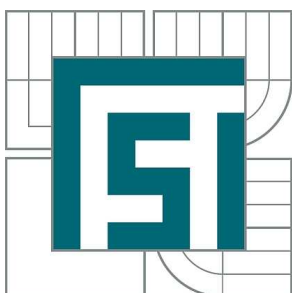


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

## JEDNOMOTOROVÝ VÍCEÚČELOVÝ DOPRAVNÍ LETOUN V KATEGORII CS/FAR 23

SINGLE-ENGINED MULTIPURPOSE TRANSPORT AEROPLANE BY THE CS/FAR 23 CATEGORY

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. LUBOŠ FIALA

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. ANTONÍN PÍŠTĚK, CSc.

BRNO 2013



Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2012/2013

## **ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE**

student(ka): Bc. Luboš Fiala

který/která studuje v **magisterském navazujícím studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

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

### **Jednomotorový víceúčelový dopravní letoun v kategorii CS/FAR 23**

v anglickém jazyce:

#### **Single-engined multipurpose transport aeroplane by the CS/FAR 23 category**

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Návrh jednomotorového víceúčelového dopravního letounu podle předpisu CS/FAR 23, kategorie Normal (9 cestujících), vycházející z konstrukčního řešení letounu L-410 resp. L 610 a s přihlédnutím k technologickým možnostem českého leteckého průmyslu. Pohonná jednotka GE H80 z GE Aviation.

Cíle diplomové práce:

Stanovit celkovou koncepci a základní rozměry k letounu. Navrhnout základní rozměry letounu, vypočítat základní aerostatické podklady, hmotový rozbor a centráže, výkony a vlastnosti. Navrhnout a doložit celkovou dispozici uspořádání kabiny pro cestovní, nákladní, výsadkovou, zdravotní, fotogrammetrickou aj. verze letounu. Nakreslit třípohledový výkres letounu a detaily zástavby pohonné jednotky a podvozku.

Seznam odborné literatury:

- [1] Jane's: All the World's Aircraft (všech vydání)
- [2] Niu, M.C.Y: Airframe Structural design, Conmilit LTD, 1991.
- [3] Prospekty a firemní podklady
- [4] Firemní podklady a technická data k motoru GE H80
- [5] Torenbeek, E.: Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, 1976
- [6] Roskam, J.: Airplane Design (Parts), The University of Kansas, 1989
- [7] Mikula, J.: Konstrukce a projektování letadel, ČVUT, Praha, 2004
- [8] Předpisy CS23 a FAR 23

Vedoucí diplomové práce: prof. Ing. Antonín Píšťek, CSc.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2012/2013.

V Brně, dne 22.11.2012

L.S.

---

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

---

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc., dr. h. c.  
Děkan fakulty

**Abstrakt**

Práce se zabývá návrhem jednomotorového letounu určeného pro přepravu až devíti cestujících. V práci je naznačeno technické řešení několika konstrukčních uzlů. Je proveden základní aerodynamický výpočet, hmotnostní rozbor a jsou spočteny některé letové výkony.

## Klíčová slova

víceúčelový letoun, GE H80, CS-23, návrh letounu, aerodynamická analýza, hmotnostní analýza

**Abstrakt**

Thesis deals with design of a single-engine aircraft. The purpose of this aircraft design is to carry up nine passengers. The work outlines technical solution of several structural elements. The design starts with aerodynamic calculations, mass analysis and concludes with calculation of flight performance and development cost estimation.

## Keywords

multi-purpose aircraft, GE H80, CS-23, aircraft design, aerodynamic analysis, mass analysis

## Bibliografická citace:

FIALA, L. *Jednomotorový víceúčelový dopravní letoun v kategorii CS/FAR 23*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 65s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.

---



### **Prohlášení**

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma Jednomotorový víceúčelový dopravní letoun v kategorii CS/FAR 23 vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů uvedených v seznamu použitých zdrojů.

Datum:.....

.....

Bc. Luboš Fiala

---





## Obsah

1	Úvod.....	1
2	Letouny podobného určení.....	2
2.1	Cessna Caravan.....	2
2.2	Pilatus PC-12 NG.....	3
2.3	EV-55 Outback.....	4
3	Základní charakteristiky navrhovaného letounu.....	5
3.1	Křídlo.....	6
3.2	Trup.....	8
3.3	Ocasní plochy.....	9
3.4	Přistávací zařízení.....	10
3.5	Pohonná jednotka.....	10
3.6	Palivová instalace.....	11
4	Obálka zatížení.....	13
4.1	Návrhové rychlosti.....	13
4.1.1	Návrhová pádová rychlost.....	13
4.1.2	Návrhová pádová rychlost pro vzletovou konfiguraci.....	13
4.1.3	Maximální horizontální rychlost letu.....	14
4.1.4	Návrhová cestovní rychlost letu.....	14
4.1.5	Návrhová rychlost střemhlavého letu.....	14
4.1.6	Návrhová obratová rychlost letu.....	14
4.1.7	Návrhové klapkové rychlosti.....	15
4.2	Násobky zatížení.....	15
4.2.1	Provozní násobky zatížení.....	15
4.2.2	Poryvové násobky zatížení.....	16
4.2.3	Násobek zatížení od poryvu při cestovní rychlosti.....	16
4.2.4	Násobek od poryvů při rychlosti střemhlavého letu.....	16
4.3	Obálky letounu.....	17
5	Hmotnostní rozbor částí letounu.....	18
5.1	První přiblížení hmotnosti křídla.....	18
5.2	Těžiště a centráže letounu.....	19
6	Aerodynamický výpočet.....	24
6.1	Stanovení maximálního součinitele vztlaku.....	24
6.1.1	Stanovení součinitelů vztlaku křídla s klapkami.....	26
6.2	Polára křídla.....	27
6.2.1	Profilový odpor křídla.....	31
6.2.2	Indukovaný odpor.....	31
6.2.3	Škodlivý odpor trupu.....	31
6.2.4	Škodlivý odpor ocasních ploch.....	32
6.2.5	Ostatní škodlivé odpory.....	32
6.2.6	Navýšení odporu vztlakovou mechanizací.....	32
6.2.7	Výpočet poláry letounu.....	33
7	Výkony.....	36
7.1	Dolet.....	36

---

---

7.2	Délka vzletu.....	37
7.3	Délka přistání.....	40
8	Uspořádání jednotlivých verzí.....	42
8.1	Cestovní verze.....	42
8.2	Výsadková verze.....	42
8.3	Požární, hlídková verze.....	42
8.4	Nákladní verze.....	43
8.5	Zdravotní verze.....	43
9	Studie nákladů na vývoj.....	44
9.1	Náklady na vývoj a výrobu prototypů letounu L-X10.....	44
9.2	Inženýrské vývojové práce (E).....	44
9.3	Zajištění vývoje.....	45
9.4	Přípravkové vybavení (T).....	45
9.5	Výroba (L).....	45
9.6	Kontrola kvality (Q/C).....	46
9.7	Materiál a výstroj (M).....	46
9.8	Náklady na vývoj.....	46
10	Závěr.....	48
11	Seznam použitých zdrojů.....	49
12	Seznam obrázků.....	50
13	Seznam tabulek.....	51
14	Seznam použitých symbolů a zkratek.....	52

---

# 1 Úvod

Víceúčelové přepravní letouny třídy general aviation létají převážně v oblastech se špatnou dostupností, nebo v oblastech kde neexistuje adekvátní silniční infrastruktura. Jako hlavní místa použití těchto letounů můžeme uvést oblast Sibíře v Rusku, rozsáhlých oblastí v Austrálii či Africe. V našich infrastrukturních podmínkách letecká doprava tohoto rozsahu, v dnešní ekonomické situaci, není rentabilní. Letouny této kategorie se soustředí na operace z nepevněných ploch a z letišť se špatným nebo dokonce žádným technickým zázemím. Za těchto složitých provozních podmínek se výborně osvědčil koncept letounu L-410.

Cílem diplomové práce je navrhnout jednomotorový turbovtulový letoun v kategorii CS-23 normal, uzpůsobený pro přepravu devíti cestujících na krátké a střední vzdálenosti, se schopností operování z nepevněných ploch. Letoun bude konstrukčně vycházet z letounu L-410 respektive L-610. Na letounu bude použita pohonná jednotka General Electric H80, vyvinutá z motoru M601. Jako výsledek práce je požadována rozměrová a hmotnostní charakteristika, schéma řešení přistávacího zařízení a první přiblížení očekávaných výkonů.

Požadavek na variabilitu vybavení kabiny letounu pro různé verze, je z důvodu větší využitelnosti a možnosti měnit rozsah a typ přepravované hmotnosti dle aktuální potřeby letu. Hlavním omezením návrhu letounu je předpis CS-23, který stanovuje maximální vzletovou hmotnost pro kategorii normal na 5670kg. Dále ustanovuje pádovou rychlost v přistávací konfiguraci na 112km/h a maximální počet devíti cestujících plus posádka.

Letouny této kategorie jsou široce rozšířeny po celém světě. Trend rostoucího zájmu zákazníků o přepravní kapacitu popisovaného letounu, je znatelný na rostoucí produkci letounu L-410, připravované modernizaci tohoto typu a dokonce na vývoji nového letounu EV-55 firmou Evektor Aerotechnik.

## 2 Letouny podobného určení

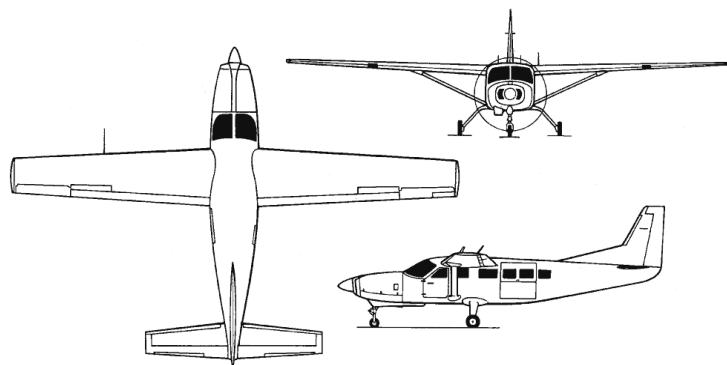
V následující části je uveden krátký popis letounů podobné specifikace, pro odhad základních parametrů v této kategorii. Jde o letouny určené pro přepravu cestujících a nákladu v regionální dopravě.

### 2.1 Cessna Caravan

Caravan je letoun vyráběný americkou firmou Cessna. Jednomotorový hornoplošník s turbovrtulovým motorem. Letoun je koncipován pro přepravu 10 až 11 cestujících. Tento počet cestujících však přesahuje limit povolený předpisem CS-23. Letoun je vyráběn řadu let, již bylo vyrobeno přes 200 letounů. Technická data jednotlivých verzí jsou v tabulce č. 1. Čerpáno z [1]

Údaj	Grand Caravan	Grand Caravan EX
Maximální vzletová hmotnost	3.629 kg	3.995 kg
Maximální přistávací hmotnost	3.538 kg	3.856 kg
Maximální užitečné zatížení	1.501 kg	1.618 kg
Maximální cestovní rychlost	344 km/h	343 km/h
Maximální dolet	1.726 km	1.476 km
Délka vzletu ( $m_{TOW}$ )	626 m	658 m
Délka přistání ( $m_{LW}$ )	495 m	560 m
Dostup	7.620 m	7.620 m
Maximální stoupavost	6,27 m/s	6,48 m/s
Pádová rychlost	113 km/h	113 km/h
Délka	11,46 m	12,67 m
Výška	4,53 m	4,52 m
Rozpětí	15,87 m	15,87 m
Plocha křídla	26 m <sup>2</sup>	26 m <sup>2</sup>
Délka kabiny	3,88 m	5,10 m
Maximální výška kabiny	1,37 m	1,37 m
Maximální šířka kabiny	1,63 m	1,63 m
Počet sedadel	8 – 10	10 – 11

Tabulka 1: Technická data letounů Caravan



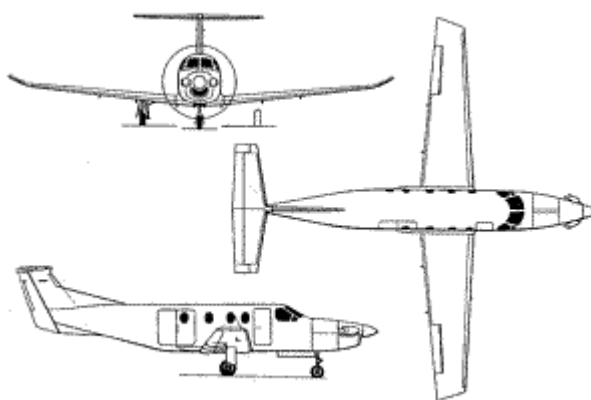
Obr. 1: Cessna Caravan

## 2.2 Pilatus PC-12 NG

Jedná se o jednomotorový turbovrtulový letoun, který je vyráběn firmou Pilatus Aircraft se sídlem ve Švýcarsku. Bylo již vyrobeno více jak 1200 kusů. Technické údaje letounu jsou uvedeny v tabulce č. 2. [2]

<b>Pilatus PC-12</b>	
Pohonná jednotka	Pratt&Whitney PT6A-67B
Maximální vzletový výkon	895 kW
Vrtule	Hartzell HC – E4A – 3D/E104077K
Průměr vrtule	2,67 m
Vnější rozměry	
Rozpětí křídel	16,28 m
Celková délka	14,4 m
Výška	4,26 m
Rozpětí ocasních ploch	5,2 m
Rozchod kol	4,53 m
Rozvor	3,48 m
Plocha křídla	25,81 m <sup>2</sup>
Rozměry kabiny pro cestující	
Délka	5,16 m
Šířka	1,52 m
Výška	1,47 m
Objem	9,34 m <sup>3</sup>
Objem zavazadlového prostoru	1,13 m <sup>3</sup>
Hmotnosti	
Maximální pojezdová	4760 kg
Maximální vzletová	4740 kg
Maximální přistávací	4500 kg
Provozní prázdná	3076 kg
Maximální hmotnost paliva	1226 kg
Zatížení s maximem paliva	458 kg

Tabulka 2: Pilatus PC-12NG Technická data



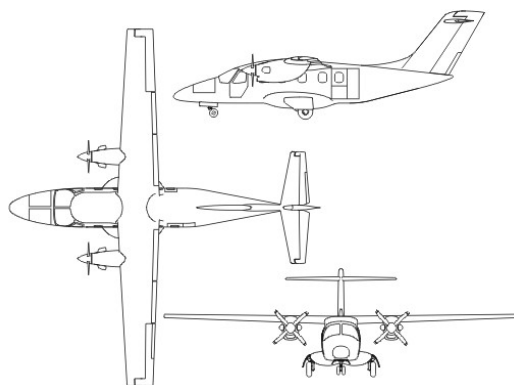
Obr. 2: Pilatus PC-12

## 2.3 EV-55 Outback

EV-55 je letoun českého výrobce Evektor z Kunovic. Letoun je celokovové hornoplošné konstrukce se dvěma turbovrtulovými motory, určený pro přepravu až devíti cestujících (s omezením předpisu CS/FAR 23). Je možné upravit letoun až pro přepravu 14 cestujících (armádní verze). Je možné přepravovat náklad o maximální hmotnosti 1824 kg. Doposud byl vyroben jediný letový kus, jsou známa jen předběžná technická data (tabulka č. 3)[3].

<b>EV-55 Outback</b>	
Pohonná jednotka	2 x Pratt&Whitney PT6A-21
Maximální vzletový výkon	2 x 400 kW
TBO	3600 hodin
Vrtule	Avia Propellers AVIA AV-844
Typ	4 – listá, stálých otáček
Průměr	2,082 m
<b>Předběžná technická data</b>	
<b>Vnější rozměry</b>	
Rozpětí křídel	16,1 m
Celková délka	14,35 m
Výška	4,66 m
Rozpětí ocasních ploch	4,8 m
Rozchod kol	2,92 m
Rozvor	4,17 m
<b>Specifikace kabiny</b>	
Počet cestujících	9 (14)
Uspořádání sedadel	1+1 (1 + 2)
<b>Rozměry kabiny pro cestující</b>	
Délka	4,48 m
Šířka	1,61 m
Výška	1,37 m
Objem	9,47 m <sup>3</sup>
<b>Objem zavazadlového prostoru</b>	
Zadní (zadní část kabiny)	2,7 m <sup>3</sup>
Přední	0,5 m <sup>3</sup>
<b>Hmotnosti</b>	
Maximální vzletová hmotnost	4600 kg
Provozní prázdná hmotnost	2626 kg
Maximální hmotnost paliva	1656 kg
Maximální užitečné zatížení	1824 kg

Tabulka 3: EV-55 Outback Technická data



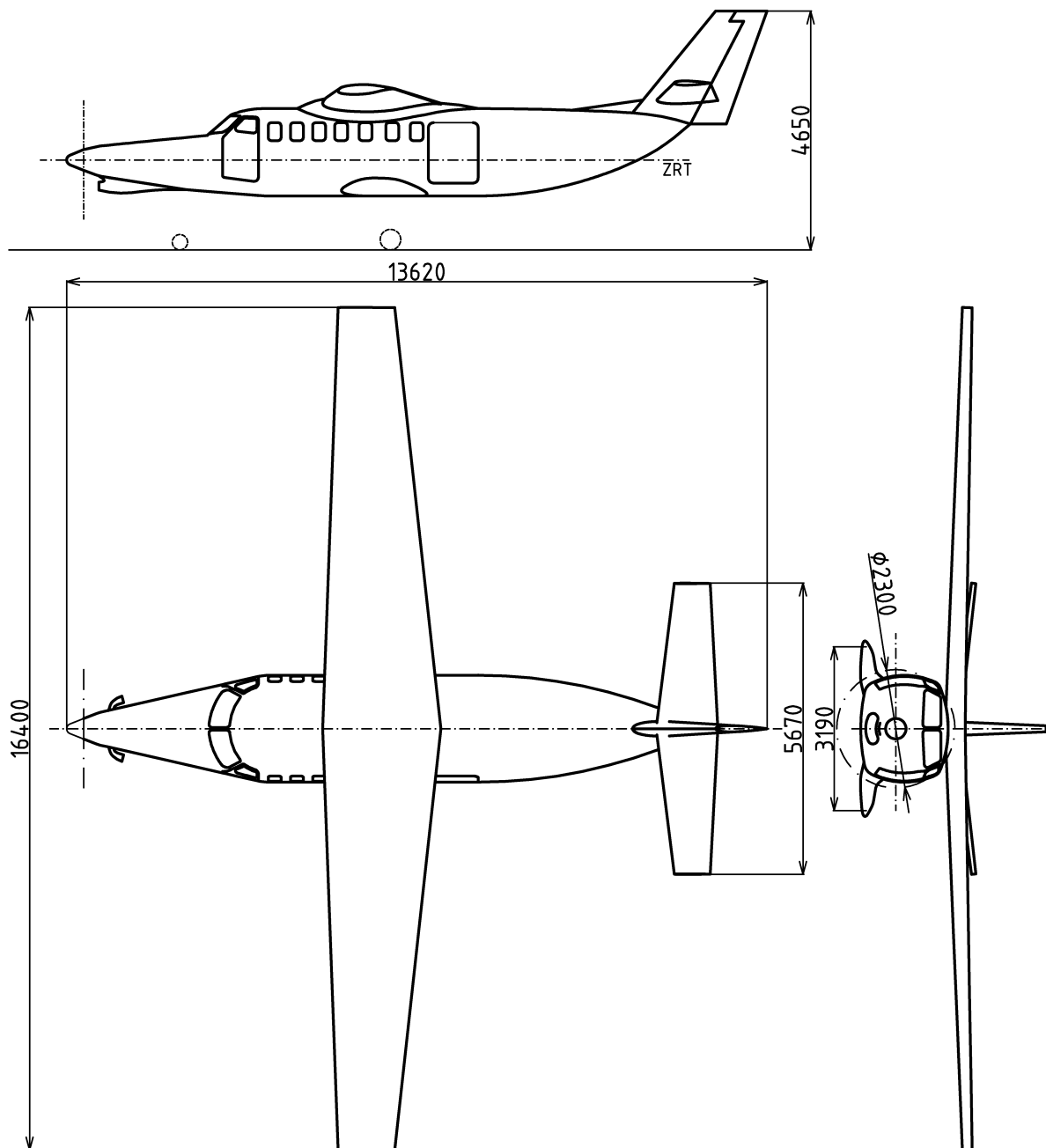
Obr. 3: EV-55 Outback

### 3 Základní charakteristiky navrhovaného letounu

Letoun L-X10 je víceúčelový celokovový hornoplošný letoun s pohonnou jednotkou tažného uspořádání a ocasionními plochami do kříže. Zatahovací podvozek je příďového typu. Základní technické údaje letounu jsou v tabulce č. 4. Rozměrové a hmotnostní odhady byly provedeny dle [4].

Název parametru	Označení [jednotka]	Hodnota
Posádka	-	2
Cestující	-	9
Motor	GE H80	
Vzletový výkon motoru	P [kW]	596
Maximální trvalý výkon	P [kW]	592
Maximální vzletová hmotnost	$m_{TOW}$ [kg]	3600
Prázdná hmotnost	$m_0$ [kg]	2000
Hmotnost paliva maximální	$m_{pal, max}$ [kg]	1170
Platící zatížení	$m_{plat}$ [kg]	963
Měrný výkon	$m_{TOW}/P$	6,04
Rozpětí	b [m]	16,4
Plocha křídla	$S_{kř}$ [m <sup>2</sup> ]	27,88
Štíhlost	$\lambda$	9,65
Plošné zatížení	$m_{TOW}/S_{kř}$ [kg/m <sup>2</sup> ]	129,12
Délka	l [m]	13,79
Výška	h [m]	4,65
Rozpětí VOP	$b_{VOP}$ [m]	6,00
Plocha VOP	$S_{VOP}$ [m <sup>2</sup> ]	6,20
Plocha SOP	$S_{SOP}$ [m <sup>2</sup> ]	3,45

Tabulka 4: Základní technické údaje letounu L-X10



Obr. 4: Muška letounu

### 3.1 Křídlo

Půdorys křídla má lichoběžníkový tvar. Konstrukce je dvounosníková poloskořepina s průběžnými nosníky. V dutinách mezi nosníky jsou integrální palivové nádrže. Pro kořen i konec křídla je použit profil MS(1)317 o tloušťce 17 %. Tento profil byl zvolen, protože poskytuje požadovaný vztlak a má vhodné aerodynamické vlastnosti (pozdvolné odtrhávání proudění při mezním úhlu náběhu)[5].

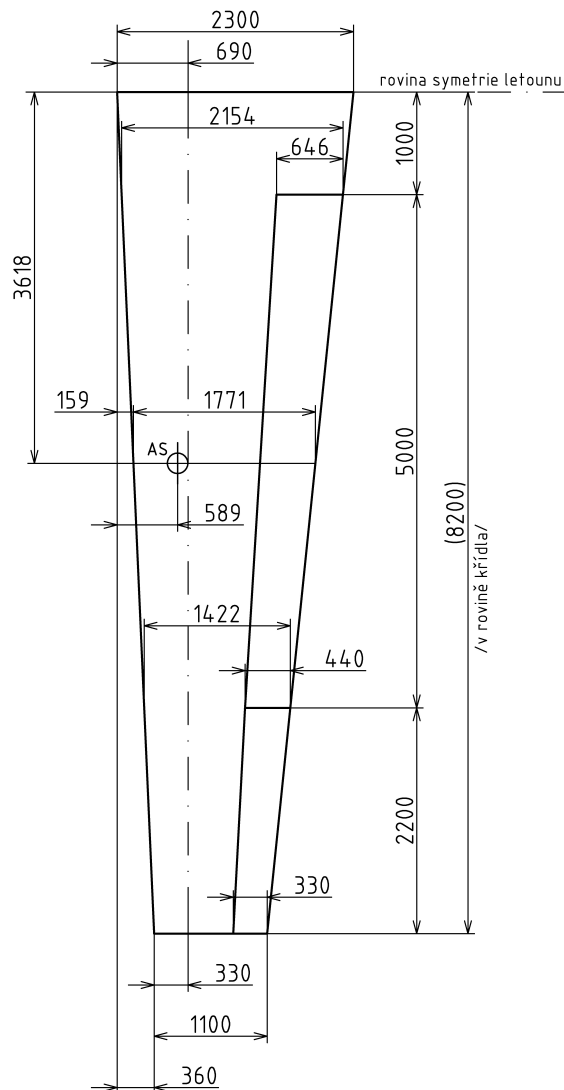


Křídlo bude vybaveno jednoduchými štěrbinovými klapkami. Podrobné informace o křídle jsou v tabulce č. 5. Půdorysný tvar křídla obr. 5.

Geometrické údaje		Označení	Hodnota	Jednotka
Profiláž:	-kořen MS(1)317		17	%
	-konec MS(1)317		17	%
Plocha		$S_{kf}$	27,880	m <sup>2</sup>
Rozpětí		$b_{kf}$	16,400	m
Štíhlost		$\lambda_{kf}$	9,647	-
Kořenová hloubka		$C_0$	2,300	m
Koncová hloubka		$C_k$	1,100	m
Zúžení		$\eta$	2,091	
Zkroucení	- aerodynamické		0	°
	- geometrické	$\Delta_k$	-2,5	°
Úhel vzepětí			1,75	°
Úhel šípů (v 30% C)		$\gamma$	0	°
Úhel nastavení kořenového profilu		$\alpha_{C_0}$	0	°
Délka SAT		$C_{SAT}$	1,771	m
Poloha SAT od osy souměrnosti		$y_{SAT}$	3,618	m
Poloha SAT od náběžné hrany		$x_{SAT}$	0,159	m
Délka SGT		$C_{SGT}$	1,7	m
Vztlakové klapky				
Poloha po polorozpětí			12,195 až 73,171	%
Rozpětí			2 x 5,000	m
Relativní hloubka z hloubky křídla			30	%
Plocha				m <sup>2</sup>
Výchylky:	- cestovní poloha		0	°
	- vzletová poloha		18	°
	- přistávací poloha		40	°

Tabulka 5: Rozměrové charakteristiky křídla

Použité štěrbinové klapky jsou ovládány elektricky, společným ovladačem umístěným v centropłanu. Ovládání klapky je pomocí torzní tyče vedené za zadním nosníkem. Úhly vychylky klapky byly zvoleny 18° pro startovní konfiguraci a 40° pro přistávací konfiguraci.



Obr. 5: Půdorysný tvar křídla

### 3.2 Trup

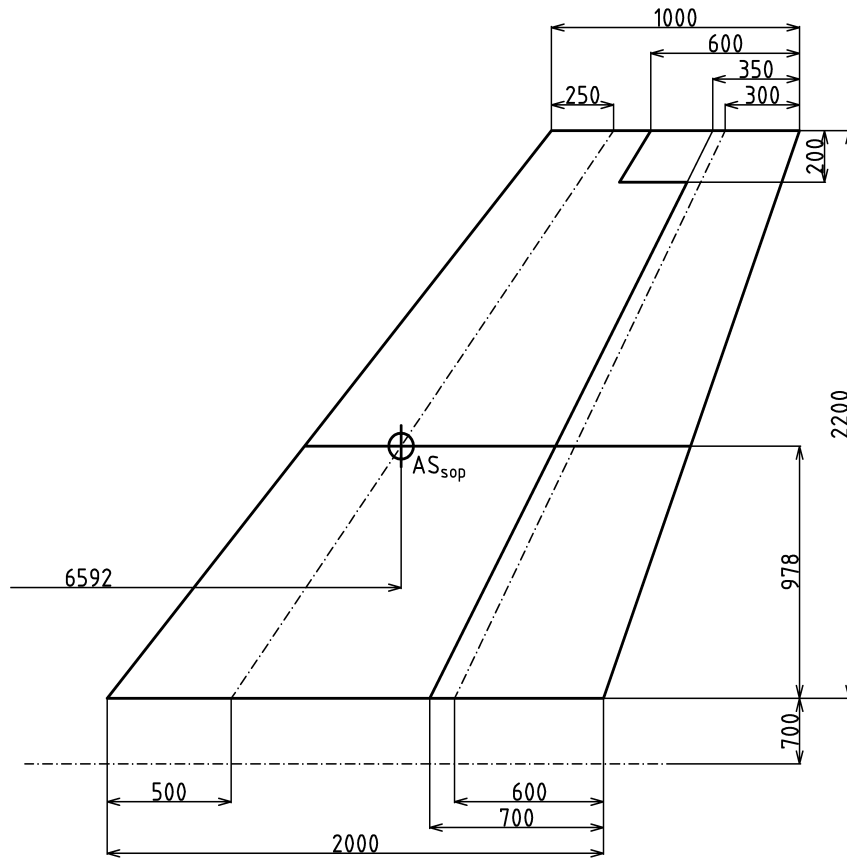
Obdobně jako křídlo, i trup je celokovová poloskořepina. Z důvodu snadnější výrobitelnosti a montáže je trup rozdělen na tři části:

- přední část se zástavbou motoru a kokpitem,
- střední část trupu od sedadel pilotů až po začátek nákladového prostoru
- zadní část trupu má konický tvar.

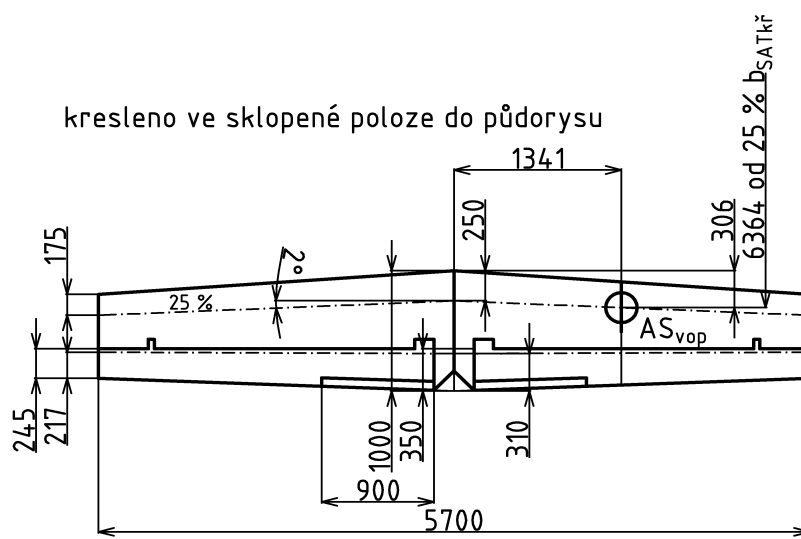
Rozměrové a objemové hodnoty trupu byly stanoveny dle literatury [6].

### 3.3 Ocasní plochy

Ocasní plochy jsou uspořádány do kříže, výškové kormidlo je uchyceno ve spodní části kýlu. Je použit pevný stabilizátor.



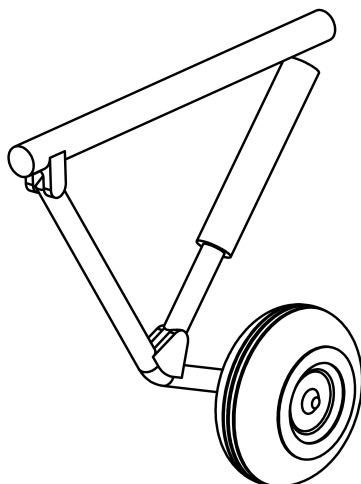
Obr. 6: Schéma svislé ocasní plochy



Obr. 7: Schéma vodorovné ocasní plochy

### 3.4 Přistávací zařízení

Řešení zatahovacího podvozku je konstrukčně velice podobné jako na letounu L-410. Na obrázku 8 je schematicky zobrazen hlavní podvozek letounu. [7]



Obr. 8: Schéma hlavního podvozku

### 3.5 Pohonná jednotka

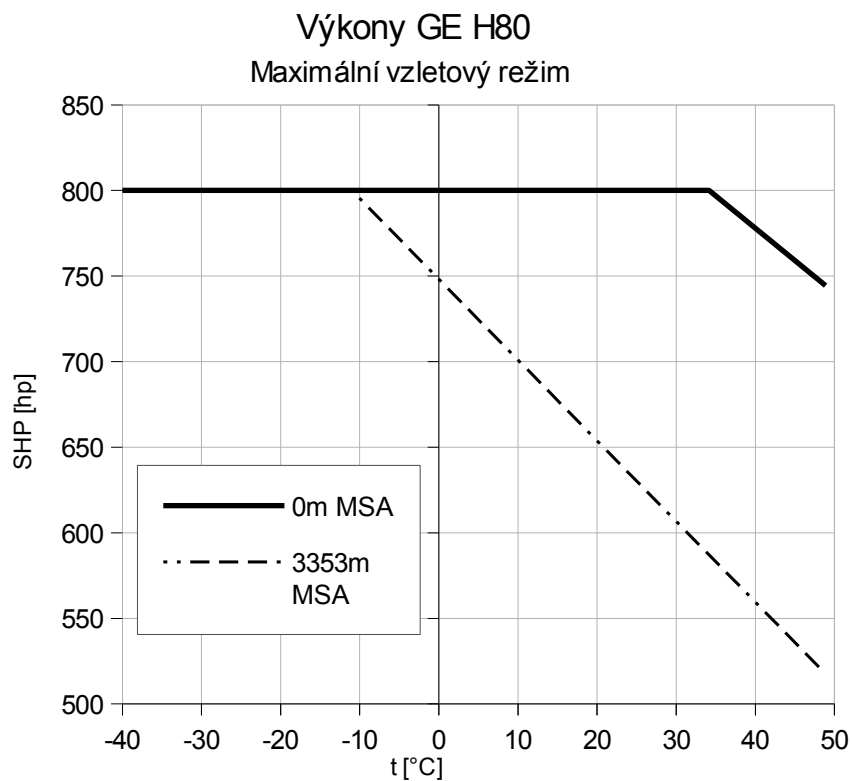
General Electric H80 je novou pohonnou jednotkou, vyvinutou z motoru české konstrukce Walter M601. Motor dodává výkon 800 koní jak pro vzletový režim, tak pro režim maximálního trvalého výkonu.

Pohonná jednotka GE H80 je vyráběna v České republice. Základní specifikace pohonné jednotky uvedena v tabulce č. 6.

Specifikace GE H80	
hladina moře – standardní den	
Výkon na výstupu	800 SHP 845 ESHP
Otáčky	plyn. Generátor (97,8%) - 35.854 min <sup>-1</sup> výstupní hřídel – 2.080 min <sup>-1</sup>
Směr rotace hřídele	po směru hod. ručiček, pohled zezadu
Hmotnost (základní suchá)	390 lbs (177 kg)
Průtok vzduchu	8,2 lb/s (37,2 kg/s)
Palivo	Jet A, Jet A-1
Olej	Mil-L 23699C
Napětí elektrického okruhu	28 VDC
Odběr vzduchu	4% (max. trvalý výkon)
TBO	3.600 hodin 6.600 cyklů
Základní záruka (co nastane dříve)	1.000 hodin 1.100 tepelných cyklů 24 měsíců

Tabulka 6: Specifikace GE H80

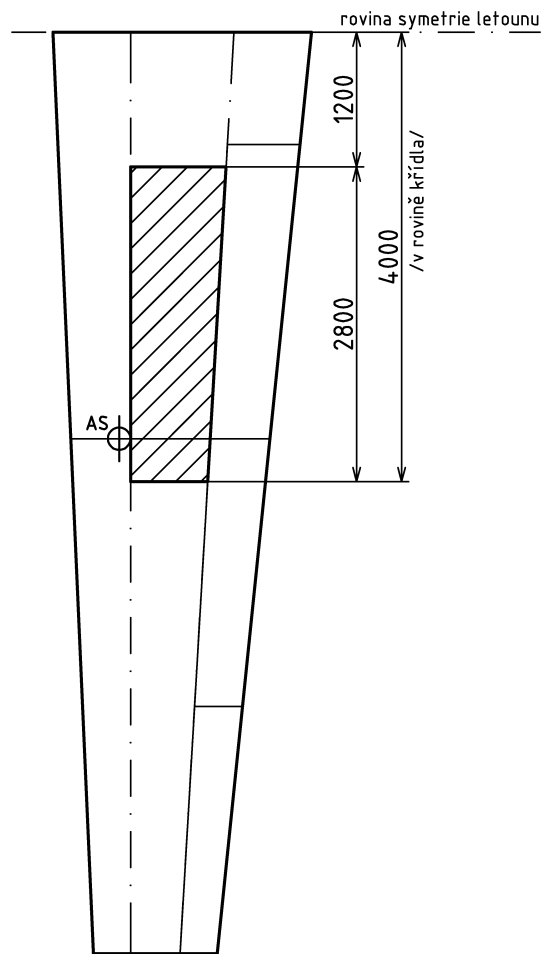
Rozsah využitelného vzletového výkonu v závislosti na vnější teplotě je znázorněn na obrázku 9.



Obr. 9: Výkon GE H80

### 3.6 Palivová instalace

Letoun je vybaven křídelními integrálními nádržemi mezi hlavním a zadním nosníkem dle obrázku 10. Palivová instalace je uzavřená přetlaková s hrdly plnění na podvozkových gondolách. Každá z obou palivových nádrží zaujímá objem 543 l. Z čehož plyne teoretická možnost nést 1176 kg paliva letounem.



Obr. 10: Schéma palivové nádrže

## 4 Obálka zatížení

Výpočet je proveden podle předpisu FAR/CS-23 [9]. Jsou stanoveny maximální povolené obrátové násobky, poryvové násobky a návrhové rychlosti. Vstupní hodnoty jsou uvedeny v tabulce č. 7. Hodnoty maximálních součinitelů vztlaku v kapitole 6.1

Vstupní hodnoty obálky letounu			
maximální vzletová hmotnost		$m_{TOW}$	3600 kg
maximální součinitel vztlaku	$\delta_k = 0^\circ$	$c_{L0^\circ}$	1,62
	$\delta_k = 18^\circ$	$c_{L18^\circ}$	2,06
	$\delta_k = 40^\circ$	$c_{L40^\circ}$	2,53
tíhové zrychlení		g	9,80665 m/s <sup>2</sup>
hustota vzduchu 0m MSA		$\rho_{0MSA}$	1,225 kg/m <sup>3</sup>
maximální obrátové násobky	kladný	$n^+$	3,44
	záporný	$n^-$	1,38

Tabulka 7: Vstupní hodnoty obálky letounu

### 4.1 Návrhové rychlosti

Výpočet ekvivalentních rychlostí letu (EAS) pro obálku letounu dle předpisu CS - 23.335.

#### 4.1.1 Návrhová pádová rychlost

Výpočet pádové rychlosti za podmínky rovnováhy vztlaku a tíhy letounu. Výpočet pádové rychlosti bez použití vztlakové mechanizace rovnice (1).

$$\frac{1}{2} \rho_{0MSA} v_s^2 c_L S_{kř} = m_{TOW} g$$

$$v_s = \sqrt{\frac{2 m_{TOW} g}{\rho_{0MSA} c_{L0^\circ} S_{kř}}} \quad (1)$$

$$v_s = \underline{\underline{129 \text{ km h}^{-1}}}$$

#### 4.1.2 Návrhová pádová rychlost pro vzletovou konfiguraci

Pro vzletovou konfiguraci jsou klapky nastaveny na 18°, tomu odpovídá pádová rychlost vypočtená ve vzorci (2).

$$v_{s18^\circ} = \sqrt{\frac{2 m_{TOW} g}{\rho_{0MSA} c_{L18^\circ} S_{kř}}} \quad (2)$$

$$v_{s18^\circ} = \underline{\underline{114 \text{ km h}^{-1}}}$$

### 4.1.3 Maximální horizontální rychlost letu

Zjednodušený odhad maximální horizontální rychlosti letu v 0m MSA, je proveden dle literatury [9]. Hodnota minimálního odporu  $c_{D0} = 0,041$  je brána z kapitoly 6.2.7.

$$v_H = \sqrt[3]{\frac{2\eta P_M}{c_{D0}\rho_0 S}} \quad (3)$$

$$v_H = \underline{\underline{327 \text{ km h}^{-1}}}$$

### 4.1.4 Návrhová cestovní rychlost letu

Návrhová cestovní rychlost je počítána dle CS-23.335 (a). Stanovená návrhová cestovní rychlost, pro kategorii normal, nesmí být menší než  $33 \cdot \sqrt{m_{TOW}/S_{kř}}$ . Pokud je poměr plošného zatížení a hmotnosti (v jednotkách [lb/ft<sup>2</sup>]) větší než 20, lze tento koeficient lineárně snížit na hodnotu 28,6 pro plošné zatížení 100 lb/ft<sup>2</sup>. Bude použit koeficient 32,645, protože hodnota plošného zatížení je 26,449 lb/ft<sup>2</sup>.

$$v_c = 32,645 \sqrt{\frac{m_{TOW}}{S_{kř} 4,882}} \quad (4)$$

$$v_c = \underline{\underline{311 \text{ km h}^{-1}}}$$

### 4.1.5 Návrhová rychlost střemhlavého letu

Výpočet dle CS-23.335(b) dle kapitoly (1)

$$v_D \geq 1,25 v_C \quad (5)$$

$$v_D = \underline{\underline{389 \text{ km h}^{-1}}}$$

Dle CS-23, kapitoly (2) s přihlédnutím ke kapitole (3), kdy plošné zatížení přesáhne 20 lb/ft<sup>2</sup> (je 26,449 lb/ft<sup>2</sup>). Po lineární interpolaci mezi hodnotami 1,4 na zatížení 20 a 1,35 na zatížení 100, vyšel koeficient rychlosti střemhlavého letu 1,396.

$$v_D \geq 1,396 v_C \quad (6)$$

$$v_D = \underline{\underline{434 \text{ km h}^{-1}}}$$

Z rovnic (5) a (6) byla zvolena návrhová rychlost střemhlavého letu 434 km/h.

### 4.1.6 Návrhová obrátová rychlost letu

Výpočet návrhové obrátové rychlosti letu proveden podle CS-23.335(c). Použitý násobek zatížení dle rovnice (10) a použitá pádová rychlost dle rovnice (1).

$$v_A = v_s \sqrt{n^+} \quad (7)$$

$$v_A = \underline{\underline{239 \text{ km h}^{-1}}}$$



### 4.1.7 Návrhové klapkové rychlosti

Pádová rychlost při plně vysunuté vztlakové mechanizaci. Výpočet proveden pro maximální součinitel vztlaku křídla s klapkami v poloze  $40^\circ$  a maximální vzletovou hmotnost letounu.

$$v_{SF} = \sqrt{\frac{2 m_{TOW} g}{\rho_{0MSA} S_{kf} c_{L40^\circ}}} \quad (8)$$

$$v_{SF} = \underline{103 \text{ km h}^{-1}}$$

Výpočet maximální provozní rychlosti s vysunutou vztlakovou mechanizací dle předpisu CS-23.345(b).

$$\begin{aligned} v_F &\geq 1,4 v_s & v_F &\geq 1,8 v_{SF} \\ v_F &\geq \underline{181 \text{ km h}^{-1}} & v_F &\geq \underline{185 \text{ km h}^{-1}} \end{aligned} \quad (9)$$

Z výpočtů je stanovena maximální konstrukční rychlost s vysunutou vztlakovou mechanizací na 185 km/h.

## 4.2 Násobky zatížení

Výpočet provozních násobků letounu byl proveden dle předpisu CS-23, oddíl 23.337 a oddíl 23.341.

### 4.2.1 Provozní násobky zatížení

Kladné provozní násobky zatížení podle předpisu CS-23 pro kategorii normal jsou stanoveny následně.

$$n^+ \geq 2,1 + \frac{24000}{m_{TOW} 2,2046 \cdot 10000} \quad (10)$$

$$n^+ = \underline{3,44}$$

Hodnota kladného násobku zatížení letounu nemusí být větší než  $n = 3,8$ . Z vypočtených hodnot byla zvolena hodnota kladného násobku  $n^+ = 3,44$ .

Záporná hodnota provozního násobku nesmí být menší než 0,4 násobek maximálního kladného přetížení.

$$n^- \geq 0,4 n^+ \quad (11)$$

$$n^- = \underline{1,376}$$

Hodnota maximálního záporného provozního násobku letounu byla zvolena  $n^- = 1,38$ .

## 4.2.2 Poryvové násobky zatížení

Výpočet násobku zatížení po vletu letounu do poryvu je počítán dle částí předpisu 23.333 a 23.341.

## 4.2.3 Násobek zatížení od poryvu při cestovní rychlosti

Násobek zatížení pro letoun po vlétnutí do poryvu při návrhové cestovní rychlosti. V daném případě je dle předpisu použita rychlost poryvu  $U_{de} = 50$  ft/s což odpovídá 15,24 m/s (dle odstavce 23.333(c)).

$$\begin{aligned} \mu_{gTO} &= \frac{2m_{TOW}}{S_{kř} \rho_{0MSA} C_{SGT} c_L^\alpha} & k_{gTO} &= \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} \\ \mu_{gTO} &= \underline{26,611} & k_{gTO} &= \underline{0,734} \\ n_{pc}^+ &= 1 + \frac{k_{gTO} \rho_{0MSA} U_{de} v_c c_L^\alpha}{2g \frac{m_{TOW}}{S_{kř}}} & n_{pc}^- &= 1 - \frac{k_{gTO} \rho_{0MSA} U_{de} v_c c_L^\alpha}{2g \frac{m_{TOW}}{S_{kř}}} \\ n_{pc}^+ &= \underline{3,178} & n_{pc}^- &= \underline{-1,178} \end{aligned} \quad (12)$$

Pro maximální vzletovou hmotnost jsou tyto násobky zatížení, dle výpočtu (12), kladný 3,178 a záporný -1,178.

Násobek zatížení od poryvu při cestovní rychlosti a minimální hmotnosti letounu  $m_{MW} = 2000$  kg, je dle výpočtu (13) roven pro kladný poryv 4,216 a pro záporný poryv nabývá hodnoty -2,216.

$$\begin{aligned} \mu_{gM} &= \frac{2m_{MW}}{S_{kř} \rho_{0MSA} C_{SGT} c_L^\alpha} & k_{gM} &= \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} \\ \mu_{gM} &= \underline{16,305} & k_{gM} &= \underline{0,664} \\ n_{pc}^+ &= 1 + \frac{k_{gM} \rho_{0MSA} U_{de} v_c c_L^\alpha}{2g \frac{m_{MW}}{S_{kř}}} & n_{pc}^- &= 1 - \frac{k_{gM} \rho_{0MSA} U_{de} v_c c_L^\alpha}{2g \frac{m_{MW}}{S_{kř}}} \\ n_{pc}^+ &= \underline{4,216} & n_{pc}^- &= \underline{-2,216} \end{aligned} \quad (13)$$

## 4.2.4 Násobek od poryvů při rychlosti střemhlavého letu

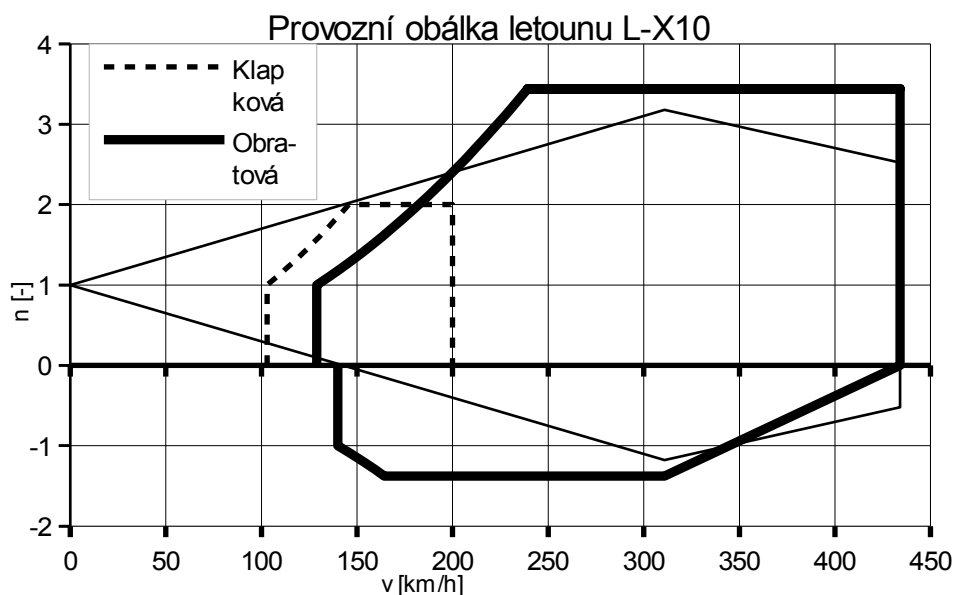
Násobek zatížení pro letoun po vlétnutí do poryvu při návrhové rychlosti strmého letu. V tomto případě je dle předpisu použita rychlost poryvu  $U_{de} = 25$  ft/s, odpovídající 7,62 m/s (dle odstavce 23.333(c)). Výpočet pro vzletovou hmotnost je ve vzorci (14). Následně pak výpočet pro let rychlostí střemhlavého letu, při minimální hmotnosti  $m_{MW} = 2000$  kg, se nachází ve vzorci (15).

$$\begin{aligned} \mu_{gTO} &= \frac{2 m_{TOW}}{S_{kř} \rho_{0MSA} C_{SGT} c_L^\alpha} & k_{gTO} &= \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} \\ \mu_{gTO} &= \underline{26,611} & k_{gTO} &= \underline{0,734} \\ n_{pD}^+ &= 1 + \frac{k_{gTO} \rho_{0MSA} U_{de} v_d c_L^\alpha}{2 g \frac{m_{TOW}}{S_{kř}}} & n_{pD}^- &= 1 - \frac{k_{gTO} \rho_{0MSA} U_{de} v_d c_L^\alpha}{2 g \frac{m_{TOW}}{S_{kř}}} \\ n_{pD}^+ &= \underline{2,520} & n_{pD}^- &= \underline{-0,520} \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \mu_{gM} &= \frac{2 m_{MW}}{S_{kř} \rho_{0MSA} C_{SGT} c_L^\alpha} & k_{gM} &= \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} \\ \mu_{gM} &= \underline{16,305} & k_{gM} &= \underline{0,664} \\ n_{pD}^+ &= 1 + \frac{k_{gM} \rho_{0MSA} U_{de} v_d c_L^\alpha}{2 g \frac{m_{MW}}{S_{kř}}} & n_{pD}^- &= 1 - \frac{k_{gM} \rho_{0MSA} U_{de} v_d c_L^\alpha}{2 g \frac{m_{MW}}{S_{kř}}} \\ n_{pD}^+ &= \underline{3,244} & n_{pD}^- &= \underline{-1,244} \end{aligned} \quad (15)$$

### 4.3 Obálky letounu

Na základě předchozích výpočtů je dále stanovena letová obálka (Obr. 11).



Obr. 11: Provozní obálka letounu

Poryvová obálka ukazuje, že pro maximální vzletovou hmotnost násobky způsobené poryvy nepřekročí oblast obratové obálky a tedy nebudou mít vliv na pevnostní návrh letounu.

## 5 Hmotnostní rozbor částí letounu

Hmotnostní odhady letounu a jeho částí budou provedeny dle [10]. Výpočet proveden dle metodiky z oblasti "Commercial Transport Airplanes".

Druhou porovnávací verzi výpočtu hmotnosti částí letounu jsou provedeny dle porovnání hmotnostních poměrů podobných letounů dle následujících dat (tabulka č. 8).

Hmotnostní rozbor vícemístných jednomotorových letounů							
Hmotnostní poměry	Cessna 210A	Beech J-35	Saab Safir	Rockwell 112 TCA	Cesnak 210J	Průměr	L-X10 [kg]
Drak	0,306	0,312	0,316	0,366	0,308	0,322	1158
Pohonná jednotka	0,199	0,201		0,189	0,171	0,190	684
Pevné vybavení	0,094	0,115		0,151	0,099	0,115	413
Prázdná hmotnost	0,598	0,628	0,620	0,705	0,578	0,626	2253
Křídlo	0,09	0,131	0,104	0,113	0,099	0,107	387
Ocasní plochy	0,024	0,02	0,023	0,033	0,025	0,025	90
Trup	0,109	0,069	0,145	0,121	0,12	0,113	406
Zabudování motoru	0,011	0,021		0,021	0,008	0,015	55
Přístávací zařízení	0,071	0,071	0,045	0,055	0,056	0,060	215

Tabulka 8: Hmotnostní rozbor podobných letounů

Díličí hodnoty budou dále pro výpočty korigovány případnými dalšími výpočty odhadu hmotnosti jednotlivých částí dle literatury [10]. V této tabulce jsou uvedeny letouny s menším počtem cestujících (maximálně 5), proto jsou tato data orientační.

### 5.1 První přiblížení hmotnosti křídla

Výpočet odhadu hmotnosti křídla letounu bude proveden dle metodiky známé jako "Torenbeek Method"

Hmotnost křídla pro letoun kategorie "Comercial Transport Airplanes" [10]:

Pro potřeby odhadu hmotnosti jsou potřebná vstupní data uvedena v tabulce č. 9. Následný výpočet byl proveden podle vzorce (16). Šípovitost křídla ve 30% je rovna 0°.

Vstupní hodnoty		
$m_{TOW}$	3600 kg	7937 lb
$m_F$	600 kg	1323 lb
$S_{kř}$	27,88 m <sup>2</sup>	300,1 ft <sup>2</sup>
$b$	16,4 m	53,8 ft
$n_{ult}$	3,44	3,44
$\lambda$	9,647	
$C_0$	2,3 m	7,55 ft
$T_{c0}$	0,391 m	1,28 ft
$m_{mzf}$	3000 kg	6614 lb
$k_w$ v podvozku	0,95	

Tabulka 9: Vstupní hodnoty hmotnosti křídla

$$W_w = 0,0017(m_{TOW} - m_F) \left( \frac{b}{\cos(\kappa_{1/2})} \right)^{0,75} \left[ 1 + \left[ \frac{6,3 \cos(\kappa_{1/2})}{b} \right]^{0,5} \right] \cdot n_{ult}^{0,55} \left( \frac{bS}{T_{c0}(m_{TOW} - m_F) \cos(\kappa_{1/2})} \right)^{0,3} \quad (16)$$

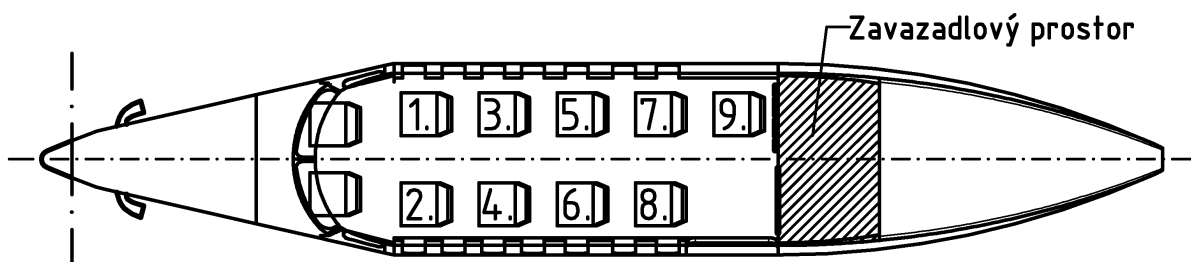
$$W_w = 325 \text{ kg}$$

Způsob uchycení podvozku mimo křídlo stanovuje koeficient  $k_w = 0,95$ . Po vynásobení předchozího odhadu tímto koeficientem je výsledná hmotnost 309 kg.

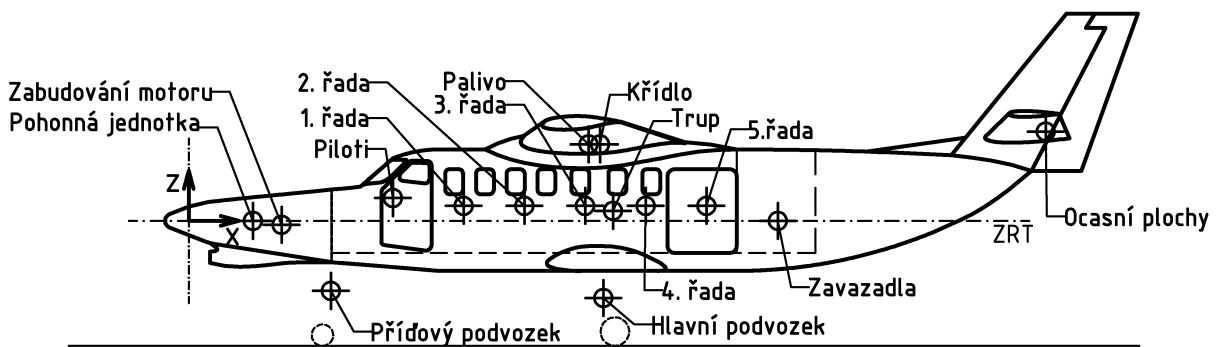
## 5.2 Těžiště a centráže letounu

Výpočet polohy těžiště a rozsahu centráží letounu, je proveden na základě hmotových odhadů v kapitolách 5 a 5.1. V následující tabulce jsou spojeny těžiště a jejich polohy. Byly uvažovány následující varianty (rozvržení sedadel Obr. 12):

- plné obsazení (Tabulka 10),
- přední centráž - dva piloti s minimem paliva (Tabulka 11),
- uspořádání pro maximální dolet (Tabulka 12).



Obr. 12: Rozvržení kabiny



Obr. 13: Rozvržení hmot

Název položky	hmotnost [kg]	x [m]	z [m]	$m \cdot x$ [kg m]	$m \cdot z$ [kg m]
Trup	700		5,94	0,14	4158,0
Křídlo	430		5,76	1,07	2476,8
Ocasní plochy	140		12	0,25	1680,0
Pohonná jednotka	340		0,9	0	306,0
Zabudování motoru	55		1,3	-0,055	71,5
Hlavní podvozek	180,0		6,05	-1,08	1089,0
Předový podvozek	80,0		1,99	-0,98	159,2
Max. Prázdná hmotnost	2000,0				
$\Sigma$	1925,0			9940,5	317,3
Posádka a vybavení					
Pilot / piloti	85,0		2,86	0,32	243,1
Cestující					
1. řada	170,0		3,85	0,21	654,5
2. řada	170,0		4,7	0,21	799,0
3. řada	170,0		5,55	0,21	943,5
4. řada	170,0		6,4	0,21	1088,0
5. řada	85,0		7,25	0,21	616,3
$\Sigma$	850			4344,35	187,85
Zavazadla (18kg/ cestující)	162		8,225		1332,45
Palivo	660		5,6		3696
$\Sigma$ Celý letoun	3597		5,4		19313,30

Poloha náběžného bodu $C_{sat}$ od náběžné hrany	0,132
$C_{sat}$ (m)	1,771
Poloha náběžné hrany	4,65
Centráž letounu [% $C_{sat}$ ]	33,161

Tabulka 10: Centráž letounu plně obsazení

Z tabulky č. 11 vyplývá že není možný let v konfigurace dvou pilotů a minima paliva. Poloha centráže by nedovolala bezpečný let. Tato konfigurace je zakázána. Po vložení zátěže do oblasti nákladového prostoru o hmotnosti 85 kg, je let možný. Toto vyvážení přinese posun centráže na hodnotu 19 %  $C_{sat}$ .

Název položky	hmotnost [kg]	x [m]	z[m]	m*x [kg m]	m*z [kg m]
Trup	700	5,94	0,14	4158,0	98,0
Křídlo	430	5,76	1,07	2476,8	460,1
Ocasní plochy	140	12	1,25	1680,0	175,0
Pohonná jednotka	340	0,9	0	306,0	0,0
Zabudování motoru	55	1,3	-0,055	71,5	-3,0
Hlavní podvozek	180,0	6,05	-1,08	1089,0	-194,4
Přídový podvozek	80,0	1,99	-0,98	159,2	-78,4
Max. Prázdná hmotnost	2000,0				
$\Sigma$	1925,0			9940,5	457,3
Posádka a vybavení					
Pilot / piloti	170,0	2,86	0,32	486,2	54,4
Cestující					
1. řada	0,0	3,85	0,21	0,0	0,0
2.řada	0,0	4,7	0,21	0,0	0,0
3.řada	0,0	5,55	0,21	0,0	0,0
4.řada	0,0	6,4	0,21	0,0	0,0
5.řada	0,0	7,25	0,21	0,0	0,0
$\Sigma$	170			486,2	54,4
Zavazadla (18kg/ cestující)	0	8,225		0	
Palivo	70	5,6		392	
$\Sigma$ Celý letoun	2165	5,0		10818,70	

Poloha náběžného bodu $C_{sat}$ od náběžného hrany	0,132
$C_{sat}$ (m)	1,771
Poloha náběžné hrany	4,65
Centráž letounu [% $C_{sat}$ ]	12,1

Tabulka 11: Přední centráž - dva piloti minimum paliva

Název položky	hmotnost [kg]	x [m]	z[m]	m*x [kg m]	m*z [kg m]
Trup	700	5,94	0,14	4158,0	98,0
Křídlo	430	5,76	1,07	2476,8	460,1
Ocasní plochy	140	12	1,25	1680,0	175,0
Pohonná jednotka	340	0,9	0	306,0	0,0
Zabudování motoru	55	1,3	-0,055	71,5	-3,0
Hlavní podvozek	180,0	6,05	-1,08	1089,0	-194,4
Příd'ový podvozek	80,0	1,99	-0,98	159,2	-78,4
Max. Prázdná hmotnost	2000,0				
$\Sigma$	1925,0			9940,5	457,3
Posádka a vybavení					
Pilot / piloti	85,0	2,86	0,32	243,1	27,2
Cestující					
1. řada	170,0	3,85	0,21	654,5	35,7
2. řada	170,0	4,7	0,21	799,0	35,7
3. řada	0,0	5,55	0,21	0,0	0,0
4. řada	0,0	6,4	0,21	0,0	0,0
5. řada	0,0	7,25	0,21	0,0	0,0
$\Sigma$	425			1696,6	98,6
Zavazadla (18kg/ cestující)	72	8,225		592,2	
Palivo	1170	5,6		6552	
$\Sigma$ Celý letoun	3592	5,2		18781,30	

Poloha náběžného bodu $C_{sat}$ od náběžného hrany	0,132
$C_{sat}$ (m)	1,771
Poloha náběžné hrany	4,65
Centráž letounu [% $C_{sat}$ ]	25,2

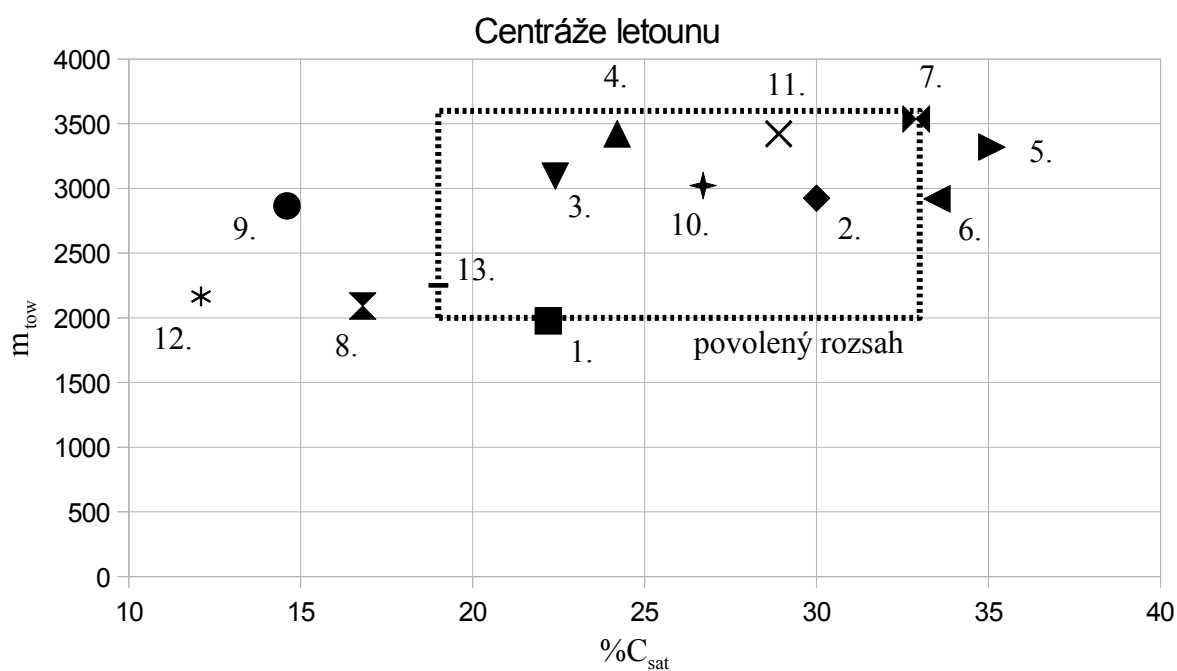
Tabulka 12: Centráž maximální dolet

Následující tabulka shrnuje všechny pravděpodobné možnosti s krajními vlivy na polohu centráže letounu (tabulka č. 13). Povolený rozsah centráže letounu je zakreslen v grafu (Obr. 14) v němž jsou data z tabulky centráží.



Případ	piloti	obsazená sedadla	zavazadla	palivo	hmotnost celkem	centráž
1.	0	0	0	70	1995	22,4
2.	0	0	0	1170	3095	30,9
3.	2	0	0	1170	3265	23,6
4.	1	1-4	72	1170	3592	25,2
5.	1	7-9	54	1170	3489	35,6
6.	1	7-9	54	660	2979	33,8
7.	1	plné obsazení	162	660	3597	33,2
8.	2	1; 2	36	660	2961	17,4
9.	2	1; 2	0	660	2925	15,2
10.	1	3-6	72	660	3082	27
11.	1	3-6	72	1170	3592	29,8
12.	2	0	0	70	2165	12,1
13.	2	0	85	70	2250	19,0

Tabulka 13: Tabulka centrází letounu



Obr. 14: Graf centrází letounu

Grafický rozbor centrází ukazuje způsob, kterým se bude řídit nakládání letounu a osazování cestujícími.

## 6 Aerodynamický výpočet

Výpočet aerodynamických vlastností letounu je provedena dle metodiky [11].

### 6.1 Stanovení maximálního součinitele vztlaku

Hodnoty maximálního součinitele vztlaku křídla byly stanoveny pomocí programu "Glauert III", s hodnotami obsaženými v tabulkách č. 14 a 15. Charakteristiky profilů v těchto tabulkách byly stanoveny z Nasa reportu [5]

Přistávací konfigurace	b/2	C	$C_{lmax}$	$C_l^\alpha$	$\alpha_0$	$\Delta_k$
	[m]	[m]	[-]	[-]	[°]	[°]
Kořen křídla	0,0	2,3	1,88	6,01	-3	0
Konec křídla	8,2	1,1	1,65	5,03	-3	-3

Tabulka 14: Vstup Glauert - přistávací konfigurace

Cestovní režim	b/2	C	$C_{lmax}$	$C_l^\alpha$	$\alpha_0$	$\Delta_k$
	[m]	[m]	[-]	[-]	[°]	[°]
Kořen křídla	0,0	2,3	2,02	6,01	-3	0
Konec křídla	8,2	1,1	1,85	5,03	-3	-3

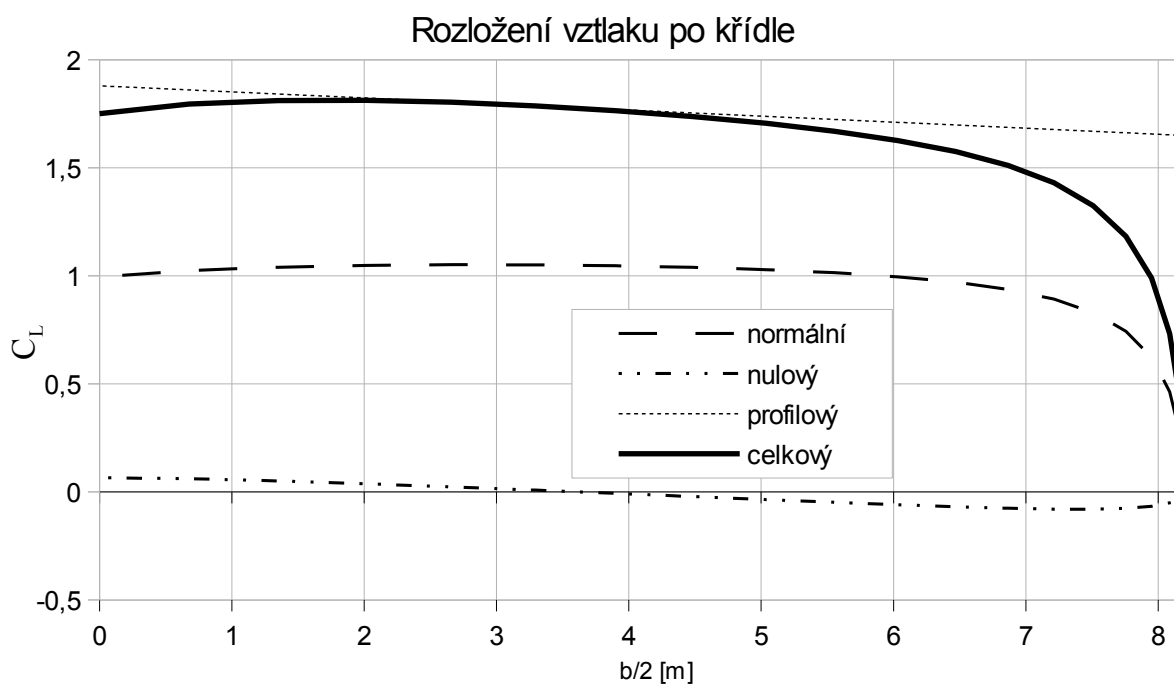
Tabulka 15: Vstup Glauert - cestovní režim

Rozložení vztlaku po rozpětí křídla a vliv kroucení je zobrazeno na Obr. 15 (celkové rozložení vztlaku pro maximální součinitel vztlaku křídla bez odtržení proudění  $c_L = 1,62$ ), vstupní hodnoty jsou v tabulce č. 16.

Poloha b/2 [m]	Součinitel vztlaku			
	normální	nulový	profilový	celkový
8,200	0,000	0,000	1,650	0,000
8,172	0,252	-0,028	1,651	0,399
8,088	0,463	-0,051	1,653	0,733
7,949	0,625	-0,066	1,657	0,991
7,756	0,744	-0,076	1,663	1,183
7,509	0,830	-0,080	1,669	1,325
7,212	0,892	-0,079	1,678	1,431
6,865	0,938	-0,075	1,688	1,512
6,471	0,971	-0,068	1,699	1,575
6,033	0,996	-0,059	1,711	1,626
5,554	1,015	-0,048	1,724	1,670
5,037	1,029	-0,035	1,739	1,706
4,485	1,040	-0,021	1,754	1,738
3,903	1,047	-0,007	1,771	1,765
3,294	1,051	0,008	1,788	1,787
2,663	1,052	0,024	1,805	1,804
2,013	1,049	0,038	1,824	1,813
1,350	1,040	0,051	1,842	1,812
0,677	1,025	0,062	1,861	1,796
0,000	0,996	0,066	1,880	1,752

Tabulka 16: Rozložení vztlaku po rozpětí

Z programu Glauert byla vypočtena hodnota maximálního součinitele vztlaku křídla bez vztlakové mechanizace  $c_{L0^\circ} = 1,62$  a sklon vztlakové čáry křídla  $c_L^\alpha = 4,66 \text{ rad}^{-1}$ .



Obr. 15: Rozložení vztlaku po rozpětí

### 6.1.1 Stanovení součinitelů vztlaku křídla s klapkami

Stanovení hodnot vztlaku křídla s klapkami jsou provedena podle metodiky literatury [11].

Základem metodiky z použité literatury je výpočet přírůstku vztlaku na křídle s klapkou po celém rozpětí. Klapka zvýší vztlak křídla dvěma způsoby:

- zvětšenou plochou křídla (prodloužení tětiny křídla vlivem vysunutí klapky)
- změnou obtékání profilu křídla po vysunutí vztlakové mechanizace

Pro výpočet přírůstku vztlaku křídla je použit vzorec (17).

$$\Delta c_L = \Delta c_L' \left[ \frac{b'}{b} \frac{a}{a_6} + \frac{c_{Lkř}}{\Delta c_L'} \left( \frac{b'}{b} - 1 \right) \right] \quad (17)$$

- $\Delta c_L'$  přírůstek součinitele vztlaku vztažený na zvětšenou hloubku křídla při standardní štíhlosti 6. Hodnoty odečteny z literatury [11, obr. 50]. Pro hodnotu výchyly klapky  $18^\circ$   $\Delta c_{L18}' = 0,527$ , pro hodnotu výchyly klapky  $40^\circ$   $\Delta c_{L40}' = 0,968$
- $b'$  zvětšení hloubky křídla způsobené vysunutím vztlakové mechanizace. V tomto případě je tato hodnota zjednodušena. Při výchylyce  $18^\circ$  je uvažováno zvětšení hloubky křídla o 20% hloubky klapky a pro výchyly  $40^\circ$  je brán nárůst o 50% hloubky klapky. Tudíž poměr  $b'/b = 1,06$  respektive 1,15 (hloubka klapky je 30%)
- $a/a_6$  poměr sklonu vztlakových čar křídla se štíhlostí  $\lambda$  a se štíhlostí 6. V tomto případě je brán sklon vztlakové čary neměnný s výchyly klapky.  $a/a_6 = 1$

Korekce pro snížení vlivu vztlakové mechanizace, dle reálného poměru plochy vtlakové mechanizace ku ploše celého křídla, je provedena pomocí opravného součinitele  $K_L$ . Hodnoty součinitele převzaty z literatury [11, obr. 56].

$$K_L = K_{L1} - K_{L2} \quad c_L = K_L \Delta c_{Lxx^\circ} + c_{L0^\circ} \quad (18)$$

	$b_k/b$	$K_L$	
1.	0,741	0,827	0,671
2.	0,123	0,156	

Tabulka 17: Opravný součinitel klapky

	$18^\circ$	$40^\circ$
$\Delta c_L'$	0,527	0,968
$b'/b$	1,060	1,150
$\Delta c_L$	0,656	1,356
$c_{Lmax}$	2,060	2,530

Tabulka 18: Součinitel vztlaku křídla

## 6.2 Polára křídla

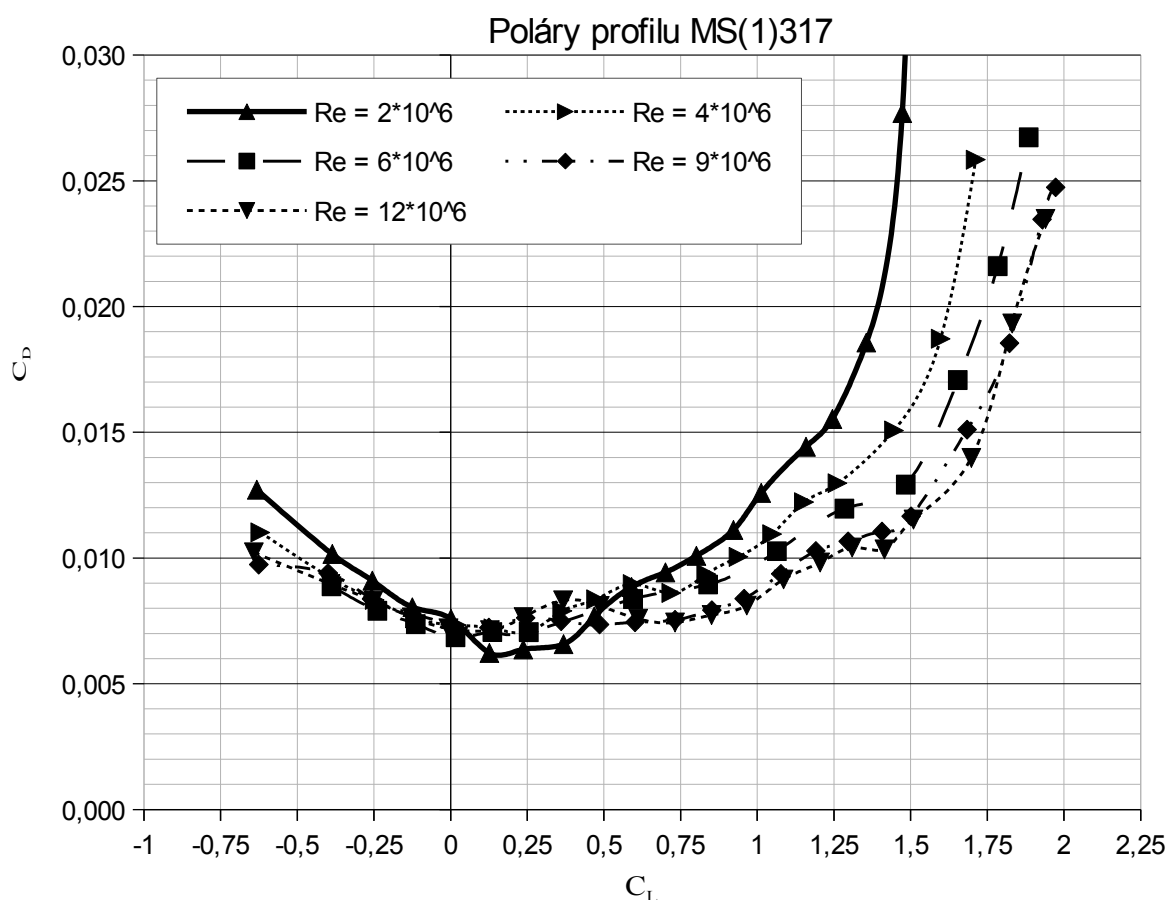
Křídlo má v kořeni i na konci stejný profil MS(1)317. Z NASA - reportu [5], byly odečteny charakteristiky tohoto profilu. Poláry profilu pro měřená Reynoldsova čísla jsou znázorněna na Obr. 16.

Pro potřeby výpočtu byla vypočtena závislost vztlaku a odporu na Reynoldsově čísla, což je vyobrazeno v tabulce č. 19 a Obr. 17.

Změna vztlaku a odporu na Reynoldsově čísla (MS(1)317)										
	-0,25	0	0,25	0,5	0,75	1	1,25	1,5	1,75	1,85
2000000	0,0092	0,0077	0,0064	0,0080	0,0100	0,0124	0,0160	0,0347		
4000000	0,0084	0,0073	0,0071	0,0081	0,0088	0,0106	0,0130	0,0166	0,0291	0,0320
6000000	0,0079	0,0068	0,0071	0,0082	0,0087	0,0099	0,0118	0,0134	0,0202	0,0249
9000000	0,0085	0,0074	0,0076	0,0074	0,0076	0,0086	0,0105	0,0117	0,0165	0,0207
12000000	0,0084	0,0073	0,0079	0,0082	0,0076	0,0084	0,0101	0,0116	0,0156	0,0197

Tabulka 19: Tabulka změny vztlaku a odporu na Reynoldsově čísla

Pro další výpočet je nejdříve potřeba určit Reynoldsova čísla pro kořenový a koncový profil při minimální a maximální rychlosti. Potřebná data v tabulce č. 20. Výpočet pro kořenový profil křídla je ve vzorci (20) a výpočet pro koncový profil křídla je ve vzorci (19).

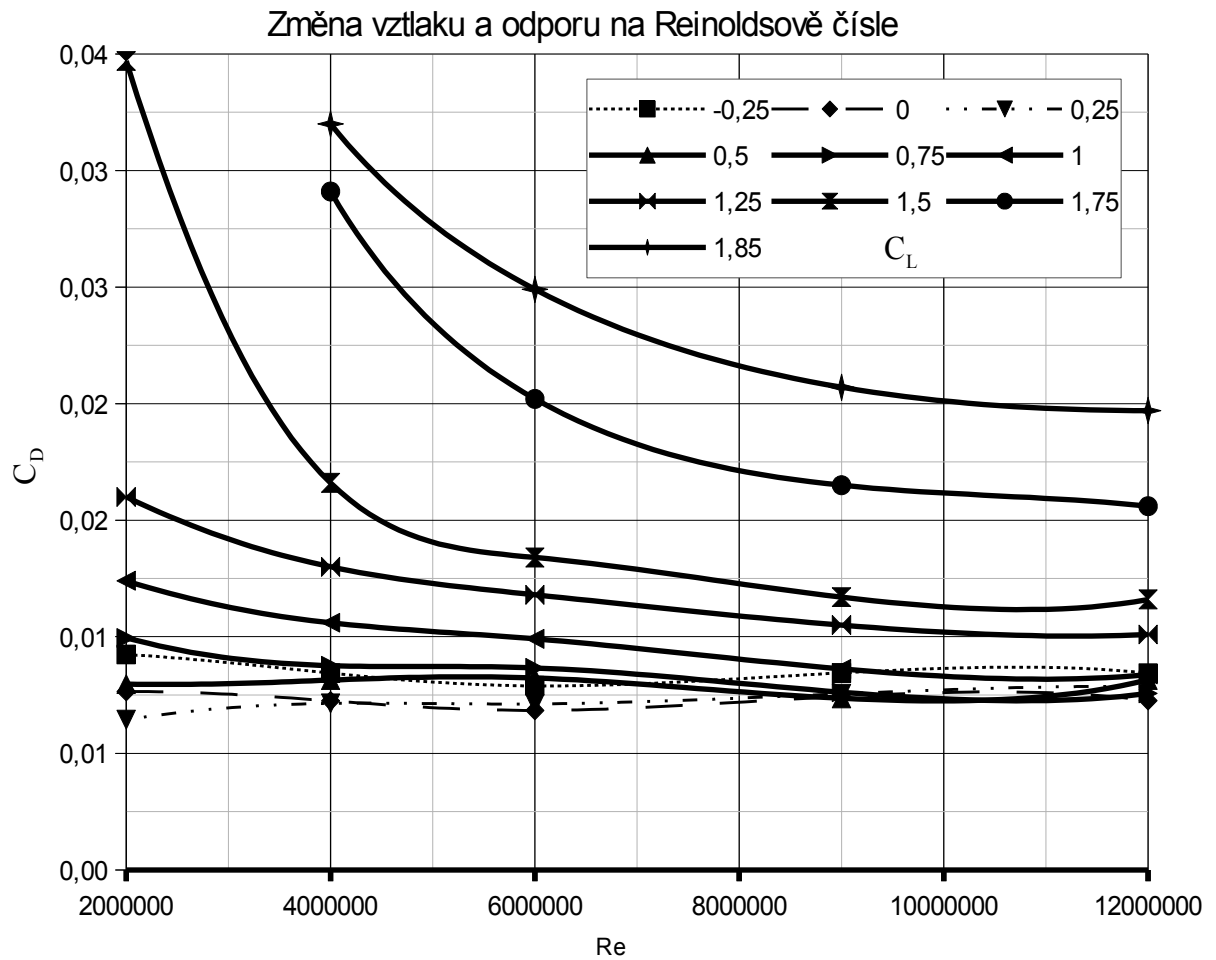


Obr. 16: Polára profilu MS(1)317

minimální rychlost	35 m/s
maximální rychlost (H = 3 km)	120,55 m/s
hloubka kořenového profilu	2,3 m
hloubka koncového profilu	1,1 m
kinematická viskozita vzduchu	
$\nu_0$ (H = 0 m)	$1,461E-05 \text{ m}^2\text{s}^{-1}$
$\nu_3$ (H = 3 km)	$1,863E-05 \text{ m}^2\text{s}^{-1}$

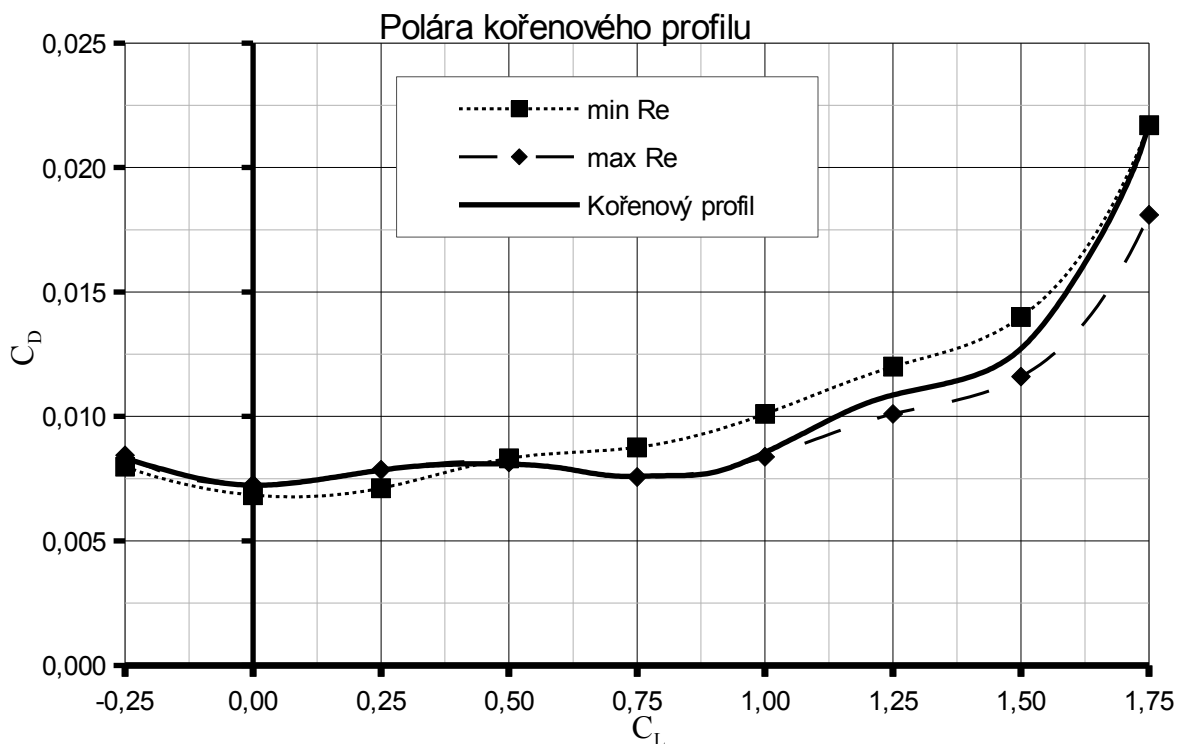
Tabulka 20: Data výpočtu Reynoldsových čísel

$$\begin{aligned}
 Re_{kmin} &= \frac{C_k v_{min}}{\nu_0} & Re_{kmin} &= \frac{C_k v_{min}}{\nu_0} \\
 Re_{kmin} &= \frac{1,1 \cdot 35}{1,46072 \cdot 10^{-5}} & Re_{kmin} &= \frac{1,1 \cdot 120,55}{1,86303 \cdot 10^{-5}} & (19) \\
 Re_{kmin} &= 2,636 \cdot 10^6 & Re_{kmin} &= 7,118 \cdot 10^6
 \end{aligned}$$



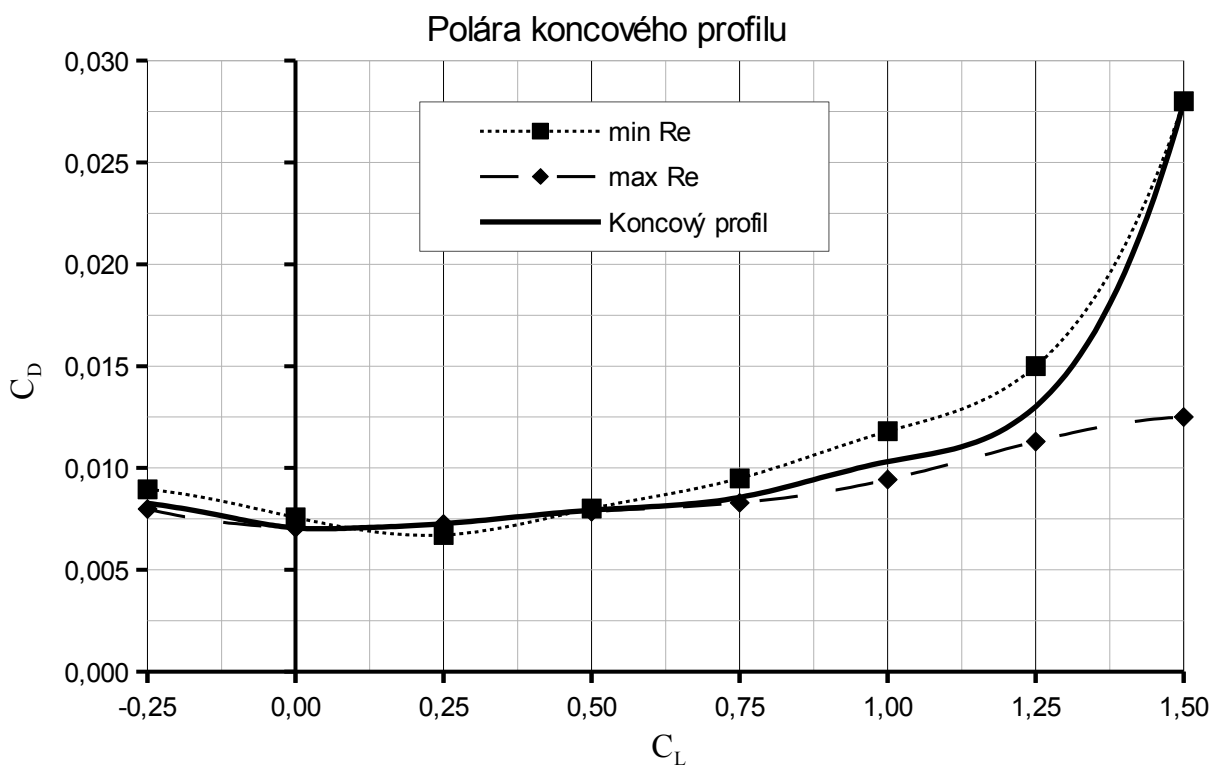
Obr. 17: Graf změny vztlaku a odporu na Reynoldsově čísle

$$\begin{aligned}
 Re_{0min} &= \frac{C_0 v_{min}}{v_0} & Re_{0max} &= \frac{C_0 v_{max}}{v_3} \\
 Re_{0min} &= \frac{2,3 \cdot 35}{1,46072 \cdot 10^{-5}} & Re_{0max} &= \frac{2,3 \cdot 120,55}{1,86303 \cdot 10^{-5}} \\
 Re_{0min} &= 5,511 \cdot 10^6 & Re_{0max} &= 14,883 \cdot 10^6
 \end{aligned}
 \tag{20}$$



Obr. 18: Polára kořenového profilu

Pro vypočtení Reynoldsova čísla profilů byla odečtena vztlaková čára pro dané parametry. Vyobrazení těchto polár koncového a kořenového profilu jsou v Obr. 18 a 19.



Obr. 19: Polára koncového profilu



### 6.2.1 Profilový odpor křídla

Úhel nastavení koncového profilu ku nabíhajícímu proudu vzduchu dostaneme dle vzorce (21).

$$\alpha_k = \alpha_0 + \Delta_K \quad (21)$$

$\Delta_K$  bylo určeno iteračním postupem, při kterém bylo kontrolováno místo odtržení proudu na křídle a tato poloha posuzována ku poloze křídélka. Z tohoto řešení byla zvolena hodnota zkroucení křídla  $-3^\circ$ .

Změna součinitele vztlaku a odporu po rozpětí křídla bude brána jako lineární změna místních součinitelů. K tomuto výpočtu budou sloužit příslušné koeficienty obsažené ve vzorci (22).

$$\begin{aligned} k_0 &= \frac{1}{3} \frac{2C_0 + C_k}{C_0 C_k} & k_k &= \frac{1}{3} \frac{2C_k + C_0}{C_0 C_k} \\ k_0 &= 0,559 & k_k &= 0,441 \end{aligned} \quad (22)$$

$$c_L = k_0 c_{L0}' + k_k c_{Lk}' \quad c_{Dp} = k_0 c_{Dp0}' + k_k c_{Dpk}'$$

Součinitele profilového odporu vzduchu je nutno upravit dle konfigurace letounu (křídlo - trup). Pro hornoplošník je tento koeficient  $k_I = 0,98$ . Plocha překrytí trupu a křídla byla určena o velikosti:  $S_I = 4 \text{ m}^2$ .

Navýšení profilového odporu křídla při vysunutí vztlakové mechanizace je možné zjednodušeným způsobem upravit vynásobením opravným součinitelem, který činí pro šterbinové klapky hodnotu 1,4.

$$c_{Dp} = 1 - k_1 \frac{S_1}{S} \quad (23)$$

Hodnoty výpočtu profilového odporu jsou obsaženy v tabulkách č. 23 a 24.

### 6.2.2 Indukovaný odpor

Vliv indukovaného odporu je vyjádřen vzorcem (24).

$$\begin{aligned} \lambda_e &= \frac{l^2}{S} \frac{K}{1 - \frac{S_1}{S}} & c_{Di} &= \frac{c_L^2}{\pi \lambda_e} (1 + \delta) \\ \lambda_e &= 11,04 \end{aligned} \quad (24)$$

Výpočet též obsažen v tabulkách č. 23 a 24.

### 6.2.3 Škodlivý odpor trupu

Za předpokladu, že trup negeneruje žádný vztlak a generuje jen třecí odpor, je možné jeho vliv zahrnout následujícím výpočtem.

Velikost omočené plochy trupu a štíhlost trupu byla stanovena předběžně pomocí vzorce (25).

$$\begin{aligned}
 F_{tr} &= 2,85 L_{tr} \sqrt{S_{tr}} & \lambda_{tr} &= \frac{L_{tr}}{\sqrt{4 \frac{S_{tr}}{\pi}}} \\
 F_{tr} &= 33,58 \text{ m}^2 & \lambda_{tr} &= 5,767
 \end{aligned}
 \tag{25}$$

Odhadovaný škodlivý odpor trupu byl stanoven dle vzorce (26)

$$\begin{aligned}
 c_{D\delta TR}' &= c_f \eta_c \frac{F_{tr}}{S_{tr}} + \Delta c_{dTR}' \\
 c_{D\delta TR}' &= 0,0291
 \end{aligned}
 \tag{26}$$

Hodnota koeficientu  $\Delta c_{dTR}'$  vyjadřující zvýšení odporu trupu vlivem změny obtékání, způsobené vyčnívajícími částmi, byla určena dle literatury [11] obr. 33 jako 0,005.

### 6.2.4 Škodlivý odpor ocasních ploch

S ohledem na konstrukční podobnost ocasních ploch tohoto letounu a letounu L 410 UVP, bude odhad škodlivého odporu ocasních ploch proveden dle hodnot odporů ocasních ploch letounu L 410 UVP. Potřebné vstupní a výsledné hodnoty jsou v tabulce č. 21.

$$c_{Dx} = \frac{S_x}{S_{x410}} \frac{S_{410}}{S} c_{Dx410}
 \tag{27}$$

	$S_{kř}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{vop}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{sop}$ [m <sup>2</sup> ]	$c_{Dvop}$ [-]	$c_{Dsop}$ [-]
L-X10	27,88	4,85	3,3	0,0020	0,0011
L 410 UVP	34,86	9,56	7,298	0,0032	0,0019

Tabulka 21: Škodlivý odpor ocasních ploch

### 6.2.5 Ostatní škodlivé odpory

Velikost škodlivých odporů byla určena dle [11].

Vliv nýtů na křídlech při použití zapuštěných hlav nýtů je možno volit jako

$$c_{D\delta} = 0,0006$$

Příspěvek k odporu od zástavby klapek je závislý na přesnosti provedení. Pro tento případ byla zvolena hodnota:

$$c_{D\delta} = 0,0009$$

Příspěvek od křidélek:

$$c_{D\delta} = 0,0003$$

Vliv turbulence proudu za tažnou vrtulí:

$$c_{D\delta} = 0,0003$$

### 6.2.6 Navýšení odporu vztlakovou mechanizací

Na letounu je použita jednošterbinová klapka o hloubce 30% tětiny křídla. Výpočet zvýšení odporu je proveden obdobně jako v kapitole 6.1.1

Pro tento typ klapky byla přímo z obr. 63. [11] odečtena hodnota přírůstku součinitele  $\Delta c_D$ . Určení součinitele  $K_D$  bylo obdobné jako u výpočtu přírůstku vztlaku.

$b_k/b$	$K_D$		$\Delta c_D$
0,741	0,806	0,654	0,0142
0,123	0,152		0,0714

Tabulka 22: Navýšení odporu vztlakovou mechanizací

## 6.2.7 Výpočet poláry letounu

Výstup z předcházejících výpočtů shrnují následující tabulky č. 23 a 24.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\alpha_{a0}$	$c_{L0}$	$c_{D0}$	$\alpha_{ak}$	$c_{lk}$	$c_{dk}$	$K_0 c_{L0}$	$K_0 c_{D0}$	$k_k c_{lk}$	$k_k c_{dk}$	$c_L$	$c_D'$
-1	0,247	0,0078	-4	-0,120	0,0077	0,138	0,0044	-0,053	0,0034	0,085	0,0078
0	0,361	0,0081	-3	0,000	0,0071	0,202	0,0045	0,000	0,0031	0,202	0,0077
1	0,47	0,0082	-2	0,127	0,0070	0,263	0,0046	0,056	0,0031	0,319	0,0077
2	0,59	0,0080	-1	0,247	0,0072	0,330	0,0045	0,109	0,0032	0,439	0,0076
3	0,69	0,0077	0	0,361	0,0075	0,386	0,0043	0,159	0,0033	0,545	0,0076
4	0,83	0,0078	1	0,470	0,0078	0,464	0,0044	0,207	0,0034	0,671	0,0078
5	0,94	0,0084	2	0,590	0,0081	0,525	0,0047	0,260	0,0036	0,786	0,0083
6	1,06	0,0096	3	0,690	0,0083	0,592	0,0054	0,304	0,0037	0,897	0,0090
7	1,16	0,0105	4	0,800	0,0089	0,648	0,0059	0,353	0,0039	1,001	0,0098
8	1,28	0,0114	5	0,920	0,0098	0,715	0,0064	0,406	0,0043	1,121	0,0107
9	1,36	0,0123	6	1,020	0,0105	0,760	0,0069	0,450	0,0046	1,210	0,0115
10	1,45	0,0131	7	1,120	0,0120	0,810	0,0073	0,494	0,0053	1,304	0,0126
11	1,53	0,0141	8	1,200	0,0131	0,855	0,0079	0,529	0,0058	1,384	0,0137
12	1,61	0,0156	9	1,300	0,0154	0,900	0,0087	0,574	0,0068	1,473	0,0155
13	1,67	0,0178	10	1,370	0,0178	0,933	0,0099	0,604	0,0079	1,538	0,0178
14	1,74	0,0214	11	1,430	0,0217	0,972	0,0120	0,631	0,0096	1,603	0,0215

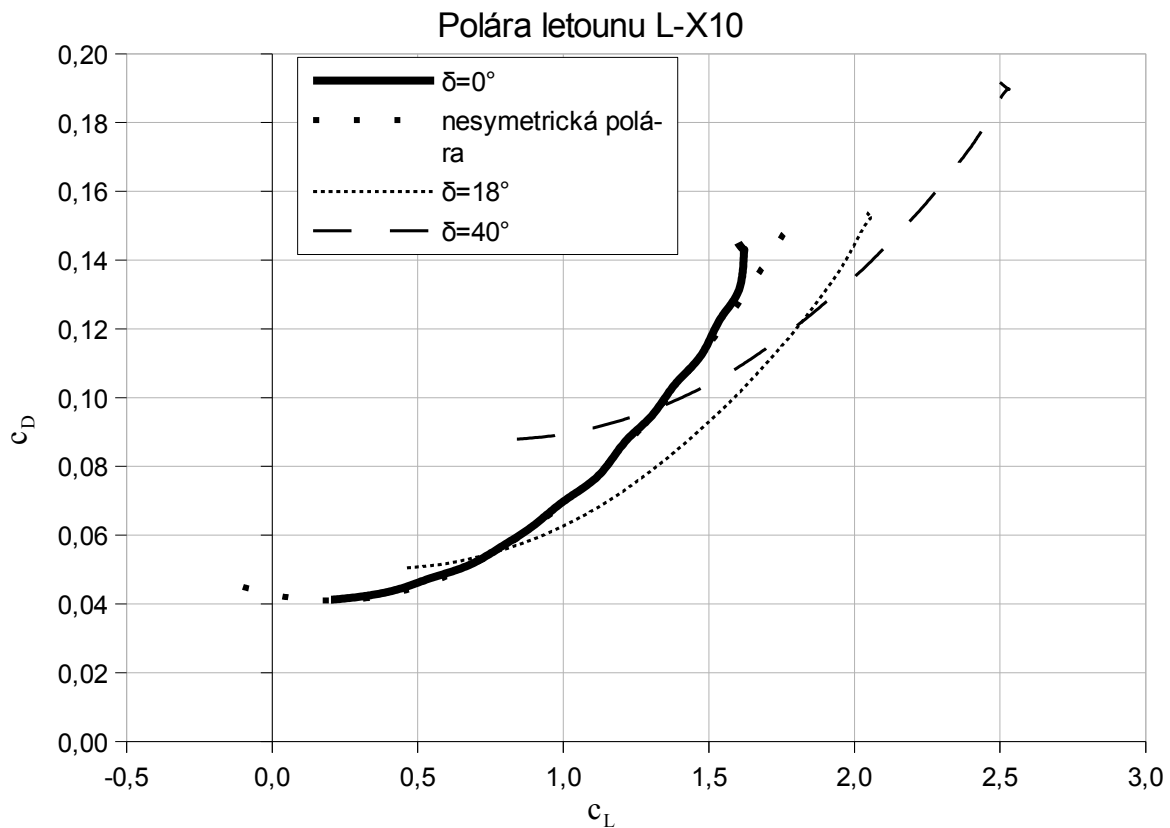
Tabulka 23: Výpočet poláry 1.část - čistá konfigurace

Výsledná polára letounu je určena dle předcházejícího výpočtu a zobrazena na Obr. 20.

1	13	14	15	16	17	18	19	20	21
$\alpha_{a0}$	$c_{dp}$	$c_L^2$	$c_{di}$	$\Delta c_{dk}$	$c_D$	$c_{L18^\circ}$	$c_{L40^\circ}$	$c_{D18^\circ}$	$c_{D40^\circ}$
-1	0,0067	0,0072	0,0002	0,0000	0,0412	0,4633	0,8406	0,0505	0,0879
0	0,0066	0,0407	0,0012	0,0002	0,0423	0,5847	0,9690	0,0516	0,0890
1	0,0066	0,1016	0,0030	0,0005	0,0444	0,7063	1,0977	0,0537	0,0911
2	0,0066	0,1924	0,0057	0,0010	0,0475	0,8312	1,2298	0,0568	0,0942
3	0,0065	0,2969	0,0087	0,0015	0,0511	0,9416	1,3466	0,0604	0,0978
4	0,0067	0,4505	0,0132	0,0023	0,0566	1,0730	1,4857	0,0659	0,1033
5	0,0071	0,6171	0,0181	0,0032	0,0627	1,1921	1,6116	0,0720	0,1094
6	0,0078	0,8042	0,0236	0,0042	0,0699	1,3077	1,7340	0,0791	0,1165
7	0,0084	1,0024	0,0295	0,0052	0,0774	1,4163	1,8489	0,0867	0,1241
8	0,0092	1,2570	0,0369	0,0065	0,0869	1,5411	1,9810	0,0962	0,1336
9	0,0099	1,4641	0,0430	0,0076	0,0948	1,6335	2,0787	0,1041	0,1415
10	0,0108	1,7015	0,0500	0,0088	0,1040	1,7318	2,1827	0,1132	0,1507
11	0,0117	1,9166	0,0563	0,0099	0,1123	1,8150	2,2707	0,1216	0,1590
12	0,0133	2,1704	0,0638	0,0113	0,1227	1,9074	2,3685	0,1319	0,1694
13	0,0153	2,3644	0,0695	0,0123	0,1313	1,9744	2,4394	0,1406	0,1780
14	0,0185	2,5704	0,0755	0,0133	0,1417	2,0426	2,5116	0,1509	0,1884

Tabulka 24: Výpočet poláry 2.část - čistá konfigurace

Z poláry letounu pro cestovní konfiguraci byla odečtena hodnota minimálního koeficientu odporu  $c_{D0} = 0,041$ .



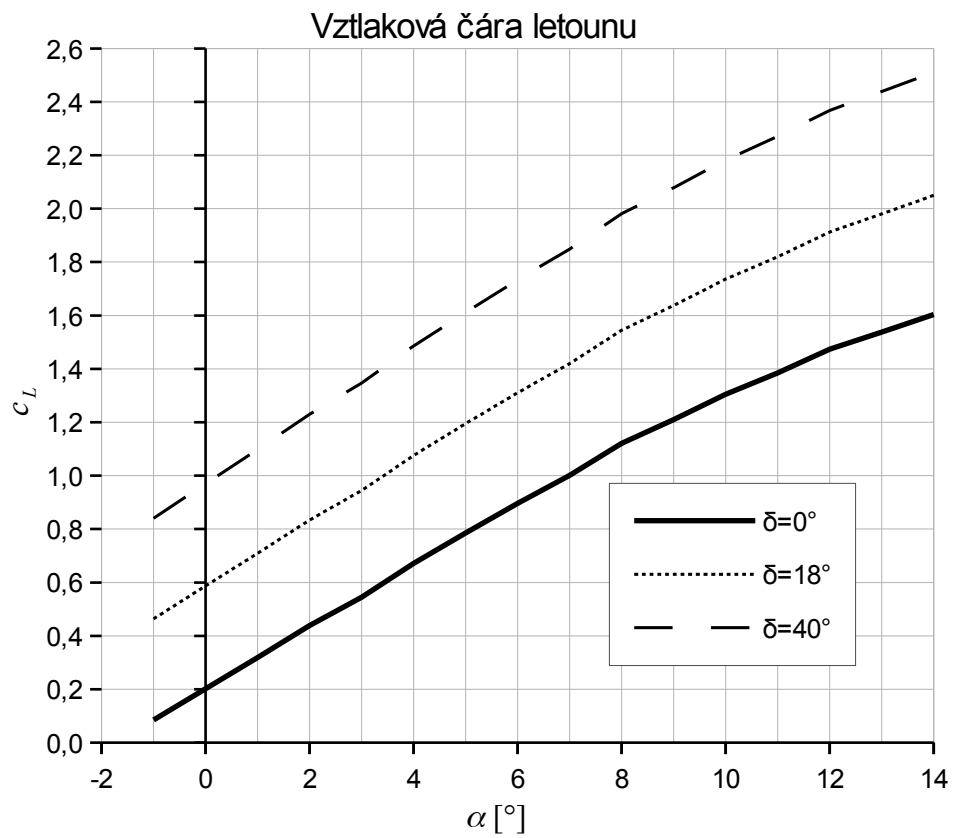
Obr. 20: Polára letounu

Po proložení poláry letounu nesymetrickou náhradní polárou s Osvaldovým koeficientem  $e$  upraveným na hodnotu 0,75 a hodnotami  $c_{Dm} = 0,041$ ,  $c_{Lm} = 0,2$ . je možné pro další výpočty používat tuto náhradu bez rozdílů oproti vypočtené poláře letounu.

$$c_D = c_{Dm} + \frac{1}{\pi \lambda e} (c_L - c_{Lm})^2 \quad (28)$$

$$c_D = 0,041 + \frac{1}{\pi 9,647 \cdot 0,75} (c_L - 0,2)^2$$

Vztlaková čára letounu dle předchozích výpočtů je zobrazena na obrázku 21.



Obr. 21: Vztlakové čáry letounu

## 7 Výkony

Následující výpočet vychází z počátečního návrhu. Z důvodu chybějících údajů pohonné jednotky (závislost výkonu na letové výšce), není možné spočítat stoupavost a dostup letounu.

### 7.1 Dolet

Výpočet doletu je počítán pro režim konstantní výšky a rychlosti letu, dle literatury [12].

Maximální klouzavost letounu spočtena z nesymetrické analytické poláry vzorec (28).

$$K_{max} = \frac{1}{2} \frac{\pi \lambda e}{\sqrt{c_{Lm}^2 + \pi \lambda e c_{Dm} - c_{Lm}}} \quad (29)$$

$$K_{max} = \frac{1}{2} \frac{\pi 9,647 \cdot 0,75}{\sqrt{0,2^2 + \pi 9,647 \cdot 0,75 \cdot 0,041 - 0,2}}$$

$$K_{max} = 14,46$$

Pro výpočet rychlosti minimálního potřebného výkonu použijeme nesymetrickou poláru letounu, viz vzorec (28). Dále se vypočítá potřebný tah a výkon, vzorec (30).

$$F_p = \frac{1}{2} \rho_0 v^2 c_D S \quad P_p = F_p v \quad (30)$$

Rychlost minimálního potřebného výkonu					
Rychlost		$c_L$	$c_D$	$F_p$ [N]	$P_p$ [kW]
[km/h]	[m/s]				
130	36,11	1,5860	0,1255	2794,80	100,92
131	36,39	1,5618	0,1226	2772,02	100,87
132	36,67	1,5383	0,1198	2750,21	100,84
133	36,94	1,5152	0,1171	2729,34	100,83
134	37,22	1,4927	0,1145	2709,38	100,85
135	37,50	1,4707	0,1120	2690,30	100,89
136	37,78	1,4491	0,1096	2672,09	100,95
137	38,06	1,4280	0,1073	2654,73	101,03
138	38,33	1,4074	0,1051	2638,18	101,13
139	38,61	1,3872	0,1030	2622,44	101,26
140	38,89	1,3675	0,1010	2607,48	101,40
141	39,17	1,3482	0,0990	2593,28	101,57
142	39,44	1,3292	0,0971	2579,82	101,76
143	39,72	1,3107	0,0953	2567,10	101,97

Tabulka 25: Rychlost minimálního potřebného výkonu

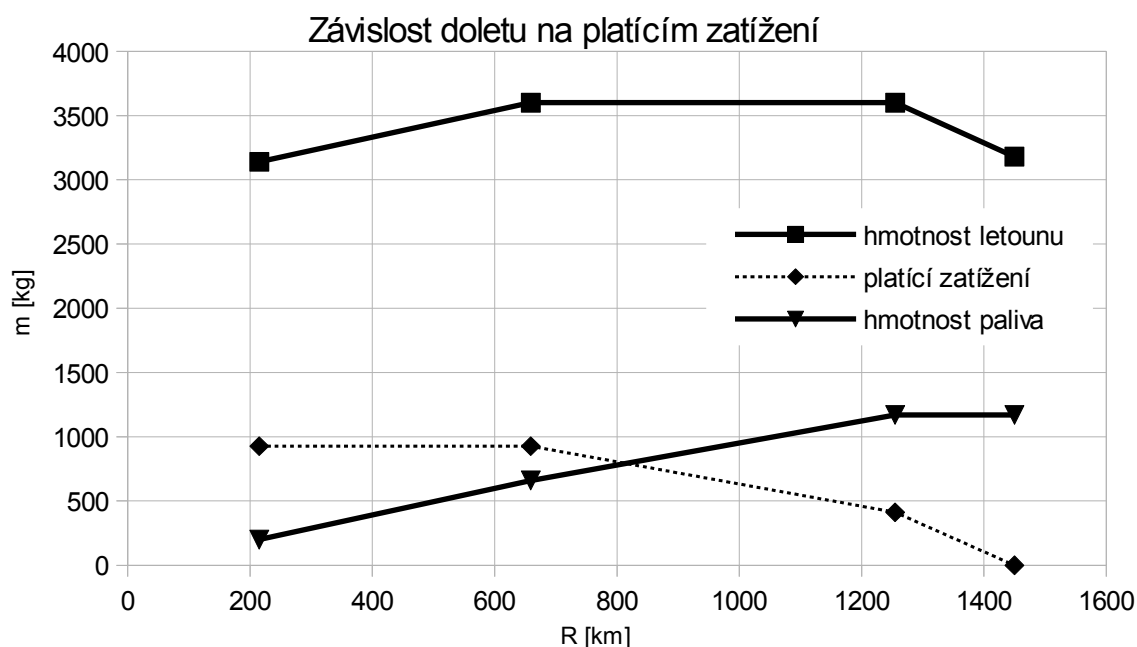
Z tabulky č. 25 je zřejmé že rychlost minimálního potřebného výkonu  $v_{mD}$  je 133 km/h. Výpočet doletu pro podmínku konstantního součinitele vztlaču (konstantní výška a rychlost letu) je uveden ve vzorci (31).

$$R = \left( \frac{2 \eta K_{max}}{g C_{ep}} \right) \operatorname{arctg} \frac{\overline{m}_{pal}}{1 + (1 - \overline{m}_{pal})} \quad (31)$$

Výpočet doletů pro různé konfigurace zatížení jsou v tabulce č. 26 a jejich grafické ztvárnění je na Obr. 22.

Závislost doletu na platícím zatížení			
hmotnost letounu	hmotnost paliva	platící zatížení	dolet
3140	200	927	215
3600	660	927	659
3600	1170	412	1255
3180	1170	0	1450

Tabulka 26: Závislost doletu na platícím zatížení

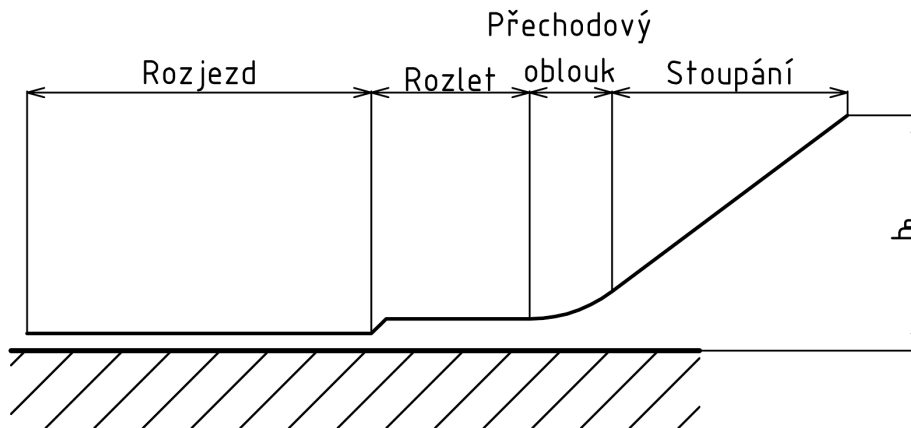


Obr. 22: Závislost doletu na platícím zatížení

## 7.2 Délka vzletu

### Rozjezd:

Pro stanovení délky rozjezdu je třeba stanovit součinitel vzlaku a odporu pro rozjezdovou část. Koeficient tření mezi koly podvozku a rozjezdovou drahou je označen  $f$ . Jelikož nejsou známy výkonové charakteristiky motoru (využitelný tah na rychlosti), bude uvažován konstantní výkon po celou dobu vzletu a to 592 kW. Účinnost vrtule zahrnutá jako lineární interpolace 2% při 0 km/h a 80% při  $v_{LOF}$ .



Obr. 23: Schéma vzletu

Rozjezd je počítán z nulové rychlosti až po rychlost rychlost odlepení:

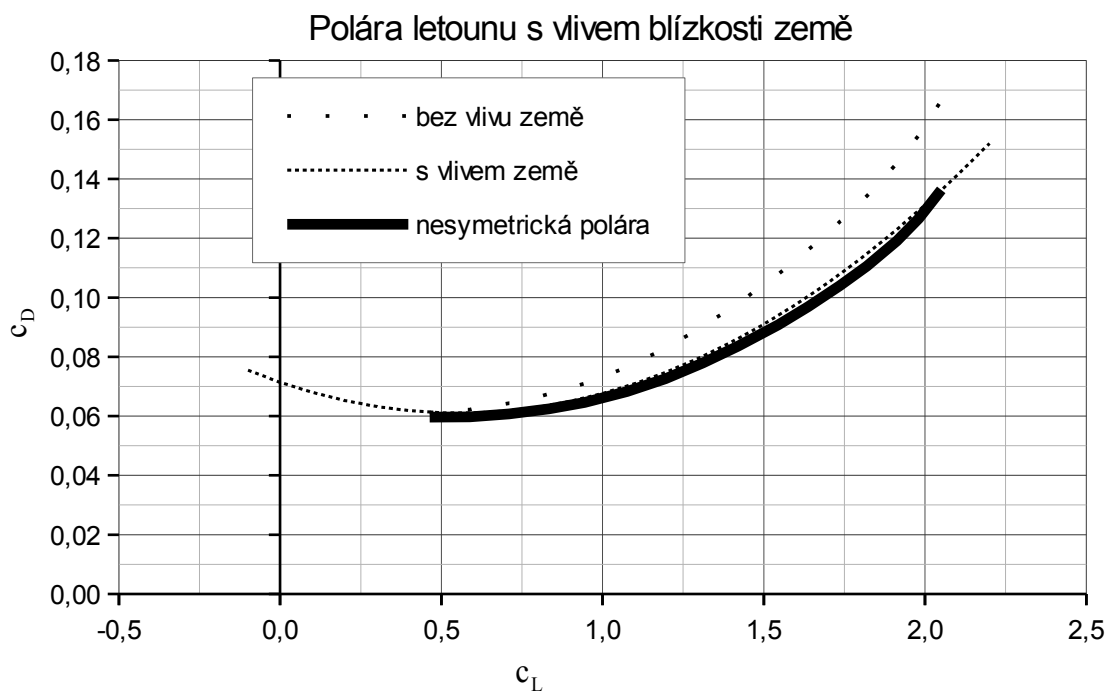
$$\begin{aligned} v_{LOF} &= 1,1 v_{s18^\circ} \\ v_{LOF} &= \underline{125 \text{ km h}^{-1}} \end{aligned} \quad (32)$$

Polára letounu pro vysunutou vztlakovou mechanizaci ve vzletové poloze, vysunutý podvozek a započítaný vliv blízkosti země (tabulka č. 27 a Obr. 24)

Polára letounu bez vlivu blízkosti země				Opravy		Výsledné hodnoty s vlivem blízkosti země	
$\alpha_{a0}$	$c_{L18^\circ}$	$c_{L18^\circ}^2$	$c_{D18^\circ}$	$\Delta\alpha$	$\Delta c_{D18^\circ}$	$\alpha_{a0}$	$c_{D18^\circ}$
-1	0,4633	0,2147	0,0612	-0,1899	-0,0015	-1,1899	0,0596
0	0,5873	0,3449	0,0622	-0,2407	-0,0025	-0,2407	0,0597
1	0,7090	0,5026	0,0643	-0,2905	-0,0036	0,7095	0,0607
2	0,8338	0,6952	0,0674	-0,3417	-0,0050	1,6583	0,0625
3	0,9442	0,8916	0,0710	-0,3870	-0,0064	2,6130	0,0646
4	1,0757	1,1572	0,0765	-0,4408	-0,0083	3,5592	0,0683
5	1,1949	1,4278	0,0829	-0,4897	-0,0102	4,5103	0,0727
6	1,3108	1,7182	0,0902	-0,5372	-0,0123	5,4628	0,0780
7	1,4197	2,0155	0,0980	-0,5818	-0,0144	6,4182	0,0836
8	1,5448	2,3865	0,1079	-0,6331	-0,0171	7,3669	0,0908
9	1,6375	2,6814	0,1160	-0,6711	-0,0192	8,3289	0,0969
10	1,7361	3,0140	0,1256	-0,7115	-0,0216	9,2885	0,1040
11	1,8197	3,3112	0,1343	-0,7457	-0,0237	10,2543	0,1106
12	1,9127	3,6585	0,1453	-0,7838	-0,0262	11,2162	0,1191
13	1,9805	3,9224	0,1547	-0,8116	-0,0281	12,1884	0,1267
14	2,0500	4,2026	0,1664	-0,8401	-0,0301	13,1599	0,1363

Tabulka 27: Polára letounu s vlivem blízkosti země





Obr. 24: Polára letounu s vlivem blízkosti země

Výpočet zrychlení pro danou část rozjezdu:

$$a_x = g \left[ \frac{F_v}{G} - f - (c_D - f c_{Lopt}) \frac{\rho v^2 S}{G} \right] \quad (33)$$

Délka pozemní části vzletu:

$$L_g = \int_0^{v_{LOF}} \frac{v}{a_x} dv \quad (34)$$

Délka vzdušné části vzletu:

$$L_a = \frac{G}{(F - D)_{stř}} \left[ \frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2g} + h_p \right] \quad (35)$$

Rychlost po dokončení vzletu:

$$\begin{aligned} v_2 &= 1,2 v_s \\ v_2 &= 137 \text{ km/h} \end{aligned} \quad (36)$$

Střední rychlost pro výpočet vzdušné části:

$$\begin{aligned} v_{stř} &= \frac{v_{LOF} + v_2}{2} \\ v_{stř} &= 131 \text{ km/h} \end{aligned} \quad (37)$$

Rozdíl tahu a odporu pro střední rychlost vzdušné části vzletu:

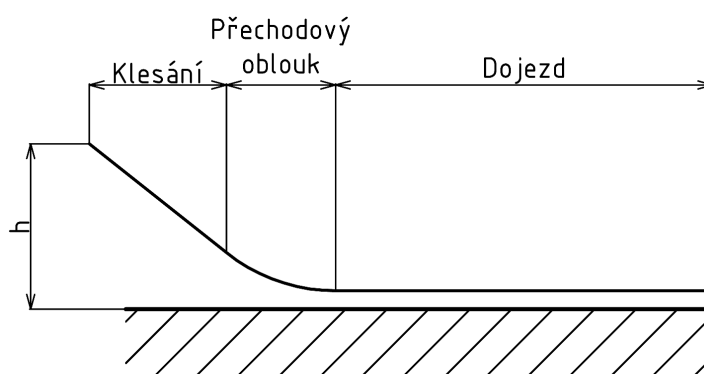
$$(F - D)_{stř} = (12800 - 2939) = 9861 \text{ N} \quad (38)$$

Výpočtová tabulka délek vzletů pro různý povrch vzletových drah:

Délka vzletu pro maximální vzletovou hmotnost				
Typ dráhy	Koeficient tření dráhy	$L_g$	$L_a$	L
	[-]	[m]	[m]	[m]
beton	0,03	177	98	275
zpevněná zem	0,04	185	98	283
suchá krátká tráva	0,05	193	98	291
vyšoká tráva (nad 20cm)	0,1	222	98	320
nezpevněná zem (sníh)	0,3	232	98	330

Tabulka 28: Délka vzletu pro různé povrchy drah

### 7.3 Délka přistání



Obr. 25: Schéma přistání

Pro přistávací manévry je uvažována výška překážky  $h_p = 15$  m a s pohonnou jednotkou na volnoběh (uvažován nulový tah).

#### Délka klesání:

Zjednodušený výpočet úhlu klesání pro referenční rychlost:

$$\begin{aligned} v_{ref} &= 1,3 v_{sF} \\ v_{ref} &= 134 \text{ km h}^{-1} \end{aligned} \quad (39)$$

Velikost vzlaku a odporu pro referenční rychlost v přistávací konfiguraci:  $c_{Lref} = 1,49$ ;  $c_{Dref} = 0,114$ . Z toho plyne úhel klesání:

$$\begin{aligned} \bar{\gamma}_k &= \arctg\left(\frac{c_{Dref}}{c_{Lref}}\right) \\ \bar{\gamma}_k &= 4,38^\circ \end{aligned} \quad (40)$$

Výška počátku přechodového oblouku (poloměr přechodového oblouku vzorec (43):

$$\begin{aligned} h_0 &= r(1 - \cos(\bar{\gamma}_k)) \\ h_0 &= 2 \text{ m} \end{aligned} \quad (41)$$

Délka úseku klesání:

$$\begin{aligned}x_k &= \frac{h_p - h_0}{\operatorname{tg}(\bar{\gamma}_k)} \\x_k &= 170 \text{ m}\end{aligned}\quad (42)$$

### Přechodový oblouk:

Výpočet poloměru přechodového oblouku:

Referenční násobek byl zvolen  $n_{ref} = 1,2$

$$\begin{aligned}r &= \frac{v_{ref}^2}{g(n_{ref} - 1)} \\r &= 706 \text{ m}\end{aligned}\quad (43)$$

Zjednodušené stanovení délky přechodového oblouku:

$$\begin{aligned}x_0 &= r \sin(\bar{\gamma}_k) \\x_0 &= 54 \text{ m}\end{aligned}\quad (44)$$

Délka vzdušné části:

$$\begin{aligned}s_a &= x_k + x_0 \\s_a &= 224 \text{ m}\end{aligned}\quad (45)$$

### Výpočet pozemní části

Za předpokladu že letoun okamžitě po doteku přejde na nulový úhel náběhu, je následně konstantní součinitel vzlaku a odporu ( $c_L = 0,84$ ;  $c_D = 0,099$ ). Výpočet zrychlení podle následujícího vzorce. Třecí součinitel zvolen 0,18.

$$a_x = \frac{fF}{m} = \frac{f(G - L)}{m}\quad (46)$$

Výpočet dráhy proveden dle:

$$s = v t = v \left( \frac{\Delta v}{a_x} \right)\quad (47)$$

Po provedení těchto výpočtů s krokem 5 km/h byla vypočtena celková dojezdová dráha o délce  $s_g = 532 \text{ m}$ .

**Celková délka přistání je:**

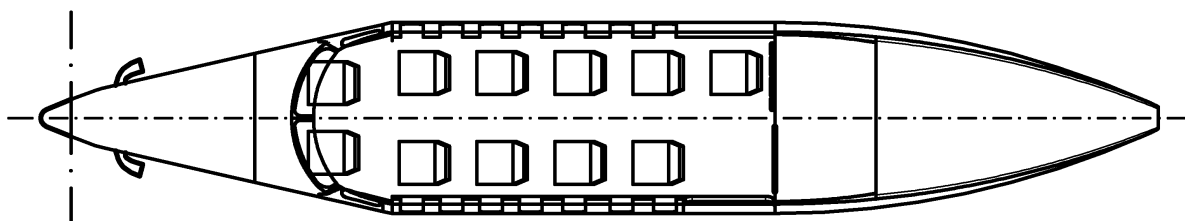
$$\begin{aligned}s &= s_g + s_a \\s &= \underline{756 \text{ m}}\end{aligned}\quad (48)$$

## 8 Uspořádání jednotlivých verzí

Letoun L-X10 je koncipován jako vysoce univerzální letoun. Pro rychlou změnu konfigurace, s výjimkou fotogrametrické verze.

### 8.1 Cestovní verze

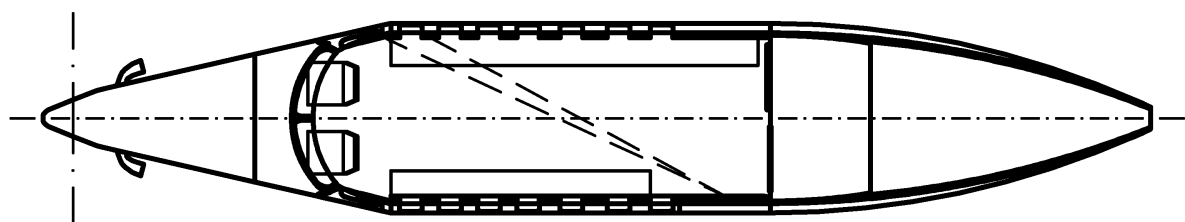
Jedná se o civilní variantu určenou přednostně pro přepravu až 9 osob s pilotem, nebo až osmi osob s dvěma piloty. Je možné vyrobit jak univerzální verzi pro rychlou přestavbu na nákladní, tak nekonfigurovatelnou verzi, dle požadavků zákazníka. V případě verze pro rychlou přestavbu se budou sedadla uchycena na univerzální elementy, sloužící i pro ustavení nákladu. V zadní části kabiny je přepážkou oddělený prostor pro zavazadla, tento prostor má posuvné dveře.



Obr. 26: Schéma cestovní verze

### 8.2 Výsadeková verze

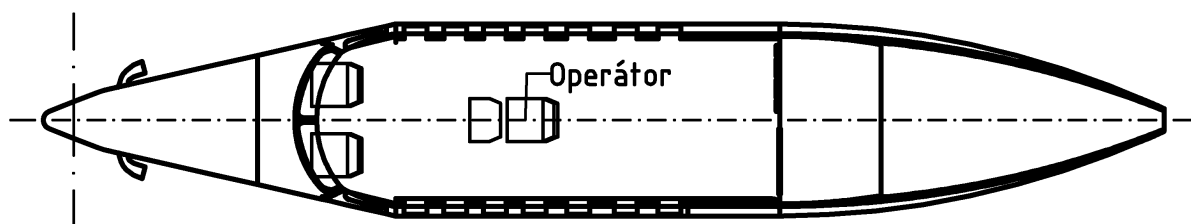
Jde o jednoduchou úpravu cestovní verze, kdy se sedadla vymění za boční lavice pro výsadkáře a v horní části se napříč kabinou napne lano pro karabinu. Letoun v této konfiguraci může být používán jak pro sportovní, tak vojenské účely. Je možné pojmout až 10 parašutistů, s ohledem na potřebný dolet.



Obr. 27: Schéma výsadekové verze

### 8.3 Požární, hlídková verze

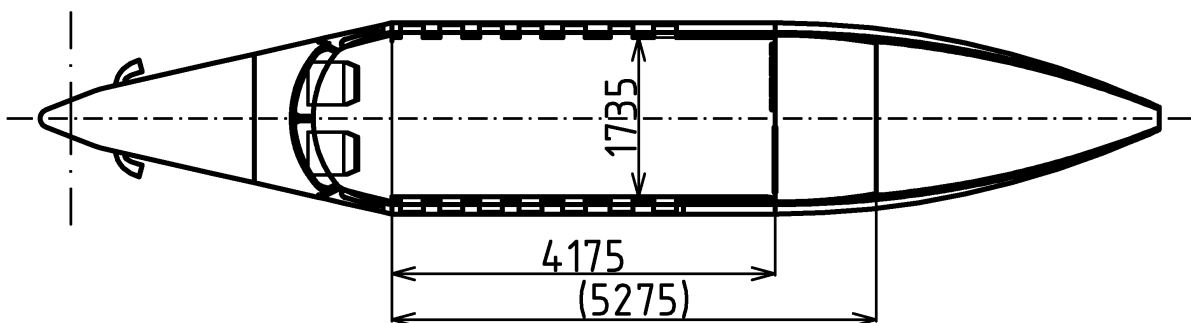
Tato verze letounu vyžaduje drobnou úpravu ve formě instalace komunikačního zařízení schopného komunikovat s pozemními jednotkami. Dále je potřeba instalovat do spodní části trupu dálkově řízenou termokameru. Tato verze bude využívána pro hlídkování v oblasti rozsáhlých požárů a díky termokameře bude schopna označit oblasti s možností znovuvznícení. Osádku tvoří tři členové: dva piloti a operátor sledovacích zařízení, který má k dispozici stolek s notebookem a komunikační kanál k pilotům a k pozemním členům záchranných sborů.



Obr. 28: Schéma protipožární verze

### 8.4 Nákladní verze

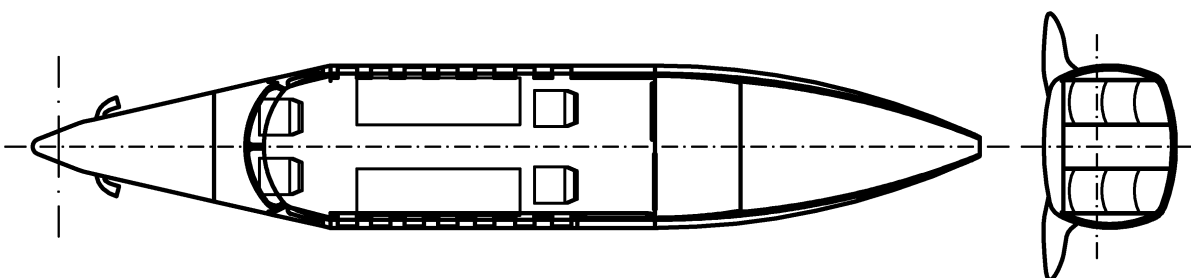
Jde prakticky o základ všech ostatních verzí, kdy má prostor kabiny rovnou úložnou plochu s množstvím úchytných prostředků, sloužících pro bezpečné upevnění přepravovaného nákladu či pošty. Základní schéma této verze je na následujícím obrázku. Po odstranění přepážky odělující nákladový prostor civilní verze je možné prostor pro náklad prodloužit o jeden metr.



Obr. 29: Schéma nákladní verze

### 8.5 Zdravotní verze

Určena pro přepravu nemocných či zraněných osob na větší vzdálenosti. Kabina je vybavena 6-ti lehátky pro zraněné osoby a dvěma sedadly pro zdravotnický personál. Samozřejmě je zde i přítomno vybavení pro podání základní zdravotnické péče, v místě 9. sedadla a v nákladovém prostoru.



Obr. 30: Schéma zdravotní verze

## 9 Studie nákladů na vývoj

Tento rozbor nákladů vývoje a výroby prototypů je pouze orientační s přihlédnutím na finanční vývoj ekonomiky, tedy cen mezd, cen materiálů a vývoji inflace. Při odhadech cen nákladů se dá postupovat dvěma způsoby:

- rozpočítáním položek odhadovaných z již nabytých zkušeností jiného vývoje a aktuálních cen materiálů a výše mezd
- dle metodiky USAF, vyvinuté pro vlastní státní zakázky, které se opírají o rozbor statistických dat a kontraktů USAF a cen v dolarech.

Obě metody vedou k velice podobným výsledkům v oblasti potřebné kapacity a hodinové náročnosti. Jelikož je metoda určena pro výpočet hodnot v amerických dolarech roku 1970, je nutné tuto měnu nutné podělit přepočtením faktorem *CF* (conversion factor), jehož odhad činí pro tento rok 0,166[15].

Uvažované výdaje inženýrské hodiny je 500 Kč/h, výdaje na vedoucího výroby 380 Kč/h a dělnické hodiny 300 Kč/h. Ceny těchto hodin pro americký trh jsou převzaty z původního materiálu a poděleny inflačním koeficientem. Poté jsou tyto hodinové mzdy: Inženýrská 90 \$/h, vedoucí výroby 72 \$/h a dělnická 65 \$/h.

### 9.1 Náklady na vývoj a výrobu prototypů letounu L-X10

Vstupními hodnotami, pro výpočet vývojových a výrobních nákladů, jsou tyto hodnoty:

A = 2650 lb	tzv. ampr-weight - což znamená váha holého draku bez instalací a pohonné jednotky.
S = 205 kt	maximální horizontální rychlost letu v optimální výšce (3000m MSA).
Q = 3,5 ks	počet vyrobených prototypů (jeden letoun pevností zkoušky, dva letové prototypy a 50% letounu pro testování instalace motoru a vnitřních zařízení).

### 9.2 Inženýrské vývojové práce (E)

Inženýrské vývojové práce obsahují:

- návrhové studie a sestavy
- tunelové zkoušky
- makety
- zkoušky motorů
- zkušební, laboratorní práce, stendové zkoušky subsystémů
- vývojové pevnostní zkoušky
- výkresovou dokumentaci

- výběr a ověření materiálů
- vypracování technologických postupů
- změny a jejich zavedení
- výpočty spolehlivosti

Celkový počet inženýrských hodin je:

$$E = 0,0396 A^{0,791} S^{1,526} Q^{0,183}$$

$$E = \underline{85\,661\text{ Eh}}$$
(49)

### 9.3 Zajištění vývoje

Zajištěním vývoje se rozumí nevratný vklad do vývoje a výroby maket, zkušebních vzorků a částí, zkušebních vzorků pro statické zkoušky, stendů a přípravků potřebných pro konstrukci a vývoj. Obsahuje tedy materiál a pracovní hodiny (T + D).

$$D = 0,008325 A^{0,873} S^{1,89} Q_D^{0,346}$$

$$D = \underline{1392\,038\ \$\ 1970}$$
(50)

Při předpokladu že z této částky tvoří 20 % materiál, 40 % hodin inženýrských a 40 % dělnické hodiny. Hodnota ceny materiálu je 278 400 \$ 1970, v dnešní ceně 1 677 154 \$ 2013. Dále pak 7 424 Eh a 52 039 Dh.

### 9.4 Přípravné vybavení (T)

Metodika USAF zahrnuje mezi přípravky i všechno vybavení spojené s výrobou (různá měřidla, šablony, modely atd.). Vypočtené T-hodiny zahrnují přípravu výrobních přípravků, jejich výrobu, kontrolu i údržbu. Pro prototypovou produkci letounů je počítána měsíční produkce o hodnotě 0,25.

Kapacita, potřebná k zajištění přípravné výroby:

$$T = 4,0127 A^{0,764} S^{0,899} Q^{0,178} R^{0,066}$$

$$T = \underline{226\,033\text{ Th}}$$
(51)

Z toho 30% připadá na inženýrské hodiny (67 810 Eh) a 70% na vedoucí výroby (158 223 Th).

### 9.5 Výroba (L)

Tato část zahrnuje vše spojené s výrobou čistého draku letounu. V čistém draku letounu jsou zamontovány i části, které se nepočítají do čisté váhy konstrukce, ale musí se instalovat před jejím dokončením.

Výrobní náklady v dělnických hodinách:

$$L = 28,984 A^{0,74} S^{0,543} Q^{0,524}$$

$$L = \underline{343\,348\text{ Dh}}$$
(52)

## 9.6 Kontrola kvality (Q/C)

Kontrolou kvality musí projít všechny nakupované díly a materiály a každá sestava, podsestava. Vše musí být kontrolováno podle norem pro zajištění maximální bezpečnosti. Kontrola je vyžadována ve všech fázích výroby.

Pro prototyp bude rozsah kontroly kvality:

$$\begin{aligned} Q/C &= 0,13 L \\ Q/C &= 44\,635 h \end{aligned} \quad (53)$$

Z hodin kontroly kvality připadá v našem prostředí 20 % na inženýrské hodiny (8927 Eh) a 80 % na dělnické hodiny (35 708 Dh).

## 9.7 Materiál a výstroj (M)

Obsahuje polotovary, vybavení výroby, materiál, kompletní instalace letounu atd. Nezahrnuje však motorové jednotky a avionické systémy.

$$\begin{aligned} M &= 25,672 A^{0,689} S^{0,624} Q^{0,792} \\ M &= 438\,039 \$1970 \end{aligned} \quad (54)$$

Hodnota ceny materiálu a výstroje pro rok 2013 činí: 2 640 000 \$.

## 9.8 Náklady na vývoj

- inženýrské vývojové práce (E)
  - Cena v \$:  $E = 85\,661 \cdot 90 = 7\,710\,000 \$$
  - Cena v Kč:  $E = 85\,661 \cdot 500 = 42\,831\,000 \text{ Kč}$
- zajištění vývoje (D)
  - Cena v \$:  $D = 1\,392\,000 \$$
  - Cena v Kč:
 
$$D = 7\,424 \text{ Eh} \cdot 500 \text{ Kč} + 52\,039 \text{ Dh} \cdot 380 \text{ Kč} + 1\,677\,154 \$ \cdot 20 \text{ Kč}/\$$$

$$D = 57030\,000 \text{ Kč}$$
- Přípravkové vybavení (T)
  - Cena v \$:  $F = 67\,810 \text{ Eh} \cdot 90 + 158\,223 \text{ Th} \cdot 72$   
 $F = 17\,459\,000 \$$
  - Cena v Kč:  $F = 67\,810 \text{ Eh} \cdot 500 + 158\,223 \text{ Th} \cdot 380$   
 $F = 94\,030\,000 \text{ Kč}$
- Výroba (L)
  - Cena v \$:  $L = 343\,348 \cdot 72 = 24\,721\,000 \$$
  - Cena v Kč:  $L = 343\,348 \cdot 380 = 130\,472\,000 \text{ Kč}$
- Kontrola kvality (Q/C)



- Cena v \$:  $Q/C = 44\,635 \cdot 72 = 3\,214\,000$  \$
- Cena v Kč:  $Q/C = 44\,635 \cdot 380 = 16\,961\,000$  Kč
- Materiál (M)
  - Cena v \$:  $M = 438\,000$  \$
  - Cena v Kč:  $M = 438\,039 \cdot 20 = 8\,761\,000$  Kč
- Celkové náklady na vývoj

Součet všech nákladů na vývoj v amerických dolarech činí: **54 934 000 \$**

Součet všech nákladů na vývoj v korunách českých činí: **350 085 000 Kč**

V tomto odhadu není započítána hodnota kooperovaného vývoje, pohonných jednotek, avioniky ani letových zkoušek prototypů. Jedná se pouze o výrobu dvou prototypů.

## 10 Závěr

V úvodu byly popsány některé základní požadavky na nový dopravní letoun pro regionální dopravu. Tyto požadavky byly zkonfrontovány s existujícími letouny stejného určení a předpisem CS-23. Na těchto zadaných údajů byl proveden aerodynamický, hmotnový a konstrukční návrh letounu, který který maximálně zohledňuje tyto požadavky.

Se vzletovou maximální hmotností 3600 kg je nejlehčím z konkurenčních letounů této kategorie. Takto nízká maximální vzletová hmotnost je opodstatněna výkonem pohonné jednotky. Dolet letounu s plným zatížením je srovnatelný s konkurencí.

Technické údaje L-X10		
Délka		13,62 m
Rozpětí		16,4 m
Výška		4,65 m
Maximální vzletová hmotnost		3600 kg
Hmotnost prázdného letounu		2000 kg
Maximální hmotnost neseného paliva		1170 kg
Maximální platící zatížení		930 kg
Pádová rychlost	$\delta = 0^\circ$	129 km/h
	$\delta = 12^\circ$	114 km/h
	$\delta = 40^\circ$	103 km/h
Návrhová cestovní rychlost		311 km/h
Dolet	9 cestujících	650 km
	4 cestující	1250 km
	technický	1450 km
Délka vzletu (beton)		275 m
Délka přistání		756 m

Tabulka 29: Technické údaje L-X10

## 11 Seznam použitých zdrojů

- [1] Cessna: A Textron Company. [online]. 2013 [cit. 2013-05-22]. Dostupné z: <http://www.cessna.com/>
- [2] Pilatus. PILATUS GROUP. [online]. 2013 [cit. 2013-05-22]. Dostupné z: <http://www.pilatus-aircraft.com/>
- [3] Evektor. EVEKTOR AEROTECHNIK. [online]. 2013 [cit. 2013-05-22]. Dostupné z: <http://www.evektoraircraft.com/cesky>
- [4] ROSKAM, J. *Airplane Design I: Preliminary sizing of Airplanes*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corp., 1989, 207 s.
- [5] MCGHEE, Robert J. a William D. BEASLEY. Low-speed aerodynamic characteristics of a 17-percent-thick medium-speed airfoil designed for general aviation applications. *Nasa Technical Paper*. 1980, NASA TP-1786.
- [6] ROSKAM, J. *Airplane Design II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corp., 1989, 310 s.
- [7] LET NAT. CORP. UHERSKÉ HRADIŠTĚ-KUNOVICE. *L-410 T Handbook*. 1983.
- [8] GE H80 Turboprop Engine: Advancing a legacy of reliable power for turboprop aircraft. In: [online]. 2010 [cit. 2013-05-22]. Dostupné z: [http://www.smyrnaaircenter.com/wp-content/uploads/2012/06/GE\\_H80\\_datasheet1.-pdf](http://www.smyrnaaircenter.com/wp-content/uploads/2012/06/GE_H80_datasheet1.-pdf)
- [9] *Certifical Specifications for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplane: CS-23*. Brusel, 2003.
- [10] ROSKAM, J. *Airplane Design V: Component Weight Estimation*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corp., 1989, 209 s.
- [11] FLORIÁN, Ing. Josef. VOJENSKÁ AKADEMIE ANTONÍNA ZÁPOTOCKÉHO. *Aerodynamické charakteristiky letounu I*. Brno: VAAZ, 1962, 80 s.
- [12] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009, 293 s. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [13] *Jednomotorový víceúčelový malý dopravní letoun*. Brno, 1989. Diplomová práce. Vysoké Učení Technické Brno. Vedoucí práce prof. Ing. Antonín Píštěk, Csc.
- [14] MIKULA, Jan. AERO VODODCHODY. *Studie nákladů na vývoj a výrobu letounu L 270*. 1990, 25 s.
- [15] SAHR, Robert C. *Consumer Price Index (CPI) Conversion Factors 1774 to 2012 to Convert to Estimated Dollars of 2013*. In: OREGON STATE UNIVERSITY. [online]. 2013, 05/08/2013 [cit. 2013-05-24]. OR 97331-6206. Dostupné z: <http://oregonstate.edu/cla/polisci/sites/default/files/faculty-research/sahr/inflation-conversion/pdf/cv2013.pdf>

## 12 Seznam obrázků

Obr. 1: Cessna Caravan.....	2
Obr. 2: Pilatus PC-12.....	3
Obr. 3: EV-55 Outback.....	4
Obr. 4: Muška letounu.....	6
Obr. 5: Půdorysný tvar křídla.....	8
Obr. 6: Schéma svislé ocasní plochy.....	9
Obr. 7: Schéma vodorovné ocasní plochy.....	9
Obr. 8: Schéma hlavního podvozku.....	10
Obr. 9: Výkon GE H80.....	11
Obr. 10: Schéma palivové nádrže.....	12
Obr. 11: Provozní obálka letounu.....	17
Obr. 12: Rozvržení kabiny.....	19
Obr. 13: Rozvržení hmot.....	20
Obr. 14: Graf centráže letounu.....	23
Obr. 15: Rozložení vztlaku po rozpětí.....	25
Obr. 16: Polára profilu MS(1)317.....	28
Obr. 17: Graf změny vztlaku a odporu na Reynoldsově čísle.....	29
Obr. 18: Polára kořenového profilu.....	30
Obr. 19: Polára koncového profilu.....	30
Obr. 20: Polára letounu.....	34
Obr. 21: Vztlakové čáry letounu.....	35
Obr. 22: Závislost doletu na platícím zatížení.....	37
Obr. 23: Schéma vzletu.....	38
Obr. 24: Polára letounu s vlivem blízkosti země.....	39
Obr. 25: Schéma přistání.....	40
Obr. 26: Schéma cestovní verze.....	42
Obr. 27: Schéma výsadkové verze.....	42
Obr. 28: Schéma protipožární verze.....	43
Obr. 29: Schéma nákladní verze.....	43
Obr. 30: Schéma zdravotní verze.....	43

## 13 Seznam tabulek

Tabulka 1: Technická data letounů Caravan.....	2
Tabulka 2: Pilatus PC-12NG Technická data.....	3
Tabulka 3: EV-55 Outback Technická data.....	4
Tabulka 4: Základní technické údaje letounu L-X10.....	5
Tabulka 5: Rozměrové charakteristiky křídla.....	7
Tabulka 6: Specifikace GE H80.....	10
Tabulka 7: Vstupní hodnoty obálky letounu.....	13
Tabulka 8: Hmotnostní rozbor podobných letounů.....	18
Tabulka 9: Vstupní hodnoty hmotnosti křídla.....	19
Tabulka 10: Centráž letounu plné obsazení.....	20
Tabulka 11: Přední centráž - dva piloti minimum paliva.....	21
Tabulka 12: Centráž maximální dolet.....	22
Tabulka 13: Tabulka centráží letounu.....	23
Tabulka 14: Vstup Glauert - přistávací konfigurace.....	24
Tabulka 15: Vstup Glauert - cestovní režim.....	24
Tabulka 16: Rozložení vztlaku po rozpětí .....	25
Tabulka 17: Opravný součinitel klapky.....	26
Tabulka 18: Součinitel vztlaku křídla.....	26
Tabulka 19: Tabulka změny vztlaku a odporu na Reynoldsově čísle.....	27
Tabulka 20: Data výpočtu Reynoldsových čísel.....	28
Tabulka 21: Škodlivý odpor ocasních ploch.....	32
Tabulka 22: Navýšení odporu vztlakovou mechanizací.....	33
Tabulka 23: Výpočet poláry 1.část - čistá konfigurace.....	33
Tabulka 24: Výpočet poláry 2.část - čistá konfigurace.....	33
Tabulka 25: Rychlost minimálního potřebného výkonu.....	36
Tabulka 26: Závislost doletu na platícím zatížení.....	37
Tabulka 27: Polára letounu s vlivem blízkosti země.....	38
Tabulka 28: Délka vzletu pro různé povrchy drah.....	40
Tabulka 29: Technické údaje L-X10.....	48

## 14 Seznam použitých symbolů a zkratek

$A$	[lb] tzv. ampr-weight - což znamená váha holého draku bez instalací a pohonné jednotky
$a_x$	[ms <sup>-2</sup> ] zrychlení v ose x
$b$	[m] rozpětí křídel
$b_{kl}/b$	[-] poměr rozpětí klapek a křídla
$b_{VOP}$	[m] rozpětí vodorovné ocasní plochy
$b'$	[m] zvětšení hloubky křídla způsobené vysunutím vztlakové mechanizace
$C$	[m] hloubka profilu
$C_0$	[m] hloubka kořenového profilu
$c_{Di}$	[-] indukovaný odpor
$c_{Dm}$	[-] minimální odpor
$c_{Dp}$	[-] profilový odpor
$c_{Dref}$	[-] hodnota referenčního odporu
$c_{Dsop}$	[-] přídavek odporu vlivem svislé ocasní plochy
$c_{Dš}$	[-] škodlivý odpor
$c_{Dvop}$	[-] přídavek odporu vlivem vodorovné ocasní plochy
$C_k$	[m] hloubka koncového profilu
$c_{L0°}$	[-] součinitel vztlaku křídla (klapky $\delta = 0°$ )
$c_{Lm}$	[-] hodnota vztlaku v místě minimálního odporu
$c_{Lopt}$	[-] optimální hodnota součinitele vztlaku pro vzletovou fázi
$c_{Lref}$	[-] hodnota referenčního vztlaku
$C_{sat}$	[m] délka střední aerodynamické tětiny křídla
$C_{sgt}$	[m] délka střední geometrické tětiny křídla
$D$	[\$ 1970] částka pro zajištění vývoje
$E$	[Eh] počet inženýrských hodin
$f$	[-] součinitel tření
$F_p$	[N] potřebný tah
$F_{tr}$	[m <sup>2</sup> ] omočená plocha trupu
$g$	[ms <sup>-2</sup> ] tíhové zrychlení
$G$	[N] tíhová síla
$h$	[m] výška letounu
$h_0$	[m]
$h_p$	[m] výška překážky
$k_0$	[-] součinitel změny rozložení vztlaku pro kořenový profil
$K_D$	[-] korekční součinitel navýšení odporu vztlakovou mechanizací
$k_{gm}$	[-] zmírňující součinitel poryvu pro minimální hmotnost
$k_{gto}$	[-] zmírňující součinitel poryvu pro maximální vzletovou hmotnost
$k_k$	[-] součinitel změny rozložení vztlaku pro koncový profil
$K_L$	[-] korekční součinitel navýšení vztlaku vztlakovou mechanizací
$K_{max}$	[-] maximální klouzavost letounu
$l$	[m] délka letounu
$L$	[m] délka přistání
$L_a$	[m] vzdušná část délky přistání

$L_g$	[m] pozemní část délky přistání
$L_o$	[Dh] výrobní náklady
$M$	
$m_0$	[kg] prázdná hmotnost
$m_{mzw}$	[kg] maximální hmotnost letounu bez paliva v křídelních nádržích
$m_{plat}$	[kg] hmotnost platicího zatížení, hmotnost nákladu
$m_{TOW}$	[kg] maximální vzletová hmotnost
$MSA$	mezinárodní standardní atmosféra
$n_{pc}$	[-] poryvový násobek při cestovní rychlosti
$n_{pD}$	[-] poryvový násobek při rychlosti střemhlavého letu
$n_{ref}$	[-] referenční násobek při podrovnání na přistání
$n^+$	[-] kladný násobek zatížení
$n^-$	[-] záporný násobek zatížení
$P$	[kW] výkon
$P_p$	[kW] potřebný výkon
$Q$	[-] počet vyrobených prototypů
$Q/C$	[h] rozsah kontrol kvality
$R$	[km] dolet letounu
$r$	[m] poloměr
$Re$	[-] Reynoldsovo číslo
$s$	[m] celková délka přistání
$S$	[kt] maximální horizontální rychlost letu v optimální výšce
$S_a$	[m] vzdušná část délky přistání
$S_{kř}$	[m <sup>2</sup> ] plocha křídla
$S_{sop}$	[m <sup>2</sup> ] plocha svislé ocasní plochy
$S_{vop}$	[m <sup>2</sup> ] plocha vodorovné ocasní plochy
$T$	[Th] kapacita potřebná k zajištění přípravkové výroby
$T_{c0}$	[m] maximální tloušťka kořenového profilu
$U_{de}$	[ms <sup>-1</sup> ]
$v_2$	[kmh <sup>-1</sup> ] rychlost po dokončení vzletu
$v_a$	[kmh <sup>-1</sup> ] návrhová obrátová rychlost
$v_c$	[kmh <sup>-1</sup> ] návrhová cestovní rychlost
$v_d$	[kmh <sup>-1</sup> ] návrhová rychlost střemhlavého letu
$v_F$	[kmh <sup>-1</sup> ] návrhová maximální rychlost s vysunutou vztlakovou mechanizací
$v_h$	[kmh <sup>-1</sup> ] odhad maximální horizontální rychlosti
$v_{LOF}$	[kmh <sup>-1</sup> ] rychlost odlepení
$v_{ref}$	[kmh <sup>-1</sup> ] referenční rychlost při klesání na přistání
$v_s$	[kmh <sup>-1</sup> ] pádová rychlost (klapky $\delta = 0^\circ$ )
$v_{s18^\circ}$	[kmh <sup>-1</sup> ] pádová rychlost (klapky $\delta = 18^\circ$ )
$v_{sF}$	[kmh <sup>-1</sup> ] pádová rychlost (klapky $\delta = 40^\circ$ )
$v_{stř}$	[kmh <sup>-1</sup> ] střední rychlost vzdušné části vzletu
$W_w$	[kg] odhad hmotnosti křídla
$x_0$	[m] průmět délky přechodového oblouku
$x_k$	[m] délky úseku klesání

$x_{sat}$	[m] poloha počátku střední aerodynamické tětiny křídla od náběžného bodu kořenového profilu
ZRT	základní rovina trupu
$\alpha_0$	[°] úhel nastavení kořenového profilu křídla
$\alpha_k$	[°] úhel nastavení koncového profilu křídla
$\overline{\gamma}_k$	[°] sestupný úhel na přistání
$\Delta_k$	[°] geometrické zkroucení křídla
$\delta_{kl}$	[°] úhel nastavení vztlakové mechanizace
$\Delta C_D$	[-] změna součinitele odporu
$\Delta C_L$	[-] změna součinitele vztlaku
$\eta$	[-] účinnost vrtule
$\kappa$	[°] úhel šípů
$\lambda$	[-] štíhlost
$\lambda_e$	[-] efektivní štíhlost
$\mu_{gM}$	[-] hmotnostní poměr letounu - minimální hmotnost
$\mu_{gto}$	[-] hmotnostní poměr letounu - maximální vzletová hmotnost
$\rho_{0MSA}$	[kgm <sup>-3</sup> ] hustota vzduchu v 0m MSA