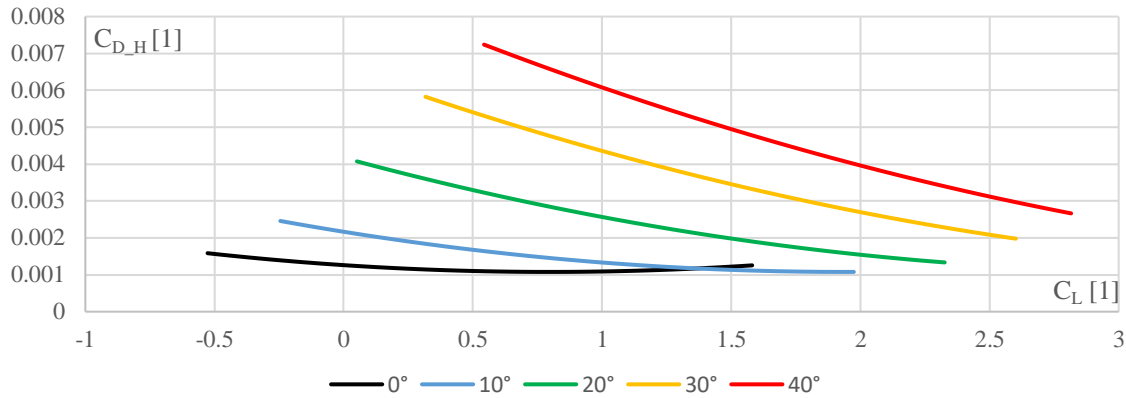
$$C_{D_{ind.H}} = \frac{0.33 * C_{LH}^2}{(\cos(\chi_H))^2 * \pi * A_H} * \frac{S_H}{S_w} \quad (10.70)$$

$$C_{D_{ind.H}} = \frac{0.33 * C_{LH}^2}{(\cos(0))^2 * \pi * 3.295} * \frac{2.38}{12.54}$$

Kde χ_H značí úhel šípu „čtvrtinové“ čāry VOP. Výsledný součinitel odporu VOP byl určen součtem výše vypočtených příspěvků.

$$C_{DH} = C_{D_{p.H}} + C_{D_{ind.H}} \quad (10.71)$$

V následujícím grafu jsou vykresleny závislosti celkového součinitele odporu VOP C_{DH} na součiniteli vztlaku vyváženého letounu C_L při střední poloze centrāže.



Graf 30: Závislost součinitele odporu VOP na součiniteli vztlaku vyváženého letounu při střední centrāži

Svislá ocasní plocha

Při ustáleném přímočarém letu je obtékání SOP symetrické. Z tohoto důvodu může být výpočet odporu omezen pouze na člen nezávislý na součiniteli vztlaku. Pro SOP byl zvolen stejný profil jako v případě VOP a to NACA 0012.

Součinitel odporu tak mohl být určen pouhým přepočtením profilové hodnoty vůči ploše křídla.

$$C_{D_{p-V}} = C_{dp_{min}} * \frac{S_V}{S_w} = 0.006 * \frac{1.01}{12.54} = 0.00048 [1] \quad (10.72)$$

10.3.4. Podvozek

Odpor podvozku byl řešen zvlášť pro podvozek hlavní a ostruhové kolo. Odpor je považován za nezávislý na součiniteli vztlaku letounu.

Hlavní podvozek

$$C_{D_{gear_main}} = C_{D_{gear_nom}} * \frac{d_{wheel} * b_{wheel}}{S_w} * n_{wheel} \quad (10.73)$$

$$C_{D_{gear_main}} = 0.565 * \frac{0.55 * 0.2}{12.54} * 2 = 0.0099 [1]$$

Kde $C_{D_{gear_nom}}$ značí nominální hodnotu součinitele odporu. Hodnota byla odečtena z figure 4.54 v [25]. Odpovídá pevnému podvozku s aerodynamicky tvarovanými podvozkovými nohami. Hodnoty d_{wheel} a b_{wheel} značí průměr a tloušťku pneumatiky, n reprezentuje počet kol.

Ostruhové kolo

Odpor ostruhového kola byl stanoven obdobným způsobem jako odpor hlavního podvozku.

$$C_{D_{gear_tail}} = C_{D_{gear_nom}} * \frac{d_{wheel} * b_{wheel}}{S_w} * n_{wheel} \quad (10.74)$$
$$C_{D_{gear_tail}} = 0.565 * \frac{0.21 * 0.15}{12.54} * 1 = 0.0014 [1]$$

Celkový odpor podvozku byl stanoven součtem $C_{D_{gear_main}}$ a $C_{D_{gear_tail}}$.

$$C_{D_{gear}} = C_{D_{gear_main}} + C_{D_{gear_tail}} = 0.0099 + 0.0014 = 0.0113 [1] \quad (10.75)$$

10.3.5. Vzpěry

Odpor vzpěry byl zjednodušeně považován za nezávislý na součiniteli vztlaku. Výsledná hodnota byla vynásobena faktorem 1.5, který zohledňuje interferenční odpor v místech spojení vzpěry s křídlem a trupem. Pro vzpěru byl zvolen symetrický profil NACA 0030.

Pro výpočet byl použit obecný vztah zohledňující relativní tloušťku profilu, polohu maximální tloušťky profilu a hodnotu Reynoldsova čísla proudění okolo vzpěr při cestovní rychlosti (0.5 mil.).

$$C_{D_{struts}} = R_{wf} * R_{ls} * C_{f_{strut}} \left[1 + L' * \left(\frac{t}{c} \right) + 100 * \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] * \frac{S_{wet_{struts}}}{S_w} * 1.5 \quad (10.76)$$
$$C_{D_{struts}} = 1.06 * 1.07 * 0.007 * [1 + 1.2 * (0.3) + 100 * (0.3)^4] * \frac{1.72}{12.54} * 1.5$$
$$C_{D_{struts}} = 0.0035 [1]$$

Kde konstanty R_{wf} , R_{ls} a $C_{f_{strut}}$ byly odečteny z figure 4.1, 4.2 a 4.3 v [25]. L' je faktor zohledňující polohu maximální tloušťky profilu. Byl odečten z figure 4.3 [25]. Hodnota $S_{wet_{struts}}$ reprezentuje omočenou plochu vzpěr.

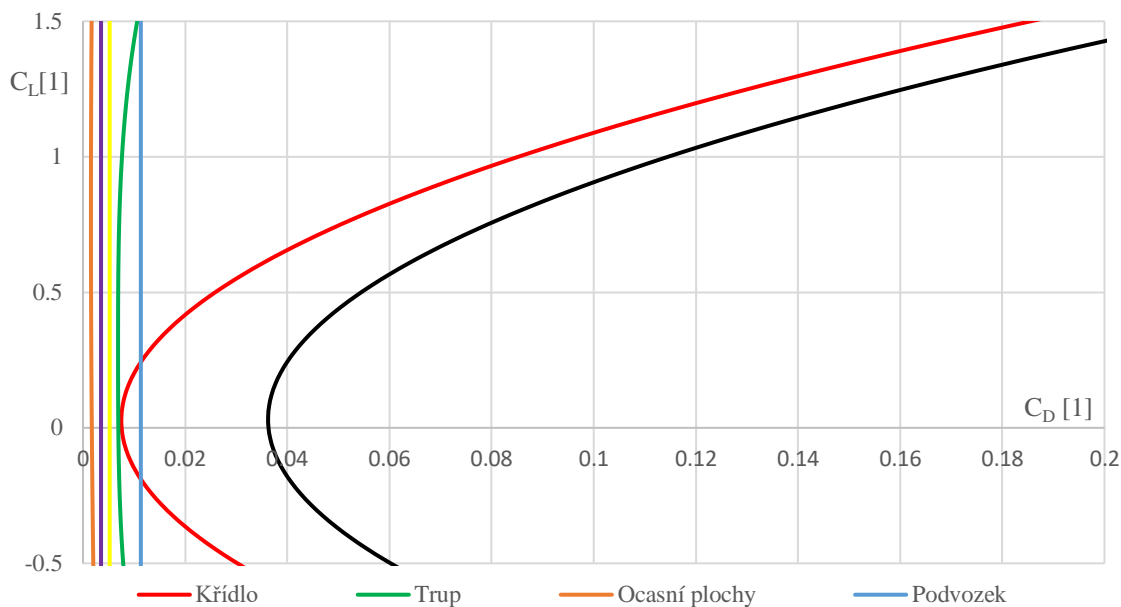
10.3.6. Vrtulový proud

$$C_{D_{propeller}} = 33 * \frac{1}{q_c * S_w} * \frac{SHP_{rated}}{v_c} = 33 * \frac{1}{33.25 * 134.98} * \frac{130}{177.45} \quad (10.77)$$
$$= 0.0054 [1]$$

Kde $v_c [ft]$ je cestovní rychlost, $q_c [psf]$ je dynamický tlak odpovídající cestovní rychlosti ve výšce 1000 m MSA a $SHP_{rated} [hp]$ je maximální výkon motoru.

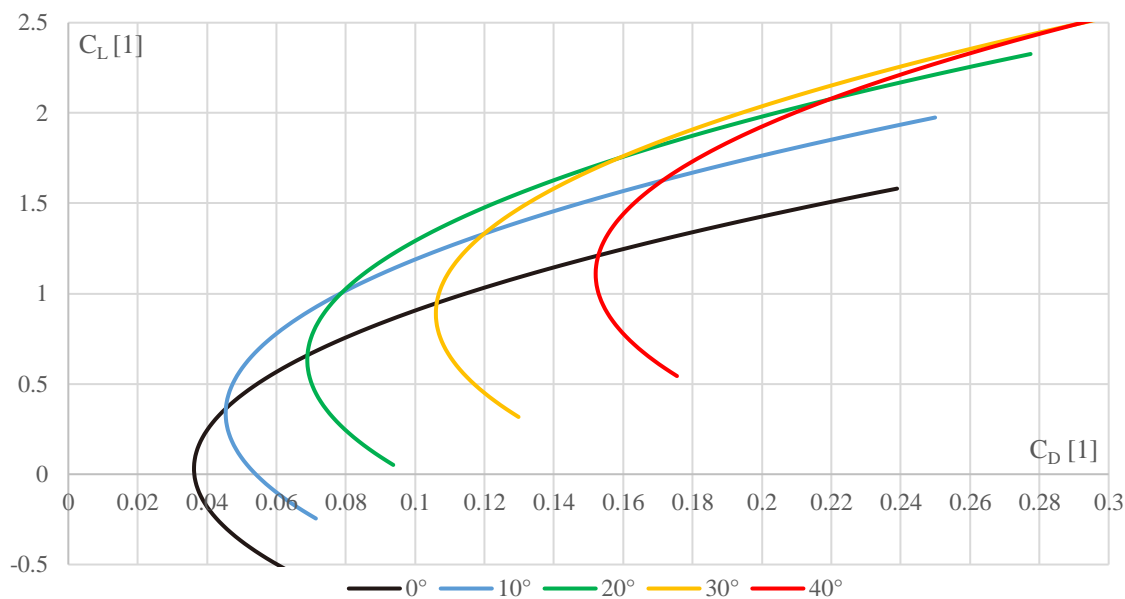
10.3.7. Polára letounu

Celkový odpor letounu byl určen součtem všech výše vypočtených položek. Součinitele odporu jednotlivých částí letounu a výsledný součinitel odporu letounu v cestovní konfiguraci jsou vykresleny v následujícím grafu.



Graf 31: Polára letounu v cestovní konfiguraci – složky součinitele odporu

Dále byly vykresleny poláry letounu pro různé výchylky vztlakové mechanizace.



Graf 32: Polára letounu - vliv výchylky vztlakové mechanizace

Pro jednotlivé poláry byly určeny hodnoty minimálního součinitele odporu $(C_D)_{min}$, maximální klouzavosti $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$ a ekonomického bodu $\left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right)_{max}$.

Výchylka	0	10	20	30	40	[°]
Minimální součinitel odporu	0.0363	0.0455	0.0694	0.1068	0.1532	[1]
Maximální klouzavost	9.547	12.969	12.934	11.197	9.546	
Ekonomický bod	8.755	12.899	14.818	14.496	13.558	

Tab 41: Polára letounu, vliv výchylky vztakové mechanizace – souhrn důležitých bodů

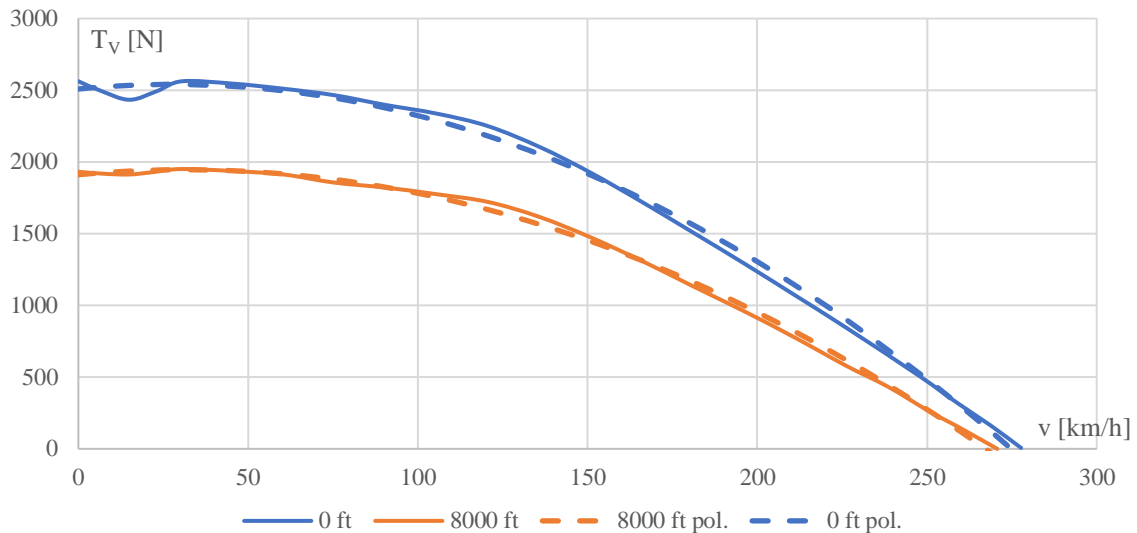
Z Tab 41 vyplývá, že letoun dosahuje lepších hodnot klouzavosti a ekonomického bodu v konfiguracích s vychýlenou vztakovou mechanizací než v konfiguraci cestovní. To se projeví zejména při výpočtu stoupavého a klesavého letu v kapitole 11.

11. Letové výkony

Letové výkony jsou hlavní charakteristikou, která určuje konkurenceschopnost letounu na trhu. Pro jejich sestavení jsou použity poláry letounu při střední centrāži, které byly vypočteny v kapitole 10.3. Pokud není stanoveno jinak, jsou výkony řešeny pro maximální vzletovou hmotnost letounu (MTOM = 600 kg) a cestovní konfiguraci (klapky zasunuty). Pokud není uvedeno jinak, byly použité vztahy čerpány z [28].

11.1. Tahová křivka

Pro výpočet letových výkonů je nutné stanovit tahovou křivku propulzní jednotky, kterou je motor ULP 350 iS s vrtulí Airmaster AP431CTF-WWRR66U. Tahová křivka byla poskytnuta výrobcem vrtule [21].



Graf 33: Tahová křivka - ULP 350 iS + Airmaster AP431CTF-WWRR66U [21]

Tahová křivka byla měřena pro výšku 0 a 8000 ft, což odpovídá výškám 0 a 2438.4 m MSA. Pro účel výpočtu byla naměřená data proložena polynomem.

$$T_{V_{sea\ level}} = -0.0416 * v^2 + 2.3028 * v + 2508.7 \quad (11.1)$$

$$T_{V_{8000\ ft}} = -0.035 * v^2 + 2.2055 * v + 1911.1 \quad (11.2)$$

Tahové křivky zobrazené výše odpovídají maximálnímu trvalému výkonu motoru. Tento výkon není v praxi vhodné dlouhodobě používat, zejména kvůli vysoké spotřebě paliva a hluchnosti. Při cestovním režimu se obvykle používá snížená hodnota – 70 % maximálního trvalého výkonu.

11.2. Pádová rychlost

Pádová rychlost byla spočtena pro všechny výchylky vztlakové mechanizace při maximální vzletové hmotnosti pro přední, střední a zadní centráž. Dosazené hodnoty odpovídají plné výchylce klapek a střední centráži.

$$v_s = \sqrt{\frac{2 * MTOM * g}{C_{Lmax} * S_w * \rho}} = \sqrt{\frac{2 * 600 * 9.81}{2.4343 * 12.54 * 1.225}} = 17.74 [m/s] \quad (11.3)$$

Pádové rychlosti přepočtené na [km/h] jsou shrnuty v následující tabulce.

CG	Výchylka vztlakové mechanizace					
	0	10	20	30	40	[°]
PC	86.73	80.73	74.28	68.63	65.37	[km/h]
SC	84.75	78.89	72.58	67.06	63.88	
ZC	83.05	77.31	71.13	65.72	62.60	

Tab 42: Pádová rychlost letounu, MTOM, vliv výchylky vztlakové mechanizace

Předpis UL-2 požaduje určení pádové rychlosti při MTOM a nejméně vhodné poloze těžiště. Tou je díky velkým vyvažovacím silám VOP přední centráž.

11.3. Vodorovný přímočarý let

11.3.1. Rovnovážný diagram tahů

Rovnovážný tahový diagram vykresluje křivky potřebného a využitelného tahu. Využitelný tah byl stanoven v kapitole 11.1.

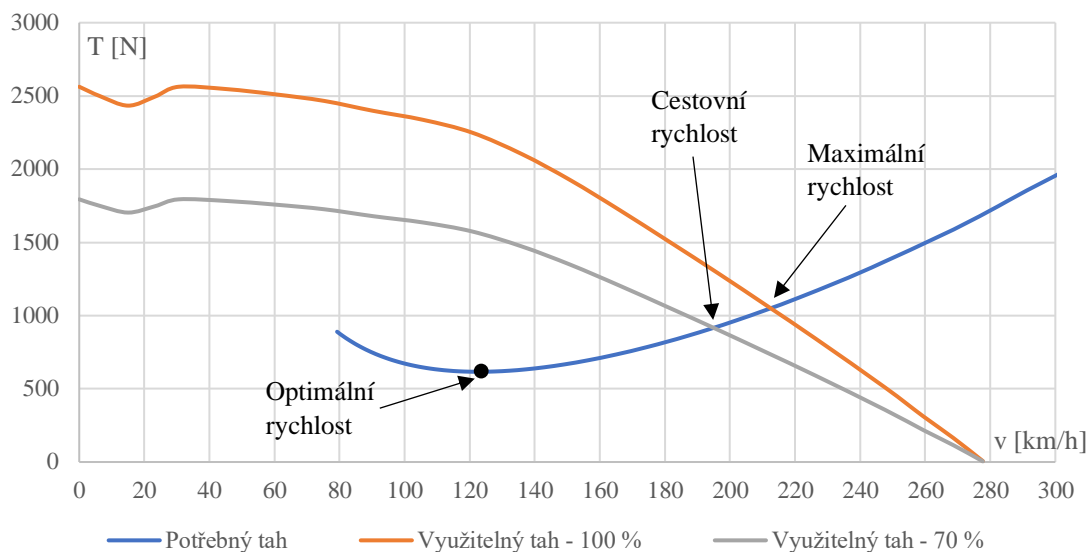
Potřebný tah byl stanoven pro jednotlivé body poláry dle následujícího vzorce. Dosazené hodnoty odpovídají letounu v cestovní konfiguraci při úhlu náběhu $\alpha = 3^\circ$.

$$T_p = m * g * \frac{C_D}{C_L} = 600 * 9.81 * \frac{0.0567}{0.5272} = 632.6 [N] \quad (11.4)$$

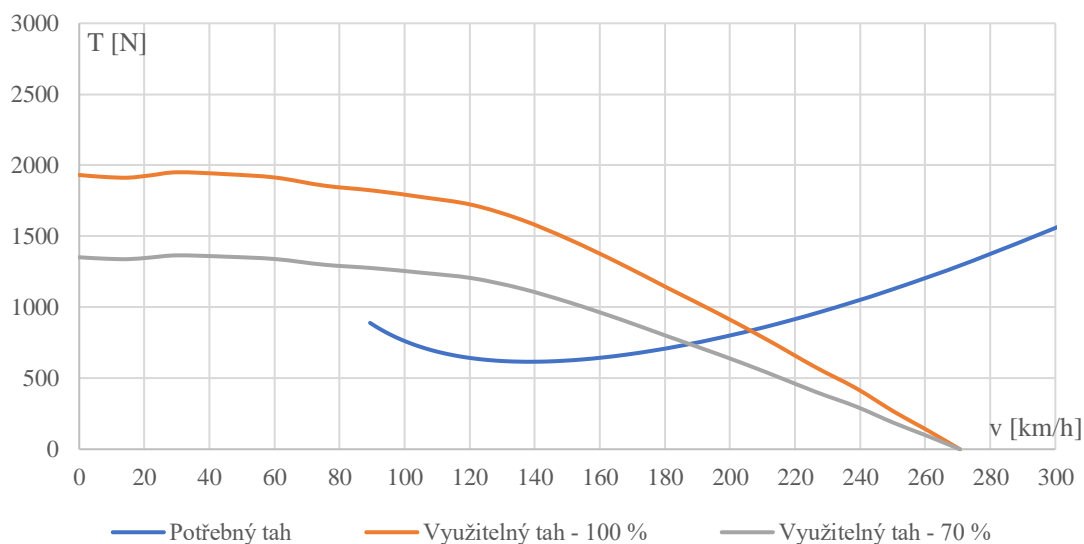
Následně byla vypočtena odpovídající rychlost letu.

$$v = \sqrt{\frac{2 * m * g}{C_L * S_w * \rho}} = \sqrt{\frac{2 * 600 * 9.81}{0.5272 * 12.54 * 1.225}} = 38.13 [m/s] \quad (11.5)$$

Výpočet byl proveden obdobně pro výšku 8000 ft. Výsledné rovnovážné diagramy jsou zobrazeny níže.



Graf 34: Rovnovážný diagram tahů – MTOM, cestovní konfigurace, 0 ft MSA



Graf 35: Rovnovážný diagram tahů – MTOM, cestovní konfigurace, 8000 ft MSA

Následně byly z grafů odečteny hodnoty maximální, cestovní a optimální rychlosti. Optimální rychlost odpovídá bodu poláry s maximální klouzavostí. Při letu touto rychlostí je hodnota potřebného tahu minimální.

Výška letu	0	8000	[ft]
Maximální rychlost	212.5	206	[km/h]
Cestovní rychlost	195	188	
Optimální rychlost	123.5	139.5	

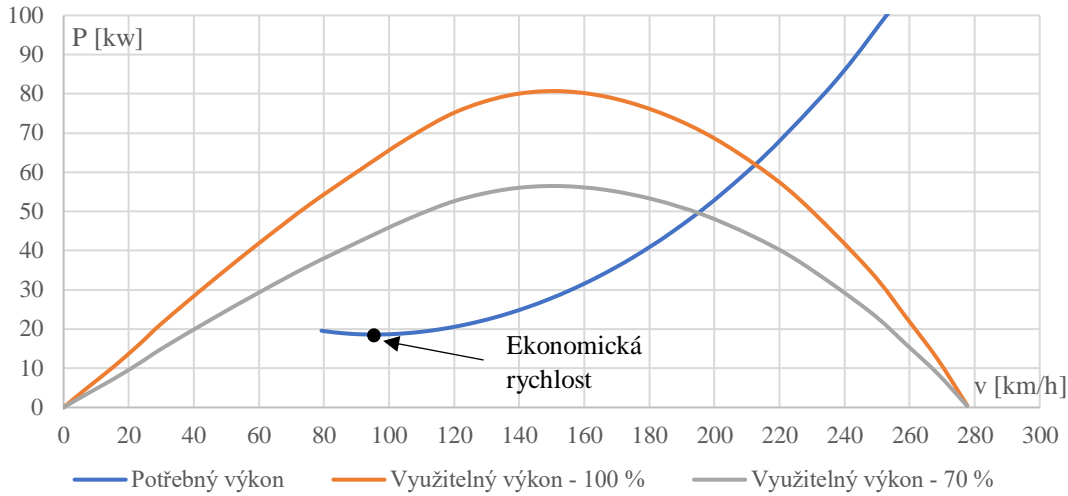
Tab 43: Rovnovážné diagramy tahů – maximální, cestovní a optimální rychlost, vliv výšky letu

11.3.2. Rovnovážný diagram výkonů

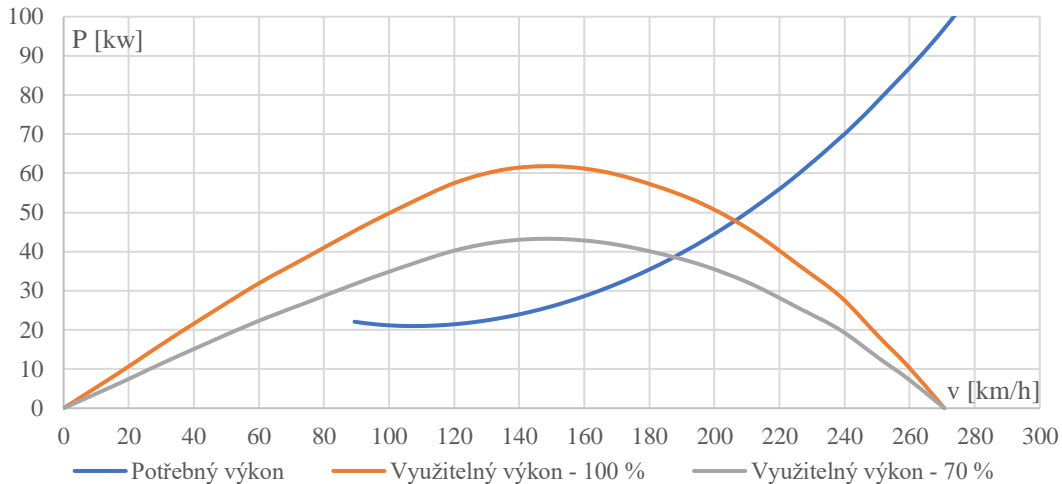
Rovnovážný diagram výkonů je získán vynásobením hodnot potřebných a využitelných tahů odpovídající rychlosti letu.

$$P_P = T_P * v \quad (11.6)$$

$$P_V = T_V * v \quad (11.7)$$



Graf 36: Rovnovážný diagram výkonů – MTOM, cestovní konfigurace, 0 ft MSA



Graf 37: Rovnovážný diagram výkonů – MTOM, cestovní konfigurace, 8000 ft MSA

Z grafů je kromě hodnot maximální a cestovní rychlosti možné odečíst rychlost ekonomickou, odpovídající letu s minimálním potřebným výkonem.

Výška letu	0	8000	[ft]
Ekonomická rychlost	95.2	107.4	[km/h]

Tab 44: Rovnovážné diagramy výkonů - ekonomická rychlost, vliv výšky letu

11.4. Klouzavý let

Klouzavý let ustálený letový režim, kdy pohonná jednotka neprodukuje tah. Tento režim je podstatný zejména v případě kluzáků. V případě motorových letounů je nutné klouzavý let řešit z důvodu možného selhání pohonné jednotky. Charakteristickým diagramem klouzavého letu je tzv. rychlostní polára. Výpočet byl proveden pro MTOM, výšku letu 0 m MSA a všechny výchylky vztlakové mechanizace. Dosazené hodnoty odpovídají letounu v cestovní konfiguraci při úhlu náběhu $\alpha = 3^\circ$.

Úhel klesání byl určen dle následujícího vztahu.

$$\gamma = \tan^{-1}\left(\frac{C_D}{C_L}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{0.0567}{0.5272}\right) = 0.1071 \text{ [rad]} = 6.13 \text{ [}^\circ\text{]} \quad (11.8)$$

Dále byla určena rychlost klouzavého letu.

$$v_{glide} = \sqrt{\frac{2 * m * g * \cos(\gamma)}{C_L * S_w * \rho}} \quad (11.9)$$

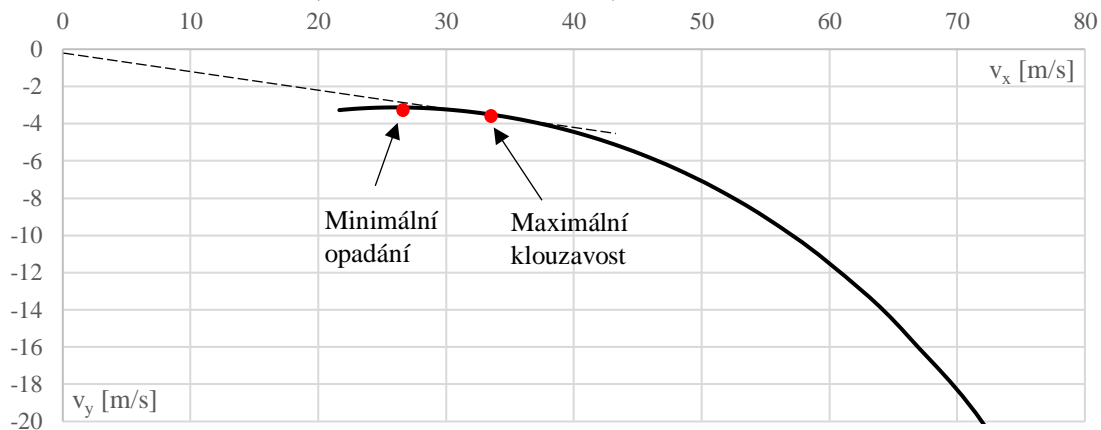
$$v_{glide} = \sqrt{\frac{2 * 600 * 9.81 * \cos(0.1071)}{0.5272 * 12.54 * 1.225}} = 38.02 \text{ [m/s]}$$

Složky horizontální rychlosti a rychlosti klesání byly získány z pravoúhlého trojúhelníku.

$$v_x = v_{glide} * \cos(\gamma) = 38.02 * \cos(0.1071) = 37.8 \text{ [m/s]} \quad (11.10)$$

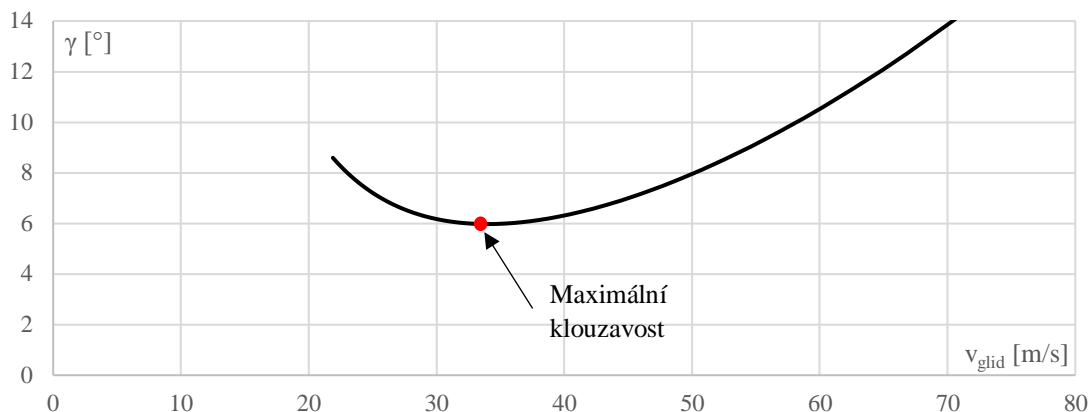
$$v_y = -v_{glide} * \sin(\gamma) = 38.02 * \sin(0.1071) = -4.06 \text{ [m/s]} \quad (11.11)$$

V následujícím grafu byla zobrazena rychlostní polára letounu v cestovní konfiguraci. Důležitými body této křivky je bod minimální klesací rychlosti (minimálního opadání) a bod minimálního úhlu klesání (maximální klouzavosti).



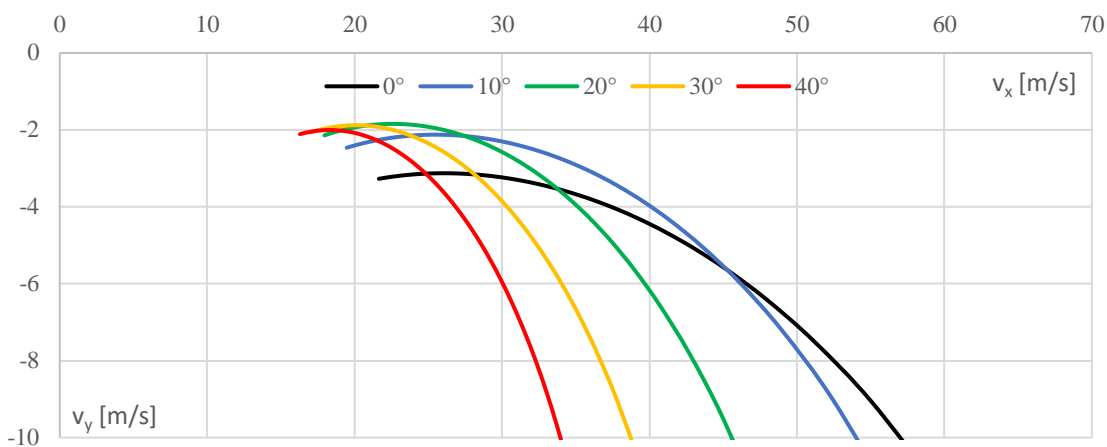
Graf 38: Rychlostní polára, MTOM, cestovní konfigurace, 0 ft MSA

Dále byla vykreslena závislost úhlu klesání na rychlosti klouzavého letu.

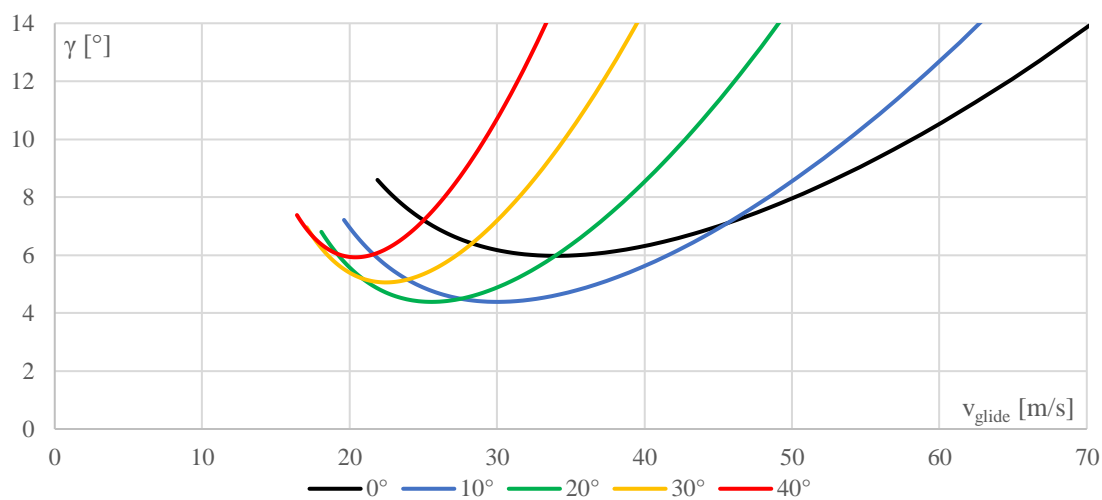


Graf 39: Úhel klesání, MTOM, cestovní konfigurace, 0 ft MSA

Obdobným způsobem byly vykresleny rychlostní poláry a křivky úhlu klesání pro všechny výchylky vztlačové mechanizace.



Graf 40: Rychlostní polára, MTOM, 0 ft MSA, vliv výchylky vztlačové mechanizace



Graf 41: Úhel klesání, MTOM, 0 ft MSA, vliv výchylky vztlačové mechanizace

V následující tabulce jsou shrnuty hodnoty minimálního úhlu klesání, minimálního opadání a jim odpovídající rychlosti klouzavého letu.

Výchylka vztakové mechanizace		0	10	20	30	40	[°]
Minimální úhel klesání	Hodnota	5.98	4.39	4.39	5.06	5.93	[°]
	Rychlost klouzavého letu	123.39	107.01	91.26	81.12	73.86	[km/h]
Minimální opadání	Hodnota	-3.13	-2.12	-1.84	-1.88	-2.00	[m/s]
	Rychlost klouzavého letu	94.91	92.22	81.36	73.01	66.27	[km/h]

Tab 45: Klouzavý let – minimální úhel klesání, minimální opadání, 0 ft MSA, vliv výchylky vztakové mechanizace

11.5. Stoupavý let

Výpočet rychlosti a úhlu stoupání je podobný jako výpočet klouzavého letu. Do silové rovnováhy však vstupuje tah motoru. Parametrem, který přímo určuje hodnotu rychlosti stoupání je přebytek tahu propulzní jednotky. Rychlost stoupání byla vypočtena následujícím postupem. Dosazené hodnoty odpovídají letounu v cestovní konfiguraci při MTOM, výšce letu 0 ft MSA a úhlu náběhu $\alpha = 3^\circ$.

Nejprve byl určen úhel stoupání.

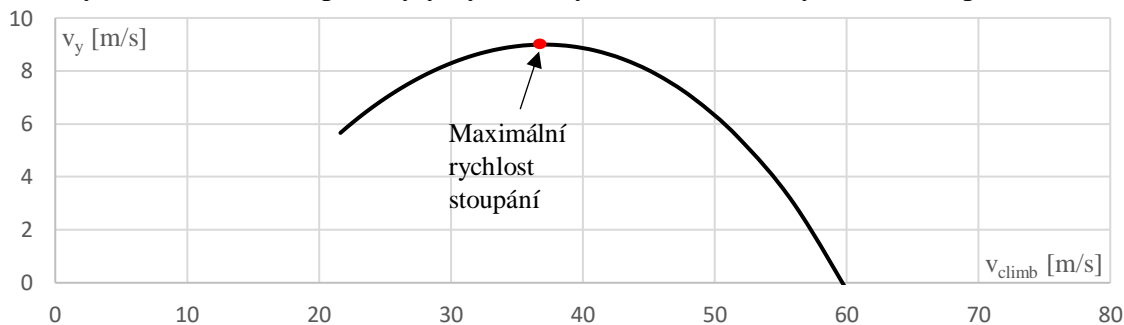
$$\begin{aligned} \gamma &= \sin^{-1} \left(\frac{T_V - T_P}{m * g} \right) = \sin^{-1} \left(\frac{2041.07 - 632.6}{600 * 9.81} \right) = 0.239 \text{ [rad]} \\ &= 13.84 \text{ [}^\circ\text{]} \end{aligned} \quad (11.12)$$

Rychlost stoupavého a vlastní rychlost stoupání byly vypočteny stejně jako v případě letu klouzavého.

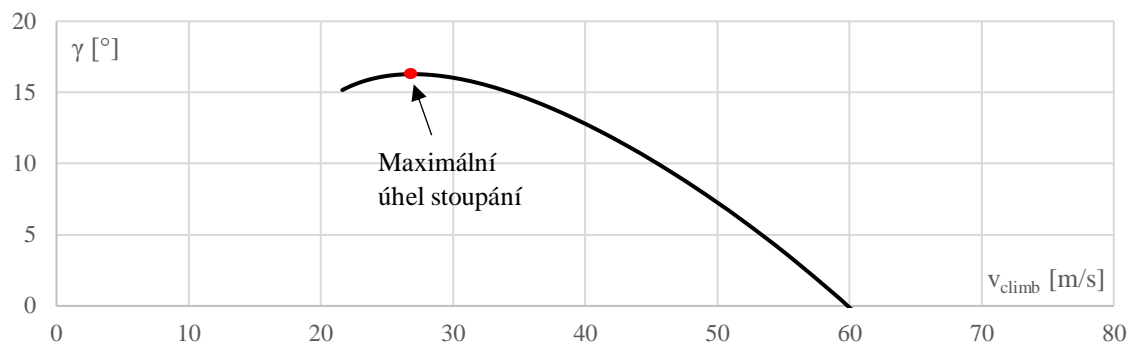
$$\begin{aligned} v_{climb} &= \sqrt{\frac{2 * m * g * \cos(\gamma)}{C_L * S_w * \rho}} = \sqrt{\frac{2 * 600 * 9.81 * \cos(0.239)}{0.5272 * 12.54 * 1.225}} \\ &= 37.57 \text{ [m/s]} \end{aligned} \quad (11.13)$$

$$v_y = v_{climb} * \sin(\gamma) = 37.57 * \sin(0.239) = 8.99 \text{ [m/s]} \quad (11.14)$$

Rychlost a úhel stoupání byly vykresleny v závislosti na rychlosti stoupavého letu.

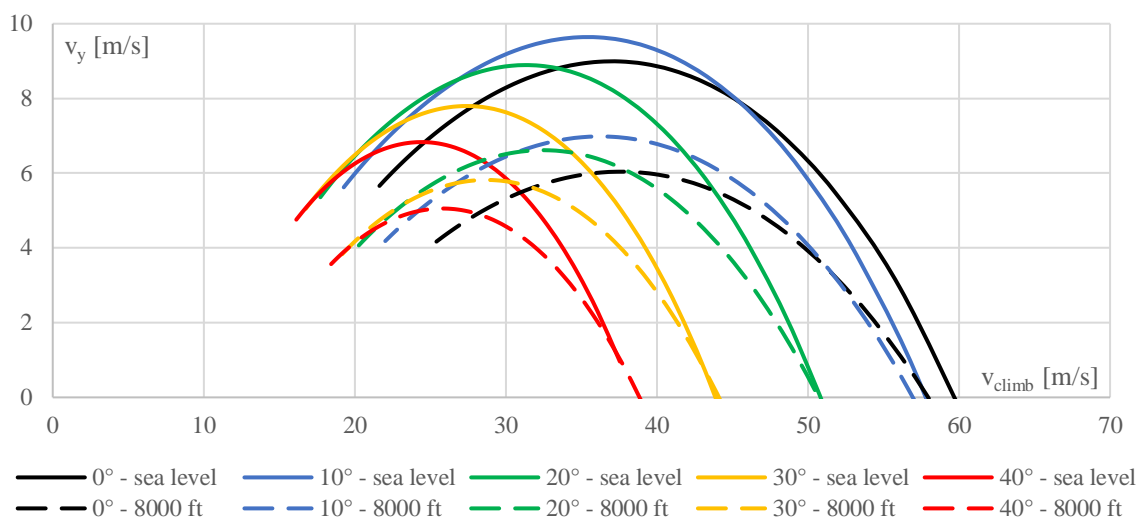


Graf 42: Rychlost stoupání, MTOM, Cestovní konfigurace, 0 ft MSA

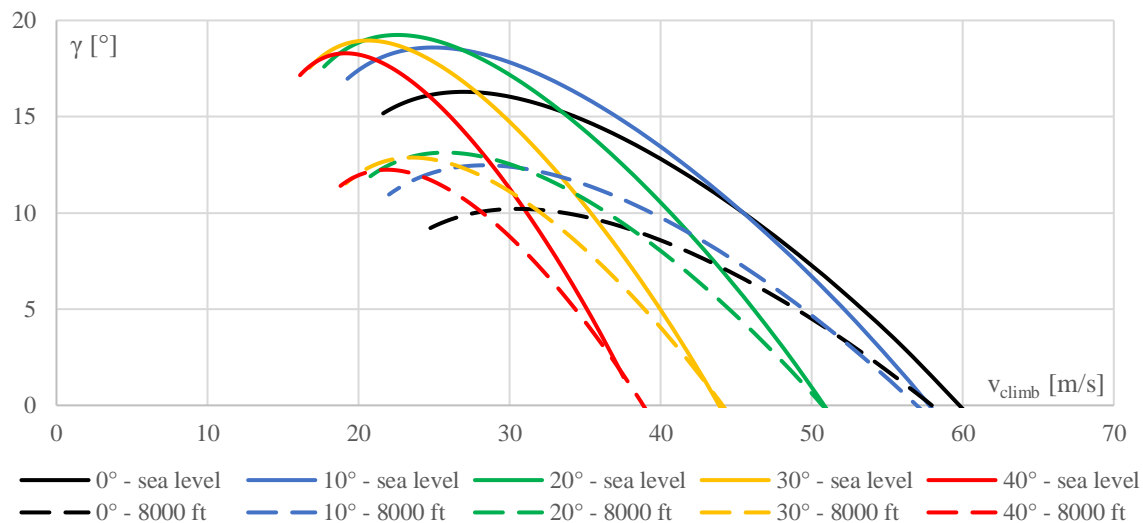


Graf 43: Úhel stoupání, MTOM, Cestovní konfigurace, 0 ft MSA

Výpočet byl proveden obdobně pro všechny výchylky vztlakové mechanizace a také pro výšku 8000 ft MSA. Výsledné grafy jsou zobrazeny níže.



Graf 44: Rychlost stoupání, MTOM, vliv výchylky vztlakové mechanizace a výšky letu



Graf 45: Úhel stoupání, MTOM, vliv výchylky vztlakové mechanizace a výšky letu

V následujících tabulkách jsou shrnuty hodnoty maximálního úhlu stoupání, maximální stoupačí rychlosti a jim odpovídající rychlosti stoupavého letu.

Výchylka vztakové mechanizace		0	10	20	30	40	[°]
Maximální stoupačí rychlost	Hodnota	8.99	9.64	8.89	7.80	6.83	[m/s]
	Rychlost stoupavého letu	135.25	125.21	112.56	98.77	87.58	[km/h]
Maximální úhel stoupání	Hodnota	16.29	18.59	19.24	18.96	18.29	[°]
	Rychlost stoupavého letu	96.97	89.94	81.61	73.83	68.91	[km/h]

Tab 46: Stoupačný let - maximální stoupačí rychlost, maximální úhel stoupání, 0 ft MSA, vliv výchylky vztakové mechanizace

Výchylka vztakové mechanizace		0	10	20	30	40	[°]
Maximální stoupačí rychlost	Hodnota	6.04	6.98	6.61	5.82	5.05	[m/s]
	Rychlost stoupavého letu	134.50	129.72	115.53	103.65	93.51	[km/h]
Maximální úhel stoupání	Hodnota	10.21	12.47	13.13	12.87	12.24	[°]
	Rychlost stoupavého letu	110.76	102.97	92.08	84.55	78.86	[km/h]

Tab 47: Stoupačný let - maximální stoupačí rychlost, maximální úhel stoupání, 8000 ft MSA, vliv výchylky vztakové mechanizace

11.6. Stoupačný let – aerovlek

Letoun je od počátku vyvíjen jako potenciální náhrada současně používaných aeroklubových vlečných letounů. Tyto letouny jsou díky svému stáří nákladné na údržbu, zejména díky nutnosti generálních oprav motorů. Velké investice do oprav a údržby vlečných letounů mají za důsledek zvýšení ceny jinak poměrně dostupného bezmotorového létání.

Úkolem vlečného letounu je co nejrychleji „vytáhnout“ kluzák do požadované výšky. Z tohoto důvodu je rychlost stoupání soustavy letoun-kluzák důležitým parametrem.

Pro výpočet byl jako referenční kluzák zvolen často používaný Let L-13 Blaník. Jeho rychlostní polára byla získána z webových stránek aeroklubu Křižanov [29]. Rychlostní polára byla přepočtena na poláru aerodynamickou, která byla pro účel výpočtu nahrazena polynomem v závislosti na součiniteli vzlaku kluzáku.

$$C_D = -0.0036 * C_L^6 + 0.031 * C_L^5 - 0.11 * C_L^4 + 0.21 * C_L^3 - 0.15 * C_L^2 + 0.059 * C_L + 0.0069 \quad (11.15)$$

Pro výpočet byl uvažován letoun v sólovém obsazení s hmotností $m = 500 [kg]$ a kluzák při maximální vzletové hmotnosti $m_{glider} = 500 [kg]$. Rychlost stoupání byla určena pro výchylky vztakové vlečného letounu mechanizace 0° , 10° a 20° a výšky letu 0 a 8000 ft MSA. Dosazené hodnoty odpovídají výchylce vztakové mechanizace 0° , výšce letu 0 ft MSA a úhlu náběhu $\alpha = 3 [^\circ]$.

Nejprve byla určena rychlost vodorovného letu soustavy letoun-kluzák pro daný bod poláry letounu.

$$v = \sqrt{\frac{2 * m * g}{C_L * S_w * \rho}} = \sqrt{\frac{2 * 500 * 9.81}{0.5272 * 12.54 * 1.225}} = 34.8 \text{ [m/s]} \quad (11.16)$$

Následně byl vypočten součinitel vztlaku kluzáku a odpovídající součinitel odporu.

$$C_L = \frac{2 * m_{glider} * g}{v^2 * S_{w_{glider}} * \rho} = \frac{2 * 500 * 9.81}{34.8^2 * 19.15 * 1.225} = 0.3452 \text{ [1]} \quad (11.17)$$

$$C_D = -0.0036 * 0.3452^6 + 0.031 * 0.3452^5 - 0.11 * 0.3452^4 + 0.21 * 0.3452^3 - 0.15 * 0.3452^2 + 0.059 * 0.3452 + 0.0069 \quad (11.18)$$

$$C_D = 0.0168 \text{ [1]}$$

Kde $S_{w_{glider}}$ reprezentuje plochu křídla kluzáku. Dále byl vypočten potřebný tah letounu a kluzáku.

$$T_P = m * g * \frac{C_D}{C_L} = 500 * 9.81 * \frac{0.0567}{0.5272} = 527.17 \text{ [N]} \quad (11.19)$$

$$T_{P_{glider}} = m_{glider} * g * \frac{C_D}{C_L} = 500 * 9.81 * \frac{0.0168}{0.3452} = 238.43 \text{ [N]} \quad (11.20)$$

Celkový potřebný tah soustavy letoun-kluzák byl určen součtem výše uvedených hodnot. Potřebný tah kluzáku byl vynásoben koeficientem 1.5, který zohledňuje nárůst odporu vlivem turbulentního proudění za vlečným letounem.

$$T_P = 527.17 + 1.5 * 238.43 = 884.82 \text{ [N]} \quad (11.21)$$

Dále byly vypočteny úhel stoupání, rychlost stoupavého letu a rychlost stoupání soustavy letoun-kluzák.

$$\gamma = \sin^{-1} \left(\frac{T_V - T_P}{(m + m_{glider}) * g} \right) \quad (11.22)$$

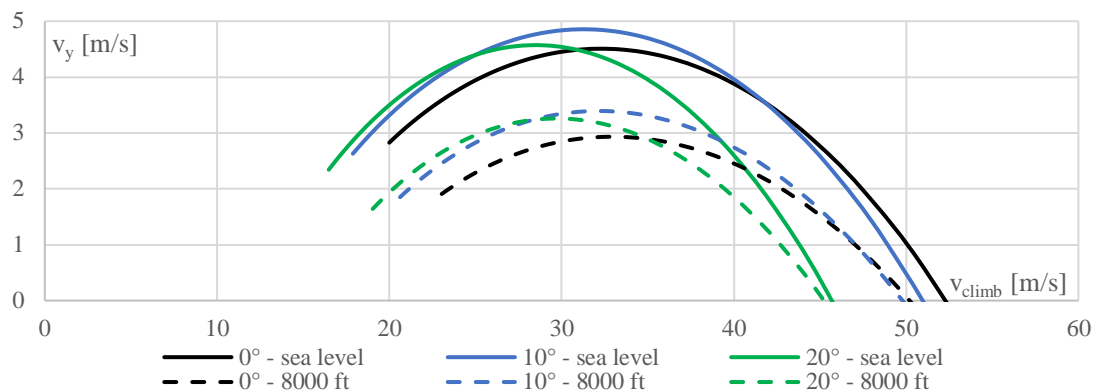
$$\gamma = \sin^{-1} \left(\frac{2144.15 - 884.82}{(500 + 500) * 9.81} \right) = 0.129 \text{ [rad]} = 7.375 \text{ [°]}$$

$$v_{climb} = \sqrt{\frac{2 * m * g * \cos(\gamma)}{C_L * S_w * \rho}} = \sqrt{\frac{2 * 500 * 9.81 * \cos(0.129)}{0.5272 * 12.54 * 1.225}} \quad (11.23)$$

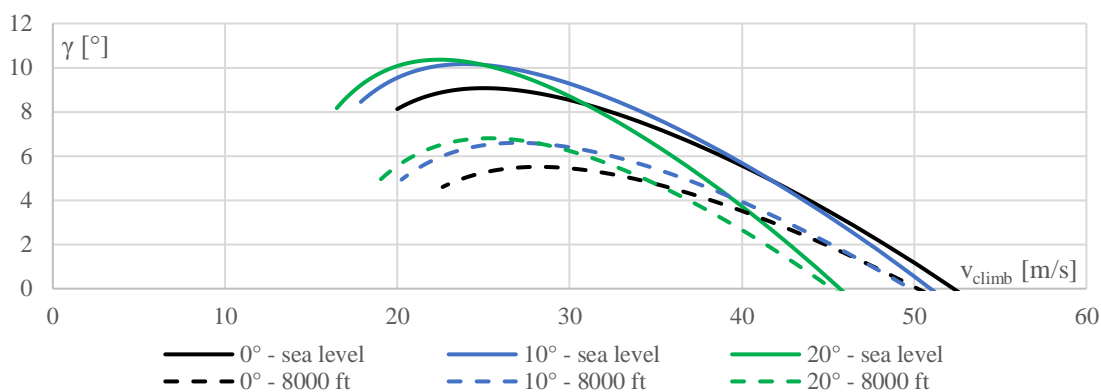
$$= 34.66 \text{ [m/s]}$$

$$v_y = v_{climb} * \sin(\gamma) = 34.66 * \sin(0.129) = 4.45 \text{ [m/s]} \quad (11.24)$$

Výsledné závislosti rychlosti a úhlu stoupání na rychlosti stoupavého letu soustavy letoun-kluzák jsou vykresleny v následujících grafech.



Graf 46: Rychlost stoupání, $m=500$ kg, aerovlek L-23, vliv výchylky vztlakové mechanizace a výšky letu



Graf 47: Úhel stoupání, $m=500$ kg, aerovlek L-23, vliv výchylky vztlakové mechanizace a výšky letu

V následujících tabulkách jsou shrnuty hodnoty maximálního úhlu stoupání, maximální stoupací rychlosti a jim odpovídající rychlosti stoupavého letu.

Výchylka vztlakové mechanizace		0	10	20	[°]
Maximální stoupací rychlost	Hodnota	4.51	4.86	4.57	[m/s]
	Rychlost stoupavého letu	116.07	112.03	101.34	[km/h]
Maximální úhel stoupání	Hodnota	9.07	10.16	10.36	[°]
	Rychlost stoupavého letu	89.79	86.92	81.27	[km/h]

Tab 48: Stoupavý let aerovlek L-23 - maximální stoupací rychlost, maximální úhel stoupání, 0 ft MSA, vliv výchylky vztlakové mechanizace

Výchylka vztlakové mechanizace		0	10	20	[°]
Maximální stoupací rychlost	Hodnota	2.93	3.39	3.26	[m/s]
	Rychlost stoupavého letu	119.88	115.91	106.28	[km/h]
Maximální úhel stoupání	Hodnota	5.51	6.60	6.81	[°]
	Rychlost stoupavého letu	101.69	96.60	90.51	[km/h]

Tab 49: Stoupavý let aerovlek L-23 - maximální stoupací rychlost, maximální úhel stoupání, 8000 ft MSA, vliv výchylky vztlakové mechanizace

11.7. Vzlet

Délka vzletu, respektive její minimalizace, je pro navrhovaný letoun od počátku jedním z hlavních cílů. Dle předpisu UL-2 je definována maximální přípustná hodnota délky vzletu do 15 m z krátce střížené travnaté plochy při MTOM a vzletové konfiguraci. Touto hodnotou je 450 m. Vzlet bude řešen postupně pro následující fáze: rozjezd, rotace, přechodový oblouk. Metodika výpočtu byla převzata z [15].

Výpočty jsou provedeny pro přední polohu centráže, která je nejméně výhodná z hlediska pádové rychlosti letounu. Při polohách centráže více vzadu lze očekávat zkrácení dráhy vzletu.

11.7.1. Rozjezd

Rozjezd letounu byl řešen pomocí numerické integrace. Silová rovnováha při rozjezdu může být zapsána následující rovnicí.

$$m * \frac{dv}{dt} = T(v) - D(v) - F(v) \quad (11.25)$$

Kde $T(v)$ je tah vrtule, $D(v)$ je odpor letounu a $F(v)$ je tření mezi koly podvozku a vzletovou plochou. Výpočet sil probíhal dle následujících vztahů.

$$D(v) = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * C_D * S_w \quad (11.26)$$

$$F(v) = \mu_{ground} * (m * g - L(v)) \quad (11.27)$$

$$L(v) = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * C_L * S_w \quad (11.28)$$

Konstanta μ_{ground} značí koeficient tření mezi koly podvozku a krátce stříženou travnatou plochou. Dle [15] byla zvolena hodnota $\mu_{ground} = 0.05$. Tah vrtule $T(v)$ byl vypočten v kapitole 11.1.

V případě podvozku s ostruhovým kolem se v průběhu rozjezdu mění aerodynamické charakteristiky (součinitel vztlaku a odporu) letounu. Z tohoto důvodu byly stanoveny referenční hodnoty aerodynamických součinitelů při rozjezdu po 3 kolech a následně po odlepení ostruhového kola.

Zjednodušeně byl rozjezd po 3 kolech (fáze 1) považován za stav odpovídající maximálnímu součiniteli vztlaku letounu. V praxi tomu tak není, jelikož úhel náběhu křídla při poloze letounu na 3 bodech je vyšší, než jsou hodnoty kritického úhlu náběhu. Křídlo se tedy alespoň částečně nachází ve stavu s odtrženým prouděním, což rezultuje ve snížení součinitele vztlaku a zvýšení součinitele odporu.

Následný rozjezd s odlepeným ostruhovým kolem (fáze 2) byl považován za stav při nulovém úhlu náběhu. Hodnoty aerodynamických součinitelů odpovídající fázím 1 a 2 jsou shrnuty v tabulce níže.

Výchylka vztlakové mechanizace		0	10	20	30	40	[°]
1. fáze	C_L	1.32	1.52	1.80	2.11	2.32	[1]
	C_D	0.189	0.199	0.227	0.266	0.314	
2. fáze	C_L	0.27	0.58	0.88	1.13	1.34	
	C_D	0.042	0.051	0.075	0.113	0.160	

Tab 50: Rozjezd letounu - referenční hodnoty aerodynamických součinitelů

Rychlost odlepení ostruhového kola, a tedy přechod mezi fázemi 1 a 2 byla odhadnuta jako 25 % pádové rychlosti dané konfigurace. Ostruhové kolo je možné zvednout ve chvíli, kdy je vztlaková síla VOP dostatečná pro zajištění momentové rovnováhy. Velikost potřebné síly VOP závisí zejména na poloze těžiště vůči kolům hlavního podvozku.

Rychlost rotace (odlepení) letounu byla stanovena jako 110 % pádové rychlosti dané konfigurace.

Výchylka vztlakové mechanizace	0	10	20	30	40	[°]
Rychlost odlepení ostruhy	6.02	5.61	5.16	4.77	4.54	[m/s]
Rychlost rotace	26.50	24.66	22.69	20.97	19.97	

Tab 51: Rozjezd letounu - referenční rychlosti

Iterační výpočet probíhal s krokem $\Delta t = 0.05$ [s]. V daném kroku byly vždy spočteny hodnoty $T(v)$, $D(v)$ a $F(v)$. Z těchto hodnot byla vypočtena hodnota zrychlení.

$$\left(\frac{dv}{dt}\right)_i = \frac{T(v_i) - D(v_i) - F(v_i)}{m} \quad (11.29)$$

Dále byla určena ujetá dráha na konci daného kroku.

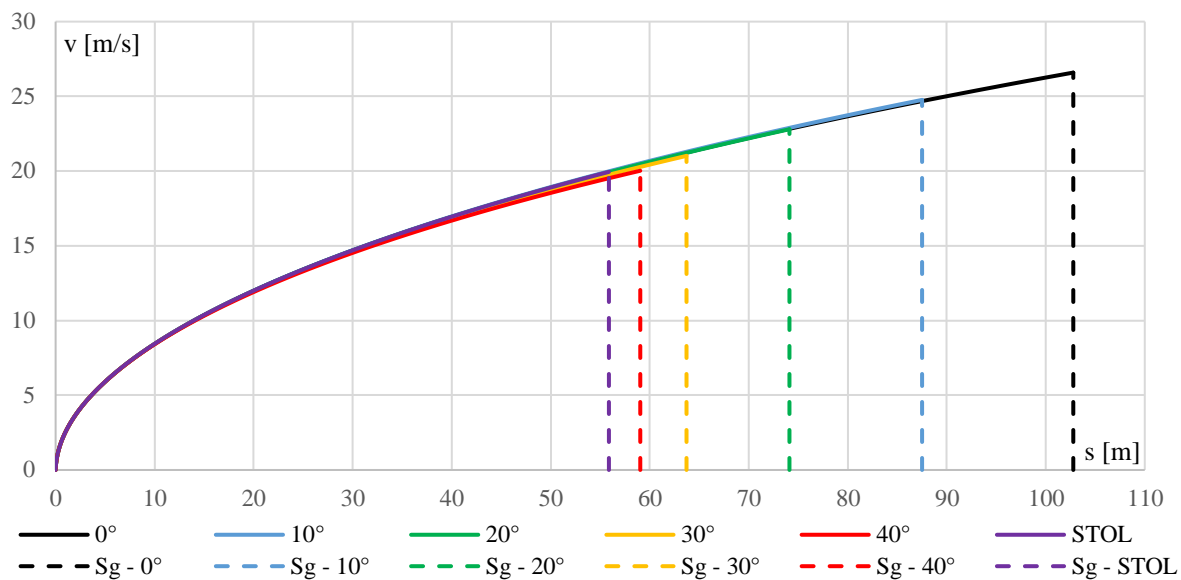
$$S_{G_i} = S_{G_{i-1}} + v_i * \Delta t + \frac{1}{2} * \left(\frac{dv}{dt}\right)_i * \Delta t^2 \quad (11.30)$$

Nakonec byla stanovena rychlost na počátku kroku následujícího.

$$(v)_{i+1} = (v)_i + \left(\frac{dv}{dt}\right)_i * \Delta t \quad (11.31)$$

Kromě všech výchylek vztlakové mechanizace byl výpočet proveden i pro typ vzletu, kdy jsou klapky vysunuty na maximální hodnotu až při dosažení potřebné rychlosti. Tento typ vzletu není standartní. Bývá však použit v případech, kdy je nutné délku rozjezdu minimalizovat co nejvíce. V grafu níže je tento rozjezd označen jako „STOL“.

Po dokončení výpočtu byly sestaveny závislosti rychlosti na ujeté dráze.



Graf 48: Rozjezd letounu, MTOM, vliv výchytky vztlakové mechanizace

V následujíc tabulce jsou data shrnuta.

Výchylka vztlakové mechanizace	0	10	20	30	40	40 STOL	[°]
Délka rozjezdu	102.78	87.51	74.11	63.72	59.05	55.88	[m]
Čas rozjezdu	7.45	6.85	6.30	5.85	5.65	5.45	[s]

Tab 52: Rozjezd letounu – shrnutí

11.7.2. Rotace

Dle [15] byla odhadnuta doba rotace. Následně byla stanovena dráha rotace. Dosazené hodnoty odpovídají letounu v konfiguraci bez klapkek.

$$t_{rot} = 1 [s]$$

$$S_{rot} = t_{rot} * v_{loft} = 1 * 26.5 = 26.5 [m] \quad (11.32)$$

Kde v_{loft} značí rychlost letounu při odlepení. Dráhy rotace pro všechny konfigurace letounu jsou shrnuty v následující tabulce.

Výchylka vztlakové mechanizace	0	10	20	30	40	40 STOL	[°]
Dráha rotace	26.50	24.66	22.69	20.97	19.97	26.50	[m]

Tab 53: Dráha rotace

11.7.3. Přechodový oblouk

Dle [15] se předpokládá, že letoun během přechodového oblouku zrychlí z $1.1 * v_s$ na $1.2 * v_s$. Průměrná rychlost přechodového oblouku v_1 je tedy stanovena jako $1.15 * v_s$. Dosazené hodnoty odpovídají cestovní konfiguraci letounu.

$$v_1 = 1.15 * v_s = 1.15 * 24.09 = 27.7 \text{ [m/s]} \quad (11.33)$$

Následně byl stanoven násobek přetížení při přechodovém oblouku. Uvažuje se, že letoun v přechodovém obloukem letí při 90 % maximálního součinitele vztlaku.

$$n = \frac{\frac{1}{2} * \rho * v_1^2 * 0.9 * C_{Lmax} * S_w}{\frac{1}{2} * \rho * v_s^2 * C_{Lmax} * S_w} = \frac{27.7^2 * 0.9}{24.09^2} = 1.19 \text{ [1]} \quad (11.34)$$

Dále byl vypočten poloměr přechodového oblouku.

$$R = \frac{v_1^2}{g * (n - 1)} = \frac{27.7^2}{9.81 * (1.19 - 1)} = 411.14 \text{ [m]} \quad (11.35)$$

Úhel stoupání po dokončení přechodového oblouku byl odečten pro rychlost $1.2 * v_s$ z výsledků vypočtených v kapitole 11.5.

$$\gamma = 0.284 \text{ [rad]} = 16.25 \text{ [°]}$$

Následně byla vypočtena výška po dokončení přechodového oblouku.

$$h = R * (1 - \cos(\gamma)) = 411.14 * (1 - 0.96) = 16.43 \text{ [m]} \quad (11.36)$$

Uletěná dráha v přechodovém oblouku je spočtena následujícím vztahem.

$$S_{arc} = \sqrt{R^2 - (R - h_{req})^2} = \sqrt{411.14^2 - (411.14 - 15)^2} = 110.04 \text{ [m]} \quad (11.37)$$

Z výsledku rovnice (11.36) vyplývá, že požadované výšky 15 m bylo v případě letounu v cestovní konfiguraci dosaženo před dokončením přechodového oblouku. V tomto případě musí být do rovnice (11.37) za hodnotu h_{req} dosazena požadovaná výška 15 m.

V případě konfigurací s výchytkou klapků 30° a 40° byla hodnota výšky vypočtená z rovnice (11.36) nižší než 15 m. V tomto případě byla do rovnice (11.37) za h_{req} dosazena hodnota h .

Pro případy, kdy nebylo požadované výšky 15 m dosaženo před dokončením přechodového oblouku, byla určena uletěná vzdálenost pro dosažení zbývajícího rozdílu výšky. Tato vzdálenost byla vypočtena z pravoúhlého trojúhelníku, přičemž byl uvažován ustálený let při úhlu stoupání γ určeném dříve. Dosažené hodnoty odpovídají konfiguraci s výchylnou klapky 30° .

$$S_{climb} = \frac{15 - h}{tg(\gamma)} = \frac{15 - 13.69}{tg(0.327)} = 3.85 [m] \quad (11.38)$$

Konečná dráha vzletu do 15 m byla určena součtem drah jednotlivých fází. Dosažené hodnoty odpovídají konfiguraci s výchylnou klapky 30° .

$$S_{take\ off} = S_g + S_{rot} + S_{arc} + (S_{climb}) \quad (11.39)$$

$$S_{take\ off} = 63.7 + 20.97 + 82.86 + 3.84 = 171.38 [m]$$

Tabulka níže shrnuje hodnoty předchozích výpočtů a celkovou dráhu vzletu do 15 m.

Výchylna vztlačkové mechanizace	δ_{fl}	0	10	20	30	40	40 STOL	[°]
Dráha rozjezdu	S_g	102.78	87.50	74.10	63.70	59.03	55.88	[m]
Vzdálenost rotace	S_{rot}	26.50	24.67	22.70	20.97	19.97	19.97	
Úhel stoupání konce oblouku	γ	16.25	18.51	19.11	18.77	17.86	17.86	[°]
Výška konce oblouku	h	16.43	18.44	16.63	13.69	11.26	11.26	[m]
Horizontální vzdálenost oblouku	S_{arc}	110.06	102.30	93.94	82.86	71.65	71.65	
Horizontální vzdálenost stoupání	S_{climb}	0.00	0.00	0.00	3.84	11.62	11.62	
Celková dráha vzletu do 15 m	$S_{take\ off}$	239.34	214.47	190.73	171.38	162.27	159.12	

Tab 54: Vzlet do 15 m – shrnutí

11.8. Ustálená zatáčka

Zatáčkový diagram určuje závislost minimálního poloměru zatáčky na rychlosti letu. Byl sestaven pomocí kritérií maximálního součinitele vztlačku, maximálního provozního násobku a výkonu motoru. Zatáčkový diagram byl řešen pro letoun v cestovní konfiguraci při MTOM a výšce letu 0 ft MSA. Dosažené hodnoty odpovídají úhlu náběhu $\alpha = 3^\circ$.

11.8.1. Omezení maximálním provozním násobkem

Maximální provozní násobek je stanoven předpisem UL-2.

$$n_{max} = 4 [1]$$

Minimální poloměr zatáčky byl vypočten dle následujícího vztahu.

$$R_{min} = \frac{v^2}{g * \sqrt{n_{max} - 1}} = \frac{38.12^2}{9.81 * \sqrt{4 - 1}} = 85.52 [m] \quad (11.40)$$

11.8.2. Omezení maximálním součinitelem vztlaku

Pro výpočet byla uvažována hodnota pádová rychlost letounu při přední centráži a cestovní konfiguraci.

$$v_s = 24.54 \text{ [m/s]}$$

Minimální poloměr zatáčky byl vypočten dle následujícího vztahu.

$$R_{min} = \frac{v^2}{g * \sqrt{\left(\frac{v^2}{v_s^2}\right)^2 - 1}} = \frac{38.12^2}{9.81 * \sqrt{\left(\frac{38.12^2}{24.54^2}\right)^2 - 1}} = 67.45 \text{ [m]} \quad (11.41)$$

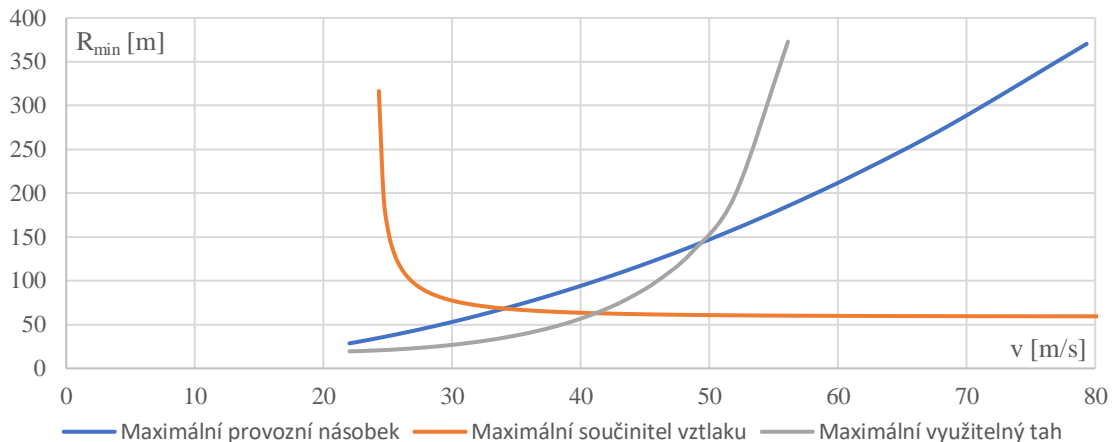
11.8.3. Omezení maximálním využitelným tahem

Pro výpočet byla uvažována tahová křivka určená v kapitole 11.1. Minimální poloměr zatáčky byl vypočten dle následujícího vztahu.

$$R_{min} = \frac{v^2}{g * \sqrt{\left(\frac{C_L}{C_D} * \frac{T_V}{m * g}\right)^2 - 1}} \quad (11.42)$$

$$R_{min} = \frac{38.12^2}{9.81 * \sqrt{\left(\frac{0.5272}{0.0567} * \frac{2041.07}{600 * 9.81}\right)^2 - 1}} = 48.32 \text{ [m]}$$

Výsledné křivky minimálního poloměru zatáčky dle jednotlivých kritérií byly vykresleny do grafu. Hranice minimálního poloměru zatáčky je definována nejvýše položenou křivkou při dané rychlosti letu.



Graf 49: Zatáčkový diagram

11.9. Dolet a vytrvalost

Dolet a vytrvalost byly určeny pro cestovní konfiguraci letounu při optimálním, ekonomickém a cestovním režimu. Příklad výpočtu je uveden pro optimální režim.

$$v_{opt} = 123.5 [km/h] = 34.31[m/s]$$

Dle dat dodaných výrobcem vrtule [21] jsou provozní otáčky vrtule $n = 3000 [ot/min]$. Průměr vrtule $D = 66 ["] = 1.676 [m]$.

Z výše uvedených dat byly vypočten rychlostní poměr vrtule při výše uvedených režimech.

$$\lambda_{opt} = \frac{v_{opt}}{n * D} = \frac{34.31}{\frac{3000}{60} * 1.676} = 0.41 [1] \quad (11.43)$$

Z dat dodaných výrobcem vrtule byly odečteny hodnoty účinnosti odpovídající rychlostnímu poměru λ vypočtenému výše.

$$\eta_{opt} = 0.6 [1]$$

Hodnota specifické spotřeby motoru pro otáčky $n = 3000 [ot/min]$ byla získána z dat poskytnutých výrobcem motoru [16].

$$q_{spec} = 0.29 \left[\frac{l}{hp * h} \right] = 7.79 * 10^{-8} \left[\frac{kg}{w * s} \right]$$

Dolet a vytrvalost letounu byly vypočteny dle následujících vztahů.

$$S_{range} = \frac{\eta}{g * q_{spec}} * \left(\frac{C_L}{C_D} \right) * \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{m_{pal}}{m}} \right) \quad (11.44)$$

$$S_{range} = \frac{0.6}{9.81 * 7.79 * 10^{-8}} * 9.547 * \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{79.31}{600}} \right)$$

$$S_{range} = 1062700 [m] = 1062.7 [km]$$

$$t_{endurance} = \frac{\eta}{g * q_{spec}} * \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right) * \sqrt{\frac{2 * \rho * S_w}{m * g}} * \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{m_{pal}}{m}}} - 1 \right) \quad (11.45)$$

$$t_{endurance} = \frac{0.6}{9.81 * 7.79 * 10^{-8}} * (7.687) * \sqrt{\frac{2 * 1.225 * 12.54}{600 * 9.81}}$$

$$* \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{79.31}{600}}} - 1 \right)$$

$$t_{max} = 32031 [s] = 8.9 [h]$$

Hodnoty doletu a vytrvalosti při ekonomickém a cestovním režimu jsou shrnuty v tabulce níže.

Režim letu	Účinnost vrtule [1]	Specifická spotřeba [kg*w ⁻¹ *s ⁻¹]	Rychlost letu [km/h]	Dolet [km]	Vytrvalost [h]
Optimální	0.60	7.78873E-08	123.5	1062.7	8.90
Ekonomický	0.48	7.78873E-08	95.2	704.01	8.11
Cestovní	0.75	7.78873E-08	195	862.81	4.63

Tab 55: Dolet a vytrvalost

12. Závěr

V rámci této diplomové práce byl proveden koncepční návrh víceúčelového letounu dle aktuální verze předpisu UL-2, která vstoupila v platnost na jaře roku 2019. Hlavním cílem návrhu bylo vytvoření cenově dostupného stroje, který bude poskytovat uspokojivé až nadprůměrné výkony v širokém spektru letových režimů. Hlavními požadavky na letoun byly: nízká pádová rychlost, minimalizace délky vzletu a přistání, možnost vzletu a přistání mimo upravené letištní plochy, uspokojivá cestovní rychlost, vysoká rychlost stoupání a schopnost vlečení těžších dvoumístných kluzáků.

Letoun byl koncipován jako dvoumístný, vzpěrový hornoplošník s tandemovým uspořádáním a klasickým uspořádáním ocasních ploch. Vztlková mechanizace je tvořena Fowlerovou klapkou s rozsahem výchylek do 40°. Jako materiál primární konstrukce byl zvolen kov v kombinaci s kovovo-plátěným potahem. Důvodem tohoto řešení byla zejména nízká hmotnost, dobrá odolnost konstrukce a také minimalizace výrobních nákladů.

V počáteční fázi práce byla určena velikost plochy křídla s ohledem na dosažení minimální hodnoty potřebného výkonu motoru při daných letových režimech. Dále byla stanovena geometrie základních částí letounu, při jejíž tvorbě byl kladen důraz na tvarovou jednoduchost

Dále byl proveden výpočet hmotností jednotlivých částí letounu, jehož výsledky byly použity pro sestavení hmotové obálky. Výsledky ukazují velký rozptyl centrází, který je způsoben zvolením velkého rozsahu proměnných hmot (hmotnost pilotů, paliva a zavazadel). Přesto že veškeré polohy těžišť vyhovují podmínce statické stability, bylo nastíněno opravné bezpečnostní opatření, kterým je předepsání hmotových omezení do letové příručky letounu.

V další fázi byl proveden výpočet základních aerodynamických charakteristik, kterými jsou vztlkové čáry, momentové čáry a poláry letounu. Při výpočtu byla uvažována změna polohy těžiště a různé výchylky vztlkové mechanizace.

V závěrečné fázi byly vypočteny základní letové výkony, kterými byly: pádová rychlost, maximální rychlost, cestovní rychlost, režim klouzání, režim stoupání, režim stoupání aerovleku, délka vzletu do 15 metrů, maximální dolet a vytrvalost. Výsledky analýzy výkonů vyhovují předpokladům, které byly stanoveny v počátku návrhu a současně v řadě případů převyšují výkony letounů této kategorie. Jedním z důvodů dosažení dobrých letových výkonů je uvažování použití výkonného motoru v kombinaci s vrtulí konstantních otáček.

Výpočtem letových výkonů byl splněn poslední bod zadání práce. V dalších fázích by bylo vhodné pokračovat v konstrukčně-pevnostním návrhu letounu, zpřesnění hmotových výpočtů či výpočtu letových vlastností.

13. Reference

- [1] Proving STOL Means “Short Takeoff & Landing”. ByDanJohnson.com [online]. ©2020 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <https://www.bydanjohnson.com/proving-stol-means-short-takeoff-landing/>
- [2] Shark.Aero Shark. Alchetron [online]. ©2018 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <https://alchetron.com/Shark.Aero-Shark>
- [3] Bush plane landing on a sandbar. Flickr [online]. ©2007 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <https://www.flickr.com/photos/22207801@N00/1565274770/>
- [4] Shock Ultra. Zlinaero.com [online]. ©2020 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <https://www.zlinaero.com/prodotti.php?id=18&lang=2>
- [5] ZLIN AVIATION SHOCK CUB TURBO. VFR Aviation [online]. ©2017 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <https://www.vfraviation.it/prove/zlin-aviation-shock-cub-turbo/>
- [6] Introducing the STOL CH750. Zenith Aircraft Company [online]. [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <http://www.zenithair.net/introduction-750-stol/>
- [7] Zenith STOL CH750 “Super Duty”. Zenith Aircraft Company [online]. [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <http://www.zenithair.net/introduction-ch-750-super-duty/>
- [8] The Zenith CH750 Cruzer. Zenith Aircraft Company [online]. [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <http://www.zenithair.net/introduction-cruzer/>
- [9] Zenith CH750 Cruzer. Zenith Aircraft Company [online]. [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <http://www.zenithair.com/stolch750/index-cruzer.html>
- [10] The Highlander. Just Aircraft [online]. ©2020 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <https://justaircraft.com/highlander/>
- [11] Kitfox Aircraft [online]. ©2016-2018 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <http://www.kitfoxaircraft.com/>
- [12] Kitfox Series 7 Super Sport. Aero News Network [online]. ©2007-2020 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <http://www.aero-news.net/index.cfm?do=main.textpost&id=453ce907-5d22-40b5-8a19-08d342992796>

- [13] Kitfox Aircraft Introduces New 2017 Speedster. Kitplanes [online]. 2017 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <https://www.kitplanes.com/kitfox-aircraft-introduces-new-2017-speedster/>
- [14] UL 2 – *Část I*. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2019.
- [15] GUDMUNDSSON, Snorri. General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures. Waltham, MA: Butterworth-Heinemann, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [16] ULP 350 iS. UL Power Aero Engines [online]. ©2020 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <https://ulpower.com/en/engines/ul350/ul350is>
- [17] Airfoil Tools [online]. ©2020 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/>
- [18] UIUC Airfoil Data Site [online]. ©2019 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html
- [19] ROSKAM, Jan. Airplane Design Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of The Propulsion System. Lawrence, KS: The University of Kansas, 1985.
- [20] ROSKAM, Jan. Airplane Design Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems. Lawrence, KS: The University of Kansas, 1985.
- [21] Airmaster [online]. ©2020 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: <https://www.propellor.com/>
- [22] STINTON, Darrol. The Design of The Aeroplane. Oxford: BSP Professional Books, 1983. ISBN 0-632-01877-1.
- [23] ROSKAM, Jan. Airplane Design Part V: Component Weight Estimation. Lawrence, KS: The University of Kansas, 1985.
- [24] MCGHEE, Robert J. a William D. BEASLEY. Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a 17-Percent-Thick Medium Speed Airfoil Designed for General Aviation Applications. Hampton, VA: National Aeronautics and Space Administration, 1980.
- [25] ROSKAM, Jan. Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics. Lawrence, KS: The University of Kansas, 1985.

- [26] TORENBEEK, Egbert. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Rotterdam: Delf University Press, 1976. ISBN 90 298 2505 7.
- [27] TORENBEEK, Edgar. *Advanced Aircraft Design*. Chichester: Wiley, 2013. ISBN 978-1-118-56811-8.
- [28] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I. Letové výkony*. CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [29] *Aeroklub Křižanov* [online]. ©2016 [cit. 2020-01-09]. Dostupné z: http://www.lkka.cz/sport/pk_aecr.htm
- [30] BROŽ, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Praha: Editační středisko ČVUT, 1990. ISBN 80-01-00198-9.
- [31] DANĚK, Milan. *Mechanika letu*. Brno: Editační středisko VUT.
- [32] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu II. Letové vlastnosti*. CERM, 2011. ISBN 9788072047611.

Seznam zkratek, symbolů a indexů

Značky a symboly		
Značka	Jednotka	Popis
(C_L/C_D)	[1]	Klouzavost
$(C_L/C_D)^{3/2}$	[1]	Ekonomický režim
(t/c)	[1]	Relativní tloušťka profilu
$(\alpha_{\delta CL})/(\alpha_{\delta Cl})$	[1]	Poměr mezi 3-D a 2-D efektivitou klapky
$(\Delta C_{L_{max}})_{base}$	[1]	Vliv relativní tloušťky profilu na vztlakovou účinnost klapky
A	[1]	Štíhlost
A_g	[1]	Konstanta použita při výpočtu hmotnosti podvozku
b_0	[m]	Hloubka kořenového profilu
B_g	[1]	Konstanta použita při výpočtu hmotnosti podvozku
b_k	[m]	Hloubka koncového profilu
b_{SAT}	[m]	Střední aerodynamická tětíva
b_{wheel}	[m]	Šířka kola
c'/c	[1]	Poměr hĺbky profilu s vychýlenou klapkou a čistého profilu
C_D	[1]	Součinitel odporu - 3D
C_d	[1]	Součinitel odporu - 2D
C_f	[1]	Koeficient tření použitý při výpočtech součinitele odporu
C_g	[1]	Konstanta použita při výpočtu hmotnosti podvozku
C_L	[1]	Součinitel vztlaku - 3D
C_l	[1]	Součinitel vztlaku - 2D
C_{li}	[1]	Součinitel vztlaku profilu při minimální součiniteli odporu
$C_{ln}(z)$	[1]	Normální rozložení součinitele vztlaku
C_l^α	[1/rad] [1/°]	Stoupání vztlakové čáry - 2D
C_L^α	[1/rad] [1/°]	Stoupání vztlakové čáry - 3D
$C_{l\alpha=0}$	[1]	Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu - 2D
$C_{L\alpha=0}$	[1]	Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu - 3D
C_M	[1]	Součinitel klopného momentu - 3D
C_m	[1]	Součinitel klopného momentu - 2D
$D(v)$	[N]	Odporová síla v čase
D_g	[1]	Konstanta použita při výpočtu hmotnosti podvozku
d_{wheel}	[m]	Průměr kola
$d\varepsilon/d\alpha$	[1]	Gradient zešikmení proudění v oblasti VOP
e	[1]	Oswaldova konstanta
f	[1]	Koeficient bezpečnosti
$F(v)$	[N]	Třecí síla v čase
g	[m/s ²]	Tíhové zrychlení
H	[m]	Výška letu dle MSA
h_{fu}	[m] [ft]	Maximální výška trupu
i_H	[rad] [°]	Úhel nastavení VOP vůči podélné ose trupu
i_w	[rad] [°]	Úhel nastavení křídla vůči podélné ose trupu
k	[1]	Obecná konstanta, význam specifikován v textu
K_b	[1]	Faktor zohledňující polohu klapky
K_{gr}	[1]	Konstanta použita při výpočtu hmotnosti podvozku
k_H	[1]	Zbrždění proudů vzduchu v oblasti VOP
k_{ind}	[1]	Konstanta indukovaného odporu

K_{wf}	[1]	Vliv trupu na stoupání vztlakové čáry křídla s trupem
K_{Λ}	[1]	Vliv úhlu šípů na maximální součinitel vztlaku křídla s klapkou
l	[m]	Rozpětí
L	[m]	Rameno
l_{fu}	[m] [ft]	Celková délka trupu
l_{fu_n}	[m] [ft]	Délka trupu bez krytu motoru
$L_{H_{cg}}$	[m]	Rameno VOP vztažené vůči poloze těžiště
$L_{H_{NB_{wf}}}$	[m]	Rameno VOP vztažené vůči poloze AC křídla s trupem
m	[kg] [lb]	Hmotnost
M	[1]	Machovo číslo
m_{empty}	[kg] [lb]	Prázdná hmotnost letounu
$m_{landing}$	[kg] [lb]	Hmotnost letounu při přistání
MSA	[-]	Mezinárodní standardní atmosféra
$MTOM$	[kg]	Maximální vzletová hmotnost
n_{max}	[1]	Maximální provozní násobek přetížení
N_{pax}	[1]	Počet členů posádky
n_{ult}	[1]	Početní násobek přetížení
n_{wheel}	[1]	Počet kol
P_{BHP}	[hp]	"Break horsepower"
PC	[1]	Přední centráž
p_{max}	[m] [ft]	Maximální obvod trupu
P_P	[kw]	Potřebný výkon
P_V	[kw]	Využitelný výkon
q	[N/m ²]	Dynamický tlak
q_{spec}	[kg/w/s]	Specifická spotřeba paliva
R	[m]	Poloměr zatáčky/přechodového oblouku
Re	[1]	Reynoldsovo číslo
R_{ls}	[1]	Korekční faktor použit při výpočtech součinitele odporu
R_{wf}	[1]	Vliv trupu na součinitel odporu vztlakové plochy
S	[m ²]	Plocha
S_{arc}	[m]	Dráha uletění v přechodovém oblouku
$S_{b_{fu}}$	[m ²]	Plocha průřezu zakončení trupu
SC	[1]	Střední centráž
S_{climb}	[m]	Dráha uletění při ustáleném stoupání
$S_{fu_{top}}$	[m ²]	Plocha půdorysného obdelníku trupu
S_G	[m]	Dráha rozjezdu
S_H	[1]	Poměr ploch VOP a křídla
$S_{pl_{fu}}$	[m ²]	Půdorysná plocha trupu
S_{range}	[m] [km]	Dolet
S_{rot}	[m]	Dráha uletění při rotaci
$S_{take\ off}$	[m]	Dráha vzletu do 15 m
S_{wet}	[m ²]	Omočená plocha
\bar{SZ}	[1]	Zásoba statické stability
t	[m] [ft]	Tloušťka
t	[s]	Čas
$T(v)$	[N]	Tahová síla v čase
$t_{endurance}$	[s] [h]	Vytrvalost
T_P	[N]	Potřebný tah

$T_{V_8000\text{ ft}}$	[N]	Využitelný tah u hladiny ve výšce 8000 ft
$T_{V_sea\ level}$	[N]	Využitelný tah u hladiny moře
v	[m/s] [km/h]	Rychlost letu
\bar{V}	[1]	Mohutnost
v_c	[m/s]	Cestovní rychlost
v_{climb}	[m/s] [km/h]	Rychlost stoupavého letu
v_{glide}	[m/s] [km/h]	Rychlost klesavého letu
v_{max}	[m/s] [km/h]	Maximální rychlost horizontálního letu
v_{s0}	[m/s]	Pádová rychlost v přistávací konfiguraci
v_x	[m/s] [km/h]	Horizontální složka rychlosti
v_y	[m/s]	Rychlost stoupání
W	[N]	Tíha
w_{fu}	[m] [ft]	Maximální šířka trupu
$wheel_track$	[m]	Rozchod kol
\bar{x}_{AC}	[1]	Poloha aerodynamického středu letounu
x_{b_SAT}	[m]	x - poloha počátku střední aerodynamické tětiny křídla
x_{CG}	[m]	x - poloha těžiště
\bar{x}_{cg}	[1]	Centráž
y_{CG}	[m]	y - poloha těžiště
ZC	[1]	Zadní centráž
α_0	[rad] [°]	Úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku
α_δ	[1]	Faktor popisující vztlakovou efektivitu klapky
β	[1]	Faktor použitý při výpočtu stoupání vztlakové čáry křídla
γ	[rad] [°]	Úhel stoupání/klesání
Δ	[1]	Přírůstek
δ	[rad] [°]	Výchylka
$\Delta\bar{x}_{SM}$	[1]	Požadovaná hodnota SZ při výpočtu ověření dostatečnosti VOP
ϵ_{0H}	[rad] [°]	Srázový úhel v oblasti VOP při nulovém součiniteli vztlaku wf
η	[1]	Zúžení
η_{prop}	[1]	Propulsní účinnost
θ	[rad] [°]	Úhel zatáčky
$\Lambda_{1/2}$	[rad] [°]	Úhel šípu čáry procházející v 50 % hloubky křídla
μ_2	[1]	Faktor při výpočtu přírůstku C_m vlivem vychýlení klapky
μ_{ground}	[1]	Součinitel tření mezi koly a vzletovou plochou
ξ	[°]	Omezení použito při návrhu podvozku
π	[1]	Ludolfovo číslo
ρ	[kg/m ³]	Hustota vzduchu
ϕ	[rad] [°]	Úhel geometrického kroucení
χ	[rad] [°]	Úhel šípu čtvrtinové čáry
ψ	[rad] [°]	Úhel vzepětí

Indexy		
Indexy	Jednotka	Popis
0	[-]	Odpovídající výšce 0 m MSA (Případ hustoty)
0	[-]	Odpovídající nulovému vztlaku (Aerodynamické součinitele)
canopy	[-]	Kabina
ek	[-]	Ekonomický režim
fc	[-]	Pevné řízení
fl	[-]	Vztlaková mechanizace
flight_controll	[-]	Soustava řízení
fu	[-]	Trup
fuel_system	[-]	Palivová soustava
gear	[-]	Podvozek
gear_main	[-]	Hlavní podvozek
gear_tail	[-]	Ostruhové kolo
glid	[-]	Kluzák
h	[-]	Odpovídající dané výšce letu
H	[-]	VOP
int	[-]	Interferenční (Součinitel odporu)
krit	[-]	Kritický úhel náběhu
max	[-]	Maximální hodnota
min	[-]	Minimální hodnota
opt	[-]	Optimální režim
prof	[-]	profilový (Součinitel odporu)
propeller	[-]	vrtulový proud
ref	[-]	Referenční hodnota
SL	[-]	Hladina moře
struts	[-]	Vzpěry
TO	[-]	Rozjezd letounu
tow	[-]	Aerovlek
V	[-]	SOP
w	[-]	Křídlo
wf	[-]	Křídlo s trupem

Seznam grafů

Grafy	
Číslo	Popis
Graf 1	Závislost prázdné hmotnosti na maximální vzletové hmotnosti
Graf 2	Závislost plochy křídla na maximální vzletové hmotnosti
Graf 3	Závislost výkonu motoru na maximální vzletové hmotnosti
Graf 4	Závislost výkonového zatížení na plošném zatížení
Graf 5	Závislost pádové rychlosti na plošném zatížení
Graf 6	Potřebné tahové zatížení - rychlost stoupání aerovlek VSO-10 Gradient
Graf 7	Potřebné tahové zatížení - rychlost stoupání aerovlek – všechny kluzáky
Graf 8	Referenční analytická polára letounu
Graf 9	Constraint analysis - závislost minimálního požadovaného výkonu motoru na plošném zatížení
Graf 10	Constraint analysis - omezení součinitelem vztlaku
Graf 11	Constraint analysis - závislost požadovaného výkonu motoru na ploše křídla, kritické křivky
Graf 12	Constraint analysis - finální závislosti
Graf 13	Obálka centrází letounu
Graf 14	Vztlaková čára profilu MS (1) 0317, vliv Re
Graf 15	Vztlaková čára profilu, vliv výchylky vztlakové mechanizace
Graf 16	Schrenkova metoda
Graf 17	Vztlaková čára křídla a profilu
Graf 18	Vztlaková čára křídla, vliv výchylky vztlakové mechanizací
Graf 19	Vztlakové čáry křídla s trupem, vliv výchylky vztlakové mechanizace
Graf 20	Vztlaková čára letounu s pevným řízením, vliv výchylky vztlakové mechanizace
Graf 21	Vyvážená vztlaková čára letounu v cestovní konfiguraci - vliv polohy centráže
Graf 22	Momentová čára profilu MS (1) 0317
Graf 23	Momentové čáry letounu v čisté konfiguraci s pevným řízením - vliv polohy centráže
Graf 24	Momentové čáry letounu s pevným řízením při střední centráži - vliv výchylky vztlakové mechanizace
Graf 25	Potřebná plocha VOP pro zajištění vyvažitelnosti
Graf 26	Složky součinitele odporu křídla
Graf 27	Polára křídla - vliv výchylky vztlakové mechanizace
Graf 28	Závislost součinitele odporu trupu na součiniteli vztlaku vyváženého letounu při střední centráži
Graf 29	Závislost „vyvažovacího“ součinitele vztlaku VOP na součiniteli vztlaku vyváženého letounu při střední centráži
Graf 30	Závislost součinitele odporu VOP na součiniteli vztlaku vyváženého letounu při střední centráži
Graf 31	Polára letounu v cestovní konfiguraci – složky součinitele odporu
Graf 32	Polára letounu – vliv výchylky vztlakové mechanizace
Graf 33	Tahová křivka – ULP 350 iS + Airmaster AP431CTF-WWRR66U
Graf 34	Rovnovážený diagram tahů – MTOM, cestovní konfigurace, 0 ft MSA
Graf 35	Rovnovážený diagram tahů – MTOM, cestovní konfigurace, 8000 ft MSA
Graf 36	Rovnovážený diagram výkonů – MTOM, cestovní konfigurace, 0 ft MSA
Graf 37	Rovnovážený diagram výkonů – MTOM, cestovní konfigurace, 8000 ft MSA
Graf 38	Rychlostní polára, MTOM, cestovní konfigurace, 0 ft MSA

Graf 39	Úhel klesání, MTOM, cestovní konfigurace, 0 ft MSA
Graf 40	Rychlostní polára, MTOM, 0 ft MSA, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Graf 41	Úhel klesání, MTOM, 0 ft MSA, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Graf 42	Rychlost stoupání, MTOM, Cestovní konfigurace, 0 ft MSA
Graf 43	Úhel stoupání, MTOM, Cestovní konfigurace, 0 ft MSA
Graf 44	Rychlost stoupání, MTOM, vliv výchyly vztlakové mechanizace a výšky letu
Graf 45	Úhel stoupání, MTOM, vliv výchyly vztlakové mechanizace a výšky letu
Graf 46	Rychlost stoupání, m=500 kg, aerovlek L-23, vliv výchyly vztlakové mechanizace a výšky letu
Graf 47	Úhel stoupání, m=500 kg, aerovlek L-23, vliv výchyly vztlakové mechanizace a výšky letu
Graf 48	Rozjezd letounu, MTOM, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Graf 49	Zatáčkový diagram

Seznam obrázků

Číslo	Popis
Obr 1	Ilustrační schéma možných úprav letounu
Obr 2	Zenair CH701- letoun s krátkým startem a přistáním
Obr 3	Shark UL (v popředí) - letoun navržený pro vysokou cestovní rychlost
Obr 4	Přistání do terénu
Obr 5	Savage Shock Ultra
Obr 6	CH-750 Super Duty
Obr 7	CH-750 Super Cruzer
Obr 8	Highlander
Obr 9	Kitfox S7 Super Sport
Obr 10	Kitfox S7 Speedster
Obr 11	Motor ULP 350 iS
Obr 12	Základní geometrie křídla
Obr 13	Základní geometrie VOP
Obr 14	Základní geometrie SOP
Obr 15	Základní geometrie pilotního prostoru
Obr 16	Základní geometrie podvozku
Obr 17	Příčná stabilita podvozku
Obr 18	Polohy těžišť jednotlivých částí letounu
Obr 19	Polohy těžišť proměnných položek
Obr 20	Součinitel klopivého momentu křídla s trupem - dělení trupu
Obr 21	Parametry poláry profilu

Seznam tabulek

Tabulky	
Číslo	Popis
Tab 1	Požadované výkony letounu
Tab 2	Technické údaje - Savage Shock Ultra
Tab 3	Technické údaje - CH-750 Super Duty
Tab 4	Technické údaje - CH-750 Cruzer
Tab 5	Technické údaje – Highlander
Tab 6	Technické údaje - Kitfox S7 Super Sport
Tab 7	Technické údaje - Kitfox S7 Speedster
Tab 8	Rychlost stoupání - vstupní data
Tab 9	Rychlost stoupání aerovlek VSO-10 Gradient - vstupní data letoun
Tab 10	Rychlost stoupání aerovlek VSO-10 Gradient - vstupní data kluzák
Tab 11	Rychlost stoupání aerovleku – shrnutí
Tab 12	Délka rozjezdu - vstupní data
Tab 13	Cestovní rychlost - vstupní data
Tab 14	Dostup - vstupní data
Tab 15	Omezení součinitelem vztlaku – vstupní data
Tab 16	Constraint analysis - minimální potřebné výkony
Tab 17	Parametry motoru ULP 350 iS
Tab 18	Výběr potenciálních profilů a jejich charakteristiky
Tab 19	Bodové hodnocení profilů
Tab 20	Výsledky hodnocení profilů
Tab 21	Převody jednotek
Tab 22	Výsledky výpočtu hmotností [kg] hlavních částí letounu
Tab 23	Hmotnosti jednotlivých částí pohonné jednotky
Tab 24	Hmotnosti ostatních částí letounu
Tab 25	Hmotnosti proměnných položek
Tab 26	Souhrn hmotností a poloh těžišť jednotlivých částí letounu
Tab 27	Souhrn hmotností a poloh těžišť proměnných položek
Tab 28	Vybrané hmotové konfigurace a příslušné centráže
Tab 29	Vztlaková čára profilu MS (1) 0317, Re 1.6 mil. - shrnující data
Tab 30	Vztlakové čáry profilu s vychýlenou vztlakovou mechanizací – shrnující data
Tab 31	Vztlaková čára křídla - shrnující data
Tab 32	Vztlaková čára křídla s vychýlenou vztlakovou mechanizací - shrnující data
Tab 33	Vztlaková čára křídla s trupem, vliv výchylky vztlakové mechanizace
Tab 34	Vztlaková čára letounu s pevným řízením, vliv výchylky vztlakové mechanizace
Tab 35	Vztlaková čára vyváženého letounu, vliv výchylky vztlakové mechanizace
Tab 36	Zásoba statické stability letounu
Tab 37	Součinitel klopivého momentu profilu při nulovém vztlaku, vliv výchylky vztlakové mechanizace
Tab 38	Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku, vliv výchylky vztlakové mechanizace
Tab 39	Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku, vliv výchylky vztlakové mechanizace

Tab 40	Součinitel klopivého momentu letounu s pevným řízením při nulovém vztlaku, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Tab 41	Polára letounu, vliv výchyly vztlakové mechanizace – souhrn důležitých bodů
Tab 42	Pádová rychlost letounu, MTOM, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Tab 43	Rovnovážné diagramy tahů – maximální, cestovní a optimální rychlost, vliv výšky letu
Tab 44	Rovnovážné diagramy výkonů - ekonomická rychlost, vliv výšky letu
Tab 45	Klouzavý let – minimální úhel klesání, minimální opadání, 0 ft MSA, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Tab 46	Stoupavý let - maximální stoupací rychlost, maximální úhel stoupání, 0 ft MSA, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Tab 47	Stoupavý let - maximální stoupací rychlost, maximální úhel stoupání, 8000 ft MSA, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Tab 48	Stoupavý let aerovlek L-23 - maximální stoupací rychlost, maximální úhel stoupání, 0 ft MSA, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Tab 49	Stoupavý let aerovlek L-23 - maximální stoupací rychlost, maximální úhel stoupání, 8000 ft MSA, vliv výchyly vztlakové mechanizace
Tab 50	Rozjezd letounu - referenční hodnoty aerodynamických součinitelů
Tab 51	Rozjezd letounu - referenční rychlosti
Tab 52	Rozjezd letounu – shrnutí
Tab 53	Dráha rotace
Tab 54	Vzlet do 15 m – shrnutí
Tab 55	Dolet a vytrvalost

Seznam příloh

- a) Soupis hmotových konfigurací a odpovídajících poloh centráže
- b) 3D modelu letounu

Příloha a)

	Konfigurace	m [kg]	x_{CG} [% b_{SAT}]
Pilot přední 100 kg + Pilot zadní 100 kg	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 100 kg, Palivo MAX, Zavazadla	600.00	34.31
	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 100 kg, Palivo, Zavazadla MAX	600.00	37.95
	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 100 kg, Bez paliva, Zavazadla MAX	544.85	38.93
	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 100 kg, Palivo MAX, Bez zavazadel	574.16	30.50
	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 100 kg, Bez paliva, Bez zavazadel	494.85	30.86
	PŘEKROČENÍ MTOM-Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 100 kg, Palivo MAX, Zavazadla MAX	624.16	37.57
Pilot přední 100 kg + Pilot zadní 70 kg	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Zavazadla	594.16	35.54
	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo, Zavazadla MAX	594.16	35.54
	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 70 kg, Bez paliva, Zavazadla MAX	514.85	36.67
	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Bez zavazadel	544.16	27.90
	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 70 kg, Bez paliva, Bez zavazadel	464.85	27.83
	Pilot přední 100 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Zavazadla MAX	594.16	35.54
Pilot přední 70 kg + Pilot zadní 100 kg	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 100 kg, Palivo MAX, Zavazadla	594.16	38.99
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 100 kg, Palivo, Zavazadla MAX	574.16	36.21
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 100 kg, Bez paliva, Zavazadla MAX	514.85	40.64
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 100 kg, Palivo MAX, Bez zavazadel	544.16	31.66
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 100 kg, Bez paliva, Bez zavazadel	464.85	32.23
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 100 kg, Palivo MAX, Zavazadla MAX	594.16	38.99
Pilot přední 70 kg + Pilot zadní 70 kg	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Zavazadla	564.16	36.92
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo, Zavazadla MAX	544.16	33.91
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 70 kg, Bez paliva, Zavazadla MAX	484.85	38.34
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Bez zavazadel	514.16	28.96
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 70 kg, Bez paliva, Bez zavazadel	434.85	29.09
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Zavazadla MAX	564.16	36.92
Pilot přední 70 kg	Pilot přední 70 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Zavazadla	494.16	31.13
	Pilot přední 70 kg, Bez zadního pilota, Palivo, Zavazadla MAX	474.16	27.44
	Pilot přední 70 kg, Bez zadního pilota, Bez paliva, Zavazadla MAX	414.85	31.68
	Pilot přední 70 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Bez zavazadel	444.16	21.27
	Pilot přední 70 kg, Bez zadního pilota, Bez paliva, Bez zavazadel	364.85	19.75
	Pilot přední 70 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Zavazadla MAX	494.16	31.13
Pilot přední 100 kg	Pilot přední 100 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Zavazadla	524.16	29.90
	Pilot přední 100 kg, Bez zadního pilota, Palivo, Zavazadla MAX	504.16	26.38
	Pilot přední 100 kg, Bez zadního pilota, Bez paliva, Zavazadla MAX	444.85	30.19
	Pilot přední 100 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Bez zavazadel	474.16	20.53
	Pilot přední 100 kg, Bez zadního pilota, Bez paliva, Bez zavazadel	394.85	18.98

	Pilot přední 100 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Zavazadla MAX	524.16	29.90
Pilot přední 130 kg	Pilot přední 130 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Zavazadla	554.16	28.80
	Pilot přední 130 kg, Bez zadního pilota, Palivo, Zavazadla MAX	534.16	25.43
	Pilot přední 130 kg, Bez zadního pilota, Bez paliva, Zavazadla MAX	474.85	28.89
	Pilot přední 130 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Bez zavazadel	504.16	19.88
	PŘEDNÍ CENTRÁŽ-Pilot přední 130 kg, Bez zadního pilota, Bez paliva, Bez zavazadel	424.85	18.32
	Pilot přední 130 kg, Bez zadního pilota, Palivo MAX, Zavazadla MAX	554.16	28.80
Pilot přední 130 kg + Pilot zadní 70 kg	Pilot přední 130 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Zavazadla	600.00	30.90
	Pilot přední 130 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo, Zavazadla MAX	600.00	31.52
	Pilot přední 130 kg, Pilot zadní 70 kg, Bez paliva, Zavazadla MAX	544.85	35.18
	Pilot přední 130 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Bez zavazadel	574.16	26.94
	Pilot přední 130 kg, Pilot zadní 70 kg, Bez paliva, Bez zavazadel	494.85	26.73
	PŘEKROČENÍ MTOM-Pilot přední 130 kg, Pilot zadní 70 kg, Palivo MAX, Zavazadla MAX	624.16	34.30
Pilot přední 70 kg + Pilot zadní 130 kg	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 130 kg, Palivo MAX, Zavazadla	600.00	37.71
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 130 kg, Palivo, Zavazadla MAX	600.00	38.34
	ZADNÍ CENTRÁŽ-Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 130 kg, Bez paliva, Zavazadla MAX	544.85	42.68
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 130 kg, Palivo MAX, Bez zavazadel	574.16	34.07
	Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 130 kg, Bez paliva, Bez zavazadel	494.85	35.00
	PŘEKROČENÍ MTOM-Pilot přední 70 kg, Pilot zadní 130 kg, Palivo MAX, Zavazadla MAX	624.16	40.85
Neletové konfigurace	Prázdný letoun	294.85	22.15
	Bez pilotů, Palivo MAX, Bez zavazadel	374.16	23.45
	Bez pilotů, Bez paliva, Zavazadla MAX	344.85	36.16
	Bez pilotů, Palivo MAX, Zavazadla MAX	424.16	34.68

Příloha b)



