



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

VÝPOČET STABILITY A ŘIDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

CALCULATION OF STABILITY AND CONTROL OF THE L-13 SE VIVAT MOTOR GLIDER

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. JAN FREISLEBEN

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. VLADIMÍR DANĚK, CSc.

BRNO 2010

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2009/2010

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Jan Freisleben

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

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

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

Výpočet stability a říditelnosti motorového kluzáku L-13 SE Vivat

v anglickém jazyce:

Calculation of stability and control of the L-13 SE Vivat motor glider

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Proveďte podrobný výpočet podélné a stranové stability a říditelnosti motorového kluzáku L-13 SE Vivat. Na základě požadavků předpisu CS-22 a dalších doporučení a kritérií vyhodnoťte míru stability a říditelnosti. Při řešení se zvláště zaměřte na porovnání různých metod stanovování aerodynamických derivací dle DATCOM, ESDU, AAA a dalších zdrojů.

Nakreslete celkovou dispozici motorového kluzáku.

Cíle diplomové práce:

Početně stanovit nejpravděpodobnější parametry podélné a stranové stability a říditelnosti daného typu letadla. Porovnat různé metody výpočtu podkladů pro řešení podélné a stranové stability a říditelnosti.

Seznam odborné literatury:

- [1] USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, Fairborn
- [2] Daněk, M.: Letové vlastnosti, tabulky skript VTA Brno, 1956
- [3] Advanced Aircraft Analysis, User's Manual.
- [4] ESDU (Engineering Science Data Unit) Aerodynamics, Vol.9-Stability of Aircraft, ESDU International, Ltd., 1987

Vedoucí diplomové práce: doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

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

V Brně, dne 20.11.2009

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Abstrakt

Tato diplomová práce se zabývá výpočtem stability a říditelnosti motorového kluzáku L-13 SE Vivat. Dále porovnáním různých metod stanovování aerodynamických derivací.

Klíčová slova

Stabilita, říditelnost, motorový kluzák L-13 SE Vivat, aerodynamické derivace

Abstract

This diploma thesis deals with the calculation of stability and control of the L-13 SE Vivat Powered Glider. Furthermore comparing different methods of determining the aerodynamic derivatives.

Keywords

Stability, control, powered glider L-13 SE Vivat, aerodynamic derivatives

Bibliografická citace

FREISLEBEN, J. Výpočet stability a říditelnosti motorového kluzáku L-13 SE Vivat. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 119 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Čestné prohlášení

„Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci zpracoval samostatně s použitím odborné literatury.“

V Brně dne

.....

Jméno

Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval těm, kteří mi přispěli svou pomocí k vypracování této práce. Zejména chci poděkovat doc. Ing. Vladimíru Daňkovi, CSc. za vstřícný přístup a cenné rady. Dále bych chtěl poděkovat Ing. Martinu Kouřilovi, Ph.D. za poskytnutí cenných rad a materiálů, které mi pomohli ve vypracování této práce.

Obsah

1. ÚVOD.....	3
2. POPIS LETOUNU.....	4
3. POPIS KONSTRUKCE.....	5
4. TŘÍPOHLEDOVÝ NÁKRES LETOUNU.....	6
5. ROZBOR POŽADAVKU PŘEDPISU CS 22.....	7
6. ZÁKLADNÍ TECHNICKÉ ÚDAJE.....	7
6.1. Vnější rozměry.....	7
6.2. Výchyly kormidel.....	8
6.3. Hmotnostní údaje.....	9
6.4. Pohonná jednotka.....	9
6.5. Základní údaje o vrtuli.....	9
6.6. Přehled základních aerodynamických dat.....	9
6.7. Charakteristiky křídla.....	9
7. SOUŘADNICOVÉ SOUSTAVY.....	10
8. HMOTNOSTI A CENTRÁŽE.....	11
9. MOHUTNOST OCASNÍCH PLOCH.....	12
10. ZÁKLADNÍ POJMY - STABILITA.....	13
11. PODÉLNÁ STABILITA.....	14
11.1. Podélná statická stabilita.....	14
11.1.1. Základní aerodynamická data.....	15
11.1.2. Výpočet aerodynamického středu letounu.....	17
11.1.3. Pevné řízení.....	17
11.1.4. Volné řízení.....	20
12. PODÉLNÁ ŘÍDITELNOST.....	23
12.1. Podélná obratnost.....	23
12.1.1. Výpočet dynamického bodu letounu.....	23
12.1.2. Řídící síla na násobek výškového kormidla.....	28
12.1.3. Výchylka výškového kormidla na násobek.....	29
12.2. Podélná ovladatelnost.....	31

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

12.2.1. Řídící síla na 10 %.....	31
12.3. Stranová obratnost.....	33
12.3.1. Příčná úhlová obratnost	33
13. STRANOVÁ STABILITA	35
14. STRANOVÁ STATICKÁ STABILITA.....	36
14.1. Směrová statická stabilita	36
14.1.1. Bočivě zatáčivá derivace $Cn\beta$	36
14.2. Příčná statická stabilita	42
14.2.1. Bočivě klonivá derivace $Cl\beta$	42
15. DYNAMICKÁ STABILITA.....	46
15.1. Podélná dynamická stabilita.....	47
15.1.1. Vstupní hodnoty:	47
15.2. Stranová dynamická stabilita	50
15.2.1. Vstupní hodnoty:	51
15.2.1. Výpočet stabilitních derivací dle lit. [1] a [4]	53
16. VÝSLEDNÉ HODNOTY PODÉLNÉ DYNAMICKÉ STABILITY.....	61
17. VÝSLEDNÉ HODNOTY STRANOVÉ DYNAMICKÉ STABILITY	62
18. ZÁVĚSOVÉ MOMENTY A SÍLY V ŘÍZENÍ KORMIDEL	63
18.1. Závěsový moment směrového kormidla.....	63
18.2. Závěsový moment výškového kormidla	65
18.3. Závěsový moment křídélka	67
19. STANOVENÍ AERODYNAMICKÝCH DERIVACÍ DLE DATCOM	70
19.1. Úvod.....	70
19.2. Výpočet stabilitních derivací.....	70
19.2.1. Základní aerodynamická data.....	70
19.2.2. Výpočet podélné dynamické stability.....	74
19.2.3. Výpočet stranové dynamické stability.....	80
20. SROVNÁNÍ RŮZNÝCH METOD VÝPOČTU	100
21. ZÁVĚR.....	101
22. SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY	102
23. SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ.....	103
24. SEZNAM PŘÍLOH	107

1. ÚVOD

Cílem diplomové práce je početně stanovit nejpravděpodobnější parametry podélné a stranové stability a říditelnosti motorového kluzáku L-13 SE Vivat a ověřit získané výsledky jinou výpočtovou metodou. K ověření vypočtených hodnot jsem si po domluvě zvolil literaturu USAF Stability and Control DATCOM.

2. POPIS LETOUNU

L-13 SE Vivat je dvoumístný celokovový motorový kluzák českého výrobce Aerotechnik Kunovice se sedadly vedle sebe. Je určen pro výcvik budoucích pilotů, k rekreačnímu a turistickému létání.

Vznikl přestavbou kluzáku L-13 Blaník a zabudováním pohonné jednotky do přídě trupu. Křídlo je lichoběžníkového průřezu se záporným šípem. Je opatřeno vztlačovými klapkami, křídélky a brzdícími klapkami. Vztlačové klapky a křídélka jsou z části potažena plátnem.

Kluzák má hlavní jednokolový zatahovací podvozek, říditelné zádové kolo a opěrné zatahovací podvozky na koncích křídel. Vybaven motorem Walter Mikron III a pevnou dvoulistou vrtulí.



Obr.1 Kluzák L-13 SE Vivat dle [5]

3. POPIS KONSTRUKCE

Trup

Konstrukci trupu tvoří příhradová střední část, svařená z chrommolybdenových ocelových trubek, ke které je pevně připojena zadní část z duralových plechů. Střední část je zakryta ze skelného laminátu. Na čtyřech závěsech první přepážky je zavěšeno motorové lože pohonné jednotky. Střední příhradová část přenáší všechna významná zatížení za letu i při pohybu po zemi. Zadní část trupu tvořena skořepinou.

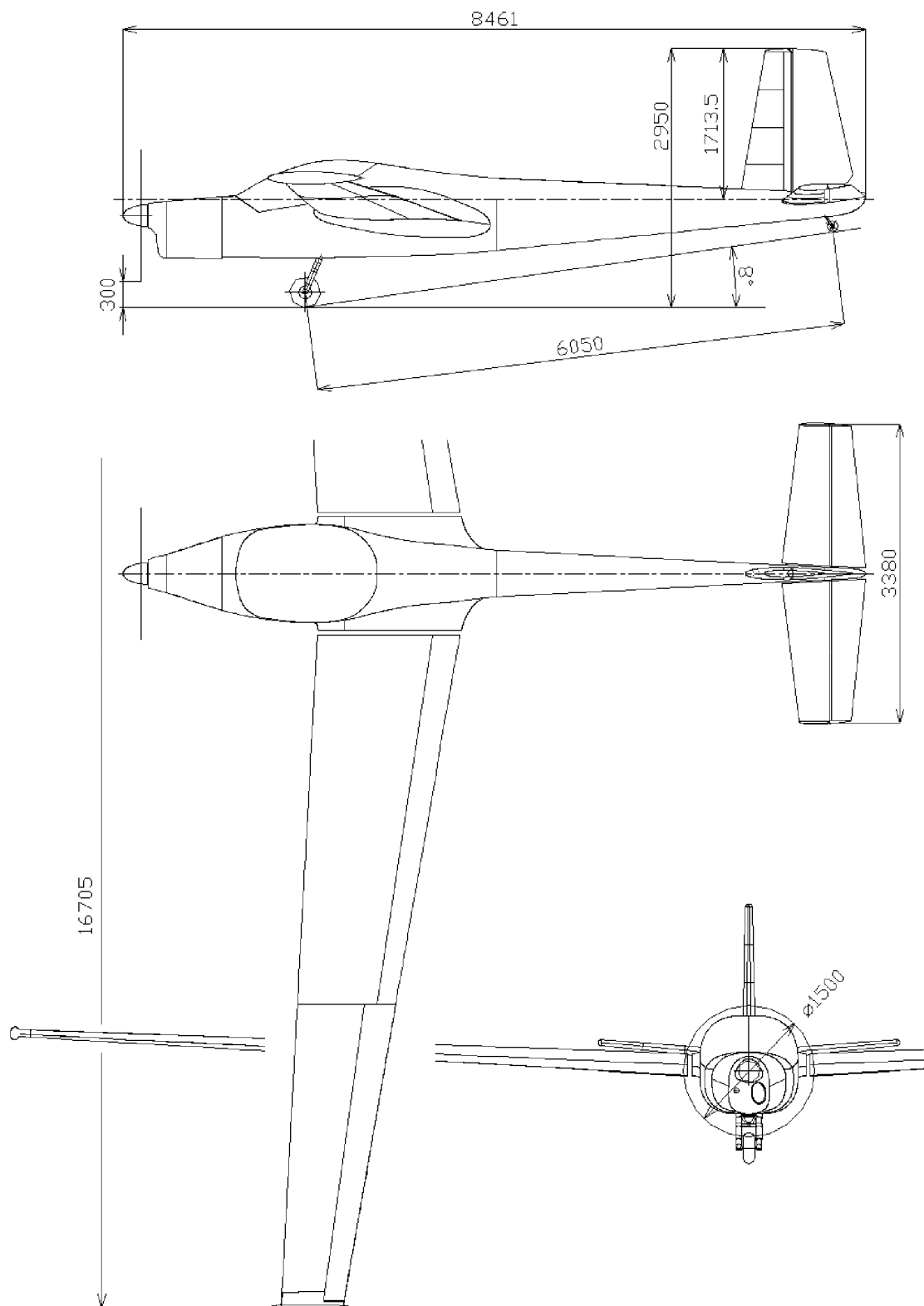
Křídlo

Křídlo je konstrukčně převzato z kluzáku L-13 Blaník. Klasická jednonosíková celokovová konstrukce nýtovaná z duralu, závěsná kování ocelová. Křídlo je opatřeno křídélky, vzdušnými brzdami a vztlakovými klapkami. Křídélka jsou potažena leteckým plátnem (TESIL). Koncová část křídel vybavena zatažitelnými podvozky.

Ocasní plochy

Ocasní plochy jsou klasického typu. Tvoří duralové pevné části, stabilizátor, kýl a kormidla, potažená plátnem. Vodorovné ocasní plochy jsou sklopné směrem nahoru pro usnadnění transportu demontovaného motorového kluzáku. Výškové kormidlo opatřeno vyvažovací ploškou.

4. TŘÍPOHLEDOVÝ NÁKRES LETOUNU



Obr.2 Třípohledový nákres letounu se základními rozměry

5. ROZBOR POŽADAVKU PŘEDPISU CS 22

Předpis CS 22 je předpis ukládající podmínky, které musí letoun splňovat, aby byl certifikován pro danou kategorii. Tento předpis určuje požadavky, které musí být prokázány buď výpočtem, zkouškou nebo měřením. Je rozdělen do několika částí. Jednotlivé části popisují, jaké požadavky jsou kladeny na jednotlivé části letounu včetně letových výkonů a vlastností.

Úkolem je dokázat výpočtem, že letoun splňuje požadavky podélné, stranové statické i dynamické stability. Dále musí letoun splňovat kritéria ovladatelnosti a obratnosti.

6. ZÁKLADNÍ TECHNICKÉ ÚDAJE

6.1. Vnější rozměry

Trup

Délka trupu	l_{TR}	8,461	[m]
-------------	----------	-------	-----

Křídlo

Plocha křídla	S	20,157	[m ²]
---------------	-----	--------	-------------------

Rozpětí křídla	b	16,705	[m]
----------------	-----	--------	-----

Štíhlost křídla	A	13,844	[1]
-----------------	-----	--------	-----

Úhel šípů	Λ	-5	[°]
-----------	-----------	----	-----

Úhel vzepětí	Γ	3	[°]
--------------	----------	---	-----

Střední aerodynamická tětiva SAT	C_A	1,2764	[m]
----------------------------------	-------	--------	-----

Plocha křídélka	$S_{křid}$	0,95	[m ²]
-----------------	------------	------	-------------------

Plocha vztlakové klapky	S_{kl}	2,25	[m ²]
-------------------------	----------	------	-------------------

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

Vodorovné ocasní plochy

Plocha VOP	S_{VOP}	2,658	[m ²]
Rozpětí VOP	l_{VOP}	3,380	[m]
Štíhlost VOP	A_{VOP}	4,298	[1]
Úhel šípu	Λ_{VOP}	0	[°]
Úhel vzepětí	Γ_{VOP}	5	[°]
Střední aerodynamická tětíva SAT	$C_{A_{VOP}}$	0,801	[m]
Plocha kormidla	S_{VK}	1,132	[m ²]

Svislé ocasní plochy

Plocha SOP	S_{SOP}	1,616	[m ²]
Rozpětí SOP	l_{SOP}	1,6	[m]
Štíhlost SOP	A_{SOP}	1,584	[1]
Střední aerodynamická tětíva SAT	$C_{SAT_{SOP}}$	1,042	[m]
Plocha kormidla	S_{SK}	1,132	[m ²]

6.2. Výchyly kormidel

Výškové kormidlo	nahoru	-34	[°]
	dolů	25	[°]
Směrové kormidlo		±30	[°]
Křídélka	nahoru	-34	[°]
	dolů	13	[°]
Vztlakové klapky	vzlet	8,5	[°]
	přistání	8,5	[°]
Vyvažovací ploška	nahoru	12	[°]
	dolů	35	[°]

6.3. Hmotnostní údaje

Prázdná hmotnost	470	[kg]
Max. vzletová	700	[kg]

6.4. Pohonná jednotka

Motor Walter Mikron III

Max. výkon 48 kW při 2600 ot/min

6.5. Základní údaje o vrtuli

Typ	V 218	
Průměr	1,5	[m]
Směr otáčení	vlevo	
Hmotnost vlastní vrtule	3,2	[kg]
Hmotnost příslušenství	6,1	[kg]

6.6. Přehled základních aerodynamických dat

Kořenový profil křídla

Označení	NACA 63 ₂ A615	
Úhel náběhu pro $C_L = 0$	-4,8	[°]

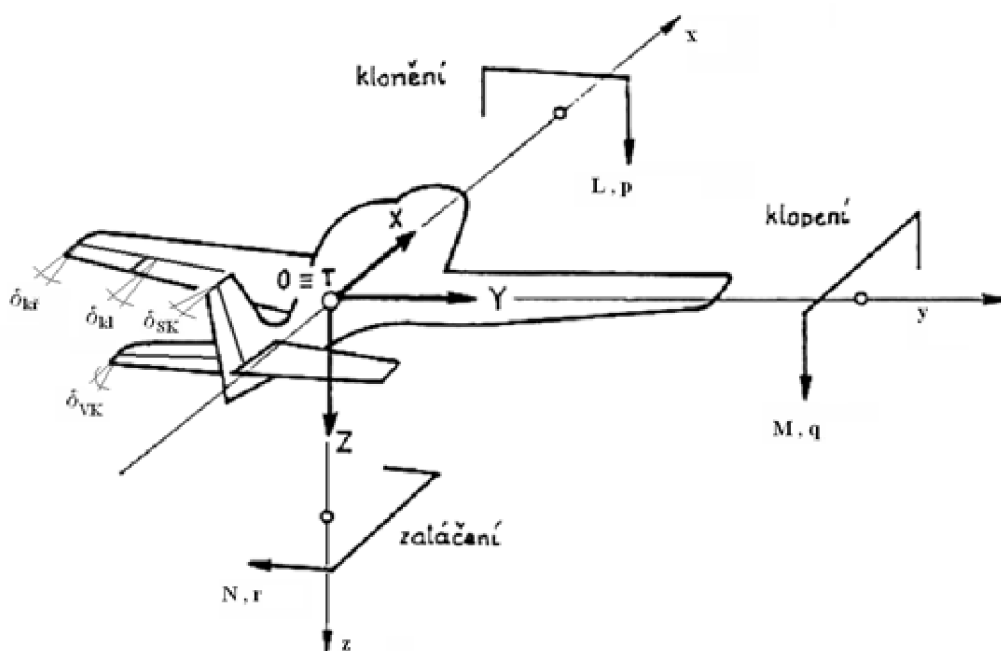
Koncový profil křídla

Označení	NACA 63 ₂ A612	
Úhel náběhu pro $C_L = 0$	-4,75	[°]

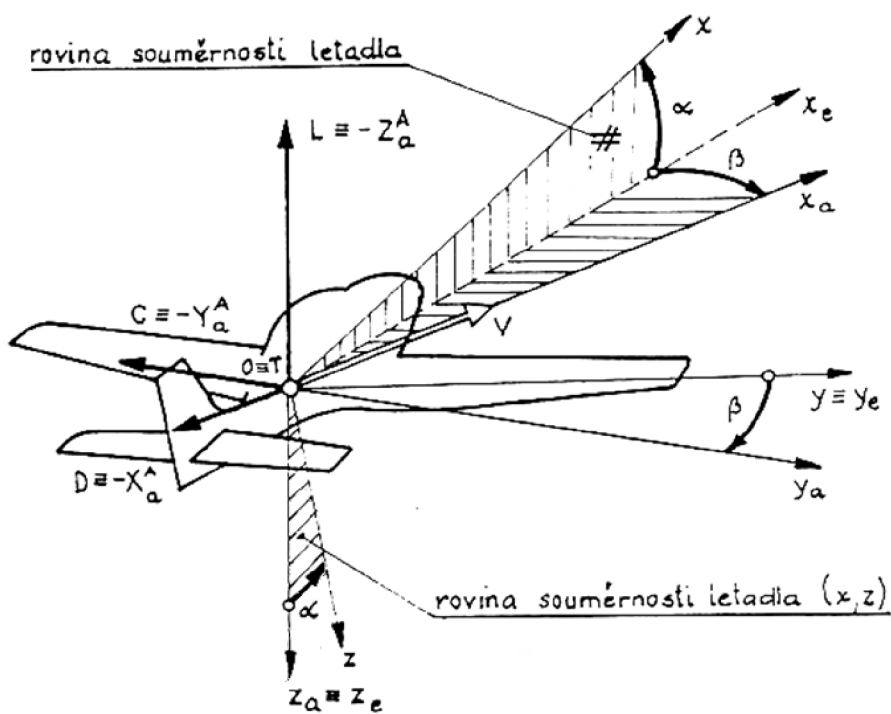
6.7. Charakteristiky křídla

Úhel nulového vztlaku křídla vůči těživě	$\alpha_{0_{KR}}$	-2,65	[°]
Sklon křivky vztlaku křídla	a	5,157	[1/rad]

7. SOUŘADNICOVÉ SOUSTAVY



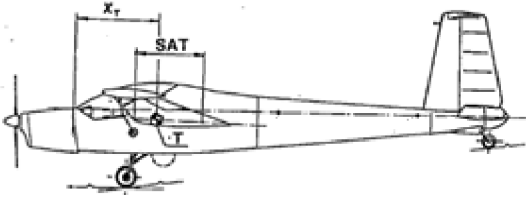
Obr.3 Definice kladných směrů letových veličin a výchylek orgánů řízení. Převzato z [2].

Obr.4 Aerodynamická (x_a, y_a, z_a) , letadlová souřadnicová soustava (x, y, z) . Úhly ofukování letadla. Definice kladných aerodynamických sil draku (D, C, L) . Převzato z [2].

8. HMOTNOSTI A CENTRÁŽE

Výpočet rozsahu centrání proveden dle [6], dle následujícího postupu.

Krajní přední centrání	Hmotnost	Rameno	Moment	
	[kg]	[mm]		
Prázdná hmotnost	492	1331	654852	
Posádka	193	1030	198790	
Zavazadla	0	1630	0	
Palivo (přepočít I na kg) 0	0	2200	0	
Celkem	685		853642	



		[mm]	[1]
		$X_T(\text{od požární stěny})$	$X_T(\text{SAT})$
	$X_T = \frac{\text{Celkový moment}}{\text{Vzletová hmotnost}} = \frac{853642}{685}$	1246,192701	0,2634

minimální hmotnost			
Krajní zadní centrání	Hmotnost	Rameno	Moment
	[kg]	[mm]	
Prázdná hmotnost	500	1331	665500
Posádka	55	1030	56650
Zavazadla	15	1630	24450
Palivo (přepočít I na kg) 50	36	2200	79200
Celkem	606		825800

		[mm]	[1]
		$X_T(\text{od požární stěny})$	$X_T(\text{SAT})$
	$X_T = \frac{\text{Celkový moment}}{\text{Vzletová hmotnost}} = \frac{825800}{606}$	1362,706271	0,3547

Maximální vzletová	Hmotnost	Rameno	Moment
	[kg]	[mm]	
Prázdná hmotnost	492	1331	654852
Posádka	180	1030	185400
Zavazadla	6	1630	9780
Palivo (přepočít I na kg) 30	22	2200	47520
Celkem	700		897552

		[mm]	[1]
		$X_T(\text{od požární stěny})$	$X_T(\text{SAT})$
	$X_T = \frac{\text{Celkový moment}}{\text{Vzletová hmotnost}} = \frac{897552}{700}$	1282,950257	0,2922

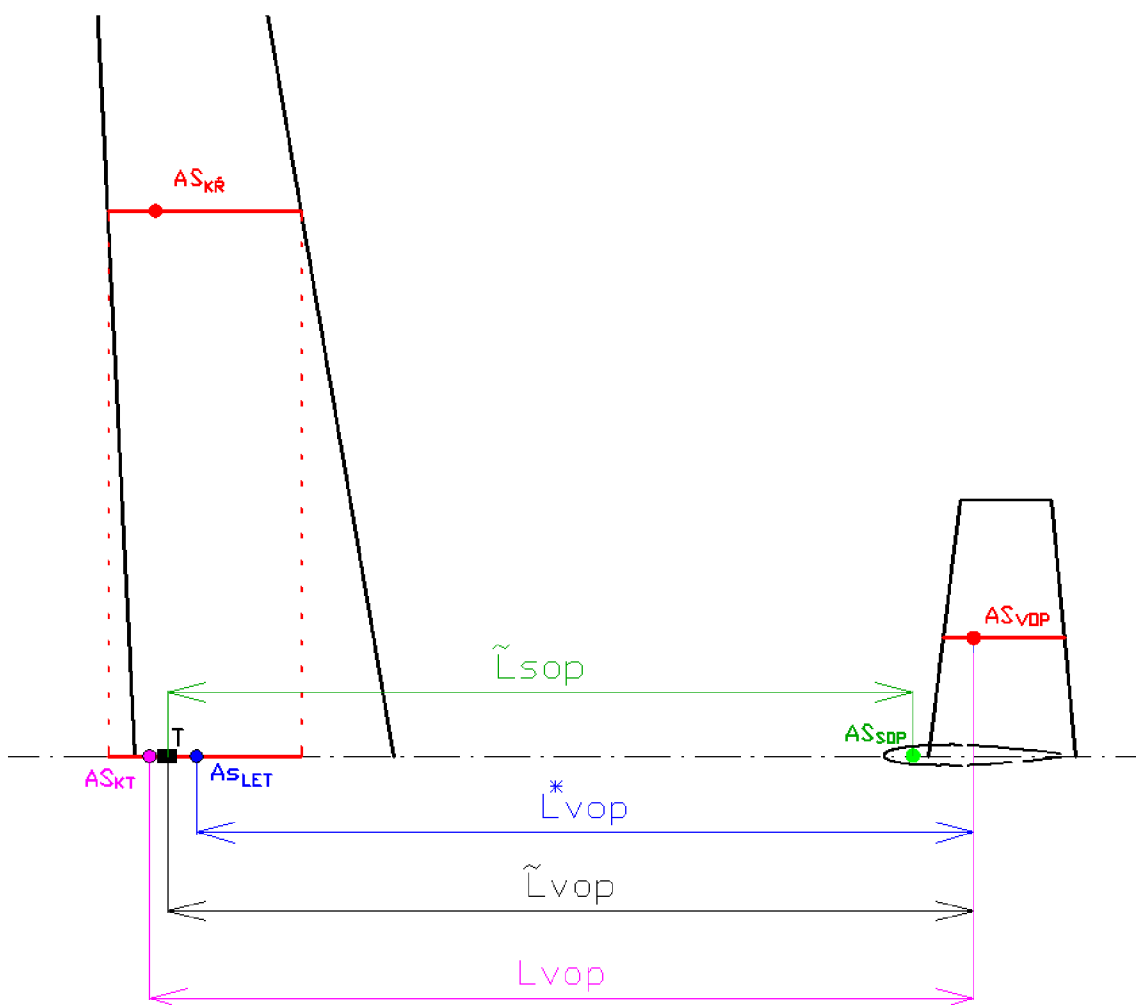
9. MOHUTNOST OCASNÍCH PLOCH

Pro zjištění polohy aerodynamického středu letounu a tedy i stanovení statické resp. dynamické stability se musí určit mohutnost ocasních ploch vystupujících ve výpočtech.

Mohutnost ocasních ploch je velmi důležitý parametr, jejíž hodnota má příznivý vliv na letové vlastnosti. Velké hodnoty sice zajistí velmi dobrou a obvykle i rychlou manévrovatelnost při změnách směru a výšky letu, ale přinášejí s sebou zbytečně velký odpor, který znehodnocuje výkony letounu. Na straně druhé, její nízká hodnota může velmi znesnadnit pohyby letounu v ovzduší.

Odpovídající mohutnosti se stanoví dle těchto vztahů:

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \tilde{l}_{VOP}}{S_{CA}} \quad \bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} l_{VOP}}{S_{CA}} \quad V_{VOP}^* = \frac{S_{VOP} l_{VOP}^*}{S_{CA}} \quad \tilde{V}_{SOP} = \frac{S_{VOP} \tilde{l}_{SOP}}{S_b}$$

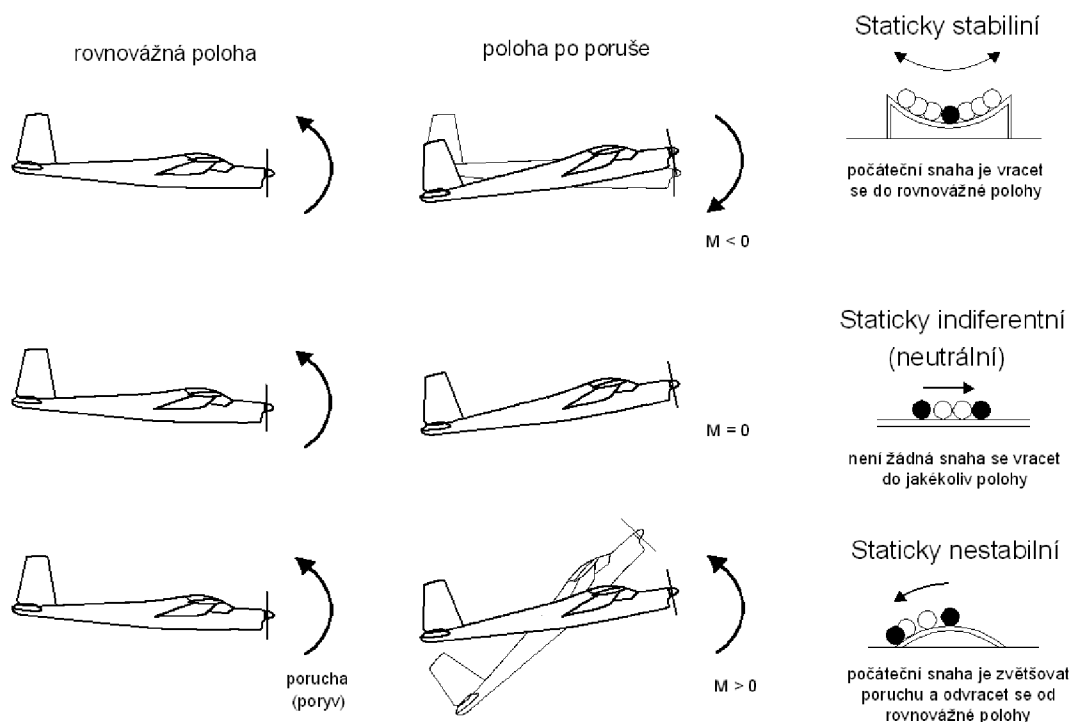


Obr.5 Definice ramen VOP a SOP

10. ZÁKLADNÍ POJMY - STABILITA

Stabilita je schopnost letounu vrátit se bez zásahu pilota do ustáleného letu, ze kterého byl nějakou vnější příčinou (např. poryvem) vychýlen.

Názornou představu o stabilitě určitého režimu letu si můžeme udělat z obr.6. Jednotlivé případy chování letounu po poruše režimu letu si můžeme připodobnit k chování kuličky na obrázku vpravo.



Obr.6 Chování letounu po poruše režimu letu v úhlu náběhu

Stabilitu rozdělujeme na dvě základní části a to na:

Statická stabilita – zkoumá vznik vratných stabilizačních momentů

Dynamická stabilita -- zkoumá chování letounu v časové závislosti

Pro další úvahy je rozdělen pohyb letounu na dva druhy:

Podélný pohyb letounu je pohyb v rovině symetrie, kdy úhel vybočení je nulový. Pohyb letounu v této rovině (klopení, dopředný let, stoupání, klesání) nevyvolá žádné pohyby, při nichž rovina symetrie letounu mění svou polohu (zatáčení, klonění nebo bočení). Naopak pohyby, kdy letoun mění polohu své roviny symetrie, se nazývají **stranové pohyby letounu**. Odtud pochází i hledisko pro rozdělení stability na podélnou a stranovou.

11. PODÉLNÁ STABILITA

Podélná stabilita patří k velmi důležitým charakteristikám letounu a prakticky rozhoduje o hodnocení podélných vlastností letounu. Představuje schopnost udržovat stálou rychlost letu (stálý úhel náběhu). Pro tento stav je velmi důležitá rovnováha momentů k těžišti letadla. Podélná stabilita je významně ovlivněna vzájemnou polohou těžiště letadla a neutrálního bodu. Poloha obou bodů bývá obvykle vztažena ke střední aerodynamické těživě křídla a udává se v procentech její délky. Vzdálenost těžiště a neutrálního bodu se jmenuje statická zásoba. Aby byl let podélně stabilní, musí být těžiště letounu umístěno vždy před neutrálním bodem.

11.1. Podélná statická stabilita

Podélná statická stabilita letounu představuje problém zajištění stability jednoho jediného stupně volnosti a to rotace kolem osy letounu y – klopení.

Podmínkou podélné statické stability je, aby derivace $\frac{\partial C_m}{\partial C_L} < 0$ (tedy sklon momentové čáry byl < 0). Těžiště letounu s pevnými plochami v obvyklém uspořádání musí být vždy před jeho neutrálním bodem. Neuvažujeme-li vliv stlačitelnosti vzduchu na aerodynamické charakteristiky letounu (u pomalých podzvukových letounů), lze neutrální bod letounu ztotožnit s aerodynamickým středem letounu. Podélná statická stabilita se posuzuje ve dvou případech a to s pevným a volným řízením. Pro výpočet je použita zadní centráž, tedy nejhorší možný případ. Zadní poloha těžiště leží blíže k AS_{LET} a tedy snižuje podélnou statickou stabilitu.

11.1.1. Základní aerodynamická data

- Sklon vztakové čáry křídla

$$C_{L\alpha_{kř}} = a_{kř} = \underline{5,157} \text{ [1/rad]} \quad \dots \text{ převzato z [6]}$$

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

dle Lit:[2], vzorec 7.7

Úhel náběhu proudu vzduchu je ovlivněn přítomností křídla a to jeho zmenšením o tzv. srázový úhel. Tato veličina je ovlivněna tvarem křídla, jeho štíhlostí a vzdáleností mezi aerodynamickými středy křídla a VOP dle obr.7.

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 1,75 \frac{a_{kř}}{\pi A \left(\frac{l'_{VOP}}{\lambda} \right)^{1/4} (1 + |\bar{h}_{VOP}|)}$$



Obr.7 Geometrické údaje. Převzato z [2]

$$l'_{VOP} = \frac{2 \bar{l}_{VOP}}{b} = \frac{2 \cdot 5,3943}{16,705} = 0,64583$$

$$\bar{h}_{VOP} = \frac{2 h_{VOP}}{b} = \frac{2 \cdot 0,9}{16,705} = 0,10775$$

$$\bar{l}_{VOP} = 5,3943 \text{ [m]} \quad \dots \text{ vzdálenost } AS_{Kř} \text{ k } AS_{VOP}$$

$$h_{VOP} = 0,9 \text{ [m]} \quad \dots \text{ kolmá vzdálenost mezi čarou nulového vztaku kořenového profilu křídla a } AS_{VOP}$$

$$A = \frac{b^2}{s} = \frac{16,705^2}{20,157} = 13,844 \text{ [-]} \quad \dots \text{ štíhlost křídla}$$

$$\lambda = \frac{c_0}{c_K} = \frac{1,709}{0,7043} = 2,4265 \text{ [-]} \quad \dots \text{ zúžení křídla}$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 1,75 \cdot \frac{5,157}{\pi \cdot 13,844 \cdot \left(\frac{0,64583}{2,4265} \right)^{1/4} \cdot (1 + |0,10775|)} = \underline{0,261} \text{ [1]}$$

- Sklon vztlakové čáry VOP

dle Lit:[1], tab. 1.3.1

$$a_{VOP}: A_{VOP} = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}} = \frac{3,38^2}{2,658} = 4,298 \quad \Rightarrow \quad a_{VOP} = 0,0604 \text{ [}^\circ\text{]} = \underline{3,46} \text{ [1/rad]}$$

- Sklon vztlakové čáry letounu

dle Lit:[4],

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

$a_{KT} \approx a_{K\ddot{R}}$... v předběžném návrhu lze sklon vztlakové čáry křídlo-trup ztotožnit se sklonem vztlakové čáry křídla

$$a = 5,157 + 3,46 \cdot 0,925 \cdot \frac{2,658}{20,157} \cdot (1 - 0,261)$$

$$a = \underline{5,47} \text{ [1/rad]}$$

k_{VOP} ... koeficient snížení dynamického tlaku na VOP

dle lit:[1], tab. 1.5.1.

$$\frac{S_1}{S_{VOP}} = \frac{0,135}{2,658} = 0,051 \quad \Rightarrow \quad k_{VOP} = \underline{0,925} \text{ [1]}$$

11.1.2. Výpočet aerodynamického středu letounu

Aerodynamický střed letounu je bod, ke kterému jsou momenty vznikající ze změn úhlů náběhu stálé.

Při výpočtu polohy aerodynamického středu vycházíme z polohy aerodynamického středu křídla, k němuž přičítáme příspěvky ostatních částí letounu. Podobně jako těžiště i polohu aerodynamického středu budeme udávat vůči aerodynamické těživě křídla.

11.1.3. Pevné řízení

Aerodynamický střed letounu s pevným řízením je taková poloha těžiště letounu, při níž je letoun neutrálně stabilní $\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = 0$ tj. těžiště je totožno s aerodynamickým středem letounu.

Fyzikálně znamená tato situace, že letoun po průletu rozruchem změní trajektorii, ale nesnaží se vracet do původního režimu.

Stanovíme za předpokladu, že se nemění poloha orgánů řízení klopivého momentu.

- Příspěvek od křídla

Aerodynamický střed křídla leží v $\frac{1}{4}$ střední aerodynamické těživy

$\bar{x}_{A_{KR}} = \underline{0,25}$... při nevyčleněné vztlakové klapce

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

- Příspěvek od trupu

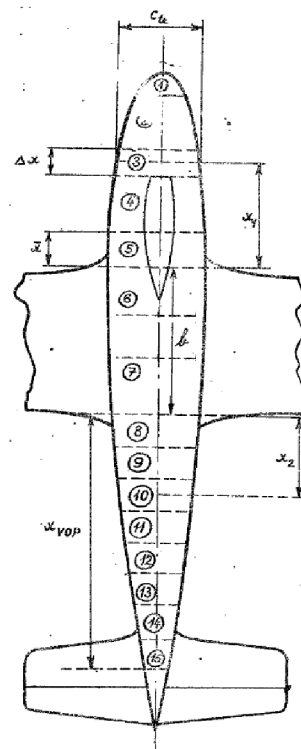
Příspěvek trupu je vždy záporný a tudíž posouvá aerodynamický střed dopředu. Určíme z geometrie trupu dle obr.8, kde jsou vysvětleny jednotlivé geometrické údaje.

dle Lit.[1], tab. 1.2.3.

$c_A = 1,2764$ [m] ... délka střední aerodynamické tělvy křídla

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

$$\Delta \bar{x}_{ATR} = \underline{-0,0347} [1]$$



Obr.8 Geometrické údaje trupu. Převzato z [1]

Úsek	od poč. tr.[m]	Δx [mm]	b_{tr} [m]	\bar{x} [m]	x_1 [m]	x_2 [m]	x_1/b	\bar{x}/b	$d\delta/du$	$a/4,5$	$b_{tr}^2 * d\delta/d\alpha * \Delta x$	Σ	$\Delta \bar{x}_{Ftr}$	
1	0,2	0,2	0,382		1,82		1,05		1,175	1,347	0,03429214	2,93	-0,0347	
2	0,856	0,656	0,642		1,392		0,8		1,25	1,433	0,33797448			
3	1,266	0,41	0,946		0,859		0,49		1,325	1,518	0,486163117			
4	1,676	0,41	1,076		0,449		0,26		1,46	1,673	0,693044714			
5	1,92	0,244	1,116	0,24	0,122			0,1	4,1	4,699	1,245954182			
6	část trupu podél křídla (neovlivňuje aerodynamický střed)													
7														
8	3,976	0,3	0,562			0,15			0,0275	0,032	0,002606301			
9	4,551	0,575	0,501			0,588			0,1077	0,123	0,015548574			
10	5,126	0,575	0,441			1,163			0,2132	0,244	0,023838415			
11	5,701	0,575	0,38			1,738			0,3186	0,365	0,026454481			
12	6,276	0,575	0,32			2,313			0,4241	0,486	0,024968298			
13	6,851	0,575	0,261			2,888			0,5295	0,607	0,020740071			
14	7,231	0,38	0,212			3,365			0,6171	0,707	0,010538524			
15	7,691	0,46	0,169			3,785			0,6941	0,795	0,009118775			

Tab.1 Posunutí AS vlivem trupu – výpočet

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

- Aerodynamický střed křídlo+trup (bez VOP)

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK\check{R}} + \Delta\bar{x}_{ATR} = 0,25 - 0,0347 = \underline{0,2153} \quad [1]$$

- Příspěvek od VOP

Příspěvek ocasních ploch je vždy výrazně stabilizující – kladný a posouvá aerodynamický střed dozadu.

dle Lit.[4],

$$\Delta\bar{x}_{AVOP} = \frac{a_{VOP}}{a} k_{VOP} \bar{V}_{VOP} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = \frac{3,46}{5,47} \cdot 0,925 \cdot 0,562 \cdot (1 - 0,261) = \underline{0,243} \quad [1]$$

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} l_{VOP}}{S c_A} = \frac{2,658 \cdot 5,4386}{20,157 \cdot 1,2764} = 0,562 \quad [1]$$

$$l_{VOP} = 5,4386 \quad [m] \quad \dots \quad \text{vzdálenost } AS_{KT} \text{ k } AS_{VOP}$$

- Příspěvek od vrtule

Dle domluvy s vedoucím diplomové práce zanedbán

- Poloha aerodynamického středu letounu s pevným řízením

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AK\check{R}} + \Delta\bar{x}_{ATR} + \bar{x}_{AVOP} = 0,25 - 0,0347 + 0,243 = 0,4583$$

- Statická zásoba s pevným řízením pro zadní polohu těžiště

$$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T = 0,4583 - 0,3547$$

$$\boxed{\sigma_A = 0,1036 = 10,36 \quad [\%]}$$

Pozn: Vypočtená hodnota statické zásoby nám dává zhruba představu o manévrovatelnosti letounu. Pro srovnání: U dopravních letounů se statická zásoba pohybuje zhruba mezi 10-15%. U letounů s větší manévrovatelností se pohybuje v rozmezí zhruba 3-5%. Čím je tedy statická zásoba menší, tím je větší manévrovatelnost-obratnost.

11.1.4. Volné řízení

Charakterizováno tím, že pilot pustí řididlo a tím pádem není ovládáno výškové kormidlo. Sníží se míra podélné statické stability, která se posuzuje pomocí destabilizujícího posunu aerodynamického středu letounu. Vlivem uvolnění řízení se bude aerodynamický střed letounu posouvat směrem dopředu (blíže k těžišti).

- Účinnost výškového kormidla (dále jen VK)

dle Lit.[1], tab. 3.1.1. a tab. 3.1.2.

$$\frac{\partial \alpha_{VOP}}{\partial \delta} = n k_1 k_2 k_3 = 0,75 \cdot 0,94 \cdot 0,92 \cdot 0,943 = \underline{0,611} \quad [1]$$

$$n: \frac{b_k}{b} = \frac{0,346}{0,812} = 0,426 \quad \Rightarrow \quad n = 0,75$$

$$k_1: \frac{b_{00}}{b_k} = \frac{0,0353}{0,346} = 10,2\% \quad \Rightarrow \quad k_1 = 0,94$$

$$k_2: k_2 = f_2 - f_1 + f_4 - f_3 = 0,46 - 0 + 1 - 0,54 = 0,92$$

$$k_3: k_3 = \frac{S_K}{S_K + S_V} = \frac{1,17}{1,17 + 0,07} = 0,943$$

- Derivace součinitele vztlaku VOP podle výchylky VK

dle Lit.[4],

$$C_{L_{VOP\delta}} = a_{VOP} \left(\frac{\partial \alpha_{VOP}}{\partial \delta} \right) = 3,46 \cdot 0,611 = \underline{2,11} \quad [1/rad]$$

- Derivace součinitele vztlaku letounu podle výchylky VK

dle Lit.[4],

$$C_{L_\delta} = C_{L_{VOP\delta}} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} = 2,11 \cdot 0,925 \cdot \frac{2,658}{20,157} = \underline{0,257} \quad [1]$$

- Derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle výchylky VK

dle Lit:[1], tab. 3.5.1.

$$C_{H\delta} = -0,14 F_2 a_{VOP} = -0,14 \cdot 0,81 \cdot 3,46 = \underline{-0,392} \text{ [1/rad]}$$

$$\frac{S_{00}}{S_{V00}} = \frac{0,1066}{1,17} = 0,091 \quad \Rightarrow \quad F_1 = 0,675$$

$$\Rightarrow \quad F_2 = 0,81$$

- Derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle úhlu náběhu letounu v místě VOP

dle Lit:[1], tab. 3.5.1.

$$C_{H\alpha_{VOP}} = -0,12 F_1 a_{VOP} \frac{S_{V00}}{S_{VOP}} = -0,12 \cdot 0,675 \cdot 3,46 \cdot \frac{1,17}{2,658} = \underline{-0,1234} \text{ [1/rad]}$$

- Derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle úhlu náběhu VOP

dle Lit.[4],

$$C_{H\alpha} = C_{H\alpha_{VOP}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = -0,1234 \cdot (1 - 0,261) = \underline{-0,091} \text{ [1/rad]}$$

- Sklon vztlakové čáry s volným řízením

dle Lit.[4],

$$C'_{L\alpha} = C_{l\alpha} - C_{L\delta} \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}} = 5,47 - 0,257 \cdot \frac{-0,091}{-0,392} = \underline{5,41} \text{ [1/rad]}$$

- Faktor uvolnění výškového kormidla

dle Lit.[4],

$$f = 1 - \frac{C_{L\delta}}{C_{L\alpha}} \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}} = 1 - \frac{0,257}{5,47} \cdot \frac{-0,091}{-0,392} = \underline{0,989}$$

- Poloha aerodynamického středu s volným řízením

dle Lit.[4],

$$\bar{x}_A' = \bar{x}_A + \frac{f-1}{f} \frac{l_{VOP}^*}{c_A} = 0,4583 + \frac{0,989-1}{0,989} \cdot \frac{5,1284}{1,2764} = \underline{0,414}$$

$l_{VOP}^* = 5,1284$ [m] ... vzdálenost AS_{LET} k AS_{VOP}

- Podélná statická zásoba letounu s volným řízením pro zadní polohu těžiště

dle Lit.[2],

$$\sigma_A' = \bar{x}_A' - \bar{x}_T = 0,414 - 0,3547$$

$$\sigma_A' = 0,0593 = 5,93 \text{ [%]}$$

Vyhodnocení podélné statické stability:

Statická zásoba letounu s pevným i volným řízením byla spočítána pro zadní polohu těžiště (35,47 % SAT), tedy pro nejhorší možný případ. Zadní poloha těžiště leží blíže k AS_{LET} a tedy snižuje podélnou statickou stabilitu. Vypočtené hodnoty jsou kladné a dostačující.

12. PODÉLNÁ ŘÍDITELNOST

12.1. Podélná obratnost

Na rozdíl od ovladatelnosti, která se zabývá ustálenými lety, posuzuje podélná obratnost schopnost letounu vykonávat různé obraty, tj. případy letu, kdy násobek není roven jedné. Požadavek na rovnováhu sil (včetně setrvačných) je příčinou vzniku vyššího násobku.

Mezi základní kritéria posuzování podélné obratnosti patří *výchylka výškového kormidla na násobek a síla na násobek*. Z hlediska pilotáže jsou lépe vnímány silové účinky než velikost přemístění řídicího klopení. Obě kritéria jsou závislá na poloze dynamického bodu.

12.1.1. Výpočet dynamického bodu letounu

12.1.1.1. Pevné řízení

Dynamický bod letounu s pevným řízením je bod v rovině souměrnosti letounu, k němuž je součinitel klopivého momentu stálý při malé změně součiniteli vztlaku, při nehybném orgánu řízení klopení a při kvaziustáleném křivočarém letu ve vertikální rovině.

- Derivace součinitele vztlaku letounu podle bezrozměrné úhlové rychlosti klopení

dle Lit:[4],

$$C_{Lq} = 2\sqrt{k_{VOP}} a_{VOP} \tilde{V}_{VOP}$$

$$C_{Lq} = 2 \cdot \sqrt{0,925} \cdot 3,46 \cdot (0,59025 - 0,13186 \bar{x}_T)$$

$$C_{Lq} = 3,933 - 0,876 \bar{x}_T$$

Výslednou hodnotu nutno zvětšit o 20% vlivem trupu na doporučení vedoucího diplomové práce.

$$C_{Lq} = (3,933 - 0,876 \bar{x}_T) \cdot 1,2$$

$$C_{Lq} = 4,7196 - 1,0512 \bar{x}_T \quad [1/rad]$$

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \tilde{l}_{VOP}}{S c_A} = \frac{2,658 \cdot (5,7134 - 1,2764 \bar{x}_T)}{20,157 \cdot 1,2764} \quad [1]$$

$$\tilde{V}_{VOP} = 0,59025 - 0,13186 \bar{x}_T \quad [1]$$

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

$$\tilde{l}_{VOP} = 5,4386 - (\bar{x}_T - 0,2153) \cdot 1,2764$$

$$\tilde{l}_{VOP} = 5,7134 - 1,2764 \bar{x}_T \quad [m]$$

- Derivace tlumení klopení

- má největší vliv na posun dynamického bodu, závisí především na mohutnosti VOP

dle Lit:[4],

$$C_{m_q} = -C_{L_q} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A}$$

$$C_{m_q} = -(4,7196 - 1,0512 \bar{x}_T) \cdot \frac{(5,7134 - 1,2764 \bar{x}_T)}{1,2764} \quad [1/rad]$$

- Dynamický bod s pevným řízením

dle Lit:[4],

$$\mu = \frac{2 m}{\rho S c_A} = \frac{2 m}{1,225 \cdot 20,157 \cdot 1,2764}$$

$$\mu = 0,06346 m \quad [1] \quad \dots \text{ bezrozměrná hmotnost}$$

$$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{C_{m_q}}{2\mu - C_{L_q}} = 0,4583 - \frac{\left[-(4,7196 - 1,0512 \bar{x}_T) \cdot \frac{(5,7134 - 1,2764 \bar{x}_T)}{1,2764} \right]}{2 \cdot (0,06346 m) - (4,7196 - 1,0512 \bar{x}_T)} \quad [1]$$

- Dynamická zásoba s pevným řízením pro přední polohu těžiště

$$\bar{x}_T = 0,2634 [1]$$

$$m = 685 [kg]$$

$$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T = 0,6852 - 0,2634$$

$$\sigma_D = 0,422 \doteq 42 [\%]$$

- Dynamická zásoba s pevným řízením pro zadní polohu těžiště

$$\bar{x}_T = 0,3547 [1]$$

$$m = 606 [kg]$$

$$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T = 0,7052 - 0,3547$$

$$\sigma_D = 0,3505 \doteq 35 [\%]$$

12.1.1.2. Volné řízení

Dynamický bod letounu s volným řízením je bod v rovině souměrnosti letounu, k němuž je součinitel klopivého momentu stálý při malé změně součiniteli vztlaku, při nulovém součiniteli závěsového momentu orgánu řízení klopení a při kvaziustáleném křivočarém letu ve vertikální rovině.

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

$$C_{Hq} = 2 C_{H\alpha} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A}$$

$$C_{Hq} = 2 \cdot (-0,091) \cdot \frac{(5,7134 - 1,2764 \bar{x}_T)}{1,2764}$$

$$C_{Hq} = -0,8146 + 0,182 \bar{x}_T \quad [1/rad]$$

- Dynamický bod s volným řízením

$$D = -C_{L\delta} \frac{l^*_{VOP}}{c_A} C_{L\alpha} = -0,257 \cdot \frac{5,1284}{1,2764} \cdot 5,47 = -5,648 [1]$$

$$l^*_{VOP} = 5,1284 [m] \quad \dots \quad \text{vzdálenost AS}_{LET} \text{ k AS}_{VOP}$$

$$\mu = 0,06346 m$$

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

$$\bar{x}_D' = \bar{X}_D + \frac{-5,648}{-0,392 \cdot 5,41} \cdot \left(\frac{-0,091}{5,47} + \frac{(-0,8146 + 0,182 \bar{x}_T)}{2 \cdot (0,06346 m) - 4,34} \right)$$

- Dynamická zásoba s volným řízením pro přední polohu těžiště

$$\bar{x}_T = 0,2634 [1]$$

$$m = 685 [kg]$$

$$\bar{x}_D = 0,682 [1]$$

$$\sigma_D' = \bar{x}_D' - \bar{x}_T = 0,6132 - 0,2634$$

$$\boxed{\sigma_D' = 0,3496 \doteq 35 [\%]}$$

- Dynamická zásoba s volným řízením pro zadní polohu těžiště

$$\bar{x}_T = 0,3547 [1]$$

$$m = 606 [kg]$$

$$\bar{x}_D = 0,7052 [1]$$

$$\sigma_D' = \bar{x}_D' - \bar{x}_T = 0,633 - 0,3547$$

$$\boxed{\sigma_D' = 0,278 \doteq 28 [\%]}$$

Vyhodnocení podélné statické stability:

Dynamická zásoba letounu s pevným i volným řízením je z hlediska přední i zadní polohy těžiště kladná a tedy dostačující.

12.1.2. Řídící síla na násobek výškového kormidla

Jedním z nejdůležitějších měřítkem obratnosti je velikost síly na řídicí páce, kterou musí pilot vyvodit, aby se násobek zvětšil o jedna. Tato síla na násobek musí být u letounu s VOP záporná, tzn., že pro zvýšení násobku o jednotku musí pilot aplikovat zápornou sílu, tj. táhnout řididlo k sobě. Tato síla je závislá na dynamickém bodu s pevným řízením.

Síla by měla být v takovém rozmezí, aby pilot byl schopen vyvodit fyziologicky přijatelnou silou maximální násobek na letoun, ale na druhé straně, nesmí být síla v absolutní hodnotě příliš malá, aby pilot nevyvodil nebezpečný násobek při náhodném nepatrném přemístění řididla klopení.

dle Lit.[4],

$$C_V = \frac{C_{V_0} + C_{V_1}}{2} = \frac{0,41 + 0,25}{2} = 0,33 \quad \dots \quad \text{střední hloubka VK za osou otáčení}$$

$$S_V = 1,06 \text{ [m}^2\text{]} \quad \dots \quad \text{plocha výškového kormidla za osou otáčení}$$

$$k_V = 3 \text{ [rad/m]} \quad \dots \quad \text{převodový poměr}$$

Ostatní použité veličiny definovány v předchozích kapitolách

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

$$\begin{aligned} \frac{\Delta F_V}{n-1} &= 3 \cdot 0,925 \cdot 1,06 \cdot 0,33 \cdot \left(\frac{9,80665 \text{ m}}{20,157}\right) \cdot \frac{5,41 \cdot (-0,392)}{-5,648} \\ &\quad \cdot \frac{2 \cdot (0,06346 \text{ m}) - (4,7196 - 1,0512 \bar{x}_T)}{2 \cdot (0,06346 \text{ m})} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_D') \end{aligned}$$

Řídící síla na násobek pro přední centráž $\bar{x}_T = 0,2634$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 685 \text{ [kg]}$ a $\bar{x}_D' = 0,6132$

$$\frac{\Delta F_V}{n-1} = \underline{\underline{-40,32 \text{ [N]}}}$$

Řídící síla na násobek pro zadní centráž $\bar{x}_T = 0,3547$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 606$ [kg] a $\bar{x}_D' = 0,633$

$$\frac{\Delta F_V}{n-1} = \underline{-28,22} \text{ [N]}$$

Vyhodnocení řídicí síly na násobek výškového kormidla:

Minimální síla v absolutní hodnotě musí být 0,5 daN = 5 N (dle předpisu CS 22.155), což je splněno v celém rozsahu centráže. Řídící síla na násobek výškového kormidla je vyhovující a plně dostačující.

12.1.3. Výchylka výškového kormidla na násobek

Je to přírůstek výchylky výškového kormidla potřebný ke změně násobku zatížení o jednotku. Závislý na dynamickém bodu s pevným řízením

$$\frac{\Delta \delta_V}{n-1} = -\frac{C_G}{C_{m_\delta}^*} (\bar{x}_T - \bar{x}_D)$$

$$C_{m_\delta}^* = -C_{L_\delta} \frac{l_{VOP}^*}{c_A} = -0,257 \cdot \frac{5,1284}{1,2764} = -1,033 \text{ [1]}$$

$$l_{VOP}^* = 5,1284 \text{ [m]} \quad \dots \quad \text{vzdálenost AS}_{LET} \text{ k AS}_{VOP}$$

$$C_G = \frac{2 m g}{\rho S V^2} = \frac{10,2942 m}{m \left(\frac{V}{3,6}\right)^2}$$

$$\frac{\Delta\delta_V}{n-1} = -\frac{\left(\frac{10,2942 \text{ m}}{m \left(\frac{V}{3,6}\right)^2}\right)}{-1,033} (\bar{x}_T - \bar{x}_D)$$

Výpočet proveden pro cestovní režim letu při rychlosti $V = 153 \text{ [km/h]} = 42,5 \text{ [m/s]}$

Výchylka výškového kormidla na násobek pro přední centráž, které odpovídají následující hodnoty:

$$\bar{x}_T = 0,2634 \text{ [1]}$$

$$m = 685 \text{ [kg]}$$

$$\bar{x}_D = 0,682 \text{ [1]}$$

$$\frac{\Delta\delta_V}{n-1} = \underline{\underline{-0,122}}$$

Výchylka výškového kormidla na násobek pro přední centráž, které odpovídají následující hodnoty:

$$\bar{x}_T = 0,3547 \text{ [1]}$$

$$m = 606 \text{ [kg]}$$

$$\bar{x}_D = 0,7052 \text{ [1]}$$

$$\frac{\Delta\delta_V}{n-1} = \underline{\underline{-0,09}}$$

Vyhodnocení výchylky výškového kormidla na násobek:

Výchylka výškového kormidla na násobek je záporná a tedy vyhovující.

12.2. Podélná ovladatelnost

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

12.2.1. Řídicí síla na 10 %

Je to síla, nutná k udržení rychlosti ustáleného přímočarého letu o 10% větší, než je rychlost výchozího vyváženého letu.

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

$$k_V = 3 \text{ [rad/m]} \quad \dots \text{ součinitel převodu}$$

$$C_V = \frac{c_{V_0} + c_{V_1}}{2} = \frac{0,41 + 0,25}{2} = 0,33 \quad \dots \text{ střední hloubka VK za osou otáčení}$$

$$S_V = 1,06 \text{ [m}^2\text{]} \quad \dots \text{ plocha výškového kormidla za osou otáčení}$$

$$F_V^{10\%} = -\frac{1}{5} \cdot 3 \cdot 0,925 \cdot 1,06 \cdot 0,33 \cdot \left(\frac{9,80665 \text{ m}}{20,157}\right) \cdot \frac{5,41 \cdot (-0,392)}{-5,648} \cdot (\bar{x}_T - 0,414)$$

$$F_V^{10\%} = -0,03546 \text{ m} (\bar{x}_T - 0,414)$$

Řídicí síla na 10 % pro přední centráž $\bar{x}_T = 0,2634$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 685 \text{ [kg]}$

$$F_V^{10\%} = -0,03546 \cdot 685 \cdot (0,2634 - 0,414)$$

$$F_V^{10\%} = \underline{3,66} \text{ [N]}$$

Řídící síla na 10 % pro zadní centráž $\bar{x}_T = 0,3547$. Této centráži odpovídá hmotnost $m = 606$ [kg]

$$F_V^{10\%} = -0,03546 \cdot 606 \cdot (0,3547 - 0,414)$$

$$F_V^{10\%} = \underline{1,28} \text{ [N]}$$

Vyhodnocení řídicí síly na 10%:

Síla na 10% je kladná, jestliže pilot musí pro zvýšení dopředné rychlosti z vyvážené rychlosti letu vyvinout tlakovou sílu na řídítko klopení. Předpis se nijak nezmiňuje o velikosti těchto sil. Síla v celém rozsahu centráží vyšla kladná, z čehož usuzují, že síla na 10% je vyhovující.

12.3. Stranová obratnost

12.3.1. Příčná úhlová obratnost

Měřítkem příčné úhlové obratnosti je úhlová rychlost klonění, dosažitelná maximální výchylkou řídicí páky nebo maximální přípustnou silou na řídicí páce.

- Účinnost křídélka

dle Lit.[1], tab. 3.1.1. a tab. 3.1.2.

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = n k_1 = 0,6 \cdot 1,01 = \underline{0,606} \quad [1]$$

$$n: \frac{b_k}{b} = \frac{0,2964}{0,927} = 0,32 \quad \Rightarrow \quad n = 0,6$$

$$k_1: \frac{b_{00}}{b_k} = \frac{0,048}{0,2964} = 16,2 \% \quad \Rightarrow \quad k_1 = 1,01$$

- Derivace tlumení klonění

dle Lit:[1], tab. 2.6.1.

$$A = 13,844$$

$$\lambda = 0,41$$

$$C_{l_{\bar{p}}} = \underline{-0,53} \quad [1/rad]$$

- Derivace klonivého momentu podle výchylky křídélka

dle Lit:[1], tab. 3.2.1.

$$c_1 = 0,075$$

$$c_2 = -1,25$$

$$\alpha_{\infty} = 5,78 \quad [1/rad] \quad \dots \quad \text{sklon vztlakové čáry profilů v oblasti křídélka, dle [6]}$$

$$\lambda = \frac{c_0}{c_K} = \frac{1,709}{0,7043} = 2,4265 \quad [-] \quad \dots \quad \text{zúžení křídla}$$

$$A = 13,844$$

$$C_{l_{\delta_K}} = c_1 c_2 \alpha_{\infty} \frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = 0,075 \cdot (-1,25) \cdot 5,78 \cdot 0,606 = -0,328$$

Maximální úhlová rychlost klonění pro max. výchylku křidélek

dle Lit:[4]

V [km/h] ... rychlost letu

$\delta_{max} = 23,5$ [°] = 0,41 [rad] ... střední hodnota výchylky křídélka

$$P_{max} = -\frac{2V}{b} \frac{C_{l_{\delta_K}}}{C_{l_{\bar{p}}}} \delta_{max} = \frac{2V}{16,705} \frac{(-0,328)}{(-0,53)} \cdot 0,41$$

$$P_{max}(\delta_{max}) = -0,03 V \text{ [rad/s]}$$

Výpočet P_{max} na rychlosti letu proveden programem EXCEL v příloze č.4.

13. STRANOVÁ STABILITA

Při stranovém pohybu vzniká vzájemná vázanost stranových pohybů. Každý z nich (bočení, klonění, zatáčení) vyvolá ostatní dva další. Jsou způsobeny silou, resp. momentem vázaným na primární pohyb letounu (tab.2).

PRIMÁRNÍ POHYB	VYVOLANÉ PŮSOBNÍ
<p>BOČENÍ pohyb ve směru bočné osy let s úhlem vybočení β</p>	<p>BOČIVĚ BOČNÁ SÍLA BOČIVĚ KLONIVÝ MOMENT BOČIVĚ ZATÁČIVÝ MOMENT</p>
<p>KLONĚNÍ otáčení kolem podélné osy</p>	<p>Klonivě bočná síla je nevýznamná Klonivě klonivý moment má charakter tlumícího momentu KLONIVĚ ZATÁČIVÝ MOMENT</p>
<p>ZATÁČENÍ otáčení kolem kolmé osy</p>	<p>Zatáčivě bočná síla je nevýznamná ZATÁČIVĚ KLONIVÝ MOMENT Zatáčivě zatáčivý moment má charakter tlumícího momentu</p>

Tab.2 Souvislosti mezi stranovými pohyby, silami a momenty

Pozn.: Popis formou příčina => následek, Např.: KLONIVĚ-ZATÁČIVÝ značí zatáčivý moment vyvolaný kloněním letounu

14. STRANOVÁ STATICKÁ STABILITA

Tato stabilita se týká schopností letadla vrátit se do výchozí ustálené polohy po vychýlení ze *směru* nebo *po naklonění* na nějakou stranu. Můžou tedy nastat tyto poruchy:

- příčná (změna náklonu)
- směrová (vybočení ze směru)

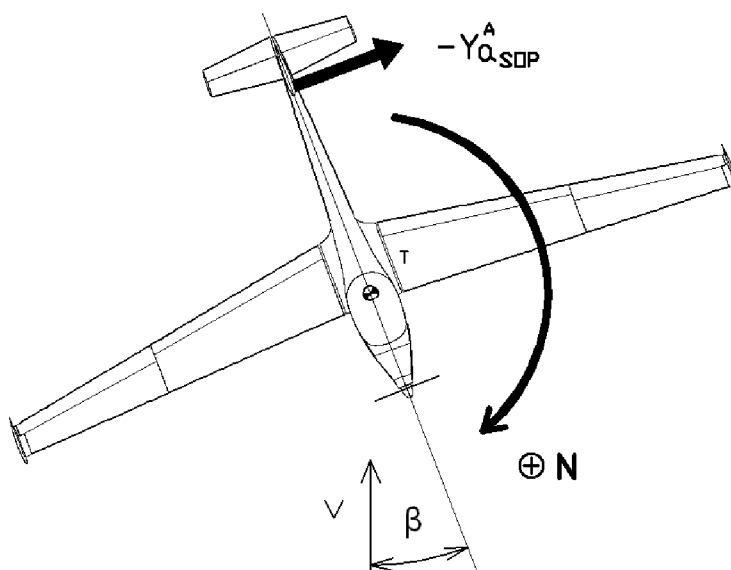
14.1. Směrová statická stabilita

Primárně zajišťována svislými ocasními plochami. Posuzujeme ji pomocí bezrozměrné veličiny – bočivě zatáčivé derivace.

14.1.1. Bočivě zatáčivá derivace $C_{n\beta}$

Má-li být letoun směrově staticky stabilní, je nutno aby tato derivace byla kladná $C_{n\beta} > 0$, tj. záporné vybočení (vlevo) vyvolá kladný zatáčivý moment, který navrací letoun do původního směru letu dle obr.9.

Bočivě zatáčivou derivaci nejvíce ovlivňují svislé ocasní plochy a trup, menší měrou pak křídlo a interference.



Obr.9 Bočná síla a zatáčivý moment při vybočení letounu.

- Sklon vztahové čáry svislých ocasních ploch (dále jen SOP)

dle Lit:[1], tab. 2.1.5.

$$A_{SOP_{ef}} = 1,55 \frac{l_{SOP_{ef}}^2}{S_{SOP_{ef}}} = 1,55 \cdot \frac{1,7135^2}{1,741} = 2,61$$

$$a_{SOP} = 0,04 [1/^\circ] = \underline{2,29} [1/rad]$$

- Derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu podle úhlu vybočení na SOP

Proudění v místě SOP je ovlivněno křídlem a trupem letounu, které při vybočení letounu způsobují zešikmení proudu v místě SOP. Tento vliv zachycuje korekční součinitel χ .

dle Lit:[1], str.90

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

- Vliv šípů křídla

Vliv šípů křídla je poměrně malý, vystupuje výrazněji jen u křídel s větším šípem při vysokých součinitelích vztlaku

dle Lit:[1], tab. 2.3.2.

- vzhledem k zápornému šípu je tento vliv mírně destabilizující

$$\Lambda = |-5| [^\circ] \quad \dots \text{ šíp křídla}$$

$$\frac{c_k}{c_0} = \frac{0,7043}{1,709} = 0,412 \quad \Rightarrow \quad -\frac{(c_{n_\beta})_\Lambda}{\text{tg}\Lambda \cdot C_L^2} = 0,0088$$

$$(c_{n_\beta})_\Lambda = \underline{-0,00078 \cdot C_L^2} [1/rad]$$

- Vliv vzepětí křídla

- kladné vzepětí destabilizuje letoun

dle Lit:[1], tab. 2.3.1.

$\Gamma = 3$ [°] ... vzepětí křídla

$$\frac{c_k}{c_0} = \frac{0,7043}{1,709} = 0,412 \quad \Rightarrow \quad -\frac{(c_{n\beta})_{\Gamma}}{\Gamma c_L} = 0,0026$$

$$(c_{n\beta})_{\Gamma} = \underline{-0,0078 c_L} \text{ [1/rad]}$$

- Vliv SOP

dle lit:[2],

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

$$\tilde{V}_{SOP} = \frac{S_{VOP} \tilde{l}_{SOP}}{S b} = \frac{1,616 \cdot [5,3465 - (1,2764 \bar{x}_T)]}{20,157 \cdot 16,705}$$

$$\tilde{V}_{SOP} = 0,02566 - 0,0038 \bar{x}_T$$

$$\tilde{l}_{SOP} = l'_{SOP} - (c_A \bar{x}_T) = 5,3465 - (1,2764 \bar{x}_T)$$

$$l'_{SOP} = 5,3465 \text{ [m]} \dots \quad \text{vzdálenost } AS_{SOP} \text{ a bodem na NH křídla v místě SAT}$$

$$k_{SOP} \doteq k_{VOP} = 0,925$$

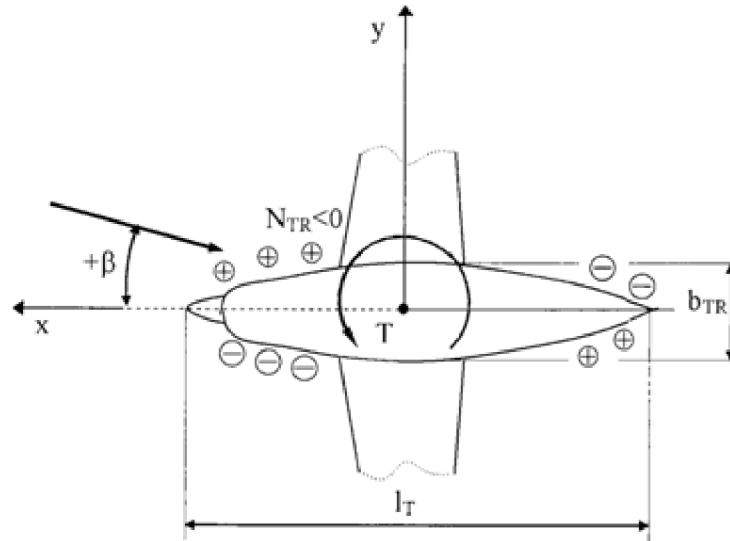
$$(c_{n\beta})_{SOP} = a_{SOP} \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) k_{SOP} \tilde{V}_{SOP}$$

$$(c_{n\beta})_{SOP} = 2,29 \cdot (1) \cdot 0,925 \cdot [0,02566 - 0,0038 \bar{x}_T]$$

$$(c_{n\beta})_{SOP} = \underline{0,05435 - 0,00805 \bar{x}_T}$$

- Vliv trupu

Vliv trupu na směrovou statickou stabilitu je podobný jako vliv na podélnou stabilitu, tedy destabilizující, dle obr.10.



Obr.10 Vliv trupu na bočivě zatáčivou derivaci. Převzato z [8]

dle Lit:[1], tab. 2.3.4.

$S_B = 5,66 [m^2]$...	plocha průmětu trupu do roviny souměrnosti
$S = 20,157 [m^2]$...	plocha křídla
$b = 16,705 [m]$...	rozpětí křídla
$d_P = 2,418 [m]$...	vzdálenost od špičky trupu k přednímu těžišti
$d_Z = 2,528 [m]$...	vzdálenost od špičky trupu k zadnímu těžišti
$d_s = 2,449 [m]$...	vzdálenost od špičky trupu k těžišti max.vzlet.hmotnosti
$l_{TR} = 8,461 [m]$...	délka trupu
$w_1 = 1,115 [m]$...	šířka trupu v 1/4 jeho délky
$w_2 = 0,314 [m]$...	šířka trupu v 3/4 jeho délky
$h_1 = 0,822 [m]$...	výška trupu v 1/4 jeho délky
$h_2 = 0,518 [m]$...	výška trupu v 3/4 jeho délky
$h_{MAX} = 0,885 [m]$...	maximální výška trupu

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

Pro přední polohu těžiště:

$$K_{\beta}: \frac{d_P}{l_{TR}} = \frac{2,418}{8,461} = 0,286 \quad \frac{l_{TR}}{h_{MAX}} = \frac{8,461}{0,85} = 9,76 \doteq 10 \quad \Rightarrow \quad K_{\beta} = 0,057$$

Pro zadní polohu těžiště:

$$K_{\beta}: \frac{d_Z}{l_{TR}} = \frac{2,528}{8,461} = 0,299 \quad \frac{l_{TR}}{h_{MAX}} = \frac{8,461}{0,85} = 9,76 \doteq 10 \quad \Rightarrow \quad K_{\beta} = 0,065$$

Pro polohu těžiště odpovídající maximální vzletové hmotnosti:

$$K_{\beta}: \frac{d_Z}{l_{TR}} = \frac{2,449}{8,461} = 0,289 \quad \frac{l_{TR}}{h_{MAX}} = \frac{8,461}{0,85} = 9,76 \doteq 10 \quad \Rightarrow \quad K_{\beta} = 0,06$$

$$(c_{n_{\beta}})_{TR} = -0,96 K_{\beta} \left(\frac{S_B}{S}\right) \left(\frac{l_{TR}}{b}\right) \sqrt{\frac{h_1}{h_2}} \sqrt{\frac{w_1}{w_2}}$$

$$(c_{n_{\beta}})_{TR} = -0,96 \cdot K_{\beta} \cdot \left(\frac{5,66}{20,157}\right) \cdot \left(\frac{8,461}{16,705}\right) \cdot \sqrt{\frac{0,822}{0,518}} \cdot \sqrt{\frac{1,112}{0,325}}$$

$$(c_{n_{\beta}})_{TR} = \underline{-0,318 K_{\beta}} \text{ [1/rad]}$$

- Vliv vrtule

Dle domluvy s vedoucím diplomové práce vliv vrtule zanedbán

- Vliv interference křídlo - trup - SOP

Tento vliv je svým způsobem zahrnut ve výpočtu bočivě-zatáčivé derivace od SOP, jako korekční součinitel úhlu zešikmení proudu vzduchu χ .

- Výsledná bočivě-zatáčivá derivace celého letounu

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_{SOP} + (C_{n\beta})_{TR} + (C_{n\beta})_{\Gamma} + (C_{n\beta})_A$$

$$C_{n\beta} = (0,05435 - 0,00805 \bar{x}_T) + (-0,318 K_{\beta}) + (-0,0078 C_L) + (-0,00078 C_L^2)$$

Součinitel vztlaku v cest.režimu vypočten dle následujícího vztahu: $C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S}$

Bočivě zatáčivá derivace letounu je vyjádřena tabulkově pro různé polohy centrází, pro různé součinitele vztlaku (při cestovním režimu letu, při max. součiniteli vztlaku bez klapek a při max. součiniteli vztlaku při různých výchylkách klapek)

Cestovnímu režimu letu odpovídá rychlost letu $v = 153$ [km/h]

Max.souč.vztlaku při výchýlení klapek: $\delta = 0$ [°] $C_L = 1,4$ [1] ... převzato z [6]
 $\delta = 8$ [°] $C_L = 1,65$ [1]

	m	x_T	$C_{n\beta}$ [1/rad]		
			$C_L(0^\circ)=1,4$	$C_L(8^\circ)=1,65$	cestovní režim
	[kg]	[-]			
Max.vzletová	700	0,2922	0,0205	0,0179	0,0304
Krajní přední centráž	685	0,2634	0,0216	0,0191	0,0317
Krajní zadní centráž	606	0,3547	0,0184	0,0158	0,0287

Tab.3 Bočivě zatáčivá derivace – výsledné hodnoty

Vyhodnocení směrové statické stability:

Z uvedených výpočtů vyplývá, že podmínka směrové statické stability $C_{n\beta} > 0$ je v celém rozsahu centrází a součinitelů vztlaků kladná a tedy vyhovující.

14.2. Příčná statická stabilita

Na letounu nejsou přímo aerodynamické prostředky zaručující příčnou statickou stabilitu a proto se stabilita posuzuje podle bočivě klonivé derivace (klonění z vybočení), která musí být záporná $C_{l_\beta} < 0$, tedy stabilizující. Prvotní poruchou je odchylka příčného sklonu tzn. letoun se nám nakloní poryvem, např. při kladném příčném sklonu $\Phi > 0$, v jehož důsledku se vyvolá kladné vybočení $\beta > 0$, vzniká záporný vratný klonivý moment (klonivý moment je odezvou na vybočení), který zmenšuje poruchu v příčném sklonu letounu.

V praxi se tato vlastnost letounu ověřuje uvedením letadla do skluzu. Klonivý moment při vybočení letounu by měl zvedat křídlo letounu na té straně, kam se letoun sune při bočním pohybu.

14.2.1. Bočivě klonivá derivace C_{l_β}

Tuto derivace nejvíce ovlivňují geometrické charakteristiky křídla, jako jsou úhly šípu a vzepětí.

- Vliv interference křídla a trupu

Vzhledem k tomu, že zkoumaný letoun je středoplošník, interference nijak neovlivňuje bočivě klonivou derivaci.

dle Lit:[2],

$$\left(C_{l_\beta} \right)_{INT} \doteq 0 \quad \dots \quad \text{pro středoplošník}$$

- Vliv vzepětí křídla

Při kladném vzepětí křídla, vlivem rozdílů vztlaků, vznikne klonivý moment, který působí stabilizačním účinkem.

dle Lit:[1], tab. 2.2.1.

$$\Gamma_2 = 3 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$\frac{z}{l/2} = \frac{0,650}{\left(\frac{16,705}{2}\right)} = 0,0778 \quad \Rightarrow \quad \left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}\right)_1 = -0,025 \text{ [1/rad}^2\text{]}$$

$$\frac{z}{l/2} = \frac{\left(\frac{16,705}{2}\right)}{\left(\frac{16,705}{2}\right)} = 1 \quad \Rightarrow \quad \left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}\right)_2 = -0,97 \text{ [1/rad}^2\text{]}$$

$$\left(C_{l\beta}\right)_\Gamma = \frac{\left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}\right)_2 - \left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}\right)_1}{3290} \Gamma_2 = \frac{-0,97 + 0,025}{3290} \cdot 3$$

$$\left(C_{l\beta}\right)_\Gamma = -0,000862 \text{ [1/}^\circ\text{]} = \underline{\underline{-0,0494 \text{ [1/rad]}}}$$

- Vliv šípu křídla

Vzhledem k zápornému šípu, bude příspěvek k derivaci destabilizující. Jeho vliv se projeví zejména při vysokých součinitelích vztlaku.

dle Lit:[1], tab. 2.2.2.

$$\Lambda = |-5| \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$F = 0,032$$

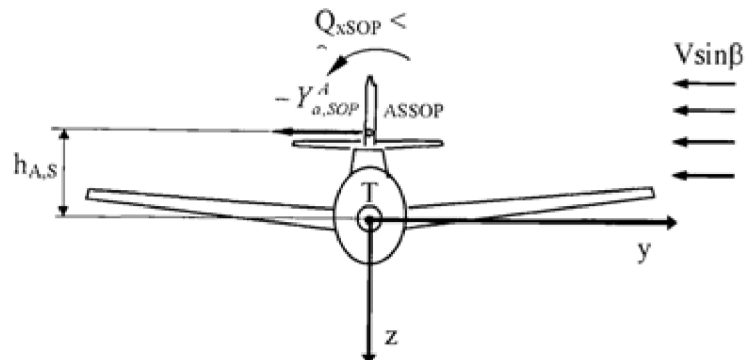
$$\left(C_{l\beta}\right)_\Lambda = F C_L$$

$$\left(C_{l\beta}\right)_\Lambda = \underline{\underline{0,032 C_L \text{ [1/rad]}}}$$

- příspěvek úhlu šípu závisí na režimu letu, tedy při jakém úhlu náběhu letíme

- Vliv SOP

Vliv svislých ocasních ploch je u klasického letounu příznivý-stabilizující, dle obr.11.



Obr.11 Vliv SOP na příčnou statickou stabilitu

dle Lit:[2],

$h_{ASOP} = 0,793$ [m] ... vertikální vzdálenost AS_{SOP} k těžišti

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

$$a_{sop} = 2,29$$
 [1/rad]

$$k_{SOP} = 0,925$$

$$S_{SOP} = 1,616$$
 [m²]

$$b = 16,705$$
 [m]

$$(C_{l_{\beta}})_{SOP} = -a_{sop} \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) k_{SOP} \frac{S_{SOP} h_{ASOP}}{Sb}$$

$$(C_{l_{\beta}})_{SOP} = -2,29 \cdot (1) \cdot 0,925 \cdot \frac{1,616 \cdot 0,793}{20,157 \cdot 16,705}$$

$$(C_{C_{l_{\beta}}})_{SOP} = \underline{-0,0081}$$
 [1/rad]

- Vliv vrtule

Dle domluvy s vedoucím diplomové práce vliv vrtule zanedbán

- Výsledná bočivě-klonivá derivace

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_{SOP} + (C_{l\beta})_{\Delta} + (C_{cl\beta})_{\Gamma}$$

$$C_{l\beta} = -0,0081 + 0,032 c_L + (-0,0494)$$

$$C_{l\beta} = -0,0575 + 0,032 c_L$$

Zvolenému cestovnímu režimu letu při rychlosti $v = 153$ [km/h] a při maximální vzletové hmotnosti $m = 700$ [kg] odpovídá součinitel vztlaku $C_L = 0,308$ [1]

výsledná bočivě-klonivá derivace pro daný režim letu: $C_{l\beta} = \underline{-0,048}$ [1/rad]

Max. souč. vztlaku při vychýlení klapek: $\delta = 0$ [°] $C_L = 1,4$ [1] ... převzato z [6]
 $\delta = 8$ [°] $C_L = 1,65$ [1]

Max. součinitel vztlaku bez vychýlky klapek $\delta = 0$ [°] $C_{l\beta} = \underline{-0,013}$ [1/rad]

Max. souč. vztlaku s vychýlenými klapkami $\delta = 8$ [°] $C_{l\beta} = \underline{-0,005}$ [1/rad]

Vyhodnocení příčné statické stability:

Z uvedených výpočtů vyplývá, že podmínka příčné statické stability $C_{l\beta} < 0$ je v celém rozsahu součinitelů vztlaku záporná a tedy vyhovující.

15. DYNAMICKÁ STABILITA

Pro posouzení dynamické stability, podélné i stranové je potřeba řešit odpovídající soustavy pohybových diferenciálních rovnic. Jejich teoretické stanovení, pokud je vůbec možné, je v nejlepším případě jen velmi přibližným odhadem a tím i následné řešení diferenciálních pohybových rovnic jakýmkoliv nejpřesnějšími metodami. Proto je serióznější posouzení dynamické stability letounu možné až v pokročilejším stádiu návrhu letounu, až jsou k dispozici potřebné výsledky z měření v aerodynamickém tunelu. Převzato z [2].

Dynamickou stabilitu posuzujeme dle charakteru a časového průběhu úplného pohybu letounu po poruše rovnovážného režimu letu, jehož stabilitu zkoumáme, nikoliv jen podle tendence pohybu jako u statické stability.

V předchozích kapitolách jsme si zjišťovali statickou stabilitu, která zkoumá vznik stabilizačních vratných momentů, které vrací letoun do původního režimu letu. Pokud vratný moment je na tolik silný, že letoun překmitne přes rovnovážnou polohu na druhou stranu, mluvíme o dynamické stabilitě.

Máme-li zjištěno z předchozího rozboru, že letoun je staticky stabilní, může být jeho dynamické chování, tj. pohyb po poruše buď:

- a) Kmitavý – tlumený (konvergentní) → dynamicky stabilní
- b) Kmitavý – netlumený (divergentní) → dynamicky nestabilní
- c) Neutrální (indiferentní)
- d) Aperiodický → extrémně dynamicky stabilní

Výpočet dynamické stability proveden pro takový režim letu, při kterém se bude letoun nejčastěji pohybovat, tedy cestovní režim letu. Ve výpočtech brána maximální vzletová hmotnost letounu a jí odpovídající centráž.

15.1. Podélná dynamická stabilita

Výsledným řešením (po vyřešení charakteristických rovnic) jsou bezrozměrové kořeny, které obdržíme v komplexním tvaru:

$$\bar{\lambda} = \bar{\delta} \pm i\bar{\omega}$$

Reálná část $\bar{\delta}$ – úměrná tlumení

Imaginární část $i\bar{\omega}$ – úměrná frekvenci kmitání

Typickým výsledkem řešení jsou 2 kmitavé pohyby:

Rychlé kmity ($\Delta u \doteq 0$, rychle tlumené, malá perioda)

Pomalé kmity ($\Delta \alpha \doteq 0$, pomalu tlumené, dlouhá perioda)

15.1.1. Vstupní hodnoty:

Převážná část hodnot vypočtena již dříve

$$S = 20,157 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$m = 700 \text{ [kg]} \quad \dots \quad \textit{maximální vzletová hmotnost}$$

$$b = 16,705 \text{ [m]}$$

$$c_A = 1,2764 \text{ [m]}$$

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

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

$$k_{VOP} = 0,925$$

$$a_{VOP} = 3,46 \text{ [1/rad]}$$

$$\mu = \frac{2m}{\rho S c_A} = \frac{2m}{1,225 \cdot 20,157 \cdot 1,2764} = 0,06346 \text{ m} = 44,42$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,261$$

$$\bar{x}_T = 0,2922 \quad \dots \quad \text{centráž pro max.vzletovou hmotnost}$$

$$\bar{x}_{AKT} = 0,2153$$

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

$e = 0,827$... Oswaldův koeficient celého letounu, získán následujícím postupem:

V programu Glauert zjištěn opravný součinitel $\delta = 0,028$ pro křídlo a přepočtem

$e = \frac{1}{1+\delta}$ získán Oswaldův koeficient pro křídlo $e = 0,973$. K získání Oswaldova koeficientu pro celé letadlo je třeba na doporučení vedoucího diplomové práce snížit koeficient o 15% vlivem ostatních částí letounu. $e = 0,973 \cdot 0,85 = 0,827$

$$u_R \equiv V_R = 153 \text{ [km/h]} = 42,5 \text{ [m/s]} \quad \dots \quad \text{rychlost v cest.režimu (v horiz.letu)}$$

$$c_{Lq} = 4,7196 - 1,0512 \bar{x}_T = 4,41 \text{ [1/rad]}$$

$$C_{mq} = -(4,7196 - 1,0512 \bar{x}_T) \cdot \frac{(5,7134 - 1,2764 \bar{x}_T)}{1,2764} = -18,46 \text{ [1/rad]}$$

$$c_{L\dot{\alpha}} = 2\sqrt{k_{VOP}} a_{VOP} \tilde{V}_{VOP} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 2 \cdot \sqrt{0,925} \cdot 3,46 \cdot (0,59025 - 0,13186 \bar{x}_T) \cdot 0,261$$

$$c_{L\dot{\alpha}} = 0,958$$

$$c_{m\dot{\alpha}} = -c_{L\dot{\alpha}} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = -0,958 \cdot \frac{(5,7134 - 1,2764 \bar{x}_T)}{1,2764} = -4,01$$

$$c_{m\alpha} = c_{L\dot{\alpha}} (\bar{x}_T - \bar{x}_A) = 5,47 \cdot (0,2922 - 0,4583) = -0,91$$

$$c_{LR} = \frac{2mg}{\rho S v_R^2} = \frac{2 \cdot 700 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 20,157 \cdot \left(\frac{153}{3,6}\right)^2} = 0,308$$

$$c_{DR} = 0,0259 \quad \dots \quad \text{odečteno z poláry viz příloha č.3.}$$

$$\theta_R = 0 \text{ [°]} \quad \dots \quad \text{podélný sklon}$$

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$$c_{x_u} = -3(c_{D_R} + c_{L_R} \operatorname{tg} \theta_R) = -3 \cdot (0,0259 + 0,308 \cdot \operatorname{tg} 0) = -0,0777$$

Pro výpočet momentů setrvačnosti použity následující vztahy na doporučení vedoucího diplomové práce:

$$I_y = m i_y^2 = 700 \cdot 1,523^2 = 1623,7 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2] \text{ ... moment setrvačnosti kolem osy } y$$

$$i_y = (0,18 \div 0,22) l_{TR} = 0,18 \cdot 8,461 = 1,523 \text{ [m]}$$

$$\bar{I}_y = \frac{8 I_y}{\rho S c_A^3} = \frac{8 \cdot 1623,7}{1,225 \cdot 20,157 \cdot 1,2764^3} = 253$$

$$c_{x_\alpha} = c_{L_R} \left(1 - \frac{2}{\pi A e} c_{L_\alpha} \right) = 0,308 \cdot \left(1 - \frac{2}{\pi \cdot 13,844 \cdot 0,827} \cdot 5,47 \right) = 0,214$$

$$c_{z_\alpha} = -(c_{L_\alpha} + c_{D_R}) = -(5,47 + 0,024) = -5,494$$

15.2. Stranová dynamická stabilita

Vyvolání poruchy letu, která působí mimo rovinu symetrie, způsobí vznik stranového pohybu letounu. Nastane dynamická odezva, která může být periodickým, aperiodickým resp. kombinovaným stranovým pohybem v čase. Jeho dynamická odezva je na rozdíl od podélného pohybu výrazně složitější, neboť pohyb se skládá ze všech způsobů stranového pohybu, které od sebe není možné oddělit (bočení, klonění a zatáčení).

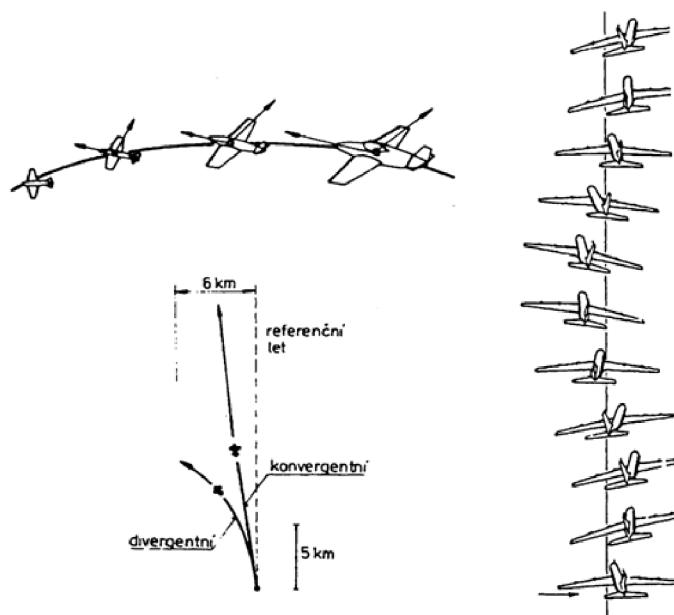
Poloha těžiště nemá výrazný vliv na stranovou stabilitu, v daleko větší míře záleží na momentech setrvačnosti kolem jednotlivých os, tj. na rozložení hmot kolem těžiště. Neméně důležité jsou také derivace bočivě zatáčivá $C_{n\beta}$ a bočivě klonivá $C_{l\beta}$.

Výsledný stranový pohyb u klasického letounu sestává obvykle ze tří typických složek:

Rychlý klonivý pohyb - jedná se o rychle tlumený (během několika desetin sekund) aperiodický pohyb, pilot si jej nestačí ani uvědomit.

Spirálový pohyb – zpravidla nestabilní aperiodický pohyb, který nazýváme spirálová divergence. Divergence je však pomalá. Doba nárůstu odchylky na dvojnásobek je obvykle taková, že neujde pozornosti pilota a ten ji povědomě eliminuje řízením. Předpisy jsou vůči této spirálové nestabilitě benevolentní.

Rychlý stranový (kymácivý) pohyb (Dutch Roll) – mění se zde periodicky klonění, bočení a zatáčení. Zpravidla se jedná o poměrně rychlý kmitavý pohyb. Pro dobré letové vlastnosti se požaduje, aby byly tyto stranové kmity dobře tlumeny.



Obr.11 Ukázka spirálového pohybu a pohybu typu "Dutch-roll". Převzato z [8].

15.2.1. Vstupní hodnoty:

$$S = 20,157 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$m = 700 \text{ [kg]}$$

$$b = 16,705 \text{ [m]}$$

$$c_A = 1,2764 \text{ [m]}$$

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

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

$$k_{SOP} = 0,925$$

$$a_{SOP} = 2,29 \text{ [1/rad]}$$

$$\mu_s = \frac{2m}{\rho S b} = \frac{2 \cdot 700}{1,225 \cdot 20,157 \cdot 16,705} = 3,394$$

$$\bar{x}_T = 0,2922 \quad \dots \text{ centráž pro max. vzletovou hmotnost}$$

$$e = 0,827$$

$$u_R \equiv V_R = 153 \text{ [km/h]} = 42,5 \text{ [m/s]}$$

$$c_{LR} = \frac{2mg}{\rho S V_R^2} = \frac{2 \cdot 700 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 20,157 \cdot \left(\frac{153}{3,6}\right)^2} = 0,308$$

$$I_x = m i_x^2 = 700 \cdot 1,67^2 = 1952,2 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2\text{]} \quad \dots \text{ moment setrvacnosit kolem osy x}$$

$$i_x = (0,1 \div 0,15)b = 0,1 \cdot 16,705 = 1,67 \text{ [m]}$$

$$\bar{I}_x = \frac{8 I_x}{\rho S b^3} = \frac{8 \cdot 1952,2}{1,225 \cdot 20,157 \cdot 16,705^3} = 0,1357$$

$$I_z = (I_x + I_y)k = (1952,2 + 1623,7) \cdot 0,85 = 3039,5 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2\text{]}$$

$$k = 0,85$$

$$\bar{I}_z = \frac{8 \cdot I_z}{\rho S b^3} = \frac{8 \cdot 3039,5}{1,225 \cdot 20,157 \cdot 16,705^3} = 0,211$$

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

Celkem vzniká 9 vazeb mezi stranovými pohyby, silami a momenty. Mají názvy podle schématu "příčina - následek".

Vazby jsou charakterizovány parciálními derivacemi:

$C_{n\beta}$ Bočivě zatáčivá derivace

$C_{l\beta}$ Bočivě klonivá derivace

C_{np} Klonivě zatáčivá derivace

C_{lp} Derivace tlumení klonění

C_{nr} Derivace tlumení zatáčení

C_{lr} Derivace zatáčivě klonivá

$C_{y\beta}$ Derivace bočné síly

C_{yp} Klonivě bočná síla

C_{yr} Zatáčivě bočná síla

15.2.1. Výpočet stabilitních derivací dle lit. [1] a [4]

Bočivě zatáčivá derivace $C_{n\beta}$

$$C_{n\beta} = 0,0304 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{viz výpočet stranové statické stability}$$

Bočivě klonivá derivace $C_{l\beta}$

$$C_{l\beta} = -0,048 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{viz výpočet stranové statické stability}$$

Klonivě zatáčivá derivace $C_{n\bar{p}}$
--

- Vlivy křídla

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

$$A = 13,844 \text{ [1]}$$

$$\frac{C_K}{C_0} = \frac{0,7043}{1,709} = 0,412 \quad \Rightarrow \quad \frac{C_{n\bar{p}}}{C_L} = 0,087$$

$$C_{n\bar{p}} = 0,087 C_L$$

dle Lit:[1], tab. 2.5.2. vliv zkroucení

$$A = 13,844 \text{ [1]}$$

$$\varepsilon = -3 \text{ [}^\circ\text{]} \quad \dots \quad \text{úhel geometrického zkroucení křídla}$$

$$\frac{C_K}{C_0} = \frac{0,7043}{1,709} = 0,412 \quad \Rightarrow \quad \frac{C_{n\bar{p}}}{\varepsilon} = 0,001$$

$$C_{n\bar{p}} = 0,001 \varepsilon = -0,003$$

- Výsledná klonivě zatáčivá derivace

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$C_{n_{\bar{p}}} = 0,087 c_L - 0,003$... dle nového souřadnicového systému otáčím znaménko

$$C_{n_{\bar{p}}} = -0,087 c_L + 0,003 \text{ [1/rad]}$$

Zvolenému cestovnímu režimu letu při rychlosti $v = 153 \text{ [km/h]}$ a při maximální vzletové hmotnosti $m = 700 \text{ [kg]}$ odpovídá součinitel vztlaku $C_L = 0,308 \text{ [1]}$

výsledná klonivě zatáčivá derivace pro daný režim letu: $C_{n_{\bar{p}}} = \underline{-0,0237} \text{ [1/rad]}$

Max. souč. vztlaku při vychýlení klappek: $\delta = 0 \text{ [°]}$ $C_L = 1,4 \text{ [1]}$... převzato z [6]
 $\delta = 8 \text{ [°]}$ $C_L = 1,65 \text{ [1]}$

Max. součinitel vztlaku bez výchylky klappek $\delta = 0 \text{ [°]}$ $C_{n_{\bar{p}}} = \underline{-0,12} \text{ [1/rad]}$

Max. souč. vztlaku s vychýlenými klapkami $\delta = 8 \text{ [°]}$ $C_{n_{\bar{p}}} = \underline{-0,14} \text{ [1/rad]}$

 Derivace tlumení klonění $C_{l_{\bar{p}}}$

dle Lit:[1], tab. 2.6.1.

$$A = 13,844$$

$$\lambda = 0,41$$

$$C_{l_{\bar{p}}} = \underline{-0,53} \text{ [1/rad]}$$

 Derivace tlumení zatáčení $C_{n_{\bar{r}}}$

- Vliv křídla

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

$$A = 13,844 \text{ [1]}$$

$$\frac{C_{n_{\bar{r}}}}{C_L^2} = -0,0088$$

$$C_{n_{\bar{r}}} = -0,0088 C_L^2$$

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

$k = 0,16$ opravný součinitel na vliv zkroucení

$$(C_{n_{\bar{r}}})_{kř} = -0,0088 C_L^2 k$$

$$(C_{n_{\bar{r}}})_{kř} = -0,0014 C_L^2 [1/rad]$$

- Vliv SOP

dle Lit:[1], Rov. 2.94

$$(C_{n_{\bar{r}}})_{SOP} = -2 a_{SOP} \sqrt{k_{SOP}} \tilde{V}_{SOP} \frac{\tilde{l}_{SOP}}{b}$$

$$(C_{n_{\bar{r}}})_{SOP} = -2 \cdot 2,29 \cdot \sqrt{0,925} \cdot (0,02566 - 0,0038 \bar{x}_T) \cdot \frac{[5,3465 - (1,2764 \bar{x}_T)]}{16,705}$$

$$(C_{n_{\bar{r}}})_{SOP} = (0,0167 \bar{x}_T - 0,113) \cdot (-0,0764 \bar{x}_T + 0,32)$$

$$\tilde{V}_{SOP} = \frac{S_{SOP} \tilde{l}_{SOP}}{S b} = \frac{1,616 \cdot [5,3465 - (1,2764 \bar{x}_T)]}{20,157 \cdot 16,705}$$

$$\tilde{V}_{SOP} = 0,02566 - 0,0038 \bar{x}_T$$

$$\tilde{l}_{SOP} = l'_{SOP} - (c_A \bar{x}_T) = 5,3465 - (1,2764 \bar{x}_T)$$

$$l'_{SOP} = 5,3465 [m] \dots \quad \text{vzdálenost } AS_{SOP} \text{ a bodem na NH křídla v místě SAT}$$

- Výsledná derivace tlumení zatáčení

$$C_{n_{\bar{r}}} = (C_{n_r})_{k\check{y}} + (C_{n_r})_{SOP}$$

$$C_{n_{\bar{r}}} = -0,0014 c_L^2 + [(0,0167 \bar{x}_T - 0,113) \cdot (-0,0764 \bar{x}_T + 0,32)]$$

Derivace tlumení zatáčení je vyjádřena tabulkově pro různé polohy centrází, pro různé součinitele vztlaku (při cestovním režimu letu, při max. součiniteli vztlaku bez klapek a při max. součiniteli vztlaku při různých výchylkách klapek)

Zvolenému cestovnímu režimu letu při rychlosti $v = 153 \text{ [km/h]}$ a při maximální vzletové hmotnosti $m = 700 \text{ [kg]}$ odpovídá součinitel vztlaku $C_L = 0,308 \text{ [1]}$

Max.souč.vztlaku při výchýlení klapek: $\delta = 0 \text{ [}^\circ\text{]}$ $C_L = 1,4 \text{ [1]}$
 $\delta = 8 \text{ [}^\circ\text{]}$ $C_L = 1,65 \text{ [1]}$

	m	x_T	$C_{n_{\bar{r}}} \text{ [1/rad]}$		
			$C_L(0^\circ)=1,4$	$C_L(8^\circ)=1,65$	cestovní režim
	[kg]	[-]			
Max.vzletová	700	0,2922	-0,03494	-0,03600	-0,032328
Krajní přední centráž	685	0,2634	-0,03532	-0,03639	-0,032705
Krajní zadní centráž	606	0,3547	-0,03412	-0,03518	-0,031472

Tab.4 Bočivě zatáčivá derivace – výsledné hodnoty

Derivace zatáčivě klonivá $C_{l_{\bar{\tau}}}$ • Vliv křídla

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

$$A = 13,844 \text{ [1]}$$

$$\frac{C_k}{C_0} = \frac{0,7043}{1,709} = 0,412 \quad \Rightarrow \quad \frac{C_{l_{\bar{\tau}}}}{C_L} = -0,24$$

$$C_{l_{\bar{\tau}}} = -0,24 C_L$$

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

$$A = 13,844 \text{ [1]}$$

$$\varepsilon = -3 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$\frac{C_k}{C_0} = \frac{0,7043}{1,709} = 0,412 \quad \Rightarrow \quad \frac{C_{l_{\bar{\tau}}}}{\varepsilon} = -0,0065$$

$$C_{l_{\bar{\tau}}} = -0,0065 \varepsilon = -0,0065 \cdot (-3) = 0,0195$$

$$(C_{l_{\bar{\tau}}})_{kř} = -0,24 C_L + 0,0195$$

• Vliv SOP

dle Lit:[1], Rov. 2.87

$$(C_{l_{\bar{\tau}}})_{SOP} = -2 a_{SOP} \sqrt{k_{SOP}} \tilde{V}_{SOP} \frac{h_{ASOP}}{b}$$

$$(C_{l_{\bar{\tau}}})_{SOP} = -2 \cdot 2,29 \cdot \sqrt{0,925} \cdot (0,02566 - 0,0038 \bar{x}_T) \cdot \frac{0,793}{16,705}$$

$$(C_{l_{\bar{\tau}}})_{SOP} = 0,0007976 \bar{x}_T - 0,005386 \text{ [1/rad]}$$

$$h_{ASOP} = 0,796 \text{ [m]} \quad \dots \text{ vertikální vzdálenost } AS_{SOP} \text{ k těžišti}$$

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$$\tilde{V}_{SOP} = \frac{S_{VOP} \tilde{l}_{SOP}}{S b} = \frac{1,616 \cdot [5,3465 - (1,2764 \bar{x}_T)]}{20,157 \cdot 16,705}$$

$$\tilde{V}_{SOP} = 0,02566 - 0,0038 \bar{x}_T$$

- Výsledná derivace zatáčivě klonivá

$$C_{l_{\bar{\tau}}} = (C_{l_{\bar{\tau}}})_{k\check{r}} + (C_{l_{\bar{\tau}}})_{SOP}$$

$$C_{l_{\bar{\tau}}} = (-0,24 C_L + 0,0195) + (0,0007976 \bar{x}_T - 0,005386)$$

... dle nového souřadnicového systému otáčím znaménko

$$C_{l_{\bar{\tau}}} = (0,24 C_L - 0,0195) + (-0,0007976 \bar{x}_T + 0,005386)$$

Derivace zatáčivě klonivá je vyjádřena tabulkově pro různé polohy centráží, pro různé součinitele vztlaku (při cestovním režimu letu, při max. součiniteli vztlaku bez klapek a při max. součiniteli vztlaku při různých výchylkách klapek)

Zvolenému cestovnímu režimu letu při rychlosti $v = 153$ [km/h] a při maximální vzletové hmotnosti $m = 700$ [kg] odpovídá součinitel vztlaku $C_L = 0,308$ [1]

Max.souč.vztlaku při výchýlení klapek: $\delta = 0$ [°] $C_L = 1,4$ [1]
 $\delta = 8$ [°] $C_L = 1,65$ [1]

	m	x_T	$C_{l_{\bar{\tau}}}$ [1/rad]		
			$C_L(0^\circ)=1,4$	$C_L(8^\circ)=1,65$	cestovní režim
	[kg]	[-]			
Max.vzletová	700	0,2922	0,32165	0,38165	0,0596
Krajní přední centráž	685	0,2634	0,32167	0,38167	0,0579
Krajní zadní centráž	606	0,3547	0,32160	0,38160	0,0494

Tab.5 Bočivě zatáčivá derivace – výsledné hodnoty

Derivace bočné síly $C_{y\beta}$

- Vliv křídla (vzepětí a šíp)

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

$$\Lambda = |-5| [^\circ]$$

$$\Gamma = 3 [^\circ]$$

$$\frac{c_k}{c_0} = \frac{0,7043}{1,709} = 0,412 \quad \Rightarrow \quad \frac{C_{y\beta}}{C_L \operatorname{tg} \Lambda \Gamma} = 0,0215$$

$$C_{y\beta} = 0,0215 C_L \operatorname{tg} \Lambda \Gamma = 0,0215 C_L \operatorname{tg}(-5) \cdot 3$$

$$(C_{y\beta})_{kř} = -0,00564 C_L [1/rad]$$

- Vliv trupu

dle Lit:[1], Rov. 2.70

$$a_{tr} = 0,28 [1/rad]$$

$$S_{TR} = 5,66 [m^2]$$

$$S = 20,157 [m^2]$$

$$(C_{y\beta})_{tr} = -a_{tr} \frac{S_{TR}}{S} = -0,0786 [1/rad]$$

- Vliv SOP

dle Lit:[1], Rov. 2.72

$$(C_{y\beta})_{SOP} = -a_{SOP} \frac{S_{SOP}}{S} \chi = -2,29 \cdot \frac{1,616}{20,157} \cdot 1 = -0,184 [1/rad]$$

- Výsledná derivace bočné síly

$$C_{y\beta} = (C_{y\beta})_{KŘ} + (C_{y\beta})_{TR} + (C_{y\beta})_{SOP}$$

$$c_{y\beta} = (-0,00564 C_L) + (-0,0786) + (-0,184)$$

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$$c_{y\beta} = -0,00564 C_L - 0,2626 \text{ [1/rad]}$$

Zvolenému cestovnímu režimu letu při rychlosti $v = 153 \text{ [km/h]}$ a při maximální vzletové hmotnosti $m = 700 \text{ [kg]}$ odpovídá součinitel vztlaku $C_L = 0,308 \text{ [1]}$

výsledná derivace bočné síly pro cestovní režim letu: $c_{y\beta} = \underline{-0,264} \text{ [1/rad]}$

Max. souč. vztlaku při vychýlení klapek: $\delta = 0 \text{ [°]}$ $C_L = 1,4 \text{ [1]}$
 $\delta = 8 \text{ [°]}$ $C_L = 1,65 \text{ [1]}$

Max. součinitel vztlaku bez výchyly klapek $\delta = 0 \text{ [°]}$ $c_{y\beta} = \underline{-0,271} \text{ [1/rad]}$

Max. souč. vztlaku s vychýlenými klapkami $\delta = 8 \text{ [°]}$ $c_{y\beta} = \underline{-0,272} \text{ [1/rad]}$

Derivace bočné síly od zatáčení $C_{Y\bar{r}}$

Derivace bočné síly od klonění $C_{Y\bar{p}}$

- derivace bývají málo významné a v přibližných řešeních jsou zpravidla zanedbávány

- dle Lit [1] jsem nenašel způsob řešení těchto derivací, jejich výpočet je proveden za pomoci Lit. [DATCOM] v další fázi výpočtu a následně použito ve výpočtu stranové dynamické stability

$$C_{Y\bar{r}} = 0,133 \text{ [1/rad]}$$

$$C_{Y\bar{p}} = 0,0074 \text{ [1/rad]}$$

- výpočet derivací dle DATCOM proveden níže

16. VÝSLEDNÉ HODNOTY PODÉLNÉ DYNAMICKÉ STABILITY

Výpočet proveden dle lit.[4], viz příloha č.1. Kompletní výpočet proveden programem MathCAD pro cestovní režim letu a pro maximální vzletovou hmotnost a jí odpovídající centráž.. Výsledkem výpočtu jsou čtyři komplexní kořeny. Kořeny 1,2 charakterizují rychlé kmity, kořeny 3,4 pomalé kmity. Tabulka výsledných hodnot uvedena níže.

letový režim			cestovní
rychlost		[km/h]	Vc = 153
čas	$t_{1/2}$ pro 1,2	[s]	0,139
čas	$t_{1/2}$ pro 3,4	[s]	23,95
perioda	$T_{1/2}$ pro 1,2	[s]	1,97
perioda	$T_{1/2}$ pro 3,4	[s]	28,59
počet cyklů	$N_{1/2}$ pro 1,2	[1]	0,071
počet cyklů	$N_{1/2}$ pro 3,4	[1]	0,838
frekvence	f pro 1,2	[Hz]	0,508
frekvence	f pro 3,4	[Hz]	0,035
úhlová frekvence	w pro 1,2	[rad/s]	3,19
úhlová frekvence	w pro 3,4	[rad/s]	0,22
log.dekrement útlumu	V pro 1,2	[1]	9,772
log.dekrement útlumu	V pro 3,4	[1]	0,827

17. VÝSLEDNÉ HODNOTY STRANOVÉ DYNAMICKÉ STABILITY

Výpočet proveden dle lit.[4], viz příloha č.2. Celý postup včetně výpočtu proveden programem MathCAD pro cestovní režim letu a pro maximální vzletovou hmotnost a jí odpovídající centráž.

			Rychlý klonivý pohyb	Kymácivý pohyb "Dutch roll"	Spirálový pohyb
čas	$t_{1/2}$	[s]	0,035	1,349	207
úhlová frekvence	w	[rad/s]		1,986	
perioda	T	[s]		3,164	
frekvence	f	[Hz]		0,316	
počet cyklů	$N_{1/2}$	[1]		0,426	

18. ZÁVĚSOVÉ MOMENTY A SÍLY V ŘÍZENÍ KORMIDEL

18.1. Závěsový moment směrového kormidla

dle Lit:[1], tab. 3.5.1. a Lit:[4],

$S_{SOP} = 1,616 [m^2]$...	plocha SOP
$S_{SK} = 0,92 [m^2]$...	plocha směrového kormidla
$S_{ooSOP} = 0,1 [m^2]$...	plocha mezi NH a osou otáčení směr.kormidla
$c_S = \frac{c_{S_0} + c_{S_1}}{2} = 0,575 [m]$...	střední hloubka směr.kormidla za osou otáčení
$S_V = 0,82 [m^2]$...	plocha směr.kormidla za osou otáčení
$a_{SOP} = 2,464 [1/rad]$...	sklon vztlakové čáry SOP
$F_1 = 0,64$...	koeficienty získané z tabulky dle [1]
$F_2 = 0,78$		
$\delta_{SK} [^\circ]$...	výchylka směrového kormidla
$\left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) = 1$...	pro středoplošníky dle [1], str.90
$\beta_{SOP} = \beta \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) = \beta$...	vybočení β_{SOP} jsme převedli na vybočení celého letounu β

Derivace závěsových momentů:

tab. 3.5.1. pro přibližný výpočet lze použít i pro stanovení závěs. momentů směrového kormidla

$$c_{H\beta_{SOP}} = -0,12 F_1 a_{SOP} \frac{S_{SK}}{S_{SOP}} = -0,12 \cdot 0,64 \cdot 2,464 \cdot \frac{0,92}{1,616} = -0,1077 [1/rad]$$

$$c_{H\delta} = -0,14 F_2 a_{SOP} = -0,14 \cdot 0,78 \cdot 2,464 = -0,269 [1/rad]$$

Součinitel závěsového momentu:

- výpočet proveden pro cestovní režim letu, při rychlosti 153 km/h.

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$$c_{H_S} = c_{H_{\beta_{SOP}}} \beta_{SOP} + c_{H_{\delta_S}} \delta_S = -0,1077 \cdot \frac{0}{57,3} - 0,269 \cdot \frac{\pm 30}{57,3}$$

$$c_{H_S} = -0,1408 \quad \text{pro } \beta = 0 \text{ a výchylku SK } +30 [^\circ]$$

$$c_{H_S} = 0,1408 \quad \text{pro } \beta = 0 \text{ a výchylku SK } -30 [^\circ]$$

Závěsový moment

$$H_S = c_{H_S} S_S k_{SOP} c_S q$$

$$H_S = -0,1408 \cdot 0,82 \cdot 0,925 \cdot 0,575 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{153}{3,6}\right)^2$$

$$H_S = -68 [Nm] \quad \dots \quad \text{pro } \beta = 0^\circ \text{ a výchylku SK } \pm 30^\circ$$

$$H_S = -95,16 [Nm] \quad \dots \quad \text{pro } \beta = 30^\circ \text{ a výchylku SK } \pm 30^\circ$$

Dle předpisu CS-22 je maximální dovolená hodnota v nožním řízení 400 N. V době výpočtu nebyla známa přesná hodnota převodového poměru K_S . Doporučil jsem běžně používaný převodový poměr $K_S = 2,5$, který může být v případě potřeby zvětšen, protože není dosaženo mezních sil v řízení. Z výpočtu je zřejmé, že mezní závěsové momenty získáme pro kladnou výchylku výškového kormidla pro zvětšující se úhel vybočení letounu. Tyto spočtené maximální hodnoty jsou jen pro maximální výchylky směrového kormidla, které jsou používány jen krátkodobě. Při zmenšení výchylky dojde k podstatnému zmenšení závěsových momentů i sil do řízení.

Síly v řízení:

$$F_S = K_S H_S = 2,5 \cdot (-95,16)$$

$$F_S = \underline{-237,9 [N]}$$

Výpočet v závislosti na úhlu vybočení je proveden v příloze 6.

18.2. Závěsový moment výškového kormidla

dle Lit:[1], tab. 3.5.1. a Lit:[4]

$$F_V = K_V H_V = K_V C_{HV} k_{VOP} S_V c_V q$$

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

$$C_{H\alpha_{VOP}} = -0,1234 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{vypočteno již dříve}$$

$$C_{H\delta} = -0,392 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{vypočteno již dříve}$$

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

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

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

$$\alpha_{K\check{R}} = \frac{C_L}{a_{K\check{R}}} = \frac{0,308}{5,157} = 0,0597 \text{ [1/rad]} = 3,42 \text{ [°]} + 2,65 \text{ [°]} = 6,07 \text{ [°]} = 0,106 \text{ [1/rad]}$$

$$\alpha_{VOP} = \alpha_{KT} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + (\varphi_{VOP} - \varepsilon_0) = 0,106 \cdot (1 - 0,261) + (-0,122 - 0,00869)$$

$$\alpha_{VOP} = -0,0523 \text{ [1/rad]} = -3 \text{ [°]}$$

$$\varphi_{VOP} = -7 \text{ [°]} = -0,122 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{úhel mezi čarou nulového vztlaku VOP vůči čáře nulového vztlaku křídla}$$

$$\varepsilon_0 = \frac{2 a_{KT} \varphi_{KT}}{\pi A} = \frac{2 \cdot 5,157 \cdot 2,1 \cdot \frac{\pi}{180}}{\pi \cdot 13,844} = 0,00869 \text{ [rad]}$$

$$\varphi_{KT} = 2,1 \text{ [°]} \quad \dots \quad \text{úhel nastavení křídlo-trup}$$

Součinitel závěsového momentu

Výpočet proveden pro cestovní režim letu, při rychlosti 153 km/h.

$$C_{HV} = C_{H\alpha_{VOP}} \alpha_{VOP} + C_{H\delta} \delta_V = -0,1234 \cdot \frac{-3}{57,3} + (-0,392) \cdot \frac{-34}{57,3}$$

$$C_{HV} = 0,239 \quad \dots \text{ pro výchylku } -34 [^\circ]$$

$$C_{HV} = -0,1645 \quad \dots \text{ pro výchylku } 25 [^\circ]$$

$$C_V = \frac{c_{V_0} + c_{V_1}}{2} = \frac{0,41 + 0,25}{2} = 0,33 \quad \dots \text{ střední hloubka VK za osou otáčení}$$

$$S_V = 1,06 [m^2] \quad \dots \text{ plocha výškového kormidla za osou otáčení}$$

Závěsový moment:

$$H_V = C_{HV} k_{VOP} S_V c_V q$$

$$H_V = 0,239 \cdot 0,925 \cdot 1,06 \cdot 0,33 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{153}{3,6}\right)^2$$

$$H_V = 85,6 [Nm] \quad \dots \text{ hodnota závěsového momentu pro výchylku } -34^\circ$$

$$H_V = -55,9 [Nm] \quad \dots \text{ hodnota závěsového momentu pro výchylku } +25^\circ$$

Dle předpisu je maximální dovolená síla na řídicí páce 200 N. V době výpočtu nebyla známa přesná hodnota převodového poměru. Aby nebyly překročeny maximální síly, doporučil jsem převodový poměr $K_V = 2,3$. Z výpočtu je zřejmé že mezní závěsové momenty získáme pro zápornou výchylku výškového kormidla.

Síly v řízení:

$$F_V = K_V H_V = 2,3 \cdot 85,6 = 196,9 [N] \quad \dots \text{ síla v řízení pro výchylku } -34^\circ$$

$$F_V = K_V H_V = 2,3 \cdot (-55,9) = -128,6 [N] \quad \dots \text{ síla v řízení pro výchylku } +25^\circ$$

Výpočet momentů a sil pro různé výchylky proveden v příloze 5.

18.3. Závěsový moment křídélka

$S_K = 1 \text{ [m}^2\text{]}$... plocha křídélka za osou otáčení

$c_K = \frac{c_{K_0} + c_{K_1}}{2} = 0,2945 \text{ [m]}$... střední hloubka křídélka za osou otáčení

$\delta_K \text{ [}^\circ\text{]}$... výchylka křídélka

dle Lit:[1], tab. 3.3.1.

úhel odtokové hrany křídélka = 14°

$$\frac{b_k}{b} = \frac{0,3341}{0,8934} = 0,374 \Rightarrow (C_{H\alpha})_\infty$$

$$(C_{H\alpha})_\infty = -0,0076 \text{ [1/}^\circ\text{]} .$$

dle Lit:[1], tab. 3.4.2.

$$A = 1,14 \text{ [-]}$$

$$\frac{z}{l/2} = \frac{4,882}{16,705/2} = 0,5845$$

$$\frac{(\Delta C_{H\alpha})_1}{A} = 0,0005 \Rightarrow (\Delta C_{H\alpha})_1$$

$$(\Delta C_{H\alpha})_1 = 0,0005 \cdot 1,14$$

$$(\Delta C_{H\alpha})_1 = 5,7 \cdot 10^{-4} \text{ [1/}^\circ\text{]}$$

Výsledná derivace:

$$C_{H\alpha} = (C_{H\alpha})_\infty \frac{A}{A + 2,5} + (\Delta C_{H\alpha})_1$$

$$C_{H\alpha} = -0,0076 \cdot \frac{13,844}{13,844 + 2,5} + 5,7 \cdot 10^{-4}$$

$$C_{H\alpha} = -0,005867 \text{ [1/}^\circ\text{]} = -0,336 \text{ [1/rad]}$$

Výsledná derivace $C_{H\delta}$:

dle Lit:[1], tab. 3.4.1.

$$(\Delta C_{H\delta})_1 \approx (\Delta C_{H\alpha})_1 = 5,7 \cdot 10^{-4} \text{ [1/}^\circ\text{]}$$

- Účinnost křídélka

dle Lit.[1], tab. 3.1.1. a tab. 3.1.2.

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = n k_1 = 0,6 \cdot 1,01 = \underline{0,606} \text{ [1]}$$

$$n: \frac{b_k}{b} = \frac{0,2964}{0,927} = 0,32 \quad \Rightarrow \quad n = 0,6$$

$$k_1: \frac{b_{00}}{b_k} = \frac{0,048}{0,2964} = 16,2 \% \quad \Rightarrow \quad k_1 = 1,01$$

$$C_{H\delta} = (C_{H\delta})_\infty - \frac{\partial \alpha}{\partial \delta} C_{H\alpha} \frac{A}{A + 2,5} + (\Delta C_{H\delta})_1$$

$$C_{H\delta} = -0,012 - 0,606 \cdot (-0,005867) \cdot \frac{13,844}{13,844 + 2,5} + 5,7 \cdot 10^{-4}$$

$$C_{H\delta} = -0,0084 \text{ [1/}^\circ\text{]} = -0,481 \text{ [1/rad]}$$

Součinitel závěsového momentu křídélka

$$\delta_{K_nahoru} = -34 \text{ [}^\circ\text{]} \quad \delta_{K_dolů} = +13 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$c_{HK} = C_{H\alpha} \alpha_{K\ddot{r}} + C_{H\delta} \delta_K = -0,336 \cdot \frac{6,07}{57,3} + (-0,481) \cdot \frac{\delta_K}{57,3}$$

$$c_{HK} = -0,1447 \quad \text{pro výchylku křídélka } +13 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$c_{HK} = 0,2498 \quad \text{pro výchylku křídélka } -34 \text{ [}^\circ\text{]}$$

Závěsový moment křídélka

- výpočet proveden pro cestovní režim letu, při rychlosti 153 km/h.

$$H_K = c_{H_K} S_K k_{SOP} c_K q$$

$$H_K = -0,1447 \cdot 1 \cdot 0,925 \cdot 0,2945 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{153}{3,6}\right)^2$$

$$H_K = -46,2 \text{ [Nm]} \quad \dots \quad \text{hodnota závěsového momentu pro pro výchylku } +13 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$H_K = 75,3 \text{ [Nm]} \quad \dots \quad \text{hodnota závěsového momentu pro pro výchylku } -34 \text{ [}^\circ\text{]}$$

Dle předpisu je maximální dovolená síla na řídicí páce 100 N. V době výpočtu nebyla známa přesná hodnota převodového poměru. Aby nebyly překročeny maximální síly, doporučil jsem převodový poměr $K_K = 1,32$. Z výpočtu je zřejmé, že mezní závěsové momenty získáme pro zápornou výchylku křídélka.

Síly v řízení:

$$F_K = K_K H_K = 1,32 \cdot (-46,2) = -61 \text{ [N]} \quad \dots \quad \text{síla v řízení pro výchylku } +13 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$F_K = K_K H_K = 1,32 \cdot (75,3) = 99,4 \text{ [N]} \quad \dots \quad \text{síla v řízení pro výchylku } -34 \text{ [}^\circ\text{]}$$

Výpočet momentů a sil pro různé výchylky proveden v příloze 7.

19. STANOVENÍ AERODYNAMICKÝCH DERIVACÍ DLE DATCOM

19.1. Úvod

Databáze DATCOM poskytuje systematický přehled metod pro prvotní odhad parametrů předběžného výpočtu, s ohledem na jeho letové vlastnosti. Je rozdělen na několik částí, z nichž každá část zpracovává určité veličiny. Práce s DATCOMEM spočívá ve vyhledávání parametru, který se má určit. Ten je zapsán ve formě rovnice, přičemž je zde uveden výpočet jednotlivých členů nebo odkaz na výpočet na jinou část DATCOMU. Po spočtení všech členů rovnice je možné vyčíslení hledaného parametru.

19.2. Výpočet stabilitních derivací

- veškeré výpočty provedeny dle Lit:[3]
- souřadný systém je shodný s prvotním výpočtem

19.2.1 Základní aerodynamická data

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

- dle 4.4.1-h

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 [K_A K_\lambda K_H (\cos \Lambda_{c/4})^{1/2}]^{1.19}$$

$$\Lambda_{c/4} = -5 [^\circ] \quad \dots \quad \text{úhel šípu čtvrtinové čáry křídla}$$

kde K_A , K_λ , K_H jsou koeficienty, zahrnující vlivy tvaru křídla, štíhlosti a vzdálenosti mezi aerodynamickými středami křídla a VOP. Jsou vypočteny podle následujících vztahů:

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1,7}} = \frac{1}{13,844} - \frac{1}{1 + 13,844^{1,7}} = 0,0609$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7} = \frac{10 - 3 \cdot 0,412}{7} = 1,252$$

$$K_H = \frac{1 - \left| \frac{h_{VOP}}{b} \right|}{\sqrt[3]{2 \frac{\bar{l}_{VOP}}{b}}} = \frac{1 - \left| \frac{0,223}{16,705} \right|}{\sqrt[3]{2 \cdot \frac{5,394}{16,705}}} = 1,136$$

h_{VOP} [m] ... horizontální vzdálenost mezi kořenovou tětivou křídla a AS_{VOP}

\bar{l}_{VOP} [m] ... vzdálenost mezi $AS_{KŘ}$ a AS_{VOP}

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 \cdot [0,0609 \cdot 1,252 \cdot 1,136 \cdot (\cos|-0,08726|)^{1/2}]^{1,19}$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \underline{0,241} \text{ [1]}$$

- Sklony vztakových čar

- dle 4.1.3.2-49

Křídlo

$$A_e = \frac{b^2}{s} = \frac{15,59^2}{18,728} = 12,978 \text{ [1]} \quad \dots \text{ štíhlost odkryté části křídla (bez části v trupu)}$$

$$\Lambda_{c/2} = -6 \text{ [}^\circ\text{]} = -0,1047 \text{ [rad]} \quad \dots \text{ úhel šípu v } \frac{1}{2} \text{ křídla}$$

$$\beta = 0,99$$

$$C_{L\alpha_p} = 5,786 \text{ [1/rad]} \quad \dots \text{ sklon křivky vztaku profilu křídla, převzato z [6]}$$

$$k = \frac{C_{L\alpha_{pKŘ}}}{2\pi} = \frac{5,787}{2\pi} = 0,921$$

$$(C_{L\alpha})'_e = \frac{2\pi A_e}{2 + \sqrt{\frac{A_e^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right) + 4}}$$

$$(C_{L\alpha})'_e = \frac{2\pi \cdot 12,978}{2 + \sqrt{\frac{12,978^2 \cdot 0,99^2}{0,921^2} \left(1 + \frac{\tan^2(-0,1047)}{0,99^2}\right) + 4}}$$

$$(C_{L\alpha})'_e = \underline{5,043} \text{ [1/rad]} = 0,08802 \text{ [1/deg]}$$

VOP

$A_e = 4 \text{ [1]}$... štíhlost odkryté části VOP (bez části v trupu)

$\Lambda_{c/2} = 1 \text{ [°]} = 0,0174 \text{ [rad]}$

$\beta = 0,99$

$C_{L\alpha_{pVOP}} = 6,2 \text{ [1/rad]}$... sklon křivky vztlaku profilu VOP, převzato z [6]

$$k = \frac{C_{L\alpha_{pVOP}}}{2\pi} = \frac{6,2}{2\pi} = 0,987$$

$$(C_{L\alpha})''_e = \frac{2\pi A_e}{2 + \sqrt{\frac{A_e^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right) + 4}} = \frac{2\pi \cdot 4}{2 + \sqrt{\frac{4^2 \cdot 0,99^2}{0,987^2} \left(1 + \frac{\tan^2(0,0174)}{0,99^2}\right) + 4}}$$

$$(C_{L\alpha})''_e = \underline{3,883} \text{ [1/rad]} = 0,06777 \text{ [1/deg]}$$

Celý letoun

$K_N, K_{B(W)}, K_{W(B)}$... korekční faktory (příd, trup, křídlo), dle 4.3.1.2-4

$\frac{q''}{q_\infty} = 0,925$... koeficient snížení dynamického tlaku na VOP

$S_e' = 18,728 \text{ [m}^2\text{]}$... plocha křídla, bez části v trupu dle obr.12

$S' = 21,658 \text{ [m}^2\text{]}$... plocha přední části letounu včetně křídla a trupu

$S_e'' = 2,5 \text{ [m}^2\text{]}$... plocha VOP, bez části v trupu

$S'' = 4,064 \text{ [m}^2\text{]}$... plocha zadní části letounu včetně VOP a trupu

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$$C_{L\alpha} = (C_{L\alpha})_e' [K_N + K_{B(W)} + K_{W(B)}]' \frac{S_e'}{S'} + (C_{L\alpha})_e'' [K_{B(W)} + K_{W(B)}]'' \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{q''}{q_\infty} \frac{S_e''}{S''} \frac{S''}{S'}$$

$$C_{L\alpha} = 5,043 \cdot [0,052 + 0,08 + 1,05] \cdot \frac{18,728}{21,658} + 3,883 \cdot [0,07 + 1,04] \cdot (1 - 0,241) \cdot 0,925 \cdot \frac{2,5}{4,064} \cdot \frac{4,064}{21,658}$$

$$C_{L\alpha} = \underline{5,5} [1/rad] = 0,096 [1/deg]$$

19.2.2 Výpočet podélné dynamické stability

$$Cm_\alpha$$

- dle 4.5.2.1-d'

$$\frac{x_{c.g.} - x'}{\bar{c}'} = \frac{x_{c.g.}}{\bar{c}'} + \left(\frac{x_{a.c.}'}{c_{r'}}\right) \left(\frac{c_{r'}}{\bar{c}'}\right) - \frac{g'}{\bar{c}'} - 0,25$$

$$\frac{x_{c.g.} - x'}{\bar{c}'} = \left(\frac{-0,0539}{1,2764}\right) + \frac{0,123}{1,709} \cdot \frac{1,709}{1,2764} - \frac{(-0,18)}{1,2764} - 0,25$$

$$\frac{x_{c.g.} - x'}{\bar{c}'} = -0,0465$$

$$\frac{x_{c.g.} - x''}{\bar{c}''} = \frac{l''}{\bar{c}''} + \frac{x_{c.g.}}{\bar{c}''} = \frac{5,394}{0,801} + 0 = 6,73$$

- definice jednotlivých veličin dle obr.12

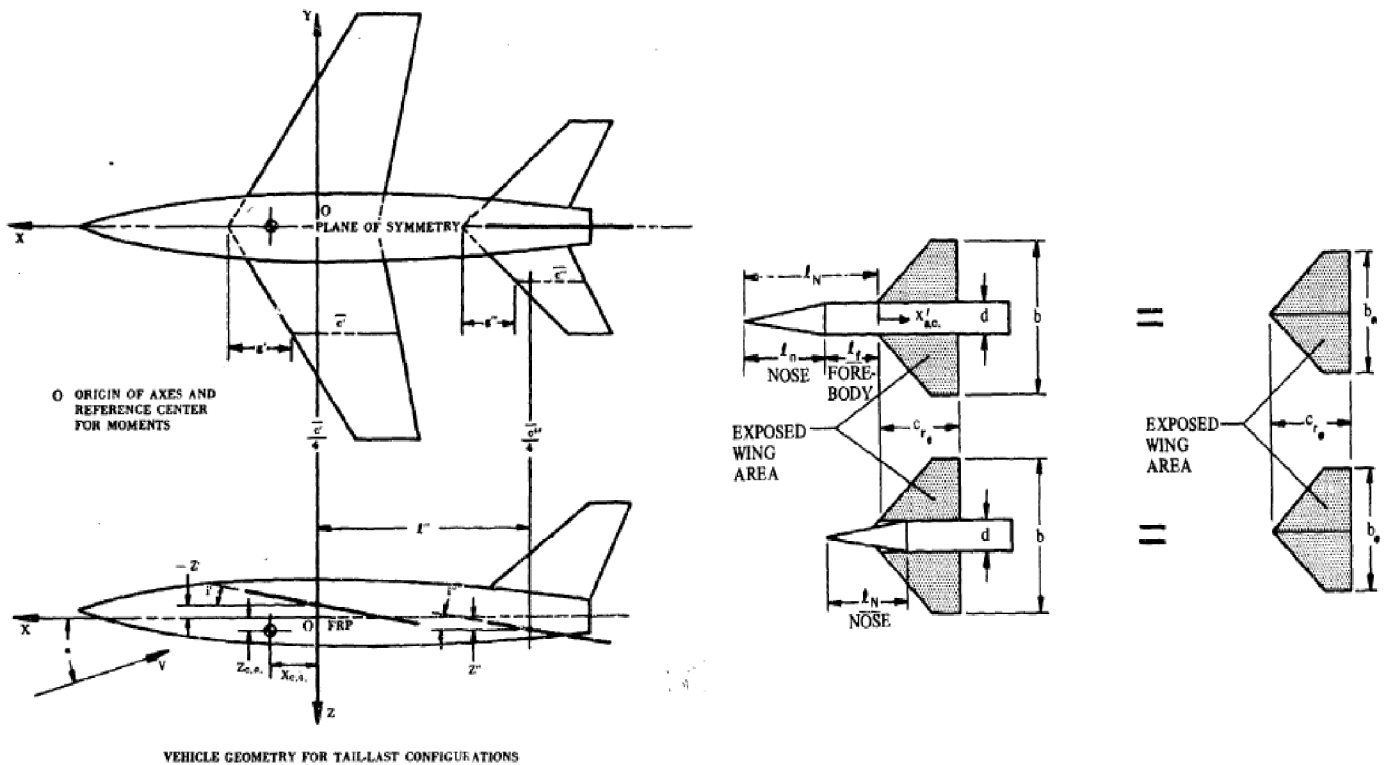
$x_{c.g.} = -0,0539$ [m] ... poloha těžiště (pro m_{TOW}) dle obr.12

$x_{a.c.}' = 0,123$ [m] ... poloha AS_{KT} dle obr.12

$$Cm_\alpha = -\frac{x_{c.g.} - x'}{\bar{c}'} [K_N + K_{B(W)} + K_{W(B)}]' (C_{L\alpha})_e' \frac{S_e'}{S'} - \frac{x_{c.g.} - x''}{\bar{c}''} [K_{B(W)} + K_{W(B)}]'' (C_{L\alpha})_e'' \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{q''}{q_\infty} \frac{S_e''}{S''} \frac{S''}{S'} \frac{\bar{c}''}{\bar{c}'}$$

$$Cm_\alpha = -(-0,00465) \cdot [0,052 + 0,08 + 1,05] \cdot 0,08802 \cdot \frac{18,728}{21,658} - 6,73 \cdot [0,07 + 1,04] \cdot 0,06777 \cdot (1 - 0,241) \cdot 0,925 \cdot \frac{2,5}{4,064} \cdot \frac{4,064}{21,658} \cdot \frac{0,801}{1,2764}$$

$$Cm_\alpha = -0,02 \text{ [1/deg]} = \underline{-1,14} \text{ [1/rad]}$$



Obr. 12 Geometrické charakteristiky letounu a definice odkryté části křídla.
Převzato z [3].

$$C_{l_q}$$

- Konfigurace křídlo-trup

- dle vztahu 7.4.1.1-a

$$(C_{l_\alpha})_e = (C_{L_\alpha})'_e$$

$$\bar{c} = \bar{c}'$$

$$(C_{l_q})'_e = \left(\frac{1}{2} + 2 \frac{\bar{x}}{\bar{c}}\right)_e (C_{L_\alpha})'_e = \left(\frac{1}{2} + 2 \cdot \left(\frac{-0,0539}{1,2764}\right)\right) \cdot 5,043 = 2,09 \text{ [1/rad]}$$

$$\bar{x} = x_{c.g.} = -0,0539 \text{ [m]} \quad \dots \quad \text{vzdálenost mezi těžištěm (pro } m_{TOW}) \text{ a } AS_{KŘ}$$

- dle 7.2.1-a

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$V_B = 2,4$ [m ³]	...	objem trupu letounu
$(k_2 - k_1) = 0,9$...	odečteno z grafu 4.2.1.1-20a
$S_0 = 0,36$ [m ²]	...	průřezová plocha v místě VOP
$S_b = 4,55$ [m ²]	...	průřezová plocha trupu
$x_m = 2,448$ [m]	...	vzdálenost od počátku trupu ke středu rotace (k těžišti m_{TOW})
$l_B = 8,461$ [m]	...	délka trupu

$(C_{L\alpha})_B$... sklon vztřelkové čáry trupu, dle 4.2.1.1.

$$(C_{L\alpha})_B = \frac{2(k_2 - k_1)S_0}{V_B^{2/3}} = \frac{2 \cdot (0,9) \cdot 0,36}{2,4^{2/3}} = 0,3615 \text{ [1/rad]}$$

$$(C_{L\alpha})_B = 0,3615 \cdot \frac{V_B^{2/3}}{S_b} = 0,142 \text{ [1/rad]}$$

- dle 7.2.1.1-a

$$(C_{l_q})_B = 2(C_{L\alpha})_B \left(1 - \frac{x_m}{l_B}\right) = 2 \cdot 0,142 \cdot \left(1 - \frac{2,448}{8,461}\right) = 0,2 \text{ [1/rad]}$$

- dle 7.3.1.1-a

$$(C_{l_q})_{WB} = [K_{B(W)} + K_{W(B)}] \left(\frac{S_e'}{S'}\right) \left(\frac{\bar{c}_e'}{\bar{c}'}\right) (C_{l_q})_e' + (C_{l_q})_B \left(\frac{S_b}{S'}\right) \left(\frac{l_B}{\bar{c}'}\right)$$

$$(C_{l_q})_{WB} = [0,08 + 1,05] \cdot \left(\frac{18,728}{21,658}\right) \cdot \left(\frac{1,2356}{1,2764}\right) \cdot 2,09 + 0,2 \cdot \left(\frac{4,55}{25,72}\right) \cdot \left(\frac{8,461}{1,2764}\right)$$

$$(C_{l_q})_{WB} = 1,92 \text{ [1/rad]}$$

- Konfigurace křídlo-trup-ocasní plochy

- dle 7.4.1.1-a

$$\frac{x_{cg} - x''}{\bar{c}'} = \frac{l''}{\bar{c}'} + \frac{x_{c.g.}}{\bar{c}'} = \frac{5,394}{1,2764} + \left(\frac{-0,0539}{1,2764}\right) = 4,18$$

$$C_{l_q} = (C_{l_q})_{WB} + 2[K_{B(W)} + K_{W(B)}]'' \left(\frac{S_e''}{S'}\right) \left(\frac{x_{cg} - x''}{\bar{c}'}\right) \left(\frac{q''}{q_\infty}\right) (C_{L_\alpha})_e''$$

$$C_{l_q} = 1,92 + 2 \cdot [0,07 + 1,04] \cdot \left(\frac{2,5}{21,658}\right) \cdot 4,18 \cdot 0,925 \cdot 3,883$$

$$C_{l_q} = \underline{5,78} \text{ [1/rad]}$$

C_{m_q}

- Konfigurace křídlo-trup

- dle 7.1.1.2-a

$$\bar{c} = \bar{c}' = 1,2764 \text{ [m]}$$

$$C_{L_\alpha} = 5,5 \text{ [1/rad]} = 0,096 \text{ [1/deg]}$$

$$\Lambda_{c/4} = -5 \text{ [°]}$$

$$A_e = 12,978 \text{ [1]} \quad \dots \text{ štiřlost odkryté časti křídla (bez časti v trupu)}$$

$$(C_{m_q})_e = -0,7 C_{L_\alpha} \cos \Lambda_{c/4} \left\{ \frac{A_e \left[\frac{1}{2} \frac{\bar{x}}{\bar{c}} + 2 \left(\frac{\bar{x}}{\bar{c}} \right)^2 \right]}{A_e + 2 \cos \Lambda_{c/4}} + \frac{1}{24} \left(\frac{A_e^3 \tan^2 \Lambda_{c/4}}{A_e + 6 \cos \Lambda_{c/4}} \right) + \frac{1}{8} \right\}$$

$$(C_{m_q})_e = -0,7 \cdot 0,096 \cdot \cos(-5)$$

$$\cdot \left\{ \frac{12,978 \cdot \left[\frac{1}{2} \left(\frac{-0,0539}{1,2764} \right) + 2 \left(\frac{-0,0539}{1,2764} \right)^2 \right]}{12,978 + 2 \cos(-5)} + \frac{1}{24} \left(\frac{12,978^3 \tan^2(-5)}{12,978 + 6 \cos(-5)} \right) + \frac{1}{8} \right\}$$

$$(C_{m_q})_e = -0,00981 \text{ [1/deg]} = -0,562 \text{ [1/rad]}$$

- dle vztahu 4.2.2.1-c

$$(C_{m_\alpha})_B = 2 \left(\frac{x_m}{l_B} + \frac{V_B}{S_b l_B} - 1 \right) = 2 \left(\frac{2,448}{8,461} + \frac{2,4}{4,55 \cdot 8,461} - 1 \right) = -1,297 \text{ [1/rad]}$$

- dle vztahu 7.2.1.2

$$(C_{m_q})_B = 2 (C_{m_\alpha})_B \left[\frac{\left(1 - \frac{x_m}{l_B}\right)^2 - \frac{V_B}{S_b l_B} \left(\frac{x_c}{l_B} - \frac{x_m}{l_B}\right)}{\left(1 - \frac{x_m}{l_B}\right) - \frac{V_B}{S_b l_B}} \right]$$

$$(C_{m_q})_B = 2 \cdot (-1,297) \cdot \left[\frac{\left(1 - \frac{2,448}{8,461}\right)^2 - \frac{2,4}{4,55 \cdot 8,461} \cdot \left(\frac{2}{8,461} - \frac{2,448}{8,461}\right)}{\left(1 - \frac{2,448}{8,461}\right) - \frac{2,4}{4,55 \cdot 8,461}} \right]$$

$$(C_{m_q})_B = -2 \text{ [1/rad]}$$

- dle 7.3.1.2-a

$$(C_{m_q})_{WB} = [K_{B(W)} + K_{W(B)}] \left(\frac{S_e}{S}\right) \left(\frac{\bar{c}_e}{\bar{c}}\right)^2 (C_{m_q})_e + (C_{m_q})_B \left(\frac{S_b}{S}\right) \left(\frac{l_B}{\bar{c}}\right)^2$$

$$(C_{m_q})_{WB} = [0,08 + 1,05] \cdot \left(\frac{18,98}{25,72}\right) \cdot \left(\frac{1,2356}{1,2764}\right)^2 \cdot (-0,562) + (-2) \cdot \left(\frac{4,55}{25,72}\right) \cdot \left(\frac{8,461}{1,2764}\right)^2$$

$$(C_{m_q})_{WB} = -15,986 \text{ [1/rad]}$$

- Konfigurace křídlo-trup-ocasní plochy

- dle 7.4.1.2-a

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$$C_{m_q} = (C_{m_q})_{WB} - 2 [K_{B(W)} + K_{W(B)}]'' \left(\frac{S_e''}{S'} \right) \left(\frac{x_{cg} - x''}{\bar{c}'} \right) \left(\frac{q''}{q_\infty} \right) (C_{L_\alpha})_e''$$

$$C_{m_q} = -15,986 - 2 \cdot [0,07 + 1,04] \cdot \left(\frac{2,5}{21,658} \right) \cdot 4,18 \cdot 0,925 \cdot 3,883$$

$$C_{m_q} = \underline{-19,75} \text{ [1/rad]}$$

C_{l_α} C_{m_α}

- nelze vypočítat, metody výpočtu jsou vhodné pouze pro trojúhelníková křídla o malé štíhlosti $0 < \beta A < 4$
- pro jiná křídla v podzvukové oblasti nejsou dostupné jiné výpočtové metody

19.2.3 Výpočet stranové dynamické stability

Derivace bočné síly $C_{y\beta}$

- Vliv samotného křídla

Hlavní vliv má úhel šípu křídla. Protože vliv $\Lambda_{c/4}$ je velmi malé, je i vliv křídla malý.

- dle 5.1.1

$$A = 13,844 \text{ [1]}$$

$$\Lambda_{c/4} = |-5| \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$\Gamma = 3 \text{ [}^\circ\text{]} \quad \dots \quad \text{vzepětí křídla}$$

$$M = 0,12$$

$$\frac{C_{y\beta}}{C_L^2} = \left[\frac{6 \tan \Lambda_{c/4} \sin \Lambda_{c/4}}{\pi A (A + 4 \cos \Lambda_{c/4})} \right] \frac{1}{57,3}$$

$$\frac{C_{y\beta}}{C_L^2} = \left[\frac{6 \cdot \tan(-5) \cdot \sin(-5)}{\pi \cdot 13,844 \cdot (13,844 + 4 \cdot \cos(-5))} \right] \cdot \frac{1}{57,3}$$

$$\frac{C_{y\beta}}{C_L^2} = 0,00000103 \text{ [1/deg]} = 0,000059 \text{ [1/rad]}$$

- Vliv vzepětí a interference křídlo-trup

- dle 5.2.1

$$l_B = 8,461 \text{ [m]} \quad \dots \quad \text{celková délka trupu}$$

$$d = 1,1 \text{ [m]} \quad \dots \quad \text{max. průměr trupu}$$

$$f = 7,7 \text{ [m]} \quad \dots \quad \text{štíhlost trupu} = l_B/d$$

$$z_W \approx 0 \quad \dots \quad \text{vertikální vzdálenost podélné osy letounu od a.c. křídla}$$

$$S_W = 20,157 \text{ [m}^2\text{]} \quad \dots \quad \text{plocha křídla}$$

$$V_B = 2,4 \text{ [m}^3\text{]} \quad \dots \quad \text{celkový objem trupu}$$

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$\Gamma = 3$ [°]	...	<i>vzepětí křídla</i>
$S_0 = 0,36$ [m ²]	...	<i>plocha průřezu v místě VOP</i>
$x_1 = 3,91$ [m]	...	<i>umístění zadní části křídla v trupu</i>

$$\frac{x_1}{l_B} = 0,46$$

$$\frac{x_0}{l_B} = 0,378 + 0,527 \left(\frac{x_1}{l_B} \right) = 0,62 \quad \dots \quad \text{dle grafu 4.2.1.1-20b}$$

- dle 5.2.1.1-a

$$(C_{y\beta})_{WB} = K_i (C_{y\beta})_B \left(\frac{V_B^{2/3}}{S_W} \right) + (\Delta C_{y\beta})_\Gamma$$

$$(C_{y\beta})_{WB} = 1,37 \cdot (-0,3615) \cdot \left(\frac{2,4^{2/3}}{20,157} \right) + 0$$

$$(C_{y\beta})_{WB} = -0,044 \text{ [1/rad]}$$

kde

$$K_i = 1,37 \quad \dots \quad \text{interferenční faktor křídlo-trup dle grafu 5.2.1.1-7}$$

$$(k_2 - k_1) = 0,9 \quad \dots \quad \text{dle grafu 4.2.1.1-20a}$$

- dle 4.2.1.1-a

$$(C_{y\beta})_B = - \left[\frac{2(k_2 - k_1) S_0}{V_B^{2/3}} \right] = \frac{2 \cdot (0,9) \cdot 0,36}{2,4^{2/3}} = -0,3615 \text{ [1/rad]}$$

- dle 5.1.1.1-b

$$(\Delta C_{y\beta})_\Gamma = -0,0001 \Gamma = -0,0003 \approx 0 \quad \dots \quad \text{přírůstek boč.síly způsobený vzepětím}$$

- Vliv šípů a interference trup-ocasní plochy

Význam ostatních veličin definován v předchozích stránkách

křídlo:

$A_W = 13,844$ [1]	...	štíhlost křídla
$S_W = 20,157$ [m^2]	...	plocha křídla
$b_W = 16,705$ [m]	...	rozpětí křídla
$\Lambda_{c/4W} = -5$ [°]	...	úhel šípů k 1/4 hloubky křídla
$z_W \approx 0$ [m]	...	vertikální vzdálenost podélné osy letounu od a.c. křídla, pod osou kladná hodnota

VOP:

$A_H = 4,298$ [1]	...	štíhlost VOP
$S_H = 2,658$ [m^2]	...	plocha VOP
$b_H = 3,38$ [m]	...	rozpětí VOP
$z_H = -0,043$ [m]	...	vertikální vzdálenost a.c. VOP k ose trupu
$r_1 = 0,267$ [m]	...	vzdálenost a.c. VOP ke spodní straně trupu

SOP:

$A_V = 1,69$ [1]	...	štíhlost SOP
$S_V = 1,741$ [m^2]	...	plocha SOP
$b_V = 1,7135$ [m]	...	rozpětí SOP k ose trupu
$\Lambda_{c/2V} = 1$ [°]	...	úhel šípů k 1/2 hloubky křídla
$c_{rV} = 1,32$ [m]	...	délka kořenové tětiny SOP
$\lambda_V = 0,53$...	štíhlost SOP

$M = 0,125$ [1]	...	pro cestovní rychlost
$d = 1,115$ [m]	...	max. šířka trupu

$$\frac{b_V}{2 r_1} = 3,2$$

$$\frac{-Z_H}{b_V} = -0,025$$

výpočet:

- dle 4.1.1.2

$$\frac{C_{L\alpha}}{(C_{L\alpha})_{theory}} = 0,76 \quad \dots \quad \text{odečteno z grafu 4.1.1.2-8a}$$

$$(C_{L\alpha})_{theory} = 6,85 \quad \dots \quad \text{odečteno z grafu 4.1.1.2-8b}$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} = \sqrt{1 - 0,125^2} = 0,99$$

$$(C_{L\alpha})_V = \frac{1,05}{\beta} \left[\frac{C_{L\alpha}}{(C_{L\alpha})_{theory}} \right] (C_{L\alpha})_{theory} = \frac{1,05}{0,99} \cdot [0,76] \cdot 6,85 = 5,52 \text{ [1/rad]}$$

$$K = \frac{(C_{L\alpha})_V}{2\pi} = 0,88$$

- dle 5.3.1.1-a

$$\frac{(A)_{V(B)}}{(A)_V} = 1,34 \quad \dots \quad \text{odečteno z grafu 5.3.1.1-22a}$$

$$\frac{(A)_{V(HB)}}{(A)_{V(B)}} = 1,05 \quad \dots \quad \text{odečteno z grafu 5.3.1.1-22b}$$

$$K_H = 1,08 \quad \dots \quad \text{odečteno z grafu 5.3.1.1-22c}$$

$$(A)_V = A_V = 1,69 \quad \dots \quad \text{štíhlost SOP}$$

$$A_{eff} = \frac{(A)_{V(B)}}{(A)_V} (A)_V \left\{ 1 + K_H \left[\frac{(A)_{V(HB)}}{(A)_{V(B)}} - 1 \right] \right\} = 1,34 \cdot 1,69 \cdot \{1 + 1,08 \cdot [1,05 - 1]\}$$

$$A_{eff} = 2,39$$

- dle vztahu 4.1.3.2-49

$$\frac{A_{\text{eff}}}{K} [\beta^2 + \tan^2 \Lambda_{c/2V}]^{\frac{1}{2}} = \frac{2,39}{0,88} [0,99^2 + \tan^2(1)]^{\frac{1}{2}} = 2,69$$

$$\frac{C_{L\alpha}}{A_{\text{eff}}} = 1,18 \text{ [1/rad]}$$

$$(C_{L\alpha})_{V(BH)} = \left(\frac{C_{L\alpha}}{A_{\text{eff}}} \right) A_{\text{eff}} = 1,18 \cdot 2,39 = 2,82 \text{ [1/rad]}$$

- dle vztahu 5.4.1-a

$$\left(1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{q_v}{q_\infty} = 0,724 + 3,06 \frac{\frac{S_V}{S_W}}{1 + \cos \Lambda_{c/4W}} + 0,4 \frac{z_w}{d} + 0,009 A_W$$

$$\left(1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{q_v}{q_\infty} = 0,724 + 3,06 \frac{1,741}{20,157} + 0,4 \cdot \frac{0}{1,115} + 0,009 \cdot 13,844$$

$$\left(1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{q_v}{q_\infty} = 0,981$$

- dle vztahu 5.3.1.1-b

$k = 0,93$... empirický faktor, dle grafu 5.3.1.1-22d

$$(\Delta C_{y\beta})_{V(WBH)} = -k (C_{L\alpha})_{V(BH)} \left[\left(1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{q_v}{q_\infty} \right] \frac{S_V}{S_W}$$

$$(\Delta C_{y\beta})_{V(WBH)} = -0,93 \cdot 2,82 \cdot [0,981] \cdot \frac{1,741}{20,157}$$

$$(\Delta C_{y\beta})_{V(WBH)} = -0,222 \text{ [1/rad]}$$

- Konfigurace křídlo-trup-ocasní plochy

$$C_{y\beta} = (C_{y\beta})_{WB} + (\Delta C_{y\beta})_{V(WBH)}$$

$$C_{y\beta} = (-0,044) + (-0,222)$$

$$C_{y\beta} = \underline{-0,266} \text{ [1/rad]}$$

Klonivě bočná síla C_{y_p}

- dle 7.4.2.1

křídlo:

$$b_W = 16,705 \text{ [m]} = 657,676 \text{ [in]} \quad \dots \quad \text{rozpětí křídla}$$

SOP:

$$l_p = 4,973 \text{ [m]} = 195,787 \text{ [in]} \quad \dots \quad \text{horizont. vzdálenost a.c. SOP od } m_{TOW}$$

$$z_p = 0,793 \text{ [m]} = 31,22 \text{ [in]} \quad \dots \quad \text{vertikální vzdálenost a.c. SOP od } m_{TOW}$$

$$\alpha = \frac{C_L}{a} = \frac{0,308}{5,47} = 3,2 \text{ [}^\circ\text{]} \quad \dots \quad \text{úhel náběhu letounu při cestovním režimu letu}$$

Postup výpočtu obdobný jako u derivace C_{y_β} . Hodnoty jsou převzaté až po

$$\left(C_{y_\beta} \right)_{V(WBH)}$$

$$z = z_p \cos \alpha - l_p \sin \alpha = 31,22 \cdot \cos(3,2) - 195,787 \cdot \sin(3,2) = 20,242 \text{ [in]}$$

$$C_{y_p} = 2 \left[\frac{z - z_p}{b_W} \right] \left(\Delta C_{y_\beta} \right)_{V(WBH)}$$

$$C_{y_p} = 2 \cdot \left[\frac{20,242 - 31,22}{657,676} \right] \cdot (-0,222)$$

$$C_{y_p} = \underline{0,0074} \text{ [1/rad]}$$

Derivace tlumení klonění C_{l_p}

- dle 7.4.2.2

Charakteristiky křídla:

$$A = 13,844$$

$$\Lambda_{c/4} = -5 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$\lambda = 0,41$$

$$\Gamma = 3 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$b = 16,705 \text{ [m]}$$

$$(C_{L\alpha})_M = (C_{L\alpha})_V = 5,52 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{vypočteno již dříve v derivaci } C_{y\beta}$$

$$k = \frac{(C_{L\alpha})_M}{2\pi/\beta} = \frac{5,52}{2\pi/0,99} = 0,87$$

$$\frac{\beta A}{k} = \frac{0,99 \cdot 13,844}{0,87} = 15,75$$

$$\Lambda_\beta = \tan^{-1}\left(\frac{\tan \Lambda_{c/4}}{\beta}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{\tan(-5)}{0,99}\right) = -5,05 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$\left(\frac{\beta C_{l_p}}{k}\right)_{C_L=0} = -0,64 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{dle grafu 7.1.2.2-20}$$

- dle 7.1.2.2-b

$$\frac{(C_{L\alpha})_{C_L}}{(C_{L\alpha})_{C_L=0}} = 1 \text{ [1/rad]}$$

- dle 7.1.2.2-c

$$\frac{(C_{l_p})_{C_{DL}}}{C_L^2} \approx 0 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{dle grafu 7.1.2.2-24}$$

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$$(\Delta C_{Lp})_{drag} = \frac{(C_{lp})_{C_{DL}}}{C_L^2} C_L^2 - \frac{1}{8} C_{D_o}$$

$$(\Delta C_{Lp})_{drag} = 0 \cdot C_L^2 - \frac{1}{8} 0,023$$

$$(\Delta C_{Lp})_{drag} = -0,002875 [1/rad]$$

dle 7.1.2.2-6

$$\frac{(C_{L\alpha})_{C_L}}{(C_{L\alpha})_{C_L=0}} = 1,01 [1/rad]$$

$$C_{lp} = \left(\frac{\beta C_{lp}}{k} \right)_{C_L=0} \left(\frac{k}{\beta} \right) \frac{(C_{L\alpha})_{C_L}}{(C_{L\alpha})_{C_L=0}} \frac{(C_{L\alpha})_{\Gamma}}{(C_{L\alpha})_{\Gamma=0}} + (\Delta C_{Lp})_{drag}$$

$$C_{lp} = (-0,64) \cdot \frac{0,87}{0,99} \cdot 1,01 \cdot 1 + (-0,002875)$$

$$C_{lp} = \underline{-0,57} [1/rad]$$

 Derivace zatáčivě klonivá C_{lr}

dle Lit.[datcom], 7.1.3.2-a

- Vliv křídla

- dle bodu 7.1.3.2 – 10

$\left(\frac{C_{lr}}{C_L} \right)_{C_L=0 M=0}$... sklon klonivého momentu způsobený zatáčením při nulovém vztlaku pro nízké rychlosti

$$\left(\frac{C_{lr}}{C_L} \right)_{C_L=0 M=0} = 0,25 [1/rad]$$

- dle bodu 5.1.2.1 – 27

$\frac{C_{l_\beta}}{C_L}$... teoretická hodnota sklonu klonivého momentu způsobená vybočením při nulovém vztlaku

$$\left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L}\right)_{\Lambda_{c/2}} = 0,001 [1/^\circ]$$

- dle bodu 5.1.2.1 – 28b

$$\left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L}\right)_A = 0 [1/^\circ]$$

- dle bodu 5.1.2.1 – 28a

$$K_{M_A} = 1$$

$$\frac{C_{l_\beta}}{C_L} = \left[\left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L}\right)_{\Lambda_{c/2}} K_{M_A} + \left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L}\right)_A \right] = 0,001 \cdot 1 + 0 = 0,001$$

$$\frac{C_{l_\beta}}{C_L} = 0,001 [1/^\circ] = 0,0573 [1/rad]$$

$$(\Delta C_{l_r})_{C_L} = C_L \left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L}\right) - (C_{l_\beta})_{test}$$

$$(\Delta C_{l_r})_{C_L} = C_L \cdot 0,0573 - (C_{l_\beta})_{test}$$

$$\frac{\Delta C_{l_r}}{\Gamma} = \frac{1}{12} \frac{\pi A \sin \Lambda_{c/4}}{A + 4 \cos \Lambda_{c/4}}$$

$$\Lambda_{c/4} = -5 [^\circ] = -0,087 [1/rad]$$

$$\frac{\Delta C_{l_r}}{\Gamma} = \frac{1}{12} \cdot \frac{\pi \cdot 13,844 \sin(-0,087)}{13,844 + 4 \cos(-0,087)} = -0,018 [1/rad^2]$$

- dle bodu 7.1.3.2 – 6

$$\Gamma = 3 \text{ [}^\circ\text{]} = 0,0524 \text{ [rad]}$$

$$(C_{l_\beta})_{test} = -0,176 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{hodnota experimentálních dat dle tab. 7.1.3.2-6}$$

$$(C_{l_r})_W = C_L \left(\frac{C_{l_r}}{C_L} \right)_{C_L=0 \ M=0} + (\Delta C_{l_r})_{C_L} + \left(\frac{\Delta C_{l_r}}{\Gamma} \right) \Gamma$$

$$(C_{l_r})_W = 0,25 C_L + \left[0,0573 C_L - (C_{l_\beta})_{test} \right] + (-0,018) \cdot 0,0524$$

$$(C_{l_r})_W = 0,3073 C_L - (C_{l_\beta})_{test} - 0,0009432 \text{ [1/rad]}$$

- Vliv křídla

Experimentální údaje dle DATCOM ukazují, že vliv trupu na klonivý moment je zanedbatelný.

- dle 7.4.3.2 -a

$$b_W = 16,705 \text{ [m]} = 657,676 \text{ [in]}$$

$$l_p = 4,973 \text{ [m]} = 195,787 \text{ [in]} \quad \dots \quad \text{horizontální vzdálenost a.c. SOP od } m_{TOW}$$

$$z_p = 0,793 \text{ [m]} = 31,22 \text{ [in]} \quad \dots \quad \text{vertikální vzdálenost a.c. SOP od } m_{TOW}$$

$$C_L = 0,308 \quad \dots \quad \text{souč. vzlaku pro cestovní režim letu}$$

$$\alpha = \frac{C_L}{a} = \frac{0,308}{5,47} = 3,2 \text{ [}^\circ\text{]} \quad \dots \quad \text{úhel náběhu letounu při cest. režimu letu}$$

$$(C_{l_r})_{WB} = (C_{l_r})_W \quad \dots \quad \text{vzhledem k zanedbatelnému příspěvku trupu}$$

$$(C_{l_\beta})_{test} = -0,14 \quad \dots \quad \text{dle 7.1.3.2 - 6}$$

$$(C_{y_\beta})_{V(WBH)} = -0,222 \text{ [1/rad]}$$

$$C_{l_r} = (C_{l_r})_{WB} - \frac{2}{b_W^2} (l_p \cos \alpha + z_p \sin \alpha) (z_p \cos \alpha - l_p \sin \alpha) (C_{y_\beta})_{V(WBH)}$$

$$\begin{aligned} C_{l_r} = & \left(0,3073 C_L - (C_{l_\beta})_{test} - 0,0009432 \right) \\ & - \frac{2}{657,676^2} (195,787 \cdot \cos(3,2) + 31,22 \cdot \sin(3,2)) (31,22 \cos(3,2) \\ & - 195,787 \sin(3,2)) (-0,222) \end{aligned}$$

$$C_{l_r} = \left(0,3073 C_L - (C_{l_\beta})_{test} - 0,0009432\right) - \frac{2}{16,705^2} (4,973 \cdot \cos(3,2) + 0,793 \cdot \sin(3,2))(0,793 \cos(3,2) - 4,973 \sin(3,2))(-0,222)$$

$$C_{l_r} = \underline{0,238} \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{pro cestovní režim}$$

Zatáčivě bočná síla C_{y_r}

dle Lit.[datcom], 7.4.3

Všechny použité hodnoty jsou definovány v předchozích derivacích

$(C_{y_r})_{WB}$... příspěvek od interference trup – křídlo, má malý vliv, přesnou hodnotu lze získat z měření v aerodynamickém tunelu

$$C_{y_r} = (C_{l_r})_{WB} - \frac{2}{b_W} (l_p \cos\alpha + z_p \sin\alpha) (C_{y_\beta})_{V(WBH)}$$

$$C_{y_r} = -\frac{2}{657,676} (195,787 \cos(3,2) + 31,22 \sin(3,2))(-0,222)$$

$$C_{y_r} = \underline{0,133} \text{ [1/rad]}$$

Bočivě klonivá derivace C_{l_β}

- konfigurace křídlo – trup

charakteristiky křídla:

$$A = 13,844 \quad \lambda = 0,41 \quad \Lambda_{c/2} = -6^\circ \quad \Gamma = 3^\circ \quad M = 0,12$$

$$\theta = -3^\circ \quad \Lambda_{c/4} = -5^\circ$$

- dle 5.1.2.1-27

$$\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right)_{\Lambda_{c/2}} = 0,001 \text{ [1/deg]}$$

- dle 5.1.2.1-28a

$$K_{M_A} = 1$$

- dle 5.1.2.1-28b

$$\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right)_A = 0 \text{ [1/deg]}$$

- dle 5.1.2.1-29

$$\frac{C_{l\beta}}{\Gamma} = -0,00027 \text{ [1/deg}^2\text{]}$$

- dle 5.1.2.1-30a

$$\cos\Lambda_{c/2} = \cos(-6) = 0,9945$$

$$M = 0,12 \quad \dots \quad \text{pro cestovní rychlost}$$

$$M\cos\Lambda_{c/2} = 0,1193$$

$$\frac{A}{\cos\Lambda_{c/2}} = 13,92$$

$$K_{M_\Gamma} = 1$$

- dle 5.1.2.1-30b

$$\frac{\Delta C_{l\beta}}{\theta \tan \Lambda_{c/4}} = -0,00005 \text{ [1/deg}^2\text{]}$$

- dle 5.2.2.1-b

$$\frac{d}{b} = \frac{\text{max. průměr trupu v místě křídla}}{\text{rozpětí křídla}} = \frac{1,116 \text{ [m]}}{16,705 \text{ [m]}} = \frac{43,937 \text{ [in]}}{657,676 \text{ [in]}} = 0,0668$$

$$\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} = -0,0005 \sqrt{A} \left(\frac{d}{b}\right)^2$$

$$\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} = -0,0005 \sqrt{13,844} (0,0668)^2$$

$$\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} = -0,0000083 \text{ [1/deg}^2\text{]}$$

- dle 5.2.2.1-c

$z_W \approx 0$... vertikální vzdálenost podélné osy letounu od a.c. křídla, pod osou kladná hodnota

$$\left(\Delta C_{l\beta}\right)_{z_W} = \frac{1,2 \sqrt{A}}{57,3} \left(\frac{z_W}{b}\right) \left(\frac{2d}{b}\right)$$

$$\left(\Delta C_{l\beta}\right)_{z_W} = \frac{1,2 \sqrt{13,844}}{57,3} \left(\frac{0}{657,676}\right) \left(\frac{2 \cdot 43,937}{657,676}\right)$$

$$\left(\Delta C_{l\beta}\right)_{z_W} = 0 \text{ [1/deg]}$$

- dle 5.2.2.1-26

$K_f = 0,97$... korekční faktor trupu

- dle 5.2.2.1-a

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

$$\begin{aligned} (C_{l\beta})_{WB} = C_L \left[\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_{\Lambda_{c/2}} K_{MA} K_f + \left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_A \right] + \Gamma \left[\frac{C_{l\beta}}{\Gamma} K_{M\Gamma} + \frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} \right] + (\Delta C_{l\beta})_{zW} \\ + \theta \tan \Lambda_{c/4} \left(\frac{\Delta C_{l\beta}}{\theta \tan \Lambda_{c/4}} \right) \end{aligned}$$

$$(C_{l\beta})_{WB} = C_L [0,001 \cdot 1 \cdot 0,97 + 0] + 3 \cdot [(-0,00027) \cdot 1 + (-0,0000083)] + 0 + 0,262 \cdot (-0,00005)$$

$$(C_{l\beta})_{WB} = 0,00097 C_L - 0,000848 \text{ [1/deg]}$$

- konfigurace křídlo - trup – ocasní pochy

kde

$$(\Delta C_{y\beta})_{V(WBH)} = -0,222 \text{ [1/rad]} = -0,00384 \text{ [1/deg]} \quad \dots \text{ vypočteno v derivaci } C_{y\beta}$$

$$l_p = 4,973 \text{ [m]} = 195,787 \text{ [in]} \quad \dots \quad \text{horizontální vzdálenost a.c. SOP od } m_{TOW}$$

$$z_p = 0,793 \text{ [m]} = 31,22 \text{ [in]} \quad \dots \quad \text{vertikální vzdálenost a.c. SOP od } m_{TOW}$$

$$b_W = 16,705 \text{ [m]} = 657,676 \text{ [in]} \quad \dots \quad \text{rozpětí křídla}$$

$$\alpha = \frac{C_L}{a} = \frac{0,308}{5,47} = 3,2 \text{ [°]} \quad \dots \quad \text{úhel náběhu letounu při cest. režimu letu}$$

- dle 5.6.2.1-a

$$C_L = 0,308 \quad \dots \quad \text{pro cestovní režim letu}$$

$$(C_{l\beta})_{WBT} = (C_{l\beta})_{WB} + (\Delta C_{y\beta})_{V(WBH)} \left[\frac{z_p \cos \alpha - l_p \sin \alpha}{b_W} \right]$$

$$\left(C_{l_\beta}\right)_{WBT} = (0,00097 C_L - 0,000848) + (-0,00384) \left[\frac{31,22 \cos 3,2 - 195,787 \sin 3,2}{657,676} \right]$$

$$\left(C_{l_\beta}\right)_{WBT} = -0,000434 [1/deg] = \underline{-0,024} [1/rad]$$

 Bočivě zatáčivá derivace C_{n_β}

- Vliv křídla

- dle 5.1.3.1-a

- šípovitost křídla dosahuje malých hodnot a tedy vliv křídla při cestovním režimu je malý, důležitý by byl při vysokých úhlech náběhu

$$A = 13,844 [1]$$

$$\Lambda_{c/4} = -5 [^\circ]$$

$$\bar{x} = -0,0539 [m] = 0,1768 [ft] \quad \dots \quad \text{vzdálenost mezi těžištěm (pro } m_{TOW}) \text{ a } AS_{KŘ}$$

$$\bar{c} = 1,2764 [m] = 4,1876 [ft] \quad \dots \quad \text{délka střední aerodynamické těhivy}$$

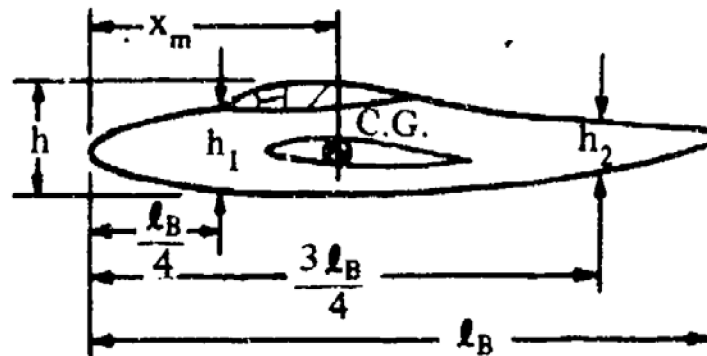
$$\frac{C_{n_\beta}}{C_L^2} = \frac{1}{57,3} \left[\frac{1}{4\pi A} - \frac{\tan \Lambda_{c/4}}{\pi A (A + 4 \cos \Lambda_{c/4})} \left(\cos \Lambda_{c/4} - \frac{A}{2} - \frac{A^2}{8 \cos \Lambda_{c/4}} + 6 \frac{\bar{x}}{\bar{c}} \frac{\sin \Lambda_{c/4}}{A} \right) \right]$$

$$\frac{C_{n_\beta}}{C_L^2} = 0,0000413 [1/deg] = 0,00237 [1/rad]$$

$$C_{n_\beta} = 0,00237 C_L^2 [1/rad]$$

- Konfigurace křídlo - trup

- dle 5.2.3.1-a a dle obr.13



Obr.13 Geometrické údaje trupu. Převzato z [3]

$$l_B = 8,461 [m] = 27,759 [ft]$$

$$h_1 = 0,822 [m] = 2,697 [ft]$$

$$h_2 = 0,518 [m] = 1,699 [ft]$$

$$h = 1,114 [m] = 3,655 [ft]$$

$$x_m = 2,449 [m] = 8,035 [ft] \quad \dots \quad \text{vzdálenost k těžišti max.vzlet.hmotnosti}$$

$$S_{B_S} = 5,66 [m^2] = 60,93 [ft^2] \quad \dots \quad \text{plocha průmětu trupu do roviny souměrnosti}$$

$$w = 1,115 [m] = 3,658 [ft] \quad \dots \quad \text{maximální šířka trupu}$$

$$b = 16,705 [m] = 54,806 [ft] \quad \dots \quad \text{rozpětí křídla}$$

$$S_W = 20,157 [m^2] = 216,976 [ft] \quad \dots \quad \text{plocha křídla}$$

$$K_N, K_{R_l} \quad \dots \quad \text{empirické faktory trupu dle grafu 5.2.3.1.-8,9}$$

Výpočet:

$$\frac{x_m}{l_B} = 0,29$$

$$\frac{l_B^2}{S_{BS}} = 12,65$$

$$\sqrt{\frac{h_1}{h_2}} = 1,26$$

$$\frac{h}{w} \approx 1$$

$$K_N = 0,00075 \text{ [1/deg]}$$

$$R_{l_{fuselage}} = (3,87 \times 10^6) l_B = 109 \times 10^6$$

$$K_{Rl} = 1,96$$

Výsledné řešení:

$$(C_{n\beta})_{WB} = -K_N K_{Rl} \frac{S_{BS}}{S_W} \frac{l_B}{b}$$

$$(C_{n\beta})_{WB} = -0,00075 \cdot 1,96 \cdot \frac{60,93}{216,976} \cdot \frac{27,759}{54,806}$$

$$(C_{n\beta})_{WB} = -0,00021 \text{ [1/deg]} = -0,012 \text{ [1/rad]}$$

- Konfigurace křídlo - trup – ocasní plochy

- dle 5.6.3.1-a

$$b_W = 16,705 \text{ [m]} = 657,676 \text{ [in]} \dots \text{ rozpětí křídla}$$

$$l_p = 4,973 \text{ [m]} = 195,787 \text{ [in]} \dots \text{ horizontální vzdálenost a.c. SOP od } m_{TOW}$$

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_{WB} + \left[-(\Delta C_{y\beta})_{V(WBH)} \frac{l_p}{b_W} \right]$$

$$C_{n\beta} = (-0,012) + \left[-(-0,222) \cdot \frac{195,787}{657,676} \right]$$

$$C_{n\beta} = \underline{0,054} \text{ [1/rad]}$$

 Derivace tlumení zatáčení C_{nr}

- Konfigurace křídlo - trup

- dle 7.1.3.3-a

$$\left(\frac{C_{nr}}{C_L^2} \right) = -0,007 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{dle grafu 7.1.3.3-6}$$

$$\left(\frac{C_{nr}}{C_{D_0}} \right) = -0,28 \text{ [1/rad]} \quad \dots \quad \text{dle grafu 7.1.3.3-7}$$

$$(C_{nr})_{WB} = \left(\frac{C_{nr}}{C_L^2} \right) C_L^2 + \left(\frac{C_{nr}}{C_{D_0}} \right) C_{D_0}$$

$$(C_{nr})_{WB} = -0,007 C_L^2 - 0,28 C_{D_0}$$

- Konfigurace křídlo – trup – ocasní plochy

- dle 7.4.3.3-a

$$C_{n_r} = (C_{n_r})_{WB} + \frac{2}{b_W^2} (l_p \cos \alpha + z_p \sin \alpha)^2 (\Delta C_{y\beta})_{V(WBH)}$$

$$C_{n_r} = (-0,007 C_L^2 - 0,28 C_{D_0}) + \frac{2}{657,676^2} (195,787 \cos (3,2) + 31,22 \sin (3,2))^2 (-0,222)$$

$$C_{D_0} = 0,023 \quad \dots \quad \text{odečteno z poláry letounu}$$

$$C_L = 0,308 \quad \dots \quad \text{pro cestovní rychlost}$$

$$C_{n_r} = \underline{-0,047} \text{ [1/rad]}$$

 Derivace tlumení zatáčení C_{n_p}

- Konfigurace křídlo – trup – ocasní plochy

- dle 7.4.3.3-a

$(C_{n_p})_{WB} \approx 0 \dots$ pro nedostatek podkladů, přesnou hodnotu lze získat z aero. měření

$l_p = 4,973 \text{ [m]} = 195,787 \text{ [in]} \quad \dots \quad$ horizontální vzdálenost a.c. SOP od m_{TOW}

$z_p = 0,793 \text{ [m]} = 31,22 \text{ [in]} \quad \dots \quad$ vertikální vzdálenost a.c. SOP od m_{TOW}

$b_W = 16,705 \text{ [m]} = 657,676 \text{ [in]} \quad \dots \quad$ rozpětí křídla

$\alpha = \frac{C_L}{a} = \frac{0,308}{5,47} = 3,2 \text{ [}^\circ\text{]} \quad \dots \quad$ úhel náběhu letounu při cest. režimu letu

$$z = z_p \cos \alpha - l_p \sin \alpha = 31,22 \cos (3,2) - 195,787 \sin (3,2) = 20,242$$

$$C_{n_p} = \left(C_{n_p} \right)_{WB} - \frac{2}{b_w} \left(l_p \cos \alpha + z_p \sin \alpha \right) \left[\frac{z - z_p}{b_w} \right] \left(\Delta C_{y\beta} \right)_{V(WBH)}$$

$$C_{n_p} = \frac{2}{657,676} \left(195,787 \cos (3,2) + 31,22 \sin (3,2) \right)^2 \left[\frac{20,242 - 31,22}{657,676} \right] \cdot (-0,222)$$

$$C_{n_p} = \underline{-0,0022} \text{ [1/rad]}$$

20. SROVNÁNÍ RŮZNÝCH METOD VÝPOČTU

Porovnání různých metod výpočtu dle české a dle americké literatury DATCOM. Výpočet proveden pro cestovní režim letu při maximální vzletové hmotnosti a jí odpovídající centráž.

ČESKÁ LITERATURA				DATCOM			
$\partial\varepsilon/\partial\alpha$	=	0,261	[1]	$\partial\varepsilon/\partial\alpha$	=	0,241	[1]
$C_{L\alpha}$	=	5,47	[1/rad]	$C_{L\alpha}$	=	5,5	[1/rad]
$C_{m\alpha}$	=	-0,91	[1/rad]	$C_{m\alpha}$	=	-1,14	[1/rad]
C_{Lq}	=	4,41	[1/rad]	C_{Lq}	=	5,78	[1/rad]
C_{mq}	=	-18,46	[1/rad]	C_{mq}	=	-19,75	[1/rad]
$C_{L\dot{\alpha}}$	=	0,958	[1/rad]	$C_{L\dot{\alpha}}$	=	X	[1/rad]
$C_{m\dot{\alpha}}$	=	-4,01	[1/rad]	$C_{m\dot{\alpha}}$	=	X	[1/rad]
$C_{y\beta}$	=	-0,264	[1/rad]	$C_{y\beta}$	=	-0,266	[1/rad]
$C_{l\beta}$	=	-0,048	[1/rad]	$C_{l\beta}$	=	-0,024	[1/rad]
$C_{n\beta}$	=	0,0304	[1/rad]	$C_{n\beta}$	=	0,054	[1/rad]
$C_{l\dot{\beta}}$	=	-0,53	[1/rad]	$C_{l\dot{\beta}}$	=	-0,57	[1/rad]
$C_{n\dot{\beta}}$	=	-0,0237	[1/rad]	$C_{n\dot{\beta}}$	=	-0,0022	[1/rad]
$C_{l\ddot{\beta}}$	=	0,0596	[1/rad]	$C_{l\ddot{\beta}}$	=	0,238	[1/rad]
$C_{n\ddot{\beta}}$	=	-0,0323	[1/rad]	$C_{n\ddot{\beta}}$	=	-0,047	[1/rad]
$C_{y\ddot{\beta}}$	=	X	[1/rad]	$C_{y\ddot{\beta}}$	=	0,0074	[1/rad]
$C_{y\ddot{\gamma}}$	=	X	[1/rad]	$C_{y\ddot{\gamma}}$	=	0,133	[1/rad]

Pozn: hodnota označená písmenem X nešla vypočítat

Vyhodnocení:

Výsledné hodnoty dvou různých metod výpočtu se od sebe liší jen minimálně. Přesnost výpočtu je ovlivněna použitím různých výpočtových metod, které ve svém výpočtu vlivy některých částí letounu postihují jen okrajově nebo zanedbávají a proto jsou některé výsledky méně či více rozdílné.

21. ZÁVĚR

V první části práce byl proveden výpočet podélné statické zásoby. Výpočet byl proveden pro zadní centráž letounu, tedy pro nejhorší možný případ. Vypočtené hodnoty statické zásoby byly kladné a pro daný typ letounu dostačující. V dalších výpočtech se prověřovala podélná a stranová říditelnost, vztažená vždy na přední a zadní centráž letounu. Pokud to bylo možné, hodnoty byly ověřeny dle předpisu CS 22. Některé body předpisu se prokazují letovým měřením nebo měřením v aerodynamickém tunelu. Při výpočtu statické stranové stability byla prokázána platnost podmínek $C_{n_\beta} > 0$ a $C_{l_\beta} < 0$.

Při výpočtu dynamické stability byl volen takový režim letu, při kterém se bude letoun nejčastěji pohybovat, tedy cestovní režim letu. Při výpočtu byla brána maximální vzletová hmotnost letounu a jí odpovídající centráž. Vypočtené hodnoty můžeme brát spíše orientačně. Serioznější výsledky získáme z letových měření nebo z aerodynamického tunelu.

Výpočet prokázal, že letoun je staticky stabilní a splňuje požadavky na podélnou a stranovou říditelnost. Dále je letoun podélně dynamicky stabilní v rychlých i pomalých kmitech. Stranově dynamicky stabilní v klonivém pohybu a pohybu typu „Dutch Roll“. Nestabilitu vykazuje pouze ve spirálovém pohybu, ale doba potřebná ke zdvojnásobení výchylky je dostatečně dlouhá, pilotem snadno zvládnutelná. Předpisy jsou vůči této spirálové nestabilitě relativně benevolentní. Pokud je doba nárůstu na dvojnásobek 20 sekund a více, je tato spirálová nestabilita přípustná.

V další části jsem se zaměřil na výpočet a ověření stabilitních derivací podélné a stranové stability dle podkladů DATCOM. Získané hodnoty se víceméně shodují s již vypočtenými hodnotami v první části mé práce. Odchytky ve výpočtech jsou způsobeny použitím různých metod výpočtu a přesností hodnot odečítaných ze statisticky zpracovaných grafů.

22. SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] Daněk,M.: Letové vlastnosti, tabulky skript VTA Brno, 1956
- [2] DANĚK, V.: Projektování letadel. Skriptum VUT v Brně, 1991
- [3] USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, Fairborn
- [4] Vlastní přednášky z předmětu Mechanika letu II
- [5] <http://www.airliners.net/> 2.4.2009
- [6] Technické podklady k letounu L-13 VIVAT
- [7] DANĚK, V.: Mechanika letu I. Skriptum VUT v Brně, 1991
- [8] DANĚK, V., FILAKOVSKÝ, K.: Základy letu. Učební texty pro piloty, 2006
- [9] Zárybnický, V.: Aerodynamika. Učební texty, 1999
- [10] Předpis CS 22

23. SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

označení	jednotka	význam
a	[1/rad]	sklon vztlakové čáry letounu
A	[1]	štíhlost VOP
$a_{kř}$	[1]	sklon vztlakové čáry křídla
$a_{kř}$	[1/rad]	sklon vztlakové čáry křídla
a_{KT}	[1/rad]	sklon vztlakové čáry K-T
a_{SOP}	[1/rad]	sklon vztlakové čáry SOP
A_{SOPef}	[1]	efektivní štíhlost SOP
a_{VOP}	[1/rad]	sklon vztlakové čáry VOP
b	[m]	rozpětí křídla
c_0	[m]	délka kořenové části tětivy
c_A	[m]	střední aerodynamická tětiva
c_D	[1]	součinitel odporu letounu
c_{Hq}	[1/rad]	der. souč. závěs. mom. VK dle bezrozměrné úhlové rychlosti klopení
$c_{H\alpha}$	[1/rad]	derivace součinitele vztlaku závěsového momentu VK podle úhlu náběhu
$c_{H\alpha VOP}$	[1/rad]	der. souč. vztlaku závěs. momentu VK dle úhlu náb. letounu v místě VOP
$c_{H\delta}$	[1/rad]	der. souč. vztlaku závěsového momentu VK podle výchylky VK
c_k	[m]	délka tětivy koncového profilu
c_L	[1]	součinitel vztlaku letounu
$c_{L VOP \delta}$	[1/rad]	derivace součinitele vztlaku VOP podle výchylky VK
$c_{L \alpha kř}$	[1/rad]	sklon vztlakové čáry křídla
$c_{L \delta}$	[1]	derivace součinitele vztlaku letounu podle výchylky VK
$c_{L \delta_{lk} = 0^\circ}$	[1]	součinitel vztlaku - hor. Let
$c_{L \delta_{lk} = 10^\circ}$	[1]	součinitel vztlaku - vzlet
$c_{L \delta_{lk} = 35^\circ}$	[1]	součinitel vztlaku - přistání
c_{lp}	[1/rad]	derivace tlumení klonění
c_{lr}	[1/rad]	derivace zatáčivě klonivá
$c_{L\alpha'}$	[1/rad]	sklon vztlakové čáry s volným řízením
$c_{l\beta}$	[1/rad]	bočivě klonivá derivace
c_{mq}	[1/rad]	derivace tlumení klopení
c_{np}	[1/rad]	klonivě zatáčivá derivace
c_{nr}	[1/rad]	derivace tlumení zatáčení
$c_{n\beta}$	[1/rad]	bočivě zatáčivá derivace
c_s	[1]	střední hloubka směrového kormidla za osou otáčení

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

c_v	[1]	střední hloubka VK za osou otáčení
C_{yp}	[1/rad]	klonivě bočná síla
C_{yr}	[1/rad]	zatáčivě bočná síla
$C_{y\beta}$	[1/rad]	derivace bočné síly
d_p	[m]	vzdálenost od špičky trupu k zadnímu těžišti
d_s	[m]	vzdálenost od špičky trupu k těžišti m_{TOW}
D_{vr}	[m]	průměr vrtule
d_z	[m]	vzdálenost od špičky trupu k přednímu těžišti
e	[1]	koeficient Oswaldův
f	[1]	faktor uvolnění výškového kormidla
F	[1]	korekční faktor u bočivě klonivého momentu
F_1, F_2	[1]	faktory, vyjadřující vliv osového odlehčení VOP
$F_V^{10\%}$	[N]	řídící síla na 10%
G	[N]	gravitační síla
g	[m/s ²]	gravitační zrychlení
G	[N]	tíhová síla
h_1	[m]	výška trupu v 1/4 jeho délky
h_2	[m]	výška trupu v 3/4 jeho délky
h_{MAX}	[m]	maximální výška trupu
h_{VOP}	[m]	kolmá vzdálenost mezi kořenovou tětívou křídla a AS_{VOP}
\bar{l}_{VOP}	[m]	vzdálenost mezi $AS_{KŘ}$ a AS_{VOP}
I_x	[kg/m ²]	moment setrvačnosti kolem osy x
I_y	[kg/m ²]	moment setrvačnosti kolem osy y
I_z	[kg/m ²]	moment setrvačnosti kolem osy z
k	[1]	opravný faktor
k_v	[rad/m]	součinitel převodu
k_{VOP}	[1]	součinitel snížení kinetického tlaku na VOP
K_β	[1]	koeficient směrové stability
L	[N]	vztlak
l^*_{VOP}	[m]	vzdálenost mezi AS letounu a AS_{VOP}
l'_{SOP}	[m]	vzdálenost mezi AS_{SOP} a bodem na NH křídla v místě SAT
l_{TR}	[m]	délka trupu letounu
l_{VOP}	[m]	vzdálenost mezi AS_{KT} a AS_{VOP}
\tilde{l}_{VOP}	[m]	vzdálenost mezi těžištěm letounu a AS_{VOP}
m	[kg]	hmotnost letounu
m_{TOW}	[kg]	maximální vzletová hmotnost
S	[m ²]	plocha křídla

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

S_{00SOP}	[m ²]	plocha mezi NH a osou otáčení směrového kormidla
S_1	[m ²]	plocha trupu pod VOP
S_B	[m ²]	plocha průmětu trupu do roviny souměrnosti
S_{SOP}	[m ²]	plocha SOP
S_V	[m ²]	plocha VK za osou otáčení
S_{VK}	[m ²]	plocha VK
S_{VOP}	[m ²]	plocha VOP
v	[m/s]	rychlost letu
V_R	[m/s]	referenční rychlost
\tilde{V}_{SOP}	[1]	mohutnost SOP
\tilde{V}_{VOP}	[1]	mohutnost VOP
\bar{V}_{VOP}	[1]	mohutnost VOP
w_1	[m]	šířka trupu v 1/4 jeho délky
w_2	[m]	šířka trupu v 3/4 jeho délky
\bar{x}_A	[1]	poloha aerodynamického středu letounu s pevným řízením
$\bar{x}_{AKŘ}$	[1]	aerodynamický střed křídla
\bar{x}_A'	[1]	poloha aerodynamického středu letounu s volným řízením
\bar{x}_D	[1]	dynamický bod s pevným řízením
\bar{x}_D'	[1]	dynamický bod s volným řízením
\bar{x}_{KT}	[1]	poloha těžiště K-T
\bar{x}_T	[1]	poloha těžiště letounu
$\partial\varepsilon/\partial\alpha$	[1]	derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu podle úhlu náběhu na VOP
$\Delta F_V/n-1$	[N]	řídící síla na násobek
$\Delta\bar{x}_{ATR}$	[1]	příspěvek trupu k aerodynamickému středu letounu
$\Delta\bar{x}_{AVOP}$	[1]	příspěvek VOP k aerodynamickému středu letounu

VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

α_{VOP}	[°]	úhel mezi čarou nabíh. proudem na VOP a čáře nul. vztlaku křídla
β	[°]	vybočení letounu
Γ	[°]	úhel vzepětí
δ	[°]	výchylka kormidel
ε	[°]	geometrické zkroucení křídla
θ	[°]	podélný sklon letounu
λ	[-]	štíhlost křídla
Λ	[°]	úhel šípu
μ	[1]	bezrozměrná hmotnost
ρ	[kg/m ³]	hustota vzduchu
σ'_s	[1]	zásoba podélné statické stability s volným řízením
σ_A	[1]	podélná statická zásoba letounu s pevným řízením
$\sigma_{A'}$	[1]	podélná statická zásoba letounu s volným řízením
σ_D	[1]	dynamická zásoba letounu s pevným řízením
$\sigma_{D'}$	[1]	dynamická zásoba letounu s volným řízením
σ_s	[1]	zásoba podélné statické stability s pevným řízením
φ_{KT}	[°]	úhel nastavení křídlo - trup
φ_{VOP}	[°]	úhel mezi čarou nul. VOP vůči čáře nulového vztlaku křídla

Přehled zkratk

VOP	vodorovná ocasní plocha
SOP	svislá ocasní plocha
KT	kombinace křídlo-trup
AS	aerodynamický střed
NH	náběžná hrana
OH	odtoková hrana
VK	výškové kormidlo

24. SEZNAM PŘÍLOH

PŘÍLOHA 1 -Výpočet podélné dynamické stability

PŘÍLOHA 2 -Výpočet stranové dynamické stability

PŘÍLOHA 3 -Polára letonu

PŘÍLOHA 4 -Maximální úhlová rychlost klonění

PŘÍLOHA 5 -Závěsové momenty a síly výškového kormidla

PŘÍLOHA 6 -Závěsové momenty a síly směrového kormidla

PŘÍLOHA 7 -Závěsové momenty a síly křídélka

Výkresová dokumentace

dispozice letounu č.4-1-01/10

PŘÍLOHA 1: Výpočet podélné dynamické stability

$$\mu := 44.42$$

$$c_{Lq} := 4.41$$

$$I_{y_s_pruhem} := 253$$

$$c_{z\alpha} := -5.494$$

$$c_{m\alpha_s_teckou} := -4.01$$

$$c_{xu} := -0.0777$$

$$c_{L\alpha_s_teckou} := 0.958$$

$$c_{LR} := 0.307$$

$$c_{x\alpha} := 0.214$$

$$c_{mq} := -18.46$$

$$c_{m\alpha} := -0.91$$

$$P_0 := -2 \cdot c_{LR}^2 \cdot c_{m\alpha} = 0.1715$$

$$P_1 := -2 \cdot c_{LR} \cdot (c_{LR} \cdot c_{m\alpha_s_teckou} + c_{x\alpha} \cdot c_{mq}) + [(2 \cdot \mu - c_{Lq}) \cdot c_{m\alpha} - c_{z\alpha} \cdot c_{mq}] \cdot c_{xu}$$

$$P_2 := c_{xu} [c_{mq} (2 \cdot \mu + c_{L\alpha_s_teckou}) + c_{z\alpha} \cdot I_{y_s_pruhem}] + (2 \cdot \mu - c_{Lq}) \cdot (c_{xu} \cdot c_{m\alpha_s_teckou} - 2 \cdot \mu \cdot c_{m\alpha}) + 2 \cdot c_{LR} \cdot c_{x\alpha} \cdot I_{y_s_pruhem} + 2 \cdot \mu \cdot c_{z\alpha} \cdot c_{mq}$$

$$P_3 := -2 \cdot \mu \cdot c_{z\alpha} \cdot I_{y_s_pruhem} - (2 \cdot \mu + c_{L\alpha_s_teckou}) \cdot (c_{xu} \cdot I_{y_s_pruhem} + 2 \cdot \mu \cdot c_{mq}) - 2 \cdot \mu \cdot c_{m\alpha_s_teckou} \cdot (2 \cdot \mu - c_{Lq})$$

$$P_4 := 2 \cdot \mu \cdot I_{y_s_pruhem} \cdot (2 \cdot \mu + c_{L\alpha_s_teckou})$$

$$P_0 = 0.172 \quad P_2 = 1.613 \times 10^4 \quad P_4 = 2.018 \times 10^6$$

$$P_1 = 17.032 \quad P_3 = 3.026 \times 10^5$$

Charakteristická rovnice:

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

kořeny rovnice

$$P_4 \cdot \lambda^4 + P_3 \cdot \lambda^3 + P_2 \cdot \lambda^2 + P_1 \cdot \lambda + P_0 \text{ solve} \rightarrow$$

$$\begin{pmatrix} -0.0004345901768367791217 + 0.0032610173360738983082i \\ -0.0004345901768367791217 - 0.0032610173360738983082i \\ -0.074526969610420459187 + 0.047938486042498715388i \\ -0.074526969610420459187 - 0.047938486042498715388i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -4.3459 \times 10^{-4} + 0.0033i \\ -4.3459 \times 10^{-4} - 0.0033i \\ -0.0745 + 0.0479i \\ -0.0745 - 0.0479i \end{pmatrix}$$

Bezrozměrová veličina (vše je s čárkou nad symbolem)

pomalé kmity (p.k.)

$$\lambda_{34} \quad \delta_{p.k._{\text{bezrozměrové}}} := -4.3459 \times 10^{-4} \quad \omega_{p.k._{\text{bezrozměrové}}} := 0.0033$$

rychlé kmity (r.k.)

$$\lambda_{12} \quad \delta_{r.k._{\text{bezrozměrové}}} := -0.0745 \quad \omega_{r.k._{\text{bezrozměrové}}} := 0.0479$$

Převod na rozměrovou veličinu

aerodynamická jednotka času

$$\tau_A := \frac{c_{\text{sat}}}{2 \cdot u_R} = 0.015$$

$$c_{\text{sat}} := 1.2764 \quad u_R := 42.5$$

pomalé kmity (p.k.)

$$\delta_{p.k._{\text{rozměrové}}} := \frac{\delta_{p.k._{\text{bezrozměrové}}}}{\tau_A} = -0.029$$

$$\omega_{p.k._{\text{rozměrové}}} := \frac{\omega_{p.k._{\text{bezrozměrové}}}}{\tau_A} = 0.22 \quad \text{úhlová frekvence}$$

rychlé kmity (r.k.)

$$\delta_{r.k._{\text{rozměrové}}} := \frac{\delta_{r.k._{\text{bezrozměrové}}}}{\tau_A} = -4.961$$

$$\omega_{r.k._{\text{rozměrové}}} := \frac{\omega_{r.k._{\text{bezrozměrové}}}}{\tau_A} = 3.19 \quad \text{úhlová frekvence}$$

Parametry podélné dynamické stabilityČas potřebný na útlum amplitudy na jednu polovinu

rychlé kmity (r.k.)

$$t_{0.5_λ12} := \frac{\ln\left(\frac{1}{2}\right)}{\delta_{r.k._rozměrové}} = \mathbf{0.1397}$$

pomalé kmity (p.k.)

$$t_{0.5_λ34} := \frac{\ln\left(\frac{1}{2}\right)}{\delta_{p.k._rozměrové}} = \mathbf{23.95}$$

Perioda

rychlé kmity (r.k.)

$$T_{λ12} := \frac{2 \cdot \pi}{\omega_{r.k._rozměrové}} = \mathbf{1.97}$$

pomalé kmity (p.k.)

$$T_{λ34} := \frac{2 \cdot \pi}{\omega_{p.k._rozměrové}} = \mathbf{28.591}$$

Počet cyklů potřebných na utlumení amplitudy na 0.5

rychlé kmity (r.k.)

$$N_{0.5_pro_λ12} := \frac{t_{0.5_λ12}}{T_{λ12}} = \mathbf{0.071}$$

pomalé kmity (p.k.)

$$N_{0.5_pro_λ34} := \frac{t_{0.5_λ34}}{T_{λ34}} = \mathbf{0.838}$$

Logaritmický dekrement útlumu

rychlé kmity (r.k.)

$$v := -\delta_{r.k._rozměrové} \cdot T_{λ12} = \mathbf{9.772}$$

pomalé kmity (p.k.)

$$v := -\delta_{p.k._rozměrové} \cdot T_{λ34} = \mathbf{0.827}$$

Frekvence

$$f_{λ12} := \frac{1}{T_{λ12}} = \mathbf{0.508}$$

$$f_{λ34} := \frac{1}{T_{λ34}} = \mathbf{0.035}$$

PŘÍLOHA 2: Výpočet stranové dynamické stability

$$\mu_S := 3.394$$

$$C_{LR} := 0.308$$

$$C_{n\beta} := 0.0304$$

$$C_{l\beta} := -0.048$$

$$C_{y\beta} := -0.264$$

$$I_X := 0.1357$$

$$C_{nr} := -0.0323$$

$$C_{lr} := 0.0596$$

$$C_{yr} := 0.133$$

$$I_Z := 0.211$$

$$C_{np} := -0.0237$$

$$C_{lp} := -0.53$$

$$C_{yp} := 0.0074$$

$$I_{XZ} := 0$$

$$S_0 := C_{LR} \cdot (C_{l\beta} \cdot C_{nr} - C_{lr} \cdot C_{n\beta})$$

$$S_1 := (2 \cdot \mu_S - C_{yr}) \cdot (C_{l\beta} \cdot C_{np} - C_{lp} \cdot C_{n\beta}) + C_{y\beta} \cdot (C_{lr} \cdot C_{np} - C_{lp} \cdot C_{nr}) \\ + C_{yp} \cdot (C_{l\beta} \cdot C_{nr} - C_{lr} \cdot C_{n\beta}) - C_{LR} \cdot (I_Z \cdot C_{l\beta} - I_{XZ} \cdot C_{n\beta})$$

$$S_2 := 2 \cdot \mu_S \cdot (C_{lp} \cdot C_{nr} - C_{lr} \cdot C_{np}) + C_{y\beta} \cdot (I_X \cdot C_{nr} + I_Z \cdot C_{lp}) + I_{XZ} \cdot (C_{lr} + C_{np}) \\ - C_{yp} \cdot (I_Z \cdot C_{l\beta} - I_{XZ} \cdot C_{n\beta}) + (2 \cdot \mu_S - C_{yr}) \cdot (I_X \cdot C_{n\beta} + I_{XZ} \cdot C_{l\beta})$$

$$S_3 := -2 \cdot \mu_S \cdot [(I_X \cdot C_{nr} + I_Z \cdot C_{lp}) + I_{XZ} \cdot (C_{lr} + C_{np})] - C_{y\beta} \cdot (I_X \cdot I_Z - I_{XZ}^2)$$

$$S_4 := 2 \cdot \mu_S \cdot (I_X \cdot I_Z - I_{XZ}^2)$$

$$S_0 = -8.052 \times 10^{-5} \quad S_2 = 0.184$$

$$S_4 = 0.194$$

$$S_1 = 0.123$$

$$S_3 = 0.796$$

Charakteristická rovnice:

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

kořeny rovnice

$$S_4 \cdot \lambda^4 + S_3 \cdot \lambda^3 + S_2 \cdot \lambda^2 + S_1 \cdot \lambda + S_0 \text{ solve } \rightarrow$$

$$\begin{pmatrix} 0.00065505275646523693464 \\ -3.8962987238597918066 \\ -0.10100167088016078686 + 0.39003257703197238133i \\ -0.10100167088016078686 - 0.39003257703197238133i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 6.5505 \times 10^{-4} \\ -3.8963 \\ -0.101 + 0.39i \\ -0.101 - 0.39i \end{pmatrix}$$

$$\lambda'_{s_klonivý} := -3.8963 \quad \lambda'_{s_spirálový} := 0.000655$$

$$\delta_{s_čárkou} := -0.101 \quad \omega_{s_čárkou} := 0.3903$$

Rychlý klonivý pohyb

-aby systém měl rychlou tlumící odezvu, musí být záporný kořen
-rychle konvergující aperiodický pohyb

Aerodynamická jednotka času

$$\tau_A := \frac{b}{2 \cdot u_R} = 0.197 \quad b := 16.705 \quad u_R := 42.5$$

Součinitel doznívání

-převod bezrozměrové veličiny na rozměrovou

$$\delta_{\omega} := \frac{\lambda'_{s_klonivý}}{\tau_A} = -19.826$$

Čas potřebný na útlum amplitudy na jednu polovinu

$$t_{0.5} := \frac{\ln\left(\frac{1}{2}\right)}{\delta} = 0.035$$

Kymácivý pohyb (Dutch Roll)

-rozhoduje o hodnocení stranové stability piloty

Čas potřebný na útlum amplitudy na jednu polovinu

$$\tau_A := \frac{b}{2 \cdot u_R} = \mathbf{0.197}$$

Součinitel doznívání

-převod bezrozměrové veličiny na rozměrovou

$$\delta := \frac{\delta_s \text{ čárkou}}{\tau_A} = \mathbf{-0.514}$$

Čas potřebný na útlum amplitudy na jednu polovinu

$$t_{0.5} := \frac{\ln\left(\frac{1}{2}\right)}{\delta} = \mathbf{1.349}$$

Úhlová frekvence

-převod bezrozměrové veličiny na rozměrovou

$$\omega := \frac{\omega_s \text{ čárkou}}{\tau_A} = \mathbf{1.986}$$

Perioda

$$T := \frac{2 \cdot \pi}{\omega} = \mathbf{3.164}$$

Frekvence

$$f := \frac{1}{T} = \mathbf{0.316}$$

Počet cyklů potřebných na utlumení amplitudy na 0,5

$$N_{0.5} := \frac{t_{0.5}}{T} = \mathbf{0.426}$$

Logaritmický dekrement útlumu

$$v := -\delta \cdot T = \mathbf{1.626}$$

Součinitel útlumu

$$\zeta := \frac{-\delta_s \text{ čárkou}}{\omega_s \text{ čárkou}} = \mathbf{0.259}$$

Spirálový pohyb

Čas potřebný na útlum amplitudy na jednu polovinu

$$\tau_A := \frac{b}{2 \cdot u_R} = 0.197$$

Součinitel doznívání

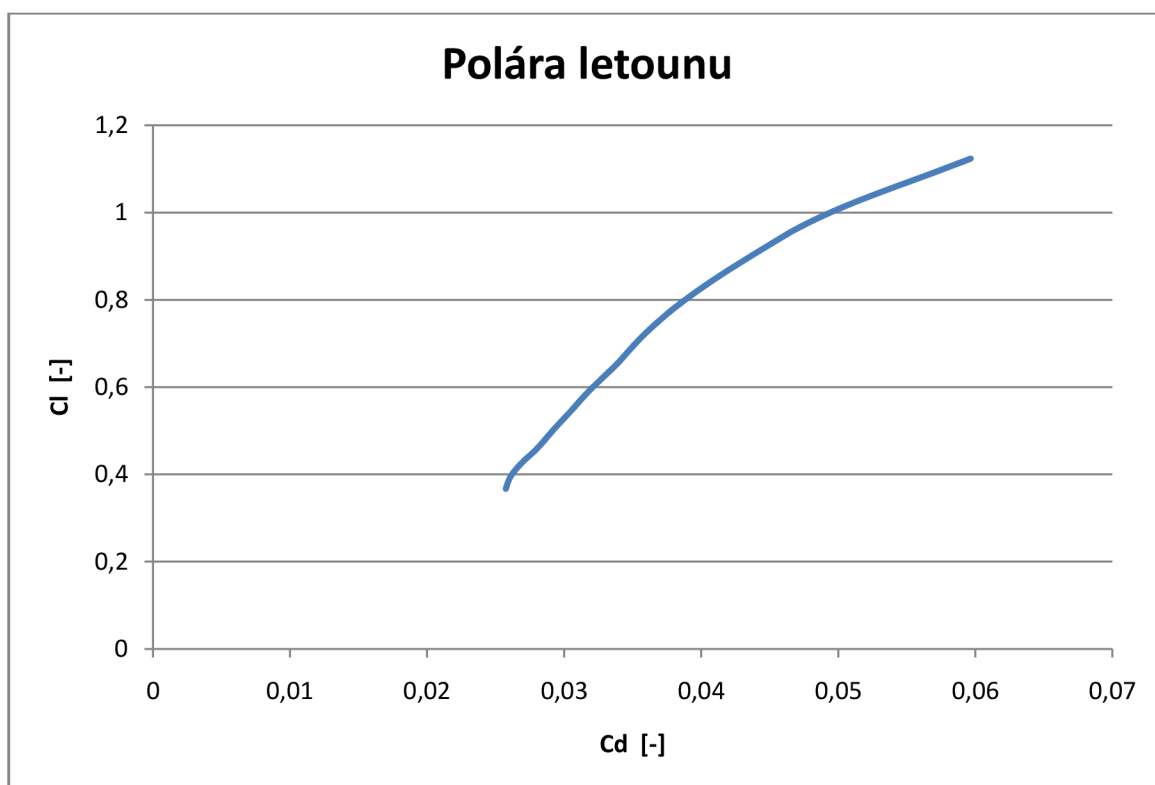
$$\delta := \frac{\lambda'_{s_spirálový}}{\tau_A} = 3.333 \times 10^{-3}$$

Čas potřebný na útlum amplitudy na jednu polovinu

$$t_{0.5} := \frac{\ln\left(\frac{1}{2}\right)}{\delta} = -207.975$$

Příloha 3: Polára letonu

Částečná polára letonu získána přepočtem z rychlostní poláry, získanou z [6].

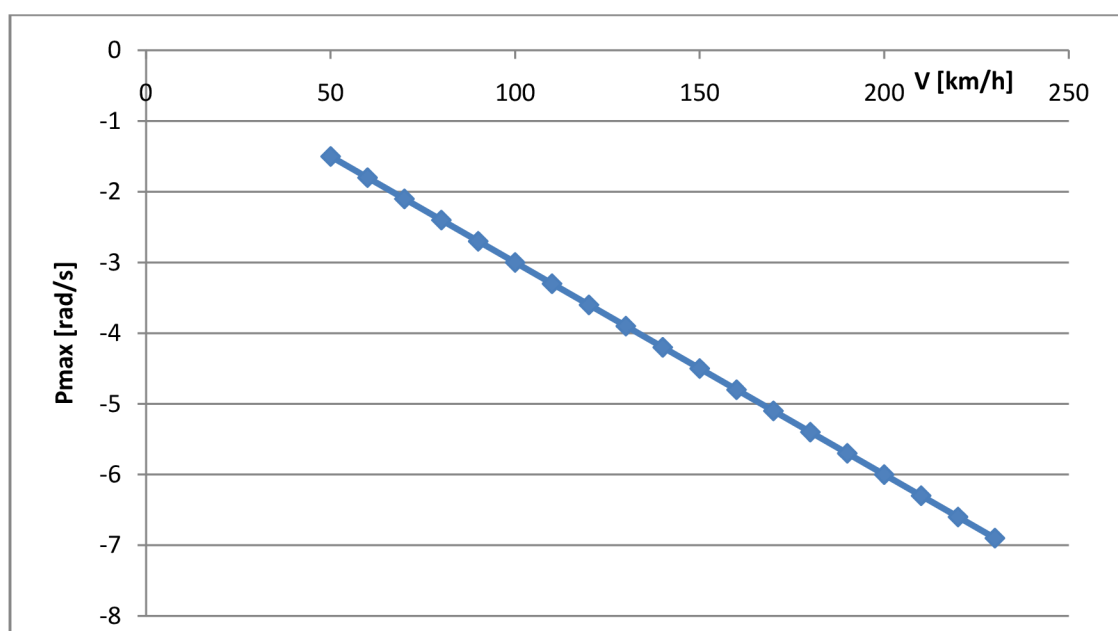


VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

Příloha 4:

Závislost maximální úhlové rychlosti klonění pro maximální výchylku křidélek na rychlosti letu.

V [km/h]	Pmax [rad/s]
50	-1,5
60	-1,8
70	-2,1
80	-2,4
90	-2,7
100	-3
110	-3,3
120	-3,6
130	-3,9
140	-4,2
150	-4,5
160	-4,8
170	-5,1
180	-5,4
190	-5,7
200	-6
210	-6,3
220	-6,6
230	-6,9

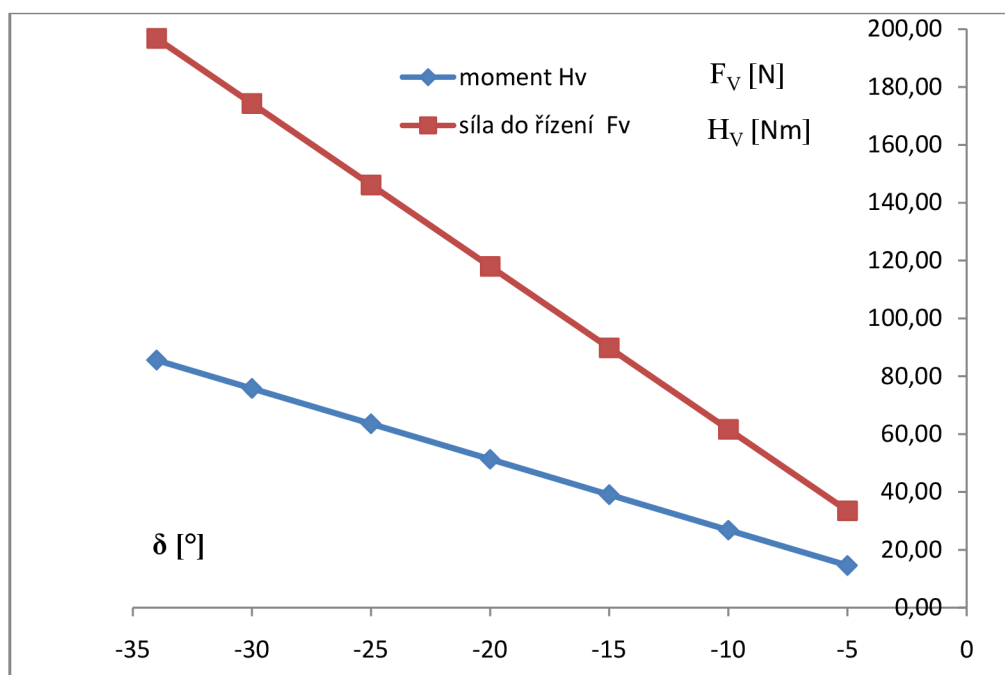


VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

Příloha 5:

Výpočet závěsových momentů a sil do řízení výškového kormidla podle záporné výchylky VK.

δ [°]	součinitel c_{Hv}	moment H_v [Nm]	síla do řízení F_v [N]
-5	0,041	14,56	33,5
-10	0,075	26,80	61,6
-15	0,109	39,05	89,8
-20	0,143	51,29	118,0
-25	0,177	63,54	146,1
-30	0,212	75,78	174,3
-34	0,239	85,58	196,8

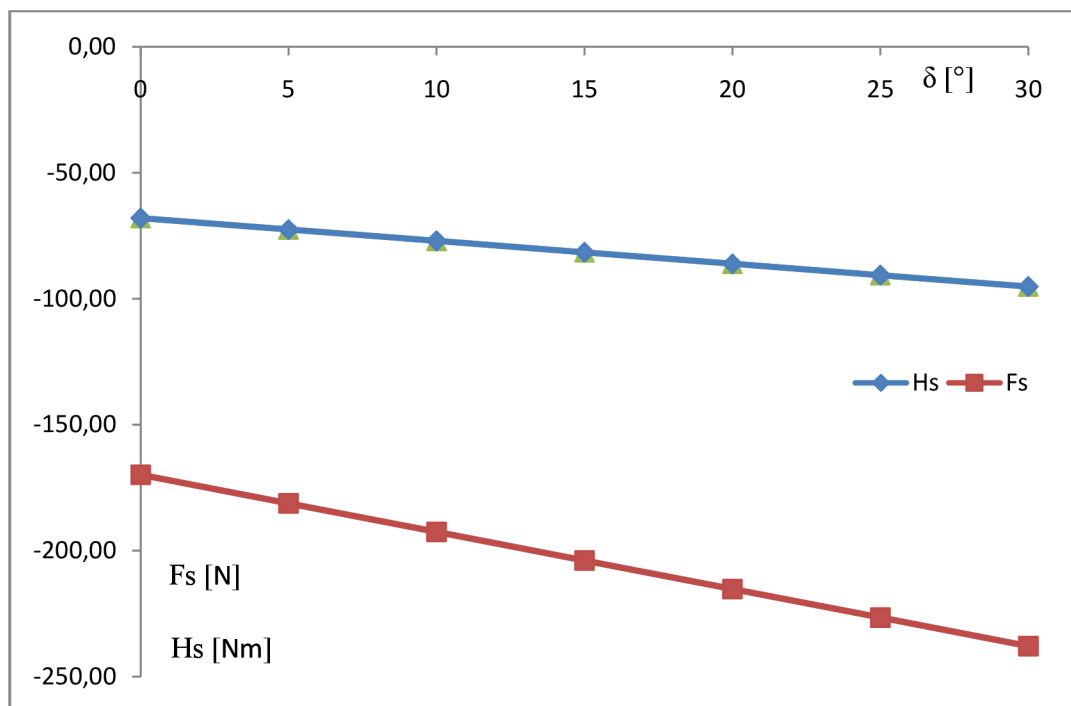


VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT

PŘÍLOHA 6:

Výpočet závěsových momentů směrového kormidla a sil do řízení, v závislosti na změně úhlu vybočení pro maximální výchylky směrového kormidla.

β [°]	součinitel c_{Hs}	moment H_s [Nm]	síla do řízení F_s [N]
0	-0,141	-67,96	-169,9
5	-0,150	-72,49	-181,2
10	-0,160	-77,02	-192,6
15	-0,169	-81,56	-203,9
20	-0,178	-86,09	-215,2
25	-0,188	-90,63	-226,6
30	-0,197	-95,16	-237,9

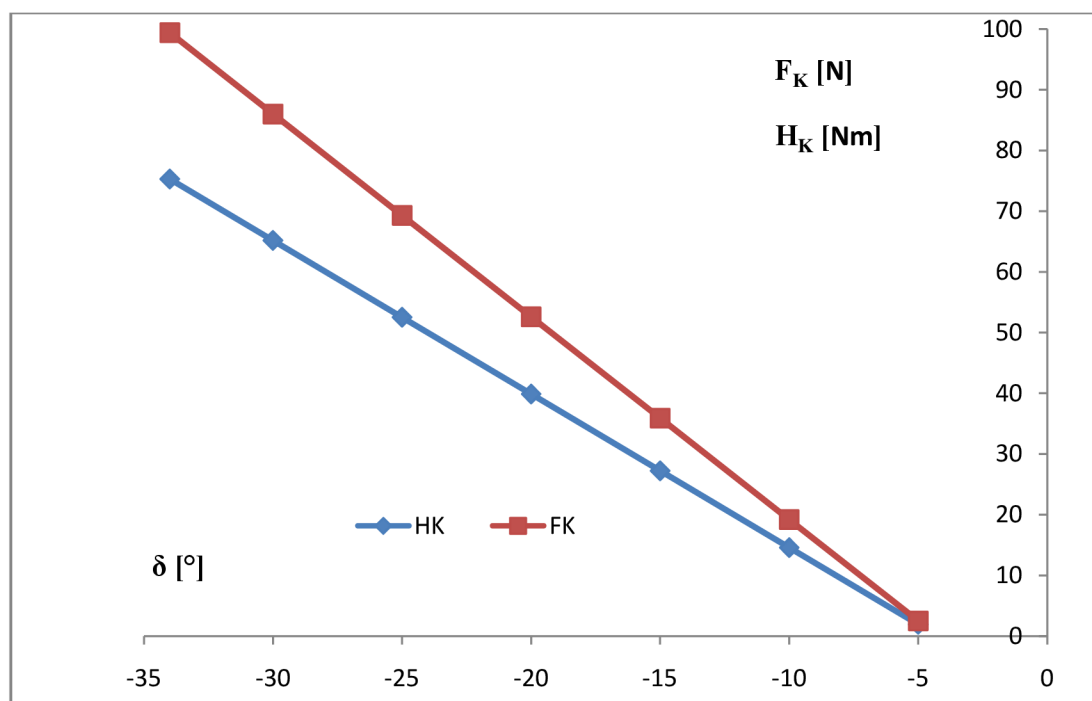


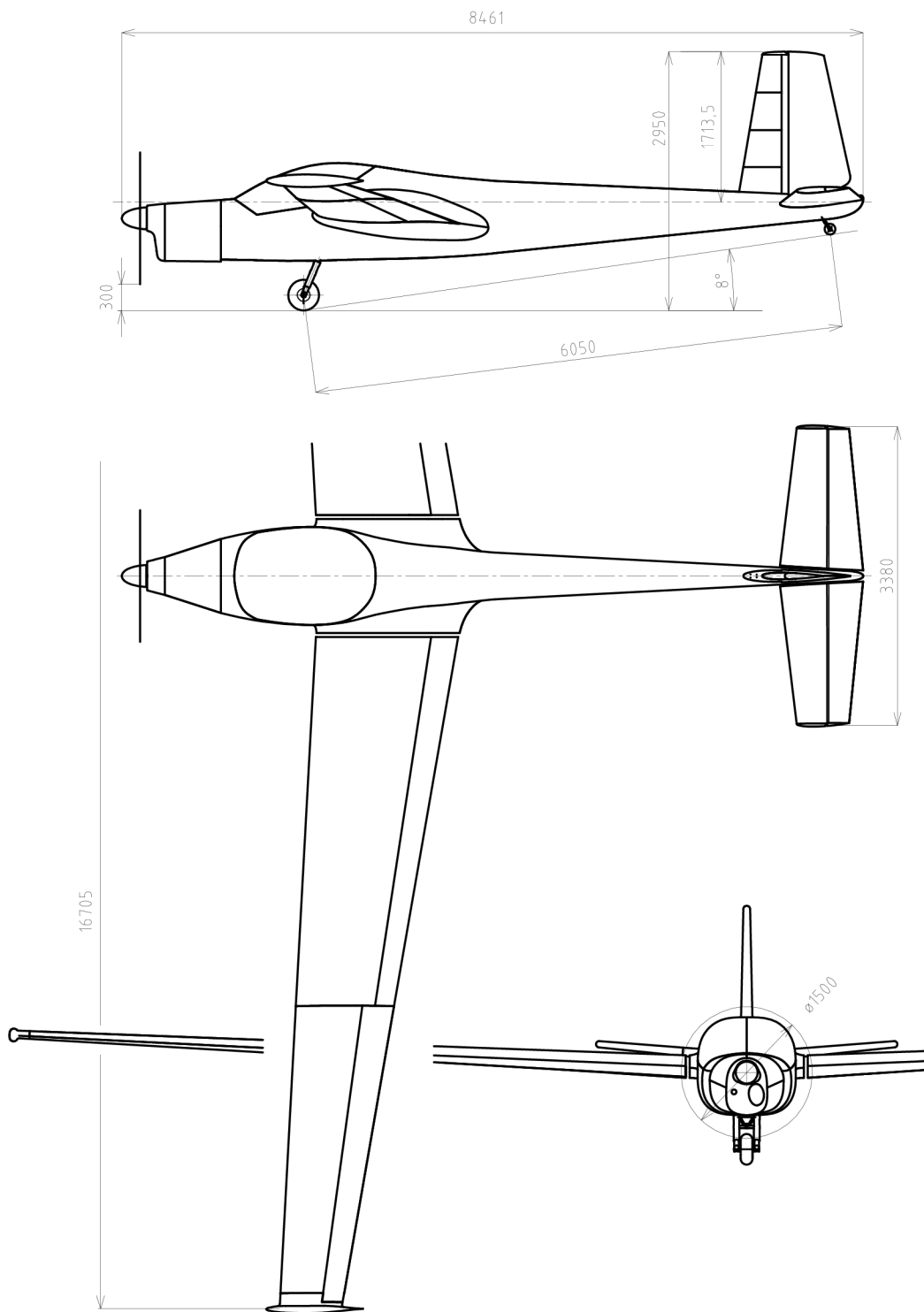
VÝPOČET STABILITY A ŘÍDITELNOSTI MOTOROVÉHO KLUZÁKU L-13 SE VIVAT


Příloha 7:

Výpočet závěsových momentů a sil do řízení křídélka podle záporné výchylky křídélka.

δ [°]	součinitel c_{HK}	moment H_K [Nm]	síla do řízení F_K [N]
-5	0,006	1,92	2,5
-10	0,048	14,57	19,2
-15	0,090	27,22	35,9
-20	0,132	39,87	52,6
-25	0,174	52,52	69,3
-30	0,216	65,17	86,0
-34	0,250	75,29	99,4





				Přesnost	Materiál
				Tolerování	Polotovár
				Promítání 	Hrubá hmotnost kg
				LETECKÝ ÚSTAV	
				VUT V Brně - Fakulta strojního inženýrství	
Změna	Datum	Index	Podpis	Název	DISPOZICE LETOUNU
Navrh FREISLEBEN.J	Poznámka	Měřítko	1:72	Číslo výkresu	
Přezkoušel				4-1-01/10	
Technolog	Starý výkres				Číslo výkresu
Normalizace	Č.seznamu			Číslo výkresu	
Schválil	Č.sestavy			Číslo výkresu	
Datum				Číslo výkresu	
				Listů	List