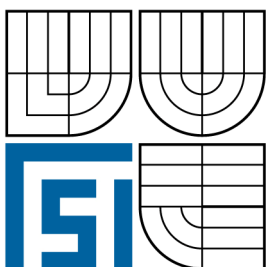


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

STABILITA A ŘIDITELNOST EXPERIMENTÁLNÍHO LETOUNU VUT 001 MARABU

STABILITY AND MANOEUVRABILITY OF EXPERIMENTAL AIRCRAFT VUT 001 MARABU

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. EVA MAREŠOVÁ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. MARTIN KOURIL, Ph.D.

BRNO 2009

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2009/2010

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Eva Marešová

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

obor: **Letadlová technika (2301T004)**

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

Stabilita a říditelnost experimentálního letounu VUT 001 Marabu

v anglickém jazyce:

Stability and Manoeuvrability of Experimental Aircraft VUT 001 Marabu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Stanovení aerodynamických stabilitních derivací a dalších potřebných dat pro vyhodnocení míry statické a dynamické stability, plnění kritérií ovladatelnosti a obratnosti experimentálního letounu. Daný úkol řešit s přihlédnutím na požadavky a potřeby automatického systému řízení letounu - autopilota.

Cíle diplomové práce:

Kontrola letových vlastností experimentálního letounu, návrh případných úprav řídicích ploch letounu a jejich ovládaní, výběr vhodného autopilota a výpočet aerodynamických charakteristik letounu pro potřeby automatického systému řízení.

Vypracování výkresové dokumentace dle požadavků vedoucího diplomové práce.

Seznam odborné literatury:

- [1] Předpis EASA CS-VLA Certification Specifications For Very Light Aeroplanes
- [2] ROSKAM, J.: Airplane Design, Part VI: Preliminary calculation of Aerodynamic, Thrust and power Characteristics
- [3] Stability and Control DATCOM, Air Force Flight Dynamics Lab., USAF, 1978
- [4] PÍŠTĚK, A.: Technická specifikace letounu VUT 001 Marabu, č. z. LU 53/2006, Letecký ústav, VUT v Brně, Brno 2006
- [5] URÍK, T., KOUŘIL, M.: Základní geometrické charakteristiky letounu VUT 001 Marabu, č.z. LU 64/2006. Brno: Letecký ústav, VUT v Brně, 2006.

Vedoucí diplomové práce: Ing. Martin Kouřil, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2009/2010.

V Brně, dne 20.10.2008

L.S.

prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.
Ředitel ústavu

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

ABSTRAKT

Práce se zabývá stabilitou a říditelností experimentálního letounu VUT 001 Marabu.

Obsahuje výpočet aerodynamických stabilitních derivací a dalších potřebných dat pro vyhodnocení statické a dynamické stability.

Výběr vhodného autopilota.

SUMMARY

This diploma thesis deals with a stability and manoeuvrability of experimental aircraft VUT 001 MARABU.

It contains calculation of aerodynamic stability derivations and other data necessary for evaluation of static and dynamic stability. Assessment of convenient autopilot.

Klíčová slova

VUT 001 Marabu, statická stabilita, směrová stabilita, obratnost, ovladatelnost, dynamické stabilita, autopilot, UAV autopilot

Key words

VUT 001 Marabu, static stability, directional/yaw stability, aircraft manoeuvrability, controllability, dynamic stability, autopilot, UAV autopilot

Bibliografická citace práce:

Marešová, E. Stabilita a říditelnost experimentálního letounu VUT 001 Marabu. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2009.71 s. Vedoucí diplomové práce Ing. MartinKouřil, Ph.D.

Místopřísežné prohlášení:

Místopřísežně prohlašuji, že jsem byla seznámena s předpisy pro vypracování diplomové práce a že jsem celou diplomovou práci vypracovala samostatně s použitím uvedené literatury.

V Brně dne 16.10.2007

.....
Eva Marešová

Poděkování:

Děkuji touto cestou všem, kteří přispěli svými radami a připomínkami k vypracování této práce, především vedoucímu diplomového projektu Ing. Martinu Kouřilovi Ph.D.

Obsah

1. Úvod.....	11
2. Technický popis.....	12
2.1 Drak letounu.....	12
2.2 Celková dispozice letounu.....	14
3. Základní geometrické, hmotnostní a aerodynamické charakteristiky.....	15
3.1 Geometrické charakteristiky.....	15
3.1.1 Křídlo.....	15
3.1.1.1 Vztlaková klapka.....	15
3.1.1.2 Křídélko.....	16
3.1.2 Vodorovné ocasní plochy (dále VOP).....	16
3.1.2.1 Výškové kormidlo (dále VK).....	16
3.1.3 Svislé ocasní plochy (dále SOP).....	17
3.1.3.1 Směrové kormidlo (dále SK).....	17
3.1.4 Trup.....	17
3.2 Hmotnostní charakteristiky.....	18
3.2.1 Přední centráž.....	18
3.2.2 Zadní centráž.....	18
3.3 Aerodynamické charakteristiky.....	18
4. Podélná stabilita.....	19
4.1. Podélná statická stabilita.....	19
4.1.1 Základní aerodynamická data.....	19
4.1.2 Výpočet neutrálního bodu a statické zásoby letounu.....	20
4.1.2.1 Pevné řízení.....	20
4.1.2.2. Volné řízení.....	22
4.2 Vyhodnocení podélné statické stability.....	24
5. Stranová statická stabilita.....	25
5.1 Sklon vztlakové čáry SOP.....	25
5.2 Směrová statická stabilita.....	25
5.2.1 Bočivě zatáčivá derivace	25
5.2.1.1 Výsledná bočivě-zatáčivá derivace letounu	28
5.2.2 Vyhodnocení směrové statické stability.....	28
5.3 Příčná statická stabilita.....	29
5.3.1 Výsledná bočivě-klonivá derivace.....	31
5.3.2 Vyhodnocení směrové statické stability.....	31
6. Řídící síly v podélném řízení.....	32
6.1 Derivace součinitele vztlaku letounu podle výchylky VK.....	32
6.2 Derivace součinitele klopivého momentu podle výchylky VK.....	32
6.3 Podélná ovladatelnost.....	32

6.4 Výpočet dynamického bodu a dynamické zásoby letounu	34
6.4.1 Pevné řízení.....	34
6.4.2 Volné řízení.....	35
6.4.3 Vyhodnocení dyn. zásoby s volným i pevným řízením....	36
6.5 Podélná obratnost.....	36
7. Podélná dynamická stabilita.....	38
7.1 Vstupní hodnoty pro zadní centráž	38
7.2 Výpočet podélné dynamické stability.....	40
7.3 Vyhodnocení podélné dynamické stability.....	41
8. Stranová dynamická stabilita.....	42
8.1 Vstupní hodnoty pro zadní centráž.....	42
8.2 Výpočet parciálních derivací.....	43
8.2.1 Bočivě zatáčivá derivace $C_{n\beta}$	43
8.2.2 Bočivě klonivá derivace $C_{l\beta}$	43
8.2.3 Klonivě zatáčivá derivace C_{n_p}	43
8.2.4 Derivace tlumení klonění C_{l_p}	44
8.2.5 Derivace tlumení zatáčení C_{n_r}	44
8.2.6 Derivace zatáčivě klonivá C_{l_r}	45
8.2.7 Derivace bočné síly $C_{y\beta}$	46
8.2.8 Derivace bočné síly od zatáčení C_{Y_r}	47
8.2.9 Derivace bočné síly od klonění C_{Y_p}	48
8.3 Výpočet stranové dynamické stability.....	49
8.3.1 Rychlí klonivý pohyb.....	49
8.3.2 Kymácivý pohyb Dutch Roll	50
8.3.3 Spirálový pohyb.....	51
8.4 Vyhodnocení stranové dynamické stability.....	51
9. Přehled autopilotů.....	52
9.1 UAV autopilot.....	52
9.1.1 Micropilot.....	52
9.1.2 UNAV.....	53
9.2 Komerční autopilot.....	54
9.2.1 TL – elektronik.....	54
9.2.2 Blue mountain avionics.....	55
9.2.3 TruTrack.....	55
9.2.4 S-tec.....	57
9.3 Porovnání UAV autopilotu a komerčních autopilotů.....	58
9.4 Využití letounu VUT 001 Marabu.....	58
9.5 Zástavba autopilota.....	59
9.5.1 Požadavky předpisů.....	59
9.5.2 Výběr autopilota.....	59

9.5.3 Návrh zástavby komerčního autopilota.....	59
10. Závěr.....	60
11. Seznam použité literatury.....	61
12. Přehled použitého označení.....	62
13. Přehled příloh.....	62

1. Úvod

Letoun VUT 001 MARABU je experimentální letoun pro podporu využití bezpilotních létajících prostředků v civilním sektoru. Je navrhován jako lehký 2-místný víceúčelový letoun smíšené konstrukce (kov + kompozitní materiály) s pístovou pohonnou jednotkou.

Mým úkolem v rámci této diplomové práce bylo stanovení základních stabilitních derivací VUT 001 Marabu, výběr vhodného autopilota a výpočet aerodynamických charakteristik letounu pro potřeby autopilota. Pro stanovení stabilitních derivací jsem zvolila analytický výpočet.

Základní funkcí autopilota je stabilizace předepsaných letových režimů, popřípadě zvýšení stability daného režimu letu. Autopiloty můžeme rozdělit do dvou skupin, a to na UAV autopiloty a komerční autopiloty. Jednotlivé výhody a nevýhody těchto typů autopilotů budou popsány později, stejně tak, jakou budou popsány možnosti jednotlivých výrobků autopilotů.

2. TECHNICKÝ POPIS

2.1 Drak letounu

dle Lit. [7]

➤ Trup

Trup je celokompozitové konstrukce tvořený monolitickou konstrukcí. Přední část je odnímatelná pro zabudování speciálního vybavení. Ve střední části je vytvořen prostor pro průběžný snímatelný centropoplán. Prosklený kryt kabiny se otevírá samostatně pro předního i zadního pilota. V přední části je zabudován nezatahovatelny předový podvozek říditelný nožním řízením letounu. Ve střední části je zabudována laminátová pružina hlavního podvozku.

Zadní část trupu je spojena nerozebíratelně se střední částí a v zadní části přechází do kýlové plochy, která ponese stabilizátor.

V zadní části je uchycena pomocná ostruha, na kterou je možno instalovat vlečné zařízení.

➤ Křídlo

Křídlo je převzato z letounu JA 600 RAPID s upravenou integrální palivovou nádrží na vnějším křídle. Na centropoplánu budou doplněny závěsy pro uchycení na trup a závěsy motorového lože. Uspořádání je středokřídle. Na levé straně křídla bude zabudován proudový motor JT 100.

Palivové nádrže centropoplánu na levé i pravé straně budou použity pro proudový motor JT 100 se samostatnou palivovou instalací. Ovládání vztlačových klapek bude elektrické.

➤ Ocasní plochy

Svislé ocasní plochy jsou kompozitové, plochy jsou konstrukce v T uspořádání VOP.

➤ Řízení

Řízení pro ovládání křidélek a výškového kormidla je pomocí táhel, směrové kormidlo je ovládáno lany.

➤ Přistávací zařízení

Přistávací zařízení je nezatahovací. Hlavní podvozek tvoří kompozitová listová pružina. Kolo má hydraulické brzdy ovládané centrálně.

➤ **Výstroj a vybavení**

Palubní desky (přední a zadní) a boční pulty jsou navrženy pro přístrojové vybavení umožňující provedení letu VFR, ovládání veškerých soustav letounu, ovládání speciálního elektronického vybavení letounu a detekci poruchových stavů výstroje a vybavení letounu.

➤ **Sedadla, bezpečnostní pásy (čtyřbodové)**

Pilotní sedadla jsou pevná, anatomicky tvarovaná sedadla z kompozitních materiálů s polstrováním z nehořlavých netoxických materiálů. Přizpůsobení rozdílným anatomickým proporcím pilotů je realizováno nastavením pedálů směrového řízení do 3 aretovaných poloh.

Sedadla jsou vybavena 4-bodovými bezpečnostními pásy sestávajícími z děleného břišního pásu a 2 rameních pásů zajištěných bezpečnostním zámkem.

Hlavní řízení je z předního sedadla.

➤ **Palivová soustava**

Palivová soustava je převzata z letounu JA 600 RAPID s upravenou integrální palivovou nádrží na vnějším křídle. Palivová instalace pro motor JT100 je nezávislá na palivové instalaci pro pístový motor a má samostatné ovládání.

➤ **Elektrická soustava**

Elektrická soustava se jednovodičová (+ pól), zemnicí vodič tvoří kovová lišta v trupu letounu a kovová konstrukce křídla letounu (-pól). Stejnosměrná síť o jmenovitém napětí 12 V je napájena alternátorem umístěným na motoru. Pomocným zdrojem elektrické energie je akumulátorová baterie umístěná v trupu letounu, která současně tvoří zálohu pro napájení podstatných zátěží.

Stav a činnost elektrické soustavy je možné sledovat pomocí volt-ampérmetru. Volt-ampérmetr indikuje hodnoty napětí v palubní síti vybíjecí nebo dobíjecí proud baterie. Porucha alternátoru je signalizována na výstražném panelu na palubní desce.

➤ **Pitot. statická soustava**

Pitot-statická soustava snímá celkový a statický tlak okolí letounu a přivádí je k příslušným přístrojům na palubní desce. Celkový tlak snímá Pitotova hubice umístěná na náběžné hraně pravé poloviny křídla. Základní části jsou převzaty z letounu JA600 RAPID.

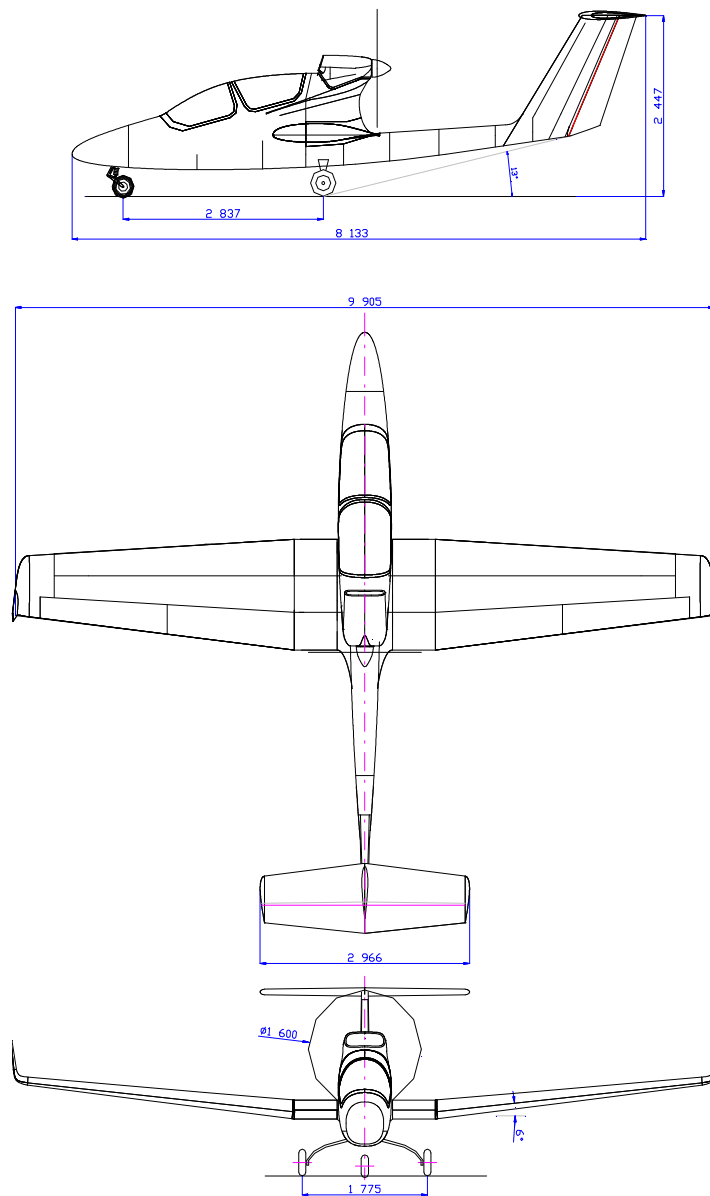
➤ **Osvětlení**

Osvětlení je převzato z letounu JA 600 RAPID.

➤ **Větrání a vytápění**

Letoun nebude mít vytápění. Větrání bude speciálně upravenými klapkami na zasklení kabiny.

2.2 Celková dispozice letounu



Obr. 1 Třípohledový náčrtek letounu, Lit [9]

3. Základní geometrické, hmotnostní a aerodynamické charakteristiky

3.1 Geometrické charakteristiky

dle Lit. [9]

3.1.1 Křídlo

Plocha křídla	$S = 11,85 \text{ m}^2$
Rozpětí celkové	$b = 9,90 \text{ m}$
Rozpětí efektivní	$b_{\text{ef}} = 9,60 \text{ m}$
Štíhlost křídla	$Ar = 7,78$
Zúžení centroplánu	$\eta_{\text{cent}} = 1$
Zúžení vnějšího křídla	$\eta_{\text{kr}} = 0,552 (1,811)$
Úhel zkroucení koncového profilu	$\alpha_{\text{zkr}} = -1^\circ$
Úhel vzepětí centroplánu	$\Gamma_{\text{cent}} = 0^\circ$
Úhel vzepětí vnějšího křídla	$\Gamma_{\text{kr}} = 6^\circ$
Úhel šípů centroplánu	$\chi_{\text{cent}} = 0^\circ$
Úhel šípů vnějšího křídla (k 25%)	$\chi_{\text{kr}} = 0,8^\circ$
Úhel nastavení kořenového profilu (k ZRT)	$\varphi_{\text{koř}} = 0^\circ$
Hloubka centroplánu	$c_0 = 1,5 \text{ m}$
Hloubka koncového profilu	$c_k = 0,8294 \text{ m}$
Hloubka střední geometrické tětiny křídla	$c_{\text{SGT}} = 1,234 \text{ m}$
Hloubka střední aerodynamické tětiny křídla	$c_{\text{SAT}} = 1,2736 \text{ m}$
Poloha počátku SAT	$x_{\text{SAT}} = 0,07471 \text{ m}$
	$y_{\text{SAT}} = 2,1563 \text{ m}$
Poloha hlavního nosníku	$x_{\text{HN}} = 33 \%$
Poloha zadního nosníku	$x_{\text{ZN}} = 66 \%$

3.1.1.1 Vztlaková klapka

Plocha klapky	$S_{\text{kl}} = 0,7 \text{ m}^2$
Poměrná hloubka klapky	$c_{\text{kl}}' = 0,29$
Rozpětí klapky	$b_{\text{kl}} = 1,8 \text{ m}$
Kořenová hloubka klapky	$c_{\text{kl}0} = 0,435 \text{ m}$
Koncová hloubka klapky	$c_{\text{kl}k} = 0,34288 \text{ m}$
Výchylky klapky pro vzlet	$\eta_{\text{kl}} = 10^\circ$
Výchylky klapky pro přistání	$\eta_{\text{kl}} = 35^\circ$

3.1.1.2 Křídélko

Plocha křídélka	$S_{křid} = 0,5527 \text{ m}^2$
Rozpětí	$b_{křid} = 1,8 \text{ m}$
Poměrná hloubka křídélka	$C_{křid pom} = 0,30$
Hloubka křídélka – kořenová	$C_{křid 0} = 0,35473 \text{ m}$
Hloubka křídélka – koncová	$C_{křid k} = 0,25941 \text{ m}$
Vzdálenost osy otáčení – kořenová	$C_{00křid} = 0,04915 \text{ m}$
Vzdálenost osy otáčení – koncová	$C_{00kkřid} = 0,03045 \text{ m}$
Výchylka křídélka – dolů	$\xi_{křid d} = 16^{\circ}$
Výchylka křídélka – nahoru	$\xi_{křid n} = -24^{\circ}$

3.1.2 Vodorovné ocasní plochy (dále VOP)

Profil VOP	NACA 0012
Plocha VOP	$S_{VOP} = 2,277 \text{ m}^2$
Rozpětí celkové	$b_{VOP} = 2,950 \text{ m}$
Rozpětí efektivní	$b_{VOPef} = 2,894 \text{ m}$
Štíhlost VOP	$A_{rVOP} = 3,727$
Zúžení VOP	$\eta_{VOP} = 0,65 (1,538)$
Úhel šípů k 25 %	$\chi_{VOP} = 3,87^{\circ}$
Úhel vzepětí VOP	$\Gamma_{VOP} = 0^{\circ}$
Úhel nastavení VOP k ZRT	$\varphi_{VOP} = -1^{\circ}$
Hloubka kořenového řezu	$C_{0 VOP} = 0,95 \text{ m}$
Hloubka koncového řezu (efektivní)	$C_{k VOP} = 0,6236 \text{ m}$
Hloubka střední geometrické tětiny VOP	$C_{SGTVOP} = 0,7981 \text{ m}$
Hloubka střední aerodynamické tětiny VOP	$C_{SATVOP} = 0,7966 \text{ m}$
Poloha SAT po hloubce kořenového profilu	$X_{SATVOP} = 0,0836 \text{ m}$
Poloha SAT po rozpětí VOP	$Y_{SATVOP} = 0,6735 \text{ m}$
Kořenová hloubka stabilizátoru	$C_{stab 0} = 0,5225 \text{ m}$
Koncová hloubka stabilizátoru	$C_{stab k} = 0,343 \text{ m}$
Rameno VOP~těžiště (zadní centráž)	$\tilde{I}_{VOP} = 4,1817 \text{ m}$
Rameno VOP~těžiště (přední centráž)	$\tilde{I}_{VOP} = 4,2963 \text{ m}$
Rameno VOP	$\bar{I}_{VOP} = 4,3002 \text{ m}$
Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP	$k_{vop} = 1$

3.1.2.1 Výškové kormidlo (dále VK)

Plocha VK	$S_{VK} = 0,957 \text{ m}^2$
Poměrná hloubka kormidla	$C_{VK pom} = 0,45$
Hloubka VK – kořenový řez	$C_{0 VK} = 0,4199 \text{ m}$

Hloubka VK – koncový řez	$C_{k\text{ VK}} = 0,2756 \text{ m}$
Vzdálenost osy otáčení – kořenový řez	$C_{00\ 0\text{ VK}} = 0,05077 \text{ m}$
Vzdálenost osy otáčení – koncový řez	$C_{00\ k\text{ VK}} = 0,03321 \text{ m}$
Výchylka VK nahoru	$\eta_{\text{VK min}} = -30^\circ$
Výchylka VK dolů	$\eta_{\text{VK max}} = 25^\circ$

3.1.3 Svislé ocasní plochy (dále SOP)

Profil SOP	NACA 0012
Plocha SOP	$S_{\text{SOP}} = 1,562 \text{ m}^2$
Výška celková	$b_{\text{SOP}} = 1,57 \text{ m}$
Štíhlost SOP	$A_{\text{rSOP}} = 1,578$
Zúžení SOP	$\eta_{\text{SOP}} = 0,631(1,584)$
Úhel šípů k 25 %	$\chi_{\text{SOP}} = 29^\circ$
Hloubka kořenového řezu	$C_{0\ \text{SOP}} = 1,22 \text{ m}$
Hloubka koncového řezu	$C_{k\ \text{SOP}} = 0,77 \text{ m}$
Hloubka střední geometrické tětiny SOP	$C_{\text{SGT SOP}} = 0,995 \text{ m}$
Hloubka střední aerodynamické tětiny SOP	$C_{\text{SAT SOP}} = 1,012 \text{ m}$
Kořenová hloubka kýlové plochy SOP	$C_{\text{kyl 0}} = 0,783 \text{ m}$
Koncová hloubka kýlové plochy SOP	$C_{\text{kyl k}} = 0,494 \text{ m}$
Vzdálenost počátku SAT od NH kořenového řezu	$X_{\text{SAT-SOP}} = 0,461 \text{ m}$
Svislá vzdálenost SAT od kořenového profilu	$Z_{\text{SAT-SOP}} = 0,725 \text{ m}$
Rameno SOP~těžiště (zadní centráž)	$\tilde{l}_{\text{SOP}} = 3,6667 \text{ m}$
Rameno SOP~těžiště (přední centráž)	$\tilde{l}_{\text{SOP}} = 3,7813 \text{ m}$
Součinitel snížení dynamického tlaku na SOP	$k_{\text{sop}} = 1$

3.1.3.1 Směrové kormidlo (dále SK)

Plocha SK	$S_{\text{SK}} = 0,559 \text{ m}^2$
Hloubka SK – kořenový řez	$C_{0\ \text{SK}} = 0,437 \text{ m}$
Hloubka SK – koncový řez	$C_{k\ \text{SK}} = 0,276 \text{ m}$
Vzdálenost osy otáčení – kořenový řez	$C_{00\ 0\ \text{SK}} = 0,047 \text{ m}$
Vzdálenost osy otáčení – koncový řez	$C_{00\ k\ \text{SK}} = 0,030 \text{ m}$
Výchylka SK	$\zeta_{\text{SK}} = \pm 30^\circ$

3.1.4 Trup

Délka trupu - celková	$l_{\text{TR-c}} = 6,836 \text{ m}$
Délka trupu kabinová část	$l_{\text{TR-k}} = 4,072 \text{ m}$
Max. výška trupu – oblast překrytu kabiny	$h_{\text{TR-k}} = 1,3 \text{ m}$
Výška trupu – oblast pohonné jednotky	$h_{\text{TR-m}} = 1,494 \text{ m}$
Max. šířka trupu – oblast křídla	$b_{\text{TR-c}} = 0,754 \text{ m}$

3.2 Hmotnostní charakteristiky

dle Lit. [8]

3.2.1 Přední centráž

Hmotnost	$m = 600 \text{ kg}$
Poloha těžiště	$x_T = 3170.38333 \text{ m}$ $y_T = 1030.3075 \text{ m}$
Centráž	$\bar{x}_T = 19 \%$
Moment setrvačnosti k osy x	$I_x = 1902,23 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Moment setrvačnosti k osy y	$I_y = 618,1845 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$

3.2.2 Zadní centráž

Hmotnost	$m = 427,5 \text{ kg}$
Poloha těžiště	$x_T = 3280,18713 \text{ m}$ $y_T = 1091,83509 \text{ m}$
Centráž	$\bar{x}_T = 28 \%$
Moment setrvačnosti k osy x	$I_x = 1402,280 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Moment setrvačnosti k osy y	$I_y = 466,7595 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$

3.3 Aerodynamické charakteristiky

dle Lit. [9]

Sklon vztlakové čáry křídla – klapky $\eta_{kl} = 0^\circ$	$c_{L\alpha_{kř}} = 5,217 \text{ rad}^{-1}$
Úhel nul. vztlaku křídla vztaženo k ZRT – klapky $\eta_{kl} = 0^\circ$	$\alpha_{0 \text{ kř-0}} = -3,5^\circ$
Poloha aerodynamického středu křídla	$x_{ACkř} = 0,2476$

4. Podélná stabilita

dle Lit. [3]

Ve zjednodušené formě provedeme kontrolu stability, zda vyhovují obecně platným požadavkům a tím potvrdíme správnost návrhu ocasních ploch. V opačném případě je třeba nalézt nápravu a určit nové návrhové parametry ocasních ploch.

4.1. Podélná statická stabilita

dle Lit. [3]

Podmínkou vyhovující podélné statické stability je, aby derivace $\frac{\partial c_m}{\partial c_L} < 0$ (tedy sklon momentové čáry byl < 0). Tato podmínka je splněna při jistých vzájemných relacích polohy těžiště a neutrálního bodu letounu. Těžiště konvenčního letounu bez umělé stabilizace se má vždy nacházet před neutrálním bodem.

4.1.1 Základní aerodynamická data

➤ Sklon vztlakové čáry křídla

dle Lit. [9]

$$c_{L\alpha_{kř}} = a_{kř} = 5,217 [rad^{-1}]$$

➤ Derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu podle úhlu náběhu v místě VOP

dle Lit.[1], tab. 1.4.1

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial c_L} = \frac{46,2}{A} \cdot \chi_1 \cdot \chi_2 \cdot \chi_3$$

$$\frac{b_s}{b_k} = \frac{1,5}{0,8294} = 1,8 \Rightarrow \chi_1 = 0,92$$

$$\bar{x} = \frac{x}{\frac{b}{2}} = \frac{4,3 \cdot 2}{9,6} = 0,896 \Rightarrow \chi_2 = 1,01$$

$$\bar{y} = \frac{y}{\frac{b}{2}} = \frac{2 \cdot 1,62}{9,6} = 0,3375 \Rightarrow \chi_3 = 0,6$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial c_L} = \frac{46,2}{A} \cdot \chi_1 \cdot \chi_2 \cdot \chi_3 = \frac{46,2}{7,78} \cdot 0,92 \cdot 1,01 \cdot 0,6 = 3,31 = 0,05778 [1/rad]$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{\partial \varepsilon}{\partial c_L} \cdot c_{L\alpha_{kř}} = 0,05778 \cdot 5,217 = \mathbf{0,3015}$$

➤ Sklon vztlakové čáry VOP

dle Lit.[3], vzorec 5.15

$$A_{VOP} = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}} = \frac{2,95^2}{2,277} = 3,822$$

$$a_{VOP} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{3}{A_{VOP} \cdot \cos \chi_{VOP}}} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{3}{3,822 \cdot \cos 3,87}} = \mathbf{3,52 [rad^{-1}]}$$

➤ Sklon vztlakové čáry letounu

dle Lit.[2],

$$a_{KT} \cong a_{kř} = 5,217 - \text{dle Lit.}[9]$$

$$k_{VOP} = 1 \quad k_{VOP} \dots \text{koeficient snížení dynamického tlaku na VOP - dle Lit.}[9]$$

$$a = c_{L\alpha} = a_{KT} + a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$

$$a = 5,217 + 3,52 \cdot 1 \cdot \frac{2,277}{11,85} \cdot (1 - 0,3015) = 5,69$$

$$a = \mathbf{5,69 [rad^{-1}]}$$

4.1.2 Výpočet neutrálního bodu a statické zásoby letounu

4.1.2.1 Pevné řízení

dle Lit.[2] a [3]

Neutrální bod s pevným řízením stanovíme za předpokladu, že se nemění poloha orgánu řízení klopivého momentu a neuvažujeme vliv stlačitelnosti vzduchu na aerodynamický střed letounu. To znamená, že neutrální bod bude totožný s aerodynamickým středem letounu.

Neutrální bod letounu s pevným řízením je bod v rovině souměrnosti letounu, k němuž je součinitel klopivého momentu stálí při malé změně rychlosti rovnovážného přímočarého režimu letu při nehybném orgánu řízení kormidel.

➤ **Příspěvek od křídla**

dle Lit.[9]

$$x_{ACkř} = 0,2476$$

➤ **Vliv trupu na podélnou stabilitu**

dle Lit.[1], tab. 1.2.3,

Tabulka s postupem výpočtu a jednotlivými výsledky je v příloze č. 1

$$\Delta \bar{x}_{NTR} = -\frac{\pi}{2} \cdot \frac{1}{a_{KŘ} \cdot S \cdot c_A} \sum b_{tr}^2 \cdot \frac{d\delta}{d\alpha} \Delta x$$

$$\bar{x}_{NTR} = -\frac{\pi}{2} \cdot \frac{1}{11,85 \cdot 5,217 \cdot 1,2736} \cdot 2,323451 = -0,0464 [-]$$

➤ **Příspěvek VOP**

dle Lit.[2],

$$\bar{x}_{N_{VOP}} = k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \frac{a_{VOP}}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 1 \cdot 0,649 \cdot \frac{3,52}{5,69} \cdot (1 - 0,3015) = 0,28 [-]$$

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot c_A} = \frac{2,277 \cdot 4,3}{11,85 \cdot 1,2736} = 0,649 [-]$$

$$l_{VOP} = 4,3 [m] \quad \dots \quad \text{vzdálenost } AS_{KT} \text{ k } AS_{VOP}, \text{ dle Lit.[9]}$$

➤ **Příspěvek od vrtule**

dle Lit.[3], vzorec 7.8

$$\bar{x}_{Nvrt} = -0,05 \cdot \sum \frac{i_L \cdot D_{vrt}^2 \cdot L_{vrt}}{S \cdot c_{SAT} \cdot a_{kř}} = -0,05 \cdot \frac{3 \cdot 1,6^2 \cdot (-1,01)}{11,85 \cdot 1,2736 \cdot 5,217} = 4,92 \cdot 10^{-3} [-]$$

$$\bar{x}_{Nvrt} = 4,92 \cdot 10^{-3} [-]$$

i_L počet listů vrtule - dle Lit.[8]

L_{vrt}vzdálenost disku vrtule od aerodynamického středu křídla (kladná, když je vrtule před AS křídla), odměřeno v programu AutoCad

D_{vrt}průměr disku vrtule - dle Lit.[8]

➤ **Poloha neutrálního bodu letounu s pevným řízením**
dle Lit.[2],

$$\bar{x}_N = \bar{x}_{A_{K\ddot{R}}} + \Delta\bar{x}_{NTR} + \bar{x}_{N_{VOP}} + \bar{x}_{N_{vrt}}$$

$$\bar{x}_N = 0,2476 - 0,0464 + 0,28 + 4,92 \cdot 10^{-3} = \mathbf{0,48612} [-]$$

➤ **Statická zásoba s pevným řízením pro zadní polohu těžiště**
dle Lit.[2],

$$\sigma_N = \bar{x}_N - \bar{x}_T = 0,48612 - 0,28 [-]$$

$$\sigma_N = 0,20612 = \mathbf{20,612} [\%]$$

4.1.2.2. Volné řízení

dle Lit.[3]

Uvolněním řízení se změní příspěvek vodorovných ocasních ploch k posunu neutrálního bodu.

➤ **Účinnost výškového kormidla**
dle Lit.[1], tab. 3.1.1 a tab. 3.1.2.

$$\frac{\partial \alpha_{VOP}}{\partial \delta} = n \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot k_3$$

$$n: \frac{b_k}{b} = \frac{0,36913}{0,95} = 0,389 \rightarrow n = 0,59$$

$$k_1: \frac{b_0}{b_k} = \frac{0,05077}{0,4199} = 0,121 = 12,1[\%] \rightarrow k_1 = 0,94$$

$$k_2: k_2 = f_2 - f_1 + f_4 - f_3 = 0,5 - 0 + 1 - 0,5 = 1$$

$$k_3: k_3 = \frac{S_K}{S_K + S_V} = \frac{0,957}{0,957 + 0} = 1$$

$$\frac{\partial \alpha_{VOP}}{\partial \delta} = 0,59 \cdot 0,94 \cdot 1 \cdot 1 = \mathbf{0,5546}$$

➤ **Derivace součinitele vztlaku VOP podle výchylky VK**
dle Lit. [2]

$$C_{L_{VOP\delta}} = a_{VOP} \cdot \left(\frac{\partial \alpha_{VOP}}{\partial \delta} \right) = 3,52 \cdot 0,5546 = \mathbf{1,952} [rad^{-1}]$$

➤ **Derivace součinitele vztlaku letadla podle výchylky VK**
dle Lit. [2]

$$C_{L\delta} = C_{L_{VOP\delta}} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} = 1,952 \cdot 1 \cdot \frac{2,277}{11,85} = \mathbf{0,375} [rad^{-1}]$$

➤ **Derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle výchylky VK**
dle Lit. [3], 7.17 obr. 83

$$C_{H\delta} = -0,14 \cdot F_{\delta} \cdot a_{VOP} = -0,14 \cdot 0,79 \cdot 3,52 = \mathbf{-0,39} [rad^{-1}]$$

$$\frac{S_{00}}{S_V} = \frac{0,089}{0,957} = 0,1 \Rightarrow F_{\alpha} = 0,655; F_{\delta} = 0,79$$

S_{00} Plocha výškového kormidla před osou otáčení, hodnota naměřena v programu Catia

➤ **Derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle úhlu náběhu letounu v místě VOP**
dle Lit. [3], 7.16 obr. 83

$$C_{H_{\alpha_{VOP}}} = -0,12 \cdot F_{\alpha} \cdot a_{VOP} \cdot \frac{S_{VK}}{S_{VOP}} = -0,12 \cdot 0,655 \cdot 3,52 \cdot \frac{0,967}{2,277} = \mathbf{-0,12} [rad^{-1}]$$

➤ **Derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle úhlu náběhu VOP**
dle Lit. [3], 7.19

$$C_{H_{\alpha}} = C_{H_{\alpha_{VOP}}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = -0,12 \cdot (1 - 0,3015) = \mathbf{-0,084} [rad^{-1}]$$

➤ **Sklon vztlakové čáry letounu s volným řízením**
dle Lit.[3], 7.11

$$C'_{L\alpha} = a - C_{L\delta} \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}} = 5,69 - 0,375 \cdot \frac{-0,084}{-0,39} = \mathbf{5,61 [rad^{-1}]}$$

➤ **Faktor uvolnění kormidla**
dle Lit.[3], 7.13

$$f = 1 - \frac{C_{L\delta}}{a} \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}} = 1 - \frac{0,375}{5,69} \cdot \frac{-0,084}{-0,39} = \mathbf{0,986}$$

➤ **Poloha neutrálního bodu s volným řízením**
dle Lit.[3], 7.15

$$\bar{x}_N' = \bar{x}_N + \frac{f-1}{f} \cdot \frac{l_{VOP}^*}{c_A} = 0,48612 + \frac{0,986-1}{0,986} \cdot \frac{3,084}{1,2734} = \mathbf{0,452}$$

$$l_{VOP}^* = \tilde{l}_{VOP} + (x_T - x_N) = 4,1817 + (0,28 \cdot 1,2736 - 0,48612 \cdot 1,2736) = 3,084 [m]$$

l_{VOP}^* ... vzdálenost AS_{VOP} za neutrálním bodem letounu s pevným řízením

$$\tilde{l}_{VOP} = 4,1817 \quad \dots \quad \text{vzdálenost } AS_{VOP} \text{ k těžišti (zadní centráž) - dle Lit.[9]}$$

➤ **Podélná statická zásoba letounu s volným řízením pro zadní polohu těžiště**
dle Lit.[3], 7.9

$$\sigma_N' = \bar{x}_N' - \bar{x}_T = 0,452 - 0,28 = \mathbf{0,172}$$

$$\sigma_N' = \mathbf{17,2 [\%]}$$

4.2 Vyhodnocení podélné statické stability

Statická zásoba letounu s pevným i volným řízením je pro zadní polohu těžiště (28 % SAT) kladná a dostačující.

5. Stranová statická stabilita

dle Lit.[3]

Stranovou stabilitu dělíme do dvou složek a to na směrovou a příčnou.

Směrovou statickou stabilitu posuzujeme podle hodnoty derivace součinitele bočivě zatáčivého momentu $C_{n\beta}$. Má-li být letoun směrově staticky stabilní, je nutno, aby $C_{n\beta} > 0$, tj. záporné bočení vyvolá kladný zatáčivý moment, který navrací letoun do původního směru letu.

Příčnou statickou stabilitu posuzujeme zprostředkovaně podle hodnoty derivace součinitele bočivě klonivého momentu $C_{l\beta}$. Má-li být letoun příčně stabilní, je nutno, aby $C_{l\beta} < 0$, tj. kladný příčný sklon, vyvolávající kladné bočení vyvodí záporný klonivý moment zmenšující úhlu příčného sklonu.

5.1 Sklon vztlakové čáry SOP

Dle Lit. [1], Tab. 2.1.5

$$A_{SOP_{ef}} = 1,55 \cdot \frac{l_{SOP_{ef}}^2}{S_{SOP}} = 1,55 \cdot \frac{1,57^2}{1,562} = 3,13$$

$$\alpha_{SOP} = 0,045 [^\circ] = 2,58 [rad^{-1}]$$

5.2 Směrová statická stabilita

5.2.1 Bočivě zatáčivá derivace $C_{n\beta}$

➤ **Derivace úhlu zešikmení proudu podle úhlu vybočení na SOP**
dle Lit. [1], str. 90

$$\chi = \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) = 1,1 \quad \dots \text{ pro dolnoplošník}$$

➤ **Vliv vzepětí křídla na směrovou stabilitu**
dle Lit. [1], tab. 2.3.1.

$\Gamma = 6 [^\circ]$... vzepětí křídla - dle Lit. [9]

$$\frac{C_k}{C_0} = \frac{0,8294}{1,5} = 0,55 \Rightarrow -\frac{(C_{n\beta})_\Gamma}{\Gamma \cdot C_L} = 0,0019$$

$$(C_{n_\beta})_\Gamma = -0,0002 \cdot C_L [\text{rad}^{-1}]$$

➤ Vliv SOP

dle Lit. [2],

Příspěvek od SOP je vždy stabilizující a největší měrou ovlivňuje výslednou velikost bočivě zatáčivé derivace

$$\tilde{V}_{SOP} = \frac{S_{SOP} \cdot \tilde{l}_{SOP}}{S \cdot b} = \frac{1,562 \cdot [4,07 - (\bar{x}_T \cdot 1,2736)]}{11,85 \cdot 9,6}$$

$$\tilde{V}_{SOP} = 0,0559 - 0,0175 \cdot \bar{x}_T$$

$$\tilde{l}_{SOP} = l'_{SOP} - (\bar{x}_T \cdot c_{SAT}) = 4,07 - (\bar{x}_T \cdot 1,2736)$$

$l'_{SOP} = 4,07$ [m] ... vzdálenost AS_{SOP} a bodem na NH křídla v místě SAT, změřeno v programu AutoCad

$$(C_{n_\beta})_{SOP} = a_{SOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \cdot k_{SOP} \cdot \tilde{V}_{SOP}$$

$$(C_{n_\beta})_{SOP} = 2,58 \cdot (1,1) \cdot 1 \cdot [0,0559 - 0,0175 \cdot \bar{x}_T]$$

$$(C_{n_\beta})_{SOP} = 0,158 - 0,0495 \cdot \bar{x}_T$$

➤ Vliv trupu

dle Lit. [3]

Vzhledem k destabilizujícímu účinku trupu bude výsledná hodnota záporná

$S_{TR} \cong 4,65$ [m ²]	plocha průmětu trupu do roviny souměrnosti (odečteno v programu Catia)
$S = 11,85$ [m ²]	plocha křídla
$b = 9,6$ [m]	rozpětí křídla
$l_{TR} = 6,836$ [m]	délka trupu
$w_1 = 0,698$ [m]	šířka trupu v 1/4 jeho délky, změřeno v programu AutoCad
$w_2 = 0,352$ [m]	šířka trupu v 3/4 jeho délky, změřeno v programu AutoCad
$h_1 = 0,99$ [m]	výška trupu v 1/4 jeho délky, změřeno v programu AutoCad
$h_2 = 0,36$ [m]	výška trupu v 3/4 jeho délky, změřeno v programu AutoCad
$h_{MAX} = 1,3$ [m]	max. výška trupu

$$(c_{n_\beta})_{TR} = K_\beta \cdot \left(\frac{S_{TR}}{S}\right) \cdot \left(\frac{l_{TR}}{b}\right) \cdot \sqrt{\frac{h_1}{h_2}} \cdot \sqrt[3]{\frac{w_2}{w_1}}$$

$$(c_{n_\beta})_{TR} = K_\beta \cdot \left(\frac{4,65}{11,85}\right) \cdot \left(\frac{6,836}{9,6}\right) \cdot \sqrt{\frac{0,99}{0,36}} \cdot \sqrt[3]{\frac{0,352}{0,698}}$$

$$K_\beta = 0,3 \cdot \frac{x_T}{l_{TR}} + 0,75 \cdot \frac{h_{MAX}}{l_{TR}} - 0,105$$

Součinitel platí pouze v případě, že

$$\frac{l_{TR}}{h_{MAX}} \geq 3,5; \frac{l_{TR}}{h_{MAX}} = \frac{6,836}{1,3} = 5,26$$

$$x_T = \bar{x}_T \cdot c_{SAT}$$

$$x_T = \bar{x}_T \cdot c_{SAT} + l_{NH}$$

$l_{NH} = 2,87$ vzdálenost od počátku trupu k NH křídla, změřeno v programu AutoCad

$$x_T = \bar{x}_T \cdot 1,2736 + 2,87$$

$$K_\beta = 0,3 \cdot \frac{\bar{x}_T \cdot 1,2736 + 2,87}{6,836} + 0,75 \cdot \frac{1,3}{6,836} - 0,105$$

$$K_\beta = 0,056 \cdot \bar{x}_T + 0,164$$

$$(c_{n_\beta})_{TR} = -(0,0207 \cdot \bar{x}_T + 0,065)$$

➤ Vliv šípu křídla

dle Lit. [1], tab. 2.3.2.

$\Lambda = |0,8|$ [°] ... šíp křídla - dle Lit. [9],

$$\frac{C_k}{C_0} = \frac{0,8294}{1,5} = 0,55 \Rightarrow -\frac{(C_{n_\beta})_\Lambda}{\text{tg} \Lambda \cdot C_L^2} = 0,014$$

$$(C_{n_\beta})_\Lambda = -0,000195 \cdot C_L^2 [\text{rad}^{-1}]$$

➤ **Vliv vrtule na směrovou stabilitu**

dle Lit.[3],

$$(C_{n_\beta})_{vrt} = 0,053 \cdot i_L \cdot \sum \frac{L_{vrt} \cdot D_{vrt}^2}{S \cdot b}$$

 i_L počet listů vrtule - dle Lit.[8] L_{vrt} ... vzdálenost disku vrtule od těžiště letounu ve směru osy x

$$L_{vrt} = l_{D-SAT} - x_T$$

$$x_T = \bar{x}_T \cdot c_{SAT}$$

 l_{D-SAT} ... vzdálenost mezi diskem vrtule a NH SAT, změřeno v programu AutoCad

$$L_{vrt} = 1,463 - \bar{x}_T \cdot c_{SAT}$$

$$(C_{n_\beta})_{vrt} = 0,053 \cdot 3 \cdot \frac{(1,463 - \bar{x}_T \cdot 1,2736) \cdot 1,6^2}{11,85 \cdot 9,6}$$

$$(C_{n_\beta})_{vrt} = 0,00523 - 0,00456 \cdot \bar{x}_T [rad^{-1}]$$

5.2.1.1 Výsledná bočivě-zatáčivá derivace letounu

dle Lit.[2],

$$C_{n_\beta} = (C_{n_\beta})_{SOP} + (C_{n_\beta})_{TR} + (C_{n_\beta})_{\Gamma} + (C_{n_\beta})_{\Lambda} + (C_{n_\beta})_{vrt}$$

$$C_{n_\beta} = (0,158 - 0,0495 \cdot \bar{x}_T) - (0,0207 \cdot \bar{x}_T + 0,065) - 0,0002 \cdot C_L - 0,000195 \cdot C_L^2 + 0,00523 - 0,00456 \cdot \bar{x}_T$$

$$C_{n_\beta} = 0,09823 - 0,07476 \cdot \bar{x}_T - 0,0002 \cdot C_L - 0,000195 \cdot C_L^2$$

Součinitel vztlaku vypočten dle následujícího vztahu:

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$$

Zvolený režim letu $V_C = 234 [km \cdot h^{-1}] = 65 [m \cdot s^{-1}]$ (informace od vedoucího diplomové práce, cestovní rychlost v horizontálním letu, určeno z podkladů)

Bočivě-zatáčivá derivace letounu pro přední centráž $\bar{x}_T = 0,19$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 600$ [kg]

$$C_{n\beta} = 0,09823 - 0,07476 \cdot 0,19 - 0,0002 \cdot 0,19 - 0,000195 \cdot 0,19^2$$

$$C_L = \frac{2 \cdot 600 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 65^2 \cdot 11,85} = 0,19$$

$$C_{n\beta} = \mathbf{0,08398}[\text{rad}^{-1}]$$

Bočivě-zatáčivá derivace letounu pro zadní centráž $\bar{x}_T = 0,28$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 427,5$ [kg]

$$C_{n\beta} = 0,09823 - 0,07476 \cdot 0,28 - 0,0002 \cdot 0,14 - 0,000195 \cdot 0,14^2$$

$$C_L = \frac{2 \cdot 427,5 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 65^2 \cdot 11,85} = 0,14$$

$$C_{n\beta} = \mathbf{0,0773}[\text{rad}^{-1}]$$

5.2.2 Vyhodnocení směrové statické stability

Z výpočtů vyplývá, že stranová statická stabilita, jak pro přední, tak i pro zadní centráž, je kladná, a tedy vyhovující.

5.3 Příčná statická stabilita

➤ Vliv interference křídla a trupu

dle Lit. [1], tab. 2.2.3

Vliv interference trupu a křídla na bočivě klonivou derivaci může být značný a je nesnadno zjistitelný. Závisí hlavně na vzájemné poloze umístění křídla a trupu. Je způsoben hlavně změnou rozložení vztlaku na křídle způsobenou rychlostmi indukovanými prouděním kolmým k ose trupu. U hornoplošníku toto proudění mění místní úhly náběhu křídla jako místní kladné vzepětí, u dolnoplošníku jako místní záporné vzepětí. Proto můžeme tento vliv nahradit vlivem místních změn vzepětí.

$$\frac{b}{r_{tr}} = \frac{9,6}{0,65} = 15$$

r_{tr} poloměr obsané kružnice trupu, změřeno v programu AutoCad

$$\frac{h_{kř-s}}{r} = \frac{0,16}{0,65} = 0,25$$

$h_{kř-s}$ svislá vzdálenost mezi středem průměru trupu a osou křídla, změřeno v programu AutoCad

$$\Delta\Gamma_{ef} = -1,1[^\circ]$$

➤ Vliv vzepětí křídla

dle Lit:[1], tab. 2.2.1

$$\Gamma = 6[^\circ]$$

$$\frac{z}{\frac{b}{2}} = \frac{1}{\left(\frac{9,6}{2}\right)} = 0,21 \Rightarrow (c_{l\beta})_{\Gamma_1} = -0,025$$

$$\frac{z}{\frac{b}{2}} = \frac{3,8}{\left(\frac{9,6}{2}\right)} = 0,8 \Rightarrow (c_{l\beta})_{\Gamma_2} = -0,58$$

$$(c_{l\beta})_{\Gamma} = \frac{(c_{l\beta})_{\Gamma_1}}{3290} \cdot (\Gamma + \Delta\Gamma_{ef}) + \frac{(c_{l\beta})_{\Gamma_2} - (c_{l\beta})_{\Gamma_1}}{3290} \cdot (\Gamma + \Delta\Gamma_{ef}) + (c_{l\beta})_{kk}$$

$$(c_{l\beta})_{\Gamma} = \frac{-0,025}{3290} \cdot (0 - 0,0192) + \frac{-0,58 + 0,025}{3290} \cdot (0,11 - 0,0192) - 0,01$$

$$(c_{l\beta})_{kk} = -0,01 [rad^{-1}] \quad \text{vliv tvaru konce křídla}$$

$$(c_{l\beta})_{\Gamma} = -0,01002 [rad^{-1}]$$

➤ Vliv šípu křídla

Dle Lit. [1], tab. 2.2.2

$$\Lambda = 0,8 [^\circ] \Rightarrow \text{vliv šípu křídla } (c_{l\beta})_{\Lambda} \cong 0$$

➤ Vliv SOP

dle Lit. [2],

$h_{ASOP} = 0,582 [m]$... vzdálenost AS_{SOP} od podélné osy v letadlové souřadnicové soustavě s počátkem v těžišti letounu

$$\left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) = \chi = 1,1$$

$$a_{sop} = 2,58 \text{ [rad}^{-1}\text{]}$$

$$k_{SOP} = 1$$

$$\left(c_{l\beta}\right)_{SOP} = -a_{sop} \cdot \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \cdot k_{SOP} \cdot \frac{S_{SOP} \cdot h_{ASOP}}{S \cdot b}$$

$$\left(c_{l\beta}\right)_{SOP} = -2,58 \cdot (1,1) \cdot 1 \cdot \frac{1,562 \cdot 0,582}{11,85 \cdot 9,6}$$

$$\left(c_{l\beta}\right)_{SOP} = -0,0231 \text{ [rad}^{-1}\text{]}$$

5.3.1 Výsledná bočivě-klonivá derivace

$$c_{l\beta} = \left(c_{l\beta}\right)_{SOP} + \left(c_{l\beta}\right)_{\Gamma} + \left(c_{l\beta}\right)_{\Lambda}$$

$$c_{l\beta} = -0,0231 - 0,01002 + 0 = -0,03312 \text{ [rad}^{-1}\text{]}$$

5.3.2 Vyhodnocení směrové statické stability

Z uvedených výpočtů vyplývá, že podmínka směrové statické stability $C_{l\beta} < 0$ je splněna a tedy je vyhovující.

6. Řídící síly v podélném řízení

Pro posouzení podélné říditelnosti letounu se nejčastěji používá různě definovaných gradientů řídicích sil.

6.1 Derivace součinitele vztlaku letounu podle výchylky VK

Viz. kapitola 4.1.2.2

Výsledná hodnota: $C_{L\delta} = 0,375 [rad^{-1}]$

6.2 Derivace součinitele klopivého momentu podle výchylky VK dle Lit.[2],

$$C_{m\delta} = -C_{L_{VOP\delta}} \cdot k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP}$$

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot L_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}} = \frac{2,277 \cdot 4,3}{11,85 \cdot 1,2736} = 0,649$$

$$\tilde{V}_{VOP} = \bar{V}_{VOP} - \frac{S_{VOP}}{S} \cdot (\bar{x}_T - x_{NKT})$$

$$\tilde{V}_{VOP} = 0,649 - \frac{2,277}{11,85} \cdot (\bar{x}_T - 0,2012)$$

$$C_{m\delta} = -1,952 \cdot (0,688 - 0,192 \cdot \bar{x}_T) = \mathbf{0,375 \cdot \bar{x}_T - 1,343 [rad^{-1}]}$$

pro přední centráž

$$C_{m\delta} = \mathbf{-1,272 [rad^{-1}]}$$

pro zadní centráž

$$C_{m\delta} = \mathbf{-1,238 [rad^{-1}]}$$

6.3 Podélná ovladatelnost

dle Lit.[1],

Hodnotí se podle přírůstku řídicí síly potřebné ke zvýšení rychlosti z předepsaného výchozího vyváženého režimu letu.

➤ **Řídící síla na 10 %**

dle Lit.[2],

$$F_V^{10\%} = -\frac{1}{5} \cdot k_V k_{VOP} S_V C_V \left(\frac{G}{S}\right) \frac{C_{L\alpha} / C_{H\delta}}{D} (\bar{x}_T - \bar{x}_A')$$

$$k_V = 3 \quad \dots \text{ součinitel převodu}$$

$$C_V = \frac{C_{V_0} + C_{V_1}}{2} = \frac{0,37 + 0,242}{2} = 0,306 \quad \dots \text{ střední hloubka VK za osou otáčení}$$

odměřeno v programu AutoCad

$$S_V = 0,868 \text{ [m}^2\text{]} \quad \text{plocha výškového kormidla za osou otáčení, odměřeno}$$

v programu Catia

$$D = -C_{L\delta} \frac{\bar{l}_{VOP}}{c_A} C_{L\alpha} = -0,375 \cdot \frac{4,3}{1,2736} \cdot 5,69 = -7,21 \text{ [-]}$$

$$\bar{l}_{VOP} = 4,3 \text{ [m]} \quad \dots \text{ vzdálenost AS}_{LET} \text{ k AS}_{VOP} \text{ - dle Lit.[2],}$$

$$F_V^{10\%} = -\frac{1}{5} \cdot 3 \cdot 1 \cdot 0,868 \cdot 0,306 \cdot \left(\frac{m \cdot 9,80665}{11,85}\right) \cdot \frac{5,61 \cdot (-0,39)}{-7,31} \cdot (\bar{x}_T - 0,452)$$

$$F_V^{10\%} = -0,03947 \cdot m \cdot (\bar{x}_T - 0,452)$$

Řídící síla na 10 % pro přední centráž $\bar{x}_T = 0,19$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 600 \text{ [kg]}$

$$F_V^{10\%} = -0,03947 \cdot 600 \cdot (0,19 - 0,452)$$

$$F_V^{10\%} = 6,2 \text{ [N]}$$

Řídící síla na 10 % pro zadní centráž $\bar{x}_T = 0,28$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 427,5 \text{ [kg]}$

$$F_V^{10\%} = -0,03947 \cdot 427,5 \cdot (0,28 - 0,452)$$

$$F_V^{10\%} = 2,9 \text{ [N]}$$

➤ **Vyhodnocení**

Dle lit [3] minimální hodnota gradientu síly alespoň 1,5. Z výpočtu vyplývá, že podmínka je splněna.

6.4 Výpočet dynamického bodu a dynamické zásoby letounu

6.4.1 Pevné řízení

- **Derivace součinitele vztlaku letounu podle bezrozměrné úhlové rychlosti klopení**

dle Lit:[2],

$$C_{L_q} = 2\sqrt{k_{VOP}} a_{VOP} \tilde{V}_{VOP} = 2 \cdot \sqrt{1} \cdot 3,52 \cdot (0,688 - 0,192 \cdot \bar{x}_T)$$

$$C_{L_q} = (4,84 - 1,35 \cdot \bar{x}_T) \text{ [1/rad]}$$

- **Derivace tlumení klopení**

dle Lit. [2],

$$C_{m_q} = -C_{L_q} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = [\text{rad}^{-1}]$$

$$\tilde{l}_{VOP} = l_{VOP} - (\bar{x}_T - x_{NKT}) \cdot c_{SAT}$$

$$\tilde{l}_{VOP} = 4,3 - (\bar{x}_T - 0,2012) = (4,5012 - \bar{x}_T)$$

$$C_{m_q} = -(4,84 - 1,35 \cdot \bar{x}_T) \cdot \frac{(4,5012 - \bar{x}_T)}{1,2736} = -1,06 \cdot \bar{x}_T^2 + 8,6 \cdot \bar{x}_T - 17,1$$

- **Dynamický bod s pevným řízením**

dle Lit. [2],

$$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{C_{m_q}}{2\mu - C_{L_q}} [-]$$

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot c_{SAT}} [-] \quad \dots \text{ bezrozměrná hmotnost}$$

$$\bar{x}_D = 0,2476 - \frac{-1,06 \cdot \bar{x}_T^2 + 8,6 \cdot \bar{x}_T - 17,1}{2 \cdot \left(\frac{2 \cdot m}{1,225 \cdot 11,85 \cdot 1,2736} \right) - (4,84 - 1,35 \cdot \bar{x}_T)}$$

$$\bar{x}_D = 0,2476 - \frac{-1,06 \cdot \bar{x}_T^2 + 8,6 \cdot \bar{x}_T - 17,1}{0,216 \cdot m - 4,84 + 1,35 \cdot \bar{x}_T}$$

Dynamický bod s pevným řízením pro přední centráž $\bar{x}_T = 0,19$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 600$ [kg]

$$\bar{x}_D = 0,3716$$

Dynamická zásoba s pevným řízením pro přední centráž

$$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T = 0,3716 - 0,19 = 0,1816 [-]$$

$$\sigma_D = 18,16 [\%]$$

Dynamický bod s pevným řízením pro zadní centráž $\bar{x}_T = 0,28$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 427,5$ [kg]

$$\bar{x}_D = 0,4157$$

Dynamická zásoba s pevným řízením pro zadní centráž

$$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T = 0,4157 - 0,28 = 0,1357 [-]$$

$$\sigma_D = 13,57 [\%]$$

6.4.2 Volné řízení

Dynamický bod se po uvolnění kormidla posune směrem dopředu, dojde tedy ke zmenšení dynamické zásoby letounu.

- **Derivace součinitele závěsového momentu výškového kormidla podle bezrozměrové úhlové rychlosti klopení**

$$C_{Hq} = 2 \cdot C_{H\alpha} \cdot \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = [rad^{-1}]$$

$$C_{H\alpha} = -0,084 [rad^{-1}] \text{ viz. kapitola 4.1.2.2}$$

$$\tilde{l}_{VOP} = (4,5012 - \bar{x}_T) \text{ viz. kapitola 6.4.1}$$

$$C_{Hq} = 2 \cdot (-0,084) \cdot \frac{(4,5012 - \bar{x}_T)}{1,2736} = 0,132 \cdot \bar{x}_T - 0,594$$

➤ Dynamický bod s volným řízením

dle Lit. [2]

$$\bar{x}_D' = \bar{X}_D + \frac{D}{C_{H\delta} C_{L\alpha}'} \left(\frac{C_{H\alpha}}{C_{L\alpha}} + \frac{C_{Hq}}{2\mu - C_{Lq}} \right)$$

$$\bar{x}_D' = \bar{X}_D + \frac{-7,21}{(-0,39) \cdot 5,61} \cdot \left(\frac{(-0,084)}{5,69} + \frac{0,132 \cdot \bar{x}_T - 0,594}{0,216 \cdot m - (4,84 - 1,35 \cdot \bar{x}_T)} \right)$$

Dynamický bod s volným řízením pro přední centráž $\bar{x}_T = 0,19$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 600$ [kg]

$$\bar{x}_D' = 0,3716 + \frac{-7,21}{(-0,39) \cdot 5,61} \cdot \left(\frac{(-0,084)}{5,69} + \frac{0,132 \cdot \bar{x}_T - 0,594}{0,216 \cdot m - (4,84 - 1,35 \cdot \bar{x}_T)} \right)$$

$$\bar{x}_D' = \mathbf{0,308[-]}$$

Dynamická zásoba s volným řízením

$$\sigma_D' = \bar{x}_D' - \bar{x}_T = 0,308 - 0,19 = 0,118[-]$$

$$\sigma_D' = \mathbf{11,8[\%]}$$

Dynamický bod s volným řízením pro zadní centráž $\bar{x}_T = 0,28$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 427,5$ [kg]

$$\bar{x}_D' = \mathbf{0,346[-]}$$

Dynamická zásoba s volným řízením

$$\sigma_D' = \bar{x}_D' - \bar{x}_T = 0,346 - 0,28 = 0,066 [-]$$

$$\sigma_D' = \mathbf{6,6[\%]}$$

6.4.3 Vyhodnocení dyn. zásoby s pevným i volným řízením

Dynamická zásoba letounu s pevným i volným řízením je kladná a dostačující.

6.5 Podélná obratnost

Posuzuje se podle velikosti řídicí síly potřebné ke změně násobku \underline{n} o jednotku.

➤ **Řídící síla na násobek výškového kormidla**
dle Lit. [2],

$$\frac{\Delta F_V}{n-1} = k_V k_{VOP} S_V C_V \left(\frac{G}{S}\right) \frac{C_{L\alpha}' C_{H\delta}}{D} \frac{2\mu - C_{Lq}}{2\mu} (\bar{x}_T - \bar{x}_D')$$

$$(C_{Lq})_{VOP} = 2\sqrt{k_{VOP}} a_{VOP} \tilde{V}_{VOP} = 2 \cdot \sqrt{1} \cdot 3,52 \cdot (0,688 - 0,192 \cdot \bar{x}_T)$$

$$(C_{Lq})_{VOP} = 4,84 - 1,35 \cdot \bar{x}_T$$

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot c_{SAT}} = 0,108 \cdot m$$

$$\frac{\Delta F_V}{n-1} = \frac{0,216 \cdot m - (4,84 - 1,35 \cdot \bar{x}_T)}{0,926} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_D')$$

Řídící síla na násobek pro přední centráž $\bar{x}_T = 0,19$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 600$ [kg]

$$\frac{\Delta F_V}{n-1} = -15,93$$
 [N]

Řídící síla na násobek pro přední centráž $\bar{x}_T = 0,28$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 427,5$ [kg]

$$\frac{\Delta F_V}{n-1} = -6,26$$
 [N]

➤ **Vyhodnocení**

Dle Lit [6], CS – VLA 143 nesmí přesáhnout hodnotu 20 [N] - v absolutní hodnotě. Z výpočtů vyplývá, že tato podmínka je zplněna.

7. Podélná dynamická stabilita

dle Lit. [2],

7.1 Vstupní hodnoty pro zadní centráž

Výpočty jsou provedeny v programu MathCad

$$S = 11,85 [m^2]$$

$$m = 427,5 [kg]$$

$$b = 9,6 [m]$$

$$c_{SAT} = 1,2736 [m]$$

$$H = 0 [m] \text{ MSA}$$

$$\rho = 1,225 [kg/m^3]$$

$$k_{VOP} = 1$$

$$a_{VOP} = 3,52 [1/rad]$$

$$l_{VOP} = 4,3 [m]$$

$$\mu_s = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot c_{SAT}} = 46,246$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,3015$$

$$\bar{x}_T = 0,28$$

$$\bar{x}_{NKT} = 0,2012$$

$$\bar{x}_A = 0,4583$$

$e = 0,838$... Oswaldův koeficient celého letounu, získán následujícím postupem:

V programu Glauert zjištěn opravný součinitel $\delta = 0,0135$ pro křídlo a přepočtem $e = \frac{1}{1+\delta}$ získán Oswaldův koeficient pro křídlo $e = 0,986$. K získání Oswaldova koeficientu pro celé letadlo snížíme koeficient o 15% vlivem ostatních částí letounu. $e = 0,986 \cdot 0,85 = 0,838$

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} l_{VOP}}{S c_A} = 0,649[-]$$

$$\tilde{l}_{VOP} = l_{VOP} - (\bar{x}_T - \bar{x}_{NKT})$$

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot \tilde{l}_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}} = 0,637[-]$$

$u_R \equiv V_R = 234[km \cdot h^{-1}] = 65[m \cdot s^{-1}]$... informace od vedoucího diplomové práce, cestovní rychlost horizontálního letu, určeno z podkladů

$$c_{Lq} = 2 \cdot \sqrt{k_{VOP}} \cdot a_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} = 4,484$$

$$c_{mq} = -c_{Lq} \cdot \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = -14,86$$

$$c_{L\dot{\alpha}} = 2 \cdot \sqrt{k_{VOP}} \cdot a_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 1,377$$

$$c_{m\dot{\alpha}} = -c_{L\dot{\alpha}} \cdot \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = -1,173$$

$$c_{m\alpha} = c_{L\alpha} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_A) = -4,564$$

$c_{D_0} = 0,023$... odečteno z poláry, dle Lit. [9],

$$c_{LR} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_R^2} = 0,137$$

$$c_{DR} = c_{D_0} + \frac{c_{LR}^2}{\pi \cdot A \cdot e} = 0,024$$

$\theta_R = 0$ [°] ... podélný sklon

$$c_{x_u} = -3 \cdot (c_{DR} + c_{LR} \cdot \operatorname{tg} \theta_R) = 0,072$$

$I_y = 466,756[kg \cdot m^2]$... moment setrvačnosti kolem osy y

$$\bar{I}_y = \frac{8 \cdot I_y}{\rho S c_{SAT}^3} = 124,517$$

$$c_{x\alpha} = c_{LR} \cdot \left(1 - \frac{2}{\pi \cdot A \cdot e} \cdot c_{L\alpha}\right) = 0,061$$

$$c_{z\alpha} = -(c_{L\alpha} + c_{DR}) = -5,714$$

7.2 Výpočet podélné dynamické stability

Indexem R jsou označeny hodnoty pro rychlé kmity, indexem P pro pomalé kmity.

➤ **Keoficinty (hodnoty vypočteny v programu MathCad):**

$$P_0 = 0,171$$

$$P_1 = 35,197$$

$$P_2 = 45170$$

$$P_3 = 205200$$

$$P_4 = 1081000$$

➤ **Rovnice soustavy**

$$P_4 \cdot \lambda^4 + P_3 \cdot \lambda^3 + P_2 \cdot \lambda^2 + P_1 \cdot \lambda + P_0 = 0$$

➤ **Kořeny rovnice:**

Kořeny rovnice jsou v obecně komplexním tvaru $\bar{\lambda} = \bar{\delta} + i\bar{\omega}$

$$\lambda_1 = -0,095 - 0,181 \cdot i$$

$$\lambda_2 = -0,095 + 0,181 \cdot i$$

$$\lambda_3 = -0,00038 - 0,0019 \cdot i$$

$$\lambda_4 = -0,00038 + 0,0019 \cdot i$$

➤ **Aerodynamická jednotka času**

$$\tau_A = \frac{c_{SAT}}{2 \cdot u_R} = \frac{1,2736}{2 \cdot 65} = 0,0098 \text{ [s]}$$

➤ **Součinitel doznívání**

$$\delta = \frac{\bar{\delta}}{\tau_A} = \frac{-0,095}{0,0098} = -9,7; \delta = \frac{\bar{\delta}}{\tau_A} = \frac{-0,00038}{0,0098} = -0,039$$

➤ **Vlastní frekvence**

$$\omega = \frac{\bar{\omega}}{\tau_A} = \frac{0,181}{0,0098} = \mathbf{18,5} \text{ [s}^{-1}\text{]}; \omega = \frac{\bar{\omega}}{\tau_A} = \frac{0,0019}{0,0098} = \mathbf{0,194} \text{ [rad} \cdot \text{s}^{-1}\text{]}$$

➤ **Čas potřebný na útlum amplitudy/odchylky na ½**

$$t_{1/2R} = -\frac{0,693}{\delta} = -\frac{0,693}{-9,7} = \mathbf{0,07} \text{ [s]}$$

$$t_{1/2P} = -\frac{0,693}{\delta} = -\frac{0,693}{-0,039} = \mathbf{17,8} \text{ [s]}$$

➤ **Perioda**

$$T_R = \frac{2 \cdot \pi}{\omega} = \frac{2 \cdot \pi}{18,5} = \mathbf{0,34} \text{ [s]}$$

$$T_P = \frac{2 \cdot \pi}{\omega} = \frac{2 \cdot \pi}{0,194} = \mathbf{32,4} \text{ [s]}$$

➤ **Logaritmický dekrement útlumu**

$$\vartheta_R = -\delta \cdot T = 9,7 \cdot 0,34 = \mathbf{3,3}$$

$$\vartheta_P = -\delta \cdot T = 0,039 \cdot 32,4 = \mathbf{1,26}$$

➤ **Počet kmitů**

$$N_{1/2R} = \frac{t_{1/2}}{T} = \frac{0,07}{0,34} = \mathbf{0,206}$$

$$N_{1/2P} = \frac{t_{1/2}}{T} = \frac{17,8}{32,4} = \mathbf{0,55}$$

7.3 Vyhodnocení podélné dynamické stability

Letoun je podélně dynamicky stabilní a to jak v rychlých kmitech, tak i v pomalých kmitech.

8. Dynamická stranová stabilita

dle Lit. [2]

8.1 Vstupní hodnoty pro zadní centráž

$$S = 11,85 [m^2]$$

$$m = 427,5 [kg]$$

$$b = 9,6 [m]$$

$$c_A = 1,2736 [m]$$

$$H = 0 [m] \text{ MSA}$$

$$\rho = 1,225 [kg/m^3]$$

$$k_{VOP} = 1$$

$$a_{VOP} = 3,52 [1/rad]$$

$$l_{VOP} = 4,3 [m]$$

$$\mu_s = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot b} = 6,135$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,3015$$

$$\bar{x}_T = 0,28$$

$$\bar{x}_{NKT} = 0,2012$$

$$\bar{x}_A = 0,4583$$

$e = 0,838$... Oswaldův koeficient celého letounu, získán následujícím postupem:

V programu Glauert zjištěn opravný součinitel $\delta = 0,0135$ pro křídlo a přepočtem $e = \frac{1}{1+\delta}$ získán Oswaldův koeficient pro křídlo $e = 0,986$. K získání Oswaldova koeficientu pro celé letadlo snížíme koeficient o 15% vlivem ostatních částí letounu. $e = 0,986 \cdot 0,85 = 0,838$

$u_R \equiv V_R = 234 [km \cdot h^{-1}] = 65 [m \cdot s^{-1}]$... informace od vedoucího diplomové práce, cestovní rychlost horizontálního letu, určeno z podkladů

$$I_x = 1402,28 [kg \cdot m^2]$$

$$\bar{I}_x = \frac{8 \cdot I_x}{\rho \cdot S \cdot b^3} = 0,873$$

$$I_z = (I_x + I_y)k = (466,759 + 1402,28) \cdot 0,85 = 1588,684 [kg \cdot m^2]$$

$$k = 0,85$$

$$\bar{I}_z = \frac{8 \cdot I_z}{\rho \cdot S \cdot b^3} = 0,99$$

$$\bar{I}_{xz} = 0 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2\text{]}$$

8.2 Výpočet parciálních derivací

8.2.1 Bočivě zatáčivá derivace $C_{n\beta}$

$$C_{n\beta} = 0,0773 [\text{rad}^{-1}] \text{ viz. kapitola 5.2.1.1}$$

8.2.2 Bočivě klonivá derivace $C_{l\beta}$

$$C_{l\beta} = -0,03312 [\text{rad}^{-1}] \text{ viz. kapitola 5.3}$$

8.2.3 Klonivě zatáčivá derivace C_{np}

➤ Vlivy křídla

dle Lit. [1], tab. 2.5.1. vliv vztlaku

$$A = 7,78 [-]$$

$$\frac{C_K}{C_0} = \frac{0,8294}{1,5} = 0,553 \Rightarrow \frac{C_{np}}{C_L} = 0,064$$

$$C_{np} = 0,064 C_L$$

➤ vliv zkroucení

dle Lit. [1], tab. 2.5.2.

$$A = 7,78 [-]$$

$$\alpha_{zkr} = -1 [^\circ] \dots \text{úhel zkroucení křídla}$$

$$\frac{C_K}{C_0} = \frac{0,8294}{1,5} = 0,553 \Rightarrow \frac{C_{np}}{\alpha_{zkr}} = 0,00025$$

$$C_{np} = 0,00025 \cdot \alpha_{zkr} = -4,6 \cdot 10^{-6}$$

➤ **Výsledná klonivě zatáčivá derivace pro zadní centráž**

$$C_{n_p} = 0,064 c_L - 4,6 \cdot 10^{-6}$$

$$C_{n_p} = 0,064 \cdot 0,14 - 4,6 \cdot 10^{-6} = 0,00896 [\text{rad}^{-1}]$$

8.2.4 Derivace tlumení klonění C_{l_p}

dle Lit. [1], tab. 2.6.1.

$$C_{l_p} = -0,52 [\text{rad}^{-1}] \text{ nový souřadný systém} \Rightarrow \text{otočení znaménka}$$

8.2.5 Derivace tlumení zatáčení C_{n_r}

➤ **Vliv křídla**

dle Lit. [1], tab. 2.7.1. **vliv nezkrouceného křídla**

$$A = 7,78 [-] \text{ dle Lit. [9]}$$

$$\frac{C_{n_r}}{C_L^2} = -0,015$$

$$C_{n_r} = -0,015 C_L^2$$

dle Lit. [1], tab. 2.7.2. **vliv zkroucení křídla**

$$k = 1 \quad \text{opravný součinitel na vliv zkroucení}$$

$$(C_{n_r})_{k\check{r}} = -0,0015 c_L^2 k$$

$$(C_{n_r})_{k\check{r}} = -0,0015 c_L^2 [\text{rad}^{-1}]$$

➤ **Vliv SOP**

dle Lit. [1], Rov. 2.94

$$(C_{n_r})_{SOP} = -2 \cdot a_{SOP} \sqrt{k_{SOP}} \tilde{V}_{SOP} \frac{l_{SOP}}{b}$$

$$(C_{n_r})_{SOP} = -2 \cdot 2,58 \cdot \sqrt{1} \cdot (0,0559 - 0,0175 \cdot \bar{x}_T) \cdot \frac{3,785}{9,6}$$

$$(C_{n_r})_{SOP} = -0,114 + 0,0356 \cdot \bar{x}_T [\text{rad}^{-1}]$$

➤ **Výsledná derivace tlumení zatáčení pro zadní centráž**

$$C_{n_r} = (C_{n_r})_{kř} + (C_{n_r})_{SOP}$$

$$C_{n_r} = -0,114 + 0,012 \cdot \bar{x}_T - 0,0015 C_L^2$$

$$C_{n_r} = -0,111 [\text{rad}^{-1}]$$

8.2.6 Derivace zatáčivě klonivá C_{l_r}

➤ **Vliv křídla**

dle Lit. [1], tab. 2.4.1. **vliv vztlaku**

$$A = 7,78 [-] - \text{dle Lit. [9],}$$

$$\frac{C_{l_r}}{C_L} = -0,247$$

$$C_{l_r} = -0,247 C_L$$

dle Lit. [1], tab. 2.4.2. **vliv zkroucení**

$$\frac{C_{l_r}}{\alpha_{zkr}} = -0,0037$$

$$C_{l_r} = -0,0037 \alpha_{zkr}$$

$$(C_{l_r})_{kř} = -0,247 C_L + 0,000065$$

➤ **Vliv SOP**

dle Lit. [1], Rov. 2.87

$$(C_{l_r})_{SOP} = -2 a_{SOP} \sqrt{k_{SOP}} \tilde{V}_{SOP} \frac{h_{A_{SOP}}}{b}$$

$$(C_{l_r})_{SOP} = -2 \cdot 2,58 \cdot \sqrt{1} \cdot (0,0559 - 0,0175 \cdot \bar{x}_T) \cdot \frac{0,582}{9,6}$$

$$(C_{l_r})_{SOP} = -0,0175 + 0,00547 \cdot \bar{x}_T [rad^{-1}]$$

$$h_{ASOP} = 0,582 [m] \quad \dots \text{ vertikální vzdálenost } AS_{SOP} \text{ k těžišti}$$

➤ **Výsledná derivace zatáčivě klonivá pro zadní centráž**

$$C_{l_r} = (C_{l_r})_{kř} + (C_{l_r})_{SOP}$$

$$C_{l_r} = -0,247 C_L + 0,000065 - 0,0175 + 0,00547 \cdot \bar{x}_T$$

$$C_{l_r} = 0,051 [rad^{-1}] \text{ nový souřadný systém} \Rightarrow \text{otočení znaménka}$$

8.2.7 Derivace bočné síly C_{y_β}

➤ **Vliv křídla (vzepětí a šíp)**

dle Lit. [1], tab. 2.1.3. a tab. 2.1.4

$$\Lambda_{kr} = 0,8^\circ, \text{ dle Lit. [9],}$$

$$\Gamma_{kr} = 6, \text{ dle Lit. [9],}$$

$$\frac{C_{y_\beta}}{C_L \text{tg} \Lambda \Gamma} = 0,0198$$

$$C_{y_\beta} = 0,0198 \cdot C_L \cdot \text{tg} \chi \cdot \Gamma^\circ$$

$$C_{y_\beta} = 0,00002 \cdot C_L [rad^{-1}]$$

$k = 0,75$ opravný součinitel

$$(C_{y_\beta})_{KŘ} = 0,00002 \cdot C_L \cdot k = 0,0018 \cdot C_L \cdot 0,75$$

$$(C_{y_\beta})_{kř} = 0,00015 \cdot C_L [rad^{-1}]$$

➤ **Vliv trupu**

dle Lit. [1], Rov. 2.70

$$a_{tr} = 0,4 [rad^{-1}]$$

$$S_{TR} = 4,65 [m^2]$$

$$(C_{y\beta})_{tr} = -a_{tr} \frac{S_{TR}}{S} = -0,157 \text{ [rad}^{-1}\text{]}$$

➤ **Vliv SOP**

dle Lit. [1], Rov. 2.72

$$(C_{y\beta})_{SOP} = -a_{SOP} \frac{S_{SOP}}{S} \chi = -0,51 \text{ [rad}^{-1}\text{]}$$

➤ **Výsledná derivace bočné síly pro zadní centráž**

$$C_{y\beta} = (C_{y\beta})_{K\check{R}} + (C_{y\beta})_{TR} + (C_{y\beta})_{SOP}$$

$$c_{y\beta} = 0,00015 \cdot C_L - 0,157 - 0,51 \text{ [rad}^{-1}\text{]}$$

$$c_{y\beta} = -0,667 \text{ [rad}^{-1}\text{]}$$

8.2.8 Derivace bočné síly od zatáčení C_{Y_r}

dle Lit. [5]

$S_V = 1,562 \text{ [m}^2\text{]} = 16,814 \text{ [ft}^2\text{]}$...	plocha SOP
$S = 11,85 \text{ [m}^2\text{]} = 127,556 \text{ [ft}^2\text{]}$...	plocha křídla
$A = 7,78 \text{ [1]}$...	štíhlost
$l_V = 3,785 \text{ [m]} = 12,417 \text{ [ft]}$...	vzdálenost a.s. SOP k těžišti
$z_V = 0,582 \text{ [m]} = 1,909 \text{ [ft]}$...	vertikální vzdálenost a.c. SOP k těžišti
$b = 9,6 \text{ [m}^2\text{]} = 31,496 \text{ [ft]}$...	rozpětí křídla
$k_V = 1 \text{ [1]}$...	odečteno dle obr. 10.11
$b_V = 2 \text{ [m]} = 6,56 \text{ [ft]}$...	svislé rozpětí SOP k rovině trupu
$z_f = 1,3 \text{ [m]} = 4,265 \text{ [ft]}$...	maximální průměr trupu
$z_W = 0,38 \text{ [m]} = 1,247 \text{ [ft]}$...	svislá vzdálenost od základní roviny trupu po tětívu kořene křídla
$(C_{L\alpha})_V = 2,58 \text{ [rad}^{-1}\text{]}$...	sklon vztlakové čáry SOP

$$(C_{Y\beta})_V = -k_V(C_{L\alpha})_V \left(1 + \frac{\partial\sigma}{\partial\beta}\right) \eta_V \frac{S_V}{S} = -1 \cdot 2,58 \cdot 1,173 \cdot \frac{16,814}{127,556} = -0,399$$

$$\left(1 + \frac{\partial\sigma}{\partial\beta}\right) \eta_V = 0,724 + 3,06 \left[\frac{\left(\frac{S_V}{S}\right)}{(1 + \cos\Lambda_{c/4})} \right] + 0,4 \frac{z_W}{z_f} + 0,009A$$

$$\left(1 + \frac{\partial\sigma}{\partial\beta}\right) \eta_V = 0,724 + 3,06 \left[\frac{\left(\frac{16,814}{127,556}\right)}{(1 + \cos(1))} \right] + 0,4 \cdot \frac{1,247}{4,265} + 0,009 \cdot 7,78$$

$$\left(1 + \frac{\partial\sigma}{\partial\beta}\right) \eta_V = 1,173$$

$$C_{Y_r} = \frac{-2 (C_{Y\beta})_V (l_V \cos \alpha + z_V \sin \alpha)}{b}$$

$$C_{Y_r} = \frac{-2 \cdot (-0,399) \cdot (12,417 \cos \alpha + 1,909 \sin \alpha)}{31,496}$$

$$C_{Y_r} = \mathbf{0,315} \text{ [rad}^{-1}\text{]} \quad \dots \text{ pro cestovní režim } \alpha = 0 \text{ [}^\circ\text{]}$$

8.2.9 Derivace bočné síly od klonění C_{Y_p}

dle Lit. [5]

$$C_{Y_p} = \frac{-2 (C_{Y\beta})_V (z_V \cos \alpha - l_V \sin \alpha)}{b}$$

$$C_{Y_p} = \frac{-2 \cdot (-0,399) \cdot (1,909 \cos \alpha - 12,417 \sin \alpha)}{31,469}$$

$$C_{Y_p} = \mathbf{0,0484} \text{ [rad}^{-1}\text{]} \quad \dots \text{ pro cestovní režim } \alpha = 0 \text{ [}^\circ\text{]}$$

8.3 Výpočet stranové dynamické stability

dle Lit. [2]

➤ **Koeficienty** (hodnoty vypočteny v programu MathCad)

$$S_0 = -3,636 \cdot 10^{-5}$$

$$S_1 = 0,52$$

$$S_2 = 1,919$$

$$S_3 = 8,081$$

$$S_4 = 10,607$$

➤ **Rovnice soustavy**

$$S_4 \cdot \lambda_S^4 + S_3 \cdot \lambda_S^3 + S_2 \cdot \lambda_S^2 + S_1 \cdot \lambda_S + S_0 = 0$$

➤ **Kořeny rovnice:** (vypočteny v programu MathCad)

Kořeny rovnice jsou v obecně komplexním tvaru $\bar{\lambda} = \delta + i\bar{\omega}$

$$\lambda_1 = -0,6$$

$$\lambda_2 = -0,0828 - 0,274 \cdot i$$

$$\lambda_3 = -0,0828 - 0,274 \cdot i$$

$$\lambda_4 = -0,0000699$$

8.3.1 Rychlý klonivý pohyb

➤ **Součinitel doznívání**

$$\delta = \frac{\bar{\delta}}{\tau_A} = \frac{-0,6}{0,0098} = -61,22$$

- **Čas potřebný na útlum amplitudy/odchylky na ½**

$$t_{1/2R} = -\frac{0,693}{\delta} = -\frac{0,693}{-61,22} = 0,0113 \text{ [s]}$$

8.3.2 Kymácvý pohyb Dutch Roll

- **Aerodynamická jednotka času**

$$\tau_A = \frac{c_{SAT}}{2 \cdot u_R} = \frac{1,2736}{2 \cdot 65} = 0,0098 \text{ [s]}$$

- **Součinitel doznívání**

$$\delta = \frac{\bar{\delta}}{\tau_A} = \frac{-0,0828}{0,0098} = -8,45$$

- **Vlastní frekvence**

$$\omega = \frac{\bar{\omega}}{\tau_A} = \frac{0,274}{0,0098} = 27,96 \text{ [rad} \cdot \text{s}^{-1}\text{];}$$

- **Čas potřebný na útlum amplitudy/odchylky na ½**

$$t_{1/2R} = -\frac{0,693}{\delta} = -\frac{0,693}{-8,45} = 0,082 \text{ [s]}$$

- **Perioda**

$$T_R = \frac{2 \cdot \pi}{\omega} = \frac{2 \cdot \pi}{27,96} = 0,23 \text{ [s]}$$

- **Logaritmický dekrement útlumu**

$$\vartheta_R = -\delta \cdot T = 8,45 \cdot 0,23 = 1,94$$

- **Počet kmitů**

$$N_{1/2R} = \frac{t_{1/2}}{T} = \frac{0,082}{0,23} = 0,356$$

8.3.3 Spirálový pohyb

- **Součinitel doznívání**

$$\delta = \frac{\bar{\delta}}{\tau_A} = \frac{-0,0000699}{0,0098} = -0,00713$$

- **Čas potřebný na útlum amplitudy/odchylky na 1/2**

$$t_{1/2R} = -\frac{0,693}{\delta} = -\frac{0,693}{-0,00713} = 97,15 \text{ [s]}$$

8.4 Vyhodnocení stranové dynamické stability

Letoun je dynamicky stabilní v rychlých klonivých kmitech a v Dutch Roll pohybech, ale ve spirálovém pohybu je nestabilní. Ale doba potřebná k úpravě je dostatečně dlouhá ($t > 20 \text{ s} \Rightarrow \text{O.K. dle Lit. [2]}$), aby mohla být opravena pilotem.

9. Přehled autopilotů

9.1 UAV Autopilot

9.1.1 Micropilot

dle Lit. [10]

➤ **MP2128^g**

Kompatibilní se systémem MP 2028^g. Nabízí dvojnásobek paměti a dvojnásobek vstupních, výstupních kanálů.

Fyzikální vlastnosti

Hmotnost: 26 g (bez antény GPS)

Rozměry: 10x4x1,5 cm

Obsahuje: integrované 3 – osé gyroskopy a akcelerometry, GPS, barometrický výškoměr, tlakový rychlostní senzor, vše na jedné desce s obvody.

Umožňuje: GPS souřadnicovou navigaci, stabilizace rychlosti letu a výšky, rozsáhlý záznam dat a telemetrie.

4 x servo řízení

➤ **MP2028^g**

Fyzikální vlastnosti

Hmotnost: 28 g (bez antény GPS)

Rozměry: 10x4x1,5 cm

Obsahuje: integrované 3 – osé gyroskopy a akcelerometry, GPS, barometrický výškoměr, tlakový rychlostní senzor, vše na jedné desce s obvody.

Umožňuje: GPS souřadnicovou navigaci, stabilizace rychlosti letu a výšky, ovládání až 24 serv, 1000 programovatelných souřadnic nebo příkazů

➤ **MP 1028^g**

Fyzikální vlastnosti

Hmotnost: 28 g (bez antény GPS)

Rozměry: 10x4x1,5 cm

Obsahuje: integrované 3 – osé gyroskopy a 2 – osé akcelerometry, GPS, barometrický výškoměr, tlakový rychlostní senzor, vše na jedné desce s obvody.

Umožňuje: GPS souřadnicovou navigaci, stabilizace rychlosti letu a výšky, ovládání až 8 serv, 50 programovatelných bodů nebo příkazů

➤ **MP 2028^{XP}**

Fyzikální vlastnosti

Hmotnost: 28 g (bez antény GPS)

Rozměry: 10x4x1,5 cm

Obsahuje: integrované 3 – osé gyroskopy a akcelerometry, GPS, barometrický výškoměr, tlakový rychlostní senzor, vše na jedné desce s obvody.

Umožňuje: GPS souřadnicovou navigaci, stabilizace rychlosti letu a výšky, ovládání až 24 serv, 1000 programovatelných souřadnic nebo příkazů

➤ **Příslušenství a datové spoje**

- ADC (analogově digitální převodník)
- KOMPAS (trojrozměrný kompas, který kompenzuje podélný sklon a příčné klonění; užitečné při létání v silném větru)
- AGL (volitelný ultrazvukový výškoměr, který poskytuje vysoké rozlišení výškové informace)
- Radiomodemy
- 4Hz GPS (nejmodernější globální navigační technologie s vysokou citlivostí)

9.1.2 UNAV

dle Lit. [11]

➤ **UNAV 3550**

Specifikace

Hmotnost: 18 g (36g celý systém)

Rozměry: 2"x1"x0,5"

Operační teplota 0 – 60°C

Serva (3) AIL, ELV, ENBL

Souřadnice 32

Cyklus řízení polohy 50 Hz

➤ UNAV 3500

Specifikace

Hmotnost:	1,5 oz.
Rozměry:	4"x2"x0,8"
Operační teplota	0 – 60°C
Serva	(4) řízení letu, (3) užitečné zatížení
Souřadnice	64
Cyklus řízení polohy	50 Hz

9.2 Komerční autopilot**9.2.1 TL elektronik**

dle Lit. [12]

Tříosý autopilot TL-3924 je samo se kalibrující autopilot. Můžete jednoduše nastavit jakýkoliv kurz, směr nebo pomocí GPS letový plán a nebo let ve stanovené výšce popř. rychlost stoupaní či klesání v m/s (stopa/min). Tímto můžete stoupat, klesat nebo jen udržovat požadovanou výšku. Tříosý autopilot získává klíčové informace ze senzorů, které jsou uvnitř přístroje a dále pak limitního nastavení letadla a tím poskytuje zvýšenou celkovou bezpečnost. Ovládání Tříosého autopilota je snadno přístupné přes externí tlačítka. Když není Tříosý autopilot aktivován, díky konstrukci servopohonů nepocítíte žádný odpor v řízení vašeho letadla.

Základní funkce:

- stáhnutí historie letu
- zapojení kontrolky, která upozorní na odpojení autopilota v případě nouze
- propojení autopilota s interkomem pomocí iFamily® - hlasové upozornění na změnu směru, nouzové odpojení autopilota atd.
- nahraní nejnovější verze programu do autopilota funkce, které pro Vás budeme připravovat

Další funkce:

- určen pro všechny letouny
- 3 externí tlačítka pro zapojení nebo odpojení konkrétních směrů (YAW, PITCH, ROLL), který má autopilot korigovat
- ovládání příčného klonění (PITCH) je možné rovněž pomocí elektrického trimu na výškovce
- měří statický tlak pro udržení konstantní výšky
- komunikuje s libovolnou GPS ve formátu NMEA nebo ARNAV pro udržování trasy letu
- velká přesnost měření a následné korekce letu

- historie měřených hodnot s použitím Scheck® paměti

Technické parametry:

- napájení:	10,0 až 32,0 voltů
- podsvit interní nebo externí:	5V, 12V nebo 24V
- odběr proudu:	50 až 250 mA @ 14 voltů
- maximální napětí a proud signalizace:	30 voltů, 1 ampér
- měřicí rozsah snímače výšky: 31.950ft)	-350m až 9700m (-1150ft až 31.950ft)
- max. úhlová rychlost pro všechny směry:	150°/s
- rozlišení:	1m (3ft) / 1°
- teplotní rozsah:	20°C až 70°C (-4°F až 158° F)
- relativní vlhkost:	95% bez kondenzace
- přetížení:	+/-20 g
- vibrace:	1 až 200 Hz
- váha:	250 gramů (0,55 lbs)
- rozměry:	71x67x45 mm
- průměr otvoru:	57 mm (2 1/4")
- komunikace přes standardní sériový port	RS-232c

9.2.2 Blue mountain avionics

dle Lit. [13]

BMA Autopilot

BMA Autopilot, je plně digitální, samokalibrační dvouosý autopilot navržený speciálně pro EFIS/One a EFIS/Lite. Sada obsahuje dva servopohony, řídicí jednotku a kabeláž.

Určení:

- Sledování zvoleného kurzu
- Sledování zadané trasy prostřednictvím vestavěného GPS přijímače
- Stoupání nebo klesání danou indikovanou rychlostí
- Sledování libovolné vybrané položky
- Udržování zadané výšky letu
- Sledování trasy prostřednictvím externích navigačních signálů VOR

Blue mountain autopilot systém používá interní senzory pro detekci přesného pohybu letadla ve všech třech osách, pro rychlost a nadmořskou výšku.

9.2.3 Tru Track

Dle Lit. [14]

Firma Tru Track nabízí širokou škálu autopilotů. Jednotlivé autopiloty jsou uvedeny v tabulce č. 1, zároveň s možnostmi jejich použití.

Jednoosé řídicí systémy	
Altrak	<ul style="list-style-type: none"> - Udržování stálé výšky - Může být použit s jiným autopilotem
Digitrack	<ul style="list-style-type: none"> - Nastavení trasy - GPS navigační mód
Pictoral Pilot, ADI Pilot	<ul style="list-style-type: none"> - Nastavení trasy - GPS navigační mód - Displej, který souhlasí s umělým horizontem
Víceosé řídicí systémy	
ADI Pilot II	<ul style="list-style-type: none"> - Nastavení trasy - GPS Navigační mód - Udržování stálé výšky - Oprava výšky při změně barometrického tlaku - Zabudovaný povelový umělý horizont
DigiFlight II	<ul style="list-style-type: none"> - Volitelné pouzdro pro montáž - Nastavení trasy - GPS navigační mód - Udržování stálé výšky - Snadné intuitivní uživatelské rozhraní
DigiFlight II G	<ul style="list-style-type: none"> - Volitelné pouzdro pro montáž - Nastavení trasy - GPS navigační mód - Vedení podle GPS - Udržování stálé výšky - Snadné intuitivní uživatelské rozhraní
DigiFlight II VS	<ul style="list-style-type: none"> - Volitelné pouzdro pro montáž - Nastavení trasy - GPS navigační mód - Udržování stálé výšky - Trim pomocí serva - Nastavení vertikální rychlosti - Snadné intuitivní uživatelské rozhraní
DigiFlight II VSG	<ul style="list-style-type: none"> - Volitelné pouzdro pro montáž - Nastavení trasy - GPS navigační mód - Vedení podle GPS - Udržování stálé výšky - Trim pomocí serva - Nastavení vertikální rychlosti - Snadné intuitivní uživatelské rozhraní
DigiFlight VSGV	<ul style="list-style-type: none"> - Volitelné pouzdro pro montáž - Nastavení trasy - GPS navigační mód - Vedení podle GPS - Vertikální vedení podle GPS - Udržování stálé výšky - Trim pomocí serva - Nastavení vertikální rychlosti - Snadné intuitivní uživatelské rozhraní

Rv10 AP	<ul style="list-style-type: none"> - Nastavení trasy - GPS navigační mód - Vedení podle GPS - Udržování stálé výšky - Vertikální vedení podle GPS - Výškový ovladač s 50 ft rozlišení - Nastavení vertikální rychlosti - Zabudovaný digitální výškoměr - Snadné intuitivní uživatelské rozhraní
Sorcerer	<ul style="list-style-type: none"> - Nastavení trasy - GPS navigační mód - Udržování stálé výšky - Nastavení vertikální rychlosti - Vedení podle GPS - Vertikální vedení podle GPS - Zabudovaný digitální výškoměr - Výškový ovladač s 50 ft rozlišení - VOR/LOC/ILS - Zpětný VOR/LOC

Tab. 1 Přehled autopilotů firmy Tru Track a jejich schopností

9.2.4 S-tec

dle Lit. [15]

Jednoosé autopiloty – Roll (příčné klonění)	
System Twenty	<ul style="list-style-type: none"> - Kontrola režimu klonění - Ruční elektrický trim - GPSS ovládání
System Forty	<ul style="list-style-type: none"> - Ruční elektrický trim - Vedení dle VOR/LOC/REV/GPS - GPSS ovládání
System Sixty-One	<ul style="list-style-type: none"> - Navigační režim - Vedení dle VOR/LOC/REV/GPS - Dvojitý režim – navigace/kurz - Ruční elektrický trim - GPSS ovládání
Jednoosé autopiloty – Pitch I Yaw Damper	
System Thirty ALT	<ul style="list-style-type: none"> - Navigační režim - Dvojitý režim – navigace/kurz - Ruční elektrický trim - GPSS ovládání
System Sixty PSS	<ul style="list-style-type: none"> - Automatický elektrický trim - Volení nadmořské výšky - Nastavení vertikální rychlosti - Udržování stálé výšky

Primární dvouosé autopiloty – Roll & Pitch	
System Thirty	<ul style="list-style-type: none"> - Kontrola režimu klonění - Vedení dle VOR/LOC/GPS - Ruční elektrický trim - GPSS ovládání
System Fifty	<ul style="list-style-type: none"> - Udržování stálé výšky - Kontrola režimu výšky zapnout/vypnout - Ruční elektrický trim - GPSS ovládání - Vedení dle VOR/LOC/REV/GPS
Plně funkční dvouosé autopiloty – Roll & Pitch	
System Fifty Five X, Sixty – Two, Sixty-Five	<ul style="list-style-type: none"> - Udržování stálé výšky - Navigační mód - Nastavení vertikální rychlosti - Automatický elektrický pitch trim - Dálkový režim signalizátoru - Výškový přepínač - Vedení podle VOR/LOC/GS/REV/GPS

Tab. 2 Přehled autopilotů firmy S-Tec a jejich schopností

9.3 Porovnání UAV autopilotů a komerčním autopilotům

UAV Autopilot	Komerční autopilot
Výhody	Výhody
<ul style="list-style-type: none"> - Možnost řízení ze země - Lze provést let bez přítomnosti pilota 	<ul style="list-style-type: none"> - Jednoznačnou výhodou pro využití komerčního autopilotu je jeho cena - Ovládací prvky jsou na palubní desce
Nevýhody	Nevýhody
<ul style="list-style-type: none"> - Nevýhodou tohoto typu autopilota je především jeho cena - Během letu nezměníme trasu 	<ul style="list-style-type: none"> - Viz výhody UAV autopilotu (nelze řídit ze země, přítomnost pilota)

Tab. 3 Výhody a nevýhody typů autopilota

9.4 Využití letounu VUT 001 Marabu

Letoun VUT 001 Marabu by měl být schopen:

- Provést let po předdefinované trati (využití pro kontrolu ropovodu, plynovodu, ale také kontrola stavu dálnice apod.)
- Při použití UAV systému můžeme letoun řídit na dálku ze země nebo můžeme provést let bez posádky (letoun může bez posádky doletět na určené místo, udělat fotografie a přiletět nazpět)

9.5 Zástavba autopilota

9.5.1. Požadavky předpisů

dle Lit. [6]

CS-VLA 1301 Funkce a zástavba

Každá část zastavěného vybavení musí -

- (a) Být takového druhu a provedení, které přísluší jeho stanovené funkci;
- (b) Mít štítek s uvedením typového označení, funkce nebo provozního omezení nebo jakoukoliv vhodnou kombinaci těchto údajů;
- (c) Být zastavěna v souladu s provozními omezeními stanovenými pro toto vybavení; a
- (d) Po zástavbě správně fungovat.

CS-VLA 1309 Výstroj, soustavy a zástavby

Výstroj, soustavy a zástavby musí být navrženy tak, aby snížila nebezpečí pro letoun v případě pravděpodobného nesprávné činnosti nebo poruchy.

CS-VLA 1431 Elektronické vybavení

Elektronické vybavení a jeho zástavba nesmí vytvářet nebezpečí způsobem vlastního provozu a vlivem na ostatní části.

9.5.2 Výběr autopilota

Firmám vyrábějící autopiloty jsem posílala dotaz ohledně jejich výrobků, ale bohužel mi neodpověděli, proto nemám dostatečné informace pro provedení zástavby autopilota. Proto v následujících kapitolách jen naznačím zástavbu autopilota.

Zástavbu autopilota můžeme provést ve dvou variantách a to:

- Zástavba komerčního autopilota
- Zástavba UAV autopilota

Z hlediska využití letounu by bylo vhodnější volit zástavbu UAV autopilota.

9.5.3 Návrh zástavby komerčního autopilota

Zvolila jsem produkt firmy Blue Mountain Avionics.

Dodávaný systém obsahuje řídicí jednotku, dva servopohony (servopohon je realizován integrovaným blokem, obsahující DC motor, magnetickou spojku a převodovku) a příslušející kabeláž.

K řídicí jednotce je nutné připojit zobrazovací jednotku EFIS/One nebo EFIS/Lite. Připojení servopohonů do soustavy řízení je prostřednictvím táhla.

10. Závěr

Ve výpočtech bylo pro výpočet statické zásoby použita zadní centráž. Statická zásoba letounu s pevným řízením je 20,612 % a s volným řízením je 17,2 %. Tyto hodnoty statických zásob jsou dostačující.

Při ostatních výpočtech se brala v úvahu poloha těžiště, výpočet proveden vždy pro přední a zadní centráž.

Směrovou statickou stabilitu posuzujeme podle hodnoty derivace součinitele bočivě zatáčivého momentu $C_{n\beta}$. Má-li být letoun směrově staticky stabilní, je nutno, aby $C_{n\beta} > 0$. Příčnou statickou stabilitu posuzujeme zprostředkovaně podle hodnoty derivace součinitele bočivě klonivého momentu $C_{l\beta}$. Má-li být letoun příčně stabilní, je nutno, aby $C_{l\beta} < 0$. Z výsledků vyplývá, že obě tyto podmínky byly splněny a letoun je tedy stranově staticky stabilní.

Podélnou ovladatelnost hodnotí podle přírůstku řídicí síly potřebné ke zvýšení rychlosti z předepsaného výchozího vyváženého režimu letu. Dle lit [3] minimální hodnota gradientu síly alespoň 1,5. Vypočtené hodnoty: 6,2 N pro přední centráž a 2,9 N pro zadní centráž tuto podmínku splňují.

Podélnou obratnost posuzuje podle velikosti řídicí síly potřebné ke změně násobku \underline{n} o jednotku. Vypočtené hodnoty jsou 15,93N pro přední centráž a 6,29 N pro zadní centráž. Dle předpisu nesmí řídicí síla v podélném řízení přesáhnout hodnotu 20 N.

Při výpočtu dynamické stability jsem volila zadní centráž. Letoun je podélně dynamicky stabilní a to jak v rychlých kmitech, tak i v pomalých kmitech. Letoun je stranově dynamicky stabilní v rychlých klonivých kmitech a v Dutch Roll pohybech, ale ve spirálovém pohybu je nestabilní. Ale doba potřebná k úpravě je dostatečně dlouhá.

Výpočty jsou ovlivněny použitými metodami (přesnost odečítání z grafů – sestaveny na základě statistik)

Dalším úkolem bylo zabudování autopilota. Jak už jsem uvedla výše, na moje dotazy firmy vyrábějící autopiloty nereagovaly, proto nemám potřebné informace k zabudování autopilota. Přehled jednotlivých firem jejich produktů jsou uvedeny v kapitolách 9.1 a 9.2 a v jejich podkapitolách.

11. Seznam použité literatury

- [1] DANĚK, M.: Letové vlastnosti
Vojenská technická akademie, 1953
- [2] Přednášky a cvičení s předmětu Mechanika letu II
- [3] DANĚK,V.: Projektování letadel
Skripta VUT Brno, 1991
- [4] DANĚK,M.: Mechanika letu
Skripta VUT Brno, 1985
- [5] ROSKAM, J.: Airplane Desighn
- [6] Předpis EASA CS-VLA Certification ,Specification For Very Light
Aeroplanes
- [7] Píštěk, A.: Technická specifikace – zadání letounu VUT 001 Marabu, č.
zprávy LU53/2006, Letecký ústav, VUT v Brně, Brno 2006
- [8] Pešák, M.: Hmotnostní rozbor a odhad centrází VUT 001 Marabu, č.
zprávy LU08-2007-001-W, Letecký ústav, VUT v Brně, Brno 2007
- [9] Podklady k letounu VUT 001 Marabu
- [10] www.mikropilot.com
- [11] www.auvm.com
- [12] www.tl-elektronik.com
- [13] www.bluemountainnavionics.com
- [14] www.trutrackflightssystem.com
- [15] www.s-tec.com

12. Přehled použitého označení

c	[m]	Hloubka křídla v daném řezu
C_L	[-]	Součinitel vztlaku
C_{l_n}	[-]	Hodnota normálního součinitele vztlaku
C_{l_0}	[-]	Hodnota nulového součinitele vztlaku
$C_{l_{krsym}}$	[-]	Hodnota symetrického součinitele vztlaku od výchylky křídélka (nulový)
$C_{l_{krantis}}$	[-]	Hodnota antisymetrického součinitele vztlaku od výchylky křídélka
$C_{l_{tlum}}$	[-]	Hodnota místního součinitele od tlumení
$C_{L_{akř}}$	[rad ⁻¹]	Sklon vztlakové čáry křídla
$C_{L_{akř_tr}}$	[rad ⁻¹]	Sklon vztlakové čáry křídlo-trup
$C_{L_{\alpha}}$	[rad ⁻¹]	Sklon vztlakové čáry letounu
$C_{L_{\alpha vop}}$	[rad ⁻¹]	Sklon vztlakové čáry VOP
$C_{Y\beta_{sop}}$	[rad ⁻¹]	Sklon vztlakové čáry SOP
$C_{m_0 \text{ kř-tr}}$	[-]	Součinitel klopného momentu křídlo-trup při $c_L=0$
k_{vop}	[-]	Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP
k_{sop}	[-]	Součinitel snížení dynamického tlaku na SOP
\bar{L}_{vop}	[m]	Rameno VOP ~ těžiště – AS _{vop} ($x_{AC_{vop}}$)
\bar{L}_{vop}	[m]	Rameno VOP ~ AS _{kř-tr} ($x_{AC_{kř tr}}$) – AS _{vop} ($x_{AC_{vop}}$)
\bar{L}_{sop}	[m]	Rameno SOP ~ těžiště – AS _{sop} ($x_{AC_{sop}}$)
\bar{V}_{vop}	[-]	Mohutnost VOP ~ těžiště – AS _{vop} ($x_{AC_{vop}}$)
\bar{V}_{vop}	[-]	Mohutnost VOP ~ AS _{kř-tr} ($x_{AC_{kř tr}}$) – AS _{vop} ($x_{AC_{vop}}$)
\bar{V}_{sop}	[-]	Mohutnost SOP ~ těžiště – AS _{sop} ($x_{AC_{sop}}$)
$x_{ACKř}$	[-]	Poloha aerodynamického středu křídla vztaženo k SAT
$x_{ACKř tr}$	[-]	Poloha aerodynamického středu křídlo-trup vztaženo k SAT
x_{AC}	[-]	Poloha aerodynamického středu letounu vztaženo k SAT
x_T	[-]	Poloha těžiště letounu vztaženo k SAT
y	[m]	Poloha řezu po rozpětí křídla
$\alpha_0 \text{ kř}$	[°]	Úhel nulového vztlaku k řídla vztaženo k ZRT
α_0	[°]	Úhel nulového vztlaku letounu vztaženo k ZRT
η_{kl}	[°]	Výchylka klapek
ε_0	[°]	Úhel zešikmění na VOP pro $\alpha = 0^\circ$
$d\varepsilon/d\alpha$	[-]	Derivace úhlu zešikmění v místě VOP
I_x	[kg·m]	Moment setrvačnosti k ose x
I_y	[kg·m]	Moment setrvačnosti k osy y
$\Delta \bar{x}_{NTR}$	[-]	Vliv trupu na neutrální bod
\bar{x}_{NVOP}	[-]	Příspěvek VOP k neutrálnímu bodu
\bar{x}_{Nvrt}	[-]	Příspěvek vrtule k neutrálnímu bodu
D_{vrt}	[m]	Průměr disku vrtule
\bar{x}_N	[-]	Neutrální bod
σ_N	[-]	Statická zásoba s pevným řízením
$\partial \alpha_{VOP}$	[rad ⁻¹]	Účinnost výškového kormidla
$\frac{\partial \delta}{\partial \alpha}$	[rad ⁻¹]	Derivace součinitele vztlaku VOP podle výchylky VK
$C_{L_{\delta}}$	[rad ⁻¹]	Derivace součinitele vztlaku letadla podle výchylky VK
$C_{H_{\delta}}$	[rad ⁻¹]	Derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle výchylky VK

$C_{H_{\alpha_{VOP}}}$	[rad ⁻¹]	Derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle úhlu náběhu letounu v místě VOP
$C_{H_{\alpha}}$	[rad ⁻¹]	Derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle úhlu náběhu VOP
$C'_{L_{\alpha}}$	[rad ⁻¹]	Sklon vztlakové čáry letounu s volným řízením
f	[-]	Faktor uvolnění kormidla
\bar{x}_N'	[-]	Poloha neutrálního bodu s volným řízením
l^*_{VOP}	[m]	Vzdálenost AS_{VOP} za neutrálním bodem letounu s pevným řízením
σ_N'	[-]	Podélná statická zásoba letounu s volným řízením pro zadní polohu těžiště
χ	[-]	Derivace úhlu zešikmení proudu podle úhlu vybočení na SOP
Γ	[°]	Vzepětí křídla
i_L	[-]	Počet listů vrtule
L_{vrt}	[m]	Vzdálenost disku vrtule od těžiště letounu ve směru osy x
l_{D-SAT}	[m]	Vzdálenost mezi diskem vrtule a NH SAT
$C_{n_{\beta}}$	[rad ⁻¹]	Bočivě-zatáčivá derivace letounu
r_{tr}	[m]	Poloměr obsané kružnice trupu
$h_{kř-s}$	[m]	Svislá vzdálenost mezi středem průměru trupu a osou křídla
$c_{l_{\beta}}$	[rad ⁻¹]	Bočivě-klonivá derivace
$C_{m_{\delta}}$	[rad ⁻¹]	Derivace součinitele klopivého momentu podle výchylky VK
$F_V^{10\%}$	[N]	Řídící síla na 10 %
k_V	[-]	Součinitel převodu
S_V	[m ²]	Plocha výškového kormidla za osou otáčení
C_{L_q}	[rad ⁻¹]	Derivace součinitele vztlaku letounu podle bezrozměrné úhlové rychlosti klopení
C_{m_q}	[rad ⁻¹]	Derivace tlumení klopení
\bar{x}_D	[-]	Dynamický bod s pevným řízením
μ	[-]	Bezrozměrná hmotnost
σ_D	[-]	Dynamická zásoba s pevným řízením
C_{H_q}	[rad ⁻¹]	Derivace součinitele závěsového momentu výškového kormidla podle bezrozměrné úhlové rychlosti klopení
\bar{x}_D'	[-]	Dynamický bod s volným řízením
σ_D'	[-]	Dynamická zásoba s volným řízením
$\frac{\Delta F_V}{n-1}$	[N]	Řídící síla na násobek výškového kormidla
S	[m ²]	Plocha křídla
b	[m]	Rozpětí křídla
c_{SAT}	[m]	Střední aerodynamická těživa
τ_A	[s]	Aerodynamická jednotka času
δ	[-]	Součinitel doznívání
ω	[rad · s ⁻¹]	Vlastní frekvence
$t_{1/2R}$	[s]	Čas potřebný na útlum amplitudy/odchylky na ½
ϑ_R	[-]	Logaritmický dekrement útlumu
$N_{1/2R}$	[-]	Počet kmitů

C_{n_p}	[rad ⁻¹]	Klonivě zatáčivá derivace
C_{l_p}	[rad ⁻¹]	Derivace tlumení klonění
C_{n_r}	[rad ⁻¹]	Derivace tlumení zatáčení
C_{l_r}	[rad ⁻¹]	Derivace zatáčivě klonivá
C_{y_β}	[rad ⁻¹]	Derivace bočné síly
C_{Y_r}	[rad ⁻¹]	Derivace bočné síly od zatáčení
C_{Y_p}	[rad ⁻¹]	Derivace bočné síly od klonění

Přehled zkratk:

VOP	Vodorovná ocasní plocha
SOP	Svislá ocasní plocha
VK	Výškové kormidlo
AS	Aerodynamický střed
SK	Směrové kormidlo
NB	Neutrální bod

13. Seznam příloh

Příloha 1	Závěsové momenty
Příloha 2	Stanovení příspěvku trupu

Příloha 1
Závěsové momenty

Závěsový moment směrového kormidla

dle Lit.[1], tab. 3.5.1. a Lit. [2],

$S_{SOP} = 1,562 [m^2]$...	plocha SOP
$S_{SK} = 0,559 [m^2]$...	plocha směrového kormidla
$S_{oo} = 0,06 [m^2]$...	plocha mezi NH a osou otáčení směr.kormidla
$a_{SOP} = 2,58 [rad^{-1}]$...	sklon vztlakové čáry SOP
$F_1 = 0,42$...	koeficienty získané z tabulky
$F_2 = 0,58$		
$\delta_s = \mp 30[^\circ]$...	výchylka směrového kormidla

derivace:

$$c_{H\beta_{SOP}} = -0,12 \cdot F_1 \cdot a_{SOP} \cdot \frac{S_{SK}}{S_{SOP}} = -0,12 \cdot 0,42 \cdot 2,58 \cdot \frac{0,559}{1,562} = -0,0465 [rad^{-1}]$$

$$c_{H\delta} = -0,14 \cdot F_2 \cdot a_{SOP} = -0,14 \cdot 0,58 \cdot 2,58 = -0,21 [rad^{-1}]$$

Součinitel závěsového momentu

$$c_{H_S} = c_{H\beta_{SOP}} \cdot \beta_{SOP} + c_{H\delta_s} \cdot \delta_s$$

$$c_{H_S} = -0,11 \quad \text{pro } \beta=0 \text{ a výchylku SK } +30 [^\circ]$$

$$c_{H_S} = 0,11 \quad \text{pro } \beta=0 \text{ a výchylku SK } -30 [^\circ]$$

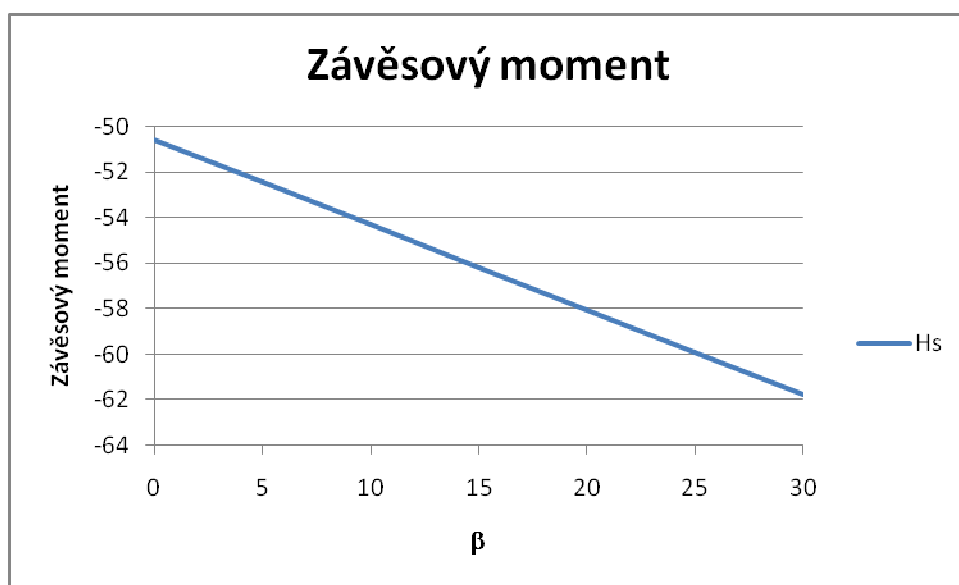
Závěsový moment

$$H_S = c_{H_S} S_S k_{SOP} c_S q = -0,11 \cdot 0,559 \cdot 1 \cdot 0,318 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot (65)^2 = -50,6$$

$$H_S = -50,6 [Nm] \quad \dots \quad \text{pro } \beta = 0^\circ \text{ a výchylku SK } +30^\circ$$

β		
0	-0.10996	-50.5813
5	-0.11401	-52.448
10	-0.11807	-54.3146
15	-0.12213	-56.1813
20	-0.12619	-58.048
25	-0.13025	-59.9147
30	-0.1343	-61.7814

Tab. 3 Závěsový moment



Graf 1. Závislost závěsového momentu na úhlu vybočení

Závěsový moment výškového kormidla

dle Lit:[2]

Zvolen cestovní režim letu, zadní centráž

$$C_{HV} = C_{H\alpha_{VOP}}\alpha_{VOP} + C_{H\delta}\delta_V$$

$$C_{H\alpha_{VOP}} = -0,12 [1/rad] \quad \dots \text{ vypočteno již v odstavci 4.1.2.2}$$

$$C_{H\delta} = -0,39 [1/rad] \quad \dots \text{ vypočteno již v odstavci 4.1.2.2}$$

$$\alpha_{VOP} = \alpha_{KT} + \varphi_{VOP} - \varepsilon = \alpha_{KT} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + (\varphi_{VOP} - \varepsilon_0)$$

$$\alpha_{KT} \approx \alpha_{K\check{R}}$$

Ve výpočtu $\alpha_{K\check{R}}$ zahrnut i úhel nulového vztlaku křídla

$$\alpha_{K\check{R}} = \frac{C_L}{a_{K\check{R}}} = \frac{0,14}{5,217} = 0,027 [rad^{-1}] = 1,55 [^\circ]; \alpha_{KT} = 1,55 + 3,5 = 5,05 [^\circ]$$

$$\alpha_{KT} = 0,088 [rad^{-1}]$$

$$\alpha_{VOP} = \alpha_{KT} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + (\varphi_{VOP} - \varepsilon_0) = 0,088 \cdot (1 - 0,3015) + (-0,0175 - 0)$$

$$\alpha_{VOP} = 0,044 [rad^{-1}] = 2,52 [^\circ]$$

$\varphi_{VOP} = -1 [^\circ] = -0,0175 [rad^{-1}] \quad \dots \text{ úhel mezi čárou nulového vztlaku VOP}$
vůči čáře nulového vztlaku křídla

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_{KT}$$

$$\varepsilon_0 = \frac{2 a_{KT} \varphi_{KT}}{\pi A} = \frac{2 \cdot 5,217 \cdot 0 \cdot \frac{\pi}{180}}{\pi \cdot 7,78} = 0 [rad]$$

$\varphi_{KT} = 0 [^\circ] \quad \dots \text{ úhel nastavení křídlo-trup}$

Součinitel závěsového momentu

$$C_{HV} = C_{H\alpha_{VOP}}\alpha_{VOP} + C_{H\delta}\delta_V = -0,12 \cdot 0,044 + (-0,39) \cdot \frac{-30 \text{ nebo } 25}{57,3}$$

$$C_{HV} = 0,198 \dots \text{ pro výchylku } -30 [^\circ]$$

$$C_{HV} = -0,175\dots \text{ pro výchylku } 25 [^\circ]$$

Závěsový moment

$$H_V = C_{HV}k_{VOP}S_Vc_Vq$$

$$H_V = 136 [Nm] \quad \text{pro výchylku } -30 [^\circ]$$

$$H_V = -120,3[Nm] \quad \text{pro výchylku } 25 [^\circ]$$

Příloha 2
Stanovení příspěvku trupu

Tab.4. Stanovení příspěvku trupu

Úsek	Vzdálenost od poč. tr.[m]	Δx [mm]	b_{tr} [m]	\bar{x} [m]	x_1 [m]	x_2 [m]	$\frac{x}{c}$	$\frac{\bar{x}}{c}$	$\frac{d\delta}{d\alpha}$	$\frac{a}{4.5} \cdot \frac{d\delta}{d\alpha}$	$b_{tr}^2 \cdot \frac{d\delta}{d\alpha} \cdot \Delta x$	$\sum b_{tr}^2 \cdot \frac{d\delta}{d\alpha} \cdot \Delta x$	\bar{x}_{NTR}
1	0.4	0.4	0.4		2.6		1.733333		1.075	1.246283	0.079762133		
2	0.8	0.4	0.534		2.2		1.466667		1.125	1.30425	0.148765885		
3	1.2	0.4	0.621		1.8		1.2		1.175	1.362217	0.210130639		
4	1.6	0.4	0.685		1.4		0.933333		1.2	1.3912	0.261114328		
5	2	0.4	0.727		1		0.666667		1.3	1.507133	0.318625469		
6	2.4	0.4	0.751		0.6		0.4		1.4	1.623067	0.366164489		
7	2.8	0.4	0.752	0.4	0.2			0.266667	3.3	3.8258	0.865402081		
8													
9													
10	4.3	0.42825	0.78			0.214125			0.043605		0.011361253	2.323451	-0.0464
11	4.72825	0.42825	0.382			0.642375			0.130816		0.008174948		
12	5.1565	0.42825	0.35			1.070625			0.218027		0.011437817		
13	5.58475	0.42825	0.308			1.498875			0.305237		0.012400423		
14	6.013	0.42825	0.258			1.927125			0.392448		0.011187137		
15	6.44125	0.42825	0.2			2.355375			0.479659		0.008216554		
16	6.836	0.3955	0.138			2.73375			0.556713		0.004193105		
17	7.273	0.437	0.102			3.1915			0.649931		0.002954942		
18	7.71	0.437	0.105			3.6285			0.738923		0.003560078		