



**FAKULTA  
STROJNÍ  
ČVUT V PRAZE**

## **Ústav letadlové techniky**

**Návrh soutěžního letounu**

**Design of competition aircraft**

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

**2021**

**Filip KUBLÁK**

**Studijní program:** Letectví a kosmonautika

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

**Vedoucí práce:** Ing. Denis Hermann

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kublák** Jméno: **Filip** Osobní číslo: **438619**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**  
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

## II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

**Návrh soutěžního letounu**

Název diplomové práce anglicky:

**Design of competition aircraft**

Pokyny pro vypracování:

- 1) Provedení koncepčního návrhu soutěžního letounu
- 2) Výpočet aerodynamických charakteristik
- 3) Tvarová optimalizace
- 4) Posouzení stability
- 5) Sestavení hmotového rozboru
- 5) Výpočet letových výkonů.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

**Ing. Denis Hermann, ústav letadlové techniky FS**

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

Datum zadání diplomové práce: **30.10.2020**

Termín odevzdání diplomové práce: **15.01.2021**

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

Ing. Denis Hermann  
podpis vedoucí(ho) práce

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

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

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta

## Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně pod vedením vedoucího práce a že jsem uvedl v příloženém seznamu veškeré použité informační zdroje.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze: 15.1.2021



.....  
podpis

## **Poděkování**

Chtěl bych tímto poděkovat vedoucímu práce, Ing. Denisovi Hermannovi za odborné vedení a cenné připomínky při tvorbě této práce. Dále děkuji své přítelkyni, která mi vždy během mého studia byla oporou a také rodině, která mě po celou dobu studia podporovala.

# Anotační list

Jméno autora:	Filip Kublák
Název diplomové práce:	Návrh soutěžního letounu
Title of masters thesis	Design of competition aircraft
Rok:	2021
Studijní proram	NLAK Letectví a kosmonautika
Obor studia	3906T008 Letadlová a kosmická technika
Ústav/odbor	Ústav letadlové techniky
Vedoucí	Ing. Denis Hermann
Bibliografické údaje	počet stran: 118 počet obrázků: 95 počet tabulek: 28 počet příloh: 2
Klíčová slova:	Aerodynamický návrh, koncepční návrh, UAV, stabilita, letové výkony, optimalizace, ACC 2021
Keywords:	Aerodynamics design, conceptual design, UAV, stability, flight performace, optimization, ACC 2021
Abstrakt:	Cílem této práce je aerodynamický návrh a tvarová optimalizace rádiem řízeného bezpilotního letounu pro účely soutěže ACC 2021 Mnichov.
Abstract:	This thesis deals with an aerodynamic design and shape optimization of radio controled UAV for use in competition ACC 2021 Munich.

## Obsah

1.	Seznam použitých zkratk a symbolů .....	9
2.	Úvod .....	15
3.	Požadavky a omezení .....	16
3.1	ACC 2021 .....	16
3.2	Pravidla soutěže ACC 2021 .....	16
3.2.1	Letová mise .....	16
3.2.2	Vybrané požadavky na design letounu vycházející z pravidel soutěže ..	17
3.2.3	Platící zatížení .....	17
3.2.4	Převážný box .....	19
3.2.5	Omezení vnějších rozměrů letounu .....	19
3.3	Požadavky vyplývající z obecných zásad konstrukce letounu .....	20
3.4	Bodovací kritérium.....	20
4.	Koncepční studie .....	23
4.1	Statistický rozbor letounů obdobné kategorie .....	23
4.2	Rešerše uspořádání letounu a jeho částí .....	24
4.2.1	Základní koncepční uspořádání letounu .....	24
4.2.2	Výšková poloha křídla .....	29
4.2.3	Půdorysný tvar křídla.....	32
4.2.4	Vztlaková mechanizace .....	34
4.2.5	Uspořádání ocasních ploch .....	36
4.2.6	Uspořádání podvozku .....	39
4.3	Rozbor finálního koncepčního uspořádání.....	41
4.3.1	Uspořádání letounu.....	41
4.3.2	Uspořádání křídla .....	42
4.3.3	Ocasní plochy .....	43
4.3.4	Podvozek.....	43
5.	Hmotový rozbor .....	45

6.	Výpočet tahu vrtule .....	47
7.	Aerodynamický návrh .....	49
7.1	Volba profiláže.....	49
7.2	Základní geometrie.....	51
7.2.1	Křídlo .....	51
7.2.2	Vodorovné ocasní plochy.....	52
7.2.3	Svislé ocasní plochy .....	53
7.3	Vztlaková čára .....	53
7.3.1	Křídlo .....	53
7.3.2	Křídlo s klapkou .....	55
7.3.3	Křídlo-trup.....	60
7.3.4	Letoun s pevným řízením.....	61
7.4	Momentová čára.....	64
7.4.1	Momentová čára křídla .....	64
7.4.2	Momentová čára křídla s klapkami .....	65
7.4.3	Momentová čára křídla s trupem.....	66
7.4.4	Momentová čára letounu.....	67
7.4.5	Momentová čára letounu s klapkami.....	68
7.5	Vyvážená vztlaková čára letounu .....	69
7.5.1	Přízemní efekt.....	71
7.6	Odporová polára vyváženého letounu.....	73
7.6.1	Odpor křídla .....	73
7.6.2	Odpor vztlakové mechanizace.....	75
7.6.3	Odpor VOP.....	78
7.6.4	Odpor trupu .....	79
7.6.5	Odpor SOP .....	80
7.6.6	Odpor podvozku .....	81
7.6.7	Odpor letounu.....	82

7.6.8	Odporová polára křídla dle XFLR.....	83
7.6.9	Přízemní efekt.....	86
8.	Dostatečnost VOP .....	88
9.	Stabilita.....	90
9.1	Podélná statická stabilita .....	90
9.2	Dynamická stabilita.....	90
9.2.1	Modální analýza podélné dynamické stability .....	91
9.2.2	Modální analýza příčné dynamické stability.....	93
9.2.3	Podélná stabilita – odezva na poryv .....	96
9.2.4	Příčná stabilita – odezva na boční poryv .....	97
10.	Letové výkony.....	99
10.1	Vzlet .....	99
10.2	Stoupání.....	102
10.3	Maximální dolet .....	103
10.4	Shrnutí letových výkonů.....	105
11.	Bodový zisk .....	105
12.	Tvarová optimalizace letounu.....	107
12.1	Vliv typu podvozku.....	107
12.2	Vliv profiláže .....	108
12.3	Vliv půdorysného tvaru křídla .....	108
12.4	Vliv vzepětí.....	110
13.	Závěr.....	111
14.	Bibliografie .....	112
15.	Seznam obrázků .....	114
16.	Seznam tabulek .....	117
17.	Seznam příloh .....	118





## 1. Seznam použitých zkratk a symbolů

Zkratka	Význam
MSA	Mezinárodní Standardní Atmosféra
VOP	Vodorovné Ocasní Plochy
SOP	Svislé Ocasní Plochy
CAD	Computer Aided Design
ACC	Air Cargo Challenge
MTOW	Maximální Vzletová Hmotnost
PC	Přední Centráž
ZC	Zadní Centráž
AC	Aerodynamický Střed
NB	Neutrální Bod
CG	Těžiště
NH	Náběžná hrana

Symbol	Význam	Jednotka
$\alpha$	úhel náběhu letounu	[ ° ]
$\alpha_a$	aerodynamický úhel náběhu	[ ° ]
$\alpha_0$	úhel náběhu při nulovém souč. vztlaku	[ ° ]
$\alpha_\delta$	faktor účinnosti výchylky klapky	[ - ]
$\beta_{ge}$	faktor přízemního efektu $l$	[ - ]
$\gamma$	úhel vzepětí	[ ° ]
$\Delta C_{l \max p}$	přírůstek maximálního profilového souč. vztlaku od klapky	[ - ]
$(\Delta C_{L \max})_{base}$	vliv typu klapky na $\Delta C_{L \max p}$	[ - ]



---

$\Delta C_{1p}$	přírůstek profilového souč. vztlaku od klapky	[ - ]
$\Delta C_{L \max}$	přírůstek maximálního souč. vztlaku od klapky	[ - ]
$\Delta C_L$	přírůstek souč. vztlaku od klapky	[ - ]
$\Delta C_{m0p}$	přírůstek profilového souč. klopivého momentu od klapky	[ - ]
$\Delta C_{Mw}$	přírůstek souč. klopivého momentu křídla od klapky	[ - ]
$\Delta C_{M0f}$	přírůstek souč. klopivého momentu od trupu	[ - ]
$(\Delta C_{1Cd})_{ref}$	faktor profilového odporu křídla	[ - ]
$\Delta C_{dp}$	faktor přírůstku profilového souč. odporu klapky	[ - ]
$\Delta C_{Dp \text{ flap}}$	přírůstek profilového souč. odporu klapky	[ - ]
$\Delta C_{Di \text{ flap}}$	přírůstek indukovaného souč. odporu klapky	[ - ]
$\Delta C_{Dint \text{ flap}}$	přírůstek interferenčního souč. odporu klapky	[ - ]
$\Delta C_{D \text{ flap}}$	celkový přírůstek souč. odporu klapky	[ - ]
$\Delta C_{Dge}$	přírůstek souč. odporu vlivem přízemního efektu	[ - ]
$\Delta \bar{X}_{SM}$	potřebná zásoba statické stability	[ - ]
$\delta$	Glauertův opravný faktor	[ - ]
$\delta_{fl}$	výchylka klapky	[ ° ]
$\varepsilon$	srázový úhel na VOP	[ ° ]
$\varepsilon_{0H}$	srázový úhel na VOP při nulovém souč. vztlaku	[ ° ]
$\eta_p$	propulsní účinnost	[ - ]
$\eta_i$	faktor vnitřní polohy klapky	[ - ]
$\eta_o$	faktor vnější polohy klapky	[ - ]
$\eta$	zúžení ( $b_1/b_0$ )	[ - ]
$\Lambda$	úhel šípu čtvrtinové čáry	[ ° ]



---

$\lambda$	šťíhlost	[ - ]
$\mu_1$	korekční faktor přízemního efektu 1	[ - ]
$\mu_2$	korekční faktor přízemního efektu 2	[ - ]
$\rho$	hustota vzduchu	[ kg/m <sup>3</sup> ]
$\sigma_{ge}$	faktor přízemního efektu 2	[ - ]
$\Phi$	úhel nastavení křídla	[ ° ]
$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	derivace srázového úhlu	[ 1/rad ]
$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	derivace klopivého momentu podle úhlu náběhu	[ - ]
a	zrychlení	[ m/s <sup>2</sup> ]
b <sub>SAT</sub>	střední aerodynamická tětíva	[ m ]
b <sub>H</sub>	rozpětí VOP	[ m ]
C <sub>D</sub>	součinitel odporu	[ - ]
C <sub>D p</sub>	profilový součinitel odporu křídla	[ - ]
C <sub>D i</sub>	indukovaný součinitel odporu křídla	[ - ]
C <sub>D H</sub>	součinitel odporu VOP	[ - ]
C <sub>D SOP</sub>	součinitel odporu SOP	[ - ]
C <sub>D f</sub>	součinitel odporu trupu	[ - ]
C <sub>D mlg</sub>	součinitel odporu hlavního podvozku	[ - ]
C <sub>D nlg</sub>	součinitel odporu předového podvozku	[ - ]
C <sub>D g</sub>	součinitel celkového odporu podvozku	[ - ]
C <sub>D ge</sub>	součinitel celkového odporu s vlivem přízemního efektu	[ - ]
C <sub>L</sub>	součinitel vztlaku	[ - ]
C <sub>L W</sub>	součinitel vztlaku křídla	[ - ]
C <sub>L WF</sub>	součinitel vztlaku křídlo - trup	[ - ]



---

$C_{LH}$	součinitel vztlaku VOP	[ - ]
$C_{Lb}$	součinitel vztlaku vyváženého letounu	[ - ]
$C_{L0}$	součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu	[ - ]
$C_{Lmax}$	maximální součinitel vztlaku	[ - ]
$C_M$	součinitel klopivého momentu	[ - ]
$C_{Mw}$	součinitel klopivého momentu křídla	[ - ]
$C_{Mwflap}$	součinitel klopivého momentu křídla s klapkami	[ - ]
$C_{LWF}$	součinitel klopivého momentu křídlo - trup	[ - ]
$C_{M0}$	součinitel klopivého momentu při nulovém součiniteli	
vztlaku		[ - ]
$C_f$	součinitel tření trupu	[ - ]
$C_P$	součinitel výkonu vrtule	[ - ]
$C_{RR}$	součinitel valivého odporu podvozku	[ - ]
$C_T$	součinitel tahu vrtule	[ - ]
$C_L^\alpha$	stoupání vztlakové čáry	[ - ]
$C_L^\alpha_w$	stoupání vztlakové čáry křídla	[ - ]
$C_L^\alpha_H$	stoupání vztlakové čáry VOP	[ - ]
$C_L^\alpha_b$	stoupání vztlakové čáry vyváženého letounu	[ - ]
$C_M^\alpha$	stoupání momentové čáry	[ - ]
$C_M^\alpha_w$	stoupání momentové čáry křídla	[ - ]
$D_p$	průměr vrtule	[ m ]
$d_f$	ekvivalentní průměr trupu	[ m ]
$e$	Oswaldův korekční faktor	[ - ]
$h_{eff}$	efektivní výška AC křídla nad zemí	[ m ]
$h_{te}$	výška odtokové hrany křídla nad zemí	[ m ]



---

$h_{AC}$	výška AC křídla nad zemí	[ m ]
$h_f$	výška trupu	[ m ]
$h_{kl}$	poměrná hloubka klapky	[ - ]
$h_{kř}$	poměrná hloubka křídélka	[ - ]
$i_H$	úhel nastavení VOP (vůči trupu)	[ ° ]
$i_{HF}$	úhel nastavení VOP (vůči úhlu nulového vztlaku)	[ ° ]
$J$	rychlostní poměr vrtule	[ - ]
$k_1$	vliv hloubky klapky na $C_{L\ max}$	[ - ]
$k_2$	vliv výchyvky klapky na $C_{L\ max}$	[ - ]
$k_3$	vliv trajektorie klapky na $C_{L\ max}$	[ - ]
$K_b$	opravný faktor na polohu klapky	[ - ]
$K_\Lambda$	opravný faktor na zúžení v místě klapky	[ - ]
$k_V$	parametr motoru otáčky na volt	[ rpm/V ]
$l$	rozpětí křídla	[ m ]
$l_f$	délka trupu	[ m ]
$l_H$	rameno VOP	[ m ]
$l_{SOP}$	rameno SOP	[ m ]
$l_{kl}$	poměrná délka klapky	[ - ]
$l_{kř}$	poměrná délka křídélka	[ - ]
$m$	hmotnost	[ kg ]
$n$	otáčky	[ ot/s ]
$P$	výkon	[ W ]
$q_H$	Zbrzdění proudu vzduchu na VOP	[ - ]
$Re$	Reynoldsovo číslo	[ - ]
$S$	plocha křídla	[ m <sup>2</sup> ]



---

$S_H$	plocha VOP	[ m <sup>2</sup> ]
$S_{SOP}$	plocha SOP	[ m <sup>2</sup> ]
$S_{MLG}$	čelní plocha hlavního podvozku	[ m <sup>2</sup> ]
$S_{NLG}$	čelní plocha předového podvozku	[ m <sup>2</sup> ]
$S_W$	omočená plocha křídla	[ m <sup>2</sup> ]
$S_{WF}$	omočená plocha křídla v místě klapky	[ m <sup>2</sup> ]
$T$	tah vrtule	[ N ]
$\frac{t}{c}$	poměrná tloušťka profilu	[ - ]
$U_b$	napětí akumulátoru	[ V ]
$v$	rychlost letu	[ m/s ]
$V_{lof}$	minimální rychlost odpoutání	[ m/s ]
$w$	stoupací (vertikální) rychlost	[ m/s ]
$w_f$	šířka trupu	[ m ]
$V_H$	mohutnost VOP	[ - ]
$V_{SOP}$	mohutnost SOP	[ - ]

## 2. Úvod

Obsahem této práce je aerodynamický návrh bezpilotního letounu studentského projektu Chicken Wings pro účely soutěže Air Cargo Challenge 2021. V první fázi jsou shrnuty pravidla soutěže, požadavky a omezení pro design letounu. Následuje analýza bodovací rovnice, která je jedním z hlavních kritérií při aerodynamickém návrhu letounu a zároveň faktorem určujícím konečné pořadí v soutěži.

Dále byla provedena koncepční studie zkoumající letouny obdobné kategorie. V rámci koncepční studie byl na základě zmíněných kritérií navržen finální koncepční design, který je v této práci rozpracován podrobně.

Ve výpočetní části je pak uveden postup návrhu tvaru křídla a ocasních ploch, dále byl proveden výpočet odporové poláry, letových výkonů a stability. Na základě bodovacího kritéria pak byla provedena tvarová optimalizace. Cílem této práce je navrhnout takový aerodynamický design letounu, který za předpokladu dobrých letových vlastností v konečném důsledku povede k co nejvyššímu bodovému zisku a co nejlepšímu umístění v soutěži.

## 3. Požadavky a omezení

### 3.1 ACC 2021 <sup>1</sup>

Jedná se o soutěž studentských konstruktérských týmů, které mají za cíl navrhnout a vyrobit letoun se kterým budou soutěžit proti ostatním týmům. Soutěž se koná každé dva roky a je pořádána vítězným týmem předchozího ročníku ACC. Soutěže se pravidelně účastní týmy z celého světa. Cílem soutěže je především přiblížit studentům kontakt s praxí a na skutečném technickém problému prověřit jejich schopnost aplikace nabytých znalostí a dovedností. Každý tým si tedy musí v omezeném časovém období projít celou řadou jednotlivých fází projektu jako jsou konstrukce, pevnostní výpočty, aerodynamika, technologie, výroba, ale také např. marketing nebo vedení týmu.

### 3.2 Pravidla soutěže ACC 2021

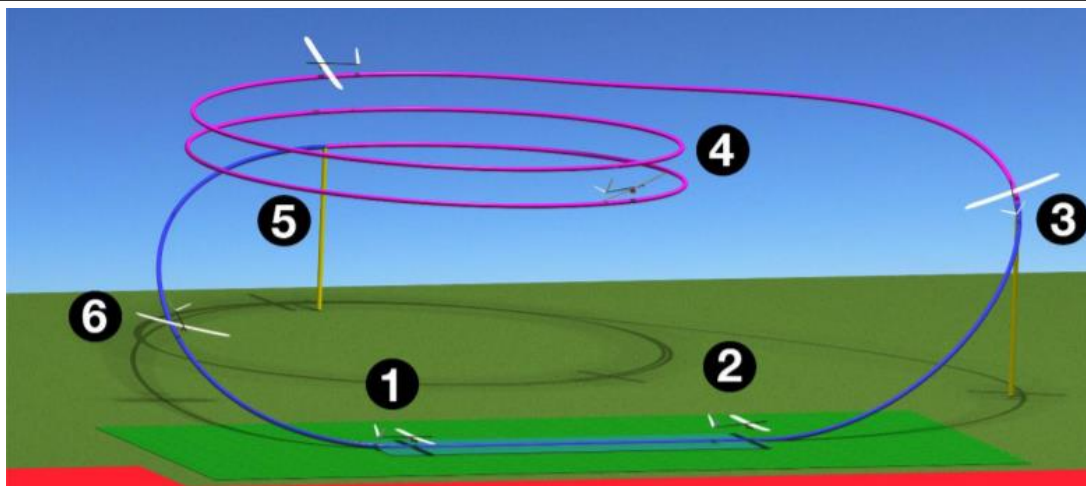
#### 3.2.1 Letová mise

- V co nejkratším čase naložit náklad
- Odstartovat na max. 60 m dlouhé dráze body 1 až 2 (viz. Obr. 1)
  - Poznámka: Když letoun odstartuje na 40 m dráze a předem to avizuje, získává +10 % k hodnocení letové mise
- Po dosažení rychlosti 5 km/h při rozjezdu začne běžet limit 60 s kdy letoun musí nastoupat optimálně do výšky 100 m (maximálně však 120 m, nebo bude diskvalifikován) body 2 až 3
- Po dosažení limitu 60 s začne běžet další limit 120 s, kdy letoun musí uletět co nejdelší vzdálenost body 3 až 5
- Poté musí letoun bezpečně přistát ve vymezeném prostoru body 5 až 1
- V co nejkratším čase vyložit náklad

---

<sup>1</sup> Veškeré informace ohledně soutěže ACC 2021 jsou čerpány ze zdroje (20)





Obr. 1: Schéma letové mise

### 3.2.2 Vybrané požadavky na design letounu vycházející z pravidel soutěže

- Letadlo musí být vybaveno pouze pevnými nosnými plochami. Jsou zakázány letadla lehčí než vzduch – je tedy vyloučeno použití vrtulníků, vírníků, vzducholodí, apod.
- Letoun musí být poháněn pouze jedním motorem předepsaného typu (AXI 2826/10 gold line v2)
- Letoun musí být poháněn jednou vrtulí předepsaného typu (APC 10x6E)
- Veškerá energie určená k pohonu letounu musí pocházet z akumulátoru uloženém v trupu. Max napětí akumulátoru 12,6 V
- Je zakázáno užití jakéhokoli typu autopilota
- Letoun musí přistát ve stejném stavu jako odstartoval, tzn. z letounu nesmí během letu odpadnout žádná část konstrukce ani nákladu
- Letoun musí být vybaven říditelným podvozkem
- Maximální vzletová hmotnost 20 kg
- Podvozek letounu by měl být dostatečně robustně dimenzován, jelikož start i přistání bude probíhat na travnaté dráze

### 3.2.3 Platící zatížení

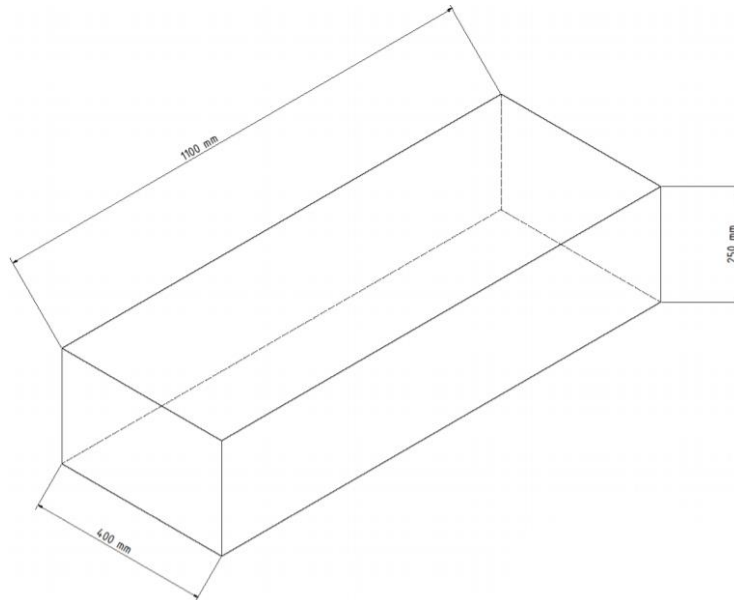
Náklad nebo-li platící zatížení pro tuto soutěž představují sáčky s krví resp. tekutinou, která má krev simulovat (viz Obr. 2). K dispozici budou 3 velikosti těchto sáčků: 100 g, 200 g a 300 g. Každý letoun musí být během letové mise vybaven minimálním množstvím předepsaného platícího zatížení, které představuje jeden 300 g sáček. Platící zatížení nesmí být vystaveno volnému proudu vzduchu za letu a musí být v letounu upevněno tak, aby se nemohlo během letu samovolně pohybovat.



*Obr. 2: Sáček s krví 300 g*

### 3.2.4 Přepravní box

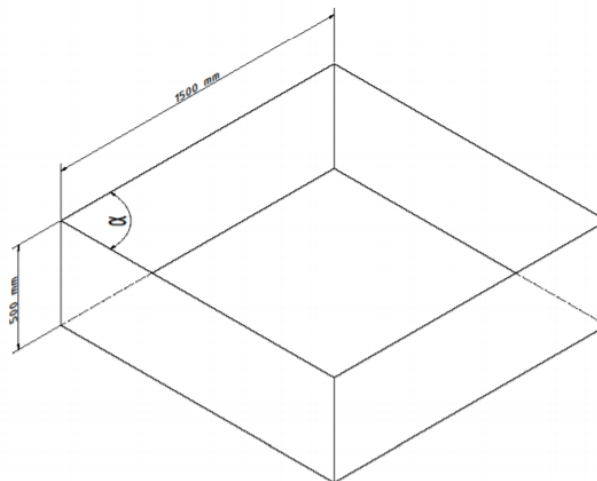
Z důvodu snadné přepravy se celý letoun musí nechat složit do krabice (viz Obr. 3) o rozměrech 1100 x 400 x 250 mm. Tato podmínka bývá ověřována při technické přejímce názorným vybalením z krabice a složením letounu do stavu připraveném k letu pod dozorem technické komise.



Obr. 3: Přepravní box

### 3.2.5 Omezení vnějších rozměrů letounu

Letoun ve stavu připraveném k letu se musí vejít do kosočtvercového boxu (viz Obr. 4) o straně 1500 mm a výšce 500 mm. Není definován úhel, který svírají dvě sousední stěny. Letoun nesmí žádnou svou částí přesahovat půdorys ani maximální výšku boxu.



Obr. 4: Kosočtvercový box



### 3.3 Požadavky vyplývající z obecných zásad konstrukce letounu

- Minimalizace hmotnosti prázdného letounu
- Spolehlivost konstrukce
- Dostatečná stabilita a říditelnost
- Konstrukce snadná na výrobu
- Přijatelná výše výrobních nákladů

### 3.4 Bodovací kritérium

$$Skóre = \left( \frac{S_{platicí\ zatížení} + S_{dolet} + S_{dostup}}{3} + (B_{naložení} + B_{vyložení} + B_{predikce}) \right) * B_{vzlet} \quad (3.1)$$

$$S_{platicí\ zatížení} = 1000 * \frac{P_{team}}{P_{max}} \quad (3.2)$$

$$S_{dolet} = 1000 * \frac{D_{team}}{D_{max}} \quad (3.3)$$

$$S_{dostup} = 1000 * \frac{A_{team}}{A_{max}} \quad (3.4)$$

$$S_{naložení} = 60 * \left( 1 - \frac{t_n}{120} \right) \quad (3.5)$$

$$S_{vyložení} = 60 * \left( 1 - \frac{t_v}{120} \right) \quad (3.6)$$

$$P_{predikce} = 50x \left( 1 * \left| \frac{P_{team}}{predikce} - 1 \right| \right) \quad (3.7)$$

$$B_{vzlet} = 1,1 \quad (3.8)$$



$S_{platicí\ zatížení}$  – bodový zisk za hmotnost neseného platicího zatížení

$S_{dolet}$  – bodový zisk za vzdálenost kterou letoun uletěl ve vyhrazeném časovém úseku 120 s

$S_{dostup}$  – bodový zisk za výšku kterou letoun nastoupal ve vyhrazeném časovém úseku 60 s (viz Obr. 5)

$S_{naložení}$  – bodový zisk za rychlost naložení platicího zatížení

$S_{vyložení}$  – bodový zisk za rychlost vyložení platicího zatížení

$P_{predikce}$  – bodový zisk za predikovanou hmotnost platicího zatížení

$B_{vzlet}$  – bonus 10 % k hodnocení letové mise za odstartování ze 40m dráhy

$P_{team}$  – hmotnost neseného platicího zatížení

$P_{max}$  – maximální hmotnost neseného platicího zatížení některého z týmů

$D_{team}$  – dolet

$D_{max}$  – největší dolet některého z týmů

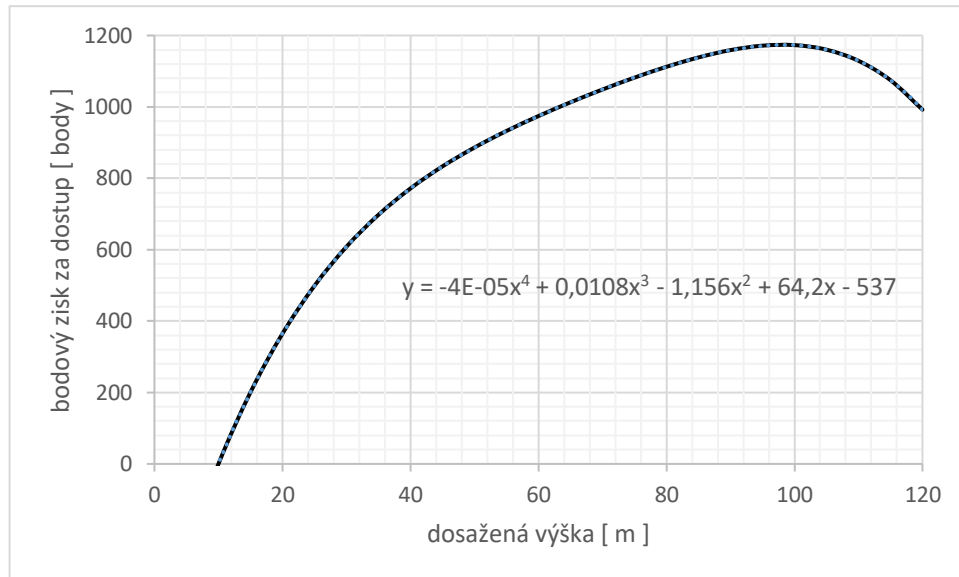
$A_{team}$  – hodnocení dostupu

$A_{max}$  – nejlépe hodnocený dostup některého z týmů

$t_n$  – čas potřebný k naložení platicího zatížení

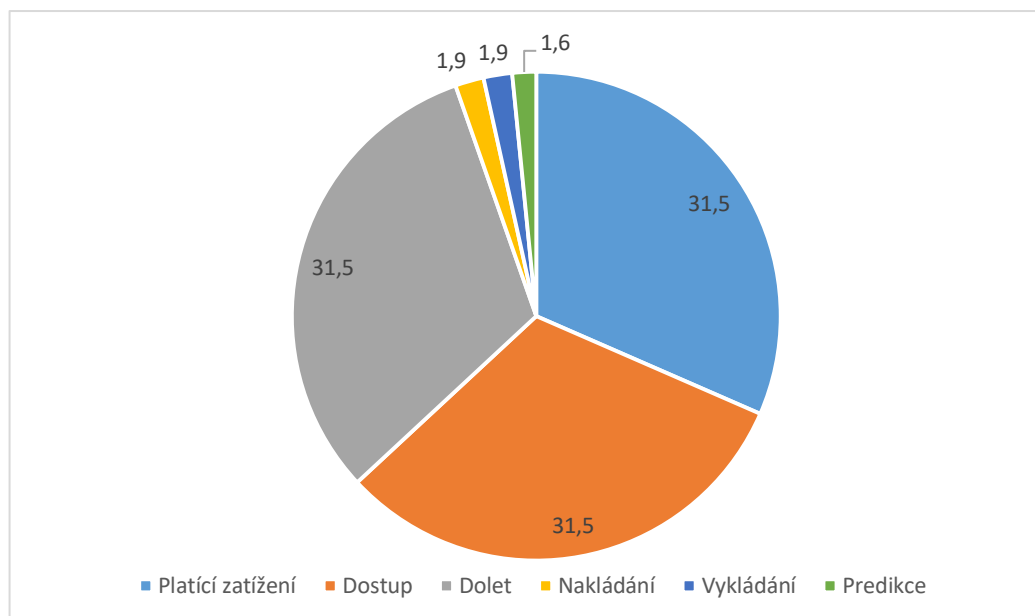
$t_v$  – čas potřebný k vyložení platicího zatížení

*predikce* – jedná se o návrhovou hmotnost neseného platicího zatížení, kterou by ideálně dle výpočtu letoun měl unést. Toto kritérium hodnotí „kvalitu“ výpočtu letových výkonů. „Predikce“ neboli návrhová hmotnost neseného platicího zatížení je zohledněna také podle nadmořské výšky resp. hustoty vzduchu



Obr. 5: Hodnocení dostupů

Z bodovacích kritérií uvedených v kapitole 3.4 vyplývá, že největší podíl maximálního skóre je obsažen v hmotnosti neseného platícího zatížení, dostupů a doletů (viz Obr. 6). Ostatní bodovaná kritéria mají minoritní vliv na celkové bodové hodnocení. Z tohoto důvodu bude při návrhu a optimalizaci letounu brán důraz především na tato kritéria. Kritérium „predikce“ pak vůbec není závislé na designu letounu, nýbrž pouze na přesnosti použitých výpočetních metod.



Obr. 6: Procentuální podíl bodovaných kritérií

## 4. Koncepční studie

### 4.1 Statistický rozbor letounů obdobné kategorie

Vzhledem k velmi specifické kategorii kterou tato pravidla určují, není jednoduché dohledat dostatek relevantních zdrojů pro statistický rozbor. Většina letounů zahrnutá v rozboru (viz Tabulka 4.1 a Tabulka 4.2) proto odpovídá této kategorii jen částečně. Letouny kategorie ACC nejlépe odpovídají svou koncepcí našim požadavkům a z toho důvodu bude k jejím statistickým hodnotám přihlíženo s větší váhou, než k letounům ostatních kategorií. Všechny letouny uvedené v rozboru jsou letouny klasické koncepce tj. ocasní plochy jsou umístěné na trupu za křídlem.

Tabulka 4.1: Statistický rozbor část 1/2

Letoun	kategorie	hmotnost	rozpětí křídla	plocha křídla	měrné zatížení křídla	štíhlost křídla	střední AD těživa
		[ g ]	[ mm ]	[ m <sup>2</sup> ]	[ g/dm <sup>2</sup> ]	[ - ]	[ mm ]
FabricK II	ACC 2017	4500	3000	0,899	50,1	10,0	305,7
FausT	ACC 2019	6000	4540	1,18	50,8	17,5	303
Fly Harder	ACC 2019	5200	4196	1,28	40,6	13,8	309
Orion V-2,5m	termální větroň	770	2500	0,374	20,6	16,7	162
Eclipse-3	termální větroň	1803	2665	0,515	35,0	13,8	223
Sting	termální větroň	2400	2800	0,58	41,4	13,5	231
Shinto	termální větroň	2050	2995	0,555	36,9	16,2	210
Freestyler 3	termální větroň	1918	2800	0,548	35,0	14,3	217
Crossfire-2	termální větroň	2009	2970	0,582	34,5	15,2	219
Solius RR 2160	elektro větroň	1450	2160	0,407	35,6	11,5	185
Heron RR 2400	elektro větroň	1500	2400	0,413	36,3	13,9	170
Slick 580 EXP	akrobat	11800	2679	1,16	101,7	6,2	410

Tabulka 4.2: Statistický rozbor část 2/2

Letoun	kategorie	typ ocasních ploch	úhel rozevření OP (V-tail)	mohutnost VOP	mohutnost SOP	poměrné rameno VOP
			[ ° ]	[ - ]	[ - ]	[ - ]
FabricK II	ACC 2017	V-tail	107	0,38	0,02	3,27
FausT	ACC 2019	V-tail	104	0,435	0,0177	3,85
Fly Harder	ACC 2019	V-tail	101	0,45	0,0443	5,34
Orion V-2,5m	termální větroň	V-tail	105	0,68	0,0261	5,82
Eclipse-3	termální větroň	V-tail	102	0,34	0,0185	3,67
Sting	termální větroň	V-tail	110,0	0,4	0,0161	3,78
Shinto	termální větroň	V-tail	103,0	0,43	0,0191	4,34
Freestyler 3	termální větroň	V-tail	103	0,37	0,0192	4,02
Crossfire-2	termální větroň	V-tail	102	0,42	0,0202	4,32
Solius RR 2160	elektro větroň	T-tail		0,44	0,0223	4,12
Heron RR 2400	elektro větroň	T-tail		0,42	0,0219	4,01
Slick 580 EXP	akrobat	konvenční		0,74	0,0414	4,05

## 4.2 Rešerše uspořádání letounu a jeho částí

Do rešerše byly zahrnuty pouze vybraná uspořádání, která jsou v praxi ověřena a jsou relevantní pro kategorii letounu, kterou se tato práce zabývá. Nejsou zde uvedena uspořádání, vedoucí na konstrukční řešení, které by bylo přímo v rozporu s pravidly. Rovněž zde nejsou zahrnuta uspořádání, která by vedla na neúměrně složitou konstrukci nebo vyžadující nákladnou technologii výroby. Hodnoceny byly především aspekty, které se týkají této kategorie letounů.

### 4.2.1 Základní koncepční uspořádání letounu

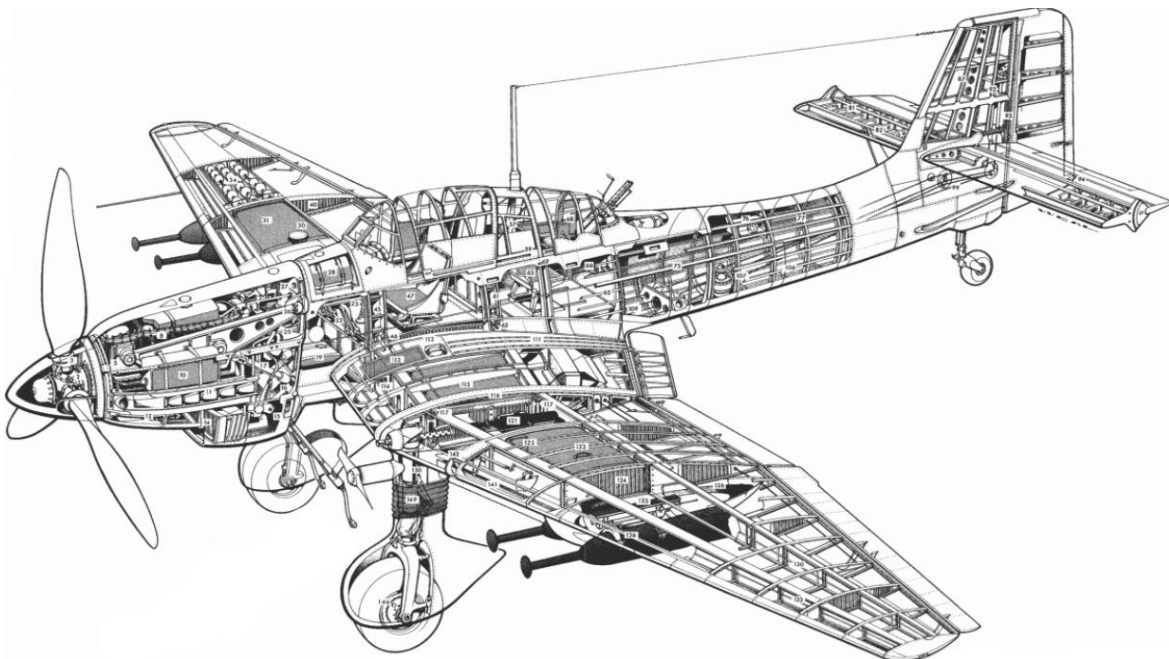
#### 1) Klasické uspořádání (viz Obr. 7)

Jedná se o nejrozšířenější uspořádání letounu. Vodorovné plochy se nachází na trupu za křídlem. Slouží k vyrovnávání klopivého momentu letounu pro dosažení ustáleného režimu letu a pro změnu režimu letu v podélném směru. Dle svého určení se těmto plochám říká také stabilizátor.

Výhodou této koncepce je, že nabízí poměrně široký rozsah centraže při zajištění podélné statické stability.

Nevýhodou pak je, že pro zachování podélné statické stability působí vyvažovací síla na VOP ve většině režimu letu proti směru vztlakové síly křídla a způsobuje tak celkový úbytek vztlaku. (1)





Obr. 7: Junkers Ju 87 - Stuka (2)

## 2) Kachní koncepce (viz Obr. 8)

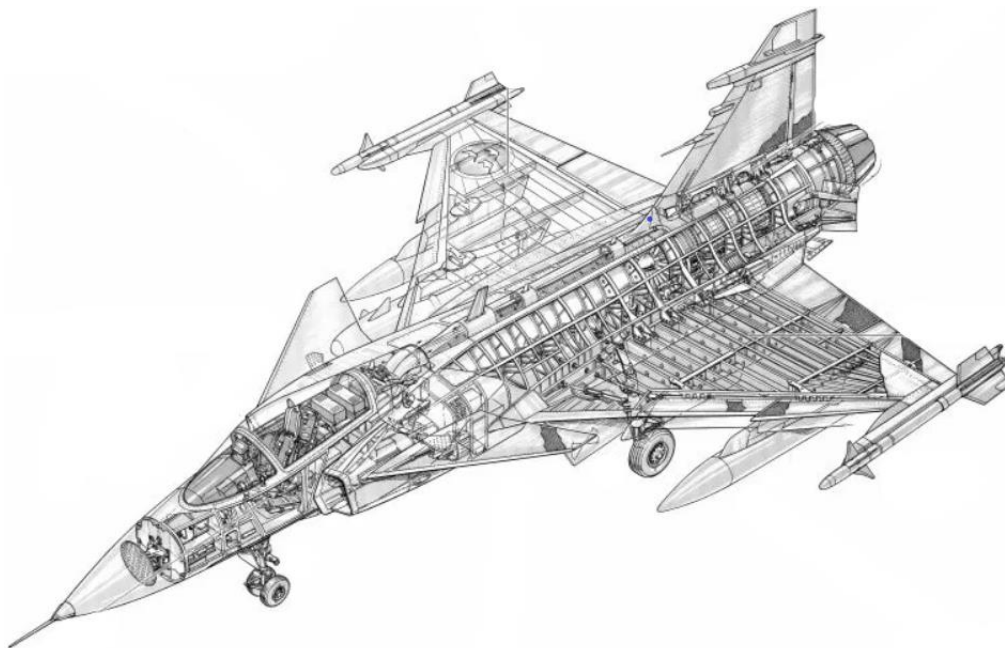
Tato koncepce má oproti konvenčnímu uspořádání vodorovné plochy umístěné na trupu před křídlem. Pro zajištění podélné statické stability se těžiště u takového uspořádání musí nacházet před AC křídla a tím pádem pak vyvažovací síla na vodorovné ploše musí působit ve stejném směru jako vztlaková síla na křídle.

Výhodou této koncepce je, že vodorovná plocha přispívá ke vztlaku křídla a teoreticky tak umožňuje navrhnout křídlo menší než u konvenčního uspořádání při podobné vztlakové kapacitě.

Nevýhodou je, že tato koncepce je extrémně citlivá na polohu těžiště a rozsah centráže pro zajištění podélné statické stability je tak velmi malý. Další nevýhodou pak je, že se křídlo nachází z části v úplavu vodorovné plochy, což také zhoršuje jeho aerodynamické vlastnosti. Vodorovná plocha pak musí mít větší úhel nulového vztlaku než křídlo, což ve výsledku způsobí, že křídlo nemůže nikdy dosáhnout svého maximálního součinitele vztlaku, neboť na vodorovných plochách dojde při kritickém úhlu náběhu k odtržení proudu dříve. Navíc se často před křídlem nachází podstatná část trupu, která v okolí kořene křídla snižuje dynamický tlak.

Plochy této koncepce mají oproti ocasním plochám za křídlem destabilizující účinek.

(1)



*Obr. 8: JAS39 Gripen (3)*

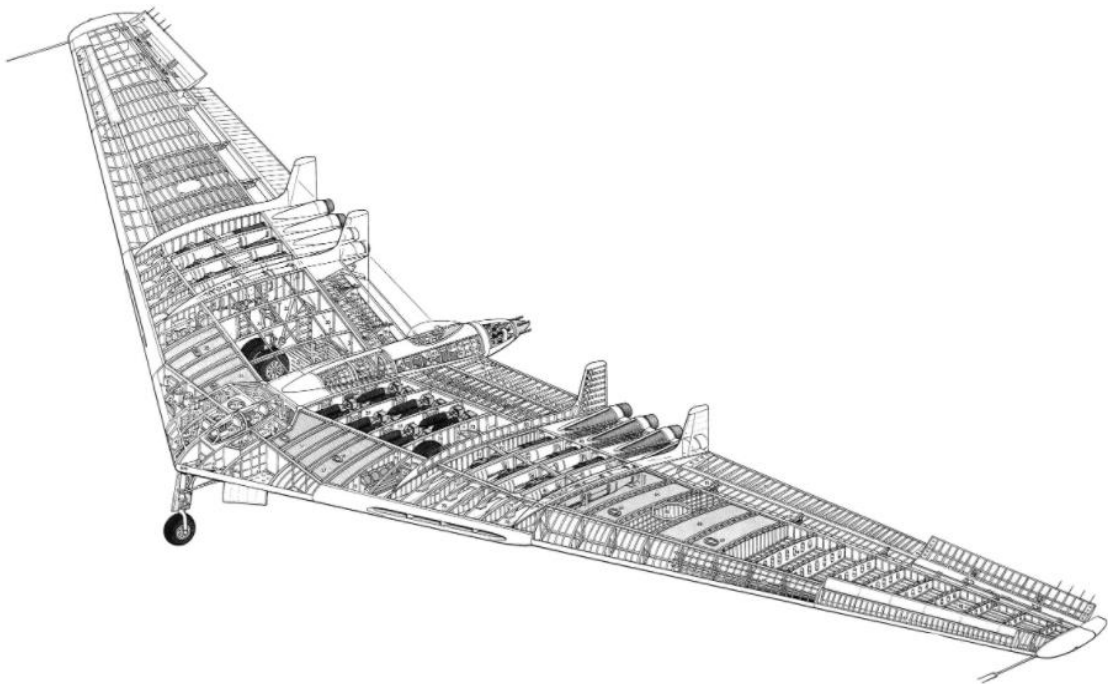
### 3) Samokřídlo (viz Obr. 9)

Jedná se o letoun s nosnou plochou bez trupu a bez vyvažovacích ploch na ocase nebo na přídí. Vyvažovací plochy včetně trupu tvoří podstatnou část celkové hmotnosti a odporu letounu. Právě absence těchto ploch vedla konstruktéry v ranné fázi vývoje těchto samokřidel k předpokladu lepších letových výkonů než u letounů klasické koncepce.

Podélná stabilita je zde zajištěna dvěma způsoby. U křidel s výrazným úhlem šípů jsou konce křídla zkrouceny o záporný úhel. Tím že se konce křídla nachází daleko za těžištěm, tak jsou tyto plochy zdrojem proti vztlaku působící vyvažovací síly, která vytváří stabilizující moment. Jinou možností je použití autostabilního profilu, který dokonce umožňuje vyvážený let i samokřidel bez šípů. Takový profil je charakteristický „dvojím“ prohnutím.

Výhody samokřidel spočívají v potenciálně nižší hmotnosti a nižšímu odporu oproti klasickému uspořádání.

Hlavní nevýhodou je pak velká citlivost na polohu těžiště a z toho plynoucí nízký rozsah centráže pro zajištění podélné statické stability. Jednu z hlavních výhod – nižší odpor pak dále degraduje mechanismus zajišťující podélnou statickou stabilitu. Vyvažovací plošky na koncích šípového křídla totiž přispívají k nárůstu odporu a autostabilní profily mají už ze své podstaty vyšší odpor oproti profilům, které jako autostabilní nejsou označovány. Dále pak samokřídla obecně mají problémy se zajištěním stranové stability. (1)



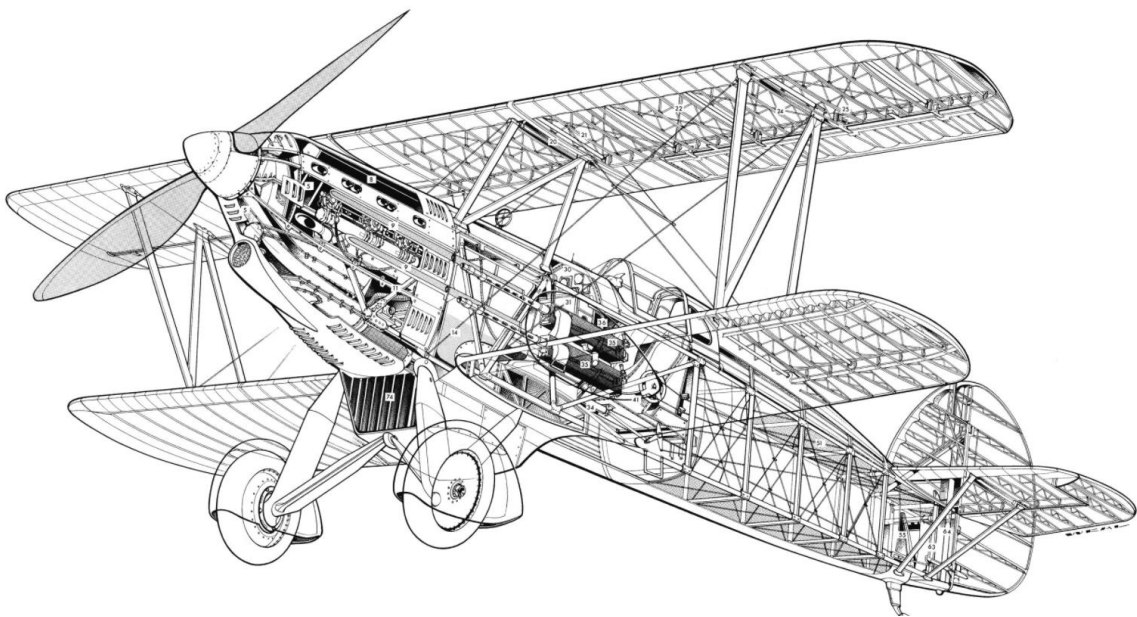
Obr. 9: Northrop YB-49 (4)

## 4) Dvouplošník (a víceplošník) (viz Obr. 10)

Dvouplošník je jednou z variant letounu klasické koncepce. Vyznačuje se použitím dvou podobně velkých křídel umístěných nad sebou často s mírným podélným přesazením. Dvouplošníky byly používány převážně do druhé světové války, než přišly ke slovu samonosná křídla. Soustava nosníků křídel, které byly vyztuženy vzpěrami a lanky, tvořily příhradovou konstrukci a zajišťovaly tak ohybovou tuhost křídel.

Vedle snadno dosažitelné vysoké ohybové tuhosti, která vedla na lehkou konstrukci křídla, spočívala hlavní výhoda dvouplošníků v menším rozpětí při podobné vztlakové kapacitě než u jednoplošných letadel. To vedlo na nižší moment setrvačnosti kolem podélné osy, což výrazně přispívalo k obratnosti letounu. Rovněž dvouplošníky stejného rozpětí jako jednoplošníky měly k dispozici vyšší maximální vztlak.

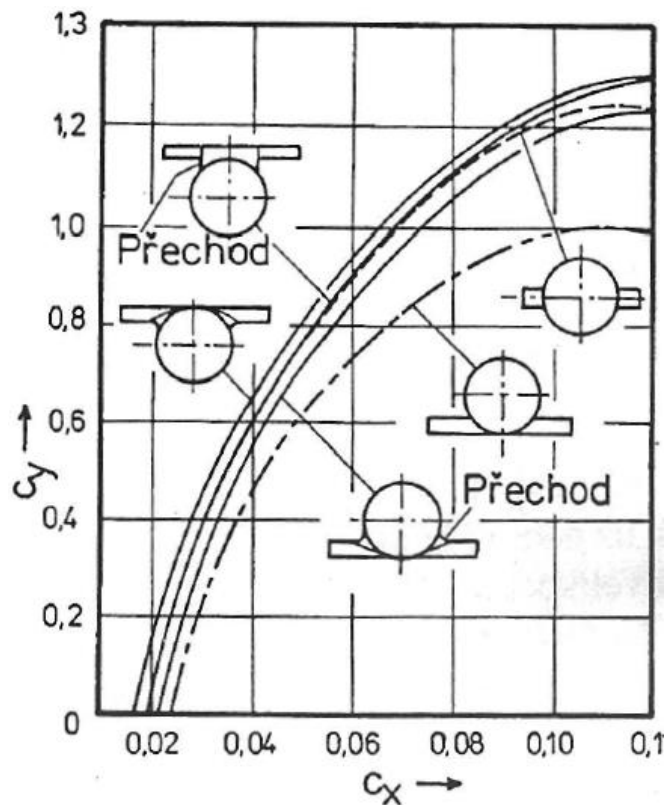
Velkou nevýhodou pak byl výrazně vyšší odpor, který tvořily výztuhy mezi křídly, ale také interference proudění mezi křídly samotnými. (1)



Obr. 10: Avia B-534 (4)

#### 4.2.2 Výšková poloha křídla

Výšková poloha křídla má vliv na aerodynamické především provozní aspekty letounu. Obr. 11 také ukazuje, že zásadní vliv na aerodynamické vlastnosti mají rovněž přechodové oblouky křídlo-trup.



Obr. 11: Vliv výškové polohy křídla na odporovou poláru letounu (5)

##### 1) Hornoplošník (viz Obr. 12)

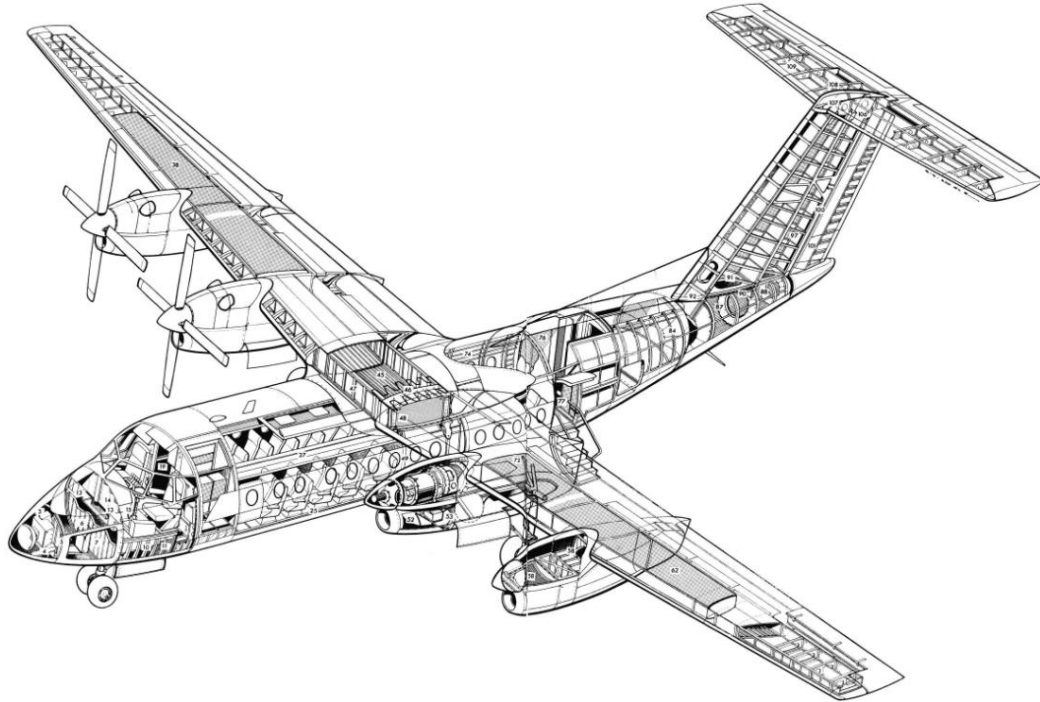
Křídlo umístěné na horní straně trupu

Výhody:

- Křídlo umístěno vysoko nad těžištěm letounu přispívá k příčné stabilitě letounu
- Nižší interferenční odpor křídlo-trup než dolnoplošník
- Trup minimálně ovlivňuje horní stranu křídla, to vede na vyšší maximální součinitel vztlaku křídla
- Zpravidla není nutné konstruovat křídlo se vzepětím
- Nosník křídla může být konstruován jako průchozí, přičemž minimálně zasahuje do prostoru trupu, který může být využit pro umístění nákladu

Nevýhody:

- Podvozek uchycený na křídle musí být delší a tím pádem i těžší (1) (5)



Obr. 12: de Havilland Dash 7 (4)

## 2) Středoplošník (viz Obr. 13)

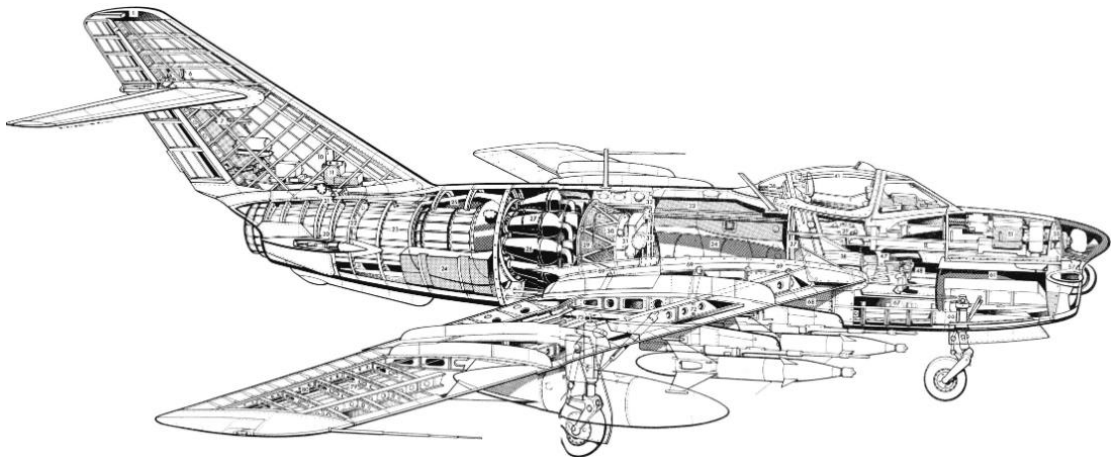
Křídlo prochází trupem přibližně v jeho střední výškové poloze

Výhody:

- Nejnižší interferenční odpor křídlo – trup
- Kratší podvozek umístěný v křídle než u hornoplošníku

Nevýhody:

- Nižší maximální součinitel vztlaku než hornoplošník
- Omezení vnitřního prostoru trupu kvůli průchozímu nosníku křídla (1) (5)



Obr. 13: Mig-17 (4)

### 3) Dolnoplošník (viz Obr. 14)

Křídlo se nachází na spodní straně trupu

Výhody:

- Nízko položené křídlo umožňuje uchytit krátký a lehký podvozek s dostatečným rozchodem přímo do křídla

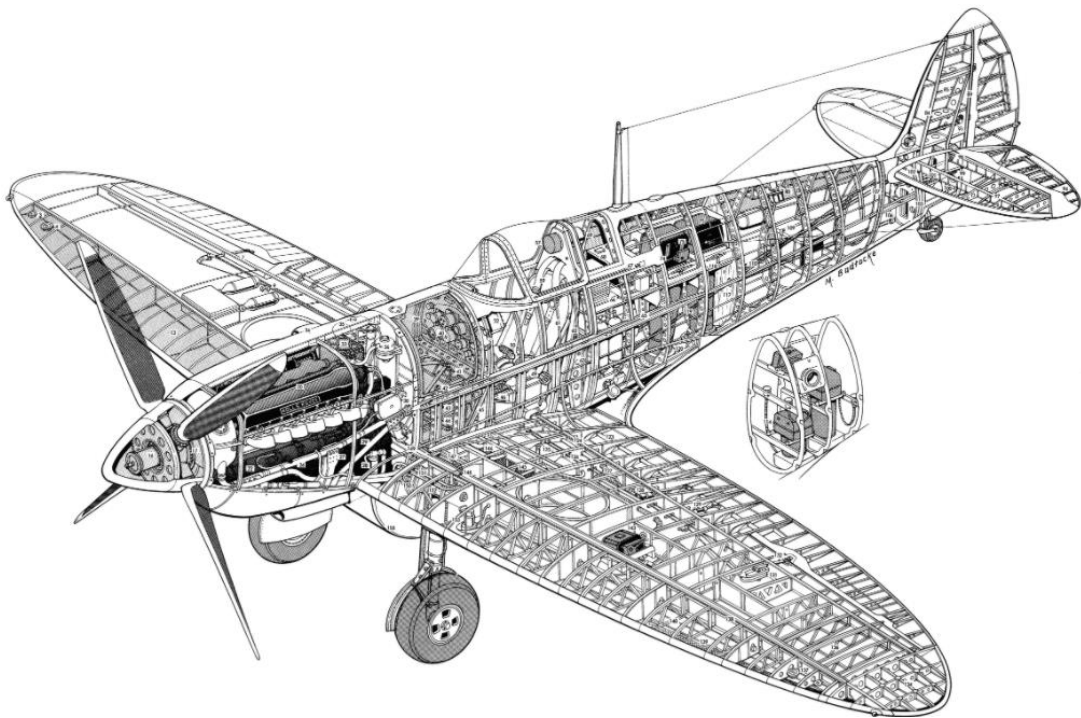
Nevýhody:

- Nejvyšší interferenční odpor křídlo – trup, pro částečnou kompenzaci je nezbytné užití přechodových oblouků

- Těžiště letounu se nachází vysoko nad křídlem, což zhoršuje příčnou stabilitu. Tento efekt je nutno kompenzovat dalšími opatřeními

U některých letounů však může být příčná nestabilita žádoucí. Její negativní důsledky pak musí být řešeny např. elektro-impulsivním řízením

- Z důvodu výrazného ovlivnění horní strany křídla trupem, je zde také nejnižší maximální součinitel vztlaku křídla (1) (5)



Obr. 14: Submarine Spitfire (4)

#### 4.2.3 Půdorysný tvar křídla

##### 1) Obdélníkové **křídlo** (viz Obr. 15)

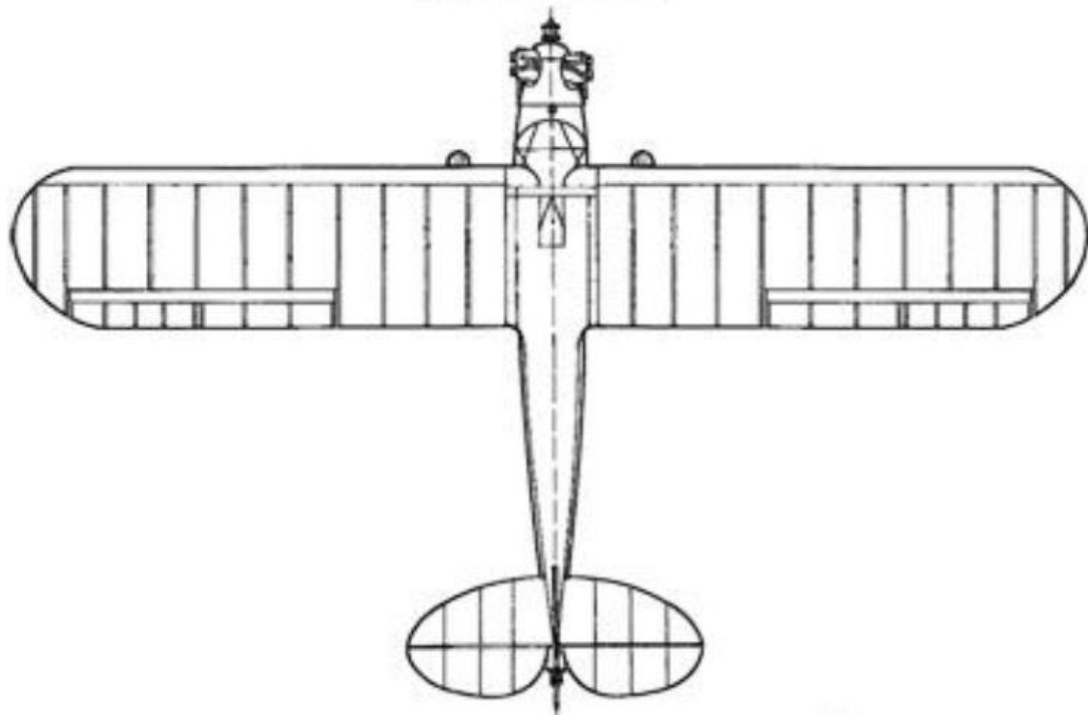
Výhody:

- Příznivé letové vlastnosti z hlediska odtrhávání proudu při vysokých úhlech náběhu, zpravidla není nutné geometrické ani aerodynamické kroucení
- Technologicky a finančně nejméně náročné

Nevýhody:

- Nejhorší letové výkony (velký indukovaný odpor)
- Snížený maximální součinitel vzlaku
- Neefektivní využití materiálu směrem ke konci křídla – vede na vyšší hmotnost křídla (1)

(5)



Obr. 15: Piper J3 Cub (6)



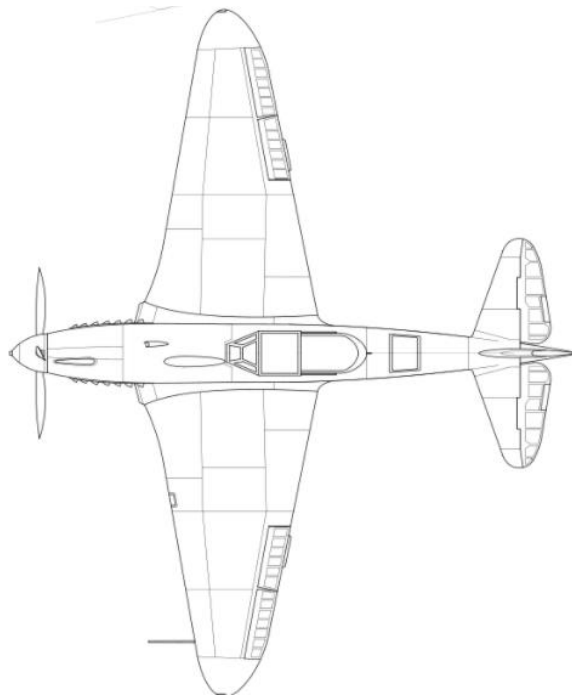
## 2) Lichoběžníkové křídlo (viz Obr. 16)

Výhody:

- Dosažitelnost vyššího maximálního součinitele vztlaku než u obdélníkového křídla
- Nižší indukovaný odpor
- Přijatelná technologická náročnost
- Snadné efektivní využití materiálu z hlediska zatížení

Nevýhody:

- Možné zhoršení pádových vlastností (silně závisí na zúžení křídla) (1) (5)



*Obr. 16 Yak - 9T*

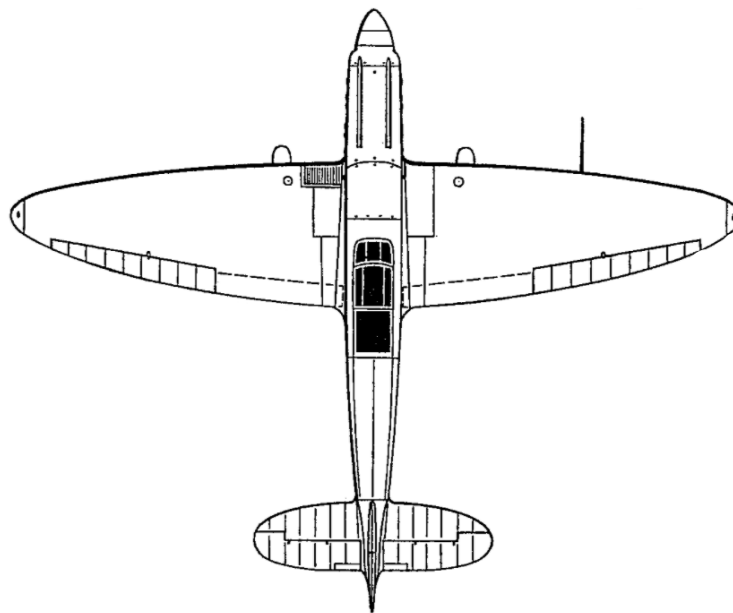
## 3) Eliptické křídlo (viz Obr. 17)

Výhody:

- Nejvyšší dosažitelný součinitel vztlaku křídla ze všech zmíněných uspořádání
- Nejnižší indukovaný odpor
- Potenciálně nejvyšší dosažitelné aerodynamické výkony
- Esteticky velmi působivé

Nevýhody:

- Bez dalších úprav jsou pádové vlastnosti naprosto nepřijatelné. K odtržení proudění dochází zpravidla náhle a po celém polo-rozpětí křídla.
- Pro zachování přijatelných pádových vlastností je nutné geometrické či aerodynamické kroucení křídla, což ale vede na mírné zhoršení aerodynamických výkonů.
- Vyšší technologická náročnost (1) (5)
- Ekonomicky nejnáročnější varianta



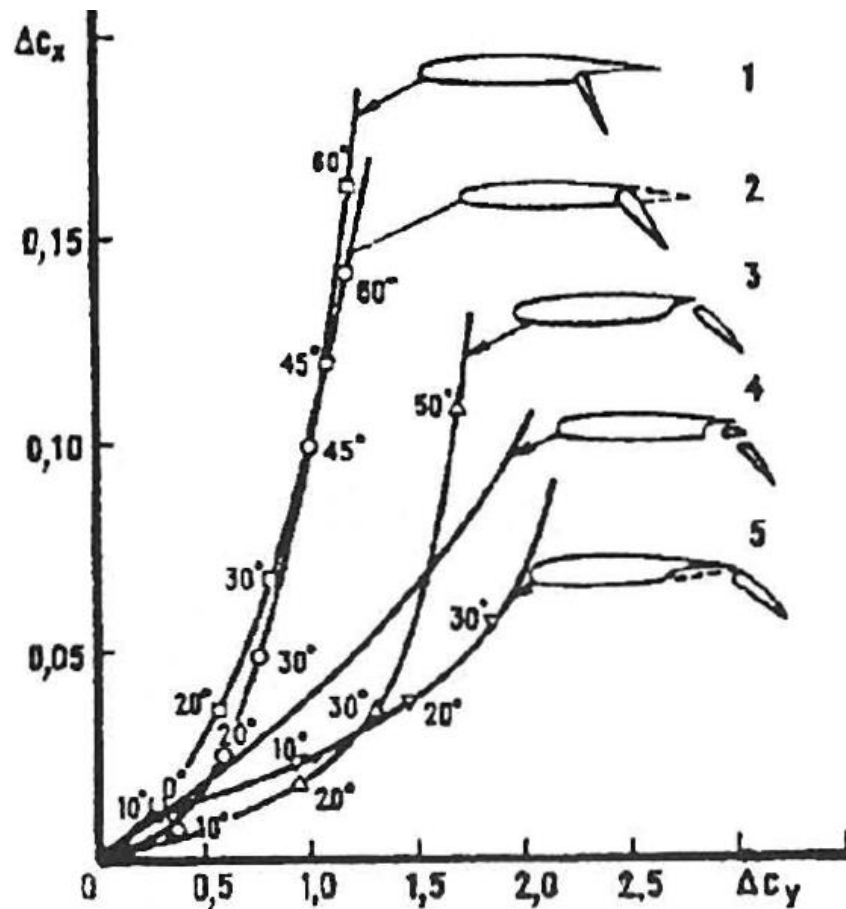
Obr. 17 Avia B35

#### 4.2.4 Vztlaková mechanizace

Vztlaková mechanizace slouží primárně ke zvýšení maximálního součinitele vztlaku letounu (viz Obr. 19) a tím k dosažení nižší pádové rychlosti. To přináší mnohé výhody jako např. potřebu kratší vzletové a přistávací dráhy, vyšší bezpečnost při přiblížení letounu a přistání, nižší zatížení letounu při přistání, ale také může zvýšit maximální dolet letounu, či jeho vytrvalost. Existuje celá řada druhů vztlakové mechanizace. Většina z nich je však jen velice těžko realizovatelná na letounech této kategorie. Do této rešerše jsou zahrnuta jen ta řešení, která jsou pro tuto kategorii relevantní. V přehledu (viz Obr. 18) jsou shrnuty vybrané typy vztlakové mechanizace, které byly při výběru posuzovány (5).

Typ vztlakové mechanizace		$\Delta C_L [-]$
Odštěpná klapka		0,78 - 0,90
Sklopná klapka		0,54 - 0,66
Štěrbinová klapka		0,6 - 0,72
Fowlerova klapka		1,38 - 1,5
Slot na náběžné hraně		0,42 - 0,48

Obr. 18: Přehled vybraných typů vztlakové mechanizace (5)



Obr. 19: Přehled aerodynamických vlastností vybraných typů vztlak. mech. (5)

#### 4.2.5 Uspořádání ocasních ploch

Ocasní plochy slouží pro zajištění stability a říditelnosti letounu v podélném a stranovém směru. (5)

##### 1) Konvenční uspořádání

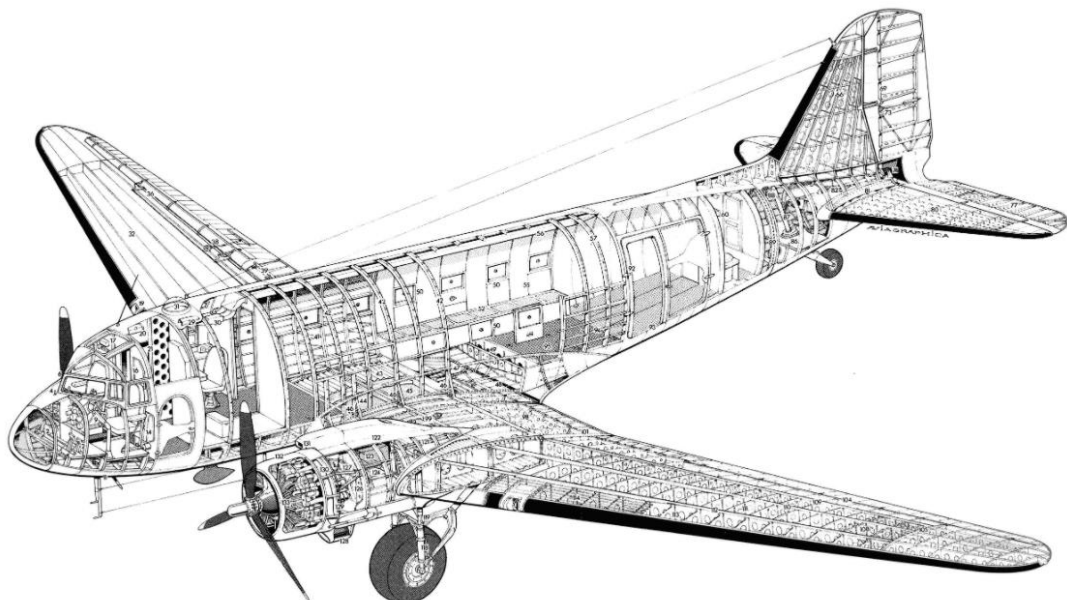
Jedná se o nejčastěji používané uspořádání kde vodorovné ocasní plochy jsou umístěny přímo na trupu (viz Obr. 20).

Výhody:

- Jednoduchá konstrukce
- Nízká hmotnost
- Při kritickém úhlu náběhu letounu se VOP zpravidla nenacházejí v úplavu křídla a mohou tak efektivně posloužit pro vyrovnání takového kritického letového případu

Nevýhody:

- Nižší efektivita vodorovných ploch z důvodu zbrzdění proudu vzduchu trupem
- Při odtržení proudu na vodorovných plochách se svislé plochy mohou nacházet v úplavu
- Riziko poškození vodorovných ploch při přistání do vysoké trávy (1) (5)



Obr. 20: Douglas DC-3 (4)

## 2) T ocasní plochy

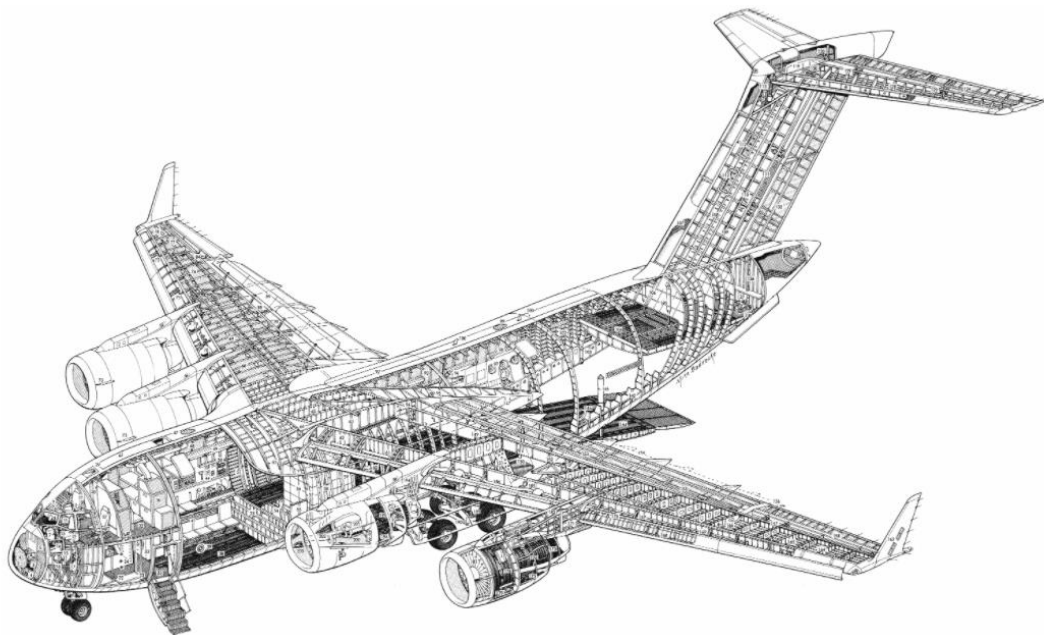
Vodorovné plochy jsou umístěny na horním konci kýlu (viz Obr. 21).

Výhody:

- Vyloučené riziko poškození vodorovné plochy při přistání kolizí s povrchem
- Nižší celkový odpor ocasních ploch
- Nejvyšší aerodynamická účinnost ocasních ploch
- Nižší dynamické namáhání vodorovných ploch od vrtulového proudu

Nevýhody:

- Vyšší ohybové namáhání kýlu
- Vyšší nároky na tuhost kýlu z důvodu kritické rychlosti flutteru
- Vyšší celková hmotnost ocasních ploch
- Při nevhodné konfiguraci se mohou vodorovné plochy dostat do úplavu křídla při hlubokém přetažení (1) (5)



Obr. 21: Boeing C-17 Globemaster (4)

### 3) Motýlkové (sdružené) ocasní plochy

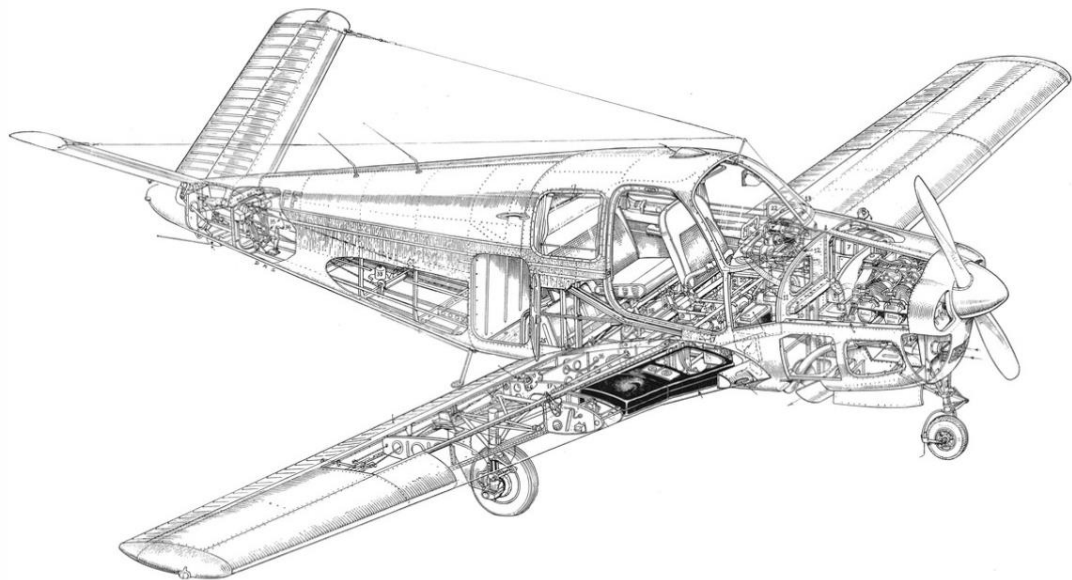
Ocasní plochy jsou orientovány (viz Obr. 22).

Výhody:

- Vyloučené riziko poškození ocasních ploch při přistání kolizí s povrchem
- Nižší celkový odpor ocasních ploch
- Konstruktivně jednodušší
- Nižší hmotnost

Nevýhody:

- Pro zachování stejné mohutnosti VOP a SOP je třeba větší plochy motýlkových ocasních ploch
- Při nesouhlasném vychýlení řídicích ploch dochází k přidavnému krutovému namáhání trupu
- Horší vlastnosti při řízení
- Obtížné spřažení řízení ocasních ploch s říditelnou ostruhou (5)



Obr. 22: Beechcraft Bonanza (4)

#### 4) Křížové ocasní plochy

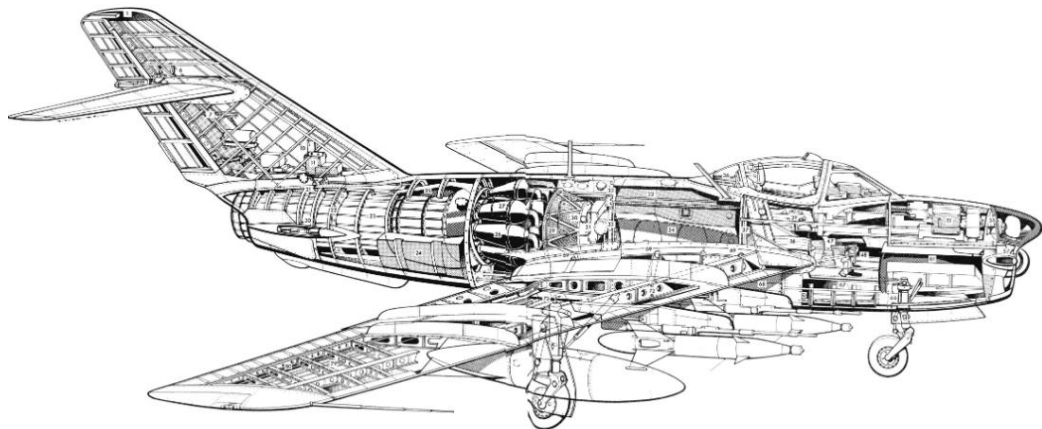
Křížové ocasní plochy jsou modifikací T-ocasních ploch (viz Obr. 23). Důvodem pro umístění stabilizátoru přibližně doprostřed svislé ocasní plochy bývá často odlehčení zatížení kýlu.

Výhody:

- Nižší zatížení kýlu
- Oproti klasickému uspořádání se při hlubokém přetažení část SOP nachází mimo úplav VOP

Nevýhody:

- Vyšší interferenční odpor
- Složitá konstrukce z důvodu dělené VOP (7)



Obr. 23: Mig 17 (4)

#### 4.2.6 Uspořádání podvozku

Pro letoun této kategorie přichází v úvahu pouze dva typy podvozku a to ostruhový podvozek a příďový podvozek.

##### 1) Ostruhový podvozek

Ostruhový typ podvozku má hlavní podvozek umístěný před těžištěm a „ostruhu“ na zádi (viz Obr. 24). Hlavní podvozek v takovém případě přenáší přibližně 90% zatížení.

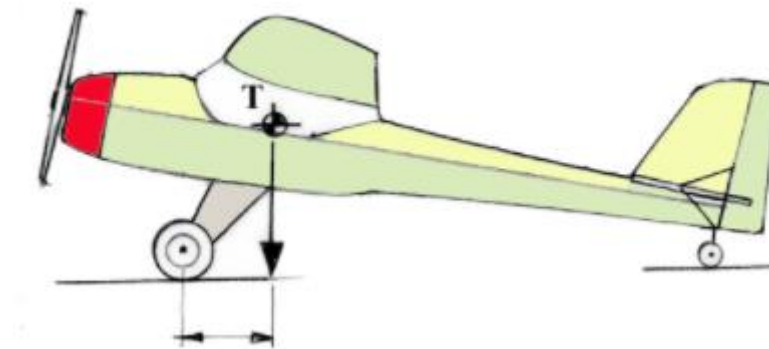
Výhody:

- Nízká hmotnost ostruhového kola

- Možnost jednoduchého spřažení ovládání se směrovým kormidlem
- Nižší odpor ostruhového kola

Nevýhody:

- Horší ovladatelnost letounu při startu – pilot musí nejprve při startu po dosažení minimální rychlosti potlačit a vyrovnat tak trup do vodorovné polohy a až po dosažení minimální vzletové rychlosti přitáhnout a odlepit se
- Náročná pilotáž při přistání – hrozí odskakování letounu pokud pilot přistane pouze na hlavní kola, dále pak hrozí při prudkém brzdění překlopení na nos
- Přirozená nestabilita podvozku při zatáčení (5) (1)



Obr. 24: schéma ostruhového podvozku (8)

### 1) Předový podvozek

Hlavní podvozek u předového uspořádání se nachází za těžištěm a předová noha je umístěna v přední části letounu (viz Obr. 25).

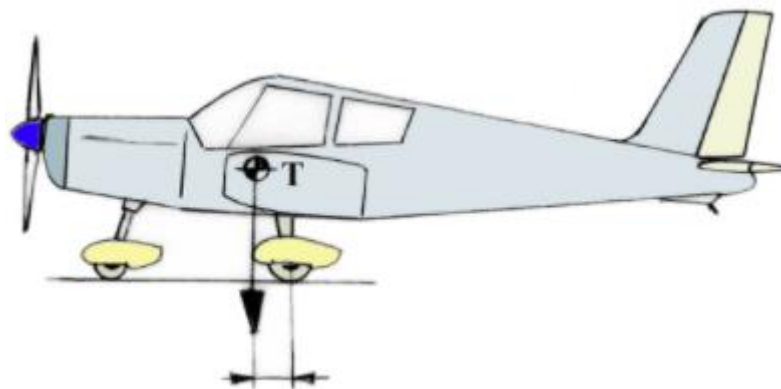
Výhody:

- Trup při klidovém postoji zaujímá téměř vodorovnou polohu
- Vzlet je mnohem snazší než v případě ostruhového podvozku, po celou dobu vzletu je plně říditelný
- Přistání je také mnohem snazší. Letoun nemá tendenci k odskakování.
- Při intenzivním brzdění nehrozí překlopení na čumák
- Přirozená zatáčivá stabilita

Nevýhody:

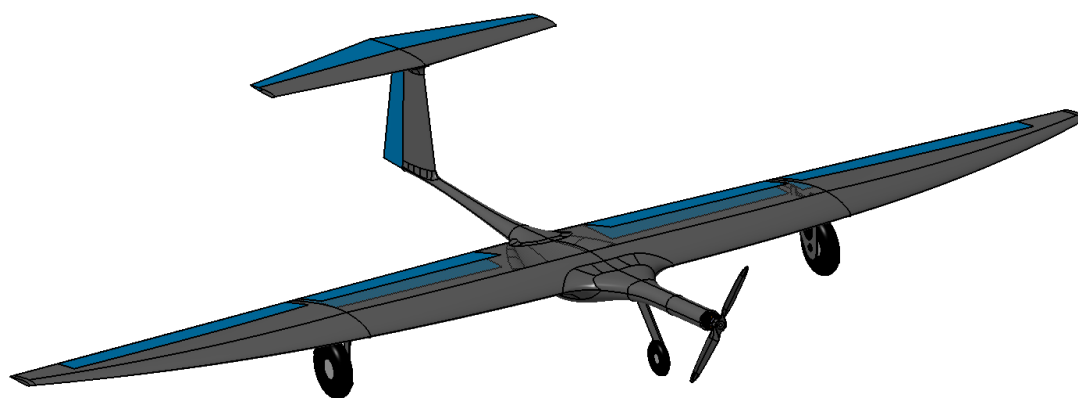
- Vyšší namáhání předové nohy, což vede na její vyšší hmotnost
- Složitější konstrukce předové nohy
- V případě pevného podvozku má vyšší aerodynamický odpor (5) (1)





Obr. 25: Schéma předového podvozku (8)

### 4.3 Rozbor finálního koncepčního uspořádání



Obr. 26: Finální koncepční design

#### 4.3.1 Uspořádání letounu

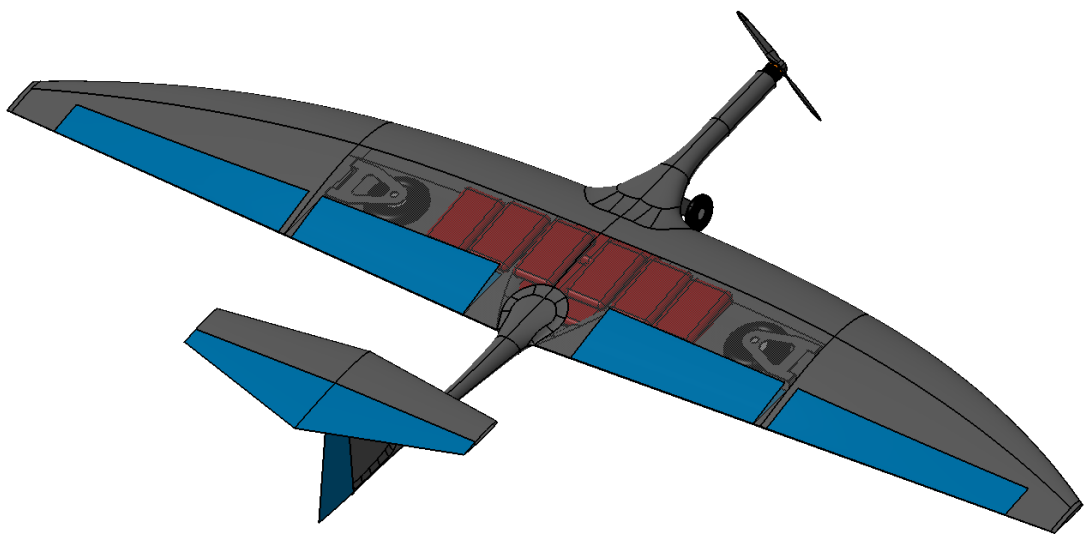
Jako základní uspořádání byl zvolen letoun klasické koncepce tj. letoun s jedním křídlem a T ocasními plochami (viz Obr. 26). Toto uspořádání bylo po důkladném zvážení mnoha kritérií posouzeno jako nejvýhodnější.

Jedná se o osvědčenou koncepci pro kterou existuje dostatek ověřených a snadno dohledatelných podkladů pro návrhové postupy. S návrhem letounu této koncepce má už jak autor této práce tak i další členové týmu Chicken Wings jisté zkušenosti. Z popisu letové mise (kapitola 3.2.1) je zřejmé, že hlavními požadavky na letové výkony budou maximální součinitel vztlaku, minimální odpor a maximální stoupavost. Tato koncepce může poskytovat vhodný mix potřebných letových výkonů a zároveň v žádném z těchto uvedených parametrů nepropadá. Letoun této koncepce může bez problému dosahovat potřebné míry stability a říditelnosti v širokém rozsahu letových režimů, aniž by byl omezen úzkým rozsahem centráže. Dalším podstatným argumentem pro tuto koncepci je fakt, že jednotlivé konstrukční celky (křídlo, ocasní plochy, trup, atd.) se dají jednoduše

zkonstruovat tak, aby byly snadno demontovatelné pro splnění podmínky umístění v přepravním boxu (viz kapitola 3.2.4).

Na základě tohoto požadavku je letoun od začátku navrhován jako rozebíratelný. Oddělitelná je přední část trupu, křídlo se dělí na centropoplánový segment o šířce 1090 mm a dva koncové segmenty. Zadní část trupu pak bude vcelku vyrobena i s kýlovou plochou, vodorovný stabilizátor bude oddělitelný.

Platící zatížení bude umístěno částečně v křídle a v trupové gondole (viz Obr. 27). Částečné využití křídla jako nákladového prostoru bylo zvoleno z důvodu minimalizace rozměrů trupové gondoly a také pro odlehčení zatížení křídla při letu.

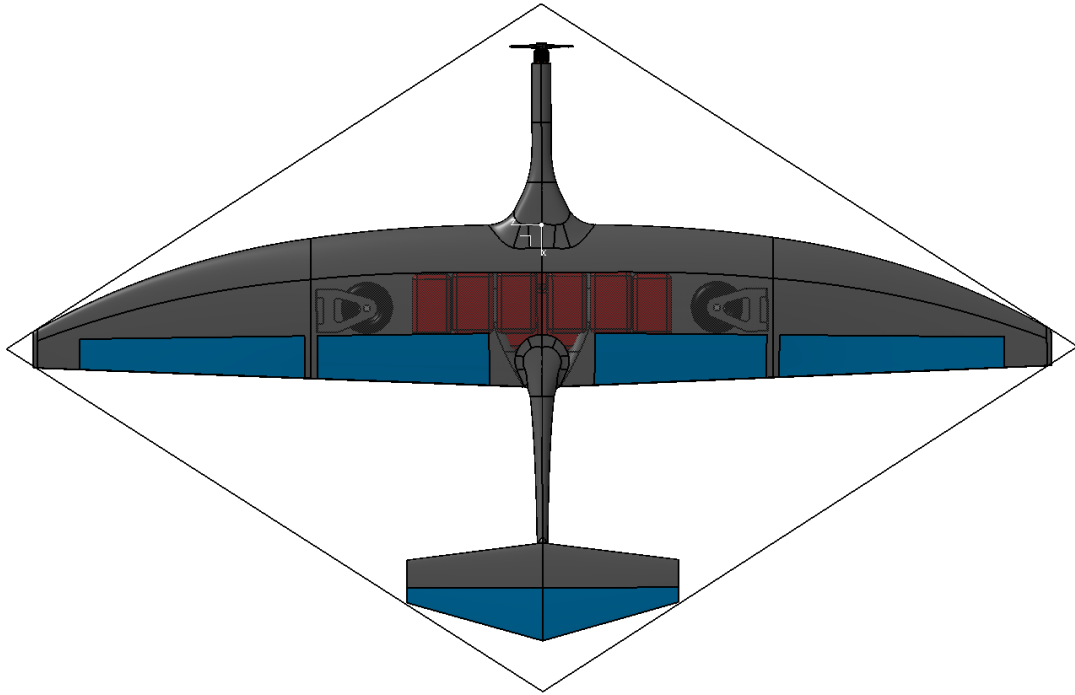


Obr. 27: Schéma prostoru centropoplánu

#### 4.3.2 Uspořádání křídla

Půdorysný tvar křídla byl zvolen jako eliptický/parabolický s mírným negativním úhlem odtokové hrany (viz Obr. 28). Centropoplánový segment s dostatečnou hloubkou a tloušťkou je využit pro umístění zatahovacího podvozku a částečně také nákladu. Tento půdorysný tvar byl také zvolen mimo jiné z důvodu efektivního využití prostoru v kosočtvercovém boxu (viz kapitola 3.2.5).

Křídlo bude dále vybaveno jednoduchou šterbinovou klapkou, která byla zvolena z důvodu poskytnutí vysokého přírůstku součinitele vztlaku při nízkém nárůstu součinitele odporu. Další výhodou je jednoduchý a lehký mechanismus zavěšení a pohonu klapky.



Obr. 28: Půdorysný průřez letounu

#### 4.3.3 Ocasní plochy

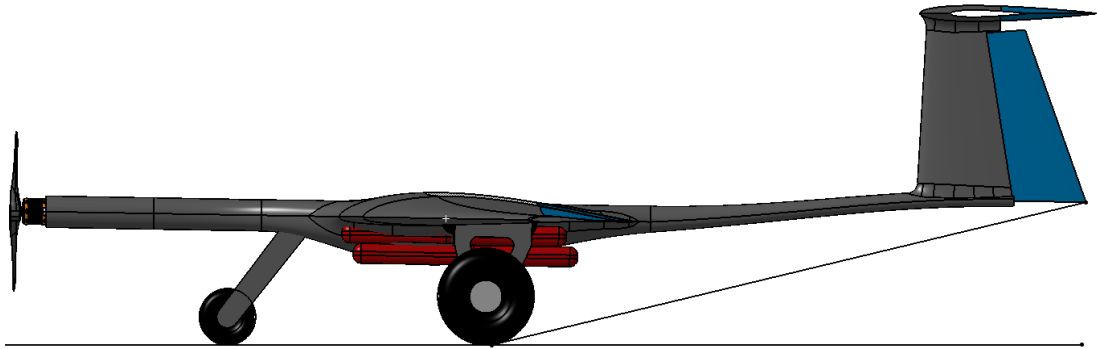
Výběr ocasních ploch byl předmětem dlouhé diskuze. Omezený prostor (viz kapitola 3.2.5) který určuje velikost letounu, umožňuje vzhledem k proporcím relativně krátké rameno ocasních ploch, které dále vede na jejich větší plochu pro zachování dostatečné mohutnosti. Je tedy zřejmé, že ocasní plochy budou muset být maximálně efektivní, aby se zabránilo dalšímu zvětšování jejich plochy, což by se mohlo negativně promítnout do letových výkonů. Z tohoto důvodu byly zvažovány především varianty T-ocasní plochy a sružené ocasní plochy, které nejsou tolik ovlivněny zbrzděním proudění okolo křídla a trupu. Nakonec převážily výhody T-ocasních ploch, které budou dále v této práci uvažovány.

#### 4.3.4 Podvozek

Podvozek předového typu byl vybrán především na základě zkušeností z předchozích soutěží (viz Obr. 29). Zhoršená ovladatelnost letounu při startu zvláště pak za nepříznivých povětrnostních podmínek znehodnocuje výhody ostruhového podvozku. Tuto skutečnost podporuje i fakt, že naprostá většina úspěšných letounů této kategorie je vybavena právě předovým podvozkem.

Na základě předběžných výpočtů se ukazuje, že by mohlo být přínosem vybavit letoun zatahovacím podvozkem. Další postup při návrhu letounu bude s touto variantou počítat. Na úkor nárůstu hmotnosti prázdného letounu se může snížit odpor způsobený právě

podvozkiem vystaveným proudu vzduchu a zvýšit tak jeho maximální rychlost a pravděpodobně i maximální stoupací rychlost (viz kapitola 10).



*Obr. 29: Boční pohled letounu – schéma podvozku*

## 5. Hmotový rozbor

Většina částí letounu je koncipována jako kompozitní, přesná skladba tkaniny ani další vnitřní struktura letounu v tuto chvíli ještě není známa. Znamé hodnoty hmotnosti některých komponentů jako např. většina elektroniky je možno určit již nyní docela přesně, avšak neznámé hodnoty hmotností především strukturálních částí letounu jsou odhadnuty na základě zkušeností s předchozími modely obdobné kategorie (viz Tabulka 5.1).

Předběžná kalkulace hmotového rozboru ukazuje, že plně naložený letoun by měl mít polohu těžiště těsně za přední cetráží (viz Tabulka 5.2). Tato předběžná hodnota je výhodná, jelikož je jasné, že poloha těžiště skutečně vyrobeného letounu se bude od této spočtené hodnoty mírně lišit a mnohem snadněji se letoun dovažuje na zád' než na nos, kde je k dispozici mnohem kratší rameno.

Rozsah centráže byl určen na základě podmínky minimální a maximální zásoby statické stability. Zadní centráž odpovídá minimální zásobě statické stability, která byla určena na základě doporučení jako 2,4 % ramene VOP neboli 5 %  $b_{\text{sat}}$ , při této poloze těžiště vůči NB by měla být stále zachována dostatečná podélná statická stabilita letounu. Přední centráž odpovídá zásobě statické stability 5 % ramene VOP neboli 10,4 %  $b_{\text{sat}}$ .

Přední centráž je takto omezena z důvodu zachování podobné stability a říditelnosti v podélném směru při celém rozsahu centráže (viz Tabulka 5.3). Pilot tak nebude muset během první fáze letu příliš trimovat výškové kormidlo. Rovněž je tímto opatřením sledována maximalizace letových výkonů (viz kapitola 7.5). Při překročení rozsahu centráže bude letoun operativně dovážen.



Tabulka 5.1: Hmotový rozbor

n	Část letounu	[ ks ]	[ g ]	[ kg ]	[ mm ]	[ mm ]	[ mm*kg ]	[ mm*kg ]
		počet	Hmotnost kusu	Hmotnost celkově	X pozice	Y pozice	m*x	m*y
1	Vrtule	1	20	0,020	-420	0,0	-8,4	0,0
2	Motor	1	200	0,2	-395	0,0	-79,3	0,0
3	Hlavní baterie	1	350	0,400	-285	0,0	-114,0	0,0
4	Přijímačová baterie	1	31	0,031	-180	0,0	-5,5	0,0
5	Regulátor	1	63	0,063	-160	0,0	-10,0	0,0
6	GPS sensor	1	11	0,011	350	19,4	3,9	0,2
7	Přijímač	1	25	0,025	-125	-7,1	-3,1	-0,1
8	Přední část trupu	1	200	0,200	-165	0,0	-33,0	0,0
9	Zadní část trupu	1	200	0,200	600	0,0	120,0	0,0
10	Centroplán	1	1200	1,200	130	2,0	156,0	2,4
11	Konce křídlel	2	200	0,400	230	0,0	92,0	0,0
12	Serva v křídle	4	12	0,048	225	0,2	10,8	0,0
13	Příďová noha	1	200	0,200	-115	-117,0	-23,0	-23,4
14	Hlavní podvozek	2	350	0,700	196	-41,1	137,8	-28,8
15	Svislé ocasní plochy	1	130	0,13	830	110,0	107,9	14,3
16	Vodorovné ocasní plochy	1	12	0,12	835	240,0	100,2	28,8
17	Serva v SOP	1	12	0,012	835	105,0	10,0	1,3
18	Serva v VOP	1	12	0,012	835	240,0	10,0	2,9
19	Náklad v křídle	6	300	1,800	173	8,0	312,1	14,4
20	Náklad v trupu	8	300	2,400	161	-32,2	386,4	-77,3

Tabulka 5.2: Poloha těžiště letounu

<b>Maximální vzletová hmotnost s nákladem</b>	8,17	[ kg ]	<b>Hmotnost bez nákladu</b>	3,97
X pozice (od NH)	140,6	[ mm ]	X pozice (od NH)	117,9
X pozice (% $b_{sat}$ )	34,1	[ - ]	X pozice (% $b_{sat}$ )	27,3
Y pozice (od osy trupu)	-8,01	[ mm ]	Y pozice (od osy trupu)	-0,64

Tabulka 5.3: Rozsah centráže

<b>Neutrální bod</b>	174,1	mm	44,0	% $b_{sat}$
<b>Zadní centráž</b>	157,2	mm	39,0	% $b_{sat}$
<b>Přední centráž</b>	139,1	mm	33,6	% $b_{sat}$

## 6. Výpočet tahu vrtule

Jelikož je dle pravidel stanovena konkrétní vrtule a motor a rovněž je omezeno maximální napětí akumulátoru, tak můžeme na základě dostupných údajů o motoru a naměřených charakteristik vrtule stanovit tahovou křivku pohonné jednotky.

Charakteristiky pohonu:

- otáčky/Volt : 920 RPM/V
- max. výkon motoru 740 W
- max. účinnost motoru 86 %
- napětí plně nabitého akumulátoru: 12,6 V
- průměr vrtule 254 mm

Provozní otáčky motoru:

Maximální otáčky motoru jsou úměrné napětí akumulátoru. Není uvažován pokles napětí při zatížení motoru ani pokles napětí v čase způsobený postupným vybíjením akumulátoru za letu.

$$n = kV * U_b = 920 * \frac{12,6}{60} = 193,2 \text{ ot/s} \quad (6.1)$$

Maximální otáčky motoru tedy odpovídají  $193,2 \text{ ot/s} \rightarrow 11\,592 \text{ ot/m}$ . Z důvodu výše zmíněných byly provozní otáčky stanoveny na hodnotu  $183,3 \text{ ot/s} \rightarrow 11\,000 \text{ ot/m}$ .

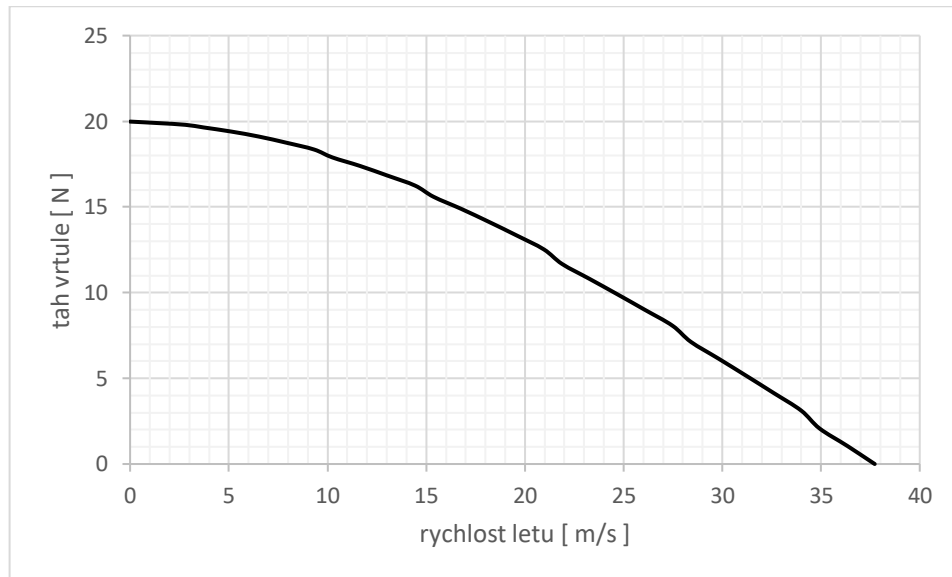
Charakteristiky vrtule : pro výpočet tahové křivky byly použity data z (9). Tahová křivka byla určena pro rychlosti 0 – 40 m/s (viz Obr. 30).

$$v_\infty = n * D_p * J = 183,3 * 0,254 * 0 = 0 \text{ [ m/s ]} \quad (6.2)$$

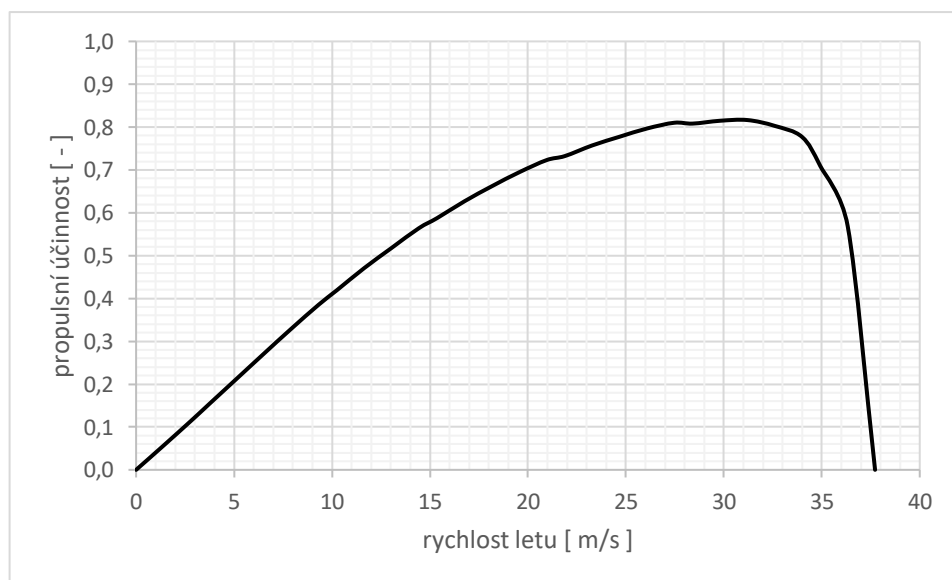
$$\begin{aligned} T_v &= C_T * \rho * n^2 * D_p^4 = 0,117 * 1,225 * 183,3^2 * 0,254^4 \\ &= 20,0 \text{ [ N ]} \end{aligned} \quad (6.3)$$

$$\begin{aligned} P &= C_P * \rho * n^3 * D_p^5 = 0,067 * 1,225 * 183,3^3 * 0,254^5 \\ &= 499,6 \text{ [ W ]} \end{aligned} \quad (6.4)$$

$$\eta_p = \frac{T * v_\infty}{P} = 21,96 * \frac{0}{499,6} = 0 [-] \quad (6.5)$$



Obr. 30: Tahová křivka vrtule APC 10x6E



Obr. 31: Propulsní účinnost vrtule APC 10c6E



## 7. Aerodynamický návrh

V této kapitole je shrnutý postup výpočtu aerodynamických charakteristik letounu včetně režimů s vysunutými klapkami a uvažováním přízemního efektu. Výstupy z této kapitoly jako např. vztlková čára vyváženého letounu, momentová čára a odporová polára dále slouží jako vstupy pro výpočet letových výkonů či stability.

Ačkoli se dá aerodynamický návrh letounu považovat za samostatnou kapitolu při návrhu letounu, nelze se během jeho fáze jen slepě honit za výsledky přímo z něj plynoucí (typicky letové výkony), ale je třeba během této fáze přihlížet k mnoha dalším aspektům (technologie výroby, provozní podmínky, výrobní náklady, atd.).

V průběhu návrhové fáze mnohdy nejsou k dispozici všechna data potřebná pro přesnější určení právě nějaké hodnoty a v takovém případě je nutno sáhnout po nějakém zjednodušení či odhadu. Jak návrhová fáze postupuje v čase, je známo čím dál více podkladů a zpětně je možné mnohé výpočty zpřesňovat. Tímto iteračním postupem se vypočtené hodnoty mohou více a více přibližovat nějakému skutečnému stavu, avšak je nutno mít vždy na paměti, že i sebedokonalejší výpočetní postup bude vždy obsahovat nějaké zjednodušení či předpoklad, který se od reálného stavu bude více či méně lišit.

Z důvodu omezeného rozsahu této práce zde nebude uveden kompletní iterační postup, tak jak probíhal během návrhu letounu, ale jen jeho poslední iterace.

### 7.1 Volba profiláže

Vzhledem ke komplexním požadavkům na tento letoun, byla volba vhodné profiláže kompromisem mnoha parametrů. Výběr byl proveden z řady profilů navržených pro modely kategorie: termální větroně, svahové větroně a motorové větroně (10) (9). Profily jsou charakteristické svým určením pro nízká Reynoldsova čísla.

Základní požadavky na výběr profilu:

- 1) Dostatečná tloušťka z důvodu zástavby zatahovacího podvozku do křídla a také pro umístění nákladu do křídla. Vyšší tloušťka profilu znamená rovněž zvýšení efektivní výšky nosníku
- 2) Maximální součinitel vztlaku pro minimalizaci potřebné dráhy pro vzlet
- 3) Minimální součinitel odporu při režimu letu maximální rychlostí
- 4) Přijatelná hodnota klopivého momentu při nulovém součiniteli vztlaku

Zvolená profiláž:

Pro centropoplánový segment křídla byl vybrán profil K3311 (viz Obr. 32), který nejlépe vyhověl výše zmíněným podmínkám. Jeho relativně velká tloušťka umožní snazší zástavbu zatahovacího podvozku do centropoplánu a také umožní nižší ohybové napětí nosníku. Současně nabízí relativně vysoký  $C_L$  max. Dále pak poměrně nízký  $C_D$  při většině letových režimů.

Pro konec křídla byl zvolen odlišný profil: SD 7003 (viz Obr. 33). Tento profil je podstatně tenčí a má menší prohnutí než K3311: Z hlediska součinitele odporu je tento profil vhodný pro velmi nízká  $Re$ , která jsou dosahována zvláště při nízkých rychlostech na zúženém konci křídla. Křídlo je tedy aerodynamicky krouceno.

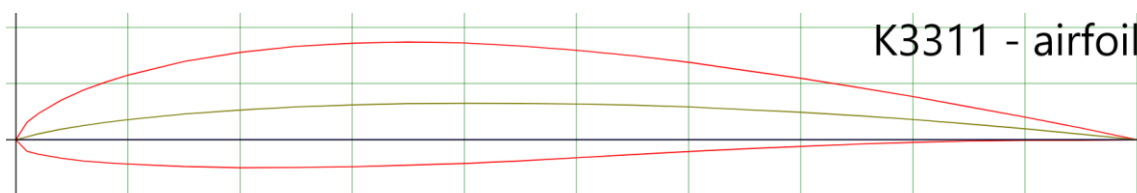
Základní profilové hodnoty jsou shrnuty níže (viz Tabulka 7.1). Všechny hodnoty byly odečteny ze zdroje (10).

Tabulka 7.1: Parametry zvolené profiláže

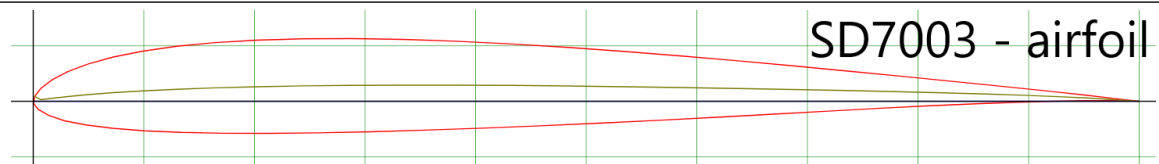
		Kořen křídla	Konec centropoplánu	Konec křídla
<b>profil</b>		<b>K3311</b>	<b>K3311</b>	<b>SD7003</b>
poloha	[ % ]	0	0,46	1
tloušťka	[ % ]	11	11	8,5
prohnutí	[ % ]	3,3	3,3	1,2
$C_l$ max*	[ - ]	1,21	1,20	1,15
$C_d$ min**	[ - ]	0,0055	0,0056	0,068
$C_m$ ( $C_l=0$ )	[ - ]	-0,08	-0,08	-0,055
$C_l^\alpha$	[ 1/rad ]	5,3	5,3	5,84
$\alpha_0$	[ ° ]	-3	-3	-0,5

\*Hodnoty  $C_l$  max odpovídají Reynoldsovu číslu v daném řezu pro pádovou rychlost 11 m/s

\*\*Hodnoty  $C_d$  min odpovídají Reynoldsovu číslu v daném řezu pro maximální rychlost 30 m/s



Obr. 32: Profil K3311



Obr. 33: Profil SD 7003

## 7.2 Základní geometrie

Geometrie letounu je výsledkem dlouhého iteračního postupu, který zohledňuje nespočet parametrů jako např. technologická náročnost výroby, letové výkony, stabilita letounu, omezení vycházející z pravidel soutěže, apod.

### 7.2.1 Křídlo

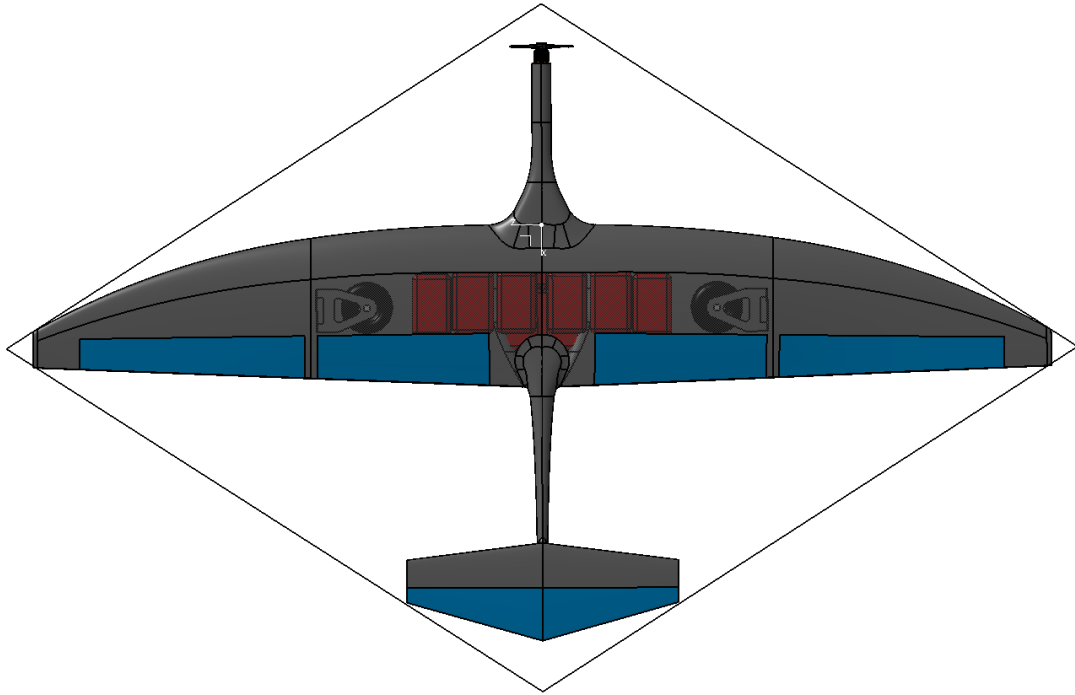
Základní geometrické parametry jsou uvedeny (viz Tabulka 7.2). Hodnoty byly odečteny z CAD modelu. Další geometrické parametry jsou uvedeny zvláště v příloženém souboru „Třípohledový výkres“.

Tabulka 7.2: Základní geometrické parametry křídla

plocha křídla	$S$	0,694	[ m <sup>2</sup> ]
rozpětí křídla	$l$	2,37	[ m ]
střední aer. tětva	$b_{sat}$	0,338	[ m ]
štíhlost křídla	$\lambda$	8,13	[ - ]
zúžení křídla	$\eta$	0,235	[ - ]
úhel šípu	$\Lambda$	8,2	[ ° ]
úhel nastavení	$\phi_{kř}$	0	[ ° ]
vzepětí konce křídla	$\gamma$	0	[ ° ]
typ klapky	jednoduchá štěrbinová		
délka klapky	$l_{kl}$	0,338	[ - ]
hloubka klapky	$h_{kl}$	0,300	[ - ]
délka křidélka	$l_{kř}$	0,447	[ - ]
hloubka křidélka	$h_{kř}$	0,350	[ - ]



Obr. 34: Základní geometrie – přední pohled



Obr. 35: Základní geometrie – vrchní pohled včetně omezení vnějších rozměrů

## 7.2.2 Vodorovné ocasní plochy

Základní geometrické parametry jsou uvedeny níže (viz Tabulka 7.3).

Tabulka 7.3: Základní geometrické parametry VOP

plocha VOP	$S_H$	0,106	[ m <sup>2</sup> ]
rozpětí VOP	$b_H$	0,640	[ m ]
střední aer. těživa VOP	$b_{sat H}$	0,173	[ m ]
štíhlost VOP	$\lambda_H$	3,880	[ - ]
rameno vop (AC-AC)	$l_{H (AC-AC)}$	0,700	[ m ]
výšková poloha (vůči úhlu nulového vztlaku)	$h_H$	0,282	[ m ]
úhel nastavení VOP (vůči trupu)	$i_H$	-1,000	[ ° ]
mohutnost VOP	$V_H$	0,317	[ - ]
zbrzdění proudu na VOP	$q_h$	0,950	[ - ]
Profil	NACA 0009		

### 7.2.3 Svislé ocasní plochy

Základní geometrické parametry jsou uvedeny níže (viz Tabulka 7.4).

Tabulka 7.4: Základní geometrické parametry SOP

plocha SOP	$S_{SOP}$	0,056	[ m <sup>2</sup> ]
délka SOP	$b_{SOP}$	0,270	[ m ]
střední aer. Tětiva SOP	$b_{sat\ SOP}$	0,173	[ m ]
štíhlost SOP	$\lambda_{SOP}$	1,302	[ - ]
rameno SOP (AC-AC)	$l_{SOP\ (AC-AC)}$	0,700	[ m ]
mohutnost SOP	$V_{SOP}$	0,024	[ - ]
Profil	NACA 0009		

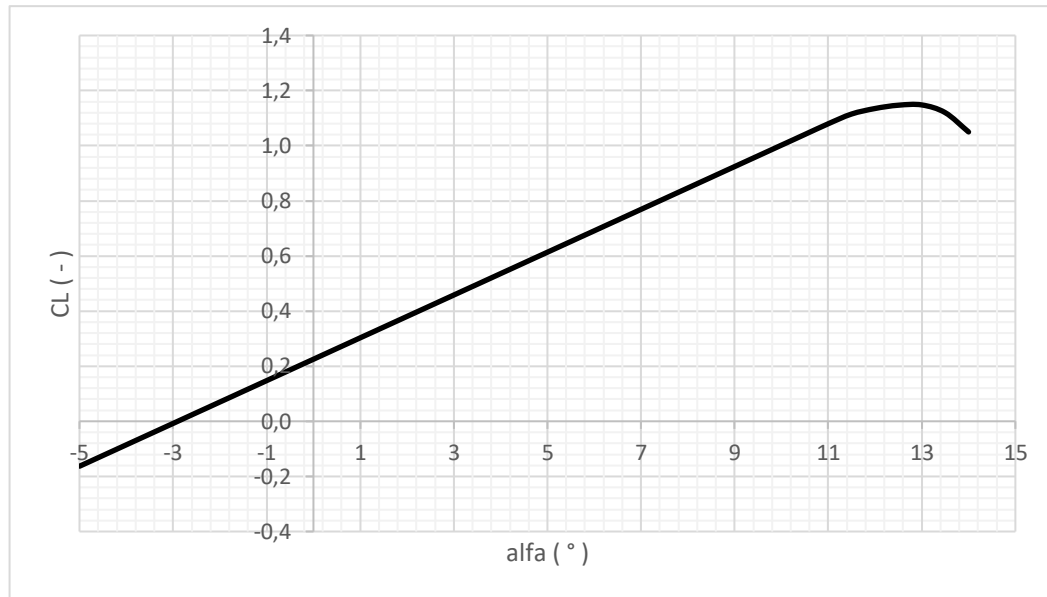
## 7.3 Vztlaková čára

### 7.3.1 Křídlo

Ke stanovení lineární části vztlakové čáry křídla byla použita kombinace 2 metod. Stoupání vztlakové čáry a úhel nulového vztlaku byly stanoveny na základě střední hodnoty výstupů z programů Glauert III a XFRL5. Hodnota maximálního součinitele vztlaku byla stanovena pomocí programu Glauert III, který lépe respektuje rozložení vztlaku po křídle a podmínky počátku odtržení proudění.

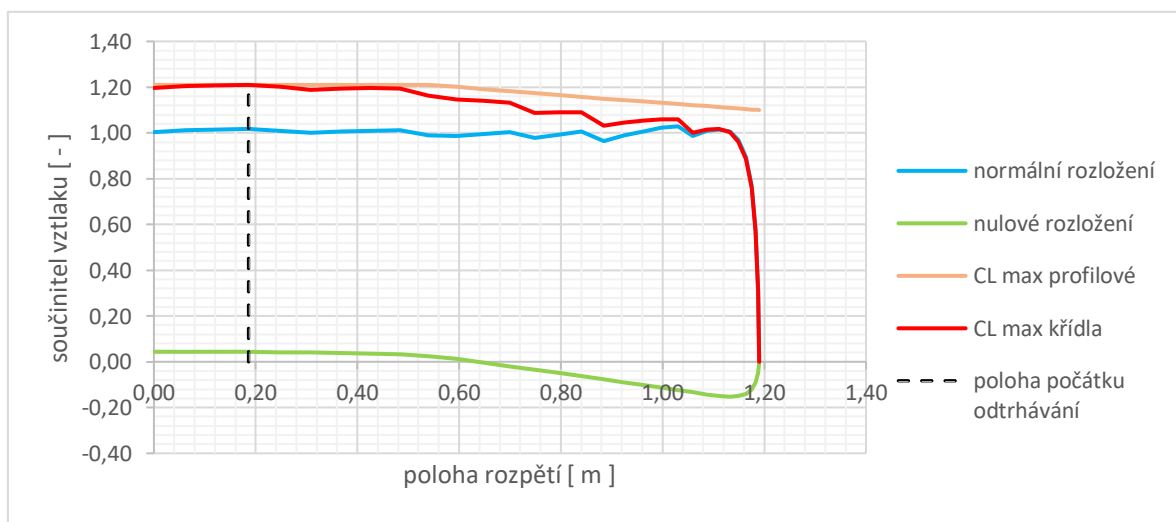
Hodnota maximálního součinitele vztlaku byla posunuta o 1,5° k vyššímu úhlu náběhu dle literatury (11). Vztlaková čára je zobrazena (viz Obr. 36).

$$C_L = C_L^\alpha * (\alpha - \alpha_0) \quad (7.1)$$



Obr. 36: Vztaková čára křídla

Rozložení součinitele vzlaku (viz Obr. 37) bylo zjištěno pomocí programu Glauert III. „Zuby“ v normálním a celkovém rozložení jsou způsobeny skokovou změnou úhlu šípů po rozpětí a nepřesnou metodou programu postihující vliv úhlu šípů na rozložení vzlaku.



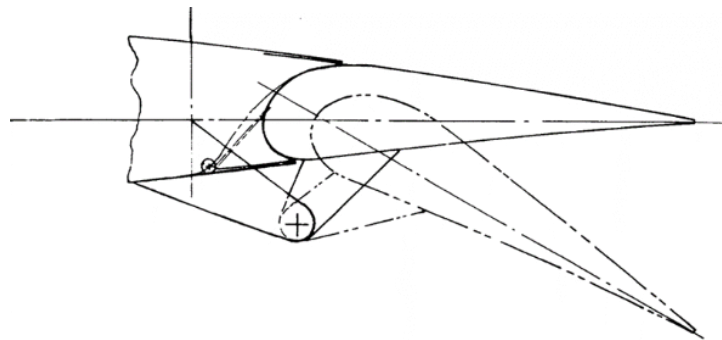
Obr. 37: Rozložení vzlaku po křídle

použitá metoda		Xflr5	Glauert III	použitá hodnota	
stoupání vztlak čáry křídla	$C_L^\alpha$	4,60	4,29	<b>4,45</b>	[ 1/rad ]
max součinitel vztlaku křídla	$C_{L \text{ Max}}$	1,21	1,148	<b>1,148</b>	[ - ]
úhel nulového vztlaku křídla	$\alpha_{0w}$	-3	-2,5	<b>-2,9</b>	[ ° ]

Tabulka 7.5: Parametry vztakové čáry křídla

### 7.3.2 Křídlo s klapkou

Z důvodu konstrukční jednoduchosti, nízké hmotnosti a relativně vysokého dosažitelného přírůstku vztlaku byla zvolena jednoduchá štěrbínová klapka (viz Obr. 38). Jsou uvažovány výchylky  $0^\circ - 30^\circ$ .



Obr. 38: Schéma jednoduché štěrbínové klapky (12)

Určení vztakových charakteristik křídla s klapkou byl proveden dle literatury (11).

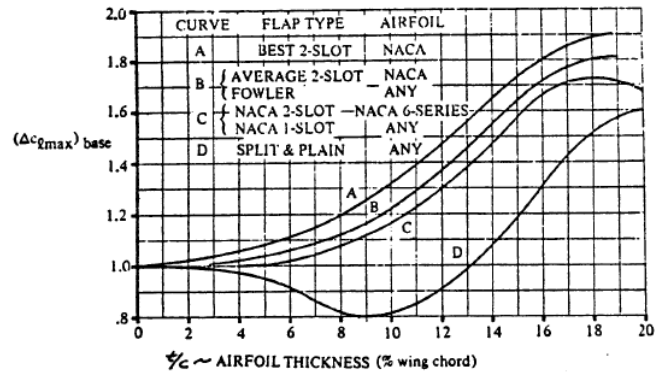
Vzhledem k malé změně hloubky křídla při vysunutí klapky byla zanedbána změna stoupání vztakové čáry křídla.

Níže je uveden příklad postupu výpočtu pro výchylku klapky  $30^\circ$ . Koeficienty dosazené do rovnice (7.2) byly odečteny viz (Obr. 39, Obr. 40, Obr. 41 a Obr. 42). Koeficient  $\alpha_\delta$  z rovnice (7.3) byl odečten (viz Obr. 43).

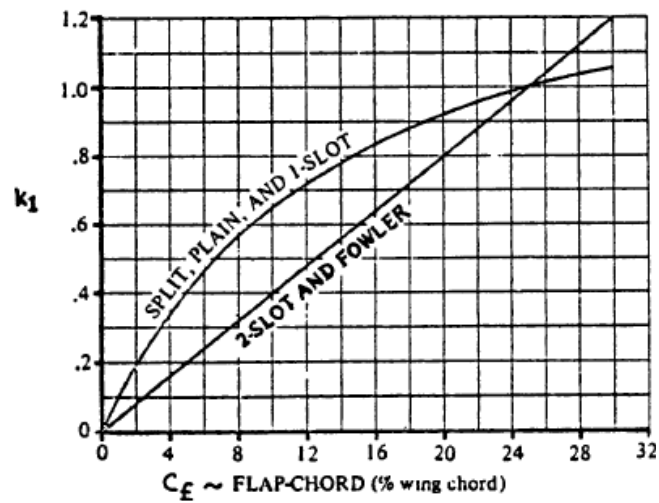
Profilové hodnoty přírůstku maximálního součinitele vztlaku:

$$\begin{aligned} \Delta C_{l \max p} &= k_1 * k_2 * k_3 * (\Delta C_{L \max})_{base} \\ &= 1,05 * 0,85 * 1 * 1,22 = 1,089 [-] \end{aligned} \quad (7.2)$$

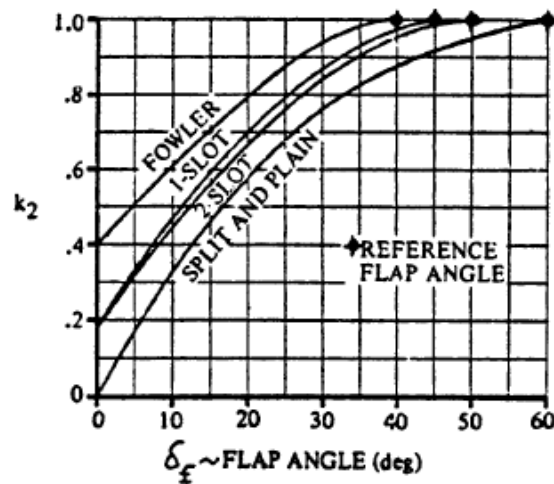
$$\Delta C_{l p} = c_{l \alpha p} * \alpha_\delta * \delta_{fl} = 5,3 * 0,475 * 0,5236 = 1,318 [-] \quad (7.3)$$



Obr. 39: Vliv typu klapky (11)

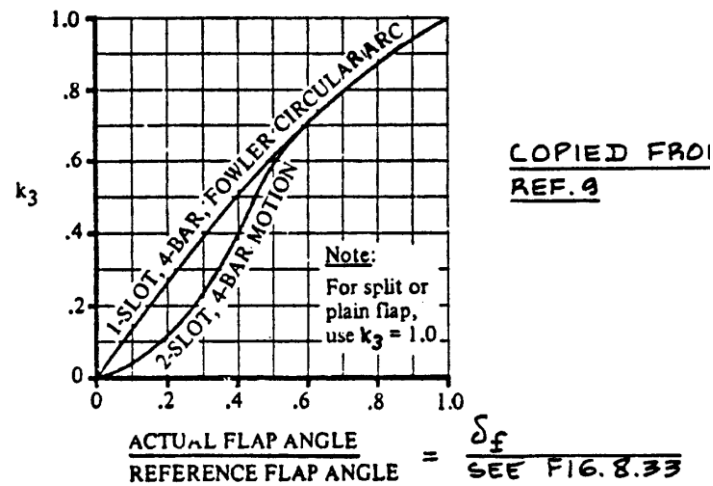


Obr. 40: Vliv hloubky klapky (11)

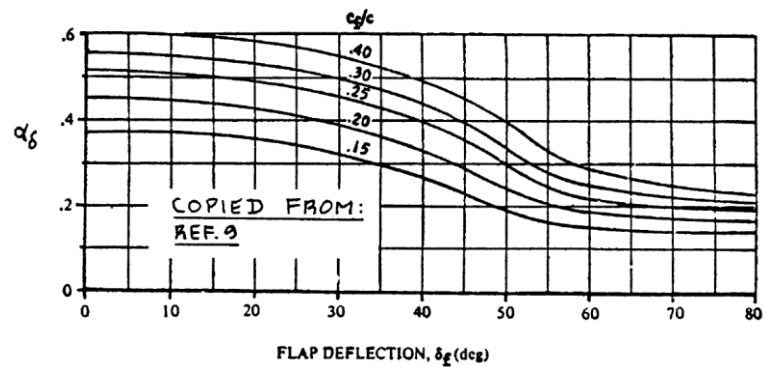


Obr. 41: Vliv výchylky klapky (11)





Obr. 42: Vliv trajektorie vysouvání klapky (11)



Obr. 43: Účinnost klapky (11)

7.6: Přírůstky profilových hodnot součinitele vztlaku

Výchylka klapky	0°	10°	15°	20°	30°	[°]
$\Delta C_{l \max p}$	0,000	0,436	0,653	0,838	1,089	[-]
$\Delta C_{l p}$	0,000	0,481	0,715	0,944	1,318	[-]

Koeficienty dosezené do rovnic (7.4 a (7.5) byly odečteny z grafů (viz Obr. 44 Obr. 45 Obr. 46 a Obr. 47).

$$\Delta C_{L \max} = \Delta C_{l \max p} * \frac{S_{wf}}{S} * K_{\Lambda} = 1,089 * \frac{2 * 0,153}{0,694} * 0,91 \quad (7.4)$$

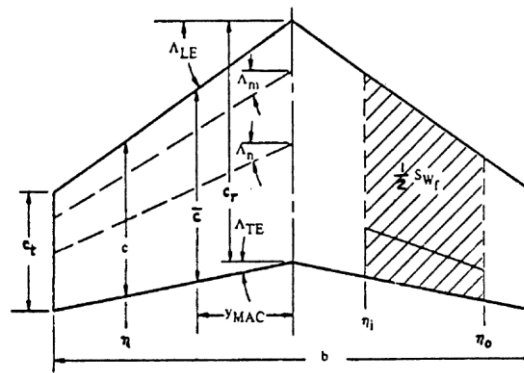
$$= 0,437 [-]$$

$$\Delta C_L = K_b * \Delta C_{lp} * \frac{C_{Lw}^\alpha}{C_{lp}^\alpha} * \frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}} = 0,55 * \frac{4,55}{5,3} * 1,035 \quad (7.5)$$

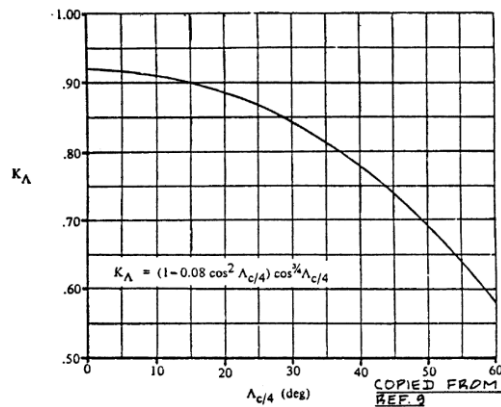
$$= 0,644 [-]$$

$$C_{Lmax w flap} = C_{Lmax} + \Delta C_{Lmax} = 1,148 + 0,437 = 1,585 \quad (7.6)$$

$$\alpha_{0 w flap} = \frac{C_{L0 flap}}{C_{Lw}^\alpha} = \frac{0,846}{4,45} = 10,89 [^\circ] \quad (7.7)$$

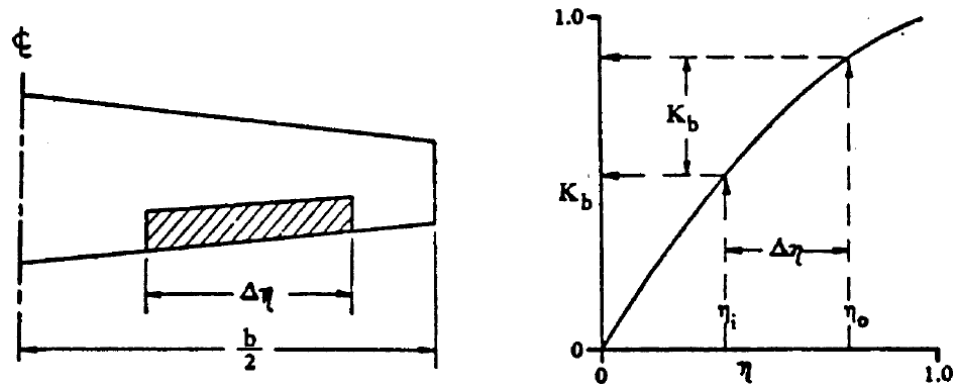


Obr. 44: Definice geometrie křídla s klapkou (11)

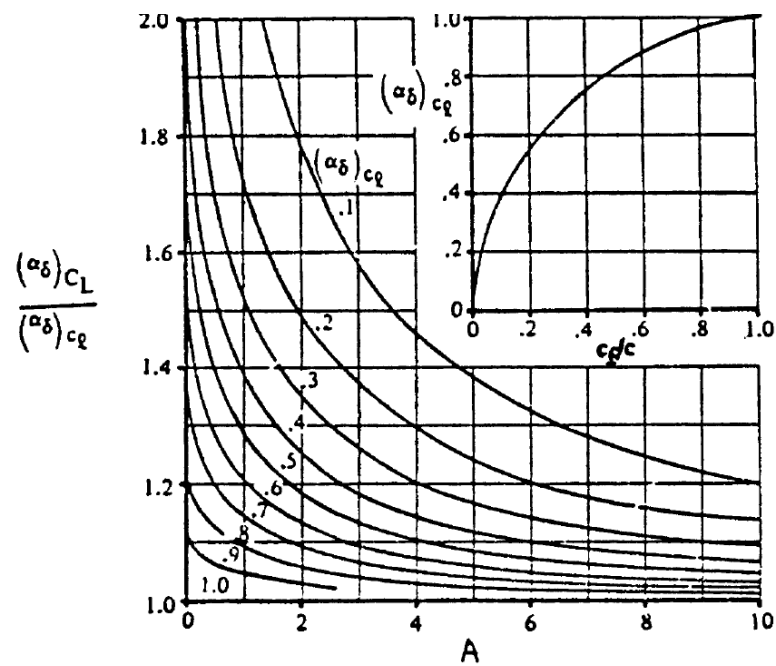


Obr.

Obr. 45: Vliv úhlu šípu (11)



Obr. 46: Opravný součinitel na polohu klapky po rozpětí (11)



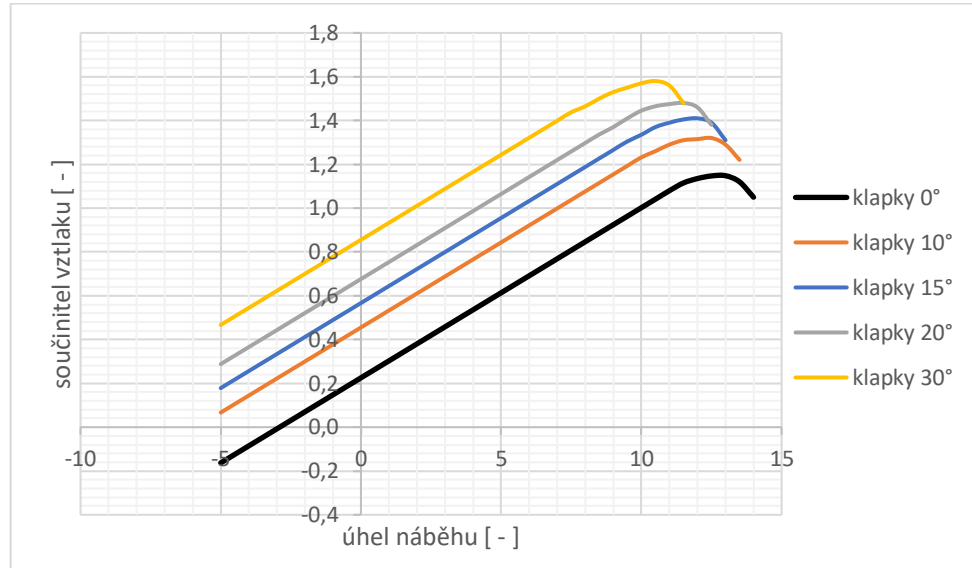
Obr. 47: Vliv zúžení a hloubky klapky na účinnost vzlakové mechanizace (11)

Tabulka 7.7: Hodnoty pro křídlo s klapkami

Výchylka klapky	0°	10°	15°	20°	30°	[°]
$\Delta C_{L \max}$	0,000	0,175	0,262	0,336	0,437	[-]
$\Delta C_L$	0,000	0,235	0,349	0,461	0,644	[-]
$C_{L \max W}$	1,148	1,323	1,410	1,484	1,585	[-]
$C_{L0 \text{ w flap}}$	0,214	0,443	0,555	0,665	0,844	[-]
$\alpha_{0 \text{ w flap}}$	-2,75	-5,71	-7,148	-8,556	-10,862	[°]

Vztlaková čára křídla s klapkami byla získána dle rovnice (7.8).

$$C_L = C_L^\alpha * (\alpha - \alpha_0) + \Delta C_L \quad (7.8)$$



Obr. 48: Vztlaková čára křídla s klapkami

### 7.3.3 Křídlo-trup

Vliv trupu na vztlakovou čáru křídla byl spočítán dle literatury (11).

Jelikož je ovlivnění  $C_{L \max}$  křídla trupem minimální, tak bude pro zjednodušení zanedbáno. Rovněž je zanedbán vliv trupu na změnu úhlu nulového vztlaku křídla.

Stoupání vztlakové čáry křídlo – trup:

Trup je tvořen z převážné části kruhovým průřezem o stálém poloměru, je uvažován ekvivalentní průměr  $d_{fu} = 0,06 \text{ m}$ .

$$\begin{aligned}
 k_{wf} &= 1 + 0,025 * \frac{d_{fu}}{l} - 0,25 * \left(\frac{d_{fu}}{l}\right)^2 & (7.9) \\
 &= 1 + 0,025 * \frac{0,05}{2,37} - 0,25 * \left(\frac{0,05}{2,37}\right)^2 \\
 &= 1,00049 [-]
 \end{aligned}$$

$$C_{Lw-f}^\alpha = C_{Lw}^\alpha * k_{wf} = 4,55 * 1 \doteq 4,55 [1/\text{rad}] \quad (7.10)$$



Posunutí aerodynamického středu křídla vlivem trupu bylo vypočteno dle literatury (13).

Je uvažován pouze vliv přední části trupu, jelikož zadní část trupu je svými rozměry řádově mnohem menší než zbytek letounu.

$$\begin{aligned}\frac{\Delta f_1 * x_{AC}}{b_{sat}} &= -\frac{1,8}{C_{Lw-f}^\alpha} * \frac{w_f * h_f * l_f}{S * b_{sat}} & (7.11) \\ &= -\frac{1,8}{4,55} * \frac{0,08 * 0,05 * 0,5}{0,694} \doteq -0,001 [-]\end{aligned}$$

Poloha AC křídla byla určena pomocí programu XFLR5 na základě podmínky (viz rovnice (7.12)).

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = 0 \rightarrow \bar{x}_{AC} = 0,29 [-] \quad (7.12)$$

Aerodynamický střed křídla je dán polohou AC křídla a příspěvkem posunutí AC od trupu.

$$\bar{x}_{AC w-f} = \bar{x}_{AC} + \frac{\Delta f_1 * x_{AC}}{b_{sat}} = 0,29 - 0,001 = 0,289 [-] \quad (7.13)$$

#### 7.3.4 Letoun s pevným řízením

Představuje stav, kdy jsou vodorovné ocasní plochy pevně zafixovány. Stoupání vztlakové čáry a úhel nulového vztlaku jsou určeny podle literatury (14).

$$\begin{aligned}C_L^\alpha &= C_{Lw-f}^\alpha + C_{LH}^\alpha * q_H * \frac{S_H}{S} * \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) & (7.14) \\ &= 4,55 + 3,75 * 0,95 * \frac{0,106}{0,694} * (1 - 0,41) \\ &= 4,87 [1/rad]\end{aligned}$$



$$\begin{aligned}\alpha_0 &= \alpha_{0w-f} + \frac{C_{LH}^\alpha}{C_{Lw-f}^\alpha} * k_H * \frac{S_H}{S} * (\varphi_H + \alpha_{0w} - \varphi_w - \varepsilon_{0H}) & (7.15) \\ &= -2,9 + \frac{3,75}{4,55} * 0,95 * \frac{0,106}{0,694} \\ &* (1 - 2,5 - 1 - 1,44) = -3,03 [^\circ]\end{aligned}$$

Stoupání vztlakové čáry VOP  $C_{LH}^\alpha=3,37$  bylo určeno pomocí programu Glauert III. Zbrzdění proudu na VOP  $k_H=0,95$  bylo zvoleno na základě doporučení pro T-ocasní plochy. Derivace srázového úhlu na VOP byla určena dle literatury (13).

$$\begin{aligned}\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} &= 1,75 * \frac{C_{Lw}^\alpha}{\pi * \lambda * \left(\eta * \frac{2 * l_H}{l}\right)^{0,25} + \left(1 + \frac{2 * |h_H|}{l}\right)} & (7.16) \\ &= 1,75 * \frac{4,55}{\pi * 8,13 * \left(0,237 * \frac{2 * 0,7}{2,37}\right)^{0,25} + \left(1 + \frac{2 * |0,282|}{2,37}\right)} \\ &= 0,412 [1/rad]\end{aligned}$$

Srázový úhel na VOP při úhlu nulového vztlaku křídla  $\varepsilon_{0H}$  byl spočten dle vztahu:

$$\varepsilon_{0H} = -\alpha_{0w-f} * \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = -(-2,9) * 0,412 = 1,441 [^\circ] \quad (7.17)$$

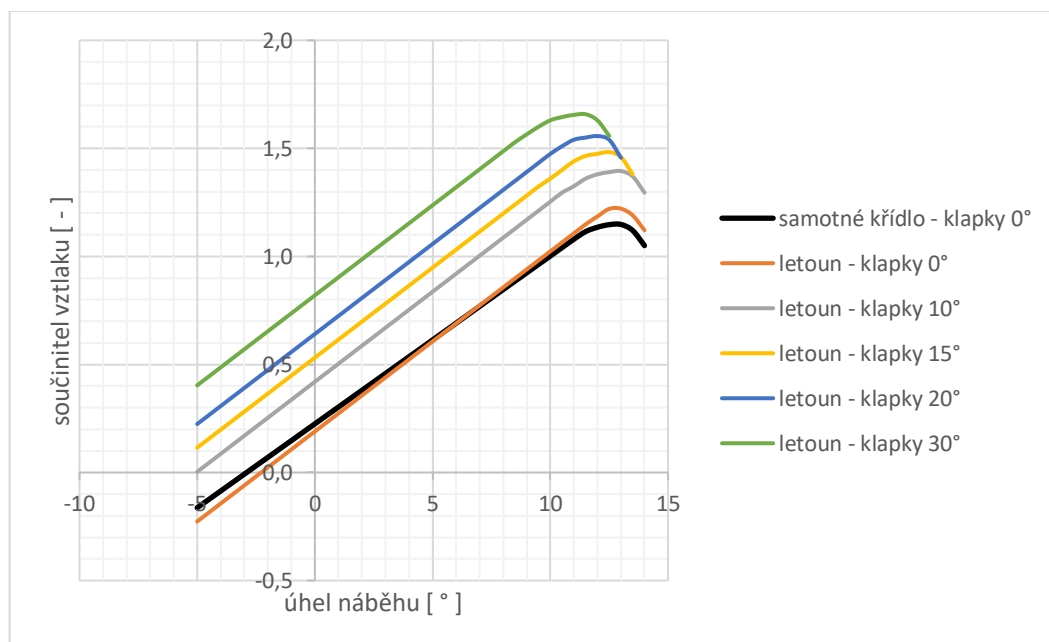
$C_{Lmax}$  letounu byl určen dle literatury (13).

$$\begin{aligned}C_{Lmaxw-f} + C_{LH}^\alpha * \frac{S_H}{S} * \left(\alpha_{critw-f} * \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} - \varepsilon_{0H}\right) + \varphi_H\right) & (7.18) \\ &= 1,148 + 3,75 * \frac{0,106}{0,694} * \\ &* \left(1 - 0,412 - 1,441 * \frac{\pi}{180}\right) + 12 * \frac{\pi}{180} \\ &= 1,22 [-]\end{aligned}$$

Kritický úhel náběhu křídlo-trup byl stanoven pomocí lineárního průběhu vztlakové čáry. Hodnoty  $C_{L \max \text{ letoun}}$ ,  $C_{L0 \text{ letoun flap}}$  a  $\alpha_{0 \text{ letoun flap}}$  (viz Tabulka 7.8) byly stanoveny analogicky jako v případě samotného křídla.

Tabulka 7.8: Hodnoty pro letoun s pevným řízením

Výchylka klapky	0°	10°	15°	20°	30°	[°]
$\Delta C_{L \max}$	0,000	0,175	0,262	0,336	0,437	[-]
$\Delta C_L$	0,000	0,235	0,349	0,461	0,644	[-]
$C_{L \max \text{ letoun}}$	1,221	1,395	1,483	1,557	1,658	[-]
$C_{L0 \text{ letoun flap}}$	0,200	0,430	0,542	0,651	0,830	[-]
$\alpha_{0 \text{ letoun flap}}$	2,401	5,159	6,499	7,812	9,960	[°]



Obr. 49: Vztlaková čára s klapkami – letoun s pevným řízením

## 7.4 Momentová čára

Při výpočtu momentové čáry ať už křídla nebo celého letounu ve vyváženém stavu, byla přijata určitá zjednodušení. Zde spočítané momentové čáry reprezentují pouze lineární část, která je bez větší chyby platná pouze pro malý rozsah úhlu náběhu.

### 7.4.1 Momentová čára křídla

Pro stanovení momentové čáry křídla bylo nejprve nutno určit součinitel klopivého momentu při nulovém součiniteli vztlaku. Vzhledem ke komplikované geometrii křídla a také rozdílné profiláže po rozpětí byl tento součinitel odečten z programu XFLR5.

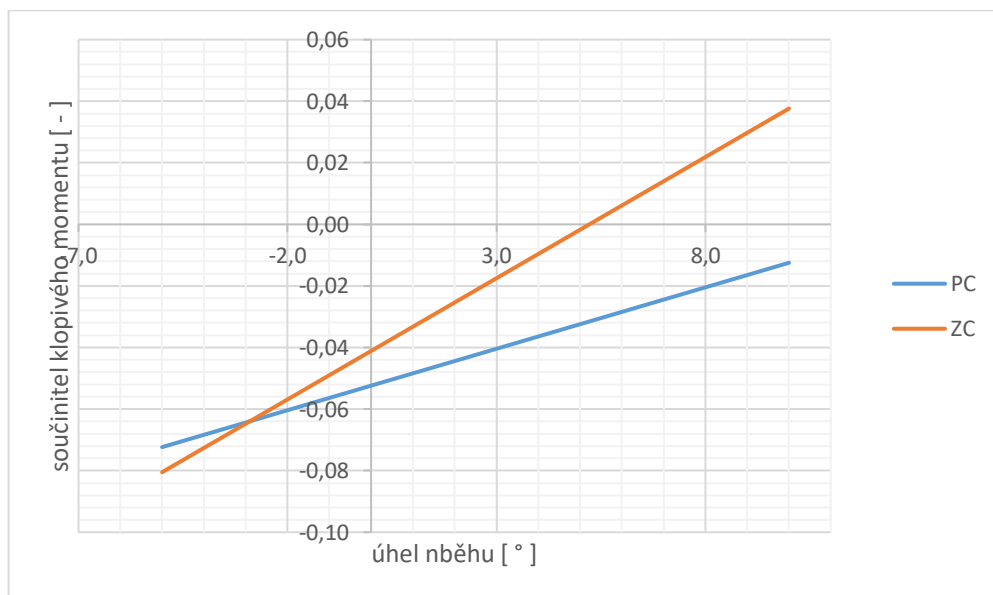
$$C_{M0W} = -0,063 [-] \quad (7.19)$$

Níže je uveden příklad výpočtu stoupání momentové čáry pro zadní centráž podle literatury (14).

$$C_{M\alpha W} = \bar{X}_{CG} - \bar{X}_{ACW} = 0,39 - 0,29 = 0,1 [1/rad] \quad (7.20)$$

Samotná momentová čára křídla pro přední a zadní centráž je uvedena (viz Obr. 50).

$$\begin{aligned} C_{MW} &= C_{M0} + C_{M\alpha W} * C_L = -0,063 * 0,1 * (-0,171) \\ &= -0,082 [-] \end{aligned} \quad (7.21)$$



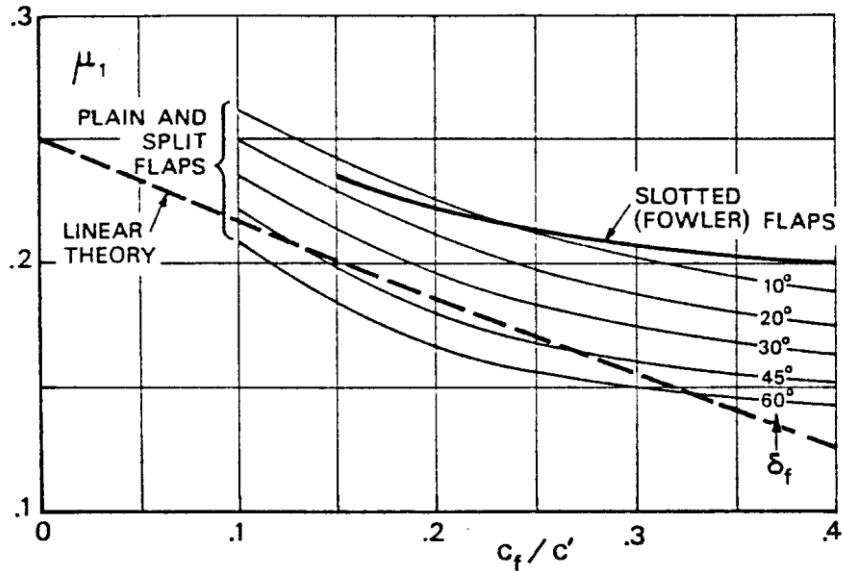
Obr. 50: Momentová čára křídla



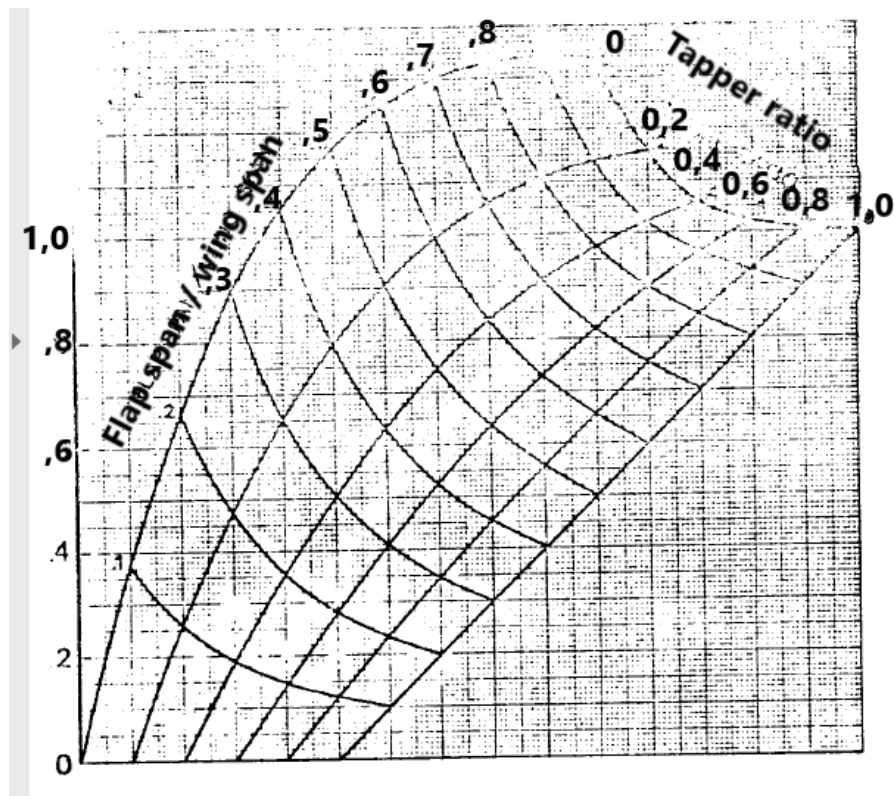
## 7.4.2 Momentová čára křídla s klapkami

Přírůstek součinitele klopivého momentu od klapky byl stanoven dle literatury (13). Byl zanedbán vliv úhlu šípu, jelikož křídlo v místě klapky má úhel šípu téměř roven nule.

Níže je uveden příklad postupu výpočtu pro výchylku klapky  $30^\circ$ .



Obr. 51: korekční faktor klopivého momentu  $\mu_1$  (13)



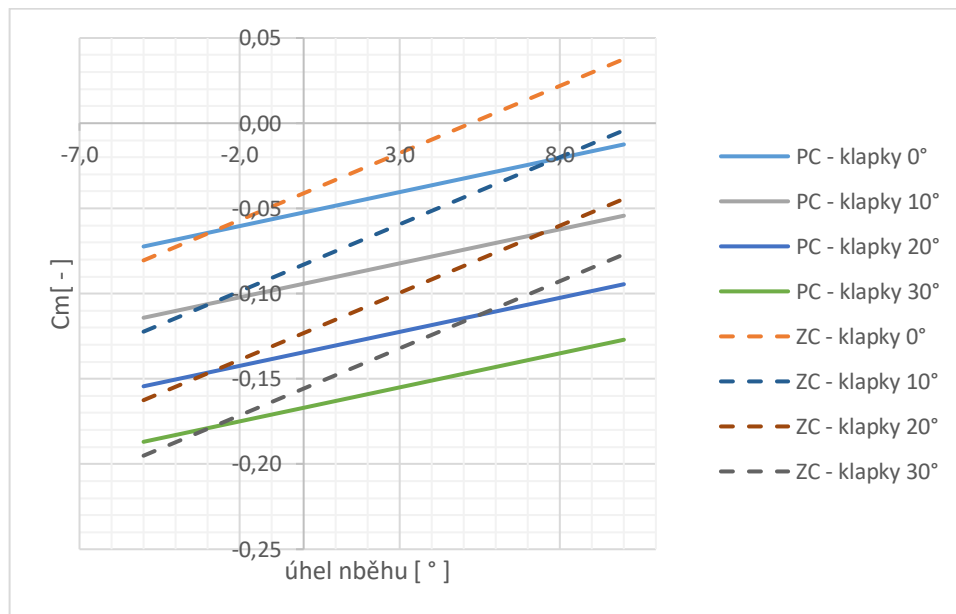
Obr. 52: Korekční faktor na půdorysný tvar  $\mu_2$  (13)

$$\begin{aligned} \Delta C_{M W} &= \mu_2 * \Delta C_{m_0 p} = \mu_2 * (-\mu_1 * \Delta C_{l p} * \frac{b'_{sat}}{b_{sat}}) \\ &= 0,42 * (-0,207 * 1,318 * \frac{1}{1}) = 0,115[-] \end{aligned} \quad (7.22)$$

Přírůstek profilového součinitele vztlaku  $\Delta C_{l p}$  byl převzat z rovnice (7.3):

Tabulka 7.9: Hodnoty přírůstku  $C_m$  křídla od klapky

$\delta_f$	0	10	15	20	30	[°]
$\Delta C_{M W}$	0	-0,042	-0,062	-0,082	-0,115	[-]



Obr. 53: Momentové čáry křídla s klapkami

### 7.4.3 Momentová čára křídla s trupem

Vzhledem malým rozměrům trupu vůči křídlu, byl zanedbán vliv trupu na stoupání momentové čáry. Přírůstek  $C_{m_0}$  při nulovém součiniteli vztlaku byl určen dle literatury (13).

$$\begin{aligned}
 \Delta C_{M0f} &= -1,8 * \left(1 - 2,5 * \frac{b_f}{l_f}\right) * \frac{\pi * b_f * h_f * l_f}{4 * S * b_{sat}} * \frac{C_{L0}}{C_{Lwf}^\alpha} & (7.23) \\
 &= -1,8 * \left(1 - 2,5 * \frac{0,05}{1,22}\right) * \frac{0,214}{4,45} \\
 &= -0,001[-]
 \end{aligned}$$

$$C_{M0wf} = C_{M0w} + \Delta C_{M0f} = -0,063 - 0,001 = -0,064[-] \quad (7.24)$$

#### 7.4.4 Momentová čára letounu

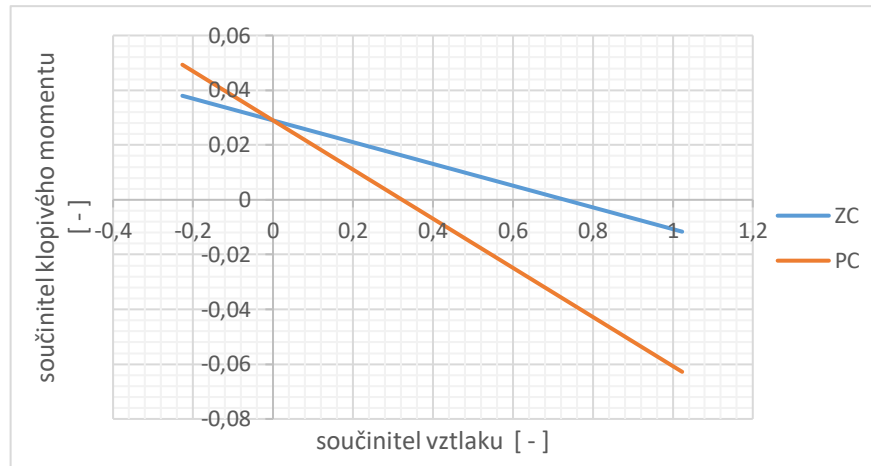
Momentová čára letounu (viz Obr. 54) byla stanovena dle postupu (14).

Níže je uveden příklad výpočtu pro zadní centráž. Rameno VOP –  $L_H$  je vztaženo k těžišti.

$$\begin{aligned}
 C_{M0} &= C_{M0wf} - C_{LH}^\alpha * \frac{S_H}{S} * (\alpha_{0wf} + i_{hf} - \varepsilon_{0H}) & (7.25) \\
 &\quad * \left(\frac{C_m^\alpha}{C_L^\alpha} + \frac{L_h}{b_{sat}}\right) \\
 &= -0,064 - 3,75 * \frac{0,106}{0,694} \\
 &\quad * (-2,9 - 1 - 1,19) * \frac{\pi}{180} \\
 &\quad * \left(-\frac{0,446}{4,45} + \frac{0,666}{0,338}\right) = 0,025[-]
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_M^\alpha &= C_{Lwf}^\alpha * (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{acwf}) - C_{Lh}^\alpha * k_H * V_H * \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) & (7.26) \\
 &= 4,45 * (0,39 - 0,288) - 3,75 * 0,95 \\
 &\quad * 0,301 * (1 - 0,40) = -0,446 [1/rad]
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_M &= C_{M0} + C_M^\alpha * \alpha_a = 0,025 - 0,446 * \left(-2,8 * \frac{\pi}{180}\right) & (7.27) \\
 &= 0,0347 [-]
 \end{aligned}$$



Obr. 54: Momentová čára letounu

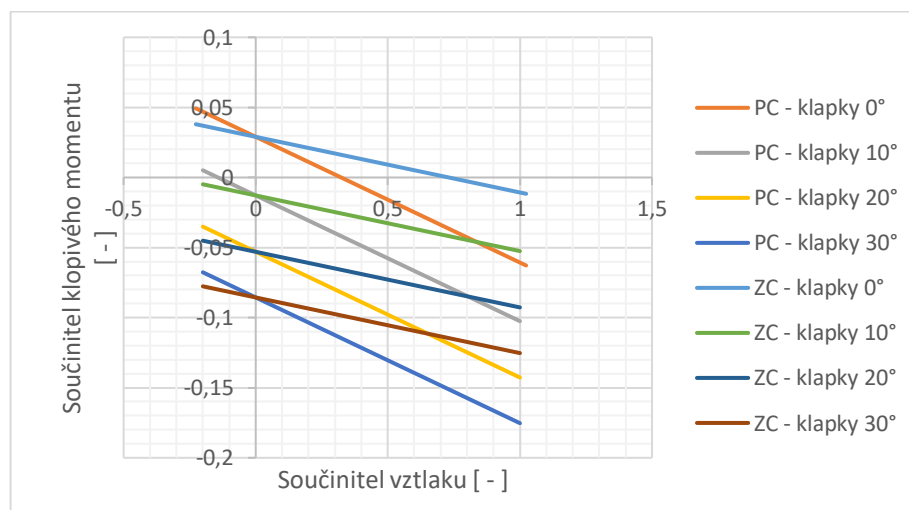
#### 7.4.5 Momentová čára letounu s klapkami

Změna průběhu klopivého momentu vlivem výchylky klapky se projeví především změnou  $C_{m0}$ . Změna stoupání momentové čáry je zanedbána, jelikož výchylkou klapky téměř nedochází ke změně hloubky křídla. Přírůstek součinitele klopivého momentu s vychýlenou klapkou byl stanoven dle literatury (13).

Níže je uveden příklad pro výpočet  $C_{m0}$  pro letoun s vychýlenou klapkou o  $30^\circ$ .

$$\begin{aligned}
 C_{M0\ flap} &= C_{M0} + \Delta C_{M0W} = 0,025 + (-0,115) \\
 &= -0,089[-]
 \end{aligned}
 \tag{7.28}$$

Momentová čára letounu s klapkami (viz Obr. 55) je pak dále stanovena analogicky jako v postupu (7.25).



Obr. 55: Momentová čára letounu s klapkami

## 7.5 Vyvážená vztlaková čára letounu

Vyvážený letoun představuje stav, kdy na letoun v rozumném rozsahu úhlu náběhu nepůsobí žádný klopivý moment. K dosažení takového stavu je nutná kompenzace klopivého momentu pomocí vodorovných ocasních ploch.

Vyvážená vztlaková čára byla určena dle literatury (13).

Níže je uveden postup výpočtu vyvážené vztlakové čáry pro letoun s klapkami (30°) a těžištěm v zadní centráži.

Stoupání vyvážené vztlakové čáry:

$$\begin{aligned} C_{Lb}^{\alpha} &= C_{Lwf}^{\alpha} * \left( 1 + (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{acwf}) * \frac{b_{sat}}{l_H} \right) & (7.29) \\ &= 4,45 * \left( 1 + (0,390 * 0,288) * \frac{0,338}{0,684} \right) \\ &= 4,679[1/rad] \end{aligned}$$

Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu letounu:

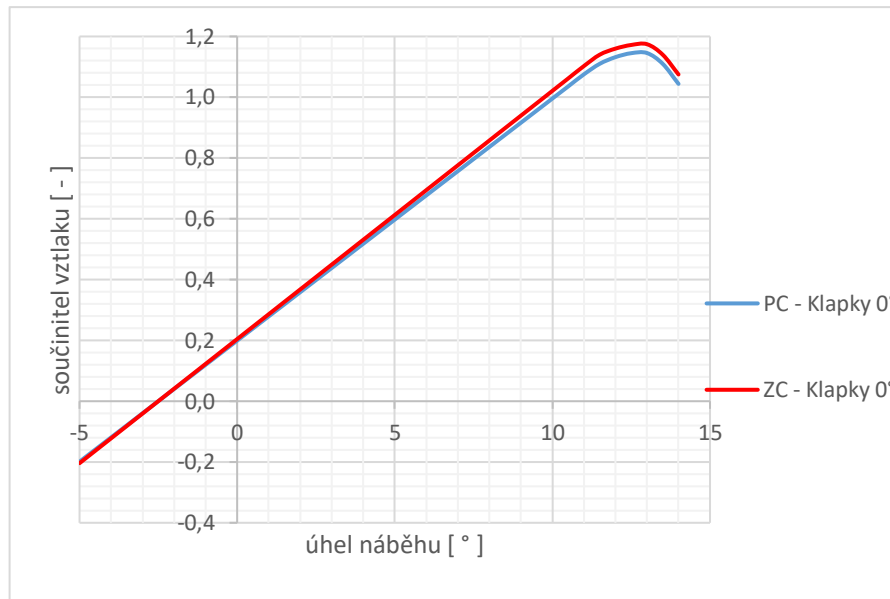
$$\begin{aligned} C_{L0b} &= C_{L0wf} * \left( 1 + (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{acwf}) * \frac{b_{sat}}{l_H} \right) + \frac{b_{sat}}{L_H} * C_{M0wf} & (7.30) \\ &= \\ &= 0,751 * \left( 1 + (0,390 * 0,288) * \frac{0,338}{0,684} \right) \\ &\quad * \frac{0,338}{0,684} * 0,179 = 0,799[-] \end{aligned}$$

Maximální součinitel vztlaku vyváženého letounu:

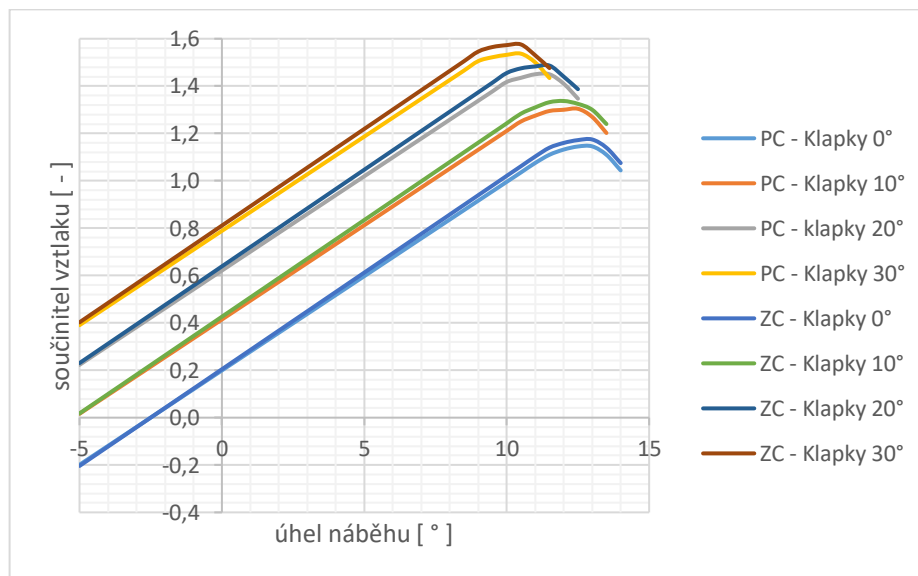
$$\begin{aligned} C_{Lmaxb} &= C_{Lmaxwf} * \left( 1 + (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{acwf}) * \frac{b_{sat}}{l_H} \right) + \frac{b_{sat}}{L_H} & (7.31) \\ &\quad * C_{M0wf} = \\ &= 1,585 * \left( 1 + (0,390 * 0,288) * \frac{0,338}{0,684} \right) \\ &\quad * \frac{0,338}{0,684} * 0,179 = 1,576[-] \end{aligned}$$

Grafy (viz Obr. 56 a Obr. 57) ukazují vliv polohy těžiště na průběh vztlakové čáry letounu a na jeho maximální součinitel vztlaku. Je patrné, že čím více se nachází těžiště

vzadu, tím vyšší je  $C_{Lmax}$ , to je dáno měnícím se příspěvkem vztlaku od vodorovných ocasních ploch. Hodnoty maximálního součinitele vztlaku a kritického úhlu náběhu jsou shrnuty (viz Tabulka 7.10).



Obr. 56: Vyvážená vztlaková čára letounu



Obr. 57: Vyvážená vztlaková čára letounu (všechny konfigurace)

Tabulka 7.10: Maximální součinitel vztlaku pro jednotlivé konfigurace

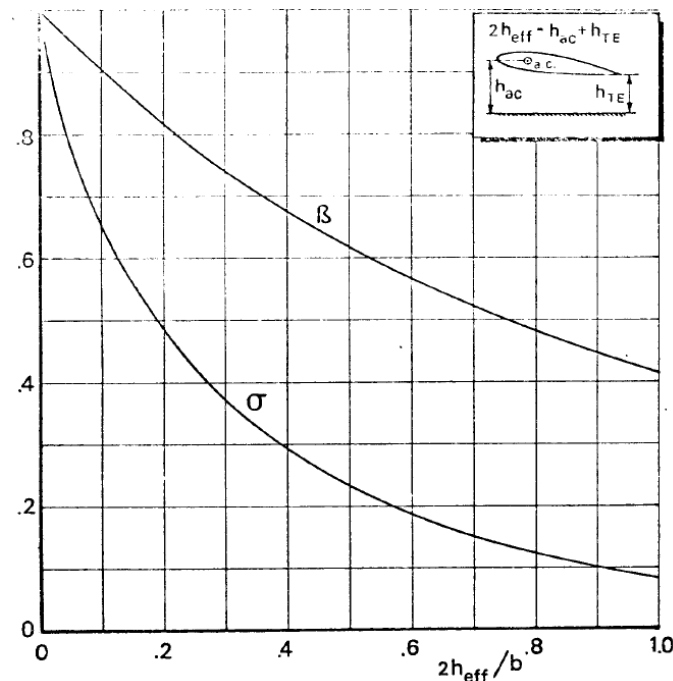
$\delta_f$	0	10	15	20	30	[°]
$C_{l_{max}} PC$	1,144	1,302	1,381	1,447	1,534	[-]
$C_{l_{max}} ZC$	1,175	1,337	1,419	1,487	1,576	[-]
$\alpha_{max}$	13	12	11,5	11	10	[°]

### 7.5.1 Přízemní efekt

Při pohybu letounu v blízkosti země dochází ke změně proudového pole kolem křídla. Tyto změny jsou významné přibližně při výšce letu nad zemí menší než je rozpětí křídla. Dochází ke zmírnění vlivu koncových vírů a zmenšení srázového úhlu za křídlem, což má za důsledek příznivější vztlakové a odporové vlastnosti. Dalším typickým důsledkem je snížení maximálního součinitele vztlaku (15).

Přízemní efekt je uvažován pouze pro režim vzletu a přistání kdy jsou s vysunuty klapky (30°).

Výpočet vlivu přízemního efektu byl proveden dle literatury (13):



Obr. 58: Faktory přízemního efektu

$$2h_{eff}/b = h_{AC} + h_{TE} = (220 + 150)/1190 = 0,31 [-] \quad (7.31)$$

Výška aerodynamického středu křídla a výška odtokové hrany (s vysunutou klapkou) byly odečteny z CAD modelu.

Odečtení faktorů přízemního efektu viz. Obr. 58: Faktory přízemního efektu.

$$\beta_{ge} = 0,73 [-]$$

$$\sigma_{ge} = 0,37 [-]$$

$$C_{L_{ge}} = \left[ 1 + \sigma - \frac{\sigma_{ge} * \lambda * \cos\left(\frac{\Lambda_1}{2}\right)}{2 * \cos\left(\frac{\Lambda_1}{2}\right) + \sqrt{\lambda^2 + \left(2 * \cos\left(\frac{\Lambda_1}{2}\right)\right)^2}} \right. \tag{7.32}$$

$$\left. - \frac{\beta_{ge}}{4 * \pi * \frac{h}{b_g}} * \left( C_{L_{\infty}} - \frac{C_{LW}^{\alpha}}{16 * \frac{h}{b_g}} \right) * C_{L_{\infty}} \right]$$

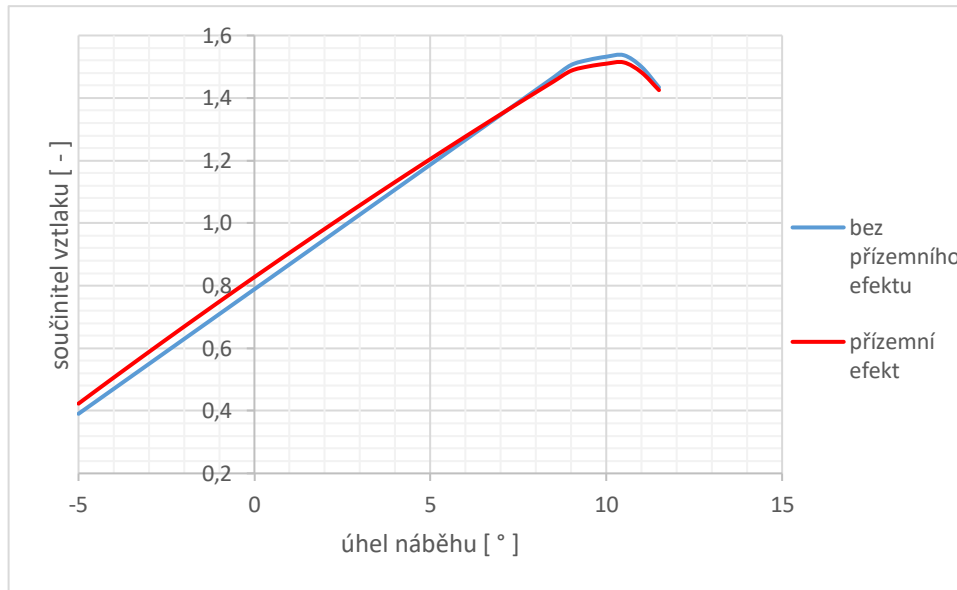
$$= \left[ 1 + 0,37 \right.$$

$$\left. - \frac{0,37 * 8,13 * \cos(7^{\circ})}{2 * \cos(7^{\circ}) + \sqrt{8,13^2 + \left(2 * \cos(7^{\circ})\right)^2}} \right.$$

$$\left. - \frac{0,73}{4 * \pi * \frac{0,22}{0,31}} * \left( 0,775 - \frac{4,55}{16 * \frac{0,22}{0,31}} \right) \right]$$

$$* 0,775 = 0,41[-]$$





Obr. 59: Srovnání vlivu přízemního efektu v konfiguraci - PC, klapky 30°

## 7.6 Odporová polára vyváženého letounu

Odpor letounu byl sestaven jako součet dílčích příspěvků odporu od jednotlivých částí letounu. Metody použité pro stanovení celkového odporu zanedbávají některé interferenční jevy mezi částmi letounu, takže lze očekávat že se skutečný odpor bude lišit.

### 7.6.1 Odpor křídla

Součinitel odporu křídla je stanoven jako součet profilového odporu a odporu indukovaného.

Profilový odpor je určen podle literatury (13):

$$\begin{aligned}(\Delta_{lCd})_{ref} &= \frac{67 * C_{Lmax}}{(\log_{10} Re)^{4,5}} - 0,0046 * \left(1 + 2,75 * \frac{t}{c}\right) & (7.33) \\ &= \frac{67 * 1,1}{(\log_{10} 275000)^{4,5}} - 0,0046 \\ & * (1 + 2,75 * 0,105) = 0,0301[-]\end{aligned}$$

$C_{Lmax}$  a poměrná tloušťka  $t/c$  byly stanoveny jako střední hodnoty kořenového a koncového profilu:



$$\begin{aligned}
 C_{Dp} &= C_{Dmin} * \frac{S_{wet}}{S} + 0,75 * \Delta_{lcp} * \left( \frac{C_L - C_{Li}}{C_{Lmax} - C_{Li}} \right)^2 & (7.34) \\
 &= 0,079 * \frac{0,694}{0,694} + 0,75 * 0,0301 \\
 &\quad * \left( \frac{0,213 - 0,25}{1,1 - 0,25} \right)^2 = 0,079 [-]
 \end{aligned}$$

Omočená plocha křídla  $S_{wet}$  byla odečtena z CAD modelu. Součinitel vztlaku při minimálním profilovém součiniteli odporu  $C_{Li}$  byl určen jako střední hodnota kořenového a koncového profilu.

Indukovaný odpor byl určen podle literatury (13). Nejprve je pro určení indukovaného odporu nutno určit součinitel vztlaku křídla z vyvážené vztlakové čáry. Určeno dle literatury (13). Rameno VOP  $l_H$  je vztaženo k AC křídlo-trup.

$$\begin{aligned}
 C_{Lw} \approx C_{Lwf} &= \frac{C_L * C_{m0wf} * \frac{b_{sat}}{l_H}}{1 + (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{ACwf}) * \frac{b_{sat}}{l_H}} & (7.35) \\
 &= \frac{0,187 * -0,063 * \frac{0,338}{0,7}}{1 + (0,336 - 0,288) * \frac{0,338}{0,7}} = 0,213 [-]
 \end{aligned}$$

Oswaldův korekční faktor na půdorysný tvar:

$$\begin{aligned}
 e &= 1,78 * (1 - 0,045 * \lambda^{0,68}) - 0,64 & (7.36) \\
 &= 1,78 * (1 - 0,045 * 8,13^{0,68}) - 0,64 \\
 &= 0,807 [-]
 \end{aligned}$$

Glauertův opravný faktor  $\delta = 0,0016$  byl určen pomocí programu Glauert III.

$$\begin{aligned}
 C_{Di} &= \frac{C_L^2}{\pi * \lambda * e} * (1 + \delta) & (7.37) \\
 &= \frac{0,213^2}{\pi * 8,13 * 0,807} * (1 + 0,0016) \\
 &= 0,0023 [-]
 \end{aligned}$$

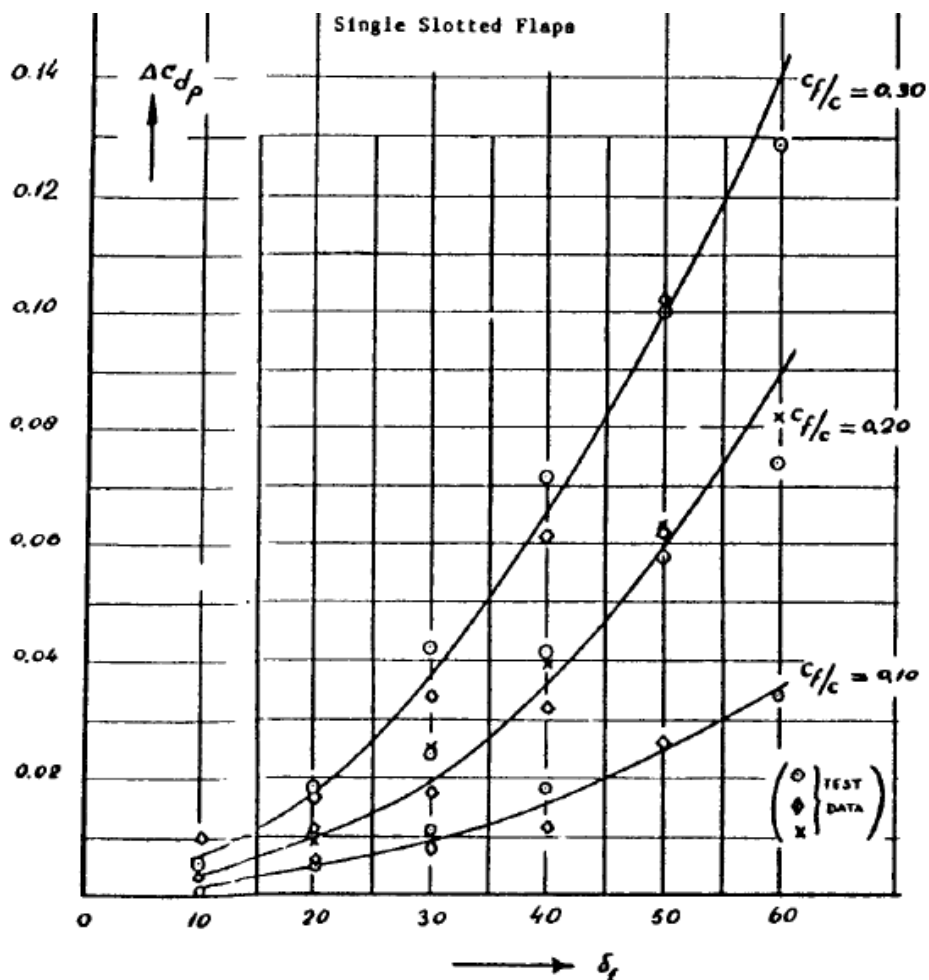
$$C_{Dw} = C_{Dp} + C_{Di} = 0,0079 + 0,0023 = 0,0102 [-] \quad (7.38)$$

### 7.6.2 Odpor vztakové mechanizace

Příspěvek součinitele odporu vztakové mechanizace se skládá ze součtu profilového odporu klapky, indukovaného odporu a odporu interferenčního. Postup byl převzat z literatury (11). Byl zanedbán úhel šípů, jelikož klapka se nachází v místě kde je tento úhel roven téměř  $0^\circ$ .

Níže je uveden příklad postupu výpočtu přírůstku odporu pro výchylku štěrbinové klapky o  $30^\circ$ .

Výpočet přírůstku profilového odporu:



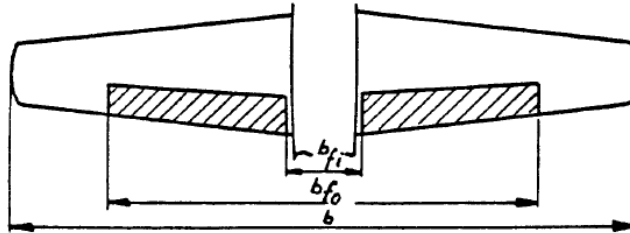
Obr. 60: Přírůstek profilového odporu štěrbinové klapky

Přírůstek profilového odporu klapky  $\Delta C_{dp} = 0,037 [-]$  byl odečten (viz Obr. 60).

$$\Delta C_{Dp\ flap} = \Delta C_{Dp} * \cos\left(\Lambda_c\right) * \frac{S_{wf}}{S} = 0,037 * 1 * 0,441 \quad (7.39)$$

$$= 0,0163 [-]$$

Výpočet přírůstku indukovaného odporu:

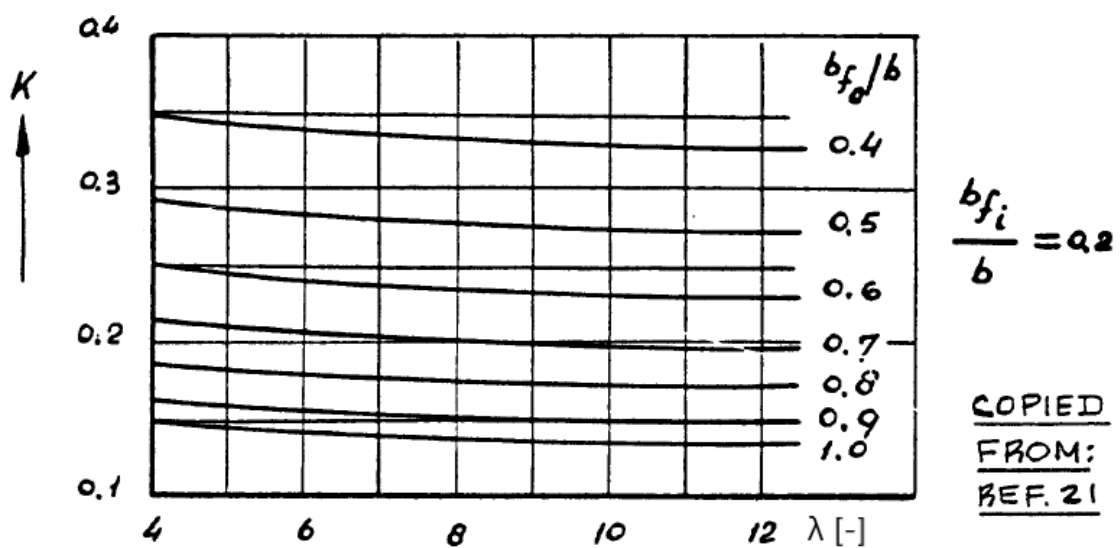


Obr. 61: Geometrické parametry křídla

Geometrické parametry klapky:  $b_{fi} = 0,252 [mm]$   $b_{fo} = 1090 [mm]$   
 $b = 1380 [mm]$ .

$$\frac{b_{fi}}{b} = \frac{0,252}{2380} = 0,105 [-] \quad (7.40)$$

$$\frac{b_{fo}}{b} = \frac{1090}{2380} = 0,458 [-] \quad (7.41)$$



Obr. 62: Faktor indukovaného odporu klapky

Faktor indukovaného odporu  $K = 0,3 [-]$  byl odečten z grafu (viz Obr. 62).



$$\begin{aligned}\Delta C_{Di\ flap} &= K^2 * (\Delta C_{L\ flap})^2 * \cos\left(\frac{\Lambda_c}{4}\right) = 0,3^2 * 0,63^2 * 1 \\ &= 0,0357 [-]\end{aligned}\quad (7.42)$$

Součinitel  $\Delta C_{L\ flap}$  byl převzat z kapitoly 7.3.2.

Výpočet přírůstku interferenčního odporu:

$$\begin{aligned}\Delta C_{Dint\ flap} &= K_{int} * \Delta C_{Dp\ flap} = 0,4 * 0,0163 \\ &= 0,0065 [-]\end{aligned}\quad (7.43)$$

Faktor interferenčního odporu  $K_{int} = 0,4 [-]$  byl odečten pro jednoduchou šterbinovou klapky z (11).

Celkový přírůstek odporu od výchylky klapky:

$$\begin{aligned}\Delta C_{D\ flap} &= \Delta C_{Dp\ flap} + \Delta C_{Di\ flap} + \Delta C_{Dint\ flap} \\ &= 0,0163 + 0,0357 + 0,0065 = 0,0585 [-]\end{aligned}\quad (7.44)$$

Tabulka 7.11: Faktory přírůstku odporu klapky

$\delta_{flap} [^\circ]$	0	10	15	20	30
$\Delta C_{Dp\ \lambda 0} [-]$	0,000	0,008	0,011	0,018	0,037
$\cos \lambda [-]$	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
$S_{wi}/S [-]$	0,441	0,441	0,441	0,441	0,441
$\Delta C_{D\ prof} [-]$	0,000	0,004	0,005	0,008	0,016
$K [-]$	0,300	0,300	0,300	0,300	0,300
$\Delta C_L [-]$	0,000	0,230	0,342	0,451	0,630
$\Delta C_{Di} [-]$	0,000	0,005	0,010	0,018	0,036
$K_{int} [-]$	0,400	0,400	0,400	0,400	0,400
$\Delta C_{D\ int\ Flap} [-]$	0,000	0,001	0,002	0,003	0,007
$\Delta C_{D\ flap} [-]$	0,000	0,010	0,017	0,029	0,059

### 7.6.3 Odpor VOP

Součinitel odporu vodorovných ocasních ploch je opět stanoven jako součet profilového odporu a odporu indukovaného. Indukovaný odpor vzniká stejně jako na křídle v důsledku přítomnosti vztlaku, který zde slouží pro vyrovnání vyváženého stavu.

Profilový odpor:

U VOP je určen dle literatury (11) analogicky jako v případě křídla (viz kapitola 7.6.1), s tím rozdílem, že zde je použitý symetrický profil NACA 0009.

$$C_{D Hp} = C_{D p VOP} * \frac{S_H}{S} = 0,0089 * \frac{0,106}{0,694} = 0,00136 [-] \quad (7.45)$$

Indukovaný odpor:

I zde platí analogie jako v případě křídla. Určení součinitele vztlaku VOP – vychází z momentové rovnováhy letounu pro vyvážený letoun. Při tomto výpočtu se zanedbává  $C_m$  VOP.

$$\begin{aligned} C_{L H} &= \frac{C_{m0 wf} + C_L * (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{AC wf})}{k_H * V_H} & (7.46) \\ &= \frac{-0,063 + 0,187 * (0,366 - 0,288)}{0,95 * 0,317} \\ &= 0,180 [-] \end{aligned}$$

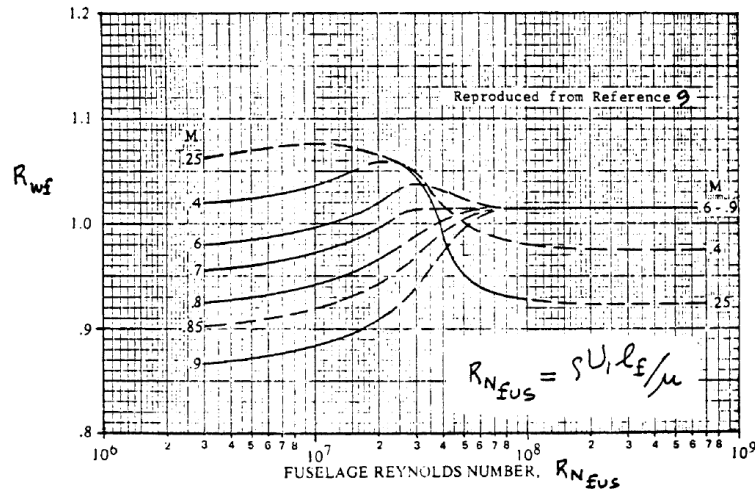
Mohutnost VOP  $VH$  je vztažena k AC křídlo-trup.

$$\begin{aligned} C_{D Hi} &= \frac{0,33 * C_{L H}^2}{\cos^2(\Lambda_{1/4}) * \pi * \lambda_H} * \frac{S_H}{S} & (7.47) \\ &= \frac{0,33 * (-0,463)^2}{1 * \pi * 3,88} * \frac{0,106}{0,694} = 0,0009 [-] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{D H} &= C_{D Hp} + C_{D Hi} = 0,00136 + 0,00013 & (7.48) \\ &= 0,00226 [-] \end{aligned}$$

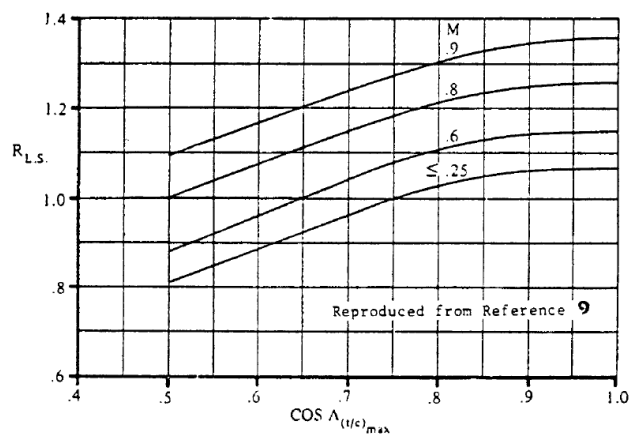
### 7.6.4 Odpor trupu

Příspěvek součinitele odporu od trupu byl stanoven dle literatury (11). Trup zde není považován jako vztlakové těleso, z toho důvodu je zanedbán příspěvek indukovaného odporu trupu.



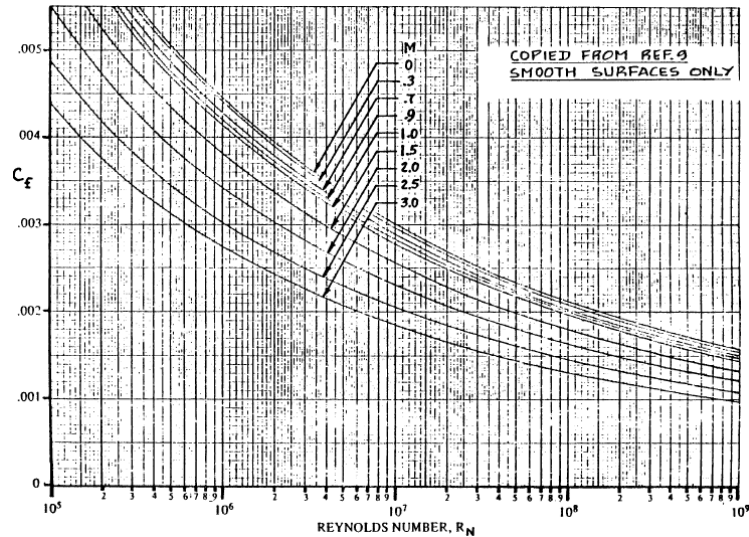
Obr. 63: Interferenční faktor křídlo-trupu

Interferenční faktor  $R_{wf} = 1,1 [-]$  byl odečten z grafu (viz Obr. 63) pro  $Re$  trupu  $Re_f = 1\,500\,000 [-]$ .



Obr. 64: Korekční faktor vztlakové plochy

Korekční faktor vztlakové plochy faktor  $R_{LS} = 1,05 [-]$  byl odečten z grafu (viz Obr. 64) pro Machovo číslo  $M = 0$  a úhel šípu centroplánu  $\approx 0^\circ$ .



Obr. 65: Součinitel tření

Součinitel tření  $C_f = 0,0041 [-]$  byl odečten z grafu (viz Obr. 65) pro Machovo číslo  $M = 0$  a Reynoldsovo číslo trupu  $Re_f = 1\,500\,000 [-]$ .

$$\begin{aligned}
 C_{Df} &= R_{wfu} * C_f * \left[ 1 + \frac{60}{(l_f * d_f)^3} + 0,0025 * \frac{l_f}{d_f} \right] * \frac{S_{wetf}}{S} & (7.49) \\
 &= 1,1 * 1,05 \\
 &* \left[ 1 + \frac{60}{(1,4 * 0,05)^3} + 0,025 * \frac{1,4}{0,05} \right] * \frac{0,22}{0,694} \\
 &= 0,0016 [-]
 \end{aligned}$$

Hodnoty délky trupu  $l_f$  a průměru trupu  $d_f$  byly odečteny z CAD modelu, stejně tak omočená plocha  $S_{wet}$ .

### 7.6.5 Odpor SOP

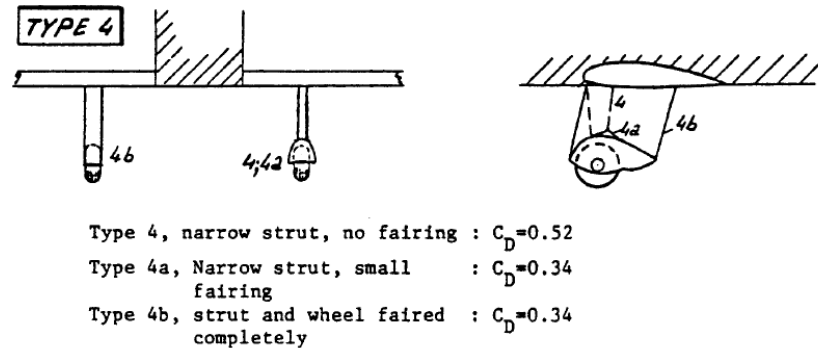
Součinitel odporu SOP je stanoven dle literatury (11) analogicky jako v případě VOP a křídla, avšak bez příspěvku indukovaného odporu.

$$C_{D\,SOP} = C_{D\,p\,SOP} * \frac{S_H}{S} = 0,0089 * \frac{0,56}{0,694} = 0,00068 [-] \quad (7.50)$$



## 7.6.6 Odpor podvozku

Součinitel odporu podvozku byl stanoven dle literatury (11). Odpor podvozku je uvažován konstantní pro všechny úhly náběhu, tzn. není uvažován vliv vztlaku.



Obr. 66: Součinitel odporu podvozku

Byl zvolen typ 4 (viz Obr. 66), který dle literatury (11) nejlépe odpovídá navrženému tvaru hlavního podvozku.  $C_{Dg} = 0,52$ . Tento součinitel odporu byl také převzat pro přední podvozkovou nohu. Čelní plocha hlavního podvozku (kolo včetně nohy) byla odečtena z CAD modelu.

$$S_{mlg} = 2 * (0,125 * 0,04 + 0,005 * 0,15) = 0,0115 \text{ [m}^2\text{]} \quad (7.51)$$

Čelní plocha předového podvozku (včetně nohy) byla odhadnuta.

$$S_{nlg} = 0,8 * 0,025 + 0,01 * 0,15 = 0,0035 \text{ [m}^2\text{]} \quad (7.52)$$

$$C_{Dmlg} = C_{Dg} * \frac{S_{mlg}}{S} = 0,52 * \frac{0,0115}{0,694} = 0,0094 \text{ [-]} \quad (7.53)$$

$$C_{Dnlg} = C_{Dg} * \frac{S_{nlg}}{S} = 0,52 * \frac{0,0035}{0,694} = 0,0028 \text{ [-]} \quad (7.54)$$

Při návrhu letounu byly zvažovány varianty pevného podvozku, částečně zatahovacího podvozku (zatahovací pouze hlavní podvozek) a kompletně zatahovací podvozek.

V grafu (viz Obr. 68) jsou porovnány poláry letounu s pevným podvozkem a se zatahovacím.

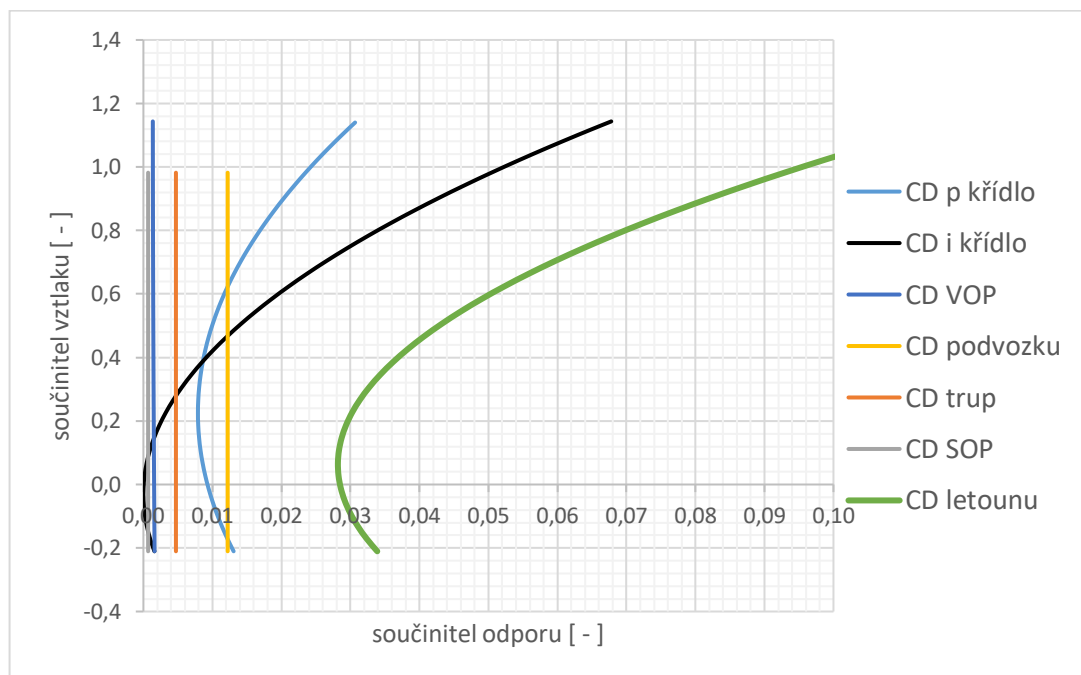
Odpor pevného podvozku je dán součtem odporu přední podvozkové nohy a hlavního podvozku. V případě zatahovacího podvozku je odpor uvažován nulový.

$$C_{Dlg} = C_{Dmlg} + C_{Dnlg} = 0,0094 + 0,0028 = 0,0124 [-] \quad (7.55)$$

### 7.6.7 Odpor letounu

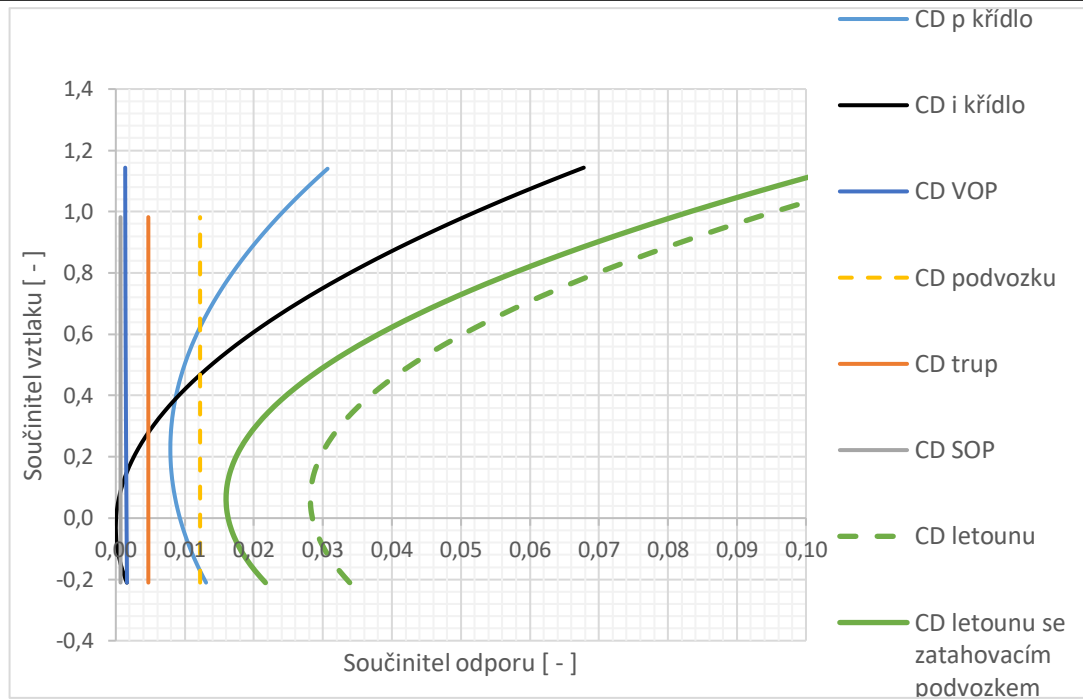
Součinitel odporu letounu je dán součtem dílčích příspěvků jednotlivých částí letounu. Níže je uveden příklad postupu výpočtu pro konfiguraci přední centráž s klapkami  $0^\circ$  při nulovém úhlu náběhu letounu (viz Obr. 67).

$$\begin{aligned} C_D &= C_{Dw} + \Delta C_{Dflap} + C_{D+VOP} + C_{Df} + C_{DSOP} + C_{Dlg} \\ &= 0,0102 + 0 + 0,0015 + 0,0016 + 0,0007 \\ &\quad + 0,012 = 0,0262 [-] \end{aligned} \quad (7.56)$$



Obr. 67: Polára letounu s pevným podvozkem – složky odporu (PC, klapky  $0^\circ$ )

V grafu (viz Obr. 68) je zobrazeno srovnání odporové poláry letounu s pevným a zatahovacím podvozkem. Je patrné, že při rychlosti odpovídající nízkým součinitelům vztlaku  $C_L < 0.25$  tvoří odpor podvozku téměř polovinu odporu celkového. Zde se právě ukazuje jasný důvod pro zvážení použití zatahovacího podvozku.



Obr. 68: Polára letounu – složky odporu (přední centráž, klapky 0°)

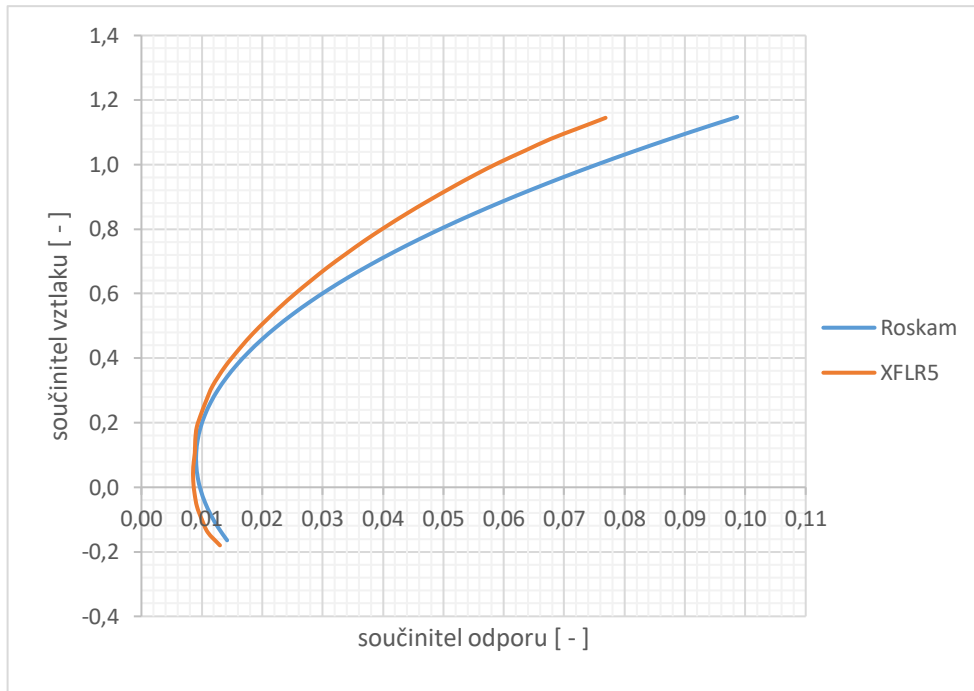
#### 7.6.8 Odporová polára křídla dle XFLR

V grafu (viz Obr. 69 a Obr. 69) jsou srovnány dva různé výpočetní postupy pro určení součinitele odporu křídla bez klapek  $C_{Dw}$ . Součinitel odporu byl v případě použití programu XFLR5 zvýšen o 10 % v celém svém rozsahu, jelikož dle literatury (16) má tento program tendenci podceňovat  $C_{Dw}$  přibližně o 10 %. I přes tuto korekci vykazuje stále tato metoda podstatně nižší součinitele odporu v celém rozsahu součinitele vztlaku oproti analytické polo-empirické metodě uvedené v kapitole 7.6.

Avšak vzhledem ke komplikované geometrii křídla a množství zjednodušení a zanedbání která přináší analytický způsob určení  $C_{Dw}$  dle literatury (11) bylo rozhodnuto, že ke stanovení  $C_D$  křídla bude použit právě program XFLR5, ostatní složky součinitele odporu budou určeny analyticky, jak je uvedeno v kapitole 7.6.

Nastavení výpočtu v programu XFL5 pro určení aerodynamických charakteristik křídla bylo provedeno následovně:

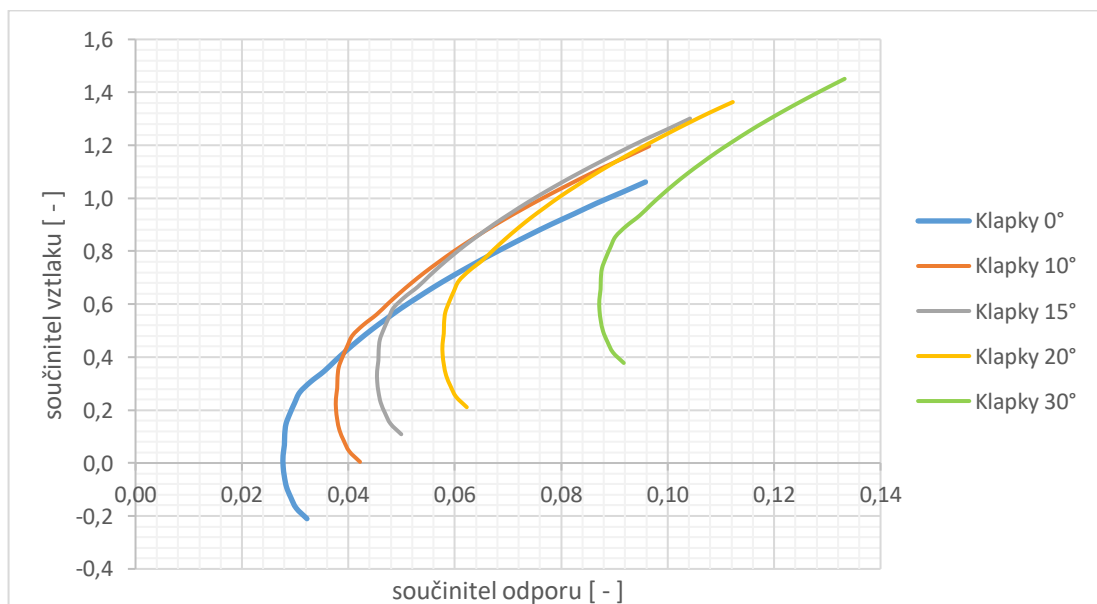
- Výpočetní metoda byla zvolena LLT (Prandtlůva teorie nosné čáry)
- Rychlost je nastavená jako závislá proměnná podle podmínky konstantního vztlaku, který se rovná tíhové síle, tudíž se mění se součinitelem vztlaku
- Hustota a kinematická viskozita vzduchu odpovídá 0 m dle MSA



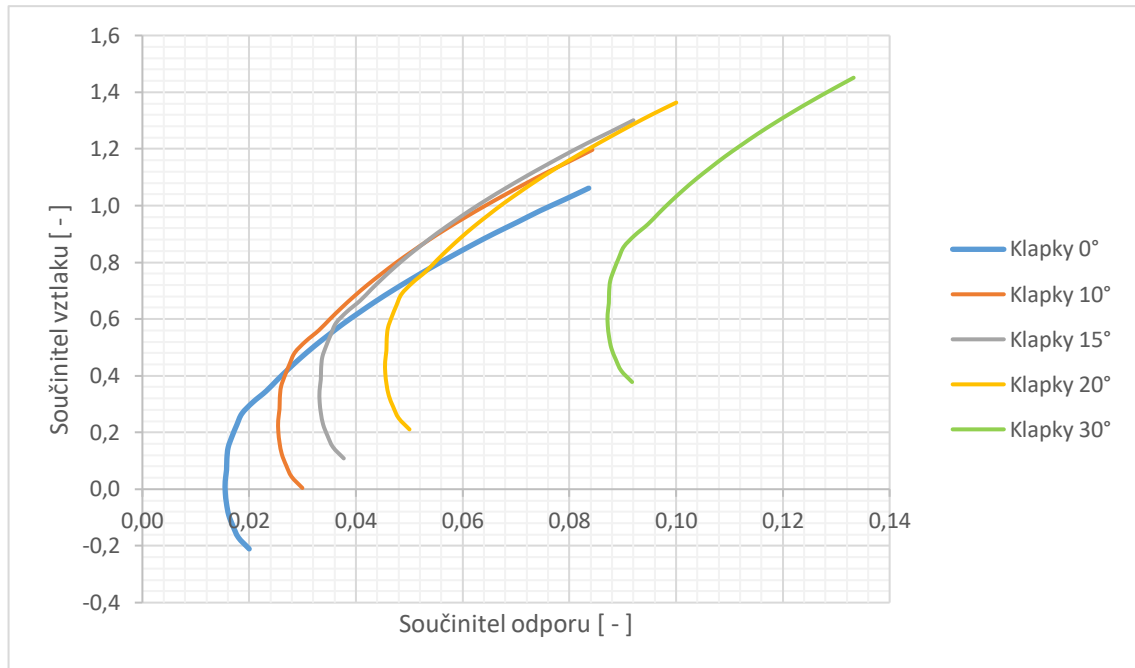
Obr. 69: Srovnání poláry křídla podle různých výpočetních metod

Součinitel odporu křídla, který dále vstupuje do odporové poláry letounu uvedené v grafech níže (viz Obr. 70, Obr. 71 a Obr. 72) je jak bylo uvedeno v kapitole (7.6.8), určen pomocí XFLR5.

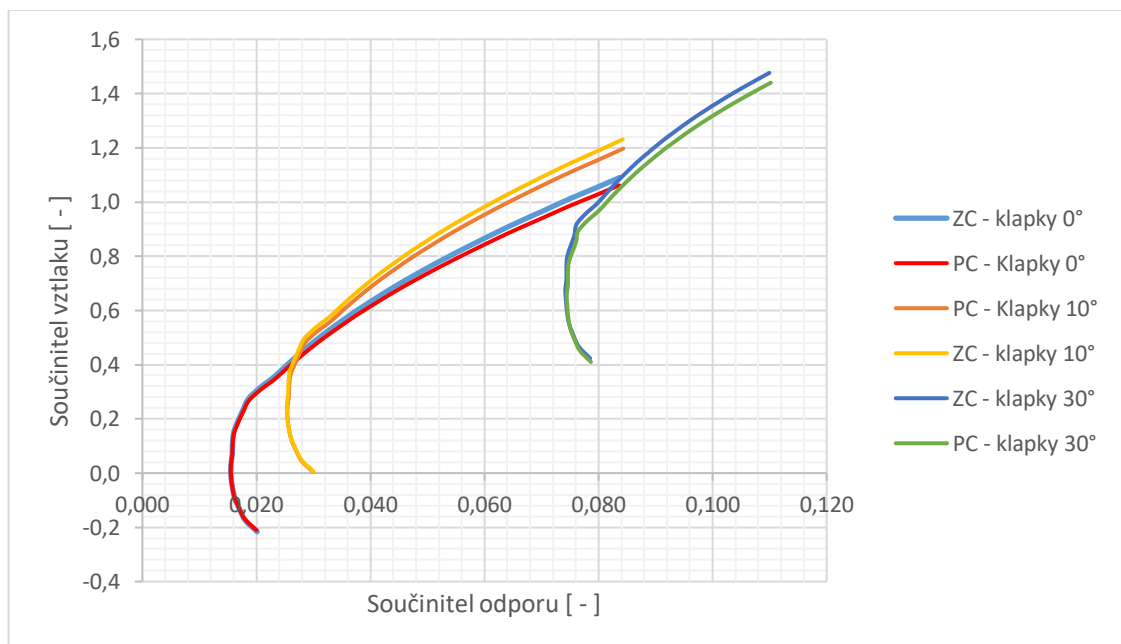
V grafech (viz Obr. 70 a Obr. 71) je uvedeno srovnání odporových polár pro jednotlivé klapkové případy pro letoun s pevným resp. zatahovacím podvozkem. Dále pak v grafu (viz Obr. 72) je zobrazen vliv polohy těžiště na odporovou poláru letounu.



Obr. 70: Odporová polára křídla s klapkami (přední centráž, pevný podvozek)



Obr. 71: Odporová polára křídla s klapkami (přední centráž, zatahovací podvozek)



Obr. 72: Vliv polohy těžiště – odporová polára letounu se zatahovací podvozek

Níže (viz Tabulka 7.12) jsou shrnuty pro přední a zadní centráž číselné hodnoty a procentuální rozdíly  $C_D$  resp.  $C_{L \max}$  pro zásadní režimy letu.

Tabulka 7.12: Srovnání vlivu polohy těžiště na aerodynamické vlastnosti

režim letu	vzlet	stoupání	$v_{\max}$
popis	klapky 30°, přízemní efekt	klapky 10°, zatažený podvozek	klapky 0°, zatažený podvozek
$C_L$ [-]	-	0,64	0,23
$C_D$ PC [-]	-	<b>0,0373</b>	<b>0,0177</b>
$C_D$ ZC [-]	-	<b>0,0371</b>	<b>0,0176</b>
$C_{L \max}$ PC [-]	<b>1,512</b>	-	-
$C_{L \max}$ ZC [-]	<b>1,547</b>	-	-
rozdíl [%]	2,3	0,5	0,6

### 7.6.9 Přízemní efekt

Níže je uveden postup dle literatury (13) pro určení součinitele odporu ovlivněném přízemním efektem. Příklad je spočítán pro nulový úhel náběhu letounu.  $C_L$  odpovídá součiniteli vztlaku vyváženého letounu s uvažováním přízemního efektu.

Koeficienty  $\sigma_{ge}$  a  $\beta_{ge}$  byly již určeny v kapitole 7.5.1.

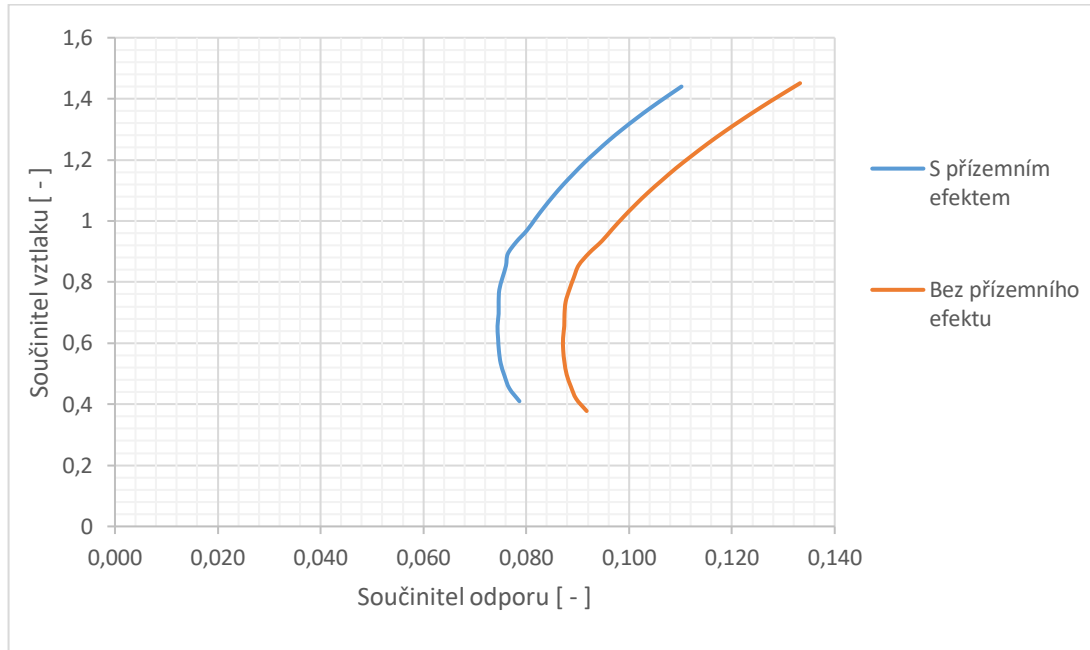
Součinitel indukovaného odporu byl určen jako součet  $C_{Di}$  křídla, klapky a VOP:

$C_{Di} = C_{Di w} + C_{Di flap} + C_{Di VOP} = 0,0 + 0,0357 + 0,0012$ $= 0,0369 [-]$	(7.57)
---	--------

$\Delta C_{D ge} = - \frac{4 * \pi * \sigma_{ge} * \frac{h}{b_g} - \beta_{ge} * C_L}{4 * \pi * \frac{h}{b_g} - \beta_{ge} * C_L} * C_{Di} - \frac{\beta_{ge} * C_L}{4 * \pi * \frac{h}{b_g}} * C_{Dpw}$ $= \frac{4 * \pi * 0,37 * \frac{0,21}{0,31} - 0,73 * 0,814}{4 * \pi * \frac{0,21}{0,31} - 0,73 * 0,814} * 0,0369$ $- \frac{0,73 * 0,814}{4 * \pi * \frac{0,21}{0,31}} * 0,0369 = -0,0131 [-]$	(7.58)
---	--------

$C_{D ge} = C_D + \Delta C_{D ge} = 0,089 - 0,013 = 0,076 [-]$	(7.59)
--	--------

V grafu (viz Obr. 73) je srovnán vliv přízemního efektu pro konfiguraci s klapkami 30°, těžiště v přední centráži. Je patrné, že přízemní efekt má značný vliv na odpor letounu při vzletu a přistání. Velikost „úbytku“ odporu v důsledku přízemního efektu je závislý především na velikosti indukovaného odporu letounu, který je v přistávacím a vzletovém režimu zpravidla největší.



Obr. 73: Vliv přízemního efektu na odporovou poláru letounu

## 8. Dostatečnost VOP

Kontrola dostatečnosti mohutnosti VOP byla provedena z důvodu ověření zdali dokážou při všech hmotových konfiguracích zajistit podélnou statickou stabilitu. Kontrola byla provedena pro případy  $C_{Lmax}$  bez klapek a  $C_{Lmax}$  s klapkami dle literatury (13). Níže je uveden příklad výpočtů pro přední centráž.

Výsledky (viz Obr. 74) ukazují, že kritický případ nastává při zadní centráži se zataženými klapkami, kde je minimální požadovaná mohutnost VOP  $V_H = 0,340 [-]$ . Tato hodnota dokonce překračuje navrženou mohutnost VOP. Jelikož je z důvodu omezení vnějších rozměrů obtížné dále navyšovat mohutnost VOP, tak jako opravné opatření bylo zvoleno omezení polohy zadní centráže.

Režim  $C_{Lmax}$  bez klapek:

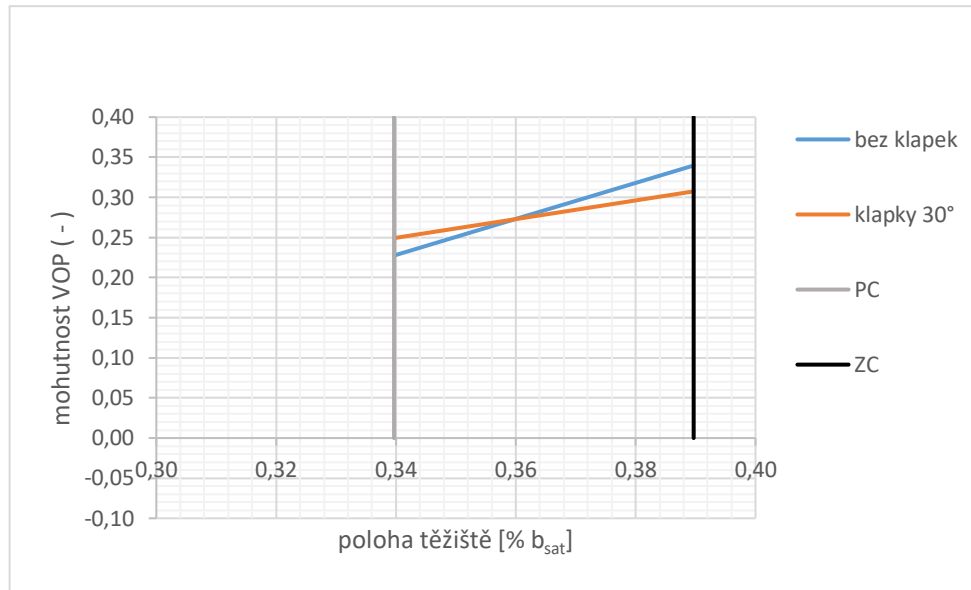
$$\begin{aligned}
 V_H &= \frac{\bar{X}_{CG} + \Delta\bar{X}_{SM} - \bar{X}_{AC\ wf}}{\frac{C_{LH}^\alpha}{C_L^\alpha} * \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) * q_H} = & (8.1) \\
 &= \frac{0,34 + 0,05 - 0,288}{\frac{3,75}{4,78} * (1 - 0,4) * 0,95} = 0,340 [-]
 \end{aligned}$$

Režim  $C_{Lmax}$  s klapkami:

$$C_{LmaxH} = 0,35 * \lambda_H^{0,33} = 0,35 * 3,88^{0,33} = 0,55 [-] \quad (8.2)$$

$$\begin{aligned}
 V_H &= \frac{\frac{-C_{M0\ wf\ flap}}{C_{Lmax\ wf\ flap}} + \bar{X}_{CG} - \bar{X}_{AC\ wf} + \Delta\bar{X}_{SM}}{\left(\frac{C_{LH}^\alpha}{C_L^\alpha} * \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) - \frac{C_{LH\ min}}{C_{Lmax\ wf\ flap}}\right) * q_H} & (8.3) \\
 &= \frac{\frac{0,179}{1,585} + 0,34 - 0,288 + 0,05}{\left(\frac{3,75}{4,78} * (1 - 0,4) + \frac{0,55}{1,585}\right) * 0,95} \\
 &= 0,307 [-]
 \end{aligned}$$



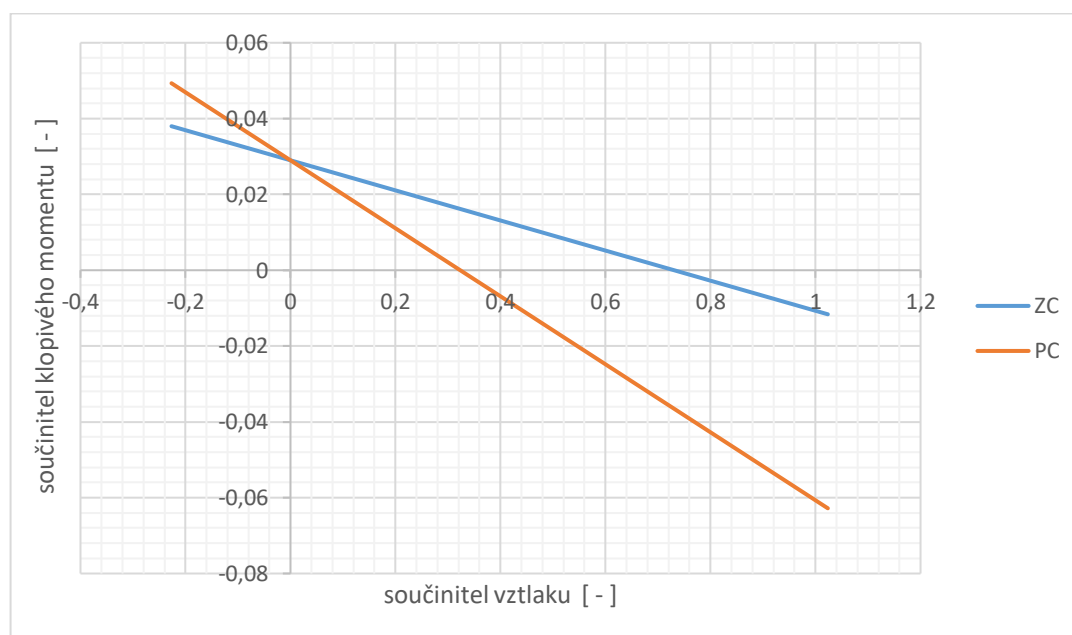


Obr. 74: Potřebná mohutnost VOP

## 9. Stabilita

### 9.1 Podélná statická stabilita

Pro zajištění příznivých letových vlastností je mimo jiné nezbytné, aby byla dodržena podmínka podélné statické stability. Jelikož jsou pro pohon řídicích ploch použita digitální elektrická serva, dá se uvažovat, že soustava řízení je tzv. pevná a my tak můžeme hovořit o statické stabilitě letounu s pevným řízením. Pro splnění této podmínky je nutné aby směrnice momentové čáry letounu vykazovala záporné stoupání v celém rozsahu centráže (viz Obr. 75) (17).



Obr. 75: Momentová čára letounu

### 9.2 Dynamická stabilita

Dynamická stabilita vyšetřuje časovou odezvu letounu na poruchu rovnovážného stavu (17). Pro vyšetření jednotlivých případů dynamické stability byl použit program XFLR 5, jehož analýza dynamické stability je založena na řešení obecných pohybových rovnic letounu. Geometrie letounu byla použita dle kapitoly 7.2. Poloha těžiště a hmotnost letounu byly převzaty z hmotového rozboru (viz kapitola 0) pro přední centráž. Momenty setrvačnosti byly určeny pomocí CAD programu na základě zjednodušeného hmotového modelu letounu. Vstupní aerodynamická data byla zpracována pomocí programu XFLR5.

Tabulka 9.1: Hmotové podklady pro analýzu dynamické stability

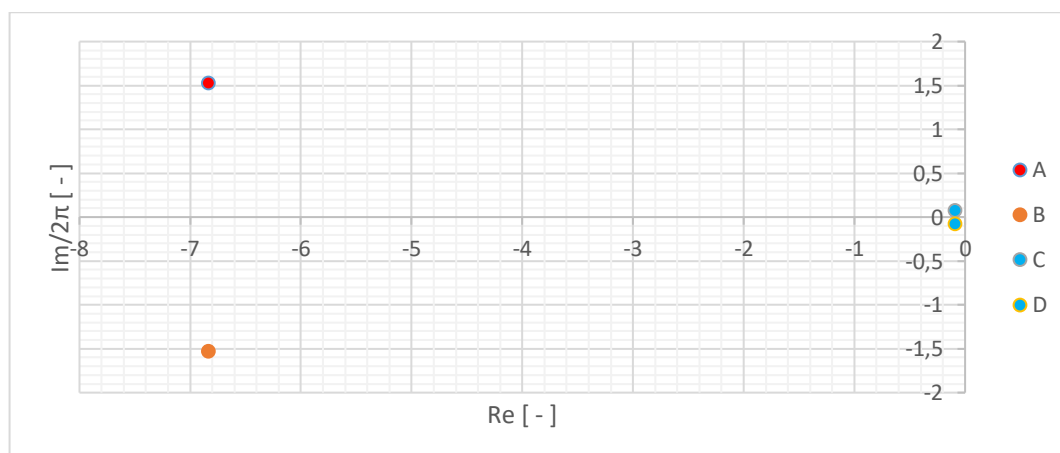
hmotnost	m	8,17	[ kg ]
X poloha těžiště	x CG	0,140	[ m ]
Y poloha těžiště	y CG	-0,008	[ m ]
moment setrvačnosti	Ixx	0,821	[ kg m <sup>2</sup> ]
moment setrvačnosti	Iyy	1,207	[ kg m <sup>2</sup> ]
moment setrvačnosti	Izz	0,424	[ kg m <sup>2</sup> ]
deviační moment	Ixy	-0,045	[ kg m <sup>2</sup> ]

### 9.2.1 Modální analýza podélné dynamické stability

Níže (viz Obr. 76) je uvedena poloha kořenů charakteristické rovnice. Dle jejich polohy v komplexní rovině je možno definovat charakter odezvy pohybu letounu na poruchu rovnovážného stavu. Reálná část představuje tlumení a imaginární část frekvenci kmitání. V pro zajištění stabilního charakteru odezvy musí ležet kořeny v levé polorovině grafu.

Jsou zde zobrazeny dva páry komplexně sdružených kořenů. Kořeny A a B odpovídají rychlému podélnému pohybu a z jejich polohy je zřejmé, že tento pohyb je silně tlumen. Kořeny C a D odpovídají pomalému (fugoidálnímu) pohybu, který je tlumen velmi málo. Tyto výsledky odpovídají obecným předpokladům, kdy zpravidla rychlé podélné kmity o vysoké frekvenci bývají silně tlumené a naopak pomalé podélné kmity bývají tlumeny jen velmi málo, nebo mohou dokonce dosahovat mírné divergence (17).

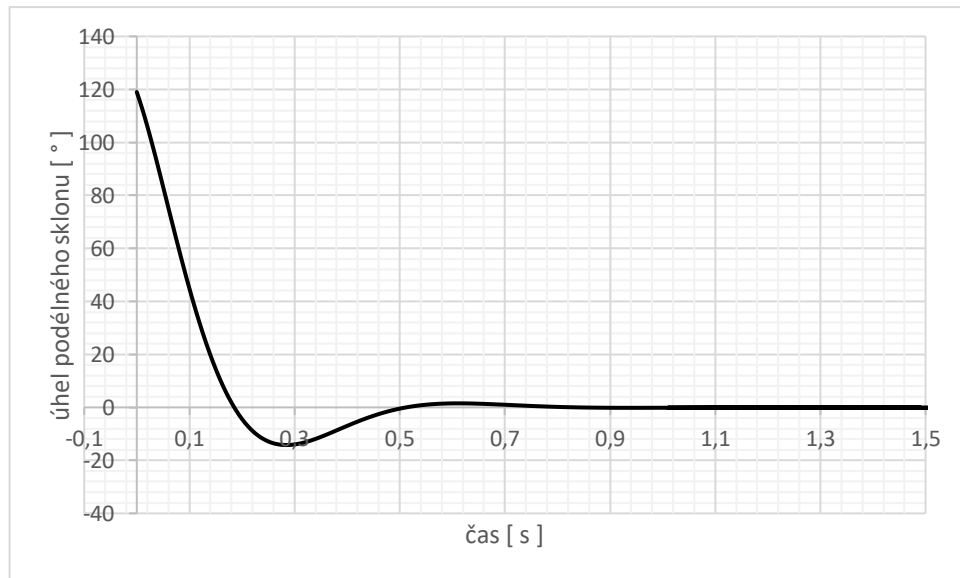
V grafech (viz Obr. 77 a Obr. 78) jsou zobrazeny modální odezvy výchylky úhlu podélného sklonu u rychlého resp. pomalého podélného pohybu pro náhodnou počáteční poruchu.



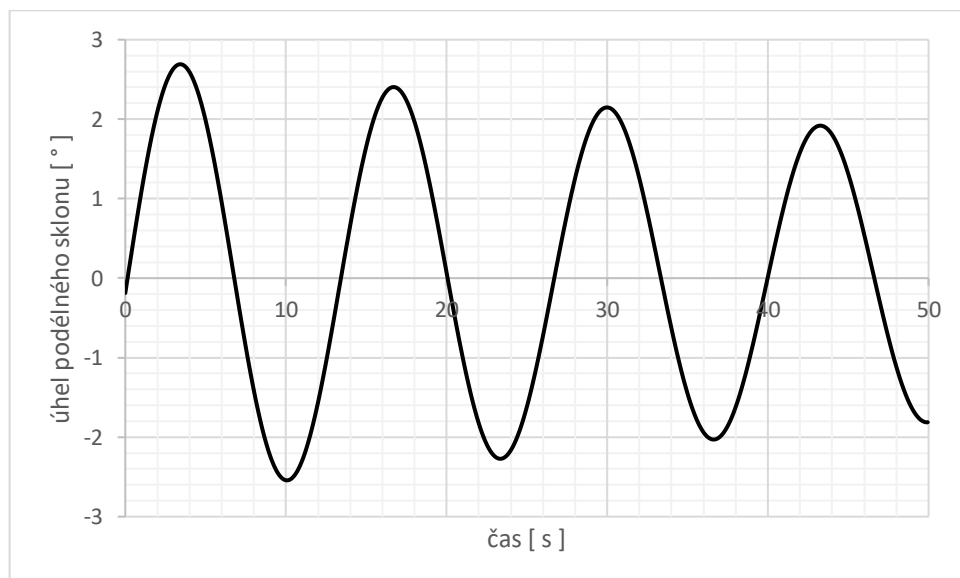
Obr. 76: Kořeny charakteristické rovnice podélného pohybu

Tabulka 9.2: Kořeny charakteristické rovnice podélného pohybu

kořen	Re [ - ]	Im / $2\pi$ [ - ]
A	-6,834	1,529
B	-6,834	-1,529
C	-0,09	0,075
D	-0,09	-0,075



Obr. 77: Časový průběh úhlu podélného sklonu – rychlý podélný pohyb



Obr. 78: Časový průběh úhlu podélného sklonu – fugoïdální pohyb

### 9.2.2 Modální analýza příčné dynamické stability

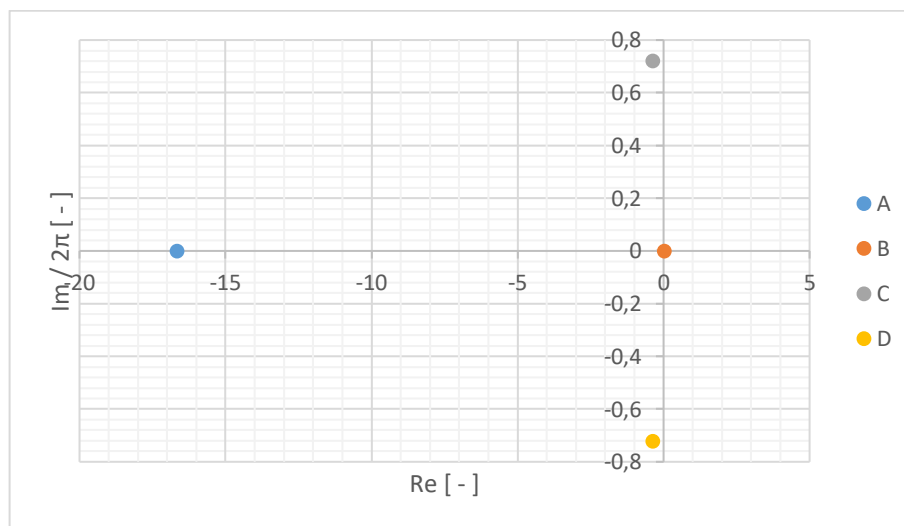
Kořeny charakteristické rovnice příčného pohybu jsou zobrazeny (viz Obr. 79). Kořen A představuje rychlý klonivý pohyb, kořen B spirálový pohyb a komplexně sdružené kořeny C a D představují tzv. dutch-doll neboli kajakování.

Je patrné, že kořen D odpovídající spirálovému pohybu vykazuje mírně divergentní charakteristiku. Avšak vzhledem k malé míře této divergence (viz Obr. 83 a Obr. 84) je tento stav akceptovatelný. Zároveň, jelikož tento bod leží na reálné ose (jeho imaginární složka je nulová), tak tento pohyb můžeme označit za aperiodický.

V grafu (viz Obr. 80) je zobrazena modální odezva výchylky úhlu příčného sklonu pro rychlý klonivý pohyb s náhodnou počáteční poruchou. Tento pohyb je také charakteristický svým aperiodickým chováním.

V grafech (viz Obr. 81 a Obr. 82) je zobrazena modální odezva výchylky úhlu příčného sklonu resp. úhlu azimutu pro režim dutch-roll s náhodnou počáteční poruchou.

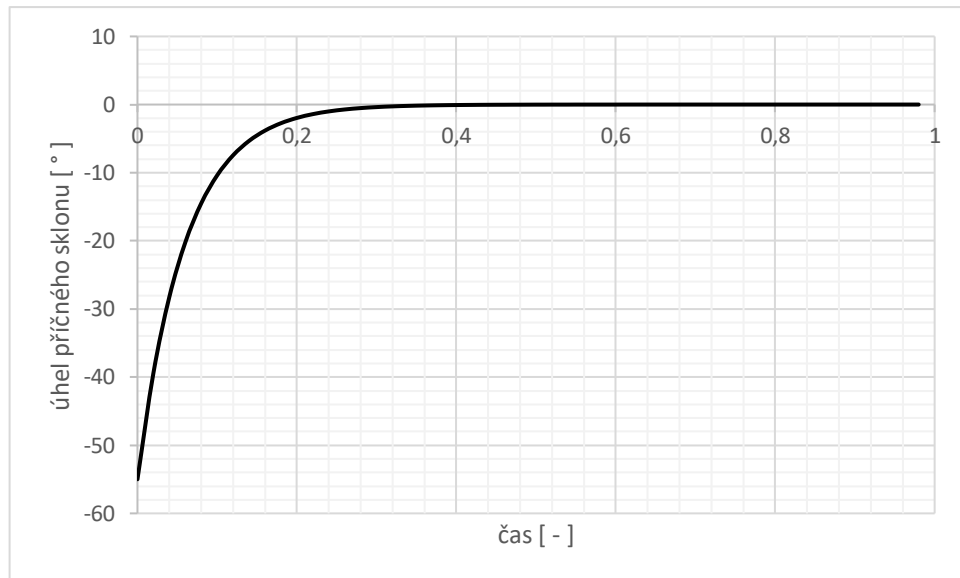
V grafech (viz Obr. 83 a Obr. 84) je zobrazena modální odezva úhlové rychlosti klonění resp. úhlové rychlosti zatačení pro spirálový pohyb s náhodnou počáteční poruchou.



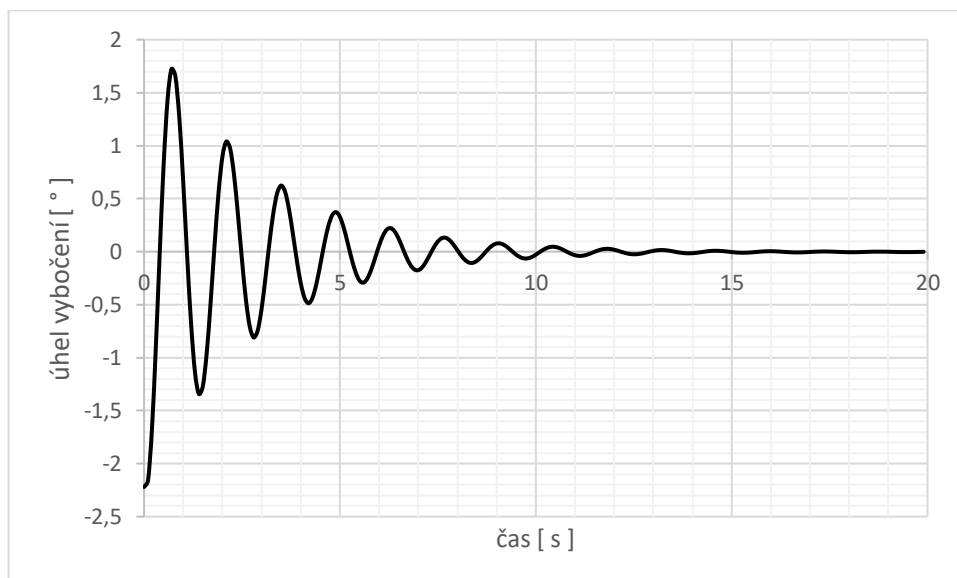
Obr. 79: Kořeny charakteristické rovnice příčného pohybu

Tabulka 9.3: Kořeny charakteristické rovnice příčného pohybu

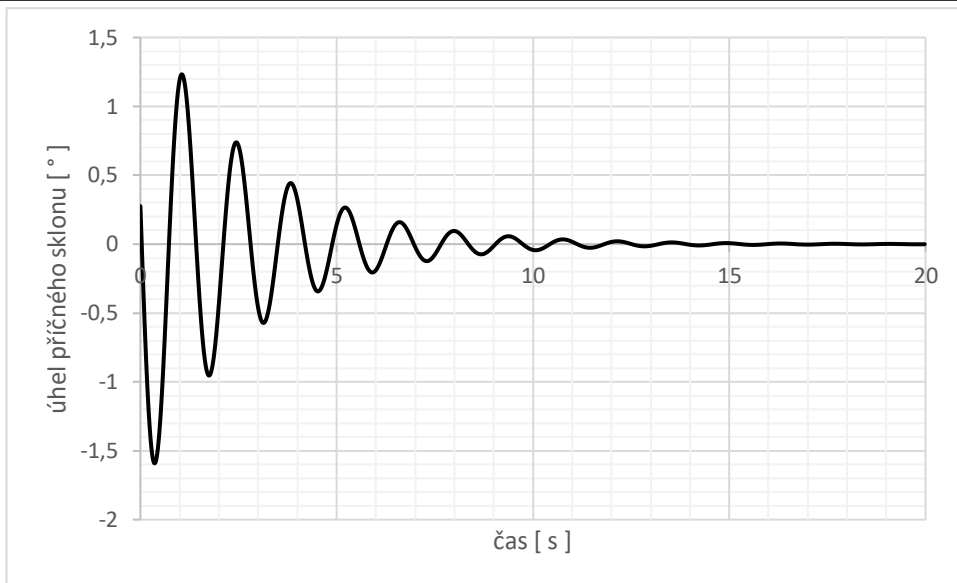
	Re [ - ]	Im / $2\pi$ [ - ]
A	-16,669	0
B	0,016	0
C	-0,369	0,721
D	-0,369	-0,721



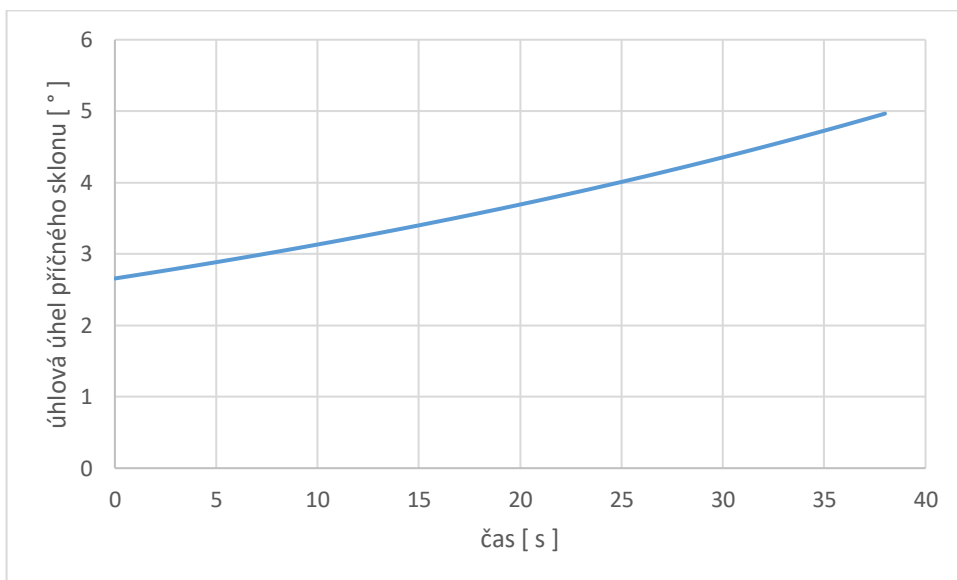
Obr. 80: Časový průběh úhlu příčného sklonu – rychlý klonivý pohyb



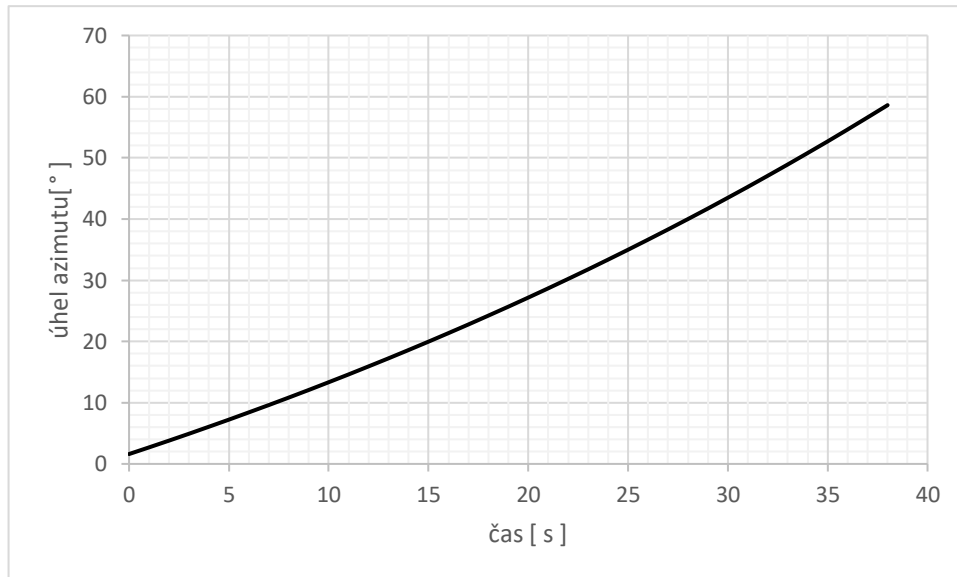
Obr. 81: Časový průběh úhlu azimutu – dutch-roll



Obr. 82: Časový průběh úhlu příčného sklonu – dutch-roll



Obr. 83: Časový změna úhlu příčného sklonu – spirálový pohyb



Obr. 84: Časová změna úhlu azimutu – spirálový pohyb

### 9.2.3 Podélná stabilita – odezva na poryv

V grafu (viz Obr. 87) je zobrazena odezva letounu na vertikální poryv o rychlosti 3 m/s. V grafu je pro porovnání rovněž zobrazena odezva modifikovaného letounu (viz Obr. 86), který má oproti původnímu návrhu (viz Obr. 85) změněn úhel vzepětí koncových segmentů křídla na 7°.

Je patrné, že rychlé podélné kmity jsou téměř okamžitě utlumeny a přetrvává pouze slabě tlumený fugoidální pohyb s periodou přibližně 13,5 s, který ale bude pilot schopen bez problému vyrovnat. Je zřejmé, že vzepětí nemá na pohyb v podélném směru téměř žádný vliv.

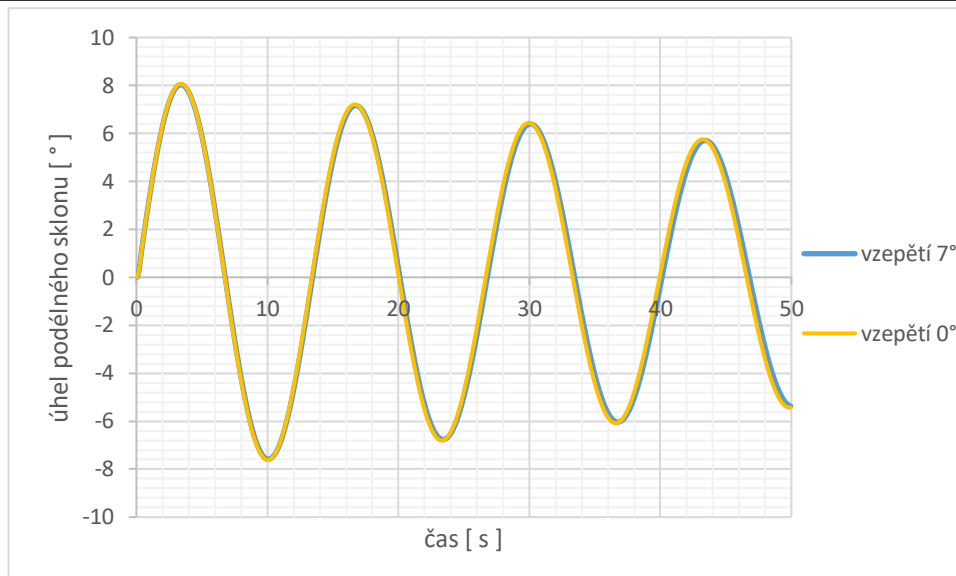


Obr. 85: Vzepětí koncových segmentů křídla 0°



Obr. 86: Vzepětí koncových segmentů křídla 7°



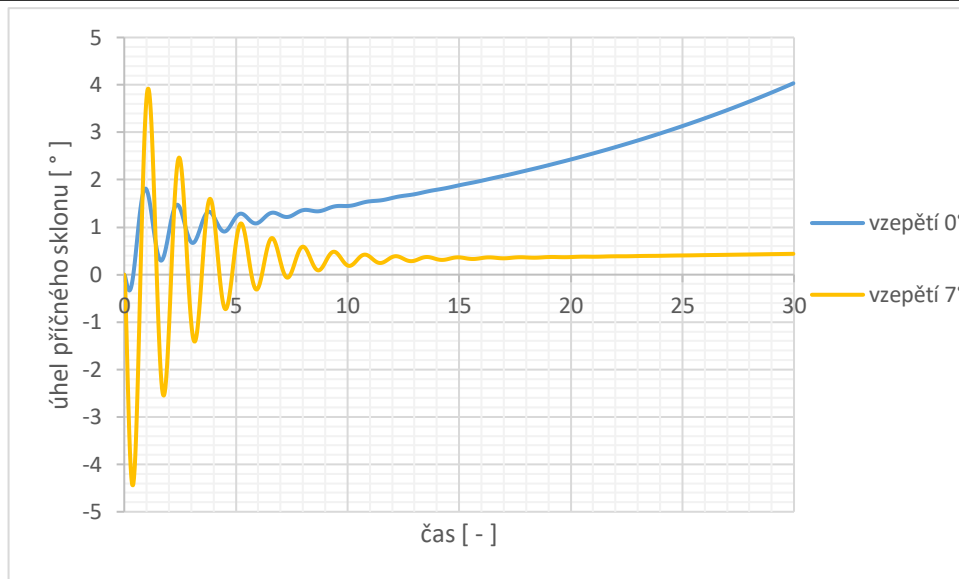


Obr. 87: Podélná stabilita – odezva letounu na vertikální porыв 3 m/s

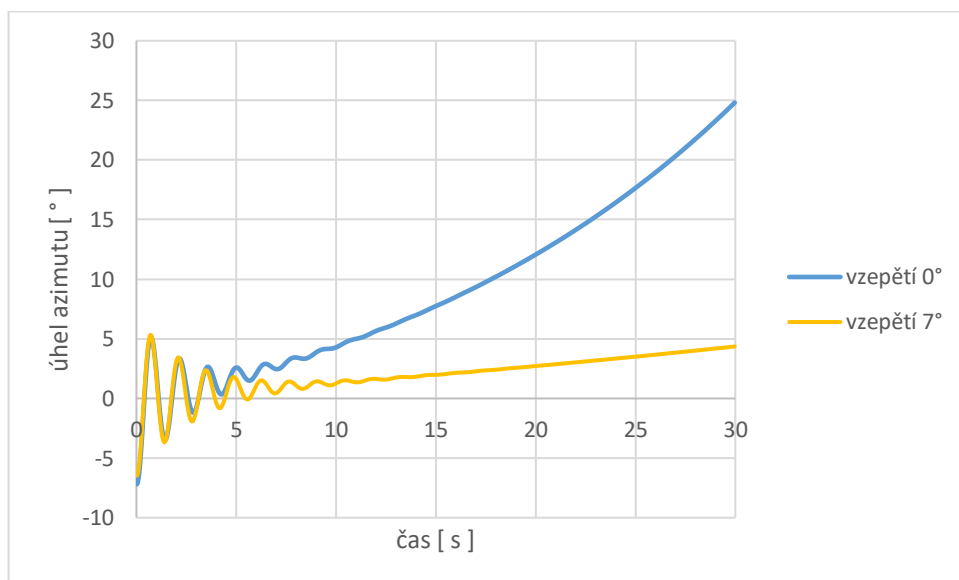
#### 9.2.4 Příčná stabilita – odezva na boční porыв

V grafech (viz Obr. 88 a Obr. 89) je zobrazena odezva letounu na boční porыв o rychlosti 3 m/s. I zde je v grafu pro porovnání zobrazena odezva jak původního letounu, tak modifikovaného letounu s úhlem vzepětí koncových segmentů křídla 7°.

Rychlý klonivý pohyb je zde v obou případech utlumen v řádu desetin sekund. Dominantním pohybem je zde v tomto případě dutch-roll, který se přibližně po 10 s mění ve spirálovou divergenci. Je patrné, že vzepětí má zásadní vliv na klonivou složku pohybu během dutch-rollu, ale jen malý vliv na zatáčivou složku pohybu. Při porovnání obou těchto konfigurací je zřejmé, že zvýšením vzepětí dojde ke nárůstu amplitudy kmitu během dutch-rollu a naopak poklesne míra spirálové divergence. Ta se však v obou případech dá tolerovat, neboť vzhledem k tempu jejího rozvoje, nebude mít pilot problém včas zareagovat.



Obr. 88: Příčná stabilita – odezva letounu na boční poryv 3 m/s



Obr. 89: Příčná stabilita – odezva letounu na boční poryv 3 m/s

## 10. Letové výkony

### 10.1 Vzlet

Vzlet letounu je jednou z hlavních fází letové mise a z jeho výsledků přímo plyne bodový zisk za nesený náklad.

Dle pravidel uvedených v kapitole 3.2, musí být letoun schopen odlepit se od země před dosažením 60 m vzletové dráhy. Pokud tým dopředu avizuje pokus o vzlet na 40 m dráze, tak v případě úspěšného pokusu mu bude přičteno 10 % k celkovému hodnocení letové mise.

V této kapitole je tedy uveden postup výpočtu rychlosti v závislosti na délce vzletové dráhy.

Vstupní parametry odpovídají vzletové konfiguraci letounu tj. klapky 30°, vysunutý podvozek, uvažovaný přízemní efekt.  $C_L = 0,814$  a  $C_D = 0,0754$  odpovídá úhlu náběhu letounu při stání na vzletové dráze.  $C_{Lmax} = 1,418$  odpovídá konfiguraci přední centráž s klapkami 30°.

Součinitel valivého odporu  $C_{RR} = 0,1$  byl odečten z (18). Hodnota této veličiny je velmi nespolehlivá a jedná se o jeden z největších zdrojů chyb ve výpočtech letových výkonů.

Níže je uveden příklad výpočtu pro MTOW 8,7 kg.

Postup vychází z prosté silové rovnováhy letounu při vzletu. Nejprve je ze silové rovnováhy vyjádřeno zrychlení letounu.

Obr. 90 ukazuje průběh rychlosti při rozjezdu pro jednotlivé hmotové konfigurace.

Tabulka 10.1 pak shrnuje minimální rychlosti odpoutání a maximální dosažitelné rychlosti po 60 m resp. po 40 m. Je patrné, že pro platný vzlet je pro hmotovou konfiguraci 8,7 a 8 kg nutná 60 m dráha. Pro hmotové konfigurace 7,5 kg a nižší postačuje 40 m dráha.

$$T - D - R_R - a * m = 0 \rightarrow a_{(v)} = \frac{T_{(v)} - D_{(v)} - R_R(v)}{m} \quad (10.1)$$
$$a_{(0)} = \frac{T_{(0)} - D_{(0)} - R_R(0)}{8,5 * 9,81} = \frac{19,96 - 0 - 8,53}{8,7 * 9,81}$$
$$= 1,31 [m/s^2]$$



$$D_{(v)} = 0,5 * \rho * v_{\infty}^2 * C_D * S \quad (10.2)$$

$$D_{(0)} = 0,5 * 1,225 * 0^2 * 0,0754 * 0,694 = 0 \text{ [N]}$$

$$L_{(v)} = 0,5 * \rho * v_{\infty}^2 * C_L * S \quad (10.3)$$

$$L_{(0)} = 0,5 * 1,225 * 0^2 * 0,814 * 0,694 = 0 \text{ [N]}$$

$$R_{R(v)} = (m * g - L_{(v)}) * C_{RR} \quad (10.4)$$

$$R_{R(0)} = (8,7 * 9,81 - 0) * 0,1 = 8,53 \text{ [N]}$$

Numerickou integrací zrychlení byla poté získána rychlost v závislosti na dráze:

$$v_{(x)} = \sqrt{2 * a_{(x)} * \Delta x + v_{(x-1)}^2} \quad (10.5)$$

$$v_{(2)} = \sqrt{2 * 1,31 * 2 + 0} = 2,29 \text{ [m/s]}$$

Jelikož je ale dle rovnice (8.1) zrychlení závislé na rychlosti, nelze rychlost řešit přímo, ale pomocí iteračního postupu. Výsledný tvar rovnice je tedy nutno ještě upravit:

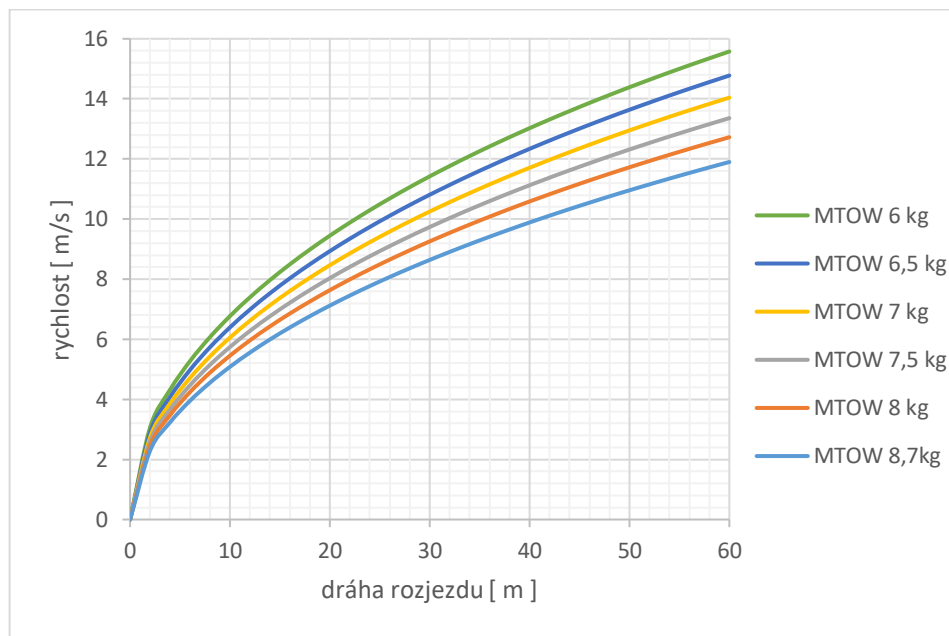
$$v_{(x)(i)} = \sqrt{2 * a_{(x)(i-1)} * \Delta x + v_{(x-1)(i)}^2} \quad (10.4)$$

Pro zhodnocení zdali vzlet vyhověl pravidlům je nutno ještě znát minimální rychlost odpoutání  $v_{lof}$ . Ta byla zjištěna dle vztahu (10.5):

$$v_{lof} = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * S * 0,9 * C_{Lmax}}} \quad (10.5)$$

$$\begin{aligned} &= \sqrt{\frac{2 * 8,7 * g}{1,225 * 0,694 * 0,9 * 1,576}} \\ &= 11,90 \text{ [m/s]} \end{aligned}$$

V grafu (viz Obr. 90) jsou vykresleny průběhy rychlosti při vzletu v závislosti na délce dráhy.



Obr. 90: Průběh rychlosti v závislosti na dráze

Tabulka 10.1: Minimální rychlosti odpoutání – PC

MTOW	8,7	8	7,5	7	6,5	6
$V_{lof}$	11,90	11,41	11,05	10,67	10,28	9,88
$V_{60m}$	11,90	12,72	13,36	14,04	14,78	15,58
$V_{40m}$	9,89	10,59	11,13	11,71	12,34	13,03

## 10.2 Stoupání

Stoupání představuje další významnou fázi letové mise. Jakmile dosáhne letoun rychlosti 5 km/h, začne mu běžet limit 60 s. Během tohoto limitu musí letoun nastoupit optimálně do výšky 100 m.

Výpočet stoupačí rychlosti byl proveden dle literatury (19):

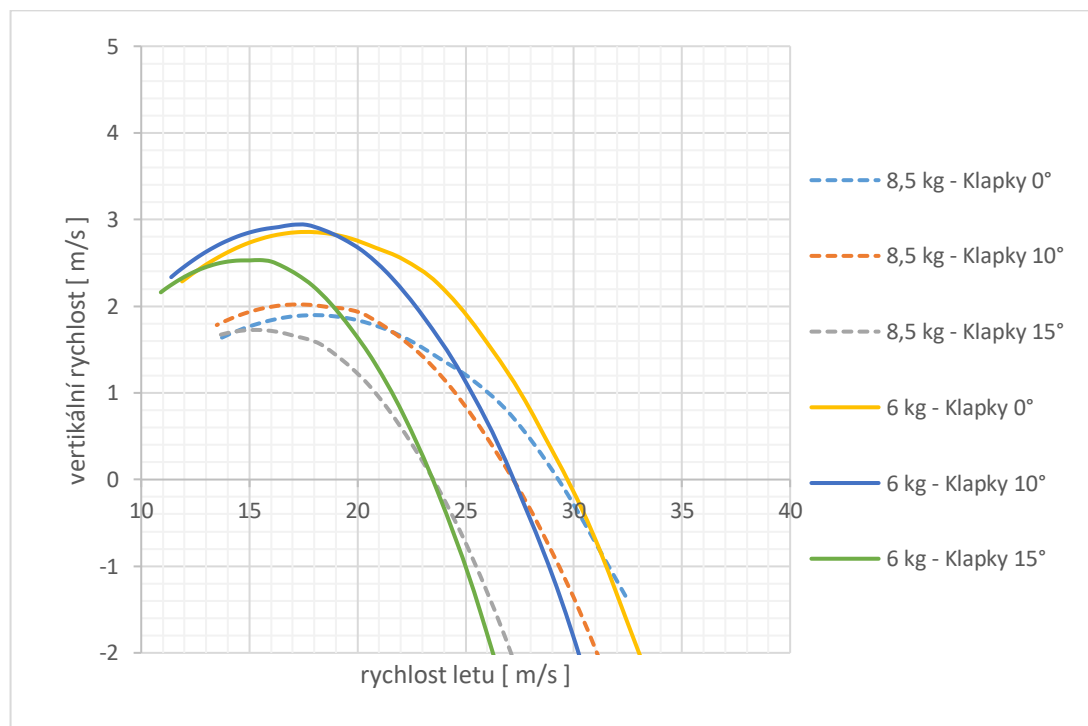
$$v_y = \frac{v * (T - D)}{m * g}$$

Využitelný tah byl stanoven v kapitole (6):

$$D = 0,5 * \rho * v_{\infty}^2 * C_D * S \quad (10.6)$$

Stoupačí rychlosti byly vypočteny pro 3 polohy vztlakové mechanizace: klapky 0°, klapky 10° a klapky 15° (viz Obr. 91).

Ve všech hmotových konfiguracích se ukazuje, že optimální výchylka klapek pro maximální stoupačí rychlost je 10°.



Obr. 91: Vliv rychlosti letu na stoupačí rychlost – PC

Maximální nastoupaná výška pak byla určena dle rovnice (10.7). Maximální stoupavost je násobena 50 s, přičemž se uvažuje, že zbylých 10 s zabere dojezd na konec dráhy, přechodový oblouk a nabrání potřebné rychlosti odpovídající maximální stoupací rychlosti.

$$h_{max} = 50 * v_{y max} = 50 * 1,97 = 98,4 [m] \quad (10.7)$$

Podle rovnice (10.7) byl spočítán maximální teoretický dostup. Do této rovnice však nebyl brán v úvahu fakt, že během celé letové mise musí být letoun na dohled pilotovi. To vede na skutečnost, že má-li letoun přibližně minutu stoupat, tak to bude muset provádět po ideálně kruhové trajektorii, aby se nedostal mimo dohled pilota. Bohužel v tuto chvíli nejsou známy podmínky jaké poskytuje letiště v místě konání soutěže a tak je jen velmi těžké odhadnout maximální poloměr této kruhové trajektorie a stanovit tak přesněji maximální dostup po zakřivené trajektorii.

Tabulka 10.2: Maximální stoupací rychlosti a maximální dostup – PC

MTOW [ kg ]	8,7	8	7,5	7	6,5
náklad [ kg ]	4,7	4	3,5	3	2,5
$v_{y max}$ [ m/s ]	1,97	2,22	2,44	2,69	2,96
$h_{max (60s)}$ [ m ]	98,4	111,2	122,0	134,3	148,1
$v_x (v_{y max})$ [ m/s ]	17,0	17,0	17,5	17,6	17,7

### 10.3 Maximální dolet

Dolet je definován jako vzdálenost, kterou letoun uletí během měřené fáze 120 s. Pro maximalizaci tohoto parametru je nezbytné, aby byla co nejvyšší také maximální rychlost v horizontálním letu (viz Tabulka 10.3).

Maximální dolet byl určen dle rovnice (10.8). Maximální rychlost je násobena 115 s, přičemž se uvažuje, že zbylých 5 s zabere přechod z fáze stoupání a nabrání rychlosti.

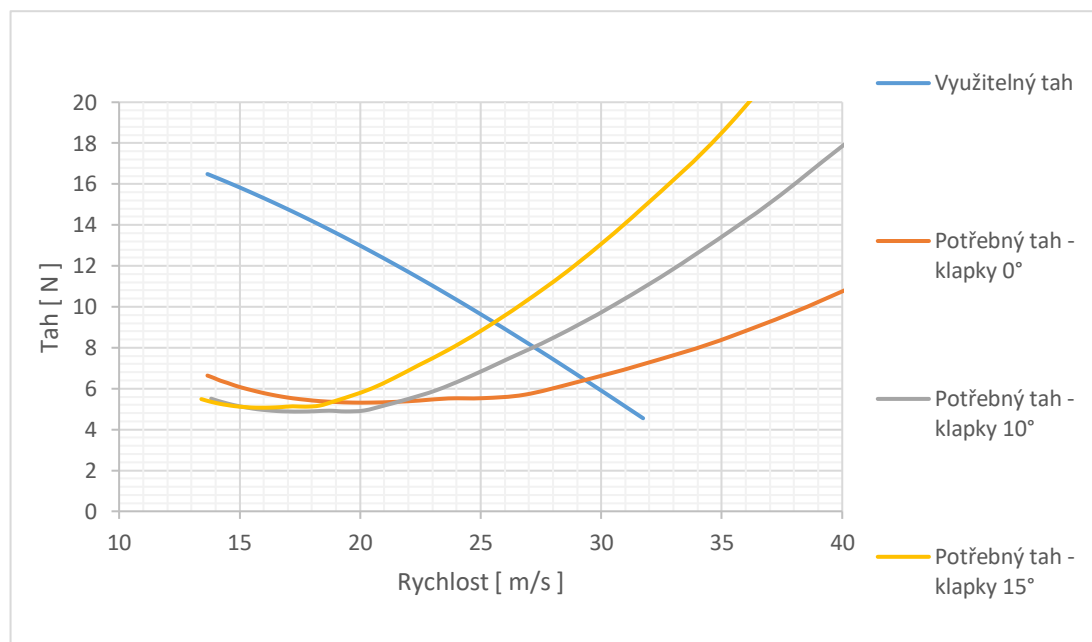
I v této fázi platí, že letoun musí být po celou dobu letu na dohled pilotovi. Letoun tedy i nadále bude letět ideálně po kruhové dráze. Přírůstek odporu a tím pokles rychlosti, který by způsobil pohyb po zakřivené dráze je zde kompenzován sestupným letem, kdy může letoun využívat nabytou výšku letu a přeměnit ji tak na pohybovou energii.

$$d_{max} = 115 * v_{max} = 115 * 29,32 = 3372 [m] \quad (10.8)$$

Z výsledků (viz Tabulka 10.3) je patrné, že hmotnost letounu má naprosto zanedbatelný vliv na maximální rychlost a tím pádem na dolet letounu po 120 s. Maximální rychlost byla určena z podmínky rovnosti potřebného a využitelného tahu (viz Obr. 92).

Tabulka 10.3: Maximální rychlosti a maximální dolet – PC

MTOW [ kg ]	8,7	8	7,5	7	6,5
náklad [ kg ]	4,7	4	3,5	3	2,5
$v_{max}$ [ m/s ]	29,32	29,46	29,57	29,63	29,72
$d_{max(120s)}$ [ m ]	3372	3387	3400	3408	3417



Obr. 92: Tahový diagram – MTOW 8,7 kg, PC





## 10.4 Shrnutí letových výkonů

Letové výkony pro letoun s těžištěm v přední centráži se zatahovacím podvozkem jsou shrnuty viz (Tabulka 10.4).

Tabulka 10.4: Shrnutí letových výkonů – PC, zatahovací podvozek

MTOW [ kg ]	8,7	8,0	7,5	7,0	6,5
náklad [ kg ]	4,5	4,0	3,4	3,0	2,5
$v_{lof}$ [ m/s ]	11,90	11,41	11,05	10,67	10,28
$v_{60m}$ [ m/s ]	11,90	12,72	13,36	14,04	14,78
$v_{40m}$ [ m/s ]	9,89	10,59	11,13	11,71	12,34
$v_{y\max}$ [ m/s ]	1,97	2,22	2,44	2,69	2,96
$h_{\max(60s)}$ [ m ]	98,4	111,2	122,0	134,3	148,1
$v_{\max}$ [ m/s ]	29,32	29,46	29,57	29,63	29,72
$d_{\max(120s)}$ [ m ]	3372	3387	3400	3408	3417

## 11. Bodový zisk

Bodový zisk je v tuhle chvíli stanoven pouze pro letovou část. Do hodnocení se nezapočítává bodový zisk za rychlost naložení/vyložení nákladu ani bonus za predikci. Započítává se však bonus za vzlet z kratší (40 m) dráhy.

Jelikož jsou hodnotící kritéria pro letovou část vždy vztaženy vždy k nějaké referenční hodnotě (nejlepší výsledek v daném kole) bylo nutno nějaký stanovit.

Referenční skóre bylo stanoveno jako výsledek z konfigurace PC, zatahovací podvozek, 4,7 kg nákladu:

$$\begin{aligned} & \frac{S_{\text{platicí zatížení}} + S_{\text{dolet}} + S_{\text{dostup}}}{3} * B_{\text{vzlet}} \\ & = \frac{1000 + 1000 + 1000}{3} * 1 = 1000 \end{aligned} \quad (11.1)$$

$$S_{\text{platicí zatížení}} = 1000 * \frac{P_{\text{team}}}{P_{\text{max}}} = \frac{8,7}{8,7} * 1000 = 1000 [b] \quad (11.2)$$

$$S_{dolet} = 1000 * \frac{D_{team}}{D_{max}} = \frac{3372}{3372} * 1000 = 1000 [b] \quad (11.3)$$

$$S_{dostup} = 1000 * \frac{A_{team}}{A_{max}} = \frac{1200}{1200} * 1000 = 1000 [b] \quad (11.4)$$

Jelikož je optimální dostup dle pravidel soutěže 100 m, nemá smysl letět s letounem výše. Proto všechny konfigurace, které dle výpočtů uvedených v kapitole 3.2 jsou schopné této výšky teoreticky dosáhnout, jsou také automaticky hodnoceny maximálním počtem bodů za tuto disciplínu. Kupříkladu letoun s nákladem o hmotnosti 3,9 kg může vystoupat do výšky 100 m v kratším čase než stanovuje limit 60 s a zbývající čas využít k nabrání rychlosti pro fázi maximálního doletu. Tato skutečnost však není ve výpočtu nijak zahrnuta, avšak při konečném hodnocení je k ní přihlíženo.

MTOW 8,7 kg (odpovídající 4,7 kg platíciho zatížení) je maximální hmotnost při které je ještě letoun teoreticky schopen vzlétnout z 60 m dráhy. MTOW 7,5 kg ( 3,5 kg platíciho zatížení) je pak maximální hmotnost, při které je letoun schopen teoreticky vzlétnout ze 40 m dráhy.

Tabulka 11.1: Bodové hodnocení konfigurace – PC, zatahovací podvozek

MTOW [ kg ]	8,7	8	7,5	7	6,5
platíci zatížení [ kg ]	4,7	4,0	3,5	3,0	2,5
S platíci zatížení [ b ]	1000	851	745	638	532
dostup [ m ]	98,4	111,2	122,0	134,3	148,1
S dostup [ b ]	1002	1000	1000	1000	1000
dolet [ m ]	3372	3387	3400	3408	3417
S dolet [ b ]	1000	1004	1008	1010	1013
B <sub>vzlet</sub> [ - ]	1	1	1,1	1,1	1,1
<b>Celkem [ b ]</b>	<b>1001</b>	<b>952</b>	<b>1009</b>	<b>971</b>	<b>933</b>

Bodový zisk pro jednotlivé konfigurace jasně ukazuje, že je výhodné omezit pro tuto konfiguraci množství neseného platíciho zatížení na 7,5 kg a využít tak možnosti startu z kratší dráhy. To umožní konstrukci menšího nákladového prostoru což povede na snížení odporu a hmotnosti letounu. Dále jak už bylo zmíněno výše, je zde přínos ve formě využití stoupavosti po dosažení výšky 100 m pro nabrání rychlosti pro fázi maximálního doletu.

## 12. Tvarová optimalizace letounu

Při tvarové optimalizaci byly blíže zkoumány 4 oblasti. Hodnotil se vliv profiláže, vliv pevného/zatahovacího podvozku vliv rozpětí křídla na bodové hodnocení letové mise a také vliv vzepětí křídla na stabilitu letounu.

### 12.1 Vliv typu podvozku

Zatahovací podvozek bude mít oproti pevnému nižší odpor během letu ale na druhou stranu mechanismus zatahování přinese nárůst hmotnosti. V úvahu je také brán fakt, že zatahovací podvozek představuje jisté riziko v podobě spolehlivosti, kdy např. zaseknutý podvozek v zasunuté poloze způsobí poškození letounu při přistání.

Při výpočtu letových výkonů byl oproti zatahovacímu podvozku přičten konstantní součinitel odporu  $C_{Dgear} = 0,012$  [ - ] viz kapitola 7.6.6.

Rozdíl hmotnosti prázdného letounu s pevným podvozkem oproti zatahovacímu byl stanoven jako 0,55 kg. Tento rozdíl se promítne do hmotnosti platícího zatížení.

Tabulka 12.1: Bodové hodnocení konfigurace - PC, pevný podvozek

MTOW [ kg ]	8,7	8	7,5	7	6,5
platící zatížení [ kg ]	5,3	4,6	4,1	3,6	3,1
S platící zatížení [ b ]	1117	968	862	755	649
dostup [ m ]	84,5	96,6	106,4	117,3	129,7
S dostup [ b ]	959	1000	1000	1000	1000
dolet [ m ]	2966	2997	3013	3019	3027
S dolet [ b ]	879	889	893	895	898
$B_{vzlet}$ [ - ]	1	1	1,1	1,1	1,1
<b>Celkem [ b ]</b>	<b>985</b>	<b>952</b>	<b>1010</b>	<b>972</b>	<b>934</b>

Výsledky ukazují, že pokud by zatahovací podvozek přispěl nárůstem hmotnosti právě o 0,55 kg, pak tato hodnota představuje hranici kdy má ještě zatahovací podvozek bodový přínos. Poté už nárůst hmotnosti zatahovacího podvozku znehodnotí přínos v podobě snížení odporu. Dle předběžných odhadů vychází příspěvek hmotnosti zatahovacího podvozku okolo 0,4 kg.

## 12.2 Vliv profiláže

Bylo porovnáno celkem 8 různých profiláží křídla, kde se hodnotil především vliv na bodové hodnocení, ale také technologické a konstrukční aspekty.

V tabulce Tabulka 12.2 jsou shrnuty výsledky pro hmotové konfigurace s nejvyšším bodovým ziskem pro danou profiláž. Ve všech případech se ukazuje, že největší bodový zisk přináší konfigurace – maximální množství platíciho zatížení, se kterým je letoun ještě schopen odstartovat ze 40 m dráhy.

Výsledky ukazují, že v tomto případě má profiláž zcela zanedbatelný vliv na letové výkony. Rozdíly se pohybují v rozmezí 0 – 1 % celkového hodnocení letové mise. Daleko důležitější než aerodynamické výkony se zde jeví tloušťka použitého profilu, která umožní větší vnitřní prostor křídla a vyšší stavební výšku nosníku. Rovněž je zde žádoucí menší zakřivení profilu jehož spodní strana nepřesahuje tětivu z důvodu snazší výroby forem pro laminování.

Vzhledem k částečnému užití křídla jako nákladového prostoru a zástavby zatahovacího podvozku se ukazuje, že profily s tloušťkou menší než 9,5 % by toto výrazně zkomplikovaly, ne-li zcela znemožnily.

Tabulka 12.2 : Vliv profiláže na bodové hodnocení

kořen křídla	K3311	MH32	S3002	S7055	SA7035	SD6060	WASP	K3311
konec centroplánu	K3311	MH32	S3002	S7055	SA7035	SD6060	WASP	K3311
max. tloušťka [ % ]	11	8,7	9,9	10,5	9,2	10,4	9,35	11
max prohnutí [ % ]	3,2	2,4	2,3	3,55	2,55	1,85	2,98	3,2
konec křídla	SD7003	SD7003	SD7003	SD7003	SD7003	SD7003	SD7003	AG36
max. tloušťka [ % ]	8,5	8,5	8,5	8,5	8,5	8,5	8,5	8,2
max prohnutí [ % ]	1,46	1,46	1,46	1,46	1,46	1,46	1,46	2,3
platíci zatížení [ kg ]	3,5	3,4	3,5	3,5	3,5	3,4	3,5	3,5
dostup [ m ]	122,0	128,4	121,1	121,3	122,5	129,2	126,4	120,4
dolet [ m ]	3400	3457	3395	3401	3422	3455	3411	3387
<b>Celkem [ b ]</b>	<b>1009</b>	<b>1019</b>	<b>1009</b>	<b>1010</b>	<b>1012</b>	<b>1008</b>	<b>1011</b>	<b>1008</b>

## 12.3 Vliv půdorysného tvaru křídla

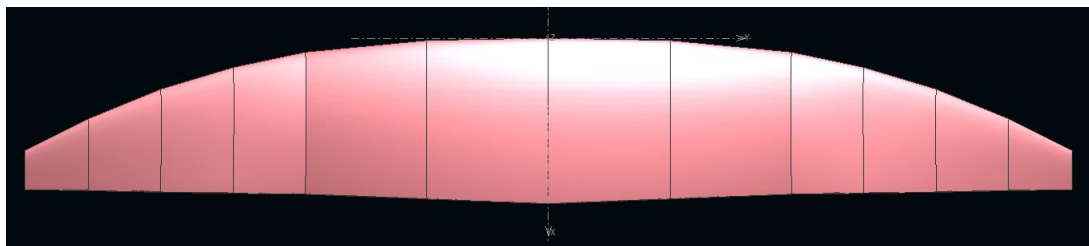
Půdorysný tvar křídla se do značné míry odvíjí od tvaru kosočtvercového boxu a přepravní krabice viz kapitoly 3.2.4 a 3.2.5. Křídlo bylo navrhováno s důrazem na maximální možné efektivní využití této plochy. Zároveň však bylo nutno sledovat další parametry. Jedním z hlavních omezení pro návrh křídla představuje umístění zatahovacího

podvozku a nákladu do centropoplánového segmentu křídla. Tato skutečnost spolu s rozměry přepravní krabice defacto plně určila půdorysný tvar centropoplánu. Dalším důležitým parametrem je mohutnost a rameno vodorovných ocasních ploch, které také ovlivňují tvar kosočtvercového boxu. Zde byl na základě statistiky, doporučení a proporčního estetického cítění autora stanoven minimální limit mohutnosti VOP  $H_{VOP} = 0,31 [-]$  resp. poměrného ramene VOP  $l_{VOP}/b_{SAT} = 1,85 [-]$ .

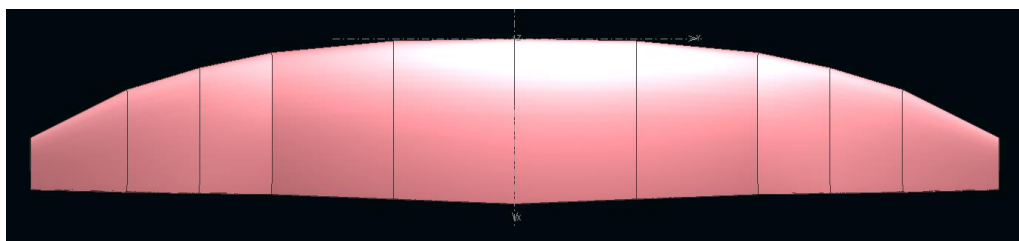
Na základě těchto parametrů byly vedle finální varianty (viz Obr. 93) vytvořeny a porovnány ještě 2 další půdorysné tvary křídla a zjišťoval se jejich vliv na celkové bodové hodnocení. Tvary křídel jsou zobrazeny níže (viz Obr. 93, Obr. 94 a Obr. 95).

Všechny 3 křídla mají shodný tvar centropoplánového segmentu a sdílejí také stejný úhel vzepětí koncového segmentu křídla  $7^\circ$ .

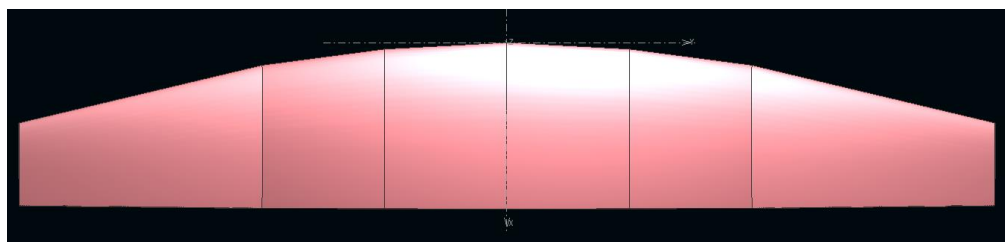
Rovněž bylo upraveno jejich zkroucení, aby vyhovovaly z hlediska polohy počátku odtrhávání proudu při kritickém úhlu náběhu.



Obr. 93: Elipticko/paraboličké křídlo, rozpětí 2,38m



Obr. 94: Elipticko/paraboličké křídlo, rozpětí 2,2m



Obr. 95: Lomené lichoběžníkové křídlo, rozpětí 2,2m

V tabulce Tabulka 12.3 jsou shrnuty výsledky pro hmotové konfigurace s nejvyšším bodovým ziskem pro daný půdorysný tvar. Opět se ukazuje, že největší bodový zisk přináší konfigurace – maximální množství platíciho zatížení, se kterým je letoun ještě schopen odstartovat ze 40 m dráhy.

Výsledky ukazují, že zmenšením rozpětí a tím i plochy křídla dojde ke snížení MTOW a tím i hmotnosti platíciho zatížení. U eliptického křídla s rozpětím 2,2m dojde k mírnému nárůstu dostupu a doletu (okolo 1 %). U lichoběžníkového křídla dojde dokonce ke snížení doletu a jen k zanedbatelnému nárůstu dostupu.

Tabulka 12.3: Vliv půdorysného tvaru křídla na bodové hodnocení

křídlo	Elipsa 2,38 m	Elipsa 2,2 m	Lichoběžník 2,2 m
platíci zatížení [ kg ]	3,5	3,4	3,4
dostup [ m ]	122,0	124,5014	122,5715
dolet [ m ]	3400,4	3419	3398
<b>Skóre [ b ]</b>	<b>1009,4</b>	<b>1004</b>	<b>1001</b>

#### 12.4 Vliv vzepětí

Výsledky v kapitole 9.2.4 ukazují, že se nevyplatí konstruovat křídlo se vzepětím pro zajištění spirálové stability. V tomto případě je zjištěná míra spirálové divergence přípustná, jelikož neohroží bezpečnost letu. Křídlo bez vzepětí bude dle výsledků vykazovat příznivější odezvu při poruše rovnovážného stavu v příčném směru. Zároveň také křídlo bez vzepětí bude konstrukčně mnohem jednodušší.

## 13. Závěr

Smyslem této práce bylo navrhnout optimální tvar letounu pro účel mezinárodní soutěže Air Cargo Challenge Munich 2021, které se bude studentský tým Chicken Wings v srpnu tohoto roku účastnit.

Nejprve byl na základě koncepční studie a pravidel sestaven koncepční návrh. Jako základní uspořádání byl zvolen letoun klasické koncepce s T ocasními plochami. Křídlo elipticko/parabolického tvaru bude vybaveno jednoduchou štěrbinovou klapkou a křídélky. Platící zatížení bude umístěno částečně v křídle a v trupu. Dále bude letoun vybaven říditelným zatahovacím podvozkem příďového typu. Z důvodu minimalizace hmotnosti prázdného letounu, ale také značného množství tvarově složitých ploch je letoun od začátku koncipován jako celokompozitový.

Hlavní náplní této práce byl výpočet aerodynamických charakteristik, pomocí nichž mohl být model letounu zpětně optimalizován pro dosažení maximálního bodového zisku. Během návrhu bylo důsledně dbáno nejen na letové výkony a letové vlastnosti, ale rovněž na přijatelnou technologickou náročnost výroby a provozní aspekty letounu jako např. způsob nakládání platícího zatížení, nebo snadnou rozebíratelnost letounu.

Výsledky aerodynamické analýzy ukázaly, že je velmi obtížné pomocí modifikace tvaru letounu dosáhnout vyššího bodového hodnocení. Např. modifikací letounu pro dosažení vyšší maximální rychlosti zpravidla dojde ke snížení maximální nosnosti a opačně, ale celkové hodnocení se téměř nezmění. Z toho důvodu bude především záležet na hmotnosti prázdného letounu, jelikož právě ta je jedním z mála parametrů, kterým je možno pozitivně ovlivnit bodové hodnocení.

Mnohé z výpočetních postupů užitých v této práci jsou do značné míry zatíženy větší či menší chybou. Zejména hmotové podklady, které se v tuto chvíli zakládají z větší části na odhadech, vnášejí do výpočtů velkou nejistotu.

V návaznosti na tuto práci bude tým Chicken Wings pokračovat v návrhu vnitřní struktury letounu. Po její finalizaci bude následovat samotná výroba a poté letové zkoušky, pomocí nichž budou ověřeny letové výkony a vlastnosti vypočtené v této práci.

## 14. Bibliografie

1. Ing. Dušan Slavětínský, CSc. Dušan Slavětínský starší - koncepce letadel. *O letadlech - Dušan Slavětínský starší*. [Online] 5. 12 2020. [Citace: 15. 1 2021.] <http://www.slavetind.cz/stavba/Koncepceletadel.aspx>.
2. War in the skies. *War in the skies*. [Online] 5. 12 2020. [Citace: 15. 1 2021.] <https://www.warintheskies.com/home.html>.
3. FlightGlobal. *FlightGlobal*. [Online] 5. 12 2020. [Citace: 15. 1 2021.] <https://www.flightglobalimages.com/>.
4. Cutaway drawings of cars and vehicles. *Cutaway drawings of cars and vehicles*. [Online] 5. 12 20. [Citace: 15. 1 2021.] <https://conceptbunny.com/>.
5. Mikula, Ing. Jan. *Konstrukce a projektování letadel II*. Praha : Česká technika - nakladatelství ČVUT, 2005. 80-01-03338-4.
6. Fiddlersgreen Aircraft. *Fiddlersgreen*. [Online] 5. 12 2020. [Citace: 15. 1 2021.] <https://www.fiddlersgreen.net/shop/category/name/Aircraft.html>.
7. Gudmunson, Snori. *General aviation aircraft design : applied methods and procedures*. Oxford : Butterworth-Heinemann, 2014.
8. Lněnička, Ing. Jaroslav. Nevítaný škodlivý odpor letadel. *Akademie letectví*. [Online] 5. 12 2020. [Citace: 15. 1 2021.] [https://www.airspace.cz/akademie\\_letectvi/2011/07/nevitany-skodlivy-odpor-letadel/](https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2011/07/nevitany-skodlivy-odpor-letadel/).
9. Michael S. Selig, Christopher A. Lyon, Philippe Giguere, Cameron P. Ninham. *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. Virginia : SoarTech Publications, 1996. 0-9646747-2-6.
10. Michael S. Selig, James J. Guglielmo, Andy P. Broeren, Philippe Giguere. *Summary of Low-speed airfoil data, volume 1*. Virginia Beach : SearTech Publications, 1995. 0-9646747-1-8.
11. Roskam, Dr. Jan. *Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*. Ottawa 66067 : Rt4, Box 274, 1987.
12. Rudolph, Peter K. C. *High-lift systems on commercial subsonic airliners*. Seattle : NASA Washington, DC 20546-0001, 1996. 7510-01-280-5500.



13. Torenbeek, Egbert. *Syntheis of subsonic airplane design*. Delft : Delft University Press, 1976. 90-298-2505-7.
14. Vlastimil Pokorný, Radim Malátek. *Mechanika letu: Letové vlastnosti*. Praha : ČVUT , 2010.
15. prof. Ing. Václav Brož, CSc. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Praha : Ediční středisko ČVUT, Praha 6, Zikova 4, 1990. 80-01-00198-9.
16. Deperrois, A. XFLR5. [Online] [Citace: 15. 1 2021.]  
<http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>.
17. Daněk, Vladimír. *Mechanika Letu II. Letové vlastnosti*. Brno : Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2011. 978-80-7204-761-1.
18. Popov, Valentin L. *Kontaktmechanik und Reibung. Ein Lehr- und Anwendungsbuch von der Nanotribologie bis zur numerischen Simulation*. Berlin : Springer-verlag, 2009. 978-3-540-88836-9.
19. Daněk, Vladimír. *Mechanika letu I. Letové výkony*. Brno : Akademické nakladatelství CERM, 2009, 2009. 978-80-7204-659-1.
20. AkaModellMünchen. regulations\_ACC\_2021\_munich\_v\_01\_10.  
*AkaModellMünchen*. [Online] 5. 12 2020. [Citace: 15. 1 2021.] [https://akamodell-muenchen.de/wp-content/uploads/2020/08/regulations\\_acc\\_2021\\_munich\\_v01\\_10.pdf](https://akamodell-muenchen.de/wp-content/uploads/2020/08/regulations_acc_2021_munich_v01_10.pdf).

## 15. Seznam obrázků

Obr. 1: Schéma letové mise.....	17
Obr. 2: Sáček s krví 300 g.....	18
Obr. 3: Převážný box.....	19
Obr. 4: Kosočtvercový box .....	19
Obr. 5: Hodnocení dostupu .....	22
Obr. 6: Procentuální podíl bodovaných kritérií.....	22
Obr. 7: Junkers Ju 87 - Stuka (2).....	25
Obr. 8: JAS39 Gripen (3).....	26
Obr. 9: Northrop YB-49 (4).....	27
Obr. 10: Avia B-534 (4).....	28
Obr. 11: Vliv výškové polohy křídla na odporovou poláru letounu (5) .....	29
Obr. 12: de Havilland Dash 7 (4).....	30
Obr. 13: Mig-17 (4) .....	30
Obr. 14: Submarine Spitfire (4).....	31
Obr. 15: Piper J3 Cub (6) .....	32
Obr. 16 Yak - 9T.....	33
Obr. 17 Avia B35.....	34
Obr. 18: Přehled vybraných typů vztlakové mechanizace (5).....	35
Obr. 19: Přehled aerodynamických vlastností vybraných typů vztlak. mech. (5).....	35
Obr. 20: Douglas DC-3 (4).....	36
Obr. 21: Boeing C-17 Globemaster (4).....	37
Obr. 22: Beechcraft Bonanza (4).....	38
Obr. 23: Mig 17 (4).....	39
Obr. 24: schéma ostruhového podvozku (8) .....	40
Obr. 25: Schéma příďového podvozku (8).....	41
Obr. 26: Finální koncepční design.....	41
Obr. 27: Schéma prostoru centroplánu .....	42
Obr. 28: Půdorysný průmět letounu.....	43
Obr. 29: Boční pohled letounu – schéma podvozku.....	44
Obr. 30: Tahová křivka vrtule APC 10x6E.....	48
Obr. 31: Propulsní účinnost vrtule APC 10c6E.....	48
Obr. 32: Profil K3311 .....	50



Obr. 33: Profil SD 7003 .....	51
Obr. 34: Základní geometrie – přední pohled .....	51
Obr. 35: Základní geometrie – vrchní pohled včetně omezení vnějších rozměrů .....	52
Obr. 36: Vztlaková čára křídla .....	54
Obr. 37: Rozložení vztlaku po křídle .....	54
Obr. 38: Schéma jednoduché štěrbínové klapky (12) .....	55
Obr. 39: Vliv typu klapky (11) .....	56
Obr. 40: Vliv hloubky klapky (11) .....	56
Obr. 41: Vliv výchylky klapky (11) .....	56
Obr. 42: Vliv trajektorie vysouvání klapky (11) .....	57
Obr. 43: Účinnost klapky (11) .....	57
Obr. 44: Definice geometrie křídla s klapkou (11) .....	58
Obr. 45: Vliv úhlu šípu (11) .....	58
Obr. 46: Opravný součinitel na polohu klapky po rozpětí (11) .....	59
Obr. 47: Vliv zúžení a hloubky klapky na účinnost vztlakové mechanizace (11) .....	59
Obr. 48: Vztlaková čára křídla s klapkami .....	60
Obr. 49: Vztlaková čára s klapkami – letoun s pevným řízením .....	63
Obr. 50: Momentová čára křídla .....	64
Obr. 51: korekční faktor klopného momentu $\mu_1$ (13) .....	65
Obr. 52: Korekční faktor na půdorysný tvar $\mu_2$ (13) .....	65
Obr. 53: Momentové čáry křídla s klapkami .....	66
Obr. 54: Momentová čára letounu .....	68
Obr. 55: Momentová čára letounu s klapkami .....	68
Obr. 56: Vyvážená vztlaková čára letounu .....	70
Obr. 57: Vyvážená vztlaková čára letounu (všechny konfigurace) .....	70
Obr. 58: Faktory přízemního efektu .....	71
Obr. 59: Srovnání vlivu přízemního efektu v konfiguraci - PC, klapky 30° .....	73
Obr. 60: Přírůstek profilového odporu štěrbínové klapky .....	75
Obr. 61: Geometrické parametry křídla .....	76
Obr. 62: Faktor indukovaného odporu klapky .....	76
Obr. 63: Interferenční faktor křídlo-trup .....	79
Obr. 64: Korekční faktor vztlakové plochy .....	79
Obr. 65: Součinitel tření .....	80
Obr. 66: Součinitel odporu podvozku .....	81



Obr. 67: Polára letounu s pevným podvozkem – složky odporu (PC, klapky 0°).....	82
Obr. 68: Polára letounu – složky odporu (přední centráž, klapky 0°) .....	83
Obr. 69: Srovnání poláry křídla podle různých výpočetních metod.....	84
Obr. 70: Odporová polára křídla s klapkami (přední centráž, pevný podvozek) .....	84
Obr. 71: Odporová polára křídla s klapkami (přední centráž, zatahovací podvozek)	85
Obr. 72: Vliv polohy těžiště – odporová polára letounu se zatahovací podvozek .....	85
Obr. 73: Vliv přízemního efektu na odporovou poláru letounu .....	87
Obr. 74: Potřebná mohutnost VOP .....	89
Obr. 75: Momentová čára letounu .....	90
Obr. 76: Kořeny charakteristické rovnice podélného pohybu.....	91
Obr. 77: Časový průběh úhlu podélného sklonu – rychlý podélný pohyb.....	92
Obr. 78: Časový průběh úhlu podélného sklonu – fugoidální pohyb .....	92
Obr. 79: Kořeny charakteristické rovnice příčného pohybu .....	93
Obr. 80: Časový průběh úhlu příčného sklonu – rychlý klonivý pohyb.....	94
Obr. 81: Časový průběh úhlu azimutu – dutch-roll .....	94
Obr. 82: Časový průběh úhlu příčného sklonu – dutch-roll.....	95
Obr. 83: Časová změna úhlu příčného sklonu – spirálový pohyb.....	95
Obr. 84: Časová změna úhlu azimutu – spirálový pohyb .....	96
Obr. 85: Vzepětí koncových segmentů křídla 0°.....	96
Obr. 86: Vzepětí koncových segmentů křídla 7°.....	96
Obr. 87: Podélná stabilita – odezva letounu na vertikální poryv 3 m/s .....	97
Obr. 88: Příčná stabilita – odezva letounu na boční poryv 3 m/s.....	98
Obr. 89: Příčná stabilita – odezva letounu na boční poryv 3 m/s.....	98
Obr. 90: Průběh rychlosti v závislosti na dráze.....	101
Obr. 91: Vliv rychlosti letu na stoupací rychlost – PC .....	102
Obr. 92: Tahový diagram – MTOW 8,7 kg, PC.....	104
Obr. 93: Elipticko/parabolické křídlo, rozpětí 2,38m.....	109
Obr. 94: Elipticko/parabolické křídlo, rozpětí 2,2m.....	109
Obr. 95: Lomené lichoběžníkové křídlo, rozpětí 2,2m.....	109

## 16. Seznam tabulek

Tabulka 4.1: Statistický rozbor část 1/2.....	23
Tabulka 4.2: Statistický rozbor část 2/2.....	24
Tabulka 5.1: Hmotový rozbor .....	46
Tabulka 5.2: Poloha těžiště letounu.....	46
Tabulka 5.3: Rozsah centráže.....	46
Tabulka 7.1: Parametry zvolené profiláže .....	50
Tabulka 7.2: Základní geometrické parametry křídla.....	51
Tabulka 7.3: Základní geometrické parametry VOP .....	52
Tabulka 7.4: Základní geometrické parametry SOP.....	53
Tabulka 7.5: Parametry vztlakové čáry křídla.....	55
7.6: Přírůstky profilových hodnot součinitele vztlaku.....	57
Tabulka 7.7: Hodnoty pro křídlo s klapkami .....	59
Tabulka 7.8: Hodnoty pro letoun s pevným řízením .....	63
Tabulka 7.9: Hodnoty přírůstku $C_m$ křídla od klapky.....	66
Tabulka 7.10: Maximální součinitel vztlaku pro jednotlivé konfigurace .....	71
Tabulka 7.11: Faktory přírůstku odporu klapky.....	77
Tabulka 7.12: Srovnání vlivu polohy těžiště na aerodynamické vlastnosti .....	86
Tabulka 9.1: Hmotové podklady pro analýzu dynamické stability .....	91
Tabulka 9.2: Kořeny charakteristické rovnice podélného pohybu .....	92
Tabulka 9.3: Kořeny charakteristické rovnice příčného pohybu.....	94
Tabulka 10.1: Minimální rychlosti odpoutání – PC .....	101
Tabulka 10.2: Maximální stoupací rychlosti a maximální dostup – PC .....	103
Tabulka 10.3: Maximální rychlosti a maximální dolet – PC .....	104
Tabulka 10.4: Shrnutí letových výkonů – PC, zatahovací podvozek .....	105
Tabulka 11.1: Bodové hodnocení konfigurace – PC, zatahovací podvozek.....	106
Tabulka 12.1: Bodové hodnocení konfigurace - PC, pevný podvozek.....	107
Tabulka 12.2 : Vliv profiláže na bodové hodnocení.....	108
Tabulka 12.3: Vliv půdorysného tvaru křídla na bodové hodnocení.....	110



## 17. Seznam příloh

Příloha 1: ChW\_Tripohledovy\_vykres

Příloha 2: Statisticky\_rozbor\_letounu\_obdobne\_kategorie