



**FAKULTA  
STROJNÍ  
ČVUT V PRAZE**

## **Ústav letadlové techniky**

**Konceptní návrh zemědělského letounu**

**Conceptual Design of an Agricultural Aircraft**

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

**2022**

**Jaroslav HANYŠ**

**Studijní program:** NLAK Letectví a kosmonautika

**Studijní obor:** 3906T008 Letadlová a kosmická technika

**Vedoucí práce:** Ing. Jiří BRABEC, Ph.D.

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Hanyš** Jméno: **Jaroslav** Osobní číslo: **437285**  
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 zemědělského letounu**

Název diplomové práce anglicky:

**Conceptual Design of an Agricultural Aircraft**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rozbor současného stavu
- 2) Koncepční návrh
- 3) Stanovení aerodynamických charakteristik
- 4) Stanovení základních letových výkonů

Seznam doporučené literatury:

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: **29.04.2022**

Termín odevzdání diplomové práce: **08.06.2022**

Platnost zadání diplomové práce: \_\_\_\_\_

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

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

\_\_\_\_\_  
doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.  
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 diplomovou práci s názvem: „Koncepční návrh zemědělského letounu“ vypracoval samostatně za použití uvedené literatury a parametrů společně s radami a připomínkami vedoucího práce Ing. Jiřího Brabce, Ph.D.

**V Praze dne 5.05.2022**

**Bc. Jaroslav Hanyš**

## **Poděkování**

Rád bych na tomto místě poděkoval mému vedoucímu panu Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D. za pomoc při vedení mé diplomové práce, za připomínky, pomoc, cenné rady a trpělivosti při vypracování. Dále bych chtěl poděkovat své rodině za podporu, umožnění a dokončení studia na vysoké škole. Také bych chtěl poděkovat mé přítelkyni za pomoc, podporu a velkou trpělivost při psaní diplomové práce. Velké díky patří panu Jiřímu Šlemrovi, panu Tomášovi Jirmusovi a panu Ing. Zdeňku Kölblovi, za jejich poznatky z praxe, běžného provozu zemědělských letounů a námětům k vytvoření nového zemědělského letounu.

## **Anotační list**

Jméno autora:	Jaroslav HANYŠ
Název DP:	Koncepční návrh zemědělského letounu
Anglický název:	Conceptual Design of an Agricultural Aircraft
Rok:	2022
Studijní program:	NLAK Letectví a kosmonautika
Obor studia:	3906T008 Letadlová a kosmická technika
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí DP:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Konzultant:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Bibliografické údaje:	počet stran 67
	počet obrázků 38 (12 obrázků, 26 grafů)
	počet tabulek 6
	počet příloh 2
Klíčová slova:	Zemědělský letoun, práškování, hašení, koncepční návrh
Keywords:	Agricultural airplane, crop dusting, firefighting, conceptual design

### Anotace:

Cílem této diplomové práce je provést koncepční návrh zemědělského práškovacího letounu. Návrh se stává z rešerše používaných typů letadel, dříve i současně vyráběných, s rozbohem užitečného zatížení, volby základních geometrických charakteristik, výpočtu hmotností hlavních částí letounu spolu s hmotovou obálkou, aerodynamických charakteristik (vztlaková čára, polára a momentová čára), letových výkonů a tvorbou obrysu letounu pomocí CAD softwaru Catia. Práce je zaměřena na jednoduchost konstrukce s nízkými výrobními a provozními náklady letounu, čemuž je uzpůsobena volba pohonné jednotky spolu a jednoduchost geometrií křídla a ocasních ploch.

### Abstract:

The aim of this Diploma Thesis is to make initial design of agricultural crop-dusting aircraft. The Design consists of research of used aircraft types, earlier and currently made, with an analysis of payload, choice of basic geometry characteristics, calculation of main component mass together with weight and balance envelope, aerodynamic characteristics (lift curve, drag polar and pitching moment curve), flight performance and composition of 3D model using CAD software Catia. Thesis is focused on a simplicity of the design with low production and operating costs of the aircraft. Which corresponds to choose of the power unit, simple wing and empennage geometry.

# **Obsah**

Čestné prohlášení.....	III
Poděkování.....	IV
Anotační list.....	V
Obsah .....	VI
Seznam použitých značek a symbolů .....	1
1 Úvod .....	3
2 Rešerše .....	4
2.1 Statistika vyráběných letounů .....	4
2.2 Z-37 Čmelák .....	5
2.3 PZL - 106 A Kruk .....	6
2.4 PZL M-18 Dromader.....	7
2.5 AT - 401 .....	8
2.6 Piper PA – 25 Pawnee .....	9
3 Volba základních parametrů letounu.....	10
3.1 Volba užitečného zatížení .....	10
3.2 Délka rozjezdu.....	11
3.3 Pádová rychlost.....	11
3.4 Pracovní a cestovní rychlost .....	12
4 Předběžný návrh .....	13
4.1 Výpočet maximální vzletové hmotnosti .....	13
4.2 Výpočet plošného a výkonového zatížení.....	14
4.2.1 Tahové a výkonové zatížení podle cestovní rychlosti .....	14
4.2.2 Tahové a výkonové zatížení podle délky vzletu .....	15
4.2.3 Tahové a výkonové zatížení podle obratu s konstantní rychlostí .....	16
4.2.4 Tahové a výkonové zatížení podle rychlosti stoupání.....	16
4.2.5 Maximální součinitel vztlaku .....	17
4.3 Volba pohonné jednotky.....	17
4.4 Základní části letounu – geometrie .....	20
4.4.1 Návrh geometrie křídla .....	20
4.4.2 Návrh geometrie ocasních ploch.....	24
4.4.3 Návrh geometrie podvozku.....	25

4.4.4	Návrh geometrie pilotního prostoru.....	27
5	Hmotový rozbor .....	29
6	Aerodynamické charakteristiky.....	37
6.1	Vztlaková čára .....	37
6.2	Polára .....	46
6.3	Klopivý moment .....	53
7	Výkony.....	57
8	Závěr.....	60
9	Seznam literatury .....	62
	Publikace .....	62
	Z-37 Čmelák.....	63
	PZL – 106 A Kruk.....	63
	PZL – M-18 Dromader .....	63
	AT-401 .....	63
	PA-25 Pawnee .....	64
10	Seznam obrázků .....	65
11	Seznam tabulek .....	66
12	Seznam grafů.....	66
13	Seznam příloh.....	67



## Seznam použitých značek a symbolů

Použité značky	Název	Jednotka
$b$	Hloubka profilu	[m]
$b_{SAT}$	Střední aerodynamická tětíva	[m]
$C_d$	Profilový součinitel odporu	[-]
$C_D$	Součinitel odporu letounu, plochy	[-]
$C_{Dmin}$	Minimální součinitel odporu	[-]
$C_{D TO}$	Součinitel odporu při odpoutání	[-]
$C_l$	Součinitel vztlaku profilu	[-]
$C_L$	Součinitel vztlaku letounu, plochy	[-]
$C_{Lmax}$	Maximální součinitel vztlaku	[-]
$C_{L TO}$	Součinitel vztlaku při odpoutání	[-]
$C_{l\alpha}$	Stoupání vztlakové čáry profilu	[rad <sup>-1</sup> ]
$C_{L\alpha}$	Stoupání vztlakové čáry letounu, plochy	[rad <sup>-1</sup> ]
$C_m$	Součinitel klopivého momentu	[-]
$C_P$	Součinitel výkonu	[-]
$C_T$	Součinitel tahu	[-]
$d$	Průměr	[m]
$D_p$	Průměr vrtule	[m]
$e$	Oswaldův koeficient	[-]
$F$	Třecí síla	[N]
$g$	Tíhové zrychlení	[m/s <sup>2</sup> ]
$H_{h/v}$	Mohutnost VOP/SOP	[-]
$i$	Úhel nastavení křídla/VOP	[rad]
$k$	Konstanta indukovaného odporu	[-]
$k_1$	Poměrná hmotnost letounu	[-]
$k_2$	Poměrná hmotnost paliva	[-]
$l$	Rozpětí křídla	[m]
$L$	Rameno	[m]
$m$	Hmotnost	[kg]
$m_e$	Prázdná hmotnost letounu	[kg]
$m_{pal}$	Hmotnost paliva	[kg]
$m_{pil}$	Hmotnost pilota	[kg]
$M$	Machovo číslo	[-]
$MTOM$	Maximální vzletová hmotnost	[kg]
$n$	Násobek	[-]
$n$ (kapitola...)	Otáčky	[ot/s]
$P$	Výkon	[kW]
$q$	Dynamický tlak	[Pa]
$Re$	Reynoldsovo číslo	[-]
$r$	Poloměr zatáčky	[m]
$S$	Plocha křídla	[m <sup>2</sup> ]
$S$ (kapitola...)	Dolet	[km]
$S_g$	Délka rozjezdu	[m]
$t$	Tloušťka profilu	[m]





<b><i>t</i></b> ( <i>kapitola...</i> )	Čas, vytrvalost	[s]; [h]
<b><i>T</i></b>	Tah	[N]
<b><i>T</i></b> ( <i>kapitola...</i> )	Teplota	[K]
<b><i>u</i></b>	Vodorovná složka rychlosti	[m/s]
<b><i>v</i></b>	Rychlost letu	[m/s]
<b><i>v<sub>c</sub></i></b>	Cestovní rychlost	[m/s]
<b><i>v<sub>LOF</sub></i></b>	Rychlost rotace (odpoutání)	[m/s]
<b><i>v<sub>prac</sub></i></b>	Pracovní rychlost	[m/s]
<b><i>v<sub>s</sub></i></b>	Pádová rychlost	[m/s]
<b><i>v<sub>y/climb</sub></i></b>	Rychlost stoupání	[m/s]
<b><i>V<sub>pal</sub></i></b>	Objem palivových nádrží	[m <sup>3</sup> ]
<b><i>w</i></b>	Šířka	[m]
<b><i>w</i></b> ( <i>kapitola...</i> )	Svislá složka rychlosti	[m/s]
<b><i>W</i></b>	Tíha	[N]
<b><i>x</i></b>	Podélná poloha	[m]
<b><i>α</i></b>	Úhel náběhu	[rad]
<b><i>γ</i></b>	Úhel sklonu dráhy	[rad]
<b><i>δ<sub>f</sub></i></b>	Výchylka klapky	[°]
<b><i>ε</i></b>	Srázový úhel	[rad]
<b><i>η</i></b>	Zúžení křídla	[-]
<b><i>η<sub>p</sub></i></b>	Propulzní účinnost	[-]
<b><i>μ</i></b>	Součinitel tření	[-]
<b><i>λ</i></b>	Štíhlost křídla	[-]
<b><i>λ</i></b> ( <i>kapitola...</i> )	Rychlostní poměr	[-]
<b><i>Λ</i></b>	Úhel šípů křídla	[rad]
<b><i>ρ</i></b>	Hustota vzduchu	[kg/m <sup>3</sup> ]
<b><i>φ</i></b>	Úhel náklonu	[°]

Použité indexy	Název
<b><i>0</i></b>	Při nulovém vztlaku
<b><i>ac</i></b>	Aerodynamický střed
<b><i>b</i></b>	Vyvážený
<b><i>cg</i></b>	Těžiště
<b><i>cr</i></b>	Kritický
<b><i>f</i></b>	Klapky
<b><i>h</i></b>	VOP
<b><i>kl</i></b>	Klesavý let
<b><i>min</i></b>	Minimální
<b><i>max</i></b>	maximální
<b><i>sl</i></b>	Stoupavý let
<b><i>v</i></b>	SOP
<b><i>w</i></b>	Křídlo
<b><i>wf</i></b>	Křídlo s trupem

# 1 Úvod

Úkolem této práce je vytvořit koncepční návrh zemědělského letounu, který by v budoucnu nahradil nynější nejvíce používaný letoun v České republice Z-37 Čmelák. Jedná se o poměrně specifický a úzce zaměřený typ stroje, jehož hlavním účelem je aplikace chemických a ekologických látek na zemědělské plochy, popřípadě i lesy (v současnosti k těmto účelům jsou využívány letouny s vyšší kapacitou nádrží). Druhotným účelem je možnost hašení požárů, čehož by mohl být letoun také schopný. Tím by došlo ke zvýšení možnosti použití a konkurence schopnosti. V poslední době v České republice se od leteckých prací upouštělo, a to z důvodů nařízení Evropské unie (NAŘÍZENÍ EVROPSKÉHO PARLAMENTU A RADY (EU) 2018/848), která zakazovala používání pesticidů a zvyšování dotací na pozemní techniku pro zemědělský průmysl. Podle posledních poznatků a získaných informací dochází ke snižování dotací, postupný návrat k leteckým pracím a aplikacím nových ekologických prostředků pro ošetření zemědělských ploch.

Výhodou letecké techniky oproti pozemní je možnost použití na špatně dostupných lokalitách a šetrnost vůči ošetřované ploše a na ní rostoucím plodinám. To je jeden z důvodů, proč se vrací rozmach použití leteckých prací. Dále se jedná o kvalitu postřiku, zejména pomocí rozmetadla M 64, které má velký rozsah dávkování pro aplikaci. V neposlední řadě je zde výhodou i rychlost aplikace, a to v případě hašení požáru. Další výhodou oproti pozemním prostředkům je, že nehrozí zapadnutí stroje ve vlhké půdě, protože letoun není závislý na sjízdnosti terénu.

Ovšem i letoun má své nevýhody jako jsou jeho vyšší náklady, pořizovací i provozní, a také větší rozptyl ošetřujících prostředků vzhledem k nutné větší výšce aplikace nad ošetřovanou plodinou. Samotné použití letounu je omezeno minimální velikostí ošetřované plochy, přítomností překážek (stromy, elektrické vedení, budovy atd.), a také vzdáleností ošetřované plochy od potřebného zázemí (letiště, nebo provizorní vzletové plochy). [12], [13], [14], [19]

Pro tvorbu této práce je využito poznatků majitelů a pilotů společností zabývajících se leteckými pracemi – zemědělské práškování a hasičská služba. Společnosti nejsou úzce specializované na jednu činnost, protože to není ekonomicky výhodné, proto využívají více typů letounů dle potřebné práce.

Z tohoto pohledu by bylo ideální navrhnout univerzální letoun pro obě činnosti. Toho však nelze dosáhnout, kdy pro hasičské aplikace je zapotřebí mít velkou kapacitu nádrže, vysokou rychlost vypuštění nádrže a dostatečně velkou rychlost pro opuštění místa požáru. Zatímco pro zemědělskou aplikaci je potřeba mít menší kapacitu, s ohledem i na aplikaci bio prostředků, a nízkou pracovní rychlost pro aplikaci a velmi dobrou manévrovatelnost v nízké výšce.

## 2 Rešerše

Pro stanovení základních užitných vlastností a parametrů letounu, bylo zapotřebí provést rozbor vyráběných a používaných typů letounů, jejich jednotlivých parametrů a specifických podmínek provozu.

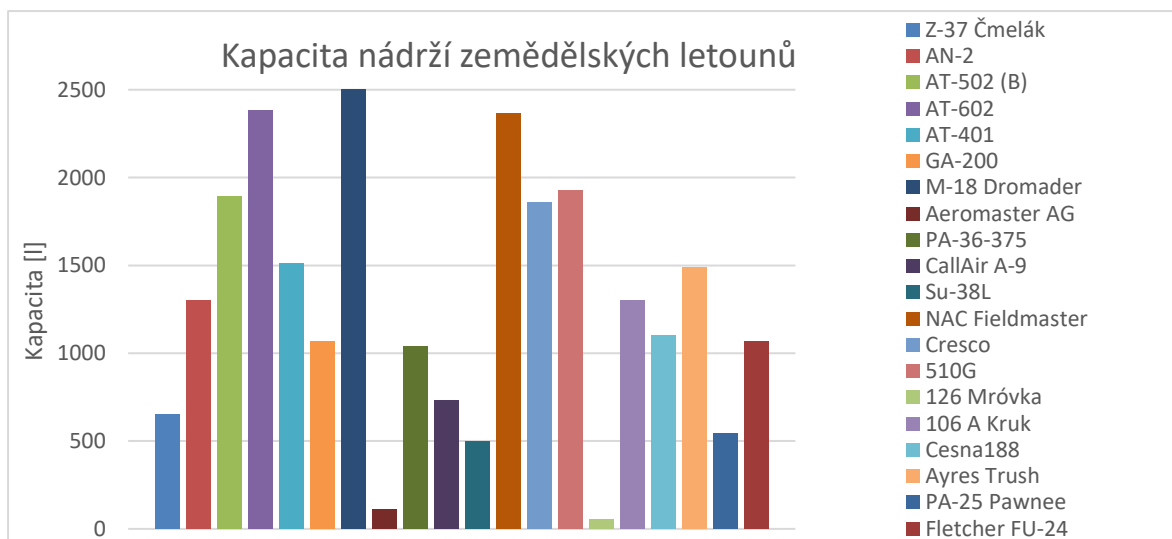
### 2.1 Statistika vyráběných letounů

První část této práce je zaměřena na zpracování statistiky letounů podobného typu a umožňuje získat mnoho velmi cenných dat. Nejen tyto data slouží jako pomůcka při návrhu nového typu. Dalším velmi cenným podkladem pro návrh jsou získané informace od pilotů a majitelů společností zabývajících se leteckými pracemi.

Do výběru byly vybrány aktuální koncepce letounů určených hlavně pro zemědělské použití, ačkoliv by do soupisu pro letecké práce mohly být zahrnuty například věhlasný Antonov An-2, nebo jediný proudový letoun PZL M-15 Belpherog, do statistiky jejich charakteristiky nebyl zahrnut. Maximální vzletové hmotnosti jsou zahrnuty v širokém rozmezí, od 375 kg do 5670 kg. Mezi sledované údaje byly geometrické parametry (rozpětí, délka, výška, profily, mohutnosti, ...), hmotnosti, kapacita chemických nádrží, kapacita palivových nádrží, konstrukční řešení a výkony. Bylo sledováno i množství vyrobených a evidovaných kusů.

V době Československa fungovala jediná společnost zabývající se leteckými pracemi, s pobočkami po celém území. Byla to společnost SLOV-AIR, která ve své flotile měla letouny Z-37 Čmelák, Antonov An-2, přezívaná „Andula“, PZL-106 A Kruk, PZL M-18 Dromader, L-60 Brigadýr. Mezi hlavní letouny využívané v České republice pro zemědělství je stále Z-37 Čmelák, pro hasičskou činnost je to dále An-2. Letouny L-60 jsou využívané jako vlečné letouny. V současnosti se u nás PZL M-18 žádný nenachází, v zahraničí je stále využíván převážně pro hasičskou činnost.

V zahraničí jsou nejrozšířenějšími letouny Air Traktor typu AT – 401 a AT – 502 (B), a to hlavně v USA. Další letouny určené pro letecké práce jsou: AT – 602, GA-200, Aeromaster AG, PA-36-375, CallAir A-9, Cresco, a mnoho dalších.



Graf 2.1 Kapacity nádrží zemědělských letounů

Pro názornost používaných letounů v současné době, je zde uvedeno a rozebráno několik typů.

## 2.2 Z-37 Čmelák

Z-37 je československý jednomotorový dolnoplošník původně vyvinutý jako zemědělský letoun, který našel uplatnění i v řadě dalších oblastí. [27]

Letadlo Z-37 A Čmelák byl vyvinutý v ČSSR jako speciální letadlo na vykonávání zemědělských prací, jako je přihnojování, ochrana zemědělských kultur a lesů, setí apod. V roce 1961 na základě technickoekonomických požadavků komise RVHP byl vývojem letadla a jeho aplikačního zařazení pověřený n. p. Moravan Otrokovice ve spolupráci s n. p. LET Kunovice. [20]

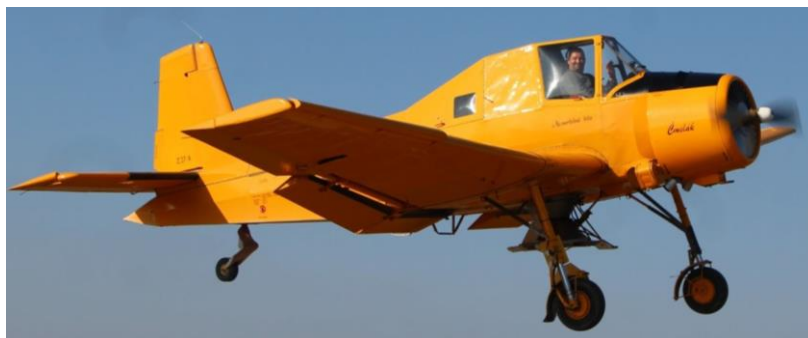
Trup má celokovovou kostru potaženou duralem a z části také tesilovou tkaninou s polyuretanovým nátěrem, který odolává chemikáliím. Samonosné celokovové křídlo poloskořepinové konstrukce se skládá ze tří dílů. Obdélníkový centropoplán je dvounosníkový, spojený s trupem šesti závěsy, na něj jsou zavěšena lichoběžníková vnější křídla, opatřená na náběžné hraně konce křídla pevnými sloty – pro co nejnižší přistávací rychlosti a příčnou říditelnost při nízkých pracovních rychlostech. [30] Křídlo je vybaveno velmi účinnými dvoušterbinovými vztlakovými klapkami s maximální výchylkou 50° v přistávací konfiguraci.

Pilotní kabina je umístěna vysoko nad přídílí letounu a umožňuje výborný výhled jak v přímém letu, tak i v zatáčkách při velkém náklonu. Těsně za pilotem je umístěna nádrž na chemikálie o objemu 650 l. Za nádrží se nachází nepříliš pohodlný prostor pro mechanika (tzv. trucovna).

Neobvykle vysoký a masivní podvozek umožňuje dosažení velmi nízké přistávací rychlosti a zároveň bezpečnou vzdálenost vrtule od země.

Letoun je osazen hvězdicovým devítiválcem Avia M 462 RF o výkonu 232 kW. Motory ale nebyly v Avii navrženy a vyráběny. Motory byly pouze přestavovány z dodaných sovětských motorů AI-14 RF a byly vybavovány novými reduktory. Na tyto motory byla instalována dvoulistá, hydraulicky stavitelná vrtule V-520.

Celková kapacita palivových nádrží je 250 l, které je možné doplnit o další dva 125 l baky, které se umístili pod křídlo. Palivo nelze přečerpávat za letu, tuto činnost provádí ručně mechanik na zemi.



**Obrázek 1 Z-37A Čmelák**

Zdroj: [https://i.ytimg.com/vi/8-\\_dQf-aGkQ/maxresdefault.jpg](https://i.ytimg.com/vi/8-_dQf-aGkQ/maxresdefault.jpg)

## 2.3 PZL - 106 A Kruk

PZL – 106 A Kruk je polský, lehký, jednomotorový, jednomístný zemědělský letoun navržený a postavený společností WSK PZL Warszawa-Okęcie (později PZL „Warszawa-Okęcie“ a nyní EADS-PZL). PZL-106 byl vyvinut jako moderní zemědělské letadlo pro Polsko a země RVHP, aby nahradil PZL-101 Gawron a Antonov An-2. [31], [32]

První prototyp vzlétl v roce 1973 s T-ocasnými plochami a dřevěnou konstrukcí křidel. Finální prototyp vzlétl v roce 1974 s konvenčními ocasními plochami, kovovými křídly a nádrží na chemikálie před kabinou byl inspirován letadly jako Piper PA-25 Pawnee.

Trup je svařený z ocelových trubek, které jsou pokryté lehkou odnímatelnými kovovými kryty a plátěnými ocasními plochami. Křídlo má dolnoplošnickové uspořádání vybavené vzpěrami. Je dvounosníkové, kovové konstrukce potažené plátnem. Dále je opatřeno klapkami a lamelami.

Zvláštní pozornost byla věnována bezpečnosti pilota. Kabina je samostatná integrální jednotka, která je připevněna k nosníku trupu. Nachází se za motorem a nádrží pro chemikálie s kapacitou 1400 l (1000 kg). Ta je vyrobena z epoxidového laminátu vyztuženého skelným vláknem a umístěný v mřížce trupu mezi motorem a kabinou pilota. Nádrž může být nahrazena další kabinou pro instruktora pro výcvik pilotů. Za pilotní kabinou se nachází samostatný prostor (kabinka) pro mechanika sloužící k jeho převozu. Kabina je vzduchotěsná, je v ní přetlak, přiváděný vzduch je filtrován. [31], [32]

Letoun je osazen hvězdicovým motorem PZL-3 S nebo SR o výkonu 441 kW, s čtyřlístou vrtulí US 132000.

Palivové nádrže s celkovou kapacitou 540 l, od sériového čísla 260 potom 760 l.



**Obrázek 2 PZL-106 Kruk (finální letoun)**

Zdroj: [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/d/df/Pzl106\\_im Flug.jpg/1280px-Pzl106\\_im Flug.jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/d/df/Pzl106_im Flug.jpg/1280px-Pzl106_im Flug.jpg)



**Obrázek 3 PZL-106 Kruk (prototyp)**

Zdroj: [http://www.muzeumlotnictwa.pl/katalog/foto\\_galeria/276c.jpg](http://www.muzeumlotnictwa.pl/katalog/foto_galeria/276c.jpg)

## 2.4 PZL M-18 Dromader

PZL-Mielec M-18 Dromader (polsky: " Dromedary ") je jednomotorový dolnoplošník určený pro práškování nebo jako hasicí stroj.

Továrna WSK-Mielec, spadající pod PZL (sdružení výrobců letecké techniky a motorů), započala v roce 1974 ve spolupráci s americkou firmou Rockwell s vývojem většího zemědělského letadla. Po jednáních bylo dohodnuto, že se v Polsku budou licenčně vyrábět letadla S-2 Thrush Commander poháněné domácími motory AŠ-62IR. Po prostudování dokumentace usoudil vývojový tým podniku WSK, že je zde možnost nejen záměny pohonné jednotky, ale i dalšího překonstruování. Původně sovětský motor vyráběný v polské licenci měl větší výkon než originální motory Pratt & Whitney, což umožňovalo zvětšit vzletovou hmotnost o 40 %. Prototyp byl zalétán v roce 1976 a sériová výroba začala o tři roky později. [39]

Trup je svařený z ocelových trubek. Části trupu jsou pokryté lehkou odnímatelnými plechovými kryty, které umožňují rychlou a kvalitní údržbu letadla. Křídla jsou samonosná celokovová s dolnoplošným uspořádáním a vnější panely křídel a části trupu sdílí s Thrush Commanderem. Protikorozi ochrana konstrukce je zabezpečena polyuretanovým nátěrem. [35], [39]

Pilotní kabina poskytuje dobrý výhled, protože je umístěna v horní střední části trupu. První kus pro Slov-Air s poznávací značkou OK-LZS, přinesl řadu připomínek na úpravu, po jeho intenzivních provozních zkouškách. Především se jednalo o požadavek na úpravu kabiny tak, aby bylo možné dopravit i mechanika na pracovní plochu. Dále se jednalo o zvětšení kapacity palivových nádrží, kdy měl Dromader v základním provedení objem 400 l. [39]

Zemědělské zařízení se skládá z laminátové nádrže na chemikálie s celkovým objemem 2500 l, která je umístěna nad křídlem, v prostoru za motorem a před kabinou.

Pohonnou jednotku je devítiválcový hvězdicový motor AŠ-62 Irm o výkonu 721kW a čtyřlístou vrtulí AW-2-30 s konstantními otáčkami a průměrem 3,3 m. Po požadovaných úpravách vzrostla kapacita palivových nádrží z původních 400 l na 712 l.



**Obrázek 4 PZL M-18 Dromader**

Zdroj: [https://cdn.jetphotos.com/400/1/55655\\_1150978143.jpg](https://cdn.jetphotos.com/400/1/55655_1150978143.jpg)

## 2.5 AT - 401

Air Tractor AT-401 je americký zemědělský letoun. Jedná se o celokovový dolnoplošník s klasickým uspořádáním ocasních ploch.

Řada AT-401 byla vyvinuta z řady AT-301 s pístovým motorem a byla nejmenší z řady Air Tractor. V roce 1986 Air Tractor zahájil práce na vylepšení řady AT-300 a AT-400, což zahrnovalo přepracování křídla, rozpětí bylo zvětšeno o 1,22 m a bylo vybaveno ocelovými nosníky a byly zesíleny náběžné hrany. Varianta AT-401 byla zalétnuta v roce 1979 s motorem Pratt & Whitney R-1340, který byl přepracován s novou klikovou hřídelí Air Tractor, novými písty, novými hlavními a axiálními ložisky a vybraným vačkovým hřídelem, který poháněl standardní vrtuli Hamilton. [40]

Trup je svařovaná z ocelových trubek, vnitřně naolejovaný a potahové panely jsou z lehké slitiny. Tyto panely umožňují snadný servis a údržbu. Konstrukce křídel je dvounosníková z lehké slitiny 2024 – T3, se spodní pásnicí z legované oceli. [40] Náběžná hrana křídla je zesílená pro zvýšení odolnosti proti nárazu. Vztlakové klapky a křídélka byly také vyrobeny z lehké slitiny.

Zvláštní pozornost byla věnována kabině pilota. Kokpit je navržen tak, aby zvládl náraz a převrácení. Proto je navržen tak, aby byl chránil pilota a ten zůstal nedotčený.

Nádrž na chemikálie se jako u předešlých letounů nachází v prostoru za protipožární přepážkou a pilotní kabinou. Objem nádrže je 1500 l.

Pohonná jednotka se v průběhu různých typů měnila. Standartní motor byl Pratt & Whitney R-1340 o výkonu 447 kW, dále byl pokus instalovat motor PZL-3 S (pouze jeden prototyp). Později byl instalován diesellový motor Orenda OE-600 o výkonu 448 kW. Celková kapacita palivové nádrže činí 477 l.



**Obrázek 5 Air Tractor AT - 401 A**

Zdroj: [https://cdn.jetphotos.com/full/5/41246\\_1625740402.jpg](https://cdn.jetphotos.com/full/5/41246_1625740402.jpg)

## 2.6 Piper PA – 25 Pawnee

PA -25 Pawnee byl jedním z prvních jednomístných lehkých letadel, které byly speciálně navrženy a vyrobeny pro zemědělské postřiky a poprašování. [44] Byl vyroben společností Piper Aircraft jako zemědělské letadlo a představen v srpnu 1959. Pawnee se vyráběl v letech 1959 až 1981 a nadále slouží svému účelu pro zemědělský postřik. Používalo se také jako vlečné letadlo kluzáků nebo pro tažení transparentů. [42]

Piper se obrátila na Texas A&M (Agricultural & Mechanical) University, která navrhla design AG-1. Společnost Piper poskytla zkušenosti z výrobního inženýrství a poskytla společnosti A&M finanční prostředky na přestavbu AG-1, přičemž zachovala účelově řízený design a zároveň začlenila co nejvíce dílů ze standardních výrobních linek Piper (začlenění dílů od PA-18 A a PA-22). Nový design by byl známý jako AG-3.

Trup byl svařovaný z ocelových trubek potažený látkou. Zajímavostí na trupu u prvních modelů bylo umístění palivové nádrže do trupu, a to mezi motorovou přepážku a nádrží na chemikálie. AG-3 byl jednomístný dolnoplošník, který měl poměrně unikátní konstrukční vlastnost použitých křídelních vzpěr z horní části křídla zasahující do trupu. Křídlo bylo vybaveno štěrbinovými vztlakovými klapkami a štěrbinovými křídélky.

Bezpečnost vyžadovala dobrý výhled z pilotní kabiny všemi směry, zejména však dopředu. To vedlo k umístění kokpitu vysoko za nádrží s přední částí trupu skloněnou dolů pod úhlem 15°. Kabina byla otevřena se dvěma silnými, zakřivenými podélnými rámy, tak aby absorbovaly síly při nárazu a ochránily pilota.

Nádrž na chemikálie je umístěna v trupu před pilotní kabinu s kapacitou 545 kg.

Původní verze AG-1 byl osazený 6 - válcovým motorem vzduchem chlazeným motorem Continental E225 o výkonu 168 kW. PA – 25-235 Pawnee B byl osazen motorem Lycoming O-540-B2B5 s výkonem 175kW. Kapacita palivových nádrží oproti verzi AG-1 byla snížena ze 180 l na 136 l.



**Obrázek 6 PA - 25-235 Pawnee B**

Zdroj: <https://aerocorner.com/wp-content/uploads/2020/08/G-BDPJ-Piper-PA-25-235-Pawnee-730x487.jpg>



## **3 Volba základních parametrů letounu**

Volba základních parametrů se odvíjí od hlavní účelu a provozu letounu. Tím nejdůležitějším je volba užitečného zatížení, tedy maximální kapacita nádrže vztažená k velikosti ošetřované plochy a rychlosti aplikace. Dalším kritériem je minimalizace délky rozjezdu a je nutné uvažovat start z různých, především z nebezpečných, ploch. Nejčastěji se bude jednat o válčovanou část louky nebo travnatého letiště. To se projeví na volbě pohonné jednotky a konstrukci podvozku letounu.

Dalšími parametry je pracovní rychlost, tedy rychlost, při které dochází k aplikaci ošetřovacích prostředků a výška nad ošetřovanou plodinou. Zde je uvedena citace nezávisle na sobě vyřčena od pana Ing. Zdeňka Kölbla a Jiřího Šlemra: „To víte, výrobci postřiků a zemědělci, by nejraději, aby se lítalo krokem a nejlépe půl metru nad plodinou. Ale jak sám dobře víte, takhle jednoduše to nejde.“

Jako další parametr je kapacita palivových nádrží. Ta je ovlivněna spotřebou motoru (závislost na rychlosti), velikostí ošetřované plochy, vzdáleností ošetřované plochy od manipulační plochy, a také vzdálenost mezi místem ošetřování (manipulační plochou) a domovským letištěm (základnou). Je tedy nutné stanovit akční rádius letounu (dolet). Požadavkem je, aby letoun měl co nejmenší spotřebu s vysokým doletem a minimální potřebou doplnit palivo. Pokud by pro letoun musela být přistavena u manipulační plochy cisterna pro doplnění paliva, zvyšuje to náklady a rizika spojena s palivem.

S předchozím parametrem samozřejmě souvisí i volba pohonné jednotky, ta je závislá na potřebném výkonu, respektive výkonovém zatížení. Dále je volba ovlivněna navrženými rychlostmi – pádovou, pracovní, cestovní.

### **3.1 Volba užitečného zatížení**

Jak bylo naznačeno, kapacita nádrží na chemikálie je zásadním faktorem pro celkovou koncepci. Je potřeba vzít v úvahu, průměrnou aplikační dávku na výměr. Pro klasické práškování chemikálií se v průměru použije 200 l na 1 ha, což v současné době činí s nádrží 600 l aplikaci na 3 ha. V průměru je možné práškovat až 25 ha za 1 hodinu.

V případě použití ekologického práškování, které se u nás teprve v posledních letech v České republice rozvíjí a nazývá se aplikace mikrodávkami, činí aplikace 5 l na 1 ha a za 1 hodinu se pokryje 60 ha plochy.

V kapitole 2.1 jsou uvedeny různé typy letounů s jejich kapacitou. I když dochází k jistému zkreslení průměrné hodnoty z důvodu zahrnutí neúspěšného letounu PZL 126 Mrówka a zároveň započítání letounů určených pro spíše hasičskou činnost. Do výběru informací byla dále zahrnuta práce zabývající se návrhem podobného typu letounu [13], ve které byla na základě aktuálně používaných strojů v Brazílii a místních podmínkách stanovena kapacita nádrží na 1900 l.

Do statistiky nejsou zahrnované objemy tzv. bambi vaků, které jsou používané v obtížně přístupných lokalitách pro hašení požárů vrtulníky. Jedná se o kapacity 465 l vrtulníku EC 135, 795 l vrtulníku Bell 412 a 1000 l vrtulníku PZL W-3 [15].

Jelikož dochází k většímu uplatnění ekologického práškování, návrh by se mohl soustředit na vytvoření menšího letounu specializovaného na tuto aplikaci. Tím by však klesla jeho konkurenční schopnost a ekonomičnost provozu. Proto pro návrh letounu je využita statistika, ze které je vytvořena průměrná kapacita nádrže a zároveň je bráno v úvahu přání společností na kapacitu „tanku“ pro klasické práškování.

Vzhledem k tomu, že letoun je navrhovaný pro menší rozlohy, četnost a členitost terénu, a také vhodných ploch pro vzlet, byla oproti průměrné hodnotě 1285,5 l, zvolena kapacita 1000 l.

### 3.2 Délka rozjezdu

Jedna z nejdůležitějších fází letu je start a přistání, proto je délka rozjezdu jedním ze základních a zásadních faktorů, a to i pro výběr pohonné jednotky. Jedná se tedy o jeden ze sledovaných parametrů statistiky. Některé hodnoty, především u letounů s vyšší kapacitou nádrží, jsou vysoké a neodpovídají vzletovým drahám v České republice. U několika letounů nebylo možné zjistit tuto délku, a tak je statistika tímto poznamenána. Aby bylo možné rozumně stanovit délku rozjezdu, byl proveden průzkum a rozbor SLZ ploch. Do tohoto průzkumu bylo vybráno 27 malých travnatých letišť. Nejnižší hodnota byla 300 m (v případě LKNAPA, Napajedla), střední (průměrná) hodnota 476,5 m, nejdelší dráha 670 m (v případě LKKVAS, Kvasiny).

Jelikož je nutné počítat s dostupnými plochami pro zemědělce, byl proveden ještě průzkum nouzových ploch. Celkem těchto ploch v České republice můžeme najít okolo 222 a to zpevněné i travnaté. Opět zde bylo vybráno 27 různých ploch. Nejkratší plocha měřila 300 m (ULLOUN, Louny), střední (průměrná) hodnota 474,8 m, nejdelší dráha měřila 750 m (ULLIPO, Lipoltice u Přelouče; ULMBUD, Moravské Budějovice).

Konzultace s piloty přinesla do návrhu vhodné požadavky na délku rozjezdu. Vhodná délka plochy pro plně naložené letouny činí 450 až 600 m, proto by se délka rozjezdu měla pohybovat okolo 300-350 m v nadmořské výšce 0 m, při standardní teplotě a hustotě. Délka rozjezdu bude reálně vyšší v důsledku změny nadmořské výšky, teploty a hustoty, také je potřeba brát v úvahu, že opravdu ne vždy se bude jednat o udržované letiště, ale dost často o provizorní plochy. Proto zůstává dostatečná rezerva pro případ přerušeného startu na jakémkoliv ploše.

### 3.3 Pádová rychlost

Pádová rychlost letounu je parametrem schopnosti letounu vzlétnout a přistát na krátké dráze. Nízká pádová rychlost vyžaduje velkou plochu křídla a letoun dosahuje nízké maximální rychlosti.

Ze statistiky byla určena průměrná pádová rychlost  $V_{s0} = 93,67 \text{ km/h} = 26,02 \text{ m/s}$ . Pro výpočty byla zvolena pádová rychlost bez vychýlené vztlačové mechanizace (vztlačové klapky), a to  $V_{s0} = 90 \text{ km/h} = 25 \text{ m/s}$ . S maximálně vychýlenou vztlačovou klapkou ( $30^\circ$ ) je pádová rychlost nižší, a to  $V_{s1} = 82,5 \text{ km/h} = 22,92 \text{ m/s}$ .

### 3.4 Pracovní a cestovní rychlost

Cestovní rychlost není zásadním údajem pro zemědělský letoun, protože vzdálenosti mezi ošetřovanými plochami a letišti jsou malé. Neočekávají se časté dlouhé přelety, a proto pro návrh byla stanovena orientační cestovní rychlost 200 km/h. Vzhledem ke statistice, která uvádí průměrnou hodnotu 206 km/h, se jedná opět o podobnou a dobře zvolenou hodnotu.

Takto zvolenou rychlostí je možné si dovolit neklást příliš vysoké nároky na pohonnou jednotku. Díky nižší cestovní rychlosti je možné pracovat s nižší pracovní rychlostí. Pracovní rychlost dle doporučení by se měla pohybovat okolo 120 km/h. Tím se zajistí snazší a přesnější aplikace obou typů postřiků.

Všechny základní návrhové parametry jsou shrnuty v následující tabulce

**Tabulka 3.1 Souhrn návrhových parametrů**

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Hmotnost chemické nádrže	$m_{zat}$	1000	[kg], [l]
Hmotnost pilota	$m_{pil}$	90	[kg]
Délka rozjezdu	$S_g$	300 (350)	[m]
Pádová rychlost	$v_{s0}$	90	[km/h]
Pracovní rychlost	$v_{prac}$	120	[km/h]
Cestovní rychlost	$v_c$	200	[km/h]
Stoupací rychlost	$v_y$	4	[m/s]
Maximální úhel náklonu	$\Phi$	50	[°]

## 4 Předběžný návrh

### 4.1 Výpočet maximální vzletové hmotnosti

Při zahrnutí všech letounů ze statistiky vychází průměrná maximální vzletová hmotnost 2958,8 kg. Pro stanovení maximální vzletové hmotnosti se vychází z požadavku maximální hmotnosti aplikačních přípravků, což pro tento návrh činí 1000 kg. Dále je uvažována hmotnost pilota  $m_{pil} = 90$  kg. Dále je k výpočtu využita poměrná hmotnost prázdného letounu  $k_1$  a poměrná hmotnost paliva  $k_2$ . K určení hmotnosti paliva byl využit předpoklad, že hustota leteckého paliva je  $\rho_{pal} = 0,804$  kg/m<sup>3</sup>

$$m_{pal} = \rho_{pal} * V_{pal} \quad (1)$$

$$MTOM = m_{pal} + m_e + m_{pil} + m_{zat} \quad (2)$$

$$MTOM = k_1 MTOM + k_2 MTOM + m_{pil} + m_{zat} \quad (3)$$

Poměrná hmotnost letounu  $k_1$  je průměrná hodnota prázdné hmotnosti vztažená na maximální vzletovou hmotnost. Tato hodnota je převzata ze statistiky, do které nebyla zahrnuta minimální hodnota (letoun PAC Cresco) a nejvyšší hodnota (letoun M-18 Dromader).

$$k_1 = \frac{m_e}{MTOM} = 0,4911 \quad (4)$$

Poměrná hmotnost paliva  $k_2$  je průměrná hodnota hmotnosti paliva vztažená na maximální vzletovou hmotnost. Tato hodnota je také převzata ze statistiky, do které nebyla zahrnuta minimální hodnota (letoun Aeromaster AG) a nejvyšší hodnota (letoun 126 Mrówka).

$$k_2 = \frac{m_{pal}}{MTOM} = 0,1217 \quad (5)$$

Toto statistické určení dává počáteční náhled na kapacitu palivové nádrže. Nejedná se však o přesné určení kapacity palivové nádrže. Ta se totiž odvíjí i od požadované provozní doby, tedy doby potřebných (nutných) přeletů a samostatné doby aplikace ošetřovacích prostředků. To je samozřejmě důležité i z ekonomického hlediska. Přesná hmotnost paliva proto bude později upřesněna.

Maximální vzletovou hmotnost je možné určit dosazením do rovnice (3) a vyjádřit MTOM v podobě:

$$MTOM = \frac{m_{pil} + m_{zat}}{1 - k_1 - k_2} = \frac{90 + 1000}{1 - 0,4911 - 0,1217} = 2815,5 \text{ kg} \quad (6)$$

V případě, kdy do výpočtu budou zahrnuty i extrémní hodnoty letounů, maximální vzletová hmotnost by činila  $MTOM = 2901,8$  kg.

## 4.2 Výpočet plošného a výkonového zatížení

Plošné a výkonové zatížení byly také dvěma parametry sledovanými ve statistice. Bylo tedy možné určit i průměrné hodnoty těchto parametrů. V případě plošného zatížení bylo zjištěno velmi velké rozpětí hodnot, průměrná hodnota byla vypočtena 108,6 kg/m<sup>2</sup>, což je 1065,1 N/m<sup>2</sup>. Obecně výkonové zatížení se pohybovalo v mnohem menším intervalu (od 0,1 do 0,14 kW/kg). Průměrné výkonové zatížení bylo určeno 0,123 kW/kg.

Pro stanovení plošného a výkonového zatížení byl vytvořen constrain analysis graf. Primární výhodou tohoto grafu je, že jej lze použít k posouzení požadované plochy křídla a pohonné jednotky pro návrh tak, že bude splňovat všechny požadavky na výkon. To se provádí vnesením omezení do speciálního dvourozměrného grafu nazývaného návrhový prostor. Obvykle dvě osy představují charakteristiky, jako je poměr tahu k hmotnosti T/W (osa y) a zatížení křídla W/S (osa x). Graf je poté přečten s tím, že jakákoli kombinace W/S a T/W, která je nad omezujícími křivkami, povede k návrhu, který tyto požadavky splňuje.

Omezeními jsou tahové zatížení při cestovní rychlosti, tahové zatížení v závislosti na délce rozjezdu, tahové zatížení pro obrat s konstantní rychlostí, tahové zatížení pro rychlost stoupání.

Pro názornost jsou do výpočetních vzorců dosazeny hodnoty pro výšku 0 m dle MSA a plošné zatížení 1100 N/m<sup>2</sup>.

### 4.2.1 Tahové a výkonové zatížení podle cestovní rychlosti

Omezení podle cestovní rychlosti není pro zemědělský letoun zajímavé, ale pro kompletnost návrhu je zde uveden výpočet.

$$\frac{T}{W} = q * c_{Dmin} \left( \frac{1}{W/S} \right) + k * \left( \frac{1}{q} \right) * \left( \frac{W}{S} \right) \quad (7)$$

$$\frac{T}{W} = 1890 * 0,045 * \left( \frac{1}{1100} \right) + 0,05419 * \left( \frac{1}{1890} \right) * (1100) = 0,1089$$

Kde

$q = \frac{1}{2} * \rho * v_c^2 = \frac{1}{2} * 1,225 * 55,56^2 = 1890 \text{ Pa}$  je dynamický tlak nabíhajícího proudu při cestovní rychlosti,

$c_{Dmin} = 0,045$  je součinitel odporu pro daný typ letounu z Table 3-1 [1],

$k = \frac{1}{\pi * \lambda * e} = \frac{1}{\pi * 7 * 0,8392} = 0,05419 [-]$  je konstanta indukovaného odporu,

$\lambda = 7$  je štiřlost křídla, která byla zvolena na základě statistiky,

$e$  je Oswaldův koeficient letounu, který byl vypočten podle

$$e = 1,78 * (1 - 0,045 * (\lambda)^{0,68}) - 0,64 \quad (8)$$

$$e = 1,78 * (1 - 0,045 * (7)^{0,68}) - 0,64 = 0,8392$$

Nyní je možné spočítat výkonové zatížení i samotný požadovaný výkon podle

$$\frac{P}{W} = \frac{T}{1000 * \eta_p} * v_c \quad (9)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{0,1089 * 55,56}{1000 * 0,8} = 0,00756 \frac{kW}{N}$$

$$P = \frac{P}{W} * W = 0,00756 * 2815,5 * 9,80665 = 208,7 kW \quad (10)$$

Hodnota propulzní účinnosti byla odhadnuta na  $\eta_p = 0,8$  a koresponduje s obdobným výpočtem [1].

#### 4.2.2 Tahové a výkonové zatížení podle délky vzletu

Toto omezení už je z hlediska volby pohonné jednotky pro zemědělský letoun celkem zásadní. Pro plně naložený letoun je uvažovaná délka rozjezdu  $S_g$  250 až 350 m, obě délky rozjezdu byly spočteny a vyneseny do grafu. Rychlost odpoutání byla odhadnuta v souladu s předpisem CS 23.51:  $v_{LOF} = 1,2 * v_S = 1,2 * 25 = 30 m/s$

Tahové zatížení lze potom vyjádřit dle

$$\frac{T}{W} = \frac{v_{LOF}^2}{2g * S_g} + \frac{q * c_{D TO}}{\frac{W}{S}} + \mu \left( 1 - \frac{q * c_{L TO}}{\frac{W}{S}} \right) \quad (11)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{30^2}{2 * 9,80665 * 300} + \frac{551 * 0,05}{1100} + 0,05 \left( 1 - \frac{551 * 0,7}{1100} \right) = 0,204$$

Kde

$$q = \frac{1}{2} * \rho * v_c^2 = \frac{1}{2} * 1,225 * 30^2 = 551 Pa \text{ je dynamický tlak nabíhajícího proudu}$$

při rychlosti rotace,

$\mu = 0,05$  je součinitel tření,

$c_{D TO} = 0,05$  je součinitel odporu při odpoutání,

$c_{L TO} = 0,7$  je součinitel vztlaku při odpoutání,

Součinitel  $c_{D TO}$  a  $c_{L TO}$  jsou převzaty z Table 3-1 [1], jedná se o typické hodnoty pro tento typ letounu.

Výkonové zatížení a výkon lze spočítat stejným způsobem jako v kapitole 4.2.1, rozdíllem však je propulzní účinnost vrtule, kdy při vzletu se předpokládá  $\eta=0,6$  [1].

$$\frac{P}{W} = \frac{T}{1000 * \eta_p} * v_{LOF} \quad (12)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{0,204 * 30}{1000 * 0,6} = 0,0102 \frac{kW}{N}$$

$$P = \frac{P}{W} * W = 0,0102 * 2815,5 * 9,80665 = 281,6 kW \quad (13)$$

### 4.2.3 Tahové a výkonové zatížení podle obratu s konstantní rychlostí

Dalším omezením je provedení obratu s konstantní rychlostí. Jsou uvažovány dva úhly náklonu – 30° až 50°. V ukázkovém výpočtu je dosazen úhel 45°, který klade větší nároky na pohonnou jednotku.

$$\frac{T}{W} = q * \left[ \frac{c_{Dmin}}{\frac{W}{S}} + k \left( \frac{n}{q} \right)^2 \left( \frac{W}{S} \right) \right] \quad (14)$$

$$\frac{T}{W} = 681 * \left[ \frac{0,045}{1100} + 0,5419 \left( \frac{1,4142}{681} \right)^2 (1100) \right] = 0,203$$

Kde

$q = \frac{1}{2} * \rho * v_{prac}^2 = \frac{1}{2} * 1,225 * 33,33^2 = 681 Pa$  je dynamický tlak nabíhajícího proudu při pracovní rychlosti,

$c_{Dmin}$  a  $k$  jsou totožné s kapitolou 4.2.1,

$n$  je násobek v obratu  $n = \frac{1}{\cos \phi}$

Výkonové zatížení s výkonem jsou počítané podle kapitoly 4.2.1

$$\frac{P}{W} = \frac{T}{W} * v_{prac} \quad (15)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{0,203 * 33,33}{1000 * 0,8} = 0,008459 \frac{kW}{N}$$

$$P = \frac{P}{W} * W = 0,008459 * 2815,5 * 9,80665 = 233,5 kW \quad (16)$$

### 4.2.4 Tahové a výkonové zatížení podle rychlosti stoupání

Posledním z uvedených omezení je tahové zatížení v závislosti na rychlosti stoupání letounu.

$$\frac{T}{W} = \frac{V_Y}{V} + \frac{q}{(W/S)} c_{Dmin} + \frac{k}{q} \left( \frac{W}{S} \right) \quad (17)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{4}{33,33} + \frac{1890}{(1100)} 0,045 + \frac{0,05419}{1890} (1100) = 0,2354$$

Kde

$V_Y = 4 m/s$  je rychlost stoupání,

$V = 33,33 m/s$  je dopředná rychlost,

$q$ ,  $c_{Dmin}$  a  $k$  jsou totožné s kapitolou 4.2.1.

Výkonové zatížení a výkon se počítá stejně jako v předešlých kapitolách

$$\frac{P}{W} = \frac{T}{W} * v_{prac} \quad (18)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{0,2354 * 33,33}{1000 * 0,6} = 0,01308 \frac{kW}{N}$$

$$P = \frac{P}{W} * W = 0,01308 * 2815,5 * 9,80665 = 361,12 kW \quad (19)$$

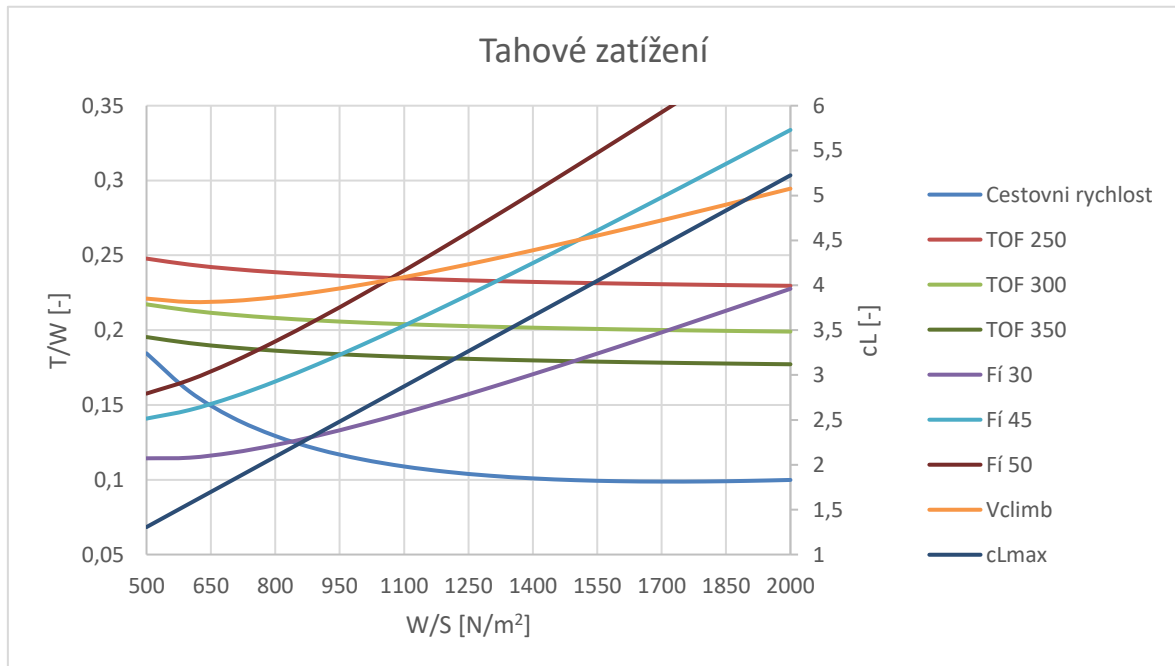
#### 4.2.5 Maximální součinitel vztlaku

Do grafu porovnávajícího plošné a výkonové zatížení byla přidána přímka vyjadřující souvislost maximálního součinitele vztlaku letounu a jeho plošného zatížení.

$$c_{Lmax} = \frac{2 * \frac{W}{S}}{\rho * v_S^2} = \frac{2 * 1100}{1,225 * 25^2} = 2,87 [-] \quad (20)$$

### 4.3 Volba pohonné jednotky

V předchozí kapitole 4.2 byla napočítaná výkonová zatížení pro různá plošná zatížení, která jsou reprezentována constrain analysis grafem.



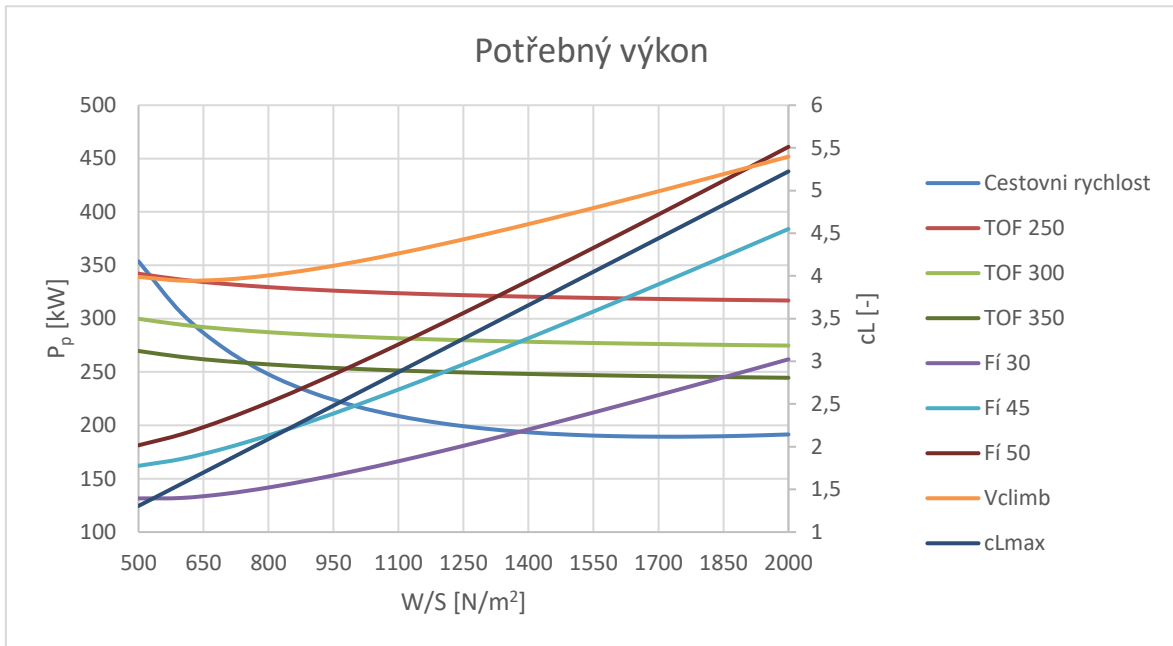
Graf 4.1 Závislost tahového a plošného zatížení letounu pro různé kritické případy

Následně bylo možné sestavit závislost pro potřebný výkon motoru.

Z grafů je patrné, že nejkritičtějšími případy jsou zatížení od rychlosti stoupání a zatížení od obratu s konstantní rychlostí. Křivka potřebného výkonu pro cestovní rychlost 200 km/h dosahuje nižších hodnot, proto volba vysokého plošného zatížení nepřináší výhodu. Křivky potřebného výkonu pro délku rozjezdu klesají pozvolna a vyžadují menší výkon. V grafu vynesena hodnota pro délku rozjezdu 250 m velmi zvyšuje potřebný výkon a protíná se s křivkou cestovní rychlosti a rychlosti stoupání při malém plošném zatížení s vyšším potřebným výkonem oproti plánované délce rozjezdu 300 m.

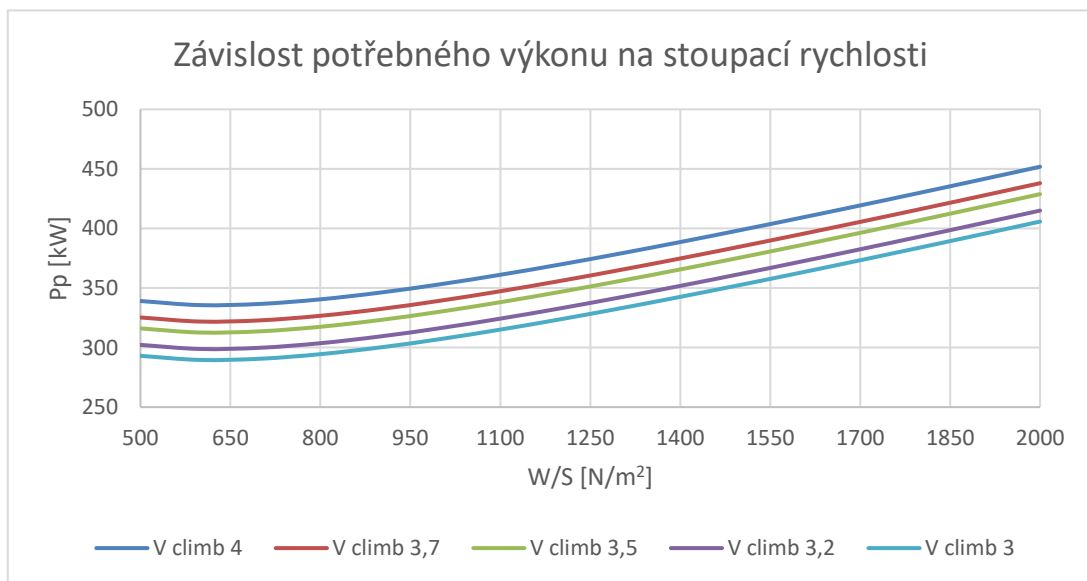
Z toho plynou pohonné jednotky s výkonem nad 300 kW, které jsou velké a těžké. Ovlivnily by tím celou koncepci a konstrukci letounu.





Graf 4.2 Závislost potřebného výkonu pro různé kritické případy

Proto byla provedena rozvaha o stoupací rychlosti při pracovní rychlosti ve srovnání se statistikou.

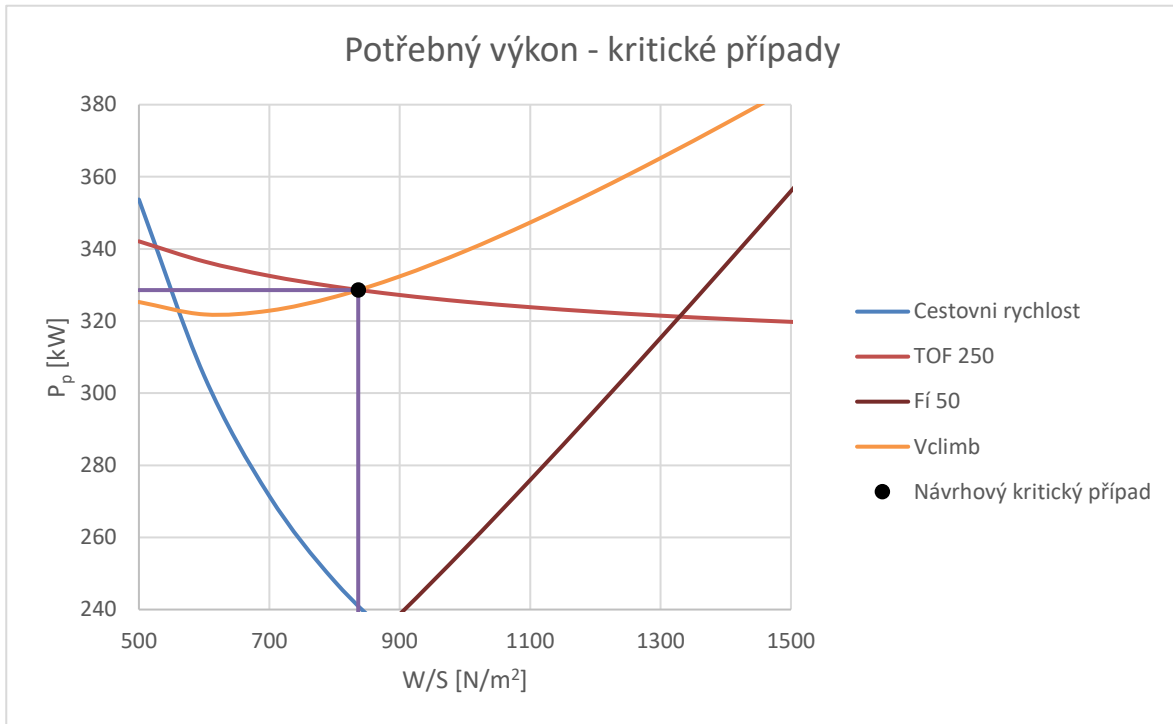


Graf 4.3 Závislost potřebného výkonu na stoupací rychlosti

Z grafu 4.3 je jasné, že s klesající rychlostí stoupaní klesá i potřebný výkon. Je jisté, že tímto je velmi omezený výběr motorů s dostatečným výkonem. Tento fakt je hlavně ovlivněn předpokladem propulzní účinnosti vrtule, která nabývá mnohem nižší hodnoty než při běžném cestovním režimu.

Z grafů 4.2 a 4.3 byly vybrány křivky nejkritičtějších případů vymezující oblast potřebných výkonů a plošného zatížení. V grafu 4.4. jsou tyto případy vyneseny a dále je určen teoretický průsečík křivek rychlosti stoupaní  $v_{climb} = 3,7\text{m/s}$  a pro délku vzletu 250 m

jako návrhový kritický případ. Tento bod reprezentuje hledané plošné zatížení a požadovaný výkon motoru.



**Graf 4.4** Potřebný výkon pro kritické případy

**Tabulka 4.1** Hledané parametry

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Plošné zatížení	$W/S$	836,3372	[N/m <sup>2</sup> ]
Potřebný výkon	$P_p$	328,6	[kW]

Použití nižšího plošného zatížení klade menší nároky i na maximální součinitel vztlaku letounu. Z toho plyne, že není nutné navrhovat složitou vztlakovou mechanizaci. Ze statistiky zkoumaných letounů bylo zjištěno, že většina letounů má šterbinovou klapku, což poukazuje na jednoduchost vztlakové mechanizace a zvolení profilů s vysokým součinitelem vztlaku. Zvolení nižšího plošného zatížení vyžaduje vyšší potřebný výkon pro případ cestovní rychlosti.

Jako kompromis byl zvolen maximální součinitel letounu  $c_{Lmax} = 2,1$  [-]. Pro tento součinitel bylo dopočteno plošné zatížení a plocha křídla.

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} * \rho * v_S^2 * c_{Lmax} = \frac{1}{2} * 1,225 * 25^2 * 2,1 = 803,906 \text{ N/m}^2 \quad (21)$$

$$S = \frac{W}{\frac{W}{S}} = \frac{MTOM * g}{\frac{W}{S}} = \frac{2815,5 * 9,80665}{803,906} = 34,34 \text{ m}^2 \quad (22)$$

Vypočtené plošné zatížení je nižší než hledaný návrhový kritický parametr. Proto pro hledaný potřebný výkon bylo zvoleno kritérium délky vzletu. V opačném případě by bylo zvoleno kritérium stoupací rychlosti.

$$\frac{P}{W} = \frac{0,2131 * 33,33}{1000 * 0,6} = 0,0119 \text{ kW/N} \quad (23)$$

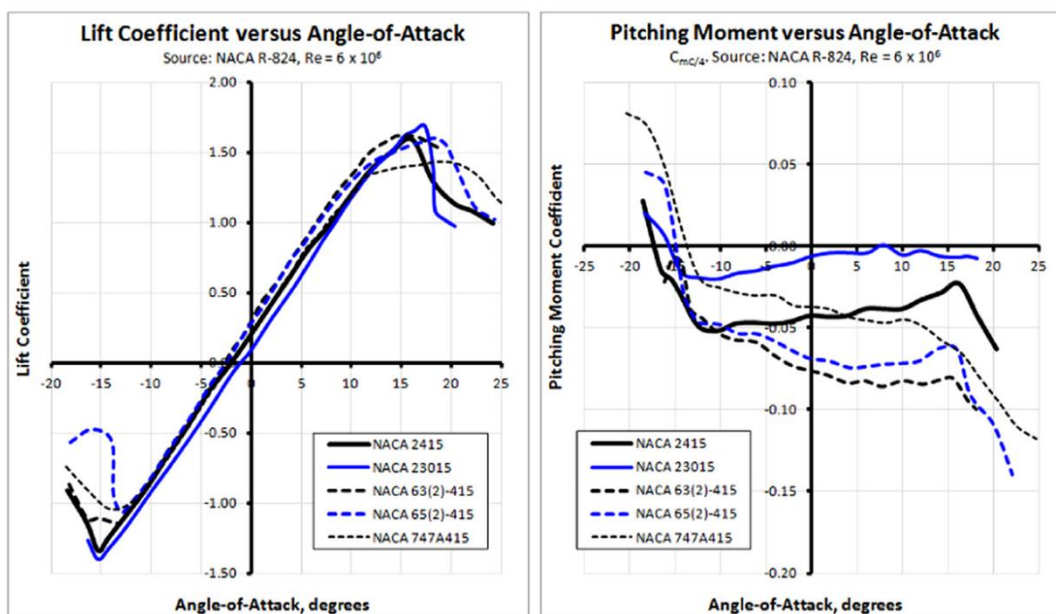
$$P = 326,9 \text{ kW}$$

Jak bylo naznačeno dříve, dostupné pístové motory nemají dostatečný výkon (pouhých 400 HP = 298kW) a svojí velikostí narušují jednoduchost a ekonomičnost koncepce. Dalším problémem těchto motorů je problém s chlazením všech válců, hlavně od pátého válce dál do trupu. Je možné se zamyslet nad otázkou použití turbortulového pohonu, u kterého však ekonomičnost provozu kvůli spotřebě paliva a očekávané pracovní doby nevychází v současnosti v jeho prospěch. Zajímavou možností je pohonná jednotka od společnosti AC aero, konkrétně HAWK E-330J/G-T o výkonu 373 kW. Jedná se o alternativu, která by mohla nahradit právě šesti a osmiválcové motory, a to i turbortulovou pohonnou jednotku. Jedná se totiž o čtyřválcový motor s vyšším výkonem než dostupné motory Lycoming nebo Continental. Navíc je tento motor obecně menší, lehčí a jeho další výhodou by mohlo být, že se jedná o diesellový motor, což by vedlo k ušetření nákladů na provoz. Za zmínku stojí i poznámka výrobce, v případě potřeby motor může používat benzín 80, 87, 91, 95 včetně 110LL spolu s bio deriváty.

## 4.4 Základní části letounu – geometrie

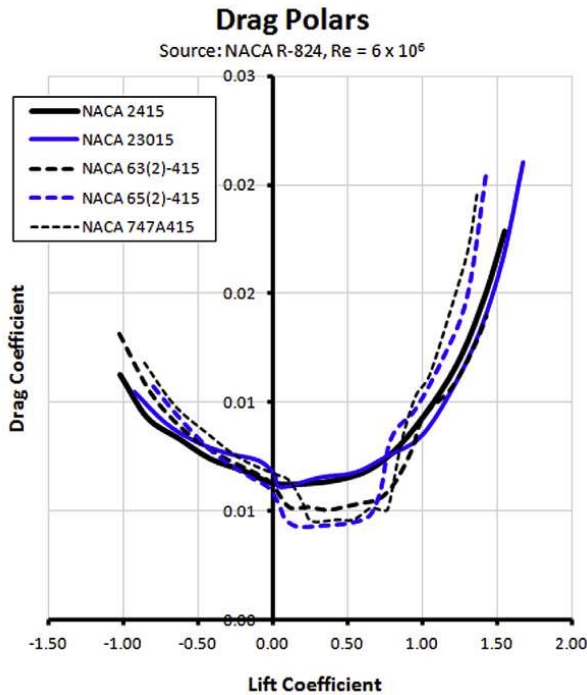
### 4.4.1 Návrh geometrie křídla

Vzhledem k požadované jednoduchosti křídla, minimalizaci vztlakové mechanizace, byly nejprve zvoleny profily, které jsou schopny generovat relativně vysoký součinitel vztlaku s malým klopivým momentem. Takovéto profily snižují záporné vyvažovací síly na VOP a dovolují snížit mohutnost z hlediska vyvažovacích i obratových případů. Díky nižším záporným vyvažovacím silám je možné dosáhnout vyšších hodnot součinitele vztlaku letounu ve vyváženém stavu. Zároveň se dosahuje nižších součinitelů odporu při menších vyvažovacích silách.



Obrázek 7 Závislost součinitele vztlaku a klopivého momentu na úhlu náběhu

Zdroj: [1], str. 268, Figure 8-33



**Obrázek 8 Odporová polára**

Zdroj: [1], str. 268, Figure 8-34

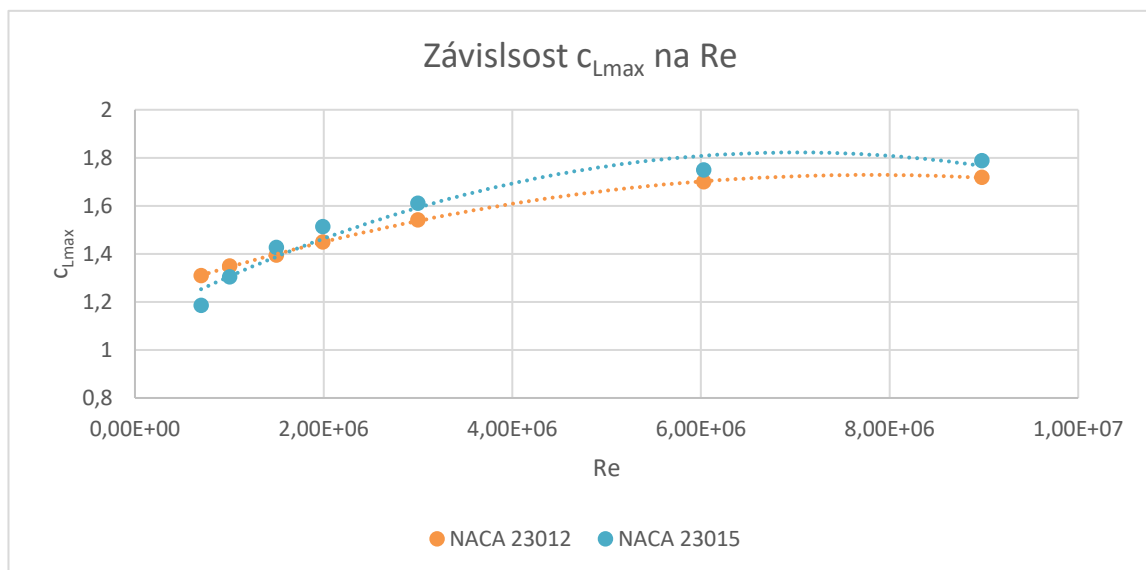
Na základě dostupných podkladů z NASA a NACA reportů bylo možné vytvořit porovnání charakteristik vybraných NACA profilů, které jsou znázorněny v obrázcích 7 a 8, jež jsou převzaté z [1]. S ohledem na požadavek součinitele vztlaku  $C_{Lmax} = 2,1 [-]$  jsou z těchto profilů vybrány profily NACA 23012 a NACA 23015, u kterých je možné dosáhnout profilových hodnot součinitele vztlaku  $C_{L_{23012}} = 1,78 [-]$  a  $C_{L_{23015}} = 1,72 [-]$ . Další alternativou by mohl být profil NACA 63<sub>1</sub>-412, u kterého je součinitel vztlaku  $C_{L_{63(1)-412}} = 1,77 [-]$ . Nevýhodou tohoto profilu je jeho několikanásobně vyšší součinitel klopivého momentu oproti předchozím dvěma profilům.

Výhodou výběru těchto profilů je dostupnost aerodynamických podkladů z tunelového měření, díky nimž bylo možné stanovit potřebné veličiny. Ze zpracovaných tunelových měření bylo možné stanovit pro profil NACA 23012 stoupání vztlakové čáry profilu  $c_{l\alpha} = 5,959 \text{ rad}^{-1}$ , úhel nulové vztlaku  $\alpha_0 = -1,2^\circ = -0,02094 \text{ rad}$ .

Pro profil NACA 23015 je stoupání vztlakové čáry profilu  $c_{l\alpha} = 6,022 \text{ rad}^{-1}$ , úhel nulové vztlaku  $\alpha_0 = -1^\circ = -0,01745 \text{ rad}$ .

Pro profil NACA 63<sub>1</sub>-412 je stoupání vztlakové čáry profilu  $c_{l\alpha} = 6,303 \text{ rad}^{-1}$ , úhel nulové vztlaku  $\alpha_0 = -3^\circ = -0,05236 \text{ rad}$ .

Dále bylo možné stanovit průběh maximálního součinitele vztlaku v závislosti na Reynoldsově čísle.

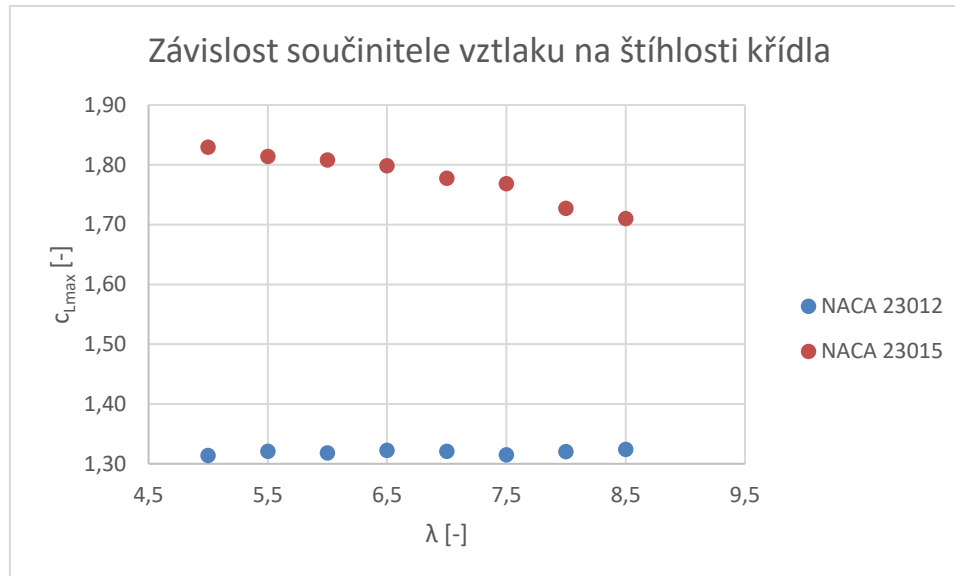


**Graf 4.5 Závislost maximálního součinitele vztlaku na Reynoldsově čísle**

Vhodnou volbou geometrie křídla lze ovlivnit nejen aerodynamické charakteristiky, ale také náročnost výroby. Geometrie křídla tedy ovlivňuje i náklady na výrobu i pozdější náklady na údržbu a opravy.

Z toho důvodu byla zvolena geometrie křídla obdélníkového půdorysu. Nevýhodou této geometrie je dosažení nižšího součinitele vzlaku, ačkoliv návrhového maximálního součinitele vzlaku  $c_{Lmax} = 2,1 [-]$  by mělo být možné dosáhnout se zvolenými profily. Jak bylo zmíněnou výhodou je snížení jak výrobních, tak i nákladů na servis.

Pro výslednou geometrii křídla, bylo nutné stanovit maximální součinitele vzlaku křídla pro různé štíhlosti křídla.



Graf 4.6 Závislost součinitele vzlaku na štíhlosti křídla

Z grafu je vidět, že pro profil NACA 23012 vycházejí nižší hodnoty součinitele vzlaku. Výhodnou kombinací by bylo křídlo se štíhlostí  $\lambda = 7$ , kdy maximální součinitel vzlaku křídla by bylo  $c_{Lmax} = 1,359 [-]$ . Profil NACA 23015 obecně dosahuje skoro o 0,5 vyšších hodnot. V tomto případě nevyššího součinitele vzlaku  $c_{Lmax} = 1,829 [-]$  při štíhlosti křídla  $\lambda = 5$ . To má však za následek zvýšení potřebného výkonu pro vzlet.

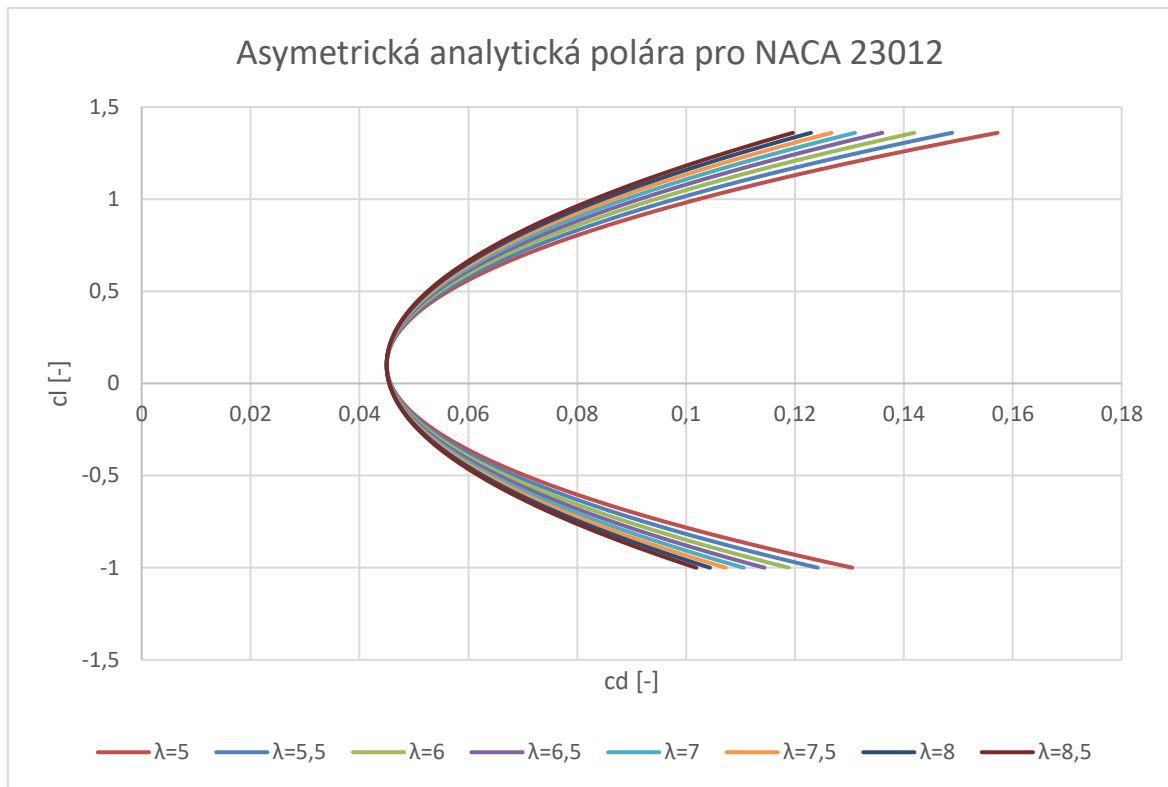
Dále byla sestavena asymetrická analytická polára letounu v závislosti na štíhlosti křídla dle vzorce:

$$c_D = c_{D0} + k * (c_L - c_{L,M})^2 \quad (24)$$

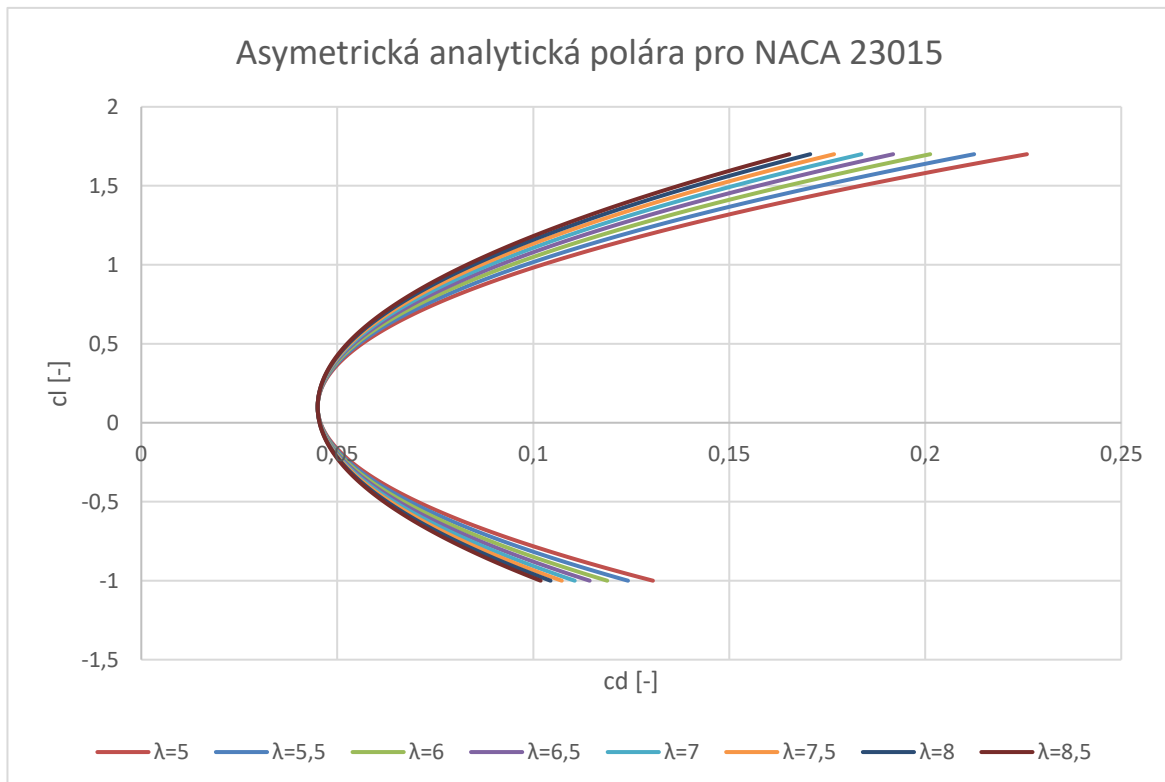
Kde součinitel odporu při nulovém vzlaku  $c_{D0} = 0,045 [-]$  byl zvolen podle Table 3-1 [1] a  $c_{L,M} = 0,1 [-]$  z Table 8-5 [1].

Oswaldův koeficient  $e$  a konstanta indukovaného odporu  $k$  byly spočteny pomocí stejných vztahů jako v kapitole (4.2.1).

Z obou polár je patrné, že s rostoucí štíhlostí křídla klesá indukovaný odpor, což má vliv na celkový odpor letounu s rostoucím součinitelem vzlaku křídla.



Graf 4.7 Asymetrická analytická polára NACA 23012



Graf 4.8 Asymetrická analytická polára NACA 23015

Výsledná geometrie křídla byla zvolena:

Rozpětí  $l = 14,81$  m, střední aerodynamická tětva  $b_{SAT} = 2,28$  m, štíhlost křídla  $\lambda = 6,5$ ; plocha křídla  $S = 33,76$  m<sup>2</sup>. Úhel vzepětí byl předběžně zvolen  $\psi = 5^\circ$ .

Hodnota maximální rychlosti v horizontálním letu byla určena pomocí maximálního využitelného výkonu motoru a minimálního součinitele odporu dle vztahu [1]:

$$V_H = \sqrt[3]{\frac{2 * P * \eta_P}{\rho * c_{Dmin} * S}} = \sqrt[3]{\frac{2 * 373\,000 * 0,8}{1,225 * 0,045 * 33,76}} = 68,45 \frac{m}{s} = 133,06 \text{ kt} \quad (25)$$

#### 4.4.2 Návrh geometrie ocasních ploch

Pokud nejsou jiné faktory považovány za důležitější, měl by se konstruktér vždy snažit minimalizovat odpor. Vzhledem k tomu, že převážná část odporu letadla je výsledkem tření povrchu, vyplývá z toho, že snížení omočené ocasní plochy je důležitým cílem. [1]

Kapitola 11.5 [1] se zabývá čtyřmi různými metodami, z nichž každá se zaměřuje na vybranou ocasní plochu. Očekává se, že si konstruktér vybere pouze jednu metodu a bude se jí držet a nebude používat více metod.

Předběžný návrh ocasních ploch byl proveden za pomoci mohutností ocasních ploch získaných pomocí statistiky a obvyklých hodnot pro tuto kategorie dle Table 11-4 [1].

Pro ocasní plochy byl vybrán symetrický profil NACA 0012. Tento profil je běžně používaný pro ocasní plochy. Výhodou tohoto profilu je relativně vysoký kritický úhel náběhu  $\alpha_{kr} = 18,4^\circ$ , což má za následek snížení rizika odtržení proudu na VOP dříve než na křídle. Je tedy zachována ovladatelnost, v jiném případě by došlo k její ztrátě.

Opět výhodou tohoto profilu je dostatek experimentálně získaných aerodynamických charakteristik, a proto bylo možné odečíst základní veličiny jako je stoupání vztlakové čáry

Pro ocasní plochy byl vybrán profil NACA 0012. Jedná se o symetrický profil běžně používaný pro ocasní plochy. K dispozici je dostatek experimentálně získaných aerodynamických charakteristik. Z těch byly odečteny zásadní veličiny: stoupání vztlakové čáry  $c_{l\alpha} = 5,375 \text{ rad}^{-1}$  a úhel nulového vztlaku  $\alpha_0 = 0^\circ$ .

##### 4.4.2.1 Vodorovné ocasní plochy

Podle kategorie letounu byla z Table 11-4 [1] vybraná mohutnost VOP  $H_h = 0,5$ . Průměrná hodnota ze statistiky činí 0,52. Výpočet mohutnosti platí dle následující rovnice

$$H_h = \frac{L_h * S_h}{S * b_{SAT}} \quad (26)$$

Vzhledem ke geometrii letounu bylo zvoleno rameno VOP  $L_h = 5,5 \text{ m}$ . Pro návrh VOP byla využita hodnota mohutnosti  $H_h = 0,5$  a byla vypočtena plocha VOP:

$$S_h = \frac{H_h * S * b_{SAT}}{L_h} \quad (27)$$
$$S_h = \frac{0,5 * 33,76 * 2,28}{5,5} = 6,99 \text{ m}^2$$

Ze statistiky byla dále získána hodnota štíhlosti VOP  $\lambda_h = 4,2$  [-]. Pro návrh byla zvolena hodnota  $\lambda_h = 4$  [-].

Ke snížení výrobních nákladů byla i u VOP zvolena obdélníková geometrie stejně jako u křídla.

Rozpětí VOP bylo možné stanovit potom podle následujícího vztahu

$$l_h = \sqrt{\lambda_h * S_h} \quad (28)$$
$$l_h = \sqrt{4 * 6,99} = 5,29 \text{ m}$$

Následně bylo možné určit střední aerodynamickou tětivu VOP

$$b_{SATh} = \frac{S_h}{l_h} \quad (29)$$
$$b_{SATh} = \frac{6,99}{5,29} = 1,32 \text{ m}$$

#### 4.4.2.2 Svislá ocasní plocha

Tak jako u VOP byla z Table 11-4 [1] vybrána podle kategorie letounu mohutnost SOP  $H_v = 0,04$ . Průměrná hodnota ze statistiky činí 0,035, což je o něco nižší hodnota. Výpočet mohutnosti SOP

$$H_v = \frac{L_v * S_v}{S * l} \quad (30)$$

Vzhledem ke geometrii letounu a poloze VOP bylo zvoleno rameno SOP  $L_v = 5,81$  m. Pro návrh SOP byla využita hodnota mohutnosti  $H_v = 0,04$  a byla vypočtena plocha SOP:

$$S_v = \frac{H_v * S * l}{L_v} \quad (31)$$
$$S_h = \frac{0,04 * 33,76 * 14,81}{5,81} = 3,44 \text{ m}^2$$

Ze statistiky byla dále získána hodnota štíhlosti SOP  $\lambda_v = 1,3$  [-]. Rozpětí SOP bylo stanoveno podle následujícího vztahu

$$l_v = \sqrt{\lambda_v * S_v} \quad (32)$$
$$l_v = \sqrt{1,3 * 3,44} = 2,11 \text{ m}$$

#### 4.4.3 Návrh geometrie podvozku

Pro zemědělské letouny je standartní typ podvozku normální tricykl, proto byl zvolen i v této koncepci. Tento typ podvozku je vhodnější pro provoz na nezpevněném povrchu, a to i na méně kvalitních travnatých a přistávacích plochách než obrácený tricykl.



Záďový podvozek je na větším ramenu než odpovídající předový podvozek. To vede ke snížení zatížení podvozku a zároveň snižuje jeho hmotnost. Jeho výrazně menší velikost má za následek menší čelní plochy než předový. To se samozřejmě také kladně projeví na snížení aerodynamického odporu.

Nevýhodou tohoto typu podvozku je špatný výhled pilota při pojíždění. Je zde vyšší riziko překlopení na před při brždění a směrová nestabilita při pohybu po zemi [8].

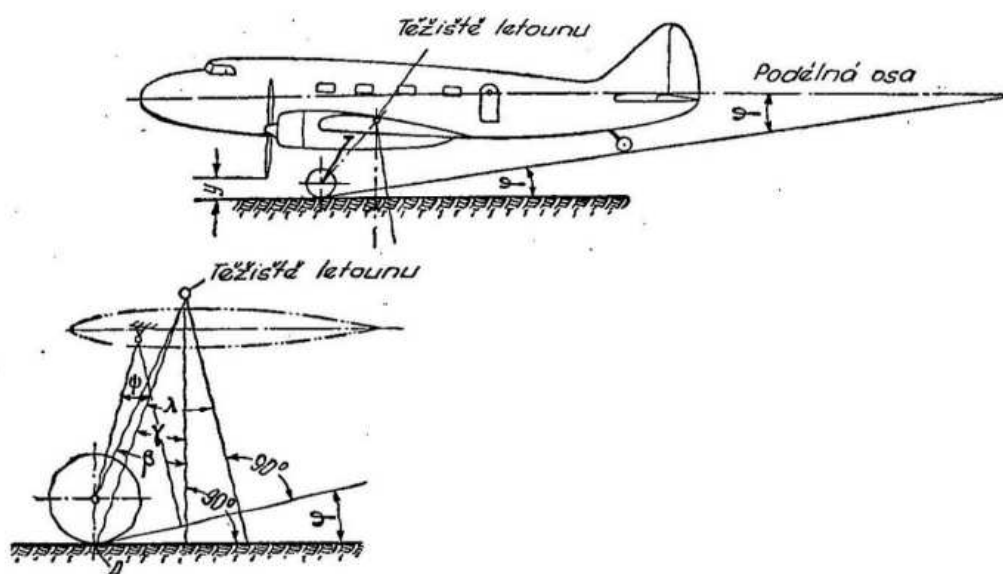
Vzhledem k celkové jednoduchosti konstrukce a ke krátkým letům při nízkých rychlostech, je zvolen pevný podvozek. Pevný podvozek sice zvyšuje aerodynamický odpor, ale umožňuje lépe dimenzovat podvozek a uchycení podvozku v konstrukci letounu.

Na základě doporučených úhlů [8] a [11] byly voleny následující parametry:

**Tabulka 4.2 Parametry podvozku letounu**

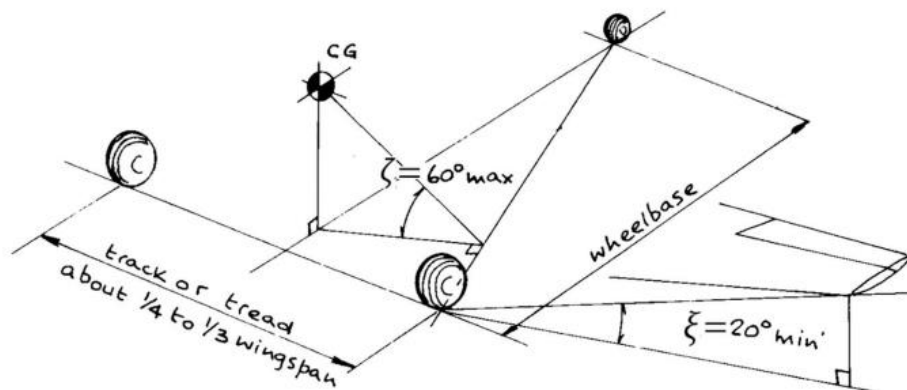
Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Úhel stání letounu	$\varphi$	11	[°]
Úhel stability proti převrácení	$\gamma$	16	[°]
Úhel vysunutí podvozku	$\lambda$	30	[°]
Úhel náklonu		min 10	[°]
Úhel určující příčnou stabilitu	$\zeta$		[°]

Úhel stání letounu je zvolen z doporučeného rozsahu 11-14°. Úhel stability proti převrácení vpřed byl zvolen s ohledem k brzděnému hlavnímu podvozku. Úhel vysunutí podvozku je součet předchozích dvou úhlů a odpovídá uvedenému rozsahu 21-31°. Výška podvozku musí být také dostatečná, aby se křídlo při přistání letounu s nakloněním 10° do strany nedotklo země. [11] Tento úhel náklonu by měl být dostatečný pro zamezení poškození konců křídel. V navrhované koncepci činí tento úhel 16°.



**Obrázek 9 Parametry podvozku letounu, [11]**

Rozchod kol byl volen tak, aby umožnil vhodné tvarování pružnice hlavního podvozku. Při tom byl sledován maximální úhel  $\zeta_{\max} = 60^\circ$  určující příčnou stabilitu letounu při poježdění. Jeho hodnota činí  $56,5^\circ$ .

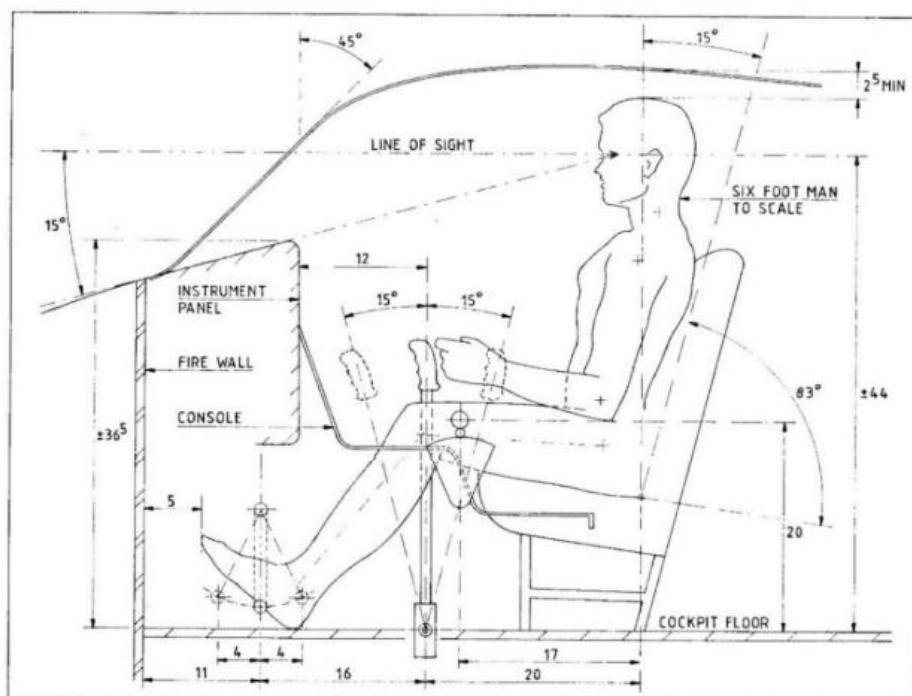


Obrázek 10 Parametry podvozku letounu [8]

#### 4.4.4 Návrh geometrie pilotního prostoru

Jak bylo naznačeno v předchozí kapitole, nevýhodou tricyklu je špatný výhled z kabiny. Výhled je však také závislý na umístění kokpitu. Většina letounů má pilotní kabinu umístěnou až za nádrží pro chemické ošetřování, a proto musí být posazena vysoko, aby měl pilot dobrý výhled. Koncepte Z-37 je pravým opakem, kabina se nachází hned za motorem a před nádrží, proto má pilot velmi dobrý výhled z letounu. Aby tedy bylo možné trochu kompenzovat nevýhody tricyklu, bylo zvoleno i v této koncepci umístění kabiny pilota hned za motorovou přepážku.

Pilotní kabina byla také navrhována s ohledem na ergonomii a pohodlí pilota. Při návrhu byly brány v úvahu parametry vycházející z doporučení znázorněných na následujícím obrázku.



Obrázek 11 Doporučené parametry pilotního prostoru, Figure 2.8 [16]

Vzdálenost přední přepážky a chodidel pilota, vzdálenost hlavy pilota a překrytu kabiny a zorný úhel pilota jsou hlavními body pilotní kabiny. Jelikož je kabina hned za motorem, je bezpečně zachována viditelnost dráhy při pojíždění, a to i vzhledem k úhlu stání 14°.

V celé koncepci letounu je brán ohled na výrobní náklady a nejinak tomu je i v případě pilotní kabiny. Z tohoto důvodu je překryt kabiny navržen jako rámová konstrukce s rovinnými skly. Výhodou této konstrukce je i snadná opravitelnost. I když by bylo možné využít u vrchní části kabiny tvarů aerodynamicky čistějších, je v tomto návrhu využito v podstatě rovinných desek z důvodu navazující konstrukce pro postřikovou nádrž.

Nejenže bude snazší výroba, dokonce bude mít personál i snazší přístup právě k plnicímu otvoru v případě potřeby. Také bude dbáno na vyztužení zadní části pilotní kabiny pro zvýšení bezpečnosti pilota v případě nouzového přistání s plně naloženou nádrží. Předpokládá se, že prostor pro nádrž bude oddělen od pilotní kabiny, tak aby příhradová konstrukce dostatečně pohltila osamělé síly vznikající od nádrže, a také aby bylo možné v případě potřeby celou nádrž jednoduše demontovat při zachování letuschopnosti letounu.

Vybavení kokpitu bude uzpůsobeno tak, aby měl pilot ideální přístup ke všem potřebným a ovládacím prvkům. Nepředpokládá se použití velkých elektronických displejů, u kterých hrozí vlivem vibrací jejich nespolehlivost a nečitelnost parametrů. Účelem je dosáhnout uživatelsky přívětivého a spolehlivého ovládání letounu s dostatečným komfortem a bezpečností pilota. Nelze očekávat pohodlí jako v kategorii dopravních letounů, protože k tomuto účelu není letoun určen. Důležité je zachovat dostatečné pohodlí pro pilota, aby mu umožnila i celodenní práci bez poškozování jeho vlastního zdraví.



**Obrázek 12** Kokpit letounu Z-37 Čmelák

Zdroj: <https://igor113.livejournal.com/159957.html>

## 5 Hmotový rozbor

Cílem této kapitoly je vytvořit hmotovou obálku letounu. Aby bylo možné obálku vytvořit, je nutné určit hmotnosti jednotlivých částí letounu. Dále bylo stanoveno rozložení hmot a nalezeno jejich těžiště.

### 5.1 Výpočet hmotností jednotlivých částí

Výpočtový návrh jednotlivých celků je proveden podle [2]. Nejprve byl zjištěn maximální konstrukční násobek na základě požadavku stavebního předpisu CS-23.337 (Provozní násobky zatížení při obratech), pomocí vzorce:

$$n_{ult} = 2,1 + \frac{24\,000}{W + 10\,000} = 2,1 + \frac{24\,000}{6\,207,115 + 10\,000} = 3,58 \quad (33)$$

Jedná se o prvotní přiblížení, protože s měnící se hmotností bude docházet i ke změně násobku.

#### 5.1.1 Křídlo

Hmotnost křídla byla vypočtena podle metody USAF. Tato metoda je vhodná pro lehké a užitkové letouny s maximální rychlostí nepřekračující 300 kt (555,6 km/h).

$$m_w = 96,948 * \left[ \left( \frac{MTOW * n_{ult}}{10^5} \right)^{0,65} * \left( \frac{\lambda}{\cos(\Lambda)} \right)^{0,57} * \left( \frac{S}{100} \right)^{0,61} * \left( \frac{1 + \eta}{2 * \left( \frac{t}{c} \right)_{max}} \right)^{0,36} * \left( 1 + \frac{V_H}{500} \right)^{0,5} \right]^{0,993} \quad (34)$$

$$m_w = 96,948 * \left[ \left( \frac{6207,115 * 3,58}{10^5} \right)^{0,65} * \left( \frac{6,5}{\cos(0)} \right)^{0,57} * \left( \frac{363,34}{100} \right)^{0,61} * \left( \frac{1 + 1}{2 * 0,15} \right)^{0,36} * \left( 1 + \frac{133,06}{500} \right)^{0,5} \right]^{0,993} = 512,75 \text{ lb} = 232,58 \text{ kg}$$

Hodnota maximální rychlosti v horizontálním letu byla předběžně určena pomocí maximálního využitelného výkonu motoru a minimálního součinitele odporu podle rovnice (25). Dosazování do rovnice (34) je v anglosaských jednotkách, proto bylo nutné převést hmotnost z kilogramů do liber (MTOW = 6207,115 lb), plocha křídla je převedena na stopy čtverečné (S = 363,34 ft<sup>2</sup>), horizontální rychlost byla převedena na knots (v<sub>H</sub> = 133,06 kt).

Podle metody USAF vychází hmotnost křídla 512,75 lb, což je 232,58 kg. Pro porovnání byla použita i metoda Cessna, která je vhodná pro malá letadla s relativně malým výkonem a rychlostí pod 200 kt.

$$m_w = 0,04674 * (MTOW)^{0,397} * (S)^{0,36} * (n_{ult})^{0,397} * (\lambda)^{1,712} \quad (35)$$

$$m_w = 0,04674 * (6207,115)^{0,397} * (363,34)^{0,36} * (3,58)^{0,397} * (6,5)^{1,712} = 511,5 \text{ lb} \\ = 232 \text{ kg}$$

Podélná poloha těžiště křídla byla předpokládána ve 40 % jeho hloubky [2].

### 5.1.2 Ocasní plochy

Pro hmotnost ocasních ploch byla zvolena taktéž metodika USAF.

Hmotnost VOP byla vypočtena dle vztahu:

$$m_h = 127 * \left[ \left( \frac{MTOW * n_{ult}}{10^5} \right)^{0,87} * \left( \frac{S_h}{100} \right)^{1,2} * 0,289 * \left( \frac{L_h}{10} \right)^{0,483} * \left( \frac{l_h}{\left( \frac{t}{b} \right)_h} \right)^{0,5} \right]^{0,458} \quad (36)$$
$$m_h = 127 * \left[ \left( \frac{6207,115 * 3,58}{10^5} \right)^{0,65} * \left( \frac{75,27}{100} \right)^{1,2} * 0,289 * \left( \frac{18,04}{100} \right)^{0,483} * \left( \frac{17,35}{0,12} \right)^{0,5} \right]^{0,458} = 120,3 \text{ lb} = 54,56 \text{ kg}$$

Dosazené přepočtené hodnoty:  $S_h = 75,27 \text{ ft}^2$ ,  $L_h = 18,04 \text{ ft}$ ,  $l_h = 17,35 \text{ ft}$ .

Těžiště VOP bylo předpokládáno ve 42 % její hloubky [2].

Hmotnost SOP byla vypočtena dle vztahu:

$$m_v = 98,5 * \left[ \left( \frac{MTOW * n_{ult}}{10^5} \right)^{0,87} * \left( \frac{S_v}{100} \right)^{1,2} * 0,289 * \left( \frac{l_v}{\left( \frac{t}{b} \right)_v} \right)^{0,5} \right]^{0,458} \quad (37)$$
$$m_v = 127 * \left[ \left( \frac{6207,115 * 3,58}{10^5} \right)^{0,65} * \left( \frac{37,05}{100} \right)^{0,57} * 0,289 * \left( \frac{14,23}{0,12} \right)^{0,5} \right]^{0,458} = 53 \text{ lb} \\ = 24 \text{ kg}$$

Dosazené přepočtené hodnoty:  $S_v = 37,05 \text{ ft}^2$ ,  $l_v = 14,23 \text{ ft}$ .

Těžiště SOP bylo předpokládáno ve 42 % její tětiny a ve 38% rozpětí SOP [2].

### 5.1.3 Trup

Pro hmotnost trupu byla použita metodika USAF stejně jako pro křídlo a ocasní plochy.

$$m_f = 200 * \left[ \left( \frac{MTOW * n_{ult}}{10^5} \right)^{0,286} * \left( \frac{l_f}{10} \right)^{0,857} * \left( \frac{w_f + h_f}{10} \right)^{0,61} * \left( \frac{v_c}{100} \right)^{0,338} \right]^{1,1} \quad (38)$$
$$m_f = 200 * \left[ \left( \frac{6207,115 * 3,58}{10^5} \right)^{0,286} * \left( \frac{22,67}{10} \right)^{0,857} * \left( \frac{4,265 + 5,249}{10} \right)^{0,61} * \left( \frac{108}{100} \right)^{0,338} \right]^{1,1} = 262,6 \text{ lb} = 119,1 \text{ kg}$$

Délka trupu je brána jako podélná vzdálenost od motorové přepážky do 50% kořenové tětiny SOP,  $l_f = 6,91 \text{ m} = 22,67 \text{ ft}$ . Nejširší místo trupu činí  $w_f = 1,3 \text{ m} = 4,265 \text{ ft}$  a výška trupu je  $h_f = 1,6 \text{ m} = 5,29 \text{ ft}$ . Cestovní rychlost  $v_c = 108 \text{ kt}$ .

Takto spočtená hmotnost trupu bude nejspíše velmi optimistická, reálná konstrukce však bude asi těžší než tak to uvažovaná hodnota.

Těžiště trupu přitom bylo předpokládáno ve 33,5 %  $l_f$  [2].

#### 5.1.4 Pohonná jednotka

Hmotnost motoru byla vypočtena dle metodiky USAF na základě suché hmotnosti motoru  $m_{eng} = 338,8 \text{ lb}$  (153,71 kg) udávané výrobcem. Dle této metody rozlišujeme suchou hmotnost a hmotnost propulzní soustavy, která kromě samotného motoru obsahuje motorové lože, motorovou instalaci a vrtuli.

$$m_{prop} = 2,575 * (m_{eng})^{0,922} * N_e = 2,575 * 338,8^{0,922} * 1 = 553,84 \text{ lb} \quad (39)$$

$$= 251,2 \text{ kg}$$

Kde  $N_e = 1$  [-] je počet pohonných jednotek na letounu.

#### 5.1.5 Podvozek

Pro odhadnutí hmotnosti podvozku byla zvolena metodika Torenbeek, která umožňuje výpočet hlavního i záďového podvozku. Výpočtový vztah byl převzat ze [2] i s potřebnými koeficienty z Table 5.1 [2].

$$m_{gr} = k_{gr} * \left[ A_g + B_g * (MTOW)^{\frac{3}{4}} + C_g * MTOW + D_g * (MTOW)^{\frac{3}{2}} \right] \quad (40)$$

$$m_{gr} = 1 * \left[ 20 + 0,1 * (6207,115)^{\frac{3}{4}} + 0,019 * 6207,115 + 0 * (6207,115)^{\frac{3}{2}} \right] = 207,87 \text{ lb}$$

$$= 94,29 \text{ kg}$$

Hmotnost záďového podvozku byla vypočtena podle stejné rovnice. Pro výpočet byly použity koeficienty záďového podvozku  $A_g = 9$ ;  $B_g = 0$ ;  $C_g = 0,0024$ ;  $D_g = 0$ . Vypočtená hmotnost záďového podvozku činí 10,84 kg.

#### 5.1.6 Palivový systém

Aby bylo možné stanovit celkovou hmotnost palivového systému, je nejprve nutné určit velikost palivových nádrží. A to na základě spotřeby motoru a požadavku na dobu letu. Ta se odvíjí od délky přeletu z „domácího“ letiště k zákazníkovi, doby potřebné na ošetření ploch a zpáteční cestu.

Ideálním příkladem je Z-37 Čmelák, který měl v každém křídle 125 l (celkově tedy 250 l). Navíc mohl být doplněn dvěma baky, každý o objemu 125 l, tedy dalších 250 l, které si mohl převést na místo práškování. Z těchto baků nešlo přečerpávat palivo za letu, a sloužily pro dopravení paliva na letiště odkud se provádělo ošetřování. Po vyčerpání

zásoby paliva v křídle musel při zastávce mechanik přečerpat palivo z baků do křídel. Takto vybavený Čmelák byl schopný operovat celý den bez nutnosti dopravení cisterny s palivem na letiště, čímž se snížily náklady a zvýšila bezpečnost provozu.

Spotřeba Z-37 činí přibližně 90 l/hod, z čehož plyne operační doba se pohybovalo okolo 5,5 h s plně natankovanými nádržemi a baky. Dle požadavku leteckých společností by bylo vhodné mít letoun se stejně velkými nádržemi jako je právě u Čmeláka.

Pro vybraný motor HAWK E-330J/G-T byla nalezena spotřeba 0,398 lb/HP/h. Dlouhé přelety a malé plochy nejsou ekonomicky výhodné, proto je požadavek na přelety maximálně do 45 minut a plochy od letiště v okruhu do 10 km a ošetřované plochy o velikosti okolo 180 ha.

Z toho plyne velikost nádrží v křídle by měla být minimálně 500 l (250 + 250 l). Bylo by možné uvažovat i 2 baky, každý o možnosti 200 l. V prvotním návrhu bude uvažována nádrž pouze v křídle. Operační doba letounu se bude pohybovat s takto velkou nádrží okolo 5,5 h. Hmotnost paliva se spočítá stejně jako v kapitole 4.1 rovnice (1) a převedena na libry.

Hmotnost palivového systému je spočtena na základě 3 různých metodik.

a) Metoda Cessna

$$m_{fs} = 0,4 * \frac{m_{fuel}}{K_{fsp}} = 0,4 * \frac{886,25}{5,87} = 60,39 \text{ lb} = 27,39 \text{ kg} \quad (41)$$

Kde  $K_{fsp} = 5,87$  platí pro letecký benzín.

b) Metoda USAF

$$m_{fs} = 2,49 * \left[ \left( \frac{m_{fuel}}{K_{fsp}} \right)^{0,6} * \left( \frac{1}{1 + int} \right)^{0,3} * N_t^{0,2} * N_e^{0,13} \right]^{1,21} \quad (42)$$
$$m_{fs} = 2,49 * \left[ \left( \frac{886,25}{5,87} \right)^{0,6} * \left( \frac{1}{1 + 0,95} \right)^{0,3} * 3^{0,2} * 1^{0,13} \right]^{1,21} = 97,34 \text{ lb} = 44,15 \text{ kg}$$

Kde podíl integrálních nádrží  $int = 0,95$  (uvažováno 95 % paliva v integrálních nádržích); počet nádrží  $N_t = 3$  (celkem 3 palivové nádrže – 2 integrální v křídle, 1 sběrná v trupu),  $N_e = 1$  (jedna pohonná jednotka).

c) Metoda Torenbeek

$$m_{fs} = 2 * \left( \frac{m_{fuel}}{K_{fsp}} \right)^{0,667} = 2 * \left( \frac{886,25}{5,87} \right)^{0,667} = 56,8 \text{ lb} = 25,77 \text{ kg} \quad (43)$$

Výsledná vypočtená hmotnost, která je použita v dalších výpočtech, je průměrnou hodnotou z vypočtených tří různých metodik a činí  $m_{fs} = 32,44 \text{ kg}$ .

### 5.1.7 Řízení

Hmotnost řízení je opět vypočtena pomocí 3 různých metodik.



a) Metoda Cessna

$$m_{fc} = 0,016 * MTOW = 0,016 * 6207,115 = 99,3 \text{ lb} = 45 \text{ kg} \quad (44)$$

b) Metoda USAF

$$m_{fc} = 1,066 * (MTOW)^{0,626} = 1,066 * 6207,115^{0,626} = 252,4 \text{ lb} = 114,5 \text{ kg} \quad (45)$$

c) Metoda Torenbeek

$$m_{fc} = 0,23 * (MTOW)^{\frac{2}{3}} = 0,23 * (6207,115)^{\frac{2}{3}} = 77,7 \text{ lb} = 35,2 \text{ kg} \quad (46)$$

Výsledná vypočtená hmotnost systému řízení je průměrnou hmotností získaných pomocí metodik Cessna a Torenbeek a činí  $m_{fc} = 40,14 \text{ kg}$ . Metoda USAF nebyla zahrnuta z důvodu výrazné odchylky od zbylých dvou metod.

### 5.1.8 Avionika

Hmotnost avioniky (potažmo i elektroniky) byla vypočítána dle metodiky Torenbeek.

$$m_{iae} = 33 * N_{pax} = 33 * 1 = 33 \text{ lb} = 14,97 \text{ kg} \quad (47)$$

Kde  $N_{pax}$  je počet cestujících a členů posádky, v tomto případě se jedná o 1 pilota.

### 5.1.9 Elektrický systém

Hmotnost elektrického systému letounu byla vypočtena pomocí 3 různých metodik.

a) Metoda Cessna

$$m_{els} = 0,0268 * MTOW = 0,0268 * 6207,115 = 166,35 \text{ lb} = 75,46 \text{ kg} \quad (48)$$

b) Metoda USAF

$$m_{fc} = 426 * \left( \frac{m_{fs} + m_{iae}}{1000} \right)^{0,51} = 426 * \left( \frac{71,51 + 33}{1000} \right)^{0,51} = 134,64 \text{ lb} = 61,1 \text{ kg} \quad (49)$$

c) Metoda Torenbeek

$$m_{fc} = 0,0078 * m_e^{1,2} - m_{hps} = 0,0078 * 2701,8^{1,2} - 0 = 102,3 \text{ lb} = 46,4 \text{ kg} \quad (50)$$

Kde  $m_e = 1225,5 \text{ kg}$  je prázdná hmotnost letounu,  $m_{hps} = 0$  je hmotnost hydraulicko-pneumatického systému. Ani s jedním ze systému není v navrhovaném letounu uvažováno. Výsledná vypočtená hmotnost získaná průměrem hodnot vypočtených metodik činí  $m_{els} = 60,94 \text{ kg}$ .

### 5.1.10 Zařízení interiéru

Hmotnost zařízení interiéru byla vypočtena pomocí 2 metodik.

a) Metoda Cessna

$$\begin{aligned} m_{fur} &= 0,412 * N_{pax}^{1,145} * (MTOW)^{0,489} = 0,412 * 1^{1,145} * 6207,115^{0,489} \\ &= 29,49 \text{ lb} = 13,37 \text{ kg} \end{aligned} \quad (51)$$





b) Metoda Torenbeek

$$m_{fur} = 5 + 13 * N_{pax} + 25 * N_{row} = 5 + 13 * 1 + 25 * 1 = 43 lb = 19,5 kg \quad (52)$$

Kde  $N_{row} = 1$  je počet sedadel v řadě (1 sedadlo pro 1 pilota). Výsledná hodnota je průměrem obou metodik  $m_{fur} = 16,44$  kg.

### 5.1.11 Nátěr letounu

Hmotnost nátěru byla vypočtena pomocí vztahu

$$m_{pt} = (0,003 \div 0,006) * MTOW = 0,0045 * 6207,115 = 27,9 lb = 12,67 kg \quad (53)$$

### 5.1.12 Nádrž na chemický postřik

Hmotnost chemické nádrže byla odhadnuta jako 2,5 % hmotnosti obsahu nádrže na základě rozměrů nádrže a použití kompozitního materiálu

$$m_{chem_t} = 0,025 * m_{chem} = 0,025 * 1000 = 25 kg \quad (54)$$

Kde  $m_{chem}$  je hmotnost chemikálie pro práškování v kg.

### 5.1.13 Postřikovací soustava

Jako hmotnost postřikové soustavy by se dal použít inženýrský odhad  $m_{eq} = 25$  kg (soustava + postřikové lišty). Velkou předností Z-37 je rozmetadlo, které by bylo vhodné použít i pro tento návrh, kvůli velkému rozsahu dávkování na hektar a jeho kvalitě postřiku.

## 5.2 Rozmístění hmot

Těžiště křídla a ocasních ploch bylo uvedeno v kapitole 5.1. a vychází z [2]. Ostatní hmoty jsou rozmístěné podle jejich funkčnosti a s ohledem na výslednou polohu těžiště letounu. Souřadnicový systém byl zvolen jako pravotočivá letadlová souřadnicová soustava s osou x směřující ve směru podélné osy letounu, osa y směřuje ve směru bočné osy a osa z jako svislá osa s kladným směrem dolů. Hmotnosti s příslušnými polohami těžiště jsou uvedeny v Tabulce 5.1. Jak bylo uvedeno v kapitole 4.4.4, bylo zvoleno umístění nádrže na chemikálie za pilota. Nevýhodou této koncepce je snížená bezpečnost pilota v případě nárazu, kdy setrvačné síly nádrže mohou ohrozit pilota. Bezpečnost pilota je prioritou u letounu toho typu, protože jsou lety prováděné ve velmi nízkých výškách, vzlet i přistání se předpokládají v obtížných podmínkách. Proto bude kabina pilota vyztužena rámem a nádrž bude uchycena, tak aby celá konstrukce odolala setrvačným účinkům (havarijním násobkům dle CS23.561). Výhodou této koncepce je dobrý výhled pilota vpřed, díky čemuž má pilot dobrý přehled o průběhu letu nad ošetřovanými plochami a aplikaci chemikálií.

Uspořádání křídlo – trup bylo zvoleno dolnoplošnickové. Je to hlavně z důvodu aplikace postřiků, kdy je požadováno být co nejbližší terénu. Rozmetadlo tuhých prostředků je umístěno pod trupem a postřikové lišty pro aplikaci kapalných prostředků jsou umístěné velmi účelné v podvěsu pod křídlem. U hornoplošnicku by to bylo těžko proveditelné, a také by více trpěla konstrukce trupu a ocasních ploch od aplikačních prostředků. To by zvyšovalo náklady na údržbu. Dolní poloha křídla také umožňuje lepší výhled do zatáčky.

**Tabulka 5.1 Rozložení hmot**

	Položka	i	m [kg]	Xcg [mm]	Zcg [mm]
Pevné položky	Křídlo	1	232,58	4082	1111
	Trup	2	119,1	4882	1736
	VOP	3	54,56	9365	1626
	SOP	4	24,04	9615	2321
	Pohonná jednotka	5	251,22	2016	1456
	Hlavní podvozek	6	94,29	3108	530
	Ostruha	7	10,84	9170	976
	Palivový systém	8	32,44	2437	1178
	Řízení	9	40,14	5521	1426
	Avionika	10	14,97	2450	1855
	Elektrický systém	11	74	2250	1623
	Interiér	12	16,44	3200	1810
	Nátěr	13	12,67	4882	1742
	Chemická nádrž	14	25	4367	1932
	Postřikové zařízení	15	30	4367	828
	Postřikové lišty	16	6	5087	966
Variabilní položky	Pilot	17	0/90/110	3150	1810
	Palivo	18	0/20/402	3982	1111
	Chemikálie	19	0/330/665/1000	4367	1932

### 5.3 Hmotová obálka

Hmotová obálka je jednou ze základních provozních charakteristik. Nejdůležitější je určit polohu těžiště a rozsah centrál, které vypovídají o podélné stabilitě letounu. Těžiště umístěné příliš vzadu způsobuje podélnou statickou nestabilitu letounu. Naopak těžiště příliš vpředu způsobuje velké vyvažovací síly na VOP. Letoun s těžištěm vpředu je sice stabilní, ale má špatnou říditelnost. Výsledkem je hledání kompromisu mezi stabilitou a říditelností.

Hmotnost letounu při dané konfiguraci je prostým součtem hmotností všech částí

$$m = \sum_{i=1}^{19} m_i \quad (55)$$

Poloha těžiště byla vypočtena pomocí vztahu statických momentů, které jsou definované následující rovnicí

$$S_{x_i} = m_i * x_{cg_i} \quad (56)$$

Poté lze spočítat statický moment

$$S_x = \sum_{i=1}^{19} S_{x_i} \quad (57)$$

Poloha těžiště letounu je poté vypočtena pomocí definice statického momentu.

$$x_{cg} = \frac{S_x}{m} \quad (58)$$

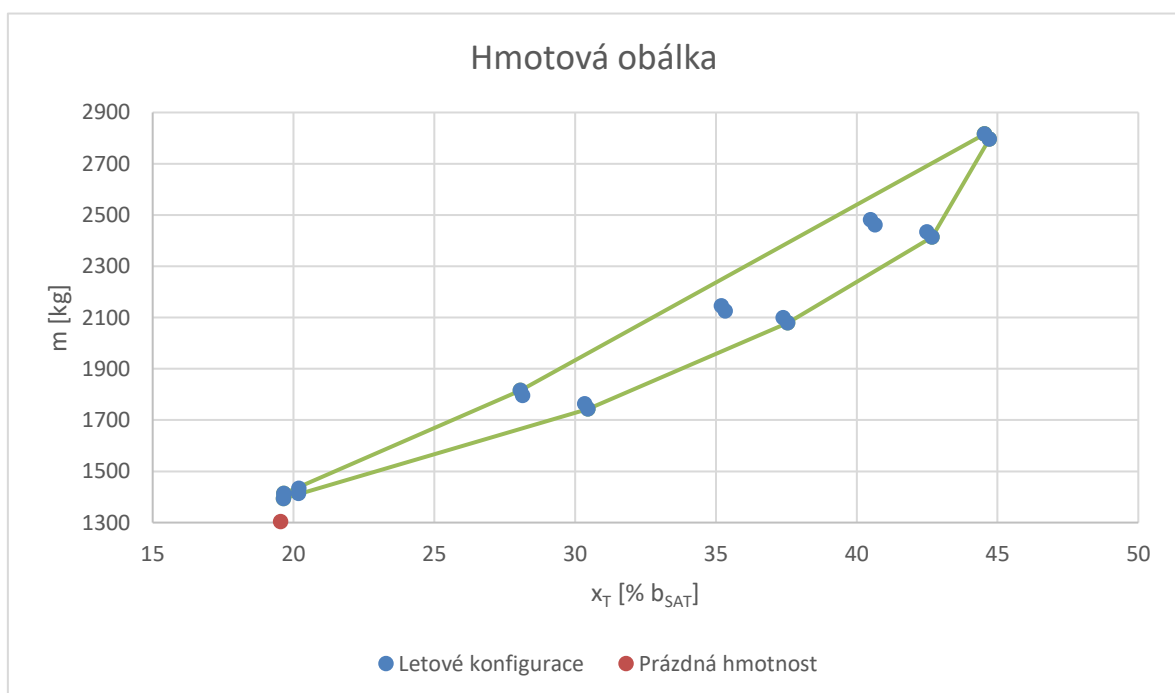
Dále byla vztažena poloha těžiště na střední aerodynamickou tětivu  $b_{SAT}$ .

$$\bar{x}_{cg} = \frac{x_{cg} - x_{b_{SAT}}}{b_{SAT}} \quad (59)$$

Kde  $x_{b_{SAT}}$  je poloha počátku střední aerodynamické tětivy v použitém souřadném systému.

Stejným způsobem je proveden i výpočet těžiště pro svislou polohu těžiště.

Na základě vypočtených parametrů pro všechny uvažované kombinace dílčích hmotností byla sestavena hmotová obálka letounu pro letové případy a prázdnou hmotnost.



Graf 5.1 Hmotová obálka letounu

## 6 Aerodynamické charakteristiky

### 6.1 Vztlaková čára

Vztlaková čára je jednou ze základních aerodynamických charakteristik. Vztlaková síla je kolmá ke směru nabíhajícího proudu vzduchu. Je nezbytná pro let letounu a její určení je zásadní pro výpočet minimálních rychlostí, násobků v obratu. Na jejím základě je stanovena letová obálka provozních násobků a na ní navazující zatížení částí letounu. Hlavní složka vztlaku je vyvozována křídlem, avšak v určité míře má podíl i vodorovná ocasní plocha. Ostatní části mají minimální příspěvek, proto by bylo možné je zanedbat.

Příklady výpočtu jsou provedeny pro úhel náběhu  $\alpha = 5^\circ$  (vůči trupu). Výpočty vycházejí z metodiky uvedené v [3].

#### 6.1.1 Křídlo bez vychýlené vztlakové mechanizace

Jak bylo naznačeno, hlavní složka vztlakové síly je tvořena křídlem, proto bylo z hlediska aerodynamických charakteristik vyřešeno nejpodrobněji.

Nejprve je stanoveno stoupání vztlakové čáry křídla vztahem, který platí pro konvenční křídla s malým úhlem šípů (v uvažovaném návrhu je roven  $0^\circ$ ).

$$c_{L\alpha w} = \frac{2 * \pi * \lambda}{2 + \left[ \left( \frac{\lambda^2 * \beta^2}{k^2} \right) * \left( 1 + \frac{\tan(\Lambda_{0,5})}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{0,5}} \quad (60)$$

$$c_{L\alpha w} = \frac{2 * \pi * 6,5}{2 + \left[ \left( \frac{6,5^2 * 0,987^2}{0,952^2} \right) * \left( 1 + \frac{0}{0,987^2} \right) + 4 \right]^{0,5}} = 4,524 \text{ rad}^{-1}$$

Kde

$\beta = (1 - M^2)^{0,5}$  je součinitel vlivu Machova čísla.

Machovo číslo  $M = \frac{v_c}{a} = \frac{55,56}{340,3} = 0,1632$ . Cestovní rychlost  $v_c = 55,56$  m/s.

Profilová hodnota stoupání vztlakové čáry pro Machovo číslo  $(c_{l\alpha})_{at M} = \frac{c_{l\alpha}}{\sqrt{1-M^2}} = \frac{5,901}{0,987} = 5,982 \text{ 1/rad}$

$k = \frac{(c_{l\alpha})_M}{2\pi} = \frac{5,982}{2\pi} = 0,952$  je součinitel stoupání vztlakové čáry profilu, zjednodušujícím předpokladem bylo stoupání vztlakové čáry profilu nezávislé na Machově čísle, protože z profilových měření nebyla tato závislost zřejmá (v lineární části jsou pro různá Machova čísla čáry téměř totožné).

Dále byl určen úhel nulového vztlaku. Jelikož je v návrhu křídlo obdélníkového půdorysu, aerodynamicky ani geometricky nekrouceno, může se považovat úhel nulového vztlaku totožný s profilovou hodnotou.

$$\alpha_{0w} = \alpha_{0profil} = -1^\circ = -0,01745 \text{ rad} \quad (61)$$

Maximální součinitel vztlaku křídla byl vypočítán na základě rozboru rozložení součinitele vztlaku po rozpětí. Nejprve bylo pomocí programu Glauert získáno normálové rozložení součinitele vztlaku  $c_{ln}$  (pro jednotkový součinitel vztlaku křídla).

Maximální součinitel vztlaku je možné zjednodušeně považovat za stav, kdy dochází k dosažení maximální profilové hodnoty v kterékoliv místě. V reálném případě by vztlak křídla ještě mírně narostl, výpočet tedy maximální součinitel vztlaku křídla lehce podhodnocuje. Maximální součinitel vztlaku byl vypočten dle vztahu:

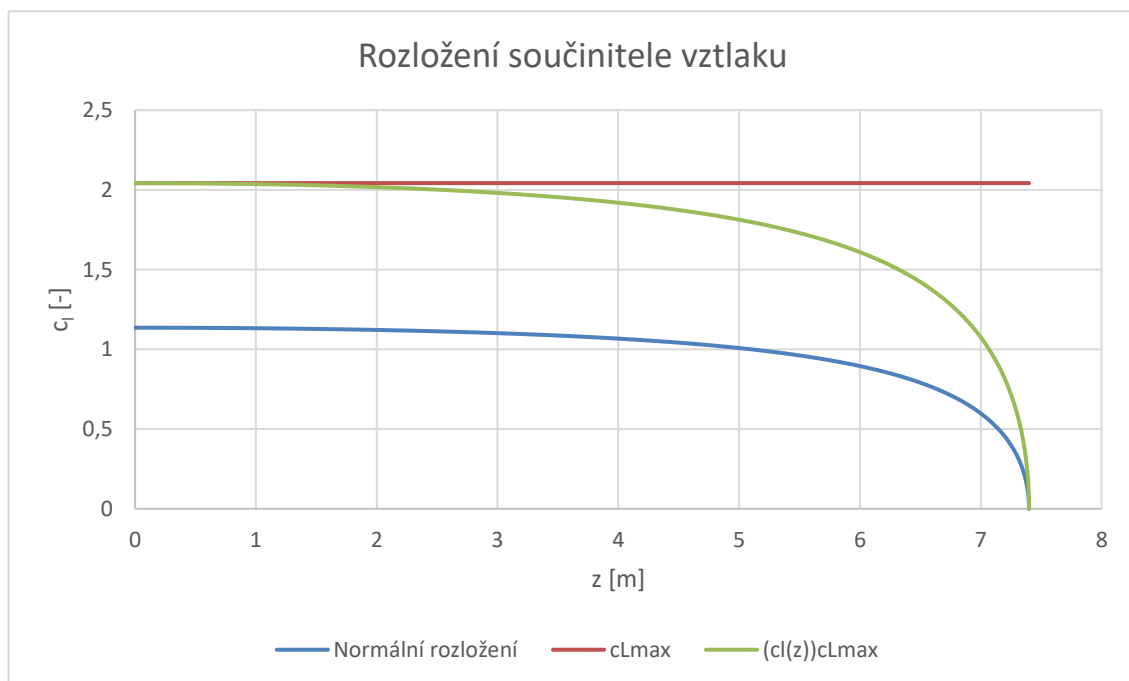
$$c_{Lmaxw} = \min\left(\frac{c_{lmax}}{c_{ln}}\right) \quad (62)$$

Kde  $c_{lmax} = f(Re)$  je maximální profilová hodnota součinitele vztlaku a byla určena v kapitole 4.4.1. Výpočet byl proveden pro odhadnuté pádové rychlosti  $v_{s0}$  (s vysunutými klapkami) a  $v_{s1}$  (bez vysunutých klapkek).

**Tabulka 6.1 Pádové rychlosti pro výpočet maximálního součinitele vztlaku křídla**

<b>v [m/s]</b>	<b><math>c_{Lmax}</math> [-]</b>
<b><math>v_{s0} = 25</math></b>	<b>1,798</b>
<b><math>v_{s1} = 29,5</math></b>	<b>1,808</b>

Graf 6.1 zobrazuje rozložení součinitele vztlaku po rozpětí křídla.



**Graf 6.1 Rozložení součinitele vztlaku po rozpětí křídla**

Pro sestavení vztlakové čáry je nutné stanovit i kritický úhel náběhu. Jde o takový úhel, při kterém dochází k dosažení maximálního součinitele vztlaku.

Kritický úhel náběhu je možné vypočítat pomocí vztahu:

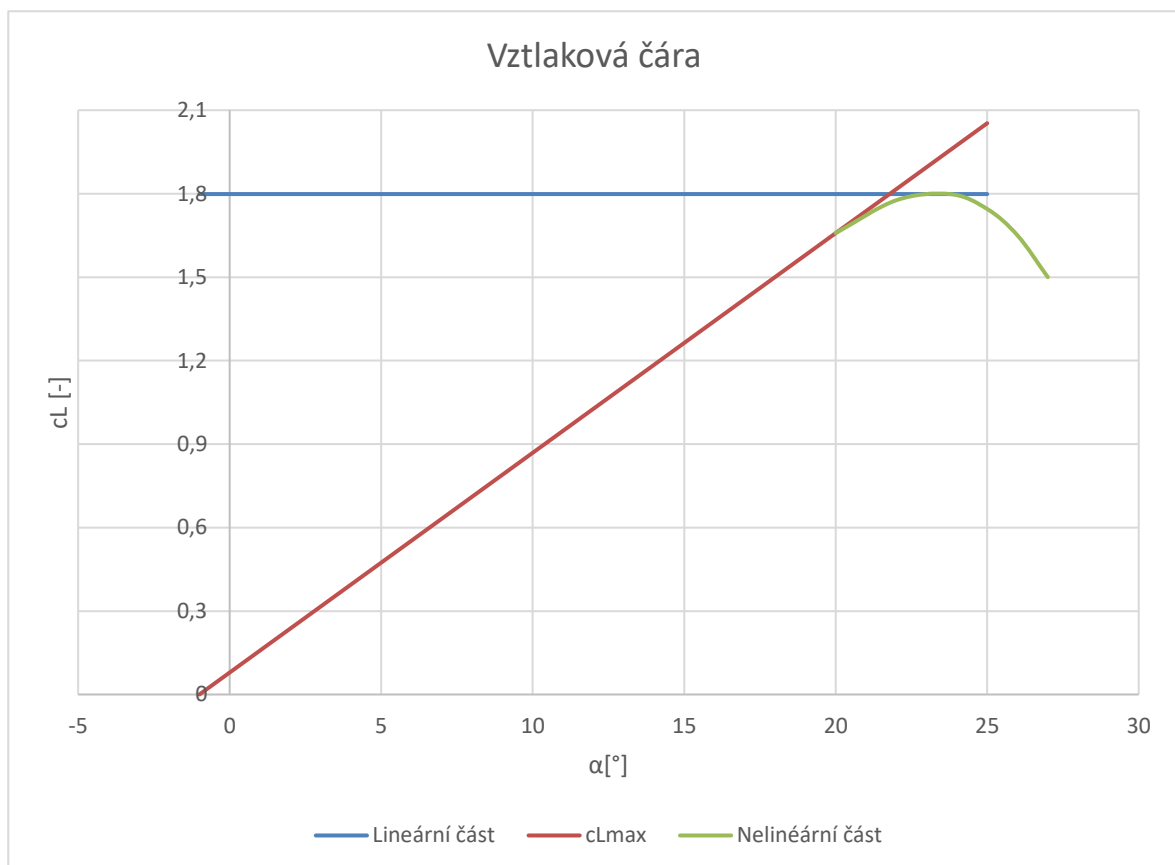
$$\alpha_{crw} = \frac{c_{Lmaxw}}{c_{Law}} + \alpha_{0w} + \Delta \alpha_{c_{Lmax}} = \frac{1,798}{4,524} + (-0,01745) + 0,034907 \quad (63)$$

$$= 0,415 \text{ rad} = 23,78^\circ$$

Kde  $\Delta \alpha_{c_{Lmax}}$  je odchylka vrcholu vztlakové čáry od její lineární části. Tato odchylka byla odhadnuta na  $2^\circ$  ( $0,03491$  [rad]).

Na základě výše vypočtených parametrů byla sestavena vztlaková čára křídla podle následující rovnice (platné pro lineární část vztlakové čáry). Zde je příklad výpočtu proveden pro úhel náběhu  $\alpha = 5^\circ$  (vůči těživě křídla)

$$c_{Lw} = c_{Law} * (\alpha - \alpha_{0w}) = 4,524 * (5 - (-0,01745)) = 0,474 \quad (64)$$



**Graf 6.2** Vztlaková čára letounu bez vychýlených klapkek

Nelineární část byla odhadnuta.

### 6.1.2 Křídlo se vztlakovou mechanizací

Většina zemědělských letounů má štěrbinovou klapku. Fowlerova klapka obecně dosahuje největších přírůstků součinitele vztlaku, avšak její nevýhodou je náročnější konstrukce. Navíc zvyšuje nežádoucí klopivý moment. Pro profil NACA 23015 jsou sice k dispozici různá tunelová měření, neobsahují ale data přímo pro štěrbinovou klapku.

Charakteristiky pro štěrbinovou klapku by se daly odhadnout podle Roskam – Airplane Design. Pro tento návrh je použita jednoduchá klapka, pro kterou jsou dostupná měření z [6]. V zájmu minimalizace výrobních nákladů a jednoduchosti konstrukce byla zvolena jednoduchá klapka s relativní hloubkou 30 %. Klapka je umístěna v rozmezí  $z_1 = 0,6$  m až  $z_2 = 5$  m. Relativní rozpětí klapky je tedy  $\eta_f = \frac{2*(z_2-z_1)}{l} = \frac{2*(5-0,65)}{14,81} = 0,587$ .

Nejprve bylo potřeba stanovit vztakovou čáru profilu s vychýlenými klapkami. Pro konstrukci této vztakové čáry bylo nutné stanovit přírůstek vztlaku od výchyly klapky  $\Delta c_l$ , přírůstek maximálního součinitele vztlaku profilu  $\Delta c_{lmax}$  a stoupání vztakové čáry profilu s vychýlenými klapkami  $c_{l\alpha\delta}$ .

Pro stanovení přírůstku vztlaku od výchyly klapky byly odečítány hodnoty z grafu 6.3 pro daný poměr profilového a teoretického stoupání vztakové čáry, které je stanoveno na základě následující rovnice

$$\frac{c_{l\alpha}}{(c_{l\alpha})_{th}} = \frac{5,901}{2\pi} = 0,939 \quad (65)$$

K odečtení hodnoty z grafu byl využit volně dostupný software WebPlotDigitizer.

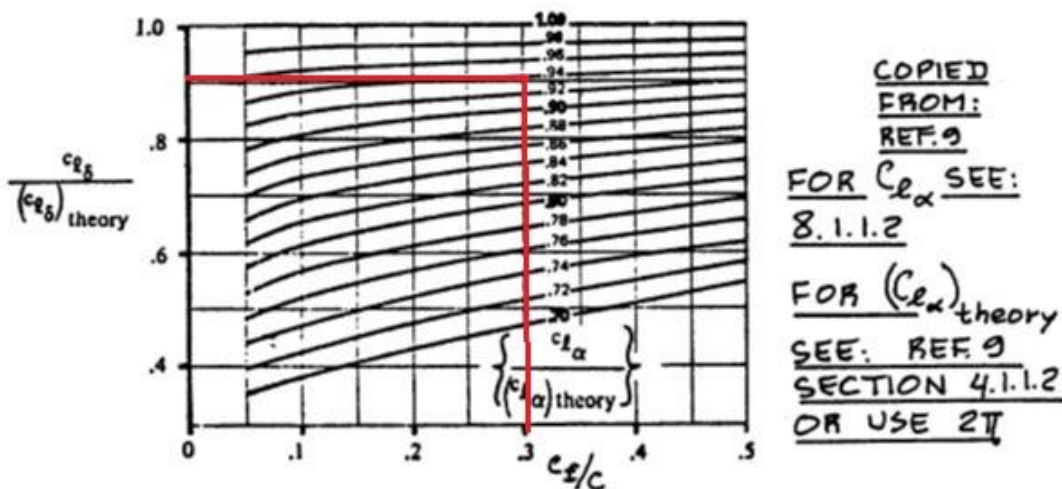


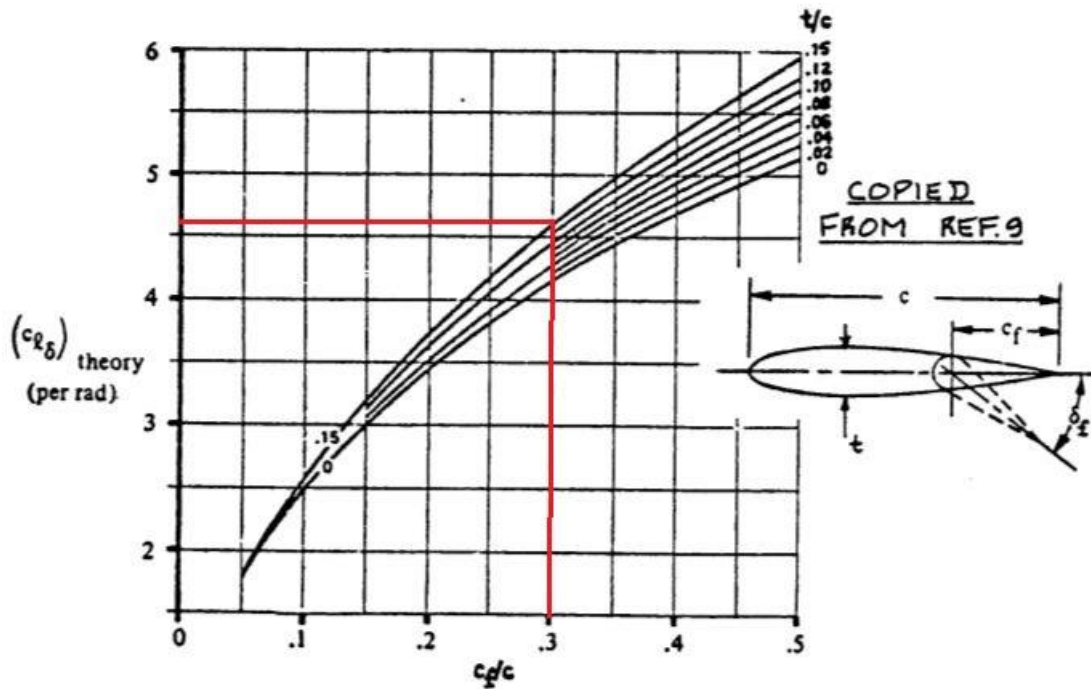
Figure 8.15 Correction Factor for Plain Flap Lift

Graf 6.3 Korekční faktor pro jednoduchou klapku [3]

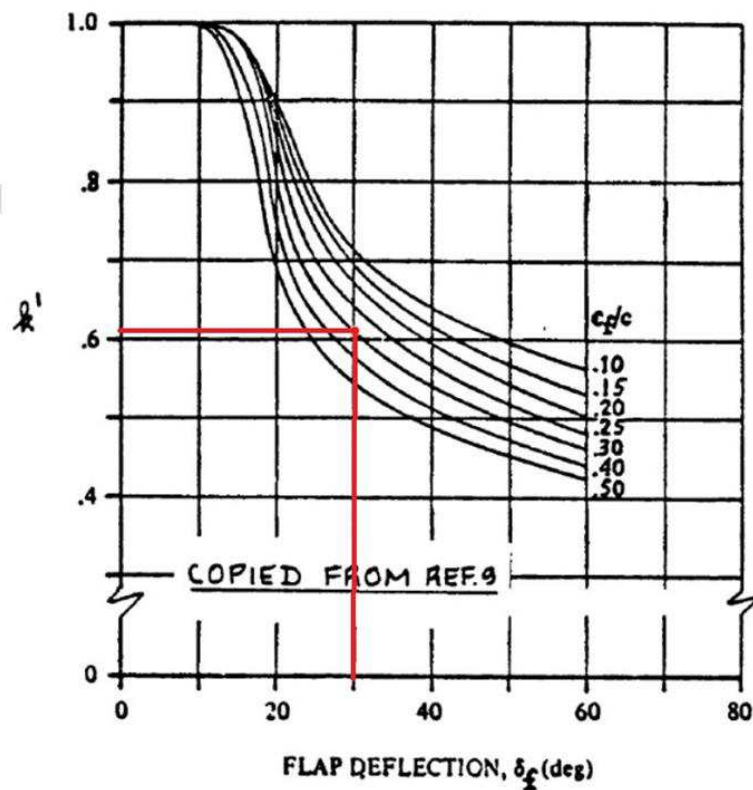
Z grafu 6.3 je odečteno  $\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}} = 0,902$ .

Dále byla stanovena hodnota  $(c_{l\delta})_{th}$ . Pro profil NACA 23015 je poměrná tloušťka profilu  $\frac{t}{c} = 0,15$ .

Odečtená hodnota z grafu 6.4. je  $(c_{l\delta})_{th} = 4,64$  1/rad.

Graf 6.4 Závislost  $(c_L\delta)$ th [3]

Poslední veličinou, kterou bylo potřeba stanovit pro určení přírůstku vztlaku vlivem výchytky klapky, byl parametr  $k'$ . Hodnota  $k'$  byla stanovena z grafu závislosti  $k'$  na výchylce klapky  $\delta_f$  pro danou poměrnou hloubku klapky  $\frac{c_f}{c}$ . Pro ukázkou je vybrána výchylka klapky  $\delta_f = 30^\circ$ . Rozsah výchylek klapky se bude pohybovat od  $10^\circ$  do  $30^\circ$

Graf 6.5 Odečet hodnoty  $k'$  [3]

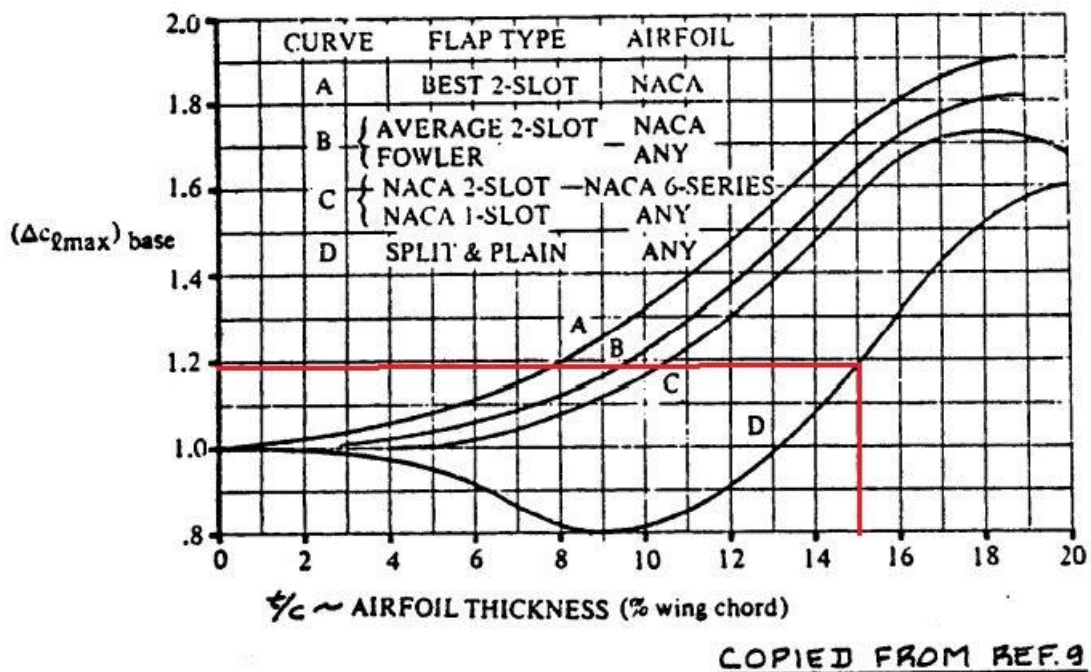


Z grafu 6.5 je odečtena hodnota parametru  $k' = 0,61$ .

Dosažením odečtených hodnot do rovnice (66) je získán přírůstek vztlaku od výchyly klapky  $\Delta c_l$ .

$$\Delta c_l = \delta_f * \frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{th}} * (c_{l\delta})_{th} * k' = 0,524 * 0,902 * 4,64 * 0,61 = 1,337 \quad (66)$$

Dalším krokem bylo stanovení přírůstku maximálního součinitele vztlaku  $\Delta C_{lmax}$ . Na začátku se určí základní přírůstek maximálního součinitele vztlaku  $(\Delta C_{lmax})_{base}$ . Ten byl odečten z grafu 6.6 Závislosti základního přírůstku maximálního součinitele vztlaku na poměrné tloušťce profilu pro zvolený typ klapky. Pro tento návrh je zvolena jednoduchá klapka.



**Figure 8.31 Basic Airfoil Maximum Lift Increment due to Trailing Edge Flaps**

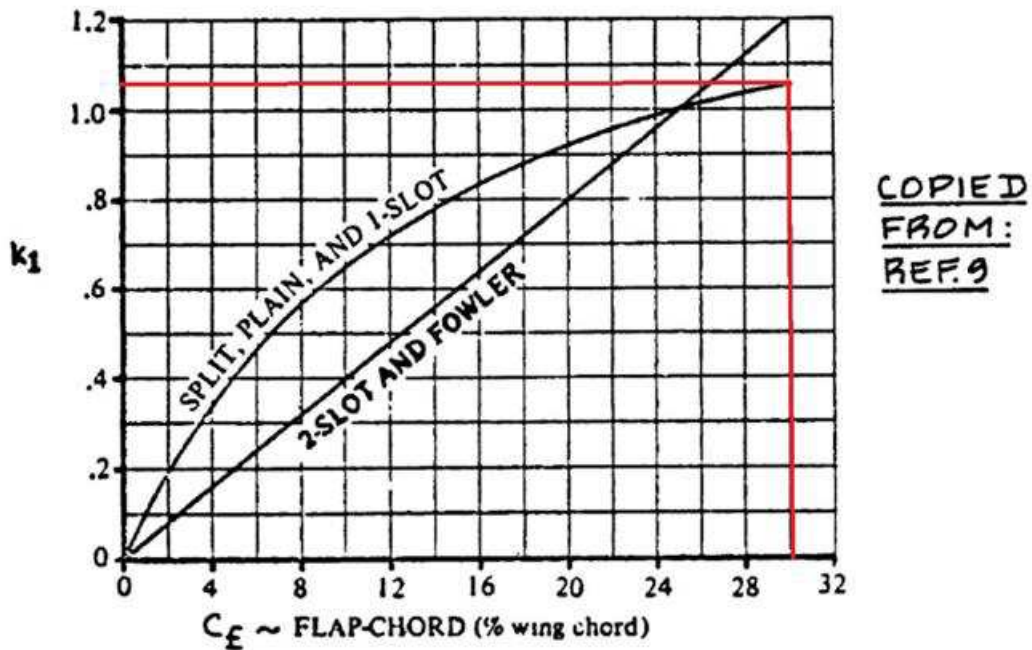
Graf 6.6 Základní přírůstek součinitele vztlaku [3]

Z grafu 6.6 je odečtena hodnota  $(\Delta C_{lmax})_{base} = 1,194$ .

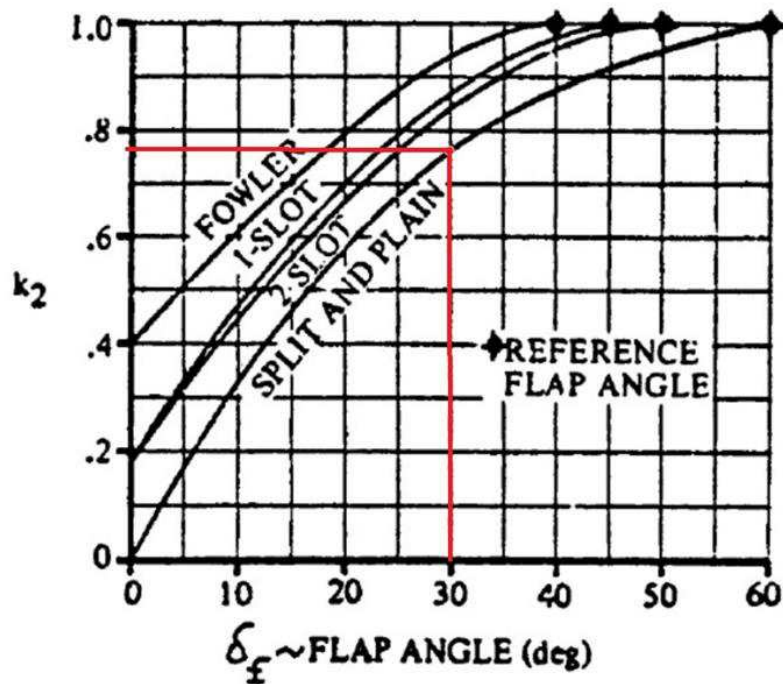
Poté lze určit vliv poměrné hloubky klapky  $k_1 = 1,05$ , a to z grafu 6.7 Závislosti vlivu poměrné hloubky klapky  $k_1$  na poměrné hloubce klapky  $c_f$  pro zvolený typ klapky.

Následovalo stanovení vlivu výchyly a typu klapky  $k_2 = 0,76$  pro výchyly klapky  $30^\circ$ .

Vliv trajektorie vysouvání klapky  $k_3$  je pro zvolenou jednoduchou klapku roven  $k_3 = 1$ .



Graf 6.8 Závislost vlivu poměrné hloubky klapky  $k_1$  [3]



Graf 6.7 Závislost vlivu výchylky a typu klapky  $k_2$

Závislost  $k_2$  se s výchylkou klapky mění, čím menší je výchylka, tím menší je  $k_2$ .  
Nyní lze dosadit do rovnice (67) a stanovit přírůstek maximálního součinitele vztlaku profilu  $\Delta c_{lmax}$ .

$$\Delta c_{lmax} = k_1 * k_2 * k_3 * (\Delta c_{lmax})_{base} = 1,05 * 0,76 * 1 * 1,194 = 0,953 \quad (67)$$

Posledním krokem pro určení vztlakové čáry profilu s klapkou byl určení stoupání vztlakové čáry profilu s klapkou  $(c_{l\alpha})_\delta$ .

Stoupání vztlakové čáry profilu s klapkou bylo vypočteno pomocí rovnice (68). Pro zvolenou jednoduchou klapku je poměr hloubky profilu s vysunutou klapkou k původní délce profilu  $\frac{c'}{c} = 1$ .

$$(c_{l\alpha})_\delta = \frac{c'}{c} * c_{l\alpha} = 1 * 5,901 = 5,901 \text{ 1/rad} \quad (68)$$

Ze stanovených parametrů vztlakové čáry profilu s klapkou lze určit vztlakovou čáru křídla s klapkami. Pro kompletní určení vztlakové čáry s klapkami je nutné stanovit přírůstek součinitele vztlaku křídla vlivem vychýlení klapek  $\Delta c_{Lw}$ , přírůstek maximálního součinitele vztlaku křídla vlivem vychýlení klapek  $\Delta c_{Lmaxw}$  a stoupání vztlakové čáry křídla s vychýlenými klapkami  $(c_{L\alpha w})_\delta$ .

Prvním krokem bylo stanovení přírůstku součinitele vztlaku vlivem vychýlení klapek  $\Delta c_{Lw}$ . Nejprve je nutné určit vliv polohy klapky po rozpětí  $K_b$ . Pro stanovení vlivu polohy klapky po rozpětí je potřeba stanovit bezrozměrnou polohu kořene klapky  $\eta_i$  a bezrozměrnou polohu konce klapky  $\eta_o$ . Bezrozměrná poloha kořene klapky  $\eta_i$  je určena rovnicí (69). Poloha kořene klapky  $z_1$ .

$$\eta_i = \frac{z_1}{l} = \frac{0,6}{\frac{14,81}{2}} = 0,081 \quad (69)$$

Bezrozměrná poloha konce klapky  $\eta_o$  je určena rovnicí (70). Poloha konce klapky  $z_2$ .

$$\eta_o = \frac{z_2}{l} = \frac{5}{\frac{14,81}{2}} = 0,675 \quad (70)$$

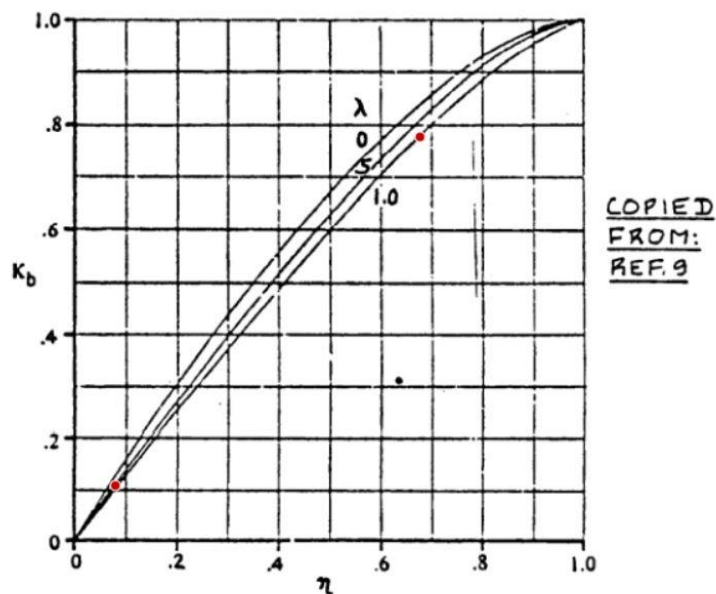


Figure 8.52 Effect of Taper Ratio and Flap Span on  $K_b$

Graf 6.9 Vliv polohy klapky po rozpětí

Z grafu 6.9 (Figure 8.52 [3]) jsou odečteny hodnoty vlivu polohy klapky po rozpětí pro polohu kořene klapky  $K_{b1} = 0,779$  a vlivu polohy klapky po rozpětí pro polohu konce klapky  $K_{b2} = 0,106$ . Výsledný vliv polohy klapky po rozpětí  $K_b$  je stanoven na základě následující rovnice.

$$K_b = K_{b1} - K_{b2} = 0,779 - 0,106 = 0,673 \quad (71)$$

Dalším krokem bylo určení poměru dvourozměrné a trojrozměrné účinnosti klapky  $\frac{(\alpha_\delta)_{c_L}}{(\alpha_\delta)_{c_l}}$ . Tento poměr byl odečten z Figure 8.53 [3] - závislosti poměru dvourozměrné a trojrozměrné účinnosti klapky na štiřlosti křídla. Z toho grafu byly odečtena hodnota pro dvourozměrnou účinnost klapky  $(\alpha_\delta)_{c_l} = 0,674$  a poměr dvourozměrné a trojrozměrné účinnosti klapky  $\frac{(\alpha_\delta)_{c_L}}{(\alpha_\delta)_{c_l}} = 1,041$ .

Nyní lze již stanovit přírůstek vztlaku křídla vlivem vychýlení klapky  $\Delta c_{Lw}$  a to na základě rovnice (72). Dosazena je výchylka  $30^\circ$ .

$$\Delta c_{Lw} = K_b * \Delta c_l * \frac{c_{L\alpha w}}{c_{l\alpha}} * \frac{(\alpha_\delta)_{c_L}}{(\alpha_\delta)_{c_l}} = 0,697 * 1,337 * \frac{4,524}{5,901} * 1,041 = 0,744 \quad (72)$$

Dále byl stanoven přírůstek maximálního součinitele vztlaku křídla vlivem vychýlení klapky  $\Delta c_{Lmaxw}$ . Nejprve byl určen vliv úhlu šípu  $K_\Lambda$ . Vliv úhlu šípu  $K_\Lambda$  byl stanoven z Figure 8.55 [3]. Pro tento návrh letounu je zvolen úhel šípu  $\Lambda_{c/4} = 0^\circ$  a vliv úhlu šípu byl odečten  $K_\Lambda = 0,92$ .

Přírůstek maximálního součinitele vztlaku křídla vlivem vychýlení klapky  $\Delta c_{Lmaxw}$  je určen rovnicí (73).

$$\Delta c_{Lmaxw} = \Delta c_{lmax} * \frac{S_{wf}}{S} * K_\Lambda = 0,953 * \frac{10,032}{33,76} * 0,92 = 0,521 \quad (73)$$

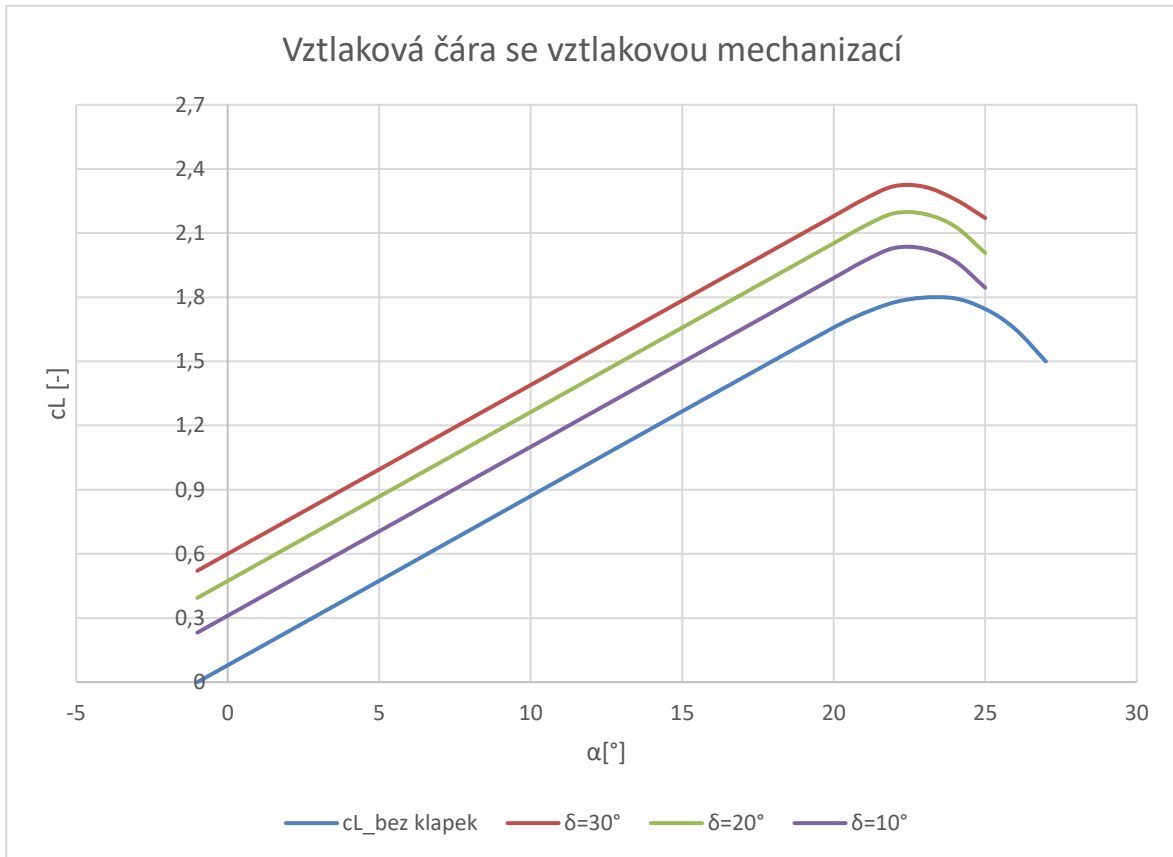
Stanovení stoupání vztlakové čáry křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou  $(c_{L\alpha w})_\delta$  a to na základě rovnice

$$\begin{aligned} (c_{L\alpha w})_\delta &= c_{L\alpha w} * \left[ 1 + \left( \frac{c'}{c} - 1 \right) * \frac{S_{wf}}{S} \right] = 4,524 * \left[ 1 + (1 - 1) * \frac{6,02}{33,76} \right] \\ &= 4,524 \text{ 1/rad} \end{aligned} \quad (74)$$

Z grafu 6.10 je patrné, že i s jednoduchou klapkou je možné dosáhnout součinitele vztlaku okolo 2,5 při výchylce vztlakové klapky  $30^\circ$ . Při výchylce  $10^\circ$  dosahujeme součinitele vztlaku 2,2.

V grafu nejsou zobrazeny úhly nulového vztlaku při vychýlených klapkách, proto jsou sepsány v následující tabulce.

Výchylka klapky $\delta$	Úhel nulového vztlaku $\alpha_0$ [°]	Přírůstky vztlaku $\Delta c_{Lmaxw}$ [-]
0°	-1	0
10°	-3,93	0,2317
20°	-5,99	0,3942
30°	-7,59	0,5210



Graf 6.10 Vztlaková čára se vztlakovou mechanizací

### 6.1.3 Křídlo s trupem

Pro určení vztlakové čáry křídla s trupem je potřeba stanovit stoupání vztlakové čáry křídla s trupem  $c_{L\alpha wf}$  a úhel nulového vztlaku křídla s trupem  $\alpha_{0wf}$ .

Pro stanovení stoupání vztlakové čáry křídla s trupem je nejprve nutné stanovit průměr trupu  $d_f$  a to na základě rovnice (75). Pro tento návrh je tato plocha dána geometrií trupu jako  $S_f = 2,07 \text{ m}^2$ .

$$d_f = \sqrt{\frac{4 * S_f}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 * 2,07}{\pi}} = 1,66 \text{ m} \quad (75)$$

Nyní lze stanovit vliv trupu na stoupání vztlakové čáry křídla  $K_{wf}$  a to dosazením do rovnice

$$K_{wf} = 1 + 0,025 * \left(\frac{d_f}{l}\right) - 0,25 * \left(\frac{d_f}{l}\right)^2 = 1 + 0,025 * \left(\frac{1,66}{14,81}\right) - 0,25 * \left(\frac{1,66}{14,81}\right)^2 = 0,9997 \quad (76)$$

Určení stoupání vztlakové čáry křídla s trupem  $c_{L\alpha wf}$  pomocí rovnice

$$c_{L\alpha wf} = c_{L\alpha w} * K_{wf} = 4,524 * 0,9997 = 4,523 \text{ 1/rad} \quad (77)$$

Dále je nutné stanovit úhel nastavení křídla, tak aby při cestovním režimu byl co nejnižší odpor. Pro nekroucené křídlo lze použít vztah převzatý z [9].

$$i_w = \frac{c_{Lwf}^* - \Delta_z c_L}{K_{II} * c_{L\alpha w}} + \alpha_{0w} = \frac{0,4328 - 0,008776}{1,0378 * 4,524} + (-0,01745) = 0,07286 \text{ rad} \quad (78)$$

Kde  $c_{Lwf}^* = 0,4328$  je součinitel vztlaku křídla s trupem odpovídající cestovní rychlosti.

$\Delta_z c_L = 0,008776$  je přírůstek vztlaku vlivem polohy křídla a byl určen pomocí vztahu  $\frac{\Delta_z c_L * S}{b_{SAT} * b_f} = 0,1$

Konstanta  $K_{II}$  byla vypočtena ze vzorce

$$K_{II} = \left(1 + 0,7 * \frac{b_f}{l}\right) * \frac{S_{net}}{S} = \left(1 + 0,7 * \frac{1,3}{14,81}\right) * 0,9541 = 1,0378 \quad (79)$$

Určení úhel nulového vztlaku křídla s trupem z rovnice (79).

$$\alpha_{0wf} = \alpha_{0w} - i_w = -0,01745 - 0,07286 = -0,09031 \text{ rad} = -5,174^\circ \quad (80)$$

Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu byl vypočten podle hodnot dříve vypočtených v této kapitole pomocí vzorce:

$$c_{L0wf} = -\alpha_{0wf} * c_{L\alpha wf} = -(-0,09031) * 4,523 = 0,4085 \quad (81)$$

#### 6.1.4 Vodorovná ocasní plocha

Stoupání vztlakové čáry je dalším zásadním parametrem pro aerodynamické výpočty je vztlakové čáry VOP. Pro výpočet byl použit totožný vzorec, jako pro křídlo.

$$c_{L\alpha h} = \frac{2 * \pi * \lambda}{2 + \left[\left(\frac{\lambda^2 * \beta^2}{k^2}\right) * \left(1 + \frac{\tan(\Lambda_{0,5})}{\beta^2}\right) + 4\right]^{0,5}} \quad (82)$$

$$c_{L\alpha h} = \frac{2 * \pi * 4}{2 + \left[\left(\frac{4^2 * 0,987^2}{0,952^2}\right) * \left(1 + \frac{0}{0,987^2}\right) + 4\right]^{0,5}} = 3,764 \text{ rad}^{-1}$$

Zde hodnota  $k$  byla určena obdobným způsobem jako v případě křídla a hodnoty  $\beta$  jsou pro oba případy totožné.

Srázový úhel je reakcí na vztlak a klopivý moment křídla. Jedná se o změnu směru proudění za křídlem, které způsobí změnu úhlu náběhu na VOP. Byl vypočten podle empirického vztahu převzatého z [3].



$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4,44 * (K_\lambda * K_\eta * K_h * (\cos(\Lambda_{0,25}))^{0,5})^{1,19} * \frac{(C_{Law})_M}{(C_{Law})_{M=0}} \quad (83)$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4,44 * (0,114 * 1 * 1,067 * (\cos(0))^{0,5})^{1,19} * \frac{4,524}{4,582} = 0,357$$

Kde  $K_\lambda = \frac{1}{\lambda} - \frac{1}{1+\lambda^{1,7}} = \frac{1}{6,5} - \frac{1}{1+6,5^{1,7}} = 0,114$  je součinitel štíhlosti křídla,

$K_\eta = \frac{10-3*\eta}{7} = \frac{10-3*1}{7} = 1$  je součinitel zúžení křídla, součinitel výškové polohy VOP

je  $K_h = \frac{1-\frac{h_h}{l}}{\sqrt[3]{\frac{2*L_h}{l}}} = \frac{1-\frac{h_h}{l}}{\sqrt[3]{\frac{2*L_h}{l}}} = 1,067$  ( $h_h$  je horizontální vzdálenost křídla a VOP)

Výpočet srázového úhlu při nulovém úhlu náběhu křídla byl proveden podle vztahu:

$$\varepsilon_{0h} = -\alpha_{owf} * \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = -(-0,08128) * 0,357 = 0,02905 \quad (84)$$

Vlivem pohonné jednotky letounu dochází k urychlování proudu vzduchu a vlivem křídla, trupu a dalších částí trupu dochází ke zbrzdování proudu vzduchu na VOP. Změna rychlosti přináší změnu dynamického tlaku spolu se změnou účinnosti VOP. Výrazný pokles účinnosti VOP může nastat zejména v případě vysazení pohonné jednotky. To dále zapříčiní pokles (ztrátu) stability, ovladatelnosti a obratnosti letounu.

Nejprve byla změna dynamického tlaku vypočtena podle [3].

$$\frac{q_h}{q} = 1 + \frac{S_{h\ slip}}{S_h} * \frac{2200 * P}{\bar{q} * U_1 * \pi * D_p^2} = 1 + \frac{2,945}{6,993} * \frac{2200 * 500}{39,48 * 182,3 * \pi * 7,549^2} \quad (85)$$

$$= 1,36$$

Zde  $S_{h\ slip} = 2,945$  je plocha části VOP zasažené urychleným proudem vlivem pohonné jednotky.

$P = 500$  HP, je dostupný výkon motoru udávaný výrobcem.

$\bar{q} = 39,48$  psf, je dynamický tlak vypočtený na základě cestovní rychlosti.

$U_1 = 182,3$  ft/s, je cestovní rychlost letounu.

$D_p = 2,3$  m = 7,549 ft, je průměr použité vrtule.

Vypočtený poměr dynamických tlaků neuvažuje stav vysazené pohonné jednotky, kdy by tento poměr byl výrazně nižší. Proto byl proveden konzervativní odhad  $q_h/q = 0,85$ , který byl použit v dalších výpočtech.

### 6.1.5 Vztlaková čára s pevným řízením

Vztlaková čára s pevným řízením počítá s nulovou výchylku výškového kormidla. Praktické použití této charakteristiky je při průletu poryvem.

Stoupání vztlakové čáry letounu bylo spočítáno pomocí rovnice

$$c_{L\alpha} = (c_{L\alpha})_{wf} + c_{L\alpha h} * \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) * \frac{S_h}{S} * \frac{q_h}{q} \quad (86)$$

$$c_{L\alpha} = 4,523 + 3,764 * (1 - 0,357) * 0,207 * 0,85 = 4,949 \text{ 1/rad}$$

Dále byl spočítán vztlak při nulovém úhlu náběhu.

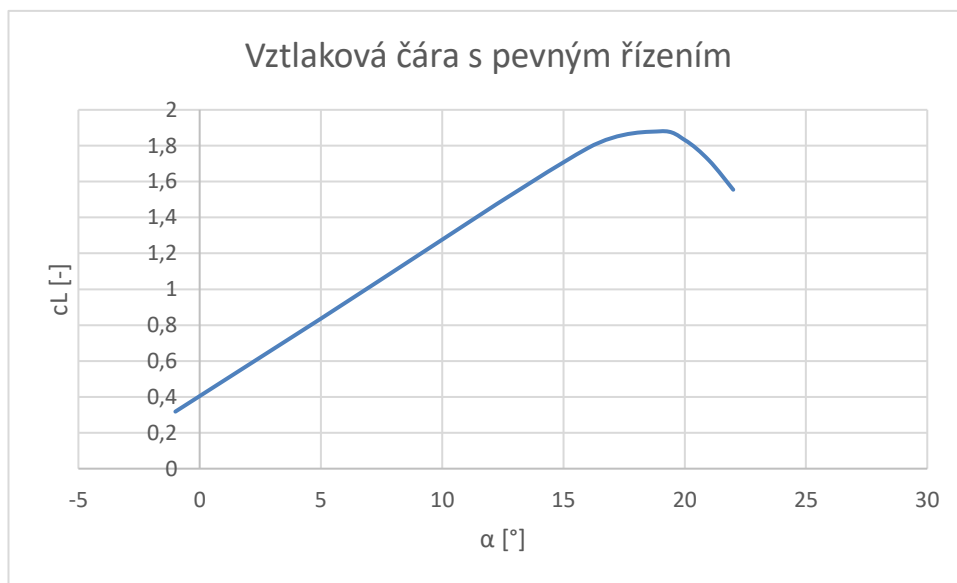
$$c_{L0} = (c_{L0})_{wf} + c_{L\alpha h} * \frac{S_h}{S} * \frac{q_h}{q} * (i_h - \varepsilon_{0h}) \quad (87)$$

$$c_{L0} = 0,4085 + 3,764 * 0,207 * 0,85 * (-0,1043 - 0,02904) = 0,318 \text{ 1/rad}$$

$i_h$  je úhel nastavení VOP a je určen v kapitole 6.3, rovnicemi (108) a (109).

Maximální součinitel vztlaku byl následně vypočten

$$c_{Lmax} = c_{Lmaxw} + c_{L\alpha h} * \frac{S_h}{S} * \left[ \alpha_{cr} * \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} - \varepsilon_{0h} \right) + i_h \right] \quad (88)$$



Graf 6.11 Vztlaková čára s pevným řízením bez klapek

## 6.2 Polára

Síla působící ve směru letu se nazývá odpor a její správné určení je zásadní pro letové výkony. Příklady výpočtu jsou uváděné pro úhel náběhu 5° vůči trupu.

Celkový součinitel odporu jed uvažován jako součet součinitelů odporu dílčích celků vztažených na plochu křídla. Hlavními celky se považují křídlo, trup, ocasní plochy, podvozek, postřikovací vybavení, vliv vrtulového proudu a vliv kabiny. Tak to jsou uvedeny i v následující rovnici

$$c_D = c_{Dw} + c_{Df} + c_{Demp} + c_{Dgear} + c_{Deq} + c_{Dprop} + c_{Dcan} \quad (89)$$

### 6.2.1 Křídlo

Odpor křídla sestává z profilového a indukovaného odporu a lze vypočítat pomocí vzorce převzatého z [9].

$$c_D = c_{Dp} + c_{DL} \quad (90)$$

Pro výpočet profilového odporu byl využit vztah (89) převzatý z [9], který více odpovídá realitě, než vztah uvedený v [3].



$$c_{Dp} = c_{Dpmin} * \frac{S_{net}}{S} + 0,75 * (\Delta_l c_{Dp})_{ref} * \left( \frac{c_L - c_{li}}{c_{lmax} - c_{li}} \right)^2 \quad (91)$$

Kde  $c_{Dpmin} = 0,01006$ , je minimální hodnota profilového odporu pro standardní drsnost odečtená z [5].

$S_{net}/S = 0,9541$  je poměr omočené plochy a celkové plochy křídla.

$(\Delta_l c_{Dp})_{ref} = 0,0192$  je přírůstek součinitele odporu vlivem vztlaku bylo vypočteno pro ustálený vodorovný let se součinitelem vztlaku [19]

$c_{li} = c_L = 0,131$  je součinitel vztlaku profilu (letounu) s minimálním profilovým odporem, který byl odečten z [5].

Pro nekroucené křídlo lze použít pro výpočet indukovaného odporu vztah

$$c_{DL} = \frac{c_L^2}{\pi * \lambda * e} \quad (92)$$

### 6.2.2 Trup

Odpor trupu lze zjednodušeně považovat za nezávislý na úhlu náběhu. Pro vyšší přesnost by výpočet mohl být doplněn o složku odporu trupu vlivem vztlaku.

Vzhledem k tomu, že plocha dna trupu je nulová (kdy zadní část trupu se zužuje tak, že plocha příčného řezu na konci trupu se blíží k nule), lze použít zjednodušený vztah pro odpor trupu.

$$c_{Df} = R_{wf} * c_f * \left[ 1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f}\right)^3} + 0,0025 * \frac{l_f}{d_f} \right] * \frac{S_{wetfus}}{S} \quad (93)$$

$$c_{Df} = 1,0329 * 0,002447 * \left[ 1 + \frac{60}{\left(\frac{8,187}{1,655}\right)^3} + 0,0025 * \frac{8,187}{1,655} \right] * \frac{26,43}{36,76} = 0,0032$$

Kde  $R_{wf}$  je součinitel interference křídlo – trup a byl určen pomocí grafu 4.1 [3] pro Reynoldsovo číslo trupu  $Re = 331386010$ .

$c_f = 0,002447$ , je koeficient třecího odporu odečtený z grafu 4.3 [3].

$S_{wetfus}$  je omočená plocha trupu.

### 6.2.3 Ocasní plochy

Pro stanovení součinitele odporu od vodorovné ocasní plochy je nejprve nutné stanovit Reynoldsovo číslo na VOP  $R_{NVOP}$  a to pomocí rovnice (94)

$$R_{NVOP} = 69000 * b_{VOP} * v_c = 69000 * 1,322 * 55,56 = 5068072 \quad (94)$$

Pro toto Reynoldsovo číslo byl odečten interferenční faktor  $R_{vop} = 1,069$  z grafu 4.1 [3]. Dále byl odečten opravný koeficient na nosnou plochu z grafu 4.2 [3]  $R_{LSVOP} = 1,06$ . Součinitel třecího odporu byl odečten  $c_{fVOP} = 0,003259$  z grafu 4.3 [3].

Nyní lze stanovit součinitel odporu od VOP  $c_{DVOP}$  a to pomocí rovnice (95). Pro VOP je v tomto návrhu uvažován profil NACA 0012, a proto vliv polohy maximální tloušťky na odpor  $L'_{VOP}$  je  $L'_{VOP} = 1,2$ . Poloha maximální tloušťky profilu NACA 0012 je  $\left(\frac{t}{c}\right)_{VOP} = 0,12$ .

$$c_{DVOP} = R_{wfVOP} * R_{LSVOP} * c_{fVOP} * \left[ 1 + L'_{VOP} * \left(\frac{t}{c}\right)_{VOP} + 100 * \left(\frac{t}{c}\right)_{VOP}^4 \right] * \frac{2 * S_h}{S} \quad (95)$$

$$c_{DVOP} = 1,069 * 1,06 * 0,00338 * [1 + 1,2 * 0,12 + 100 * 0,12^4] * \frac{2 * 6,993}{36,76}$$

$$= 0,001848$$

Pro svislé ocasní plochy je předpokládán stejný profil a určování korekčních faktorů je totožné s vodorovnou ocasní plochou. Výsledný součinitel odporu pro SOP je určen vztahem

$$c_{DVOP} = R_{wfSOP} * R_{LSSOP} * c_{fSOP} * \left[ 1 + L'_{VOP} * \left(\frac{t}{c}\right)_{SOP} + 100 * \left(\frac{t}{c}\right)_{SOP}^4 \right] * \frac{2 * S_v}{S} \quad (96)$$

$$c_{DVOP} = 1,072 * 1,06 * 0,003259 * [1 + 1,2 * 0,12 + 100 * 0,12^4] * \frac{2 * 3,44}{36,76}$$

$$= 0,000873$$

#### 6.2.4 Podvozek

Součinitel odporu podvozku je nezávislý na úhlu náběhu. Aby ho však bylo možné připočítat k celkovému odporu, je nutné jej vztáhnout k ploše křídla, a to zvláště pro hlavní i záďový podvozek.

Rozměry kol v uvedené tabulce byly převzaty z (tab. 4 kapitola VI) [11].

**Tabulka 6.2 Geometrické charakteristiky podvozku**

	Hlavní podvozek	Záďový podvozek
Průměr kola [m]	0,65	0,3
Šířka kola [m]	0,2	0,125
$S_{gear}/S$ [m <sup>2</sup> ]	0,00707	0,00102
$C_{Dgear}$	0,565 (figure 4.54 [3])	0,58 [6]

$$C_{Dgear} = \sum_i (C_{Dgear})_i * \frac{(S_{gear})_i}{S} \quad (97)$$

$$C_{Dgear} = 0,565 * 0,007702 + 0,58 * 0,002222 = 0,005641$$

### 6.2.5 Aplikační zařízení

I když je rozmetadlo tvarově složitě, pro zjednodušení je jeho odpor počítán jako odpor válce o průměru  $D = 750$  mm (jedná se o největší průměr rozmetadla) a výšce válce  $l = 400$  mm. Součinitel odporu válce vztažený na jeho čelní plochu je  $\Delta c_{Dbar} = 1,446$ , převzato z obr. 4.3.2-1 [7].

$$c_{Dbar} = \Delta c_{Dbar} * \frac{D * l}{S} = 1,446 * \frac{0,75 * 0,4}{33,76} = 0,012851 \quad (98)$$

### 6.2.6 Ostatní části

Odpor vlivem vrtulového proudu lze spočítat dle následující rovnice

$$c_{Dprop} = 33 * \frac{1}{\bar{q} * S} * \frac{P_{rated}}{U_1} \quad (99)$$

$$c_{Dprop} = 33 * \frac{1}{39,48 * 363,34} * \frac{500}{182,3} = 0,00631$$

Zde  $S = 363,34$  ft<sup>2</sup> je plocha křídla,  $U_1 = 182,3$  ft/s je cestovní rychlost,  $\bar{q} = 39,48$  psf je dynamický tlak při cestovní rychlosti a  $P_{rated} = 500$  HP je výkon motoru.

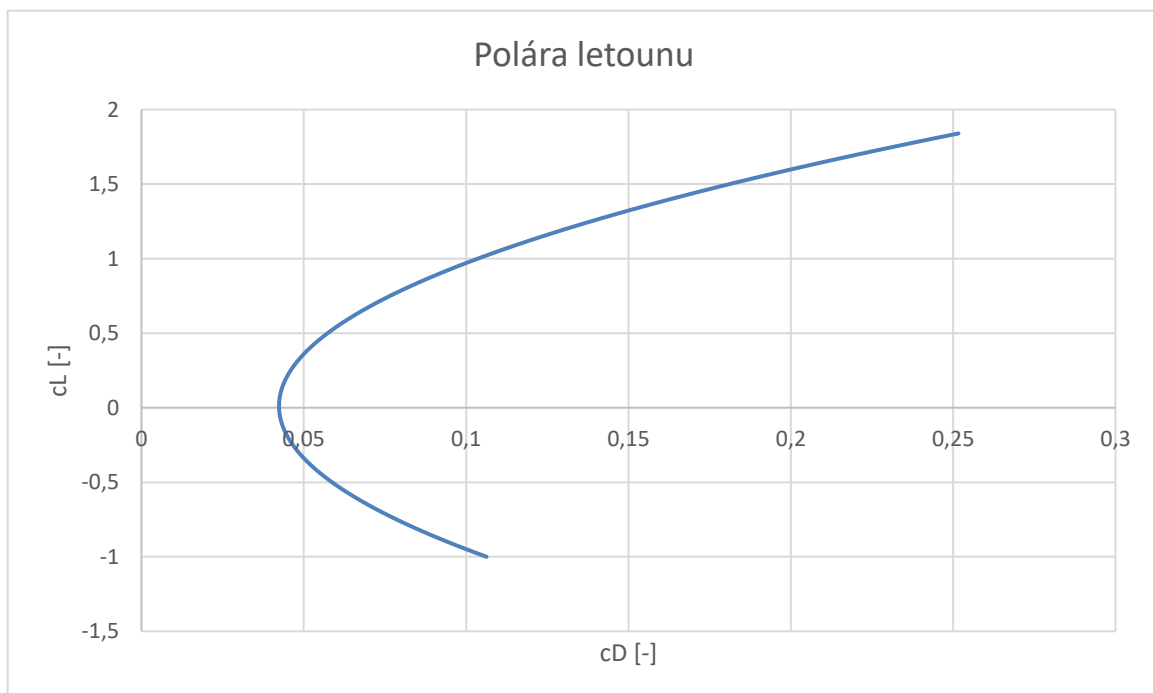
Dále je zahrnut taky odpor kabiny, který byl přepočten na plochu křídla pomocí jednoduchého vztahu

$$c_{Dprop} = \Delta c_{Dcan} * \frac{S_{can}}{S} = 0,21 * \frac{0,3184}{33,76} = 0,001981 \quad (100)$$

Kde  $\Delta c_{Dcan} = 0,21$  je součinitel odporu kabiny vztažený na příčný řez, odečtený pro nulový úhel náběhu z fig 4.65 [3] pro nejpodobnější variantu (4).

$S_{can} = 0,3184$  m<sup>2</sup> je příčný průřez kabiny.

Výsledná polára letounu je součtem všech dílčích odporů, jak bylo řečeno na začátku kapitoly.



Graf 6.12 Polára letounu

## 6.3 Klopivý moment

Klopivý moment je zásadní aerodynamickou charakteristikou, která určuje chování letounu, a do značné míry i výkony letounu (skrže vyvažovací síly na VOP). Výpočty byly provedeny pomocí vztahů uvedených v [9].

### 6.3.1 Aerodynamický střed

Polohu aerodynamického středu profilu lze zjednodušeně uvažovat v 25 % jeho hloubky pro nízkorychlostní letouny. Vzhledem k návrhu obdélníkového křídla s nulovým úhlem šípu je poloha aerodynamického středu  $(x_{ac}/b_{SAT}) = 0,25$ , tedy ve čtvrtinovém bodu.

Pro křídlo s trupem je běžné, že trupy mají na letoun destabilizující účinek, aerodynamický střed se jejich vlivem posouvá směrem vpřed. Polohu aerodynamického středu křídla s trupem lze vypočítat pomocí vztahu:

$$\begin{aligned} \left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_{wf} &= \left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_w - \frac{1,8}{(c_{L\alpha})_{wf}} * \frac{b_f * h_f * l_{fn}}{S * b_{SAT}} + \frac{0,273}{1 + \lambda} * \frac{b_f * c_g * (l - b_f)}{b_{SAT}^2 * (l + 2,15 * b_f)} * tg\Lambda_{\frac{1}{4}} \quad (101) \\ \left(\frac{x_{ac}}{b_{sat}}\right)_{wf} &= 0,25 - \frac{1,8}{4,523} * \frac{1,3 * 1,6 * 1,54}{33,76 * 2,28} + 0 = 0,233 \end{aligned}$$

Pro letoun s pevným řízením platí následující rovnice

$$\begin{aligned} \left(\frac{x_n}{b_{SAT}}\right) &= \left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_{wf} + \frac{c_{Lah}}{c_{L\alpha}} * \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) * \frac{S_h}{S} * \frac{l_h}{b_{SAT}} * \frac{q_h}{q} \quad (102) \\ \left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_{wf} &= 0,233 + \frac{3,764}{4,524} * (1 - 0,357) * 0,207 * 2,4135 * 0,85 = 0,4607 \end{aligned}$$

Všechny polohy těžiště se nacházejí před aerodynamickým středem letounu a je tedy splněna podmínka podélné statické stability.

### 6.3.2 Momentová čára

Momentová čára vyjadřuje závislost klopivého momentu letounu na jeho součiniteli vztlaku.

Příklady výpočtu jsou provedeny pro úhel náběhu  $\alpha = 5^\circ$  (vůči ose trupu) a přední centráž  $x_{pc} = 0,2086$ .

#### 6.3.2.1 Momentová čára křídla

Nejprve je určen součinitel klopivého momentu křídla

$$\begin{aligned} c_{mac} &= c_{m0w} + c_{Lw} * \frac{(x_{pc} - x_{ac})}{b_{SAT}} = (-0,0612) + 0,4738 * (0,1964 - 0,25) \quad (103) \\ c_{mac} &= -0,2573 \end{aligned}$$

Kde klopivý moment křídla při nulovém vztlaku pro obdélníkové nekroucené křídlo je vypočten pomocí vzorce:

$$c_{m0w} = \frac{\lambda * \cos^2 \Lambda_{c/4}}{\lambda + 2 * \cos \Lambda_{c/4}} * c_{m0prof} \quad (104)$$

$$c_{m0w} = \frac{6,5 * \cos^2 0}{6,5 + 2 * \cos 0} * (-0,008) = -0,0612$$

Profilový součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku  $c_{m0prof} = -0,008$  byl odečten z výsledků tunelových měření [5] a odpovídá hodnotě uvedené v Table 8-5 [1].

### 6.3.2.2 Momentová čára křídla s trupem

Pro stanovení momentové čáry křídla s trupem je nutné stanovit součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku

$$c_{m0wf} = c_{m0w} + \Delta_f c_{mac} = (-0,00612) + (-0,01201) = -0,01813 \quad (105)$$

Kde  $\Delta_f c_{mac}$  je přírůstek klopivého momentu od trupu

$$\Delta_f c_{mac} = -1,8 * \left(1 - \frac{2,5 * b_f}{l_f}\right) * \frac{\pi * b_f * h_f * l_f}{4 * S * b_{SAT}} * \frac{c_{L0}}{(c_{L\alpha})_{wf}} \quad (106)$$

$$\Delta_f c_{mac} = -1,8 * \left(1 - \frac{2,5 * 1,3}{8,187}\right) * \frac{\pi * 1,3 * 1,6 * 8,187}{4 * 33,76 * 2,28} * \frac{0,2879}{4,523} = -0,01201$$

Klopivý moment je možné spočítat stejně jako pro samotné křídlo

$$c_{mwf} = c_{m0wf} + c_{Lwf} * \frac{(x_{pc} - x_{acwf})}{b_{SAT}} \quad (107)$$

$$c_{mwf} = (-0,01813) + 0,4738 * (0,1964 - 0,233) = -0,0297$$

### 6.3.2.3 Momentová čára letounu

Než bude možné určit momentovou čáru celého letounu, je zapotřebí stanovit úhel nastavení VOP vůči trupu  $i_{hf}$  a následně úhel nastavení VOP vůči křídlu  $i_h$ .

$$(i_h)_f = \frac{c_{m0wf} + c_{L0wf} * (x_{pc} - x_{acwf})}{c_{Lah} * \frac{S_h}{S} * \frac{l_h}{b_{SAT}} * \frac{q_h}{q}} + \frac{\frac{d\varepsilon}{d\alpha}}{c_{L\alpha w}} * c_{L0wf} \quad (108)$$

$$(i_h)_f = \frac{-0,01813 + 0,3676 * (0,1964 - 0,233)}{3,764 * \frac{6,993}{33,76} * 2,4135 * 0,85} + \frac{0,357}{4,524} * 0,3676 = -0,218 \text{ rad}$$

$$= -1,25^\circ$$

$$i_h = (i_h)_f - \frac{c_{L0wf}}{c_{L\alpha}} = -0,0218 - \frac{0,3676}{4,949} = -0,104 \text{ rad} = -5,97^\circ \quad (109)$$

Poté je možné vypočítat součinitel klopivého momentu letounu při nulovém vztlaku následující rovnicí

$$c_{m0} = c_{m0wf} - c_{Lah} * i_h * \frac{S_h}{S} * \frac{l_h}{b_{SAT}} * \frac{q_h}{q} \quad (110)$$

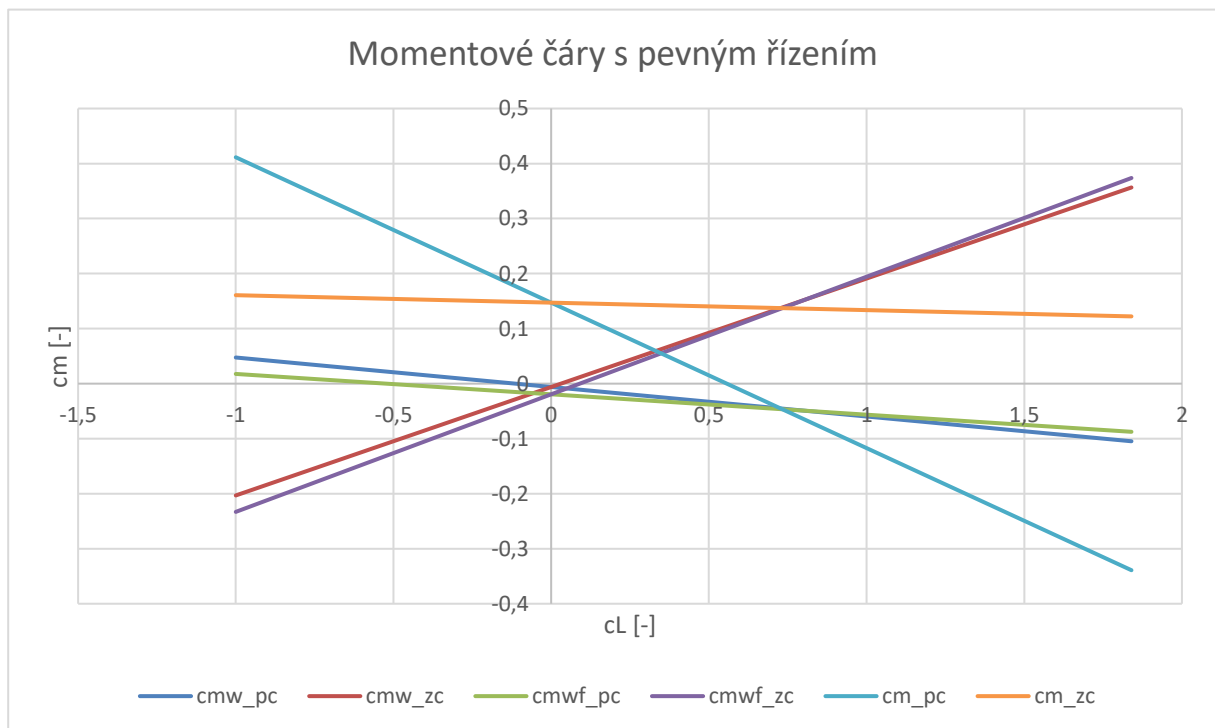
$$c_{m0} = -0,01813 - 3,764 * (-0,09132) * \frac{6,993}{33,76} * \frac{5,289}{2,28} * 0,85 = 0,128$$

Nyní je možné vypočítat momentovou čáru letounu s pevným řízením obdobně jako pro křídlo

$$c_m = c_{m0} + c_L * \frac{(x_{pc} - x_n)}{b_{SAT}} \quad (111)$$

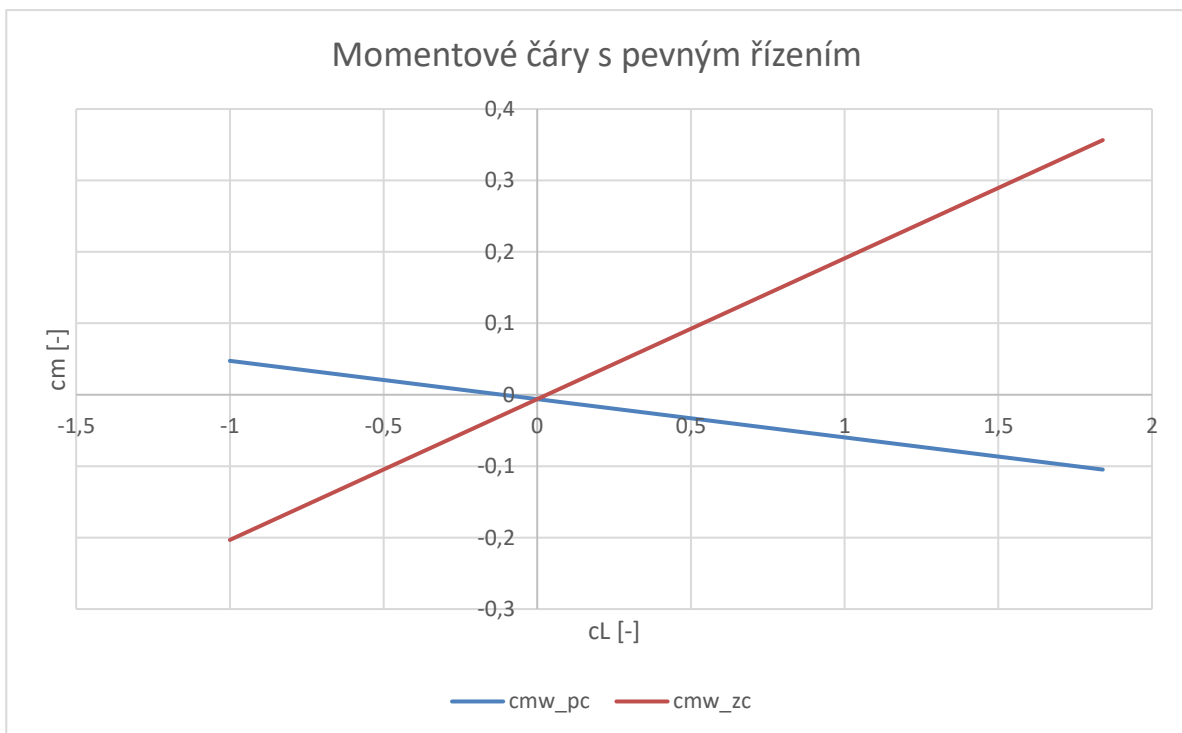
$$c_m = 0,128 + 0,473 * (0,2086 - 0,4602) = 0,1162$$

Na základě vypočtených součinitelů byly sestaveny momentové čáry

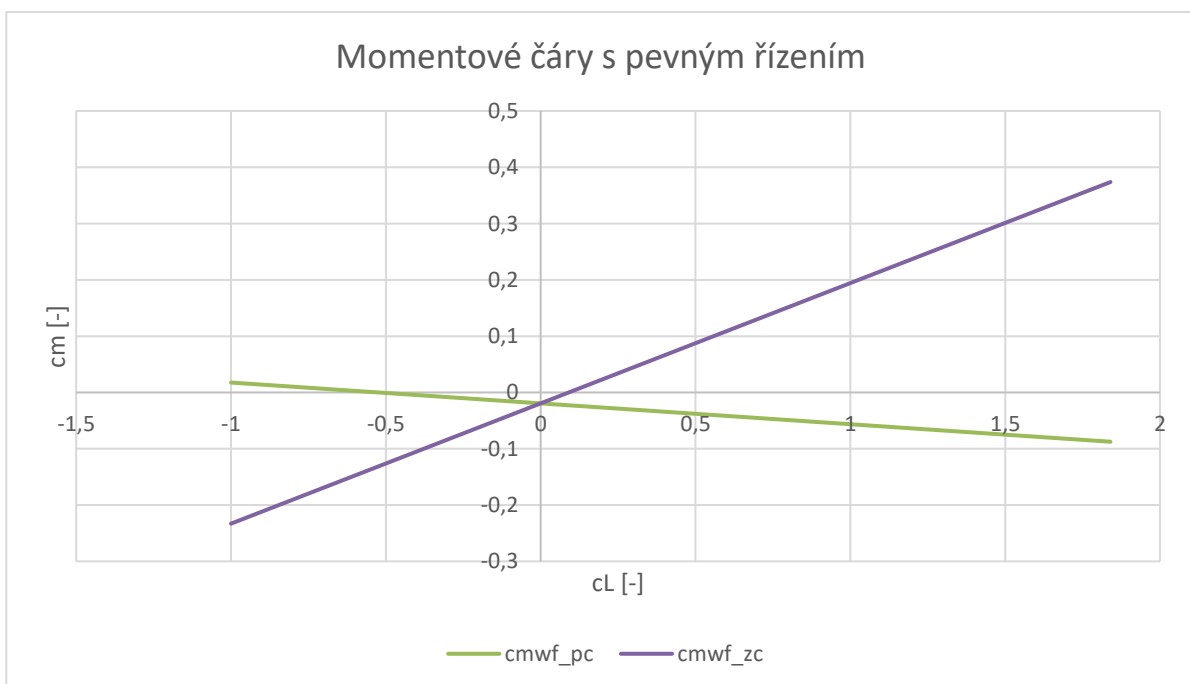


**Graf 6.13 Momentové čáry s pevným řízením**

Z grafu 6.13 je patrné pro zadní centráž je letoun stabilní, ale mohl by mít tendenci přejít do nestabilní konfigurace. V takovém případě by bylo nutné upravit rozložení hmot, tak aby se zadní centráž posunula více před aerodynamický střed letounu. Zásadní konstrukční úpravou by bylo posunutí chemické nádrže více dopředu, dále prodloužení přední části trupu a tím i posunutí pohonné jednotky a pilota. Samotné křídlo i křídlo s trupem mají pro zadní centráž destabilizující účinek.



**Graf 6.15 Momentové čáry s pevným řízením křídla**



**Graf 6.14 Momentové čáry s pevným řízením křídla s trupem**

Grafy 6.14 a 6.15 ukazují účinky křídla a křídla s trupem pro přední a zadní centráž s pevným řízením.

## 7 Výkony

Výkony letounu určují jeho využitelnost, konkurenceschopnost a hospodárnost provozu, proto jsou důležitou součástí návrhu. Dále musí splňovat minimální požadavky stavebního předpisu, pro tento návrh se jedná o předpis CS-23.

Příklad výpočtu výkonů je proveden pro podmínky MSA v nadmořské výšce 0 m. Příklady výpočtů jsou provedeny pro úhel náběhu  $\alpha = 5^\circ$ . Vztahy pro výpočet výkonů byly převzaty z [17].

### 7.1 Dolet

Dolet je pro zemědělský letoun velmi důležitý z důvodu přeletů mezi místy výkonu práce. Výpočet byl proveden pro režim minimálního tahu. Dolet vrtulového letounu lze vypočítat pomocí vzorce:

$$S_{max} = \frac{\eta_p}{g * q_s} * \left( \frac{c_L}{c_D} \right)_{max} * \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (112)$$

$$S_{max} = \frac{0,67}{9,81 * 7,24 * 10^{-8}} * 9,84 * \ln \frac{2815,5}{2413,5} = 1430,1 \text{ km}$$

Kde  $\eta_p$  je propulsní účinnost při ekonomické rychlosti a  $q_s$  [kg/w-s] je specifická spotřeba použitého motoru.

### 7.2 Vytrvalost

Vytrvalost zemědělského letounu není vzhledem ke krátkým letům zásadním faktorem. Byla vypočtena z hlediska plánování práce.

$$T_{max} = \frac{\eta_p}{q_s} * \sqrt{\frac{2 * \rho * S}{m_1 * g^3}} * \left( \frac{c_L^{\frac{3}{2}}}{c_D} \right)_{max} * \left( \sqrt{\frac{m_1}{m_2}} - 1 \right) \quad (113)$$

$$T_{max} = \frac{0,61}{7,24 * 10^{-8}} * \sqrt{\frac{2 * 1,225 * 33,76}{2815,5 * 9,81^3}} * 10,158 * \left( \sqrt{\frac{2815,5}{2413,5}} - 1 \right) = 10,6 \text{ hod}$$

### 7.3 Ustálená zatáčka

Vzhledem k práci v nízké výšce a častým obrátům mezi jednotlivými úseky práškování je pro práškovací letoun důležité dosáhnout malého poloměru zatáčky a rychlého obrátu. Letoun tedy musí být velmi obratný a dobře ovladatelný.

Ustálená zatáčka je řešena pro tři omezení: omezení maximálním násobkem, maximálním součinitelem vztlaku a maximálním využitelným výkonem.



### 7.3.1 Omezení na maximální násobek

Pro omezení na maximální násobek bylo nejprve nutné stanovit násobek na základě stavebního předpisu, což bylo provedeno v kapitole 5.1:  $n_{\max} = n_{\text{ult}} = 3,581$ . Rychlost je volena jako pracovní rychlost, při které by bylo potřeba provést rychlý manévr.

$$r_1 = \frac{v^2}{g * \sqrt{n_{\max_1}^2 - 1}} = \frac{33,33^2}{9,81 * \sqrt{3,581^2 - 1}} = 11,14 \text{ m} \quad (114)$$

Následuje určení maximální úhlu příčného sklonu při omezení maximálním násobkem  $\phi_{\max_1}$

$$\varphi_{\max_1} = \arccos \frac{1}{n_{\max_1}} = \arccos \frac{1}{3,581} = 73,8^\circ \quad (115)$$

Stanovení minimální doby trvání zatáčky o  $360^\circ$  při omezení maximálním násobkem  $t_1$  je dle následující rovnice.

$$t_1 = \frac{2 * \pi * v}{g * \sqrt{n_{\max_1}^2 - 1}} = \frac{2 * \pi * 33,33}{9,81 * \sqrt{3,581^2 - 1}} = 6,21 \text{ s} \quad (116)$$

### 7.3.2 Omezení na maximální součinitel vztlaku

Pro toto omezení bylo potřeba vypočítat násobek při dosažení maximálního součinitele vztlaku. Ve výpočtu byla brána v úvahu pádová rychlost při MTOW bez vychýlené vztlakové mechanizace

$$v_{s0} = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * S * c_{L_{\max}}}} = \sqrt{\frac{2 * 2815,5 * 9,81}{1,225 * 33,76 * 1,798}} = 27,25 \text{ m/s} \quad (117)$$

$$n_{\max_2} = \left(\frac{v}{v_s}\right)^2 = \left(\frac{33,33}{27,25}\right)^2 = 1,4964 \quad (118)$$

Pak už bylo možné stanovit poloměr zatáčky, maximální úhel příčného sklonu a dobu trvání zatáčky.

$$r_2 = \frac{v^2}{g * \sqrt{n_{\max_2}^2 - 1}} = \frac{33,33^2}{9,81 * \sqrt{1,4964^2 - 1}} = 101,8 \text{ m} \quad (119)$$

$$\varphi_{\max_2} = \arccos \frac{1}{n_{\max_3}} = \arccos \frac{1}{1,4964} = 48,07^\circ \quad (120)$$

$$t_2 = \frac{2 * \pi * v}{g * \sqrt{n_{\max_2}^2 - 1}} = \frac{2 * \pi * 33,33}{9,81 * \sqrt{1,4964^2 - 1}} = 19,18 \text{ s} \quad (121)$$

### 7.3.3 Omezení maximálním využitelným výkonem

Nejprve bylo nutné stanovit maximální násobek

$$n_{max_3} = \frac{c_L}{c_D} * \frac{T_v}{m * g} = \frac{1,987}{0,2498} * \frac{5726,6}{2815,5 * 9,81} = 1,654 \quad (122)$$

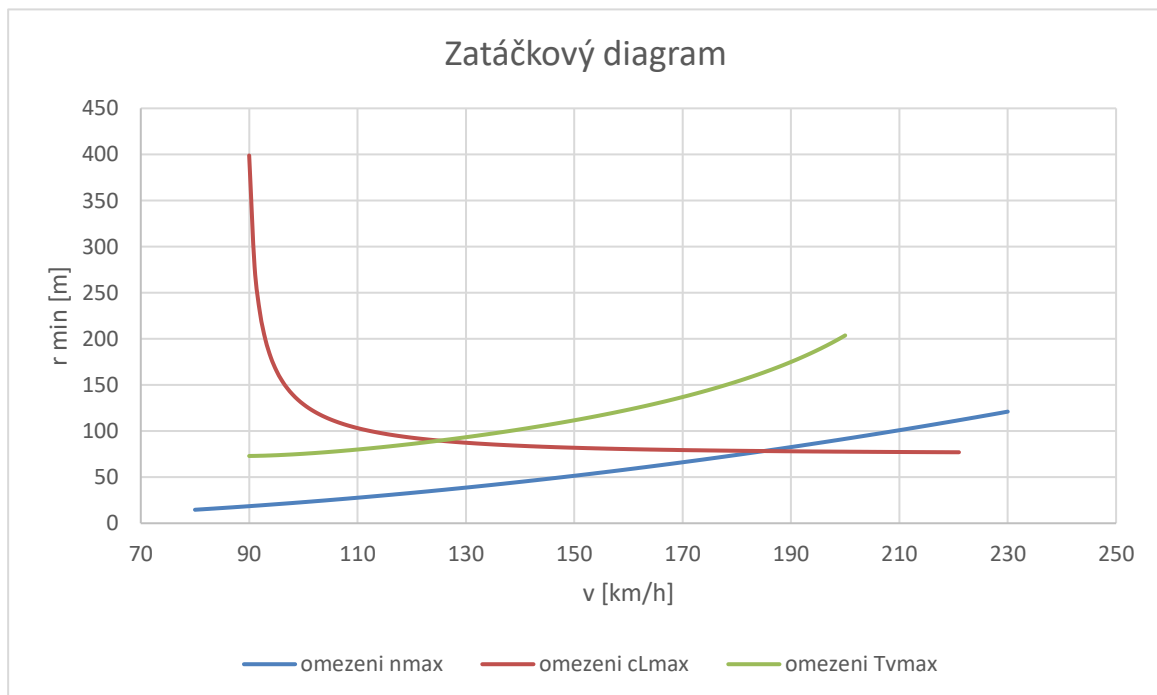
Stanovení poloměru zatáčky, maximálního úhlu příčného sklonu a dobu trvání zatáčky je totožné s předchozími omezeními.

$$r_3 = \frac{v^2}{g * \sqrt{n_{max_3}^2 - 1}} = \frac{33,33^2}{9,81 * \sqrt{1,654^2 - 1}} = 86,04 \text{ m} \quad (123)$$

$$\varphi_{max_3} = \arccos \frac{1}{n_{max_3}} = \arccos \frac{1}{1,654} = 52,8^\circ \quad (124)$$

$$t_3 = \frac{2 * \pi * v}{g * \sqrt{n_{max_3}^2 - 1}} = \frac{2 * \pi * 33,33}{9,81 * \sqrt{1,654^2 - 1}} = 16,21 \text{ s} \quad (125)$$

Vypočtené poloměry lze reprezentovat zatáčkovým diagramem.



Graf 7.1 Zatáčkový diagram

Z diagramu je vidět, že minimálního poloměru zatáčky  $r_{min} = 92,6 \text{ m}$  při rychlosti  $v = 128,7 \text{ km/h}$  a vychází z omezení na  $c_{Lmax}$  a  $T_{vmax}$ . Omezení na maximální násobek nemá velký význam. Při práškování bývá používána za účelem snížení pracovní rychlosti a zmenšení poloměru zatáčky vztlaková mechanizace. Vzhledem k tomu, že je pracovní rychlost určena na  $120 \text{ km/h}$ , nebude při práškování nezbytně nutné používat vztlakovou mechanizaci.

## **8 Konstrukční dělení draku**

### **8.1 Trup**

S ohledem na minimalizaci výrobních nákladů byla zvolena příhradová ocelová konstrukce trupu. Tato koncepce umožňuje jednodušší vytvoření otvoru pro instalaci nádrže pro postřikové hmoty, a také umožňuje její lepší uchycení do trupu pro rozvod setrvačných sil. Pro tuto konstrukci je obecně snazší zavádění osamělých sil do konstrukce od uchycení lože motoru, pilotní sedačky a pásů, řízení atp.

Je také uvažováno uchycení rozmetadla k trupu obdobným způsobem jako je u Z-37.

### **8.2 Křídlo a ocasní plochy**

Křídlo je nosníkové konstrukce, s jedním hlavním a druhým pomocným nosníkem, s nosným potahem (v krutu). Potah křídla je kovový. Hlavním důvodem je, že spodní potah křídla je „obrušován“ aplikačními prostředky (hlavně pevnými). Ty vedou ke snížení únavové životnosti konstrukce a častějším servisním prohlídkám. S ohledem na uchycení křidélek, vztlakových klapek a postřikovacích lišt byly navrženy polohy žeber. Ty mají směrem ke konci křídla zvětšující se rozteče vzhledem na průběh zatížení po rozpětí.

Ocasní plochy mají taktéž nosníkovou konstrukci s kovovým potahem ze stejného důvodu jako je tomu u křídla.

### **8.3 Podvozek**

Hlavní podvozek byl zvolen pružnicový, aby ho bylo možného uchytnit do trupu. Výhodou tohoto podvozku je minimální údržba oproti podvozkovým nohám. Je však nutné ho správně navrhnout na přistávání na nezpevněném povrchu proti odskokům. Poloha záďového podvozku byla zvolena tak, aby se uchycení stýkalo v jednom místě s hlavním nosníkem SOP. Tím budou významná zatížení těchto částí koncentrována do jedné oblasti.

### **8.4 Chemická nádrž**

Tvar nádrže byl navržen tak, aby byl maximálně využit vnitřní prostor letounu a zároveň byla maximálně upevněna proti nežádoucím setrvačným účinkům. Také je brán ohled na údržbu a nutnost demontáže z trupu. Byl brán ohled na zkosení dna nádrže pro její úplné vyprázdnění.

## 9 Závěr

Práce se zabývala návrhem zemědělského letounu, aby bylo možné nahradit staré typy letounů jako je „dosluhující“ Z-37 Čmelák. Byla provedena rešerše současných typů a sepsány požadavky leteckých společností zabývajících se leteckými pracemi, z nichž byl vytvořen koncepční návrh nového zemědělského letounu se pístovým spalovacím motorem.

Nejprve byly stanoveny základní požadavky na letoun, ty se odrážely od současné situace leteckých prací. Byl proveden předběžný návrh hmotnosti nádrže na chemikálie, na jejímž základě byla stanovena maximální vzletová hmotnost, hmotnosti jednotlivých částí a hmotová obálka letounu. Dále bylo určeno plošné a výkonové zatížení pro volbu pohonné jednotky. Byla zvolena pohonná jednotka HAWK V4 E330J/G-T, která dosahuje výkonu 500 HP při nízké hmotnosti motoru 153,71 kg.

Následovalo stanovení teoretického obrysu a vypočtení aerodynamických charakteristik letounu. Na jejich základě byly spočteny i výkony letounu. V návaznosti na tuto práci by bylo žádoucí jejich detailnější určení i určení letových vlastností.

Detailnější zpracování by si zasloužilo i aplikační zařízení – náhrada za rozmetadlo M64, které se již nevyrábí a určitě by zasloužilo „oživit“ pro budoucí letouny. Toto rozmetadlo svými přednostmi, jako je velký rozsah dávkování a efektivní šířka záběru, převyšuje klasické postřikové lišty. Podle vyjádření pracovníků leteckých společností a zemědělců se s rozmetadlem M64 dosahuje i kvalitnějšího ošetření.

Dále by bylo možné se zamyslet nad úpravami letounu pro aplikaci mikrodávek. Jednalo by se hlavně o vytvoření menších nádrží v křídlech a taky adekvátních aplikačních zařízeních pro tento druh ošetřování, který je v současné době ve vývoji.

## **10 Seznam literatury**

### **Publikace**

- [1] GUDMUNDSSON, Snorri. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Waltham, MA: Butterworth-Heinemann, 2014. ISBN 0123973082.
- [2] ROSKAM, Jan. Airplane design: part V: Component weight estimation, The University of Kansas, 1985.
- [3] ROSKAM, Jan. Airplane design: part VI: Preliminary calculation of aerodynamic thrust and power characteristic, The University of Kansas, 1987.
- [4] NACA technical note No. 808.
- [5] NACA report 824
- [6] NACA report 763
- [7] HOERNER. Fluid dynamic drag: Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance. 1965
- [8] NOŽIČKA, Jiří. Mechanika tekutin. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-01-02865-8.
- [9] STINTON, Darrol. The design of the aeroplane. BSP Professional Books, 1987.
- [10] TORENBEEK, Egbert. Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance. Delft: Delft University Press, 1976. ISBN 90-298-2505-7.
- [11] NACA report 650
- [12] ŠULŽENKO, M.N. Konstrukce letadel, Státní nakladatelství technické literatury, n.p., Praha, 1954.
- [13] (1982) "A New Generation of Specialised Ag-Aircraft", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 54 No. 7, pp. 10-13
- [14] *Aerospace Science and Technology*, Conceptual design and CFD analysis of new prototype of agricultural aircraft, Elsevier 2018
- [15] Letecké práškování – Wikipedie. [online]. [cit. 2022-03-16]. Dostupné z [https://cs.wikipedia.org/wiki/Letecké\\_práškování](https://cs.wikipedia.org/wiki/Letecké_práškování)
- [16] Bambi vak – Wikipedie. [online]. [cit. 2022-03-16]. Dostupné z [https://cs.wikipedia.org/wiki/Bambi\\_vak](https://cs.wikipedia.org/wiki/Bambi_vak)
- [17] ROSKAM, Jan. Airplane design: part III: Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage, The University of Kansas, 1985.
- [18] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu I: letové výkony. Brno: PC-DIR, 1994. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-0476-0.
- [19] Hoak, D., E.: USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Ohio, 1978. 73
- [20] DANIHEL, Stanislav. Letectvo v poľnohospodárstve. Bratislava: Alfa, 1984.
- [21] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu I: Letové výkony. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-80-7623-014-9.
- [22] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu II: Letové vlastnosti. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2021. ISBN 978-80-7623-059-0.



- [23] BROŽ, František. KONCEPČNÍ NÁVRH ZEMĚDĚLSKÉHO LETOUNU. Praha, 2019. Diplomová práce. ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky.
- [24] Hawk V4 E-330J/G-T Spec sheet
- [25] Hawk V4 E-330J/G-T. [online]. [cit. 2022-04-16]. Dostupné z: <https://www.ac-aero.com/hawk/>
- [26] Lycoming IO-720 - Wikipedia. [online]. [cit. 29.10.2018]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Lycoming\\_IO-720](https://en.wikipedia.org/wiki/Lycoming_IO-720)

### **Z-37 Čmelák**

- [27] Zlín Z-37 - Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Zlín\\_Z-37](https://en.wikipedia.org/wiki/Zlín_Z-37)
- [28] O letadlech – Dušan Slavětínský starší – Z-37 Čmelák. [online]. [cit. 2022-03-25]. Dostupné z: [http://www.slavetind.cz/stavba/letadla/Z-37\\_Cmelak.aspx](http://www.slavetind.cz/stavba/letadla/Z-37_Cmelak.aspx)
- [29] TCDS EASA A.445. 2007
- [30] JEDLIČKA, Milan. LET Z-37 Čmelák – legenda mezi práškovacími letouny. [online]. [cit. 2022-03-25]. Dostupné z: <https://www.agroportal24h.cz/clanky/let-z-37-cmelak-legenda-mezi-praskovacimi-letouny>

### **PZL – 106 A Kruk**

- [31] PZL – 106 Kruk – Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-26]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/PZL-106\\_Kruk](https://en.wikipedia.org/wiki/PZL-106_Kruk)
- [32] Letoun PZL -106 AR Kruk. [online]. [cit. 2022-03-26]. Dostupné z: [https://muzeumlotnictwa.pl/zbiory\\_sz.php?ido=36&w=a](https://muzeumlotnictwa.pl/zbiory_sz.php?ido=36&w=a)
- [33] PZL 106 Kruk. [online]. [cit. 2022-03-26]. Dostupné z: [http://www.aviastar.org/air/poland/pzl\\_kruk.php](http://www.aviastar.org/air/poland/pzl_kruk.php)
- [34] PZL-106 Kruk (prototyp). [online]. [cit. 2022-03-26]. Dostupné z: [http://www.muzeumlotnictwa.pl/zbiory\\_sz.php?ido=276&w=p](http://www.muzeumlotnictwa.pl/zbiory_sz.php?ido=276&w=p)

### **PZL – M-18 Dromader**

- [35] PZL-Mielec M-18 Dromader – Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/PZL-Mielec\\_M-18\\_Dromader](https://en.wikipedia.org/wiki/PZL-Mielec_M-18_Dromader)
- [36] PZL-Mielec M-18 Dromader Blueprint - Download free blueprint for 3D modeling. Free Blueprints DataBase for 3D modeling [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://drawingdatabase.com/pzl-mielec-m-18-dromader/>
- [37] TCDS EASA A.056. 2008
- [38] PZL MIELEC. PZL MIELEC [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <http://www.pzlmielec.pl/en/offer/products/m18-dromader/basic-data/>
- [39] *LETECTVÍ + KOSMONAUTIKA*. 97. 12/2001. ISSN 0024-1156.

### **AT-401**

- [40] Air Tractor AT-400 - Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Air\\_Tractor\\_AT-400](https://en.wikipedia.org/wiki/Air_Tractor_AT-400)

- [41] Air Tractor AT – 401 B Blueprint. Free Blueprints DataBase for 3D modeling [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://drawingdatabase.com/air-tractor-at-401b/>
- [42] Air Tractor AT-400. [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://www.letadlanaplatne.cz/filmova-letadla/civilni/stroje-na-zemedelske-ucely/air-tractor-at-400/>
- [43] Air Tractor AT-401. [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://aeropedia.com.au/content/air-tractor-at-401/>

### **PA-25 Pawnee**

- [44] Piper PA-25 Pawnee – Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Piper\\_PA-25\\_Pawnee](https://en.wikipedia.org/wiki/Piper_PA-25_Pawnee)
- [45] Piper PA-25 Pawnee. [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://aerocorner.com/aircraft/piper-pa-25-pawnee/>
- [46] Přehled Piper PA-25 Pawnee. [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://bwifly.com/piper-pa-25-pawnee-insurance-cost/>
- [47] Piper PA-25 Pawnee. [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://www.airliners.net/aircraft-data/piper-pa-25-pawnee/303>

### **Letouny statistika**

- [48] AT-502B – Air Tractor. Home – Air Tractor [online]. Copyright ©2019 Air Tractor, Inc. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://airtractor.com/aircraft/at-502b/> [31] Type certificate data sheet No. A17SW
- [49] JACKSON, Paul. Jase's all the world's aircraft. 2004-2005. str. 543-545. Alexandria: Jane's Information Group Limited, 2004. ISBN 0710626142. AT-602
- [50] Air Tractor AT-602 - Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-27]]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Air\\_Tractor\\_AT-602](https://en.wikipedia.org/wiki/Air_Tractor_AT-602)
- [51] AT-602 - Air Tractor. Home – Air Tractor [online]. Copyright ©2019 Air Tractor, Inc. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://airtractor.com/aircraft/at-602/>
- [52] Aerolites Inc AeroMaster AG. Home [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <http://allaero.com/index.php/home2/255-aerolites-inc-aeromaster-ag>
- [53] Gippsland GA200 – Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Gippsland\\_GA200](https://en.wikipedia.org/wiki/Gippsland_GA200)
- [54] GA-200 Fatman GIPPSLAND – GA200 L1P L. Doc 8643 [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: <https://doc8643.com/aircraft/GA20>
- [55] CASA type certificate Number: VA519 Issue 1
- [56] PZL-126 Mrówka – Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/PZL-126\\_Mrówka](https://en.wikipedia.org/wiki/PZL-126_Mrówka)
- [57] JACKSON, Paul. Jase's all the world's aircraft: 1987-1988. str. 204-205. Jane's Information Group, 1987. ISBN 0710608500.
- [58] PZL-110 "Koliber" [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: <http://www.samolotypolskie.pl/samoloty/2334/126/PZL-110-Koliber-Koliber-150-Koliber-160>

- [59] NAC Fieldmaster – Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/NAC\\_Fieldmaster](https://en.wikipedia.org/wiki/NAC_Fieldmaster)
- [60] NAC NDN-6 Fieldmaster. The largest free blueprint and vector drawing collection on the Internet - 19000 vector templates for sale [online]. [cit. 2022-03-31] Dostupné z: [https://www.theblueprints.com/blueprints/ww2planes/various/71760/view/nac\\_ndn-6\\_fieldmaster](https://www.theblueprints.com/blueprints/ww2planes/various/71760/view/nac_ndn-6_fieldmaster)
- [61] PAC Cresco – Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/PAC\\_Cresco](https://en.wikipedia.org/wiki/PAC_Cresco)
- [62] PAC Cresco 08-600. The largest free blueprint and vector drawing collection on the Internet - 19000 vector templates for sale [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://www.theblueprints.com/blueprints/modernplanes/modern-op/74022/view/pac\\_cresco\\_08-600/](https://www.theblueprints.com/blueprints/modernplanes/modern-op/74022/view/pac_cresco_08-600/)
- [63] CAA type certificate data sheet No. A-11
- [64] cresco description. [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: <https://www.aerospace.co.nz/aircraft/cresco/description>
- [65] CallAir A-9 - Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/CallAir\\_A-9](https://en.wikipedia.org/wiki/CallAir_A-9)
- [66] Thrush 510G [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: <https://www.thrushaircraft.com/en/information/news/thrush-510g-awarded-faa-type-certification>
- [67] Piper PA-36 Pawnee Brave – Wikipedia. [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Piper\\_PA-36\\_Pawnee\\_Brave](https://en.wikipedia.org/wiki/Piper_PA-36_Pawnee_Brave)
- [68] Piper PA-36 Pawnee Brave vector drawing. The largest free blueprint and vector drawing collection on the Internet - 19000 vector templates for sale [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://www.theblueprints.com/vectordrawings/show/5565/piper\\_pa-36\\_pawnee\\_brave/](https://www.theblueprints.com/vectordrawings/show/5565/piper_pa-36_pawnee_brave/)
- [69] Antonov An-2 – Wikipedie. [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Antonov\\_An-2](https://cs.wikipedia.org/wiki/Antonov_An-2)
- [70] Cesna 188 – Wikipedia. online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna\\_188](https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_188)
- [71] Fletcher FU-24 [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Fletcher\\_FU-24](https://en.wikipedia.org/wiki/Fletcher_FU-24)
- [72] Ayres Trush [online]. [cit. 2022-03-31]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Ayres\\_Thrush](https://en.wikipedia.org/wiki/Ayres_Thrush)

## 11 Seznam obrázků

Obrázek 1 Z-37A Čmelák .....	5
Obrázek 2 PZL-106 Kruk (finální letoun) .....	6
Obrázek 3 PZL-106 Kruk (prototyp).....	6
Obrázek 4 PZL M-18 Dromader .....	7
Obrázek 5 Air Tractor AT - 401 A.....	8



Obrázek 6 PA - 25-235 Pawnee B.....	9
Obrázek 7 Závislost součinitele vztlaku a klopivého momentu na úhlu náběhu.....	20
Obrázek 8 Odporová polára .....	21
Obrázek 9 Parametry podvozku letounu, [11].....	26
Obrázek 10 Parametry podvozku letounu [8].....	27
Obrázek 11 Doporučené parametry pilotního prostoru, Figure 2.8 [16].....	27
Obrázek 12 Kokpit letounu Z-37 Čmelák.....	28

## 12 Seznam tabulek

Tabulka 3.1 Souhrn návrhových parametrů .....	12
Tabulka 4.1 Hledané parametry.....	19
Tabulka 4.2 Parametry podvozku letounu.....	26
Tabulka 5.1 Rozložení hmot .....	35
Tabulka 6.1 Pádové rychlosti pro výpočet maximálního součinitele vztlaku křídla	38
Tabulka 6.2 Geometrické charakteristiky podvozku.....	51

## 13 Seznam grafů

Graf 2.1 Kapacity nádrží zemědělských letounů.....	4
Graf 4.1 Závislost tahového a plošného zatížení letounu pro různé kritické případy	17
Graf 4.2 Závislost potřebného výkonu pro různé kritické případy .....	18
Graf 4.3 Závislost potřebného výkonu na stoupací rychlosti.....	18
Graf 4.4 Potřebný výkon pro kritické případy.....	19
Graf 4.5 Závislost maximálního součinitele vztlaku na Reynoldsově čísle .....	21
Graf 4.6 Závislost součinitele vztlaku na štíhlosti křídla .....	22
Graf 4.7 Asymetrická analytická polára NACA 23012 .....	23
Graf 4.8 Asymetrická analytická polára NACA 23015 .....	23
Graf 5.1 Hmotová obálka letounu.....	36
Graf 6.1 Rozložení součinitele vztlaku po rozpětí křídla .....	38
Graf 6.2 Vztlaková čára letounu bez vychýlených klapek .....	39
Graf 6.3 Korekční faktor pro jednoduchou klapku [3] .....	40
Graf 6.4 Závislost $(c_l \delta)^{th}$ [3] .....	41
Graf 6.5 Odečet hodnoty $k'$ [3] .....	41
Graf 6.6 Základní přírůstek součinitele vztlaku [3] .....	42
Graf 6.7 Závislost vlivu vychylky a typu klapky $k_2$ .....	43
Graf 6.8 Závislost vlivu poměrné hloubky klapky $k_1$ [3].....	43
Graf 6.9 Vliv polohy klapky po rozpětí .....	44
Graf 6.10 Vztlaková čára se vztlakovou mechanizací .....	46
Graf 6.11 Vztlaková čára s pevným řízením bez klapek.....	49
Graf 6.12 Polára letounu.....	52



---

Graf 6.13 Momentové čáry s pevným řízením.....	55
Graf 6.14 Momentové čáry s pevným řízením křídla s trupem .....	56
Graf 6.15 Momentové čáry s pevným řízením křídla.....	56
Graf 7.1 Zatáčkový diagram .....	59

## 14 Seznam příloh

- {1} Statistika letounů
- {2} Třípohledový výkres letounu

Příloha {1} Statistika letounů

	Značka	Jednotka	Z-37 Čmelák	AN-2	AT-502 (B)	AT-602	AT-401	GA-200	M-18 Dromader	Aeromaster AG
Výrobce			Let Kunovice	Air Tractor	Air Tractor	Air Tractor	GippsAero	PZL-Mielec	Aerolites	
rok uvedení do provozu			1965		1986	1996	1980	1991	1976	1998/2013
země původu			ČR		USA	USA	USA	Austrálie	Polsko	USA
rozpětí	l	m	12,22	18,18	15,85	17,06	14,97	11,99	17,7	8,74
délka		m	8,55	12,74	10,11	10,21	8,23	7,48	9,62	5,64
výška		m	2,9	4	3,63	3,71	2,59	2,33	4,74	2,11
plocha křídla	S	m <sup>2</sup>	23,8	71,6	29,01	31,24	27,31	19,6	40	13,55
stř. AD tětíva křídla		m	2,05		1,83	1,83	1,82	1,64	1,82	
stř. AD tětíva VOP		m	1,15		0,99	1	0,99	1,18	1,35	
profil křídla kořen/konec			NACA 33015/43012A					NACA 4416/4412		
rozpětí VOP		m	4,48		5,23	5,66	4,97	2,79	5,6	
plocha VOP	Svop	m <sup>2</sup>	5,1		5,18	5,66	4,92	3,25	7,56	
plocha SOP	Ssop	m <sup>2</sup>	2,02		2,89	4,59	3,62	1,13	2,66	
rameno VOP	Lvop	m	5,42		5,1	5,18	4,38	4,12	5,44	
rameno VOP/b_sat		m	2,64		2,79	2,83	2,41	2,51	2,99	
rameno SOP	Lsop	m	4,71		5,97	6,5	5,42	4,38	6,17	
mohutnost VOP	Hvop	-	0,57		0,50	0,51	0,43	0,42	0,56	
mohutnost SOP	Hsop	-	0,03		0,04	0,06	0,05	0,02	0,02	
poloha VOP nad křídlem		m	1,08		0,95	1,06	0,33	0,94	1,38	
poloha SOP nad křídlem		m	1,54		1,08	1,5	1,51	1,23	1,68	
zúžení křídla	η	-	0,51		1	1	1	1	1	
zúžení VOP	ηvop	-	0,74		1	1	1	0,57	1	
zúžení SOP	ηsop	-	0,51		0,52	0,43	0,47	0,37	0,47	
výchylky VOP		°	35/-20		30/-18	29/-15	30/-18	27/-20	27/-17	
výchylky SOP		°	26		21	24	21	22	23	
výchylky křidélek		°	26/-18,5		23/-15	17/-13	23/-15	24/-24	21/-17	
štíhlost křídla	λ	-	6,28		8,66	9,32	8,21	7,33	7,83	

štitlost VOP	λ <sub>vop</sub>	-	3,94		5,28	5,66	5,02		2,39	4,15	
štitlost SOP	λ <sub>sop</sub>	-	1,22		1,23	1,43	1,3		1,09	1,51	
úhel vzepětí	ψ	°	4,9		3,4	3,5	4		4,32	4,7	
rozměr křidélek		m	2,2		3,08	3,07	2,59		1,9	3	
rozměr křidélek		% l/2	0,36	0,00	0,39	0,36	0,35		0,32	0,34	0,00
rozpětí klapek		m	3,33		3,17	3,81	3,06		2,65	4,5	
rozpětí klapek		% l/2	0,55	0,00	0,40	0,45	0,41		0,44	0,51	0,00
max výchylka klapky		°	50		26	30	26			30	
maximální součinitel vztlaku křídla	c <sub>Lmax</sub>	-	2,46		2,57	2,16	2,76			1,87	
plošné zatížení	W/S	kg/m <sup>2</sup>	77,73	76,82	146,95	181,50	130,54		101,79	105,00	33,51
		N/m <sup>2</sup>	762,28	753,30	1441,08	1779,89	1280,14		998,18	1029,70	328,58
výkonové zatížení	P/W	kw/kg	0,11	0,14	0,13	0,14	0,13		0,10	0,14	0,11
minimální rychlost	V <sub>s0</sub>	km/h	81	50	109	123	99			108	51,5
max. rychlost stoupání	v <sub>y</sub> max	m/s	3,7	3,5	4,4	3,3				6,5	4,06
cestovní rychlost	v <sub>ekon</sub>	km/h	180	185	248	293	230		204		120,7
pracovní rychlost	v <sub>prac</sub>	km/h	120		233,35	233,35					
typ pohonné jednotky			M 462 R F	Shvetsov ASh-62IR 9-cylinder	P&W PT6A-34AG	P&W PT6A-60AG	P&W R-1340	Lycoming IO-540- A1D5	PZL Kalisz ASz621R	Rotax 582	
trvalý výkon		kw	208,8	750	559	783	447		194	600	47,7
délka vzletu		m	150		347	557			420	190	152
max. vzlet hmotnost	MTOM	kg	1850	5500	4263	5670	3565		1995	4200	454
prázdná hmotnost		kg	985	3300	2062	2644	1875		868	2710	193
kapacita chem. nádrží		kg	650	1300	1893	2385	1510		1070	2500	113
kapacita chem. nádrží		l	650	1300	1893	2385	1510		1070	2500	113
kapacita pal nádrží	V <sub>pal</sub>	l	250	1200	984	817	984		222	726	38
hmotnost paliva	m <sub>pal</sub>	kg	201,00	964,80	791,14	656,87	791,14		178,49	583,70	30,55
hmotnost paliva/MTOM		-	0,108649	0,175418	0,185582	0,115850	0,221918		0,089468	0,138977	0,067295
prázdná hmotnost/MTOM		-	0,532432	0,600000	0,483697	0,466314	0,525947		0,435088	0,645238	0,425110
průměr vrtule		m	2,8		2,65	0,12	2,9		2,35	3,2	
plocha vrtule/výkon		m <sup>2</sup> /kw	0,029		0,01	0,009	0,015		0,022	0,013	

Příloha {1} Statistika letounů druhá část

	Značka	Jednotka	PA-36-375	CallAir A-9	Su-38L	NAC Fieldmaster	Cresco	510G	126 Mróvka	106 A Kruk
Výrobce			Piper Aircraft	Intermountain Manufacturing company	Sukhoi	NDN Aircraft	Pacific Aerospace Corporation	Trush Aircraft	WSK-PZL	
rok uvedení do provozu			1973	1963	2003	1981	1979	2012	1990	1976
země původu			USA		Rusko	VB	Nový Zéland	USA	Polsko	Polsko
rozpětí	l	m	11,82	10,59	11,53	16,23	12,8	14,47	5	14,9
délka		m	8,38	7,32	8,1	11,02	10,9	10,35	4,75	9,25
výška		m	2,29	2,34	2,66	4,12	3,85		2,6	3,32
plocha křídla	S	m2	20,96	16,9	15,1	33,25	27,52	33,9	4,65	31,69
stř. AD tětíva křídla		m	1,75	1,82	1,49	2,33	2,15	2,34	0,93	
stř. AD tětíva VOP		m	1,07	0,87	0,86	1,01	11,12	1,29	0,51	
profil křídla kořen/konec			NACA 633-618	Clark Y		NACA 23012				
rozpětí VOP		m	4	3,42	3,71	5,8	4,65	5,14	1,9	
plocha VOP	Svop	m2	4,19	5,97	3,21	5,86	5,21	6,58	0,97	
plocha SOP	Ssop	m2	2,25	1,2	1,56	3,12	2,15	2,49	0,55	
rameno VOP	Lvop	m	4,64	3,35	4,3	5,71	6,13	4,61	2,75	
rameno VOP/b_sat		m	2,65	1,84	2,89	2,45	2,85	1,97	2,96	
rameno SOP	Lsop	m	4,73	3,52	3,91	5,76	5,44	4,97	2,06	
mohutnost VOP	Hvop	-	0,53	0,65	0,61	0,43	0,54	0,38	0,62	
mohutnost SOP	Hsop	-	0,04	0,02	0,04	0,03	0,03	0,03	0,05	
poloha VOP nad křídlem		m	0,17	0,64	0,77	0,65	0,81	1,24	0,85	
poloha SOP nad křídlem		m	0,7	1,15	1,61	1,15	1,7	1,65	1,33	
zúžení křídla	$\eta$	-	1	1	0,62	0,72	1	1	1	
zúžení VOP	$\eta_{vop}$	-	0,62	0,7	1	1	1	0,8	1	
zúžení SOP	$\eta_{sop}$	-	0,39	0,5	0,4	0,35	0,55	0,52	1	
výchylky VOP		°					30/-8,5			
výchylky SOP		°					30			
výchylky křídlelek		°					25/-10			
štíhlost křídla	$\lambda$	-	6,66	6,64	8,8	7,92	5,95	6,18	5,83	

štitlost VOP	λvop	-	3,82	1,96	4,3	5,74	4,15	4,01	3,7	
štitlost SOP	λsop	-	1,17	1,14	1,69	1,11	1,19	1,06	1,76	
úhel vzepětí	ψ	°	6	3,3	5,4	4	2,8	3,5	4,2	
rozměr křidélek		m	2,43	2,15	1,66	2,33	2,25	3	0,87	
rozměr křidélek		% l/2	0,41	0,41	0,29	0,29	0,35	0,41	0,35	0,00
rozpětí klapek		m	2,46	2,19	2,7	5,2	3,53	2,33	1,17	
rozpětí klapek		% l/2	0,42	0,41	0,47	0,64	0,55	0,32	0,47	0,00
max výchylka klapky		°	20				30	15		
maximální součinitel vztlaku křídla	cLmax	-	1,7		3,09	2,3	2,56	3,77		
plošné zatížení	W/S	kg/m2	103,86	102,07	139,07	136,39	135,97	140,49	80,65	108,87
		N/m2	1018,56	1000,97	1363,84	1337,54	1333,45	1377,77	790,86	1067,62
výkonové zatížení	P/W	kw/kg	0,13	0,13	0,10	0,12	0,11	0,13	0,12	0,13
minimální rychlost	Vs0	km/h	112,7		76	111	105	88	84	100
max. rychlost stoupání	v_ymax	m/s	4,7	4,3		4,88	7,93	7,1	3,1	3,8
cestovní rychlost	v_ekon	km/h	219	161	220		259	256		
pracovní rychlost	v_prac	km/h			150	145	240	145		150
typ pohonné jednotky			Lycoming IO720-DIC	Lycoming IO540-K1A-5	LOM M337S	P&W Canada PT6A-34AG	Lycoming LTP 101-600A-1A	GE H80	PZL-F-2A-120-C1	PZL-3S
trvalý výkon		kw	279,64	224	207	559	421,3	596,6	44,7	441
délka vzletu		m	460			419	436	408		250
max. vzlet hmotnost	MTOM	kg	2177	1725	2100	4535	3742	4762,72	375	3450
prázdná hmotnost		kg	1118	817	1050	2266	1338	2177	200	1790
kapacita chem. nádrží		kg	1041	730	500	2366	1859	1930	53	1000
kapacita chem. nádrží		l	1041	795	500	2366	1859	1930	53	1400
kapacita pal nádrží	V_pal	l	336,9	151	210	757	545,5	863	180	540
hmotnost paliva	m_pal	kg	270,87	121,40	168,84	608,63	438,58	693,85	144,72	434,16
hmotnost paliva/MTOM		-	0,124422	0,070379	0,080400	0,134207	0,117205	0,145684	0,385920	0,125843
prázdná hmotnost/MTOM		-	0,513551	0,473623	0,500000	0,499669	0,357563	0,457092	0,533333	0,518841
průměr vrtule		m		1,87			2,66	2,4		
plocha vrtule/výkon		m2/kw		0,012			0,015	0,022		

Příloha {1} Statistika letounů třetí část

	Značka	Jednotka	Cesna188	Ayres Trush	PA-25 Pawnee	Fletcher FU-24
Výrobce			Cesna Aircfat Company		Piper Aircraft	Fletcher Aviation
rok uvedení do provozu			1966	1976	1959	1954
země původu			USA	USA	USA	Nový Zéland
rozpětí	l	m	12,7	13,51	11,02	10,59
délka		m	8	8,89	7,55	9,7
výška		m	2,35	2,79	2,19	2,84
plocha křídla	S	m2	19	30,34	17	27,31
stř. AD tětíva křídla		m				
stř. AD tětíva VOP		m				
profil křídla kořen/konec			NACA 2412		NACA 64021	
rozpětí VOP		m				
plocha VOP	Svop	m2				
plocha SOP	Ssop	m2				
rameno VOP	Lvop	m				
rameno VOP/b_sat		m				
rameno SOP	Lsop	m				
mohutnost VOP	Hvop	-				
mohutnost SOP	Hsop	-				
poloha VOP nad křídlem		m				
poloha SOP nad křídlem		m				
zúžení křídla	$\eta$	-				
zúžení VOP	$\eta_{vop}$	-				
zúžení SOP	$\eta_{sop}$	-				
výchylky VOP		°				
výchylky SOP		°				
výchylky křídélek		°				
šťíhlost křídla	$\lambda$	-				
šťíhlost VOP	$\lambda_{vop}$	-				

štitlost SOP	λsop	-				
úhel vzepětí	ψ	°				
rozměr křidélek		m				
rozměr křidélek		% l/2	0,00	0,00	0,00	0,00
rozpětí klapek		m				
rozpětí klapek		% l/2	0,00	0,00	0,00	0,00
max výchylka klapky		°				
maximální součinitel vztlaku křídla	cLmax	-				
plošné zatížení	W/S	kg/m2	100,26	103,16	77,35	90,19
		N/m2	983,25	1011,69	758,57	884,43
výkonové zatížení	P/W	kw/kg	0,12	0,14	0,13	0,12
minimální rychlost	Vs0	km/h	92	106	98	92
max. rychlost stoupání	v_ymax	m/s	3,5	4,6	3,2	4,09
cestovní rychlost	v_ekon	km/h	113	200	198	210
pracovní rychlost	v_prac	km/h				
typ pohonné jednotky			Continental IO-520-D air-cooled flat-six	P&W R-1340	Lycoming O-540-B2B5	Lycoming IO-720-A1A
trvalý výkon		kw	220	450	175,2	300
délka vzletu		m	330		410	
max. vzlet hmotnost	MTOM	kg	1905	3130	1315	2463
prázdná hmotnost		kg	934	1678	662	1188
kapacita chem. nádrží		kg	1100	1490	545	1070
kapacita chem. nádrží		l	1100	1500	545	1200
kapacita pal nádrží	V_pal	l	210	400	136	254
hmotnost paliva	m_pal	kg	168,84	321,60	109,34	204,22
hmotnost paliva/MTOM		-	0,088630	0,102748	0,083151	0,082914
prázdná hmotnost/MTOM		-	0,490289	0,536102	0,414449	0,434430
průměr vrtule		m				
plocha vrtule/výkon		m2/kw		0,012		



Příloha {2} - Třípohledový výkres

