



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

STABILITA A ŘIDITELNOST LETOUNU Z-143 S VÝKONNĚJŠÍ POHONNOU JEDNOTKOU

STABILITY AND CONTROLLABILITY OF THE Z-143 AIRPLANE WITH A MORE POWERFUL ENGINE

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Martin Kochtík

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

BRNO 2017

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Martin Kochtík**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.**
Akademický rok: 2016/17

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

Stabilita a říditelnost letounu Z-143 s výkonnější pohonnou jednotkou

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Posouzení úprav letounu Z-143 na jeho stabilitu a říditelnost po zástavbě nové pohonné jednotky o vyšším výkonu.

Cíle diplomové práce:

1. Stanovit vliv zástavby nové pohonné jednotky daného letounu na změnu základních aerodynamických a hmotnostních charakteristik.
2. Stanovit potřebné aerodynamické stabilitní a říditelnostní derivace.
3. Provést výpočet stability a říditelnosti.
4. Navrhnout potřebné koncepční úpravy ocasních ploch.
5. Vyhodnocení a závěr.

Seznam literatury:

Základní geometrické, hmotnostní a aerodynamické podklady letounu Z-143, firemní materiály Zlin Aircraft.

Daněk, V. Mechanika letu-II: Letové vlastnosti. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. 334 s. ISBN 978-80-7204-761-1.

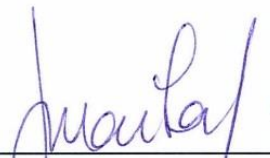
EASA/CS-23: 2009. Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatics and Commuter Category Airplanes. Subpart B - Flight. Amdt.1. Koeln: EASA. 2009.

USAF Stability and Control DATCOM. Fairborn (OH): Air Force Flight Dynamics Lab., USAF, 1978.

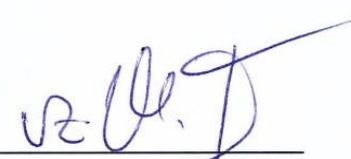
Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2016/17.

V Brně, dne 8. 11. 2016





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



doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Diplomová práce se zabývá výpočtem a posouzením letových vlastností letounu Z 143 s pohonnou jednotkou Lycoming AEIO-580-B1A.

První část textu se zaměřuje na obecný popis letounu, jeho geometrické charakteristiky, výpočet hmotnostních a aerodynamických charakteristik. Z hlediska letových výkonů jsou zde porovnány hodnoty pro aktuální a vývojový letoun s výkonnějším motorem.

Další část práce se zabývá samotným výpočtem vlastností z hlediska stability a říditelnosti. V této části jde o stanovení výsledků letových vlastností a jejich posouzení, zda vyhovují.

V závěru jsou pak rozebrány jednotlivé výsledky a k nim okomentována případná doporučení na nápravu či zlepšení těchto vlastností.

KLÍČOVÁ SLOVA

ZLIN Z 143, letové vlastnosti, stabilita, říditelnost, zástavba pohonné jednotky

ABSTRACT

The thesis deals with the calculation and evaluation of the flight characteristics of the aeroplane Z 143 with the power unit Lycoming AEIO-580-B1A.

The first part of the text focuses on a general description of the aircraft, its geometric characteristics and calculation of mass and aerodynamic characteristics. In terms of flight performance there are compared the values for contemporary model and developmental aircraft with a more powerful engine.

Another part of the work deals with the calculation of properties in terms of stability and manageability. In this section regards the determination of the results of the flight characteristics and their assessment of whether they comply.

In the end I discuss the individual results and comment the possible recommendations on correction or improvement of these properties.

KEY WORDS

ZLIN Z 143, flight characteristics, stability, steer-ability (handling), the development of the power unit

CITACE

KOCHTÍK, M. *Stabilita a říditelnost letounu Z-143 s výkonnější pohonnou jednotkou*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 78 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc..

Obsah

1. Úvod	8
2. Popis letounu.....	9
2.1. Obecný popis	9
2.2. Geometrické charakteristiky	10
2.3. Hmotnostní rozbor	14
2.4. Srovnání nynější a vývojové verze letounu	17
2.4.1. Porovnání pohonných jednotek	17
2.4.2. Výkonové charakteristiky	18
2.4.3. Zvýšení rychlostí	20
2.5. Aerodynamické charakteristiky	22
2.5.1. Referenční režim letu, Reynoldsova čísla	22
2.5.2. Aerodynamická polára celého letounu	23
2.5.3. Poloha aerodynamického středu letounu	24
2.5.4. Vztahové čáry.....	26
2.5.5. Momentové čáry	28
3. Rozbor požadavků z předpisu.....	32
3.1. Statická stabilita	32
3.2. Dynamická stabilita	32
3.3. Řiditelnost.....	32
4. Posouzení podélné statické stability	34
4.1. Definice.....	34
4.2. Řešení	34
4.2.1. Statická zásoba stability	34
5. Posouzení stranové statické stability	35
5.1. Definice.....	35
5.2. Řešení	36
5.2.1. Směrová statická stabilita.....	36
5.2.2. Příčná statická stabilita.....	40
6. Posouzení říditelnosti	42
6.1. Podélná ovladatelnost.....	42
6.1.1. Definice.....	42
6.1.2. Řešení	43
6.2. Podélná obratnost	49
6.2.1. Definice.....	49
6.2.2. Řešení	49

7.	Posouzení podélné dynamické stability	53
7.1.	Definice.....	53
7.2.	Řešení	54
7.2.1.	Ověření dynamické stability pro konkrétní režimy	56
8.	Závěr	59
8.1.	Rozbor výsledků.....	59
9.	Použitá literatura	61
10.	Seznam příloh	62

1. Úvod

Téma práce se zaměřuje na výpočet letových vlastností (dále jen LV) letounu Z 143 s pohonnou jednotkou TEXTRON Lycoming AEIO-580-B1A. Použití výkonnější pohonné jednotky lze považovat za první z mnoha kroků v budoucím vývoji tohoto letounu.

Tato práce si stanovuje za cíl výpočet LV pro ověření, že nedojde k výrazným poruchám ohledně letových vlastností, které by nezbytně vedli k zásahu do konstrukce.

Před samotným výpočtem LV je nutné stanovit změnu základních charakteristik. Tyto změny se odvíjí od zástavby výkonnější pohonné jednotky do již zavedeného letounu Z 143 LSi. Tento výpočet obnáší stanovení geometrických, hmotnostních a aerodynamických parametrů potřebných pro získání jednotlivých LV počítaných v další části. Stejně tak je nutné určit nové rozsahy rychlostí, které se odvíjí od změny výkonových charakteristik. Tímto se zabývá kapitola 2.

Další část práce se zabývá přímým výpočtem LV. Uspořádání jednotlivých výpočtů je provedeno v souladu s učebnicí Mechanika letu II, Letové vlastnosti [1]. Nejprve je spočtena statická stabilita, a to podélná a následně stranová, dále podélná říditelnost a podélná dynamická stabilita. Určení stranové dynamické stability je z výpočtu vynecháno. Výsledky této práce mají charakter počátečních odhadů, finální přesné ověření letových vlastností bude prověřeno až při letových měřeních.

V zadání je doporučena zahraniční literatura pro stanovení derivací, databáze DATCOM. V materiálech ZLIN AIRCRAFT jsou výpočty, vztahující se k původnímu letounu, provedeny pomocí české literatury. Pro stanovení derivací bude tedy dále použito primárně literatury [1] a [2], aby bylo možné případně použít některé dílčí výsledky z firemních podkladů nebo případně hodnoty mezi sebou porovnat.

Pro výpočet byl použit software Excel v kombinaci se softwarem Matlab.

2. Popis letounu

2.1. Obecný popis

Jedná se o malý sportovní čtyřmístný letoun vyráběný firmou ZLIN AIRCRAFT a.s. (dále jen ZA), která v současné době vyrábí pouze letadla řady 40 a to Z 143 LSi Genius, Z 242 L Guru a Z 143 LSi Flir, vybavený kamerovým systémem FLIR pro dohled nad konkrétním územím.

Z této řady bude zaměřeno pouze na Z 143 LSi Genius a z něj se bude dále vycházet. Tento letoun je určen pro vlečení kluzáků, transparentů, výcvik pilotů a obchodní i turistické lety. Třída certifikace letounu je FAR/CS-23.

Nynější změna nastala v zástavbě nové výkonnější pohonné jednotky (dále jen PJ) TEXTRON Lycoming AEIO-580-B1A. S tím souvisí zástavba nových laminátových krytů motoru, které nahrazují původní zakrytování. Zástavbou nové pohonné jednotky došlo ke zvýšení výkonu o zhruba 80 [HP] z původních 235 [HP]. Další změny zatím nebyly aplikovány, nicméně lze předpokládat další vývoj, a to, že vznikne řada nových modernějších ZLINŮ. [www.zlinaircraft.eu]



Obr. 2.1 Letoun ZLIN Z 143 LSi [11]

Na letadle je obdélníkové **křídlo** o rozpětí 10.136 [m] s kladným vzepětím a bez šípovitosti, tedy s úhlem šípu 0 [°]. V křídle jsou také umístěny palivové nádrže. Jedná se o obdélníkové křídlo s koncovým obloukem, pro zmírnění proudu za křídlem. Křídlo není aerodynamicky krouceno a v kořenové i koncové části se nachází profil NACA 63 416.5. Na ocasních plochách jsou pak symetrické profily NACA 0012 a to jak na vodorovných tak i na svislých ocasních plochách (dále jen VOP a SOP).

Nosná část **trupu** je rozdělena na příhradovou přední část, kde se nachází kabina a vybavení. A zadní část je tvořena poloskořepinovou konstrukcí shodnou s letounem Z242. Koncepce křídel je dolnoplošnicková, což umožňuje dobrý výhled z kabiny. Výhodou je přetlakovaný nosník centroplánu, který pomáhá včas indikovat vznik případných trhlin pomocí kontroly tlaku v nosníku.

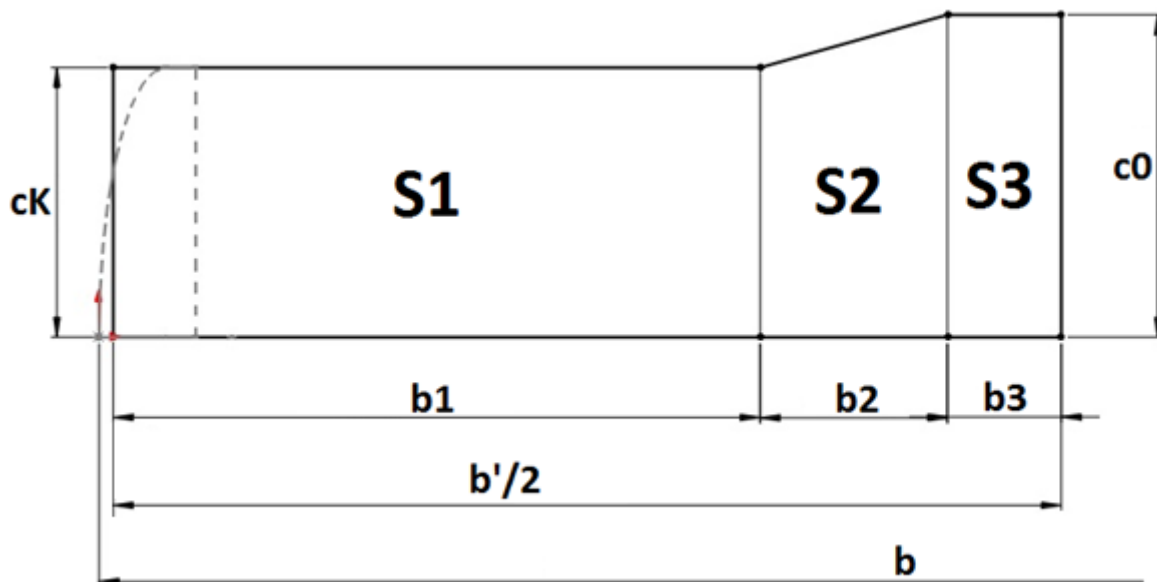
S tím souvisí **podvozek**. Jedná se o letoun a předovým pevným nezatahovacím podvozkem. Hlavní podvozek je pružinového typu a je ocelový. Řízení letounu je zajištěno natáčením předního kola. Podvozek, stejně jako zbytek konstrukce, je celokovový, navržený i na nezpevněné náročné povrchy. Podvozek i celá konstrukce jsou koncipovány na nácvik přistání, a to především díky dobré světlosti podvozku.

2.2. Geometrické charakteristiky

Následující hodnoty platí pro letoun Z 143 s výkonnější pohonnou jednotkou o 315 [HP] (235 [kW]).

A. KŘÍDLO

Podle poskytnutých geometrických podkladů je vypočtena **střední aerodynamická tětíva (SAT)**. Koncový oblouk je pro tento výpočet nahrazen obdélníkem o stejné ploše.



Obr. 2.2 Náhradní geometrie křídla pro výpočet SAT

Kde jednotlivé rozměry jsou [3]

$$b_1 = 3.4076 \text{ [m]},$$

$$b_2 = 0.9861 \text{ [m]},$$

$$b_3 = 0.6 \text{ [m]},$$

(hodnoty b , c_0 , c_K uvedeny v Tab.2.1).

Výpočet SAT podle lit. [1] (str. 22)

$$C_A = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2(y) dy,$$

$$c_{A1} = c_K = 1.42 \text{ [m]},$$

$$c_{A2} = \frac{2}{3(2S_2)} b_2 (c_0^2 + c_K^2 + c_0 c_K) = \frac{2}{3} \frac{c_0^2 + c_K^2 + c_0 c_K}{c_0 + c_K},$$

$$c_{A2} = \frac{2}{3} \frac{1.6982^2 + 1.42^2 + 1.6982 \cdot 1.42}{1.6982 + 1.42} = 1.563 \text{ [m]},$$

$$c_{A3} = c_0 = 1.6982 \text{ [m]},$$

$$C_A = \frac{\sum_1^3 C_{Ai} S_i}{\sum_1^3 S_i} = \frac{c_{A1} (2 S_1) + c_{A2} (2 S_2) + c_{A3} (2 S_3)}{S},$$

$$C_A = \frac{1.42 (2 \cdot 4.839) + 1.563 (2 \cdot 1.537) + 1.6982 (2 \cdot 1.019)}{14.79} = 1.4881 [m].$$

Štíhlost

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{10.136^2}{14.79} = 6.946 [1].$$

Dále výpočet zúžení křídla

$$\lambda = \frac{c_K}{c_0} = \frac{1.42}{1.6982} = 0.836 [1].$$

Tab. 2.1 Souhrn geometrických charakteristik křídla [3]

	CHARAKTERISTIKA	VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
Křídlo	Vztažná plocha křídel	S	14.790	[m ²]
	Rozpětí	b	10.136	[m]
	Hloubka kořenového profilu	c ₀	1.698	[m]
	Hloubka koncového profilu	c _K	1.420	[m]
	Zúžení křídla	λ	0.836	[1]
	Štíhlost křídla	A	6.946	[1]
	Úhel šípu	Λ	0	[°]
	Vzepětí křídel	Γ	6.0	[°]
	Geometrické zkroucení	φ _{GEOM}	0	[°]
	Úhel nastavení kořenového profilu (= úhel svírající tětíva profilu se ZRT)	φ ₀	2.5	[°]
	Úhel nastavení KT vůči podélné ose (úhel nastavení čáry nulového vztlaku)	φ _{KT}	5.5	[°]
	Hloubka střední aerodynamické tětivy	c _{SAT} = C _A	1.488	[m]
	Poloha SAT křídla (od nosu letounu)	l _A	2.018	[m]
	Aerodynamický střed křídla (a profilu)	\bar{x}_{AK}	0.268	[1]
		x _{AK}	0.399	[m]
Vzdálenost AS křídla od nosu letounu	l _{AS}	2.018+0.399	[m]	

Tab. 2.2 Geometrické charakteristiky křidélek [3]

	CHARAKTERISTIKA	VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
Křídélka	Plocha obou křidélek	S _{KŘ}	1.408	[m ²]
	Plocha kř. za osou otáčení	S _{KŘ,o.o.}	1.040	[m ²]
	Délka křídélka	b _{KŘ}	1.760	[m]
	Hloubka profilu křídélka	c _{KŘ}	0.400	[m]
	Max. výchylka nahoru	δ _{KŘ,nahoru}	21	[°]
	Max. výchylka dolů	δ _{KŘ,dolů}	17	[°]

Tab. 2.3 Geometrické charakteristiky vztakových klapek [3]

	CHARAKTERISTIKA	VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
Klapky	Plocha klapek	S_{KL}	1.408	[m ²]
	Plocha za osou otáčení	$S_{KL,o.o.}$	1.050	[m ²]
	Délka klapky	b_{KL}	1.760	[m]
	Hloubka klapky (kořenová i koncová)	c_{KL}	0.400	[m]
	Poloha ZASUNUTO	$\delta_{KL,0}$	0	[°]
	Poloha VZLET	$\delta_{KL,1}$	14	[°]
	Poloha PŘISTÁNÍ	$\delta_{KL,2}$	37	[°]

B. TRUP

Tab. 2.4 Geometrické charakteristiky trupu [3]

	CHARAKTERISTIKA	VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
Trup	Délka trupu	l_{TR}	7.577	[m]
	Max. šířka trupu	b_{TR}	1.2	[m]
	Přibližný objem trupu z modelu	V_{TR}	6.17	[m ³]

C. VODOROVNÉ OCASNÍ PLOCHY (VOP)

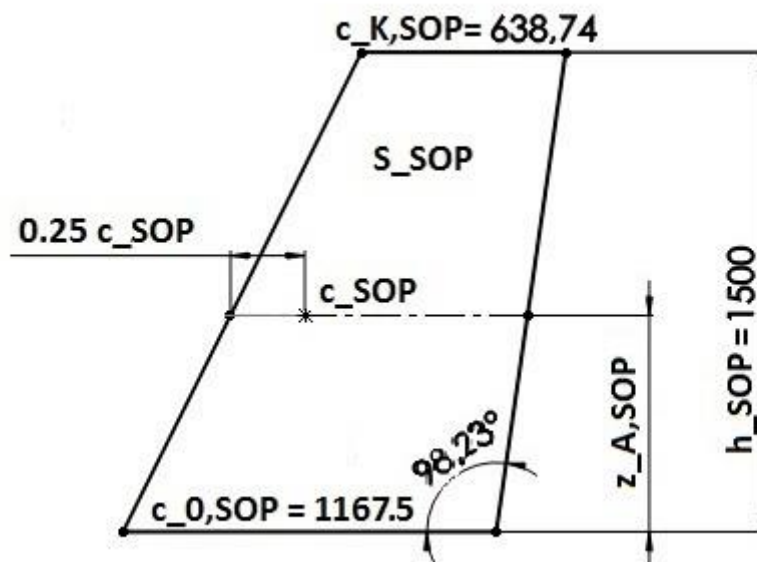
Štíhlost vypočtena pomocí

$$A = \frac{b_{VOP}^2}{S_{VOP}} = \frac{3.006^2}{2.495} = 3.622 [1].$$

Tab. 2.5 Geometrické charakteristiky VOP [3]

	CHARAKTERISTIKA	VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
Vodorovné ocasní plochy (NACA 0012)	Plocha	S_{VOP}	2.495	[m ²]
	Plocha stabilizátoru	S_{STAB}	1.1502	[m ²]
	Plocha VK	S_{VK}	1.3449	[m ²]
	Plocha za osou otáčení	S_V	1.082	[m ²]
	Rozpětí	b_{VOP}	3.006	[m]
	Hloubka VOP (v kořeni i na konci)	c_{VOP}	0.830	[m]
	Štíhlost	A_{VOP}	3.622	[1]
	Úhel nastavení VOP (dolů)	φ_{VOP}	-2	[°]
	Výchylka VOP nahoru	$\delta_{V,nahoru}$	30	[°]
	Výchylka VOP dolů	$\delta_{V,dolů}$	27	[°]
	Rameno VOP k AS křídla	l_{VOPK}	4.5375	[m]
	Poloha AS VOP (Z43)	$\bar{x}_{AS_{VOP}}$	0.249	[1]
		$x_{AS_{VOP}}$	0.207	[m]

D. SVISLÉ OCASNÍ PLOCHY (SOP)



Obr. 2.3 Náhradní geometrie SOP

Velikost a poloha **SAT VOP**

$$c_{A,SOP} = \frac{2}{3(2S_{SOP})} h_{SOP} (c_{0,SOP}^2 + c_K^2 + c_0 c_K) = \frac{2}{3} \frac{c_{0,SOP}^2 + c_{K,SOP}^2 + c_{0,SOP} c_{K,SOP}}{c_{0,SOP} + c_{K,SOP}},$$

$$c_{A,SOP} = \frac{2}{3} \frac{1.1675^2 + 0.638^2 + 1.1675 \cdot 0.638}{1.1675 + 0.638} = 0.9289 [m],$$

$$z_{A,SOP} = \frac{2 h_{SOP}}{6} \frac{c_{0,SOP} + 2 c_{K,SOP}}{c_{0,SOP} + c_{K,SOP}} = \frac{2 \cdot 1.5}{6} \frac{1.1675 + 2 \cdot 0.638}{1.1675 + 0.638} = 0.6768 [m].$$

Tab. 2.6 Souhrn geometrických charakteristik SOP [3]

	CHARAKTERISTIKA	VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
Svislé ocasní plochy (NACA 0012)	Plocha	S_{SOP}	1.3546	[m ²]
	Kýlová plocha	$S_{KÝL}$	0.6333	[m ²]
	Plocha SK	S_{SK}	0.7213	[m ²]
	Výška SOP	b_{SOP}	1.5	[m]
	Štíhlost	A_{SOP}	1.6610	[1]
	Zúžení SOP	λ_{SOP}	0.586	[1]
	Výchylky SOP (vlevo i vpravo)	δ_S	30	[°]
	Náhradní výška SOP	h_{SOP}	1.5	[m]
	Kořenový profil	$c_{0,SOP}$	1.1675	[m]
	Koncový profil	$c_{K,SOP}$	0.6387	[m]
	Střední aerodynamická těživa SOP	$c_{A,SOP}$	0.9289	[m]
	Výšková poloha SAT SOP	$z_{A,SOP}$	0.6768	[m]

2.3. Hmotnostní rozbor

Přepočet hmotového rozboru je proveden kvůli nárůstu hmotnosti na přídi letounu. K nárůstu dochází díky zástavbě těžší pohonné jednotky o hmotnosti 202.3 [kg]. Vzhledem k rozměrové podobnosti motorů budeme uvažovat přibližně stejnou polohu těžiště. Hmotnost původní PJ 182.3 [kg] odpovídá 20 [kg] navýšení.

Kromě samotného motoru došlo i ke změně krytů. Nové kryty jsou vyráběné z laminátu a jsou rozděleny na dvě části o celkové hmotnosti 16.15 [kg].

Při přepočtu centrází je nutné s ohledem na navýšení hmotnosti dodržet maximální celkovou hmotnost 1 350 [kg]. Tedy konfigurace, které tuto maximální hranici překračují je nutné snížením užitečného zatížení omezit.

Konfigurace a jejich čísla uvedená v následujících tabulkách byla vytvořena pouze pro účely této práce, neodkazují nebo nenavazují na jakýkoli jiný dokument, ze kterého bylo čerpáno.

Tab. 2.7 Konfigurace překračující max. povolenou hmotnost

KONFIG [DLE GRAFU 2.3]	1 PILOT 60 kg	1 PILOT 100 kg	2 PILOTI 60 kg	2 PILOTI 100 kg	SEDADLO VPŘEDU	SEDADLO VZADU	1 PASAŽÉR 60 kg	1 PASAŽÉR 100 kg	2 PASAŽÉŘI 60 kg	2 PASAŽÉŘI 100 kg	MAX. NÁKLAD 60 kg	MIN. PALIVO 5l	HL. NÁDRŽ 2x60l	MAX. PALIVO 230l	HMOTNOST [kg]
36			x		x					x				x	1 369.02
40			x			x				x				x	1 369.02
42				x	x				x					x	1 369.02
44				x	x					x				x	1 449.02
46				x		x			x					x	1 369.02
48				x		x				x				x	1 449.02
52	x				x					x	x			x	1 369.02
56	x					x				x	x			x	1 369.02
60		x			x					x	x			x	1 409.02
64		x				x				x	x			x	1 409.02
68			x		x					x	x			x	1 429.02
72			x			x				x	x			x	1 429.02
73				x	x		x				x			x	1 369.02
74				x	x				x		x			x	1 429.02
75				x	x		x				x			x	1 409.02
76				x	x					x	x			x	1 509.02
77				x		x	x				x			x	1 369.02
78				x		x			x		x			x	1 429.02
79				x		x		x			x			x	1 409.02
80				x		x				x	x			x	1 509.02
124				x	x					x			x		1 369.82
128				x		x				x			x		1 369.82
156				x	x					x	x		x		1 429.82
160				x		x				x	x		x		1 429.82

Z tabulky vyplývá, že není možné vzlétnout s letounem s plně napuštěnými všemi nádržemi a zároveň s kombinací osádky a zavazadel převyšující hmotnost 300 [kg]. Další omezení platí pro konfiguraci pouze s naplněnými hlavními nádržemi a současným obsazením dvěma piloty hmotnosti 2x100 [kg] a dvěma pasažéry o stejné hmotnosti. Tyto kombinace zatížení tedy není možné u letounu v provozu uplatnit.

Dosavadní zadní poloha těžiště odpovídá 34 % střední aerodynamické tětivy (SAT). Tato hodnota byla stanovena s ohledem na vývrtkové vlastnosti. K omezení došlo skrze nehodu z roku 1995 při zkoušení letových vlastností letounu Z 143 L. Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod (ÚZPLN) na základě nevyhovujících vývrtkových vlastností se shodla na omezení zadní centraže na maximální polohu 34 %. Proto po dohodě s vedoucím práce bude tato maximální hodnota respektována i v této práci. Proto jsou dále v tabulce vypsány veškeré konfigurace přesahující tuto hodnotu.

Tab. 2.8 Konfigurace překračující max. povolenou zadní polohu těžiště

KONFIG [DLE GRAFU 2.3]	1 PILOT 60 kg	1 PILOT 100 kg	2 PILOTI 60 kg	2 PILOTI 100 kg	SEDADLO VPŘEDU	SEDADLO VZADU	1 PASAŽÉR 60 kg	1 PASAŽÉR 100 kg	2 PASAŽÉŘI 60 kg	2 PASAŽÉŘI 100 kg	MAX. NÁKLAD 60 kg	MIN. PALIVO 5l	HL. NÁDRŽ 2x60l	MAX. PALIVO 230l	POLOHA TĚŽIŠTĚ [%]
52	x				x					x	x			x	0.3595
56	x					x				x	x			x	0.3622
60		x			x					x	x			x	0.3586
64		x				x				x	x			x	0.3628
68			x		x					x	x			x	0.3606
72			x			x				x	x			x	0.3656
76				x	x					x	x			x	0.3587
80				x		x				x	x			x	0.3667
132	x				x					x	x		x		0.3589
136	x					x				x	x		x		0.3617
140		x			x					x	x		x		0.3579
144		x				x				x	x		x		0.3625
148			x		x					x	x		x		0.3600
152			x			x				x	x		x		0.3654
156				x	x					x	x		x		0.3581
160				x		x				x	x		x		0.3666
212	x				x					x	x	x			0.3667
216	x					x				x	x	x			0.3697
220		x			x					x	x	x			0.3653
224		x				x				x	x	x			0.3702
228			x		x					x	x	x			0.3675
232			x			x				x	x	x			0.3732
236				x	x					x	x	x			0.3650
240				x		x				x	x	x			0.3740

Z tabulky je zjevné, že při tomto zatížení není možné obsadit letoun pilotem/piloty a současně 2 pasažéry na zadních sedadlech a zároveň plně naložit zavazadlový prostor. To platí pro všechny konfigurace bez ohledu na obsah palivových nádrží.

2.4. Srovnání nynější a vývojové verze letounu

Následně jsou v této a ve všech kapitolách uvedeny primárně informace o verzi letounu s výkonnější pohonnou jednotkou. Rozdíly v obou verzích letounu jsou rozlišovány dle následujících označení, informace o aktuálně vyráběném letounu Z 143 LSi s motorem IO-540 jsou označovány jako „nynější“, „aktuální“ či „původní“ verze letounu, ostatní informace a výpočty se vztahují k „novější“, „výkonnější“ či „vývojové“ verzi letounu.

2.4.1. Porovnání pohonných jednotek

Aktuálně používaná pohonná jednotka IO-540-C4D5 nahrazuje předchozí IO-540-J3A5, který se dával do letadel s označením Z 143 L a byl to zároveň první z řady používaných motorů na Z 143 od výrobce TEXTRON Lycoming. Označení IO 540 charakterizuje atmosférický motor s protilehlými válci vybavený karburátorem, označení „I“ udává vstřikování paliva. Typ C4D5 se poprvé použil na letoun Z 143 Li a dále pro aktuálně nabízený Z 143 LSi [3].

❖ výrobce:	TEXTRON Lycoming
❖ prodejní označení:	IO-540-C4D5
❖ výkon (při max. otáčkách):	235 [HP] (175 [kW]) dle [3]
❖ maximální otáčky:	2 575 [min ⁻¹]
❖ hmotnost:	402 [lbs] (182.34[kg]) dle [3]
❖ vrtání:	5.125 [in]
❖ zdvih:	4.375 [in]
❖ zdvihový objem:	541.5 [in ³]
❖ kompresní poměr:	8.5:1 [1]
❖ použitá vrtule:	MTV-9-B

zdroj [10]

Nová pohonná jednotka dosahuje maximálního výkonu 315 [HP] (235 [kW]) při váze 446 [lbs], což odpovídá 202.3 [kg]. Od původní PJ se liší o přídomek AE, který značí akrobatické využití, a navýšením zdvihového objemu motoru z 540 na 580 [ccm]. Akrobatické motory se odlišují především převráceným mazáním motoru.

Parametry nově zastavěné PJ:

❖ výrobce:	TEXTRON Lycoming
❖ prodejní označení:	AEIO-580-B1A
❖ výkon (při max. otáčkách):	315 [HP] (235 [Kw])
❖ maximální otáčky:	2 700 [min ⁻¹]
❖ hmotnost:	446 [lbs] (202.3 [kg])
❖ vrtání:	5.319 [in]
❖ zdvih:	4.375 [in]
❖ zdvihový objem:	583 [in ³]

- ❖ kompresní poměr: 8.9:1 [1]
- ❖ použitá vrtule: MTV-9-B

Zdroj [9]

2.4.2. Výkonové charakteristiky

Pro další rozbory je nutné znát rozsah rychlostí (viz následující kapitola 2.4.3), ten zjistíme jen pomocí vykreslení výkonových charakteristik, které se po zvýšení výkonu změnily. Z původní hodnoty 175 [kW] došlo k navýšení o 60 [kW] na hodnotu 235 [kW]. Dochází tak tedy ke změně výkonových a tahových diagramů. Při použití pístových motorů má dále smysl zabývat se jen výkonovými charakteristikami. Pro vykreslení obálky režimů letu, která určuje rozsahy rychlostí letounu, je tedy nutné vykreslit výkonové charakteristiky. Výpočet proveden dle lit. [5], kap. 2.5.

Nejprve je potřeba určit **cestovní rychlost** V_c (dle FAR 23.335)

$$v_c = 33 \sqrt{\frac{W}{S}} = 33 \sqrt{\frac{2\,976.2 \text{ [lb]}}{159.2 \text{ [ft}^2\text{]}}} = 142.68 \text{ [kt]} = 73.4 \text{ [m/s]} = 264.2 \text{ [km/h]},$$

kde W znázorňuje hmotnost letounu v [lb] a S plochu křídla ve [ft²].

Výpočet **účinnosti vrtule** v závislosti na rychlosti letu

$$E = 1 - \left(1 - \frac{V}{V_c}\right)^2 \left[1 + \left(0.8722 \frac{V^2}{V_c} - 1.3959 \frac{V}{V_c}\right)\right],$$

$$\eta_{vrt}(V) = \eta_{vrtmax} E(V),$$

kde maximální výkon vrtule (konstantních otáček) je uvažována $\eta_{vrtmax} = 0.87$ [1] [3]. Veličina E popisují účinnost vrtule konstantních otáček dle Přílohy 1. Výsledky účinností podle rychlosti jsou zjednodušeně vypsány v následující tabulce.

Tab. 2.11 Hodnoty účinnosti vrtule

V [km/h]	V [m/s]	L [1]	E [1]	η_{vrt} [1]
6.00	1.67	0.0227	0.0747	0.0650
36.00	10.00	0.1362	0.3837	0.3338
72.00	20.00	0.2725	0.6378	0.5548
108.00	30.00	0.4087	0.7989	0.6951
144.00	40.00	0.5450	0.8968	0.7802
180.00	50.00	0.6812	0.9539	0.8299
216.00	60.00	0.8174	0.9853	0.8572
252.00	70.00	0.9537	0.9990	0.8691
288.00	80.00	1.0899	0.9958	0.8664
324.00	90.00	1.2262	0.9693	0.8433
360.00	100.00	1.3624	0.9058	0.7881

Nyní je nutné **maximální výkon** motoru $P_{MAX} = 235 \text{ [kW]}$ přepočítat **podle výšky**

$$P_{maxmot}(h) = P_{MAX} \left(1.13 \frac{\rho(h)}{1,225} - 0.13 \right).$$

Tab. 2.12 Hodnoty max. výkonu motoru pro různé výšky

H [m]	ρ [kg/m ³]	P _{MAX} [kW]
0	1.225	235.00
1000	1.112	210.43
2000	1.006	187.63
3000	0.909	166.52
4000	0.819	147.02
5000	0.736	129.02

Pro hodnoty rychlostí a účinností v tab. 2.11 jsou dále vypočítány **potřebné a využitelné výkony**

$$P_V(V, h) = P_{maxmot}(h) \eta_{vrt}(V),$$

$$P_P = F_P v = D v = \frac{1}{2} c_D \rho v^3 S,$$

$$c_D(v, H) = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi A e},$$

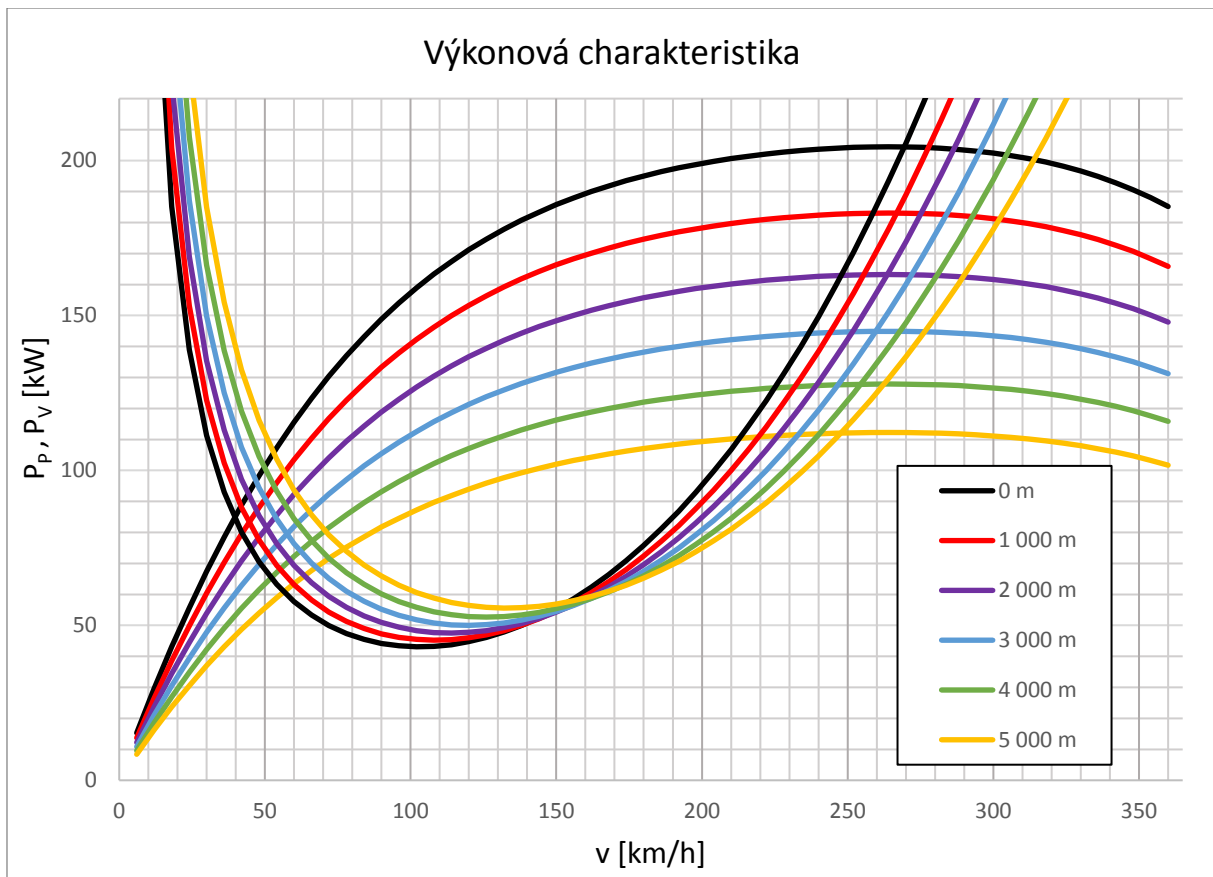
$$c_L(v, H) = \frac{2mg}{\rho v^2 S}.$$

Tab. 2.13 Potřebné a využitelné výkony pro výšku $H = 0 \text{ [m]}$

V [km/h]	η_{vrt} [1]	P _v [kW]	c _L [1]	c _D [1]	P _p [kW]
6.00	0.0650	15.28	526.11	13240.5	555.30
36.00	0.3338	78.45	14.614	10.267	93.01
72.00	0.5548	130.39	3.6535	0.6891	49.94
108.00	0.6951	163.34	1.6238	0.1767	43.22
144.00	0.7802	183.35	0.9134	0.0905	52.46
180.00	0.8299	195.02	0.5846	0.0669	75.77
216.00	0.8572	201.44	0.4059	0.0585	114.38
252.00	0.8691	204.25	0.2982	0.0548	170.36
288.00	0.8664	203.60	0.2283	0.0531	246.12
324.00	0.8433	198.18	0.1804	0.0521	344.25
360.00	0.7881	185.19	0.1461	0.0516	467.37

Výčet těchto hodnot udává první křivku v grafu 2.2. Hodnoty pro ostatní výšky zobrazeny v tabulkách v Příloze 2.

Graf 2.2 Výkonová charakteristika nového letounu Z 143 (235 [kW])



Výkonová charakteristika původního letounu Z 143 LSi je uvedena v Příloze 3. Při sestavování výkonové charakteristiky byla respektována hodnota maximální výšky 4 170 [m], která byla stanovena během dřívějšího vývoje. Vypočtená praktická výška vychází $H_{\text{PRAKT}} = 7\,175.8$ [m] (viz Příloha 4). Dále uvažován maximální dostup letadla $H_{\text{MAX}} = 4\,170$ [m].

2.4.3. Zvýšení rychlostí

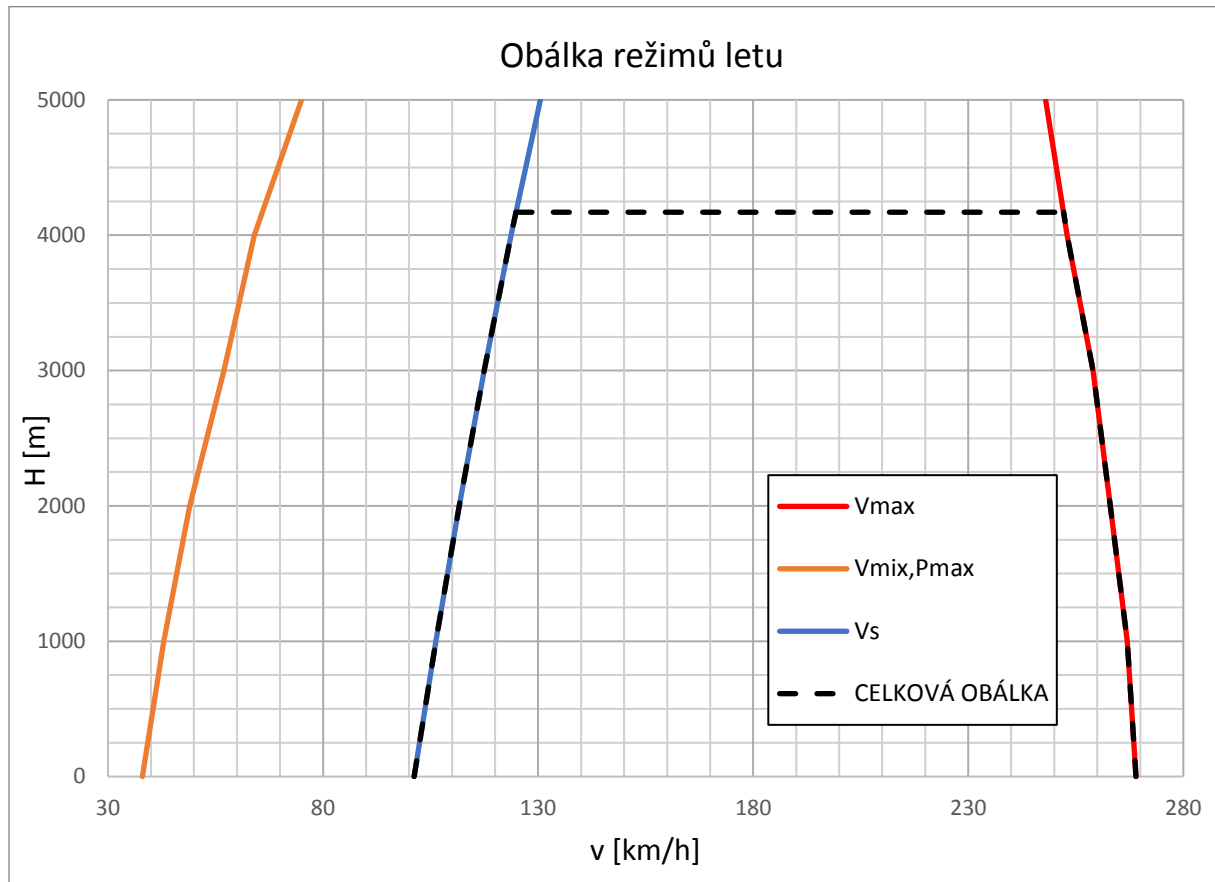
Z grafu 2.2 lze odečíst maximální a minimální rychlosti letu v různých hladinách, znázorněno v tab. 2.14. Zde je nutné minimální rychlost $V_{\text{mix,Pmax}}$ porovnat s pádovými rychlostmi V_s v daných výškách. V tomto případě jsou ve všech daných hladinách pádové rychlosti V_s vyšší, a tudíž tvoří hranici minimálních rychlostí letounu (platí $V_s = V_{\text{MIN}}$).

Tab. 2.14 Min. a max. rychlosti nového letounu (235 kW)

V [km/h]	H [m]						
	0	1000	2000	3000	4000	4170	5000
V_{max}	270	267	263	259	253	252	248
$V_{\text{mix,Pmax}}$	38	43	49	57	64,0	72	75
V_s	101.2	106.2	111.6	117.5	123.7	124.9	130.5
V_{min}	101.2	106.2	111.6	117.5	123.7	124.9	130.5

Nyní lze tuto závislost převést do grafu. Grafická závislost tvoří **obálku rychlostí** letounu, tedy obálku režimů letu.

Graf 2.3 Obálka režimů letu pro letoun s výkonnější PJ (235 kW)



Při **porovnání s obálkou původního letounu** (tab. 2.15) je zřejmý nárůst maximální rychlosti v nulové nadmořské. Pádové rychlosti jsou spočteny z rovnosti vztlakové a tíhové síly.

Tab. 2.15 Porovnání rychlostí při zvýšení výkonu

LETOUN	V [km/h]	H [m]						
		0	1000	2000	3000	4000	4170	5000
Z 143 LSi (IO-540)	V_{\max}	242	239	235	229	223	222	213
	V_{\min}	101.2	106.2	111.6	117.5	123.7	124.9	130.5
Z 143 (AEIO-580)	V_{\max}	270	267	263	259	253	252	248
	V_{\min}	101.2	106.2	111.6	117.5	123.7	124.9	130.5

Je zde zřejmé navýšení z původních 242 [km/h] na 270 [km/h] ve vodorovném horizontálním letu v nulové nadmořské výšce.

2.5. Aerodynamické charakteristiky

Následující výpočty aerodynamických charakteristik vychází z předchozích vypočtených údajů nebo z podkladů o letounu poskytnutých ze ZA. V následující tabulce jsou uvedeny základní aerodynamické podklady k výpočtům.

Tab. 2.16 Aerodynamické charakteristiky Z 143 [3]

CHARAKTERISTIKA	VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
Sklon křivky vztlaku křídla	a_K	4.244	1/rad
Maximální součinitel vztlaku letounu	C_{Lmax}	1.33	1
Maximální součinitel vztlaku s vysunutými klapkami (37°)	$C_{Lmax,kl}$	1.85	1
Minimální součinitel vztlaku letounu	C_{Lmin}	-1.060	1
Součinitel odporu letounu s VOP	C_{D0}	0.05057	1
Součinitel odporu s vysunutými klapkami (37°)	$C_{D0,kl}$	0.09490	1
Max. horizontální rychlost (315 HP)	V_H	270	km/h
Sklon vztl. čáry VOP	a_{VOP}	0.066267	1/°
		3.796800	1/rad

Pomocí programu **Glauert III** byl zjištěn Glauertův opravný koeficient $\delta = 0.0439$ pro výpočet Oswaldova koeficientu e

$$e = \frac{1}{1 + \delta} = \frac{1}{1 + 0.0439} = 0.958$$

2.5.1. Referenční režim letu, Reynoldsova čísla

Nejprve je nutné vybrat výchozí **referenční režim letu**, pro který budou stanovovány a počítány všechny další veličiny v této práci. Za referenční režim letu byl zvolen horizontální let v nulové nadmořské výšce $H = 0$ [m]. V závislosti na typu úlohy pak budou uvažovány různé polohy těžiště \bar{x}_T a různé rychlosti dle tab. 2.14. Ve většině úloh je vyžadována maximální rychlost horizontálního letu $V_H = 270$ [km/h]. Jako cestovní rychlost je zvolena rychlost $v_c = 264.2$ [km/h] (výpočet viz kap. 2.4.2).

Rozsah **Reynoldsových čísel** tedy odpovídá rychlostem dle tab. 2.14. Pro výpočet čísel Re uvažována hodnota kinematické viskozity $\nu = 1.399 \cdot 10^{-5}$ [m²/s].

$$Re = \frac{V c_A}{\nu}$$

Tab. 2.17 Rozsah Reynoldsových čísel

[-]	RYCHLOST LETU		Re [1]
	[km/h]	[m/s]	
V_s	101.2	101.2	2.99E+06
V_c	264.2	264.2	7.81E+06
V_H	270.0	270.0	7.95E+06

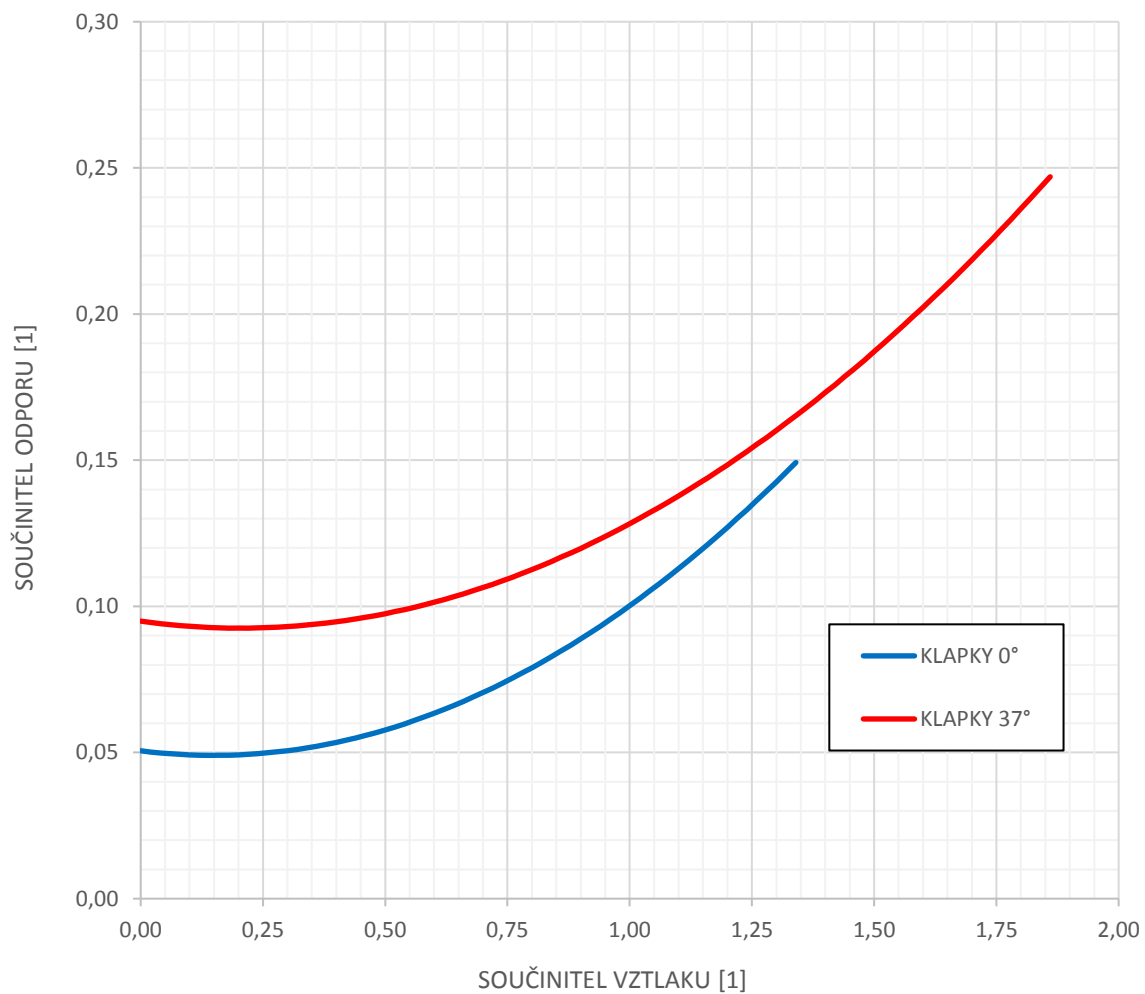
2.5.2. Aerodynamická polára celého letounu

Aerodynamická polára pro celý letoun byla odvozena z letových měření. Následně je uvedena pouze náhradní analytická polára prokládající naměřená data [3]

Hodnoty **maximálních součinitelů vztlaku letounu**

- ❖ pro konfiguraci bez klappek ($\delta = 0 [^\circ]$) $c_{L_{MAX}} = 1.33 [1]$,
- ❖ pro přistávací konfiguraci ($\delta = 37 [^\circ]$) $c_{L_{MAX,KL}} = 1.85 [1]$.

Graf 2.4 Analytická polára celého letounu [3]



Tomu odpovídá součinitel škodlivého odporu, tedy součinitel odporu při nulovém vztlaku:

- ❖ se zataženými klapkami $c_{D0} = 0.05057$
- ❖ a s vysunutými klapkami $c_{D0,KL} = 0.0949$

2.5.3. Poloha aerodynamického středu letounu

Výpočet aerodynamického středu (dále AS) proveden podle lit. [1] (str. 62 až 67)

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AKT} + \Delta\bar{x}_{AVOP}.$$

A. POLOHA AERODYNAMICKÉHO STŘEDU K-T

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK} + \Delta\bar{x}_{ATR},$$

kde $\bar{x}_{AK} = 0.268$ [1] (dle tab. 2.1).

Nejprve je tedy nutné stanovit faktor vlivu trupu, jeho hodnota vypočtena v Příloze 5

$$K_{ATR} = 0.3974.$$

Se znalostí K_{ATR} nyní lze určit **příspěvek trupu k posuvu AS**

$$\Delta\bar{x}_{ATR} = -K_{ATR} \frac{b_{TR} c_0^2}{S c_A} = -0.3974 \frac{2 \cdot 0.6 \cdot 1.6982^2}{14.79 \cdot 1.488} = -0.0625 [1].$$

Pak **poloha AS K-T** odpovídá

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK} + \Delta\bar{x}_{ATR} = 0.268 - 0.0625 = 0.2055 [1].$$

B. PŘÍSPĚVEK VOP

Pro výpočet příspěvku od VOP je potřeba vyčíslit **mohutnost VOP k AS K-T**, k tomu je využito znalosti ramene VOP k AS křídla $l_{VOPK} = 4.5375$ [m] (tab. 2.5)

$$l_{VOP} = l_{VOPK} + (\bar{x}_{AK} - \bar{x}_{AKT}) c_A = 4.5375 + (0.268 - 0.2055) \cdot 1.4881 = 4.6305 [m],$$

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} l_{VOP}}{S c_A} = \frac{2.495 \cdot 4.6305}{14.79 \cdot 1.4881} = 0.5249 [1].$$

Dále hodnota **součinitele snížení kinetického tlaku v místě VOP** uvažována po dohodě s vedoucím 0.95 dle skript [6] (str. 113)

$$k_{VOP} = 0.95 [1].$$

Z toho **derivace úhlu zešikmení proudu v místě VOP**

$$\bar{l}_{VOPK} = \frac{l_{VOPK}}{b/2} = \frac{4.5375}{10.136/2} = 0.895 [1],$$

$$\bar{h}_{VOP} = \frac{h_{VOP}}{b/2} = \frac{1.016}{10.136/2} = 0.2005 [1],$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 1.75 \frac{a_K}{\pi A (\bar{l}_{VOPK} \lambda)^{\frac{1}{4}} (1 + |\bar{h}_{VOP}|)} = 1.75 * \frac{4.244}{\pi \cdot 6.95 (0.895 \cdot 0.836)^{\frac{1}{4}} (1 + |0.2005|)} = 0.3048 [1].$$

pro hodnotu $h_{VOP} = 1.016 [m]$ vzdálenosti AS VOP od čáry nulového vztaku KT [3].

Pak **výsledný příspěvek VOP k poloze AS**

$$\Delta \bar{x}_{AVOP} = \frac{a_{VOP}}{a} k_{VOP} \bar{V}_{VOP} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = \frac{3.797}{4.667} 0.95 0.525 (1 - 0.3048) = 0.282 [1],$$

pro sklon vztakové čáry (viz níže)

$$a = a_K + a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = 4.244 + 3.7968 0.95 \frac{2.495}{14.79} (1 - 0.3048) = 4.667 [1].$$

C. VÝSLEDNÝ AS LETOUNU

Hodnota složena z polohy AS KT a příspěvku VOP

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AKT} + \Delta \bar{x}_{AVOP} = 0.2055 + 0.282 = 0.4876 [1].$$

2.5.4. Vztlakové čáry

A. SKLONY VZTLAKOVÝCH ČAR

Sklon konfigurace letounu KŘÍDLO-TRUP $(C_{L\alpha})_{KT}$ a vztlakové čáry VOP $(C_{L\alpha})_{VOP}$

$$(C_{L\alpha})_{KT} = a_{KT} = a_K = 4.244 ,$$

$$(C_{L\alpha})_{VOP} = a_{VOP} = 3.7968 .$$

Sklon vztlakové čáry letounu $C_{L\alpha} = a$ (dle lit. [1], str. 42 (2.25))

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

$$C_{L\alpha} = 4.244 + 3.7968 \cdot 0.95 \frac{2.495}{14.79} (1 - 0.3048) ,$$

$$C_{L\alpha} = 4.667 [1] .$$

B. VZTLAKOVÉ ČÁRY LETOUNU

V této části jsou pouze odvozeny vztahy pro výpočet vztlakových čar. Pro jejich vykreslení lze použít Přílohu 6, kde je uveden skript pro program Matlab.

Úhel φ_{VOP}^* udává vzájemnou polohu mezi úhly nastavení VOP a K-T. [1]

$$\varphi_{VOP}^* = \varphi_{VOP} - \varphi_{KT} = -2 - 5.5 = -7.5^\circ = -0.1309 [rad] .$$

Součinitel vztlaku celého letounu při $\alpha_{KT} = 0$. Hvězdička značí, že se jedná o α_{KT} nikoliv o α .

$$C_{L0}^* = a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) .$$

Vztlaková čára VOP

$$C_{L_{VOP}} = a_{VOP} \alpha_{VOP} = a_{VOP} \left[\alpha_{KT} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + \varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0 \right] .$$

Vztlaková čára K-T

$$C_{L_{KT}} = a_{KT} \alpha_{KT} .$$

Vztlaková čára celého letounu

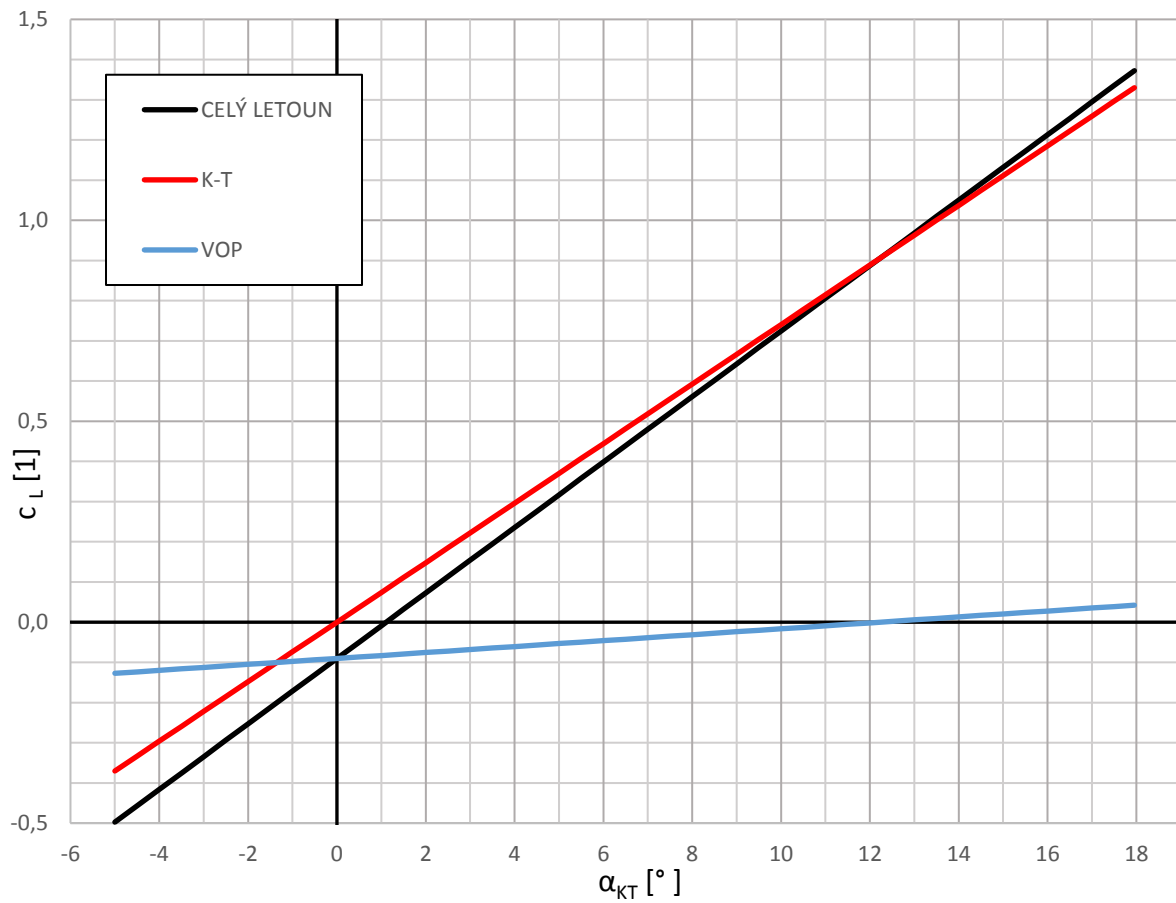
$$C_L = C_{L_{KT}} + C_{L_{VOP}} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} .$$

Po dosažení vztlaku VOP a K-T získáme finální podobu součinitele vztlaku vztaheného na úhel náběhu konfigurace K-T

$$C_L = a_{KT} \alpha_{KT} + a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left[\alpha_{KT} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + \varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0 \right] ,$$

$$C_L = a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) + \left[a_{KT} + a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \right] \alpha_{KT} .$$

Graf. 2.5 Vztlakové čáry letounu



Uvedený průběh vztlakových čar je vykreslen pro úhly náběhu od zhruba -5° do α_{KRIT} pro maximální součinitel vztlaku.

$$\alpha_{KRIT} = \frac{c_{LMAX}}{a_{KT}} = \frac{1.33}{4.244} = 0.3134 [rad] = 17.95 [^\circ].$$

2.5.5. Momentové čáry

A. MOHUTNOST VOP

Ve výpočtech momentů vystupují vztahy pro ramena a mohutnosti vodorovných ocasních ploch, proto je vhodné zde nejprve uvést jejich výpočet.

Hodnoty **ramen ocasních ploch** určeny pomocí ramene VOP k AS_K , tedy $l_{VOPK} = 4.5375 [m]$

$$\tilde{l}_{VOP} = l_{VOPK} + c_A(x_{AK} - x_T).$$

Tab. 2.18 Ramena VOP k T

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
	PŘEDNÍ	4.538 + 1.4881 (0.268 – 0.188)	4.6565	
\tilde{l}_{VOP}	STŘEDNÍ	4.538 + 1.4881 (0.268 – 0.264)	4.5435	[m]
	ZADNÍ	4.538 + 1.4881 (0.268 – 0.340)	4.4304	

Z toho lze následně určit **mohutnost VOP**

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \tilde{l}_{VOP}}{S c_A}$$

Tab. 2.19 Mohutnost VOP

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
	PŘEDNÍ	$\frac{2.495 \cdot 4.6565}{14.79 \cdot 1.4881}$	0.5279	
\tilde{V}_{VOP}	STŘEDNÍ	$\frac{2.495 \cdot 4.5435}{14.79 \cdot 1.4881}$	0.5150	[1]
	ZADNÍ	$\frac{2.495 \cdot 4.4304}{14.79 \cdot 1.4881}$	0.5022	

B. SKLONY MOMENTOVÝCH ČAR

Sklon momentové čáry letounu je dán součtem sklonů momentových čar VOP a KT

$$C_{m_\alpha} = (C_{m_\alpha})_{KT} + (C_{m_\alpha})_{VOP}.$$

Kde **sklon mom. čáry pro konfiguraci křídlo-trup** nabývá následující hodnoty

$$(C_{m_\alpha})_{KT} = C_{m_{KT\alpha}} = \frac{\partial C_{m_{KT}}}{\partial \alpha_{KT}} = -a_{KT}(\bar{x}_{AKT} - \bar{x}_T),$$

$$(C_{m_\alpha})_{KT} = -4.244(0.2055 - \bar{x}_T) .$$

Tab. 2.20 Sklony momentových čar KT pro různé polohy T

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
$(C_{m_\alpha})_{KT}$	PŘEDNÍ	-4.244 (0.2055 - 0.188)	-0.0743	
	STŘEDNÍ	-4.244 (0.2055 - 0.268)	0.2482	[1]
	ZADNÍ	-4.244 (0.2055 - 0.340)	0.5708	

A sklon mom. čáry VOP

$$(C_{m_\alpha})_{VOP} = -a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = -a_{VOP} k_{VOP} \tilde{V}_{VOP} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right),$$

$$(C_{m_\alpha})_{VOP} = -3.7968 \cdot 0.95 \tilde{V}_{VOP} (1 - 0.305).$$

Tab. 2.21 Sklony momentových čar VOP pro různé polohy T

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
$(C_{m_\alpha})_{VOP}$	PŘEDNÍ	-3.7968 0.95 0.5279 (1 - 0.305)	-1.3237	
	STŘEDNÍ	-3.7968 0.95 0.5150 (1 - 0.305)	-1.2915	[1]
	ZADNÍ	-3.7968 0.95 0.5022 (1 - 0.305)	-1.2594	

Pak sklon momentové čáry celého letounu

$$C_{m_\alpha} = (C_{m_\alpha})_{KT} + (C_{m_\alpha})_{VOP} .$$

Tab. 2.22 Sklony momentových čar pro různá T

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
C_{m_α}	PŘEDNÍ	-0.0743 - 1.3237	-1.3980	
	STŘEDNÍ	0.2482 - 1.2915	-1.0433	[1]
	ZADNÍ	0.5708 - 1.2594	-0.6886	

C. MOMENTOVÉ ČÁRY LETOUNU

V této části jsou pouze odvozeny vztahy pro výpočet momentových čar. Pro jejich vykreslení lze použít Přílohu 6, kde je uveden skript pro program Matlab. Vztahy odvozeny pomocí [1] (kap. 2).

Výpočet **součinitel mom.** je možné opět pomocí součtu části pro KT a pro VOP

$$c_m = c_{m_{KT}} + c_{m_{VOP}}.$$

Pro stanovení **součinitele momentu konfigurace KT** je možné použít vztah

$$C_{m_{KT}} = C_{m_{0_{KT}}} + (C_{m_\alpha})_{KT} \alpha_{KT},$$

zde je nutné znát součinitel klopivého momentu KT při $c_L = 0$. Ten byl stanoven pomocí lit. [2] (tab. 1.2.1)

$$C_{m_{0_{KT}}} = C_{m_{0_K}} + \Delta C_{m_{0_{TR}}},$$

$$C_{m_{0_{KT}}} = -0.072 - 0.017 = -0.089 [1].$$

Dále **součinitel momentu pro VOP**

$$C_{m_{VOP}} = (C_{m_{VOP}})_{\alpha_{KT}=0} + (C_{m_\alpha})_{VOP} \alpha_{KT}$$

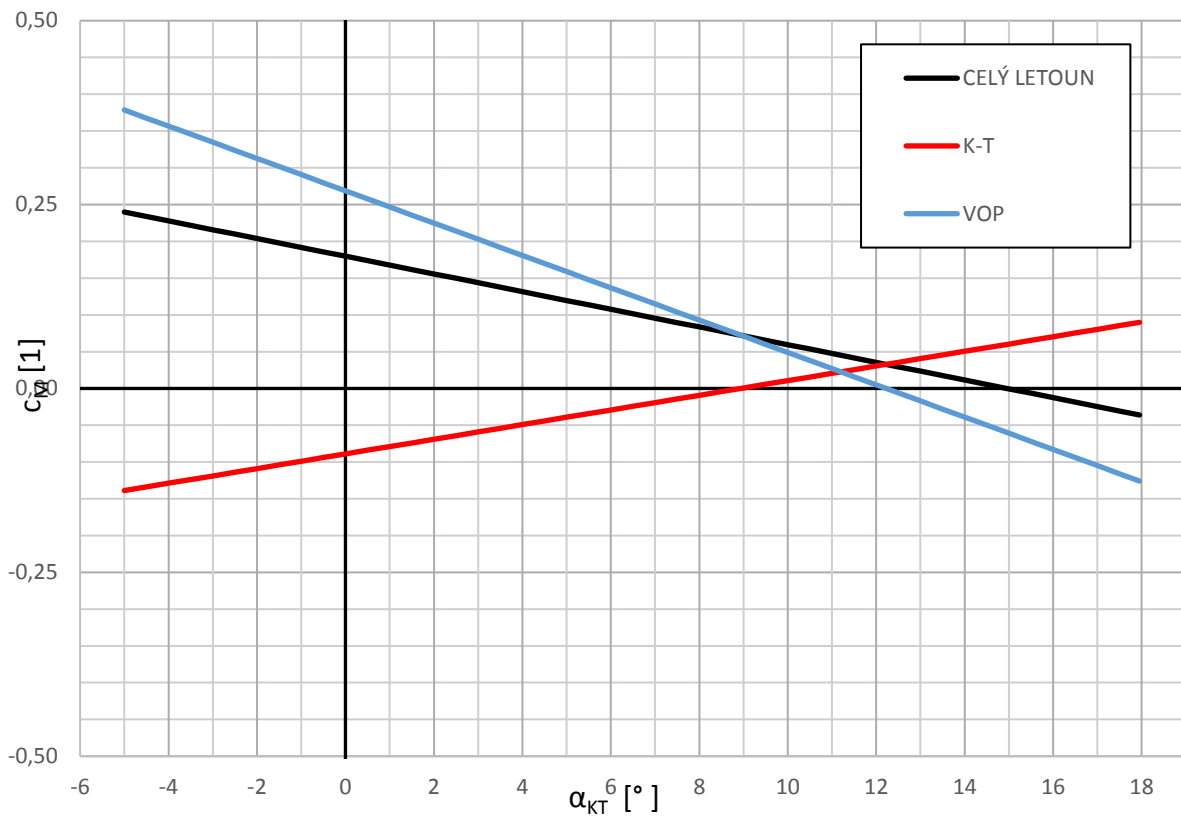
$$(C_{m_{VOP}})_{\alpha_{KT}=0} = -C_{L0}^* \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = -a_{VOP} k_{VOP} \tilde{V}_{VOP} (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0)$$

Tab. 2.23 Příspěvek VOP k souč. mom. při $\alpha_{KT} = 0$

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
$(C_{m_{VOP}})_{\alpha_{KT}=0}$	PŘEDNÍ	-3.7968 0.95 0.5279 $(-7.5 - 1) \frac{\pi}{180}$	0.282	
	STŘEDNÍ	-3.7968 0.95 0.5150 $(-7.5 - 1) \frac{\pi}{180}$	0.276	[1]
	ZADNÍ	-3.7968 0.95 0.5022 $(-7.5 - 1) \frac{\pi}{180}$	0.269	

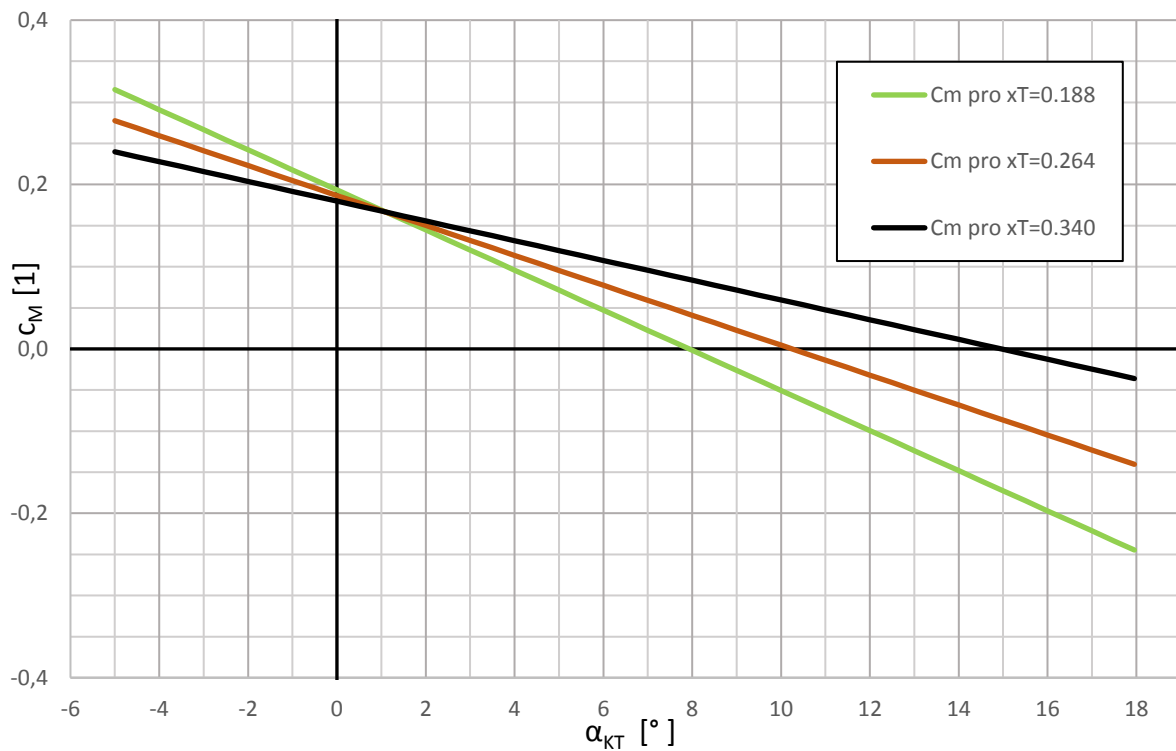
V následující tabulce jsou vykresleny momentové čáry pro zadní konfiguraci centrází. Důležitý je sklon výsledné momentové čáry a zda protíná osy v kladných hodnotách.

Graf. 2.6 Momentové čáry letounu pro zadní centráž



Jednotlivé momentové čáry letounu, pro všechny polohy těžišť, jsou vykresleny na následujícím grafu.

Graf. 2.7 Momentové čáry letounu v závislosti na poloze T



3. Rozbor požadavků z předpisu

Následující požadavky nejsou přesným přepisem předpisu, ale pouze zjednodušený výtah vztahující se k této práci. Přičemž je dodrženo značení a pojmenování kapitol, které odkazuje na konkrétní odstavce předpisu.

FAR 23.141 Letové vlastnosti všeobecně

Dle §23.141 letouny musí splňovat požadavky FAR 23.143 až FAR 23.253 při všech podmínkách, pro které byla požadována certifikace.

3.1. Statická stabilita

FAR 23.171 Stabilita – všeobecně

Letoun musí být podélně, směrově a příčně stabilní podle paragrafů FAR 23.173 až FAR 23.181. Dále musí letoun prokázat vhodnou stabilitu a cit v řízení za všech provozních podmínek.

FAR 23.173, FAR 23.175 Statická podélná stabilita

Podle předpisu FAR 23.175 jsou stanoveny podmínky pro prokázání statické stability při stoupání, cestovním letu a přistání. Přičemž tento předpis stanovuje rozsah rychlostí pro různé režimy a stanovené síly v řízení.

FAR 23.177 Statická směrová a příčná stabilita

- A) Statická směrová stabilita je prokázána tendencí k vyrovnání vybočení při letu s vodorovnými křídly a volným řízením směrového kormidla. Tato směrová statická stabilita musí být kladná.
- B) Statická příčná stabilita je prokázána tendencí ke zvednutí spodního křídla při skluzu. Tato statická příčná stabilita musí být kladná.
Neplatí pro letouny, které jsou schválené pro let na zádech.
- C) Pro přímočaré ustálené skluzy musí výchylky i řídicí síly při ovládní křidélek a směrového kormidla trvale vzrůstat při růstu úhlu vybočení až do odpovídající maximální hodnoty.

3.2. Dynamická stabilita

FAR 23.181 Dynamická stabilita

- A) Kmitání s krátkou periodou, mimo kombinaci příčného a směrového kmitání (Dutch roll), musí být silně tlumeno.
- B) Kombinované příčné a směrové kmitání (Dutch roll) musí být utlumeno na 1/10 amplitudy:
 - ❖ v 7 cyklech při výšce pod 18 000 [ft] (5 490 [m]),
 - ❖ ve 13 cyklech při výšce od 18 000 [ft] (5 490 [m]) a výše.

CS 23.181 Dynamická stabilita – liší se v bodě b)

- B) Kombinované příčné a směrové kmitání (Dutch roll) musí být utlumeno na 1/10 amplitudy v 7 cyklech.

3.3. Řiditelnost

FAR 23.143 Řiditelnost a manévrovatelnost – všeobecně

Dle §23.143 musí být letoun řiditelný a manévrovatelný ve všech fázích letu, a to i při vzletu, stoupání, vodorovném letu, klesání, průletu a přistání. Dále musí být možné bez překročení provozních násobků

provést plynulý přechod mezi jednotlivými režimy letu. Uvedené síly nesmí překročit následující hodnoty:

Tab. 3.1 Maximální hodnoty řídicích sil [8]

	Síly	Klopení [ft]/[N]	Klonění [ft]/[N]	Zatáčení [ft]/[N]
Dočasné působení	Řídicí páka	60/267	30/133	-
	Pedály směrovky	-	-	150/667
Při delším působení	-	10/44.5	5/22	20/89

FAR 23.145 Podélné řízení

A) V průběhu klouzání s volnoběžnými otáčkami motoru, s vysunutými klapkami a vysunutým podvozkem musí být možné s maximální silou 44.5 N (10 lbf) udržet rychlost maximálně V_{REF} .

FAR 23.147 Směrové a příčné řízení

Všechny letouny musí prokázat v oblasti provozní obálky bezpečnou řiditelnost bez použití primárního příčného řízení.

FAR 23.155 Řídicí síly na VK při manévrech

Síla pro řízení VK potřebná k dosažení maximálního kladného násobku nesmí být méně než:

- ❖ pro řízení pomocí řídicí páky 15 [lbs] nebo $W/140$ (kde W značí maximální hmotnost), podle toho, která je větší. Nesmí však být méně než 35 [lbs] (15.876 [kg])

CS 23.155 Řídicí síly na VK při obrazech

Síla pro řízení VK potřebná pro dosažení maximálního kladného násobku nesmí být menší:

- ❖ pro řízení pomocí řídicí páky, 66.8 N nebo $(W/14)$ N (větší z nich). Zároveň nemusí překročit hodnotu 156 N.

Při rostoucím násobku zatížení nesmí docházet k nadměrnému poklesu gradientu křivky závislosti řídicí síly na násobku zatížení při obrazech.

FAR 23.161 Vyvážení (TRIM)

Každý letoun musí splňovat požadavky na vyvážení a to poté, co byl vyvážen a v případě, že nejsou vyvíjeny další síly na primární řídicí orgány.

4. Posouzení podélné statické stability

4.1. Definice

Z hlediska podélné statické stability chceme, aby letoun zachovával stálý úhel náběhu. Je nutné, aby při poruše měl letoun tendenci se s pevně zafixovanými kormidly vrátit do původní polohy vůči nabíhajícímu proudu.

Statickou stabilitu má smysl zkoumat pouze pro rovnovážný režim, pro který platí:

- výslednice sil působících na letoun je rovna nule $\Sigma F_A = 0$
- výsledný moment působící na letoun musí být roven nule $\Sigma M = 0$.

Podélná statická stabilita se vztahuje pouze k jednomu stupni volnosti klopení, je zajišťována pomocí VOP, které posouvají aerodynamický střed konfigurace křídlo-trup (dále jen AS_{KT}) směrem dozadu, tedy více za těžiště T. Zvětšení vzdálenosti mezi T a AS zvětšuje míru podélné statické stability.

Z toho jsou zřejmé základní podmínky statické stability:

- těžiště musí ležet před aerodynamickým středem $\bar{x}_T - \bar{x}_{AS}$. Z toho vyplývá podmínka $\frac{\partial c_M}{\partial c_L} < 0$, že sklon vztlakové čáry celého letounu musí být záporný.
- momentová křivka dále musí protínat vodorovnou osu v oblasti kladných hodnot, tedy souč. momentu musí mít při nulovém úhlu náběhu kladnou hodnotu. [1]

Z kapitoly 2.5.5 je zřejmé, že obě tyto podmínky jsou pro momentové čáry splněny. Statická zásoba stabilit je tedy určitě kladná. V následující kapitole 4.2 je toto tvrzení ověřeno poččetně.

Při tomto výpočtu bude uvažována nejméně příznivá konfigurace letounu, tedy zadní poloha těžiště a to $\bar{x}_T = 34\%$. V této poloze je těžiště nejbližší k AS, nastává nejmenší možná zásoba podélné statické stability. Horší případ by za provozu letounu neměl nastat.

4.2. Řešení

4.2.1. Statická zásoba stability

Výpočet lze provést buď podle sklonů vztlakové a momentové čáry (kap. 2.5.4) nebo pomocí znalosti aerodynamického středu letounu (kap. 2.5.3).

Dle **vzájemné polohy AS letounu a T** vychází statická zásoba stability následovně (pro $\bar{x}_T = 0.34$)

$$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T,$$
$$\sigma_A = 0.4876 - 0.34 = 0.1476 [1].$$

Pro kontrolu výpočet pomocí **sklonu vztlakové a momentové čáry**

$$\sigma_A = -\frac{\partial c_m}{\partial c_L};$$
$$\sigma_A = -\frac{-0.68863}{4.66702} = 0.1476 [1].$$

Výpočet lze rovněž ověřit pomocí software Matlab použitím kódu v Příloze 6.

5. Posouzení stranové statické stability

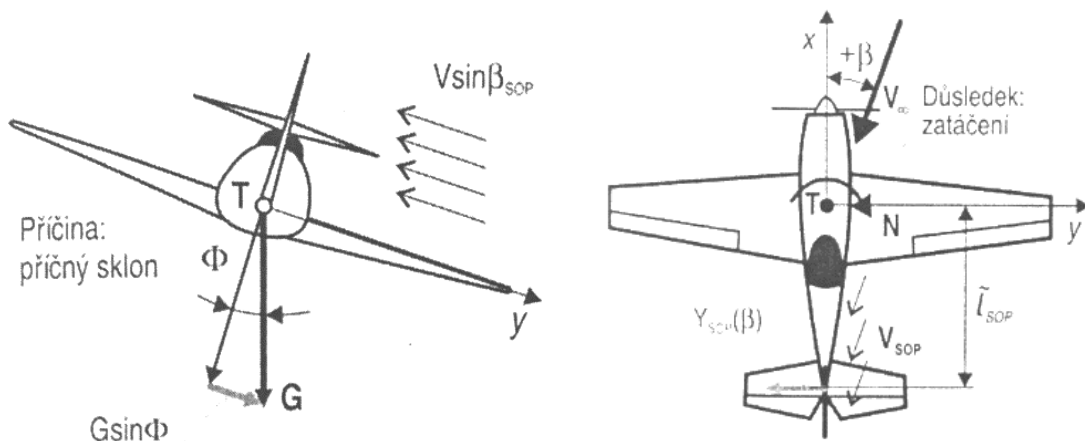
5.1. Definice

Stranový neboli boční pohyb se rozděluje na dvě složky, směrovou ve smyslu zatáčení a příčnou ve smyslu klonění. Při posuzování stranové statické stability je žádoucí tendence letounu vrátit se po poruše pohybu do původního směru či náklonu.

Předpokládá se neřízený letoun s kormidly řízení uchycenými pevně v dané poloze.

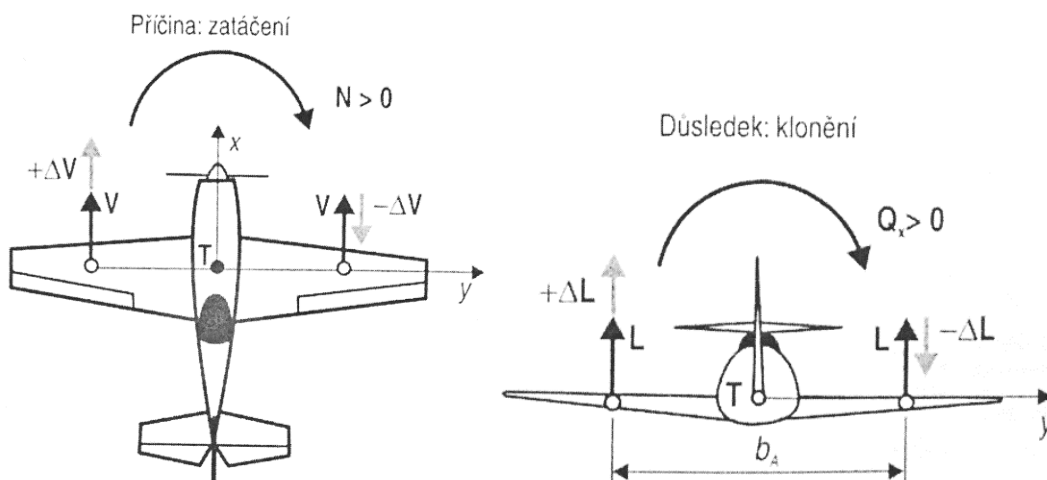
Ve stranovém pohybu jsou aerodynamické vazby vzájemně svazující oba stupně volnosti (zatáčení i klonění). Následující schémata (obr 5.1 a 5.2) vysvětlují vzájemnou vazbu mezi zatáčením a kloněním.

Zatáčení způsobené příčným sklonem letounu vzniká kvůli boční složce tíhové síly, která zapříčiňuje boční pohyb letounu. Následně vzniká ofukování SOP z boku, což přesně odpovídá letu s určitým úhlem vybočení.



Obr. 5.1 [5, str. 73, 3-1]

Klonění způsobené zatáčením vzniká kvůli rozdílu rychlostí levého a pravého křídla vůči nabíhajícímu proudu. Vnější křídlo se důsledkem rotačního pohybu natáčí rychleji než vnitřní křídlo, a proto je i obtékáno větší rychlostí. Obtékání větší rychlostí způsobuje větší vztlak na vnější straně. V důsledku toho vzniká klonivý pohyb letounu.



Obr. 5.2 [5, str. 73, 3-2]

Stranová stabilita se tedy posuzuje podle průběhů zatáčivého a klonivého momentu v závislosti na úhlu vybočení letounu β .

Směrová stabilita je zajišťována výhradně SOP, ostatní části stabilitu snižují. Její míra je posuzována podle bočivě-zatáčivé derivace $C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta}$. Podmínka jednoduše říká, že je nutné, aby byla změna zatáčivého momentu N (resp. jeho součinitele) v důsledku změny úhlu vybočení β kladná:

$$\frac{\partial C_n}{\partial \beta} > 0.$$

Příčná stabilita se posuzuje podle bočivě-klonivé derivace $C_{nl} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta}$. Stranová příčná stabilita naopak požaduje zápornou změnu součinitele klonivého momentu L se změnou úhlu vybočení β . Je tedy žádoucí, aby při kladné výchylce úhlu vybočení, při kterém vzniká klonění v kladném smyslu, vznikl záporný moment klonění, který výchylku navrací zpět do původní polohy:

$$\frac{\partial C_l}{\partial \beta} < 0.$$

5.2. Řešení

Výpočty provedeny dle kap. [1] (kapitola 3).

5.2.1. Směrová statická stabilita

Výsledná bočivě-zatáčivá derivace je dána součtem příspěvků od jednotlivých částí letounu

$$C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \doteq (C_{n\beta})_{SOP} + (C_{n\beta})_{TR} > 0.$$

Přičemž vliv zakřivení vrtulového proudu, vliv křídla a vliv přechodu křídlo-trup považováno za zanedbatelné.

A. PŘÍSPĚVEK SOP

Po poruše letu, tedy při letu s vybočením β , jsou svislé ocasní plochy SOP ofukovány s určitým úhlem náběhu a tím vzniká síla na C_{SOP} . Příčná síla C_{SOP} působící na rameni \tilde{l}_{SOP} tvoří zatáčivý moment. Pomocí toho momentu N_{SOP} lze vyjádřit součinitel zatáčivého momentu $(C_n)_{SOP}$, a jeho následnou derivací podle úhlu vybočení β získáme výsledný příspěvek SOP k bočivě-zatáčivé derivaci [1]

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

Sklon vztlakové čáry SOP a_{SOP} [6, str.118]

$$h'_{SOP} = 2.0129 [m],$$

$$\lambda_{SOP_{ef}} = \frac{h'_{SOP}{}^2}{S_{SOP}} k_1 k_2 = \frac{2.0129^2}{1.355} 1.29 1.1 = 4.24 [1],$$

$$a_{SOP} = 0.064 [1/^\circ] = 3.667 [1/rad],$$

kde h'_{SOP} značí výšku SOP od konce $c_{K,SOP}$ po spodní část trupu (určeno z geometrie [3]).

Koeficient snížení dynamického tlaku v místě SOP k_{SOP}

$$k_{SOP} = 0.95 ,$$

hodnota uvažována přibližně stejná jako u vodorovných ocasních ploch VOP.

Mohutnost SOP vzhledem k těžišti

Pro výpočet jsou uvažovány tři polohy těžiště (max., min. a střední), proto dostáváme i tři různá ramena SOP k T a tři různé mohutnosti SOP. Ramena SOP jsou přepočtena z ramen VOP pomocí rozdílu v podélné poloze AS VOP a AS SOP, tyto body jsou od sebe posunuty podél osy y o 0.06228 [m]. AS SOP je dále od nosu letounu, a proto je tento rozdíl k ramenům \tilde{l}_{VOP} přičítán

$$\tilde{l}_{SOP} = \tilde{l}_{VOP} + 0.06228 .$$

Tab. 5.1 Ramena SOP k T

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
	PŘEDNÍ	4.6565 + 0.06228	4.7188	
\tilde{l}_{SOP}	STŘEDNÍ	4.5435 + 0.06228	4.6057	[m]
	ZADNÍ	4.4304 + 0.06228	4.4926	

Z toho mohutnosti SOP

$$\tilde{V}_{SOP} = \frac{S_{SOP} \tilde{l}_{SOP}}{Sb} .$$

Tab.5.2 Mohutnost SOP

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
	PŘEDNÍ	$\frac{1.355 \cdot 4.7188}{14.79 \cdot 10.136}$	0.0426	
\tilde{V}_{SOP}	STŘEDNÍ	$\frac{1.355 \cdot 4.6057}{14.79 \cdot 10.136}$	0.0416	[1]
	ZADNÍ	$\frac{1.355 \cdot 4.4926}{14.79 \cdot 10.136}$	0.0406	

Derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu dle úhlu vybočení $\frac{\partial \sigma}{\partial \beta}$ [2, str. 90]

$$\left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) = 1.1 .$$

Výsledný příspěvek SOP k bočivě-zatáčivé derivaci [1, str.76]

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

Tab.5.3 Příspěvek SOP k derivaci

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
$(C_{n\beta})_{SOP}$	PŘEDNÍ	3.667 0.95 0.0426 1.1	0.1634	
	STŘEDNÍ	3.667 0.95 0.0416 1.1	0.1595	[1/rad]
	ZADNÍ	3.667 0.95 0.0406 1.1	0.1556	

B. PŘÍSPĚVEK TRUPU

Příspěvek trupu lze vypočítat pomocí faktoru vlivu trupu a mohutnosti trupu [1, str. 76]. Výsledný příspěvek trupu k bočivě-zatáčivé derivaci je záporný a samotnou derivaci tedy snižuje, stejně jako směrovou stabilitu

$$(C_{n\beta})_{TR} = -k_{TR} \bar{V}_{TR} .$$

Faktor vlivu trupu k_{TR} [1, str 77]

$$\left(\frac{b_{TR}}{h_{TR}} = \frac{1.2}{1.355} = 0.89 \right) ,$$

$$\left(\frac{h_{TR}}{l_{TR}} = \frac{1.355}{7.577} = 0.18 \right) ,$$

$$k_{TR} = 0.87 [1] .$$

Smluvní objem trupu V_{TR}

Dle lit. [1] je smluvní objem trupu stanoven integrací průřezu trupu po jeho délce. Tento výpočet počítá s kulatým průřezem, což neodpovídá letounu Zlin Z 143. Proto byl přibližný objem stanoven z geometrie vytvořením přibližného 3D modelu s použitím CAD software

$$V_{TR} = 6.166 [m^3] .$$

Mohutnost trupu \bar{V}_{TR}

$$\bar{V}_{TR} = \frac{V_{TR}}{S b} = \frac{6.166}{14.79 \cdot 10.136} = 0.04113 [1] .$$

Výsledný příspěvek trupu k bočivě-zatáčivé derivaci

$$(C_{n\beta})_{TR} = -k_{TR} \bar{V}_{TR} = 0.87 \cdot 0.0411 = -0.0358 [1/rad] .$$

C. VÝSLEDNÁ BOČIVĚ-ZATÁČIVÁ DERIVACE

Výsledná bočivě zatáčivá derivace je závislá na poloze těžiště, to je dáno příspěvkem k derivaci od SOP. Výsledný vztah, bez uvážení vlivu křídla, přechodu křídlo-trup či vlivu vrtule, můžeme vyjádřit jako

$$C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \doteq (C_{n\beta})_{SOP} + (C_{n\beta})_{TR}.$$

Pro jednotlivé polohy těžišť pak derivace nabývá následujících hodnot (vit. Tab. 5.3)

Tab. 5.4 Výsledná derivace

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAŽENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
	PŘEDNÍ	0.1634 – 0.0358	0.1276	
$C_{n\beta}$	STŘEDNÍ	0.1595 – 0.0358	0.1237	[[1/rad]]
	ZADNÍ	0.1556 – 0.0358	0.1198	

$$C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta} > 0$$

Podmínka směrové stability splněna, výsledná bočivě-zatáčivá derivace je pro všechny polohy těžiště kladná.

5.2.2. Příčná statická stabilita

Posuzování příčné statické stability probíhá pomocí bočivě-klonivé derivace. Požaduje se, aby byla derivace záporná. Výsledná derivace je dána součtem příspěvků do vzepětí, šípu, svislých ocasních ploch a vzájemného působení křídlo-trup.

$$C_{l\beta} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \doteq (C_{l\beta})_{\Gamma} + (C_{l\beta})_{\Lambda} + (C_{l\beta})_{SOP} + (C_{l\beta})_{INT} < 0$$

A. VLIV PŘECHODU KŘÍDLO-TRUP

Dle lit [McCormick, str. 548] byl určen vliv interference křídlo-trup na bočivě-klonivou derivaci. Pro dolnoplošníky tato hodnota odpovídá

$$(C_{l\beta})_{INT} = 0.0092 [1/rad] .$$

B. VLIV ÚHLU VZEPĚTÍ Γ

Výpočet vlivu vzepětí proveden dle [2], tab. 2.2.1.

$$\Gamma = 6^\circ ,$$

$$\left(\frac{l_1}{b/2} = \frac{0.933}{5.068} = 0.18 \right) ,$$

$$\left(\frac{l_2}{b/2} = \frac{5.068}{5.068} = 1 \right) ,$$

$$(C_{l\beta})_{\Gamma} = \frac{(C_{l\beta})_{\Gamma 1}}{3290} (\Gamma_1) + \frac{(C_{l\beta})_{\Gamma 2} - (C_{l\beta})_{\Gamma 1}}{3290} (\Gamma_2) ,$$

$$(C_{l\beta})_{\Gamma} = 0 + \frac{-0.96 + 0.07}{3290} 6 \frac{\pi}{180} ,$$

$$(C_{l\beta})_{\Gamma} = -0.00162 [1/^\circ] = -0.093 [1/rad] .$$

C. VLIV ÚHLU ŠÍPU Λ

U letounu Z 143 je úhel šípu $\Lambda = 0^\circ$. Jak z definice příspěvku šípu k bočivě-klonivé derivace $(C_{l\beta})_{\Lambda}$ vyplývá, má v tomto případě příspěvek nulovou hodnotu. Což snižuje (nezvyšuje) příčnou stabilitu

$$(C_{l\beta})_{\Lambda} = -\frac{b_A}{b} C_L \sin(2\Lambda) = -\frac{b_A}{b} C_L \sin(0^\circ) = 0 [1/rad] . \quad \text{dle [1]}$$

D. VLIV SOP

Příspěvek SOP k bočivě-klonivé derivaci není závislý na horizontální poloze těžiště x_T , ale je závislý na vertikální poloze. V následující tabulce se hodnoty vztahují k přední centráži $x_T = 0.188$, výsledek by byl stejný i pro ostatní horizontální polohy T. Je to způsobeno tím, že v bočivě-zatáčivé derivaci od SOP $(C_{n\beta})_{SOP}$ vystupuje mohutnost SOP, která v sobě obsahuje rameno SOP k T, bočivě-klonivá derivace obsahuje obrácenou hodnotu ramene SOP, tím se tyto veličiny pokrátí a výsledný vztah závisí pouze na $h_{A,SOP}$. Vzdálenost $h_{A,SOP}$ určuje polohu SAT SOP nad T letounu. Vztah pro vliv SOP pak odpovídá

$$(C_{l\beta})_{SOP} = -a_{SOP}k_{SOP}\tilde{V}_{SOP}\left(1 - \frac{\partial\sigma}{\partial\beta}\right)\frac{h_{A,SOP}}{\tilde{l}_{SOP}} = -(C_{n\beta})_{SOP}\frac{h_{A,SOP}}{\tilde{l}_{SOP}}.$$

Tab.5.5 Příspěvek SOP k derivaci

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
$(C_{l\beta})_{SOP}$	HORNÍ	$-0.1634 \frac{1.147}{4.7188}$	-0.0397	[1/rad]
	STŘEDNÍ	$-0.1595 \frac{1.182}{4.6057}$	-0.0409	
	SPODNÍ	$-0.1556 \frac{1.217}{4.4926}$	-0.0422	

E. VÝSLEDNÁ BOČIVĚ-KLONIVÁ DERIVACE

Vliv interference není v následující rovnici napsán, protože jeho hodnota je započítána do vlivu vzepětí

$$C_{l\beta} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \doteq (C_{l\beta})_T + (C_{l\beta})_A + (C_{l\beta})_{SOP} + (C_{l\beta})_{INT}.$$

Tab.5.6 Výsledná bočivě-klonivá derivace

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
$C_{l\beta}$	HORNÍ	$-0.093 + 0 - 0.0397 + 0.0092$	-0.1235	[1/rad]
	STŘEDNÍ	$-0.093 + 0 - 0.0409 + 0.0092$	-0.1247	
	SPODNÍ	$-0.093 + 0 - 0.0422 + 0.0092$	-0.1259	

$$C_{l\beta} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta} < 0$$

Podmínka je pro všechny případy splněna.

6. Posouzení říditelnosti

Dále bude uvažován říditelný letoun s možností přechodu z jednoho rovnovážného režimu do druhého. Při dobrých letových vlastnostech by měl pilot být schopen s co nejmenší námahou a v co nejkratším čase měnit režimy letu. Ohledně podélné a stranové říditelnosti nás především bude zajímat posouzení podélné a stranové ovladatelnosti a obratnosti.

Ohledně říditelnosti je nutné posoudit i vyvažitelnosti a tíživosti, které mají vliv na obtížnost a sladěnost řízení z pohledu pilotáže.

6.1. Podélná ovladatelnost

6.1.1. Definice

Ovladatelnost popisuje vlastnost letounu přecházet mezi ustálenými režimy letu ve vertikální rovině s co nejmenší námahou a s co nejmenším vynaložením sil do řídicích orgánů.

Míra podélné ovladatelnosti se posuzuje jednak dle výchylek výškového kormidla nebo dle výchylek v řídicích silách.

Vzhledem k výchylkám výškového kormidla posuzujeme podélnou ovladatelnost pomocí průběhu rovnovážné výchylky VK v závislosti na rychlosti letu. S tímto průběhem souvisí gradient výchylky VK, který je definován jako změna výchylky výškového kormidla v závislosti na změně bezrozměrné rychlosti. Je potřeba, aby daný gradient měl kladnou hodnotu. Velikost gradientu závisí přímo na poloze těžiště T vůči aerodynamickému středu AS. Čím blíže je T k AS, tím větší získá letoun podélnou ovladatelnost, to jde proti podélné stabilitě.

$$\frac{\partial \delta_V}{\partial \bar{V}} > 0$$

Vzhledem k tomu, že pro pilotování je rozhodující síla na orgánech řízení, stanovujeme další kritérium podélné ovladatelnosti, a to posouzení dle **řídicích sil**. U podélné ovladatelnosti se zaměřujeme pouze na řídicí páku klopení a na výškové kormidlo, na které působí závěsový moment H_V od vnějších aerodynamických sil. Uvažujeme zde volné řízení a z toho vyplývající statickou zásobu stability s volným řízením. Při uvolnění kormidel se posouvá aerodynamický střed směrem k T. Zásoba stability musí být kladná i s posunutým AS.

$$\sigma'_A = \bar{x}'_A - \bar{x}_T$$

Výsledné řídicí síly dále porovnáme s maximálními a minimálními hodnotami sil stanovenými v předpise. Dalším kritériem je gradient řídicí síly, který určuje změnu řídicí síly podle změny rychlosti. Z toho vyplývá kritérium tzv. síly na deset procent, ta odpovídá přírůstku síly při změně rychlosti o 10 %. Ohledně gradientu stanovuje předpis pouze požadavek na jeho kladnou hodnotu.

$$\frac{\partial F_V}{\partial \bar{V}} > 0$$

Předpis stanovuje maximální povolené síly při ovládání VK. Síla na řídicí páce klopení nesmí krátkodobě přesáhnout velikost 45 [N] a dlouhodobě 267 [N] (viz kap. 3.3, tab. 3.1) [8].

6.1.2. Řešení

Pro posouzení podélné ovladatelnosti je potřeba stanovit rovnovážné vztlakové čáry. Z nich lze dále určit průběh rovnovážných výchylek. Výpočty jsou stanoveny dle lit. [1], kap. 4.

A. ROVNOVÁŽNÉ VZTLAKOVÉ ČÁRY LETOUNU

Průběhy rovnovážných vztlakových čar a následně i průběhy rovnovážných výchylek vychází z kapitoly 2.5.4, kde jsou vypočteny a vykresleny vztlakové čáry jednotlivých částí i celého letounu.

Výpočet rovnovážné vztlakové čáry určíme dle

$$c_{LR} = -\frac{c_{m_0} C_{L\delta}}{C_{m_\delta}} + \left(C_{L\alpha} - C_{m_\alpha} \frac{C_{L\delta}}{C_{m_\delta}} \right) (\alpha_{KT} - \alpha_0^*),$$

$$\alpha_0^* = -\frac{c_{L_0}^*}{a} = -\frac{-0.0903}{4.667} = 0.0193 \text{ [rad]},$$

kde $c_{L_0}^*$ vypočteno v kapitole 2.5.4, b).

Výpočet **součinitele klop. mom. při nulovém úhlu náběhu α_{KT}** . $c_{m_0}^*$ po úpravě rov. (2.56) dle [1], str. 49

$$c_{m_0}^* = c_{m_{0,KT}} + (c_{m_{VOP}})_{\alpha_{KT}=0}.$$

Tab.6.1 Součinitel klopivého momentu $c_{m_0}^*$

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
	PŘEDNÍ	-0.089 + 0.282	0.193	
$c_{m_0}^*$	STŘEDNÍ	-0.089 + 0.276	0.187	[1]
	ZADNÍ	-0.089 + 0.269	0.180	

Součinitel klopivého momentu při nulovém absolutním úhlu náběhu je podle rov. (2.60) [1] nezávislý na poloze těžiště. Po zjednodušení výrazu, lze tuto hodnotu vyčíslit následovně (pro vybranou polohu T)

$$c_{m_0} = c_{m_0}^* + \frac{c_{m_\alpha}}{\alpha_0^*} = 0.180 + \frac{-0.6886}{0.0193} = 0.1664 \text{ [1]}.$$

Derivace součinitele vztlaku letounu dle výchylky výškového kormidla ([1] str.226)

$$C_{L\delta} = a_{VOP} \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} = 3.7968 \cdot 0.609 \cdot 0.95 \frac{2.495}{14.79} = 0.3706 \text{ [1]},$$

kde $\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) = 0.87 \cdot 1 \cdot 0.7 = 0.609 \text{ [1]}$ dle [MLI] (str. 224).

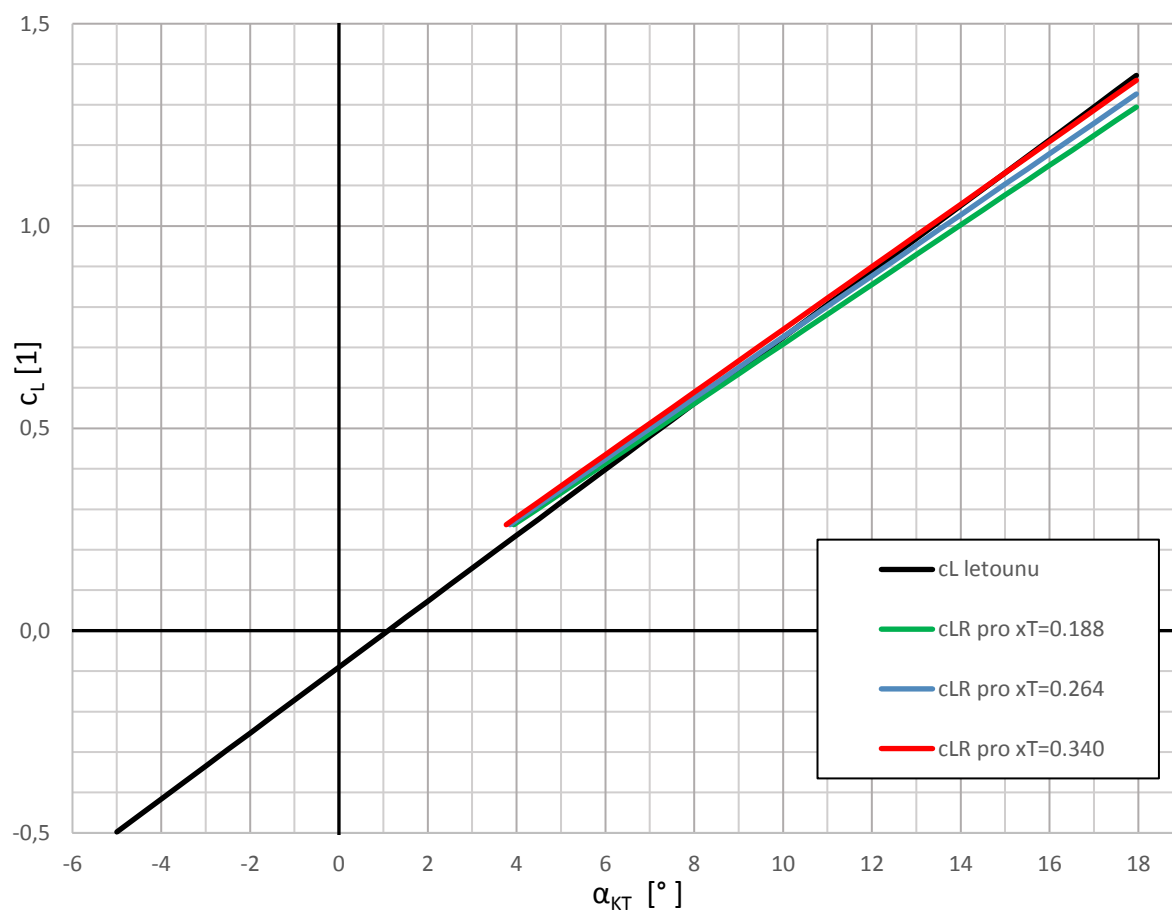
Dále **derivace souč. momentu letounu dle výchylky VK**

$$C_{m_\delta} = -C_{L\delta} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A}.$$

Tab.6.2 Součinitel klopivého momentu podle výchylky VK

ZNAČENÍ	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
$C_{m\delta}$	PŘEDNÍ	$-0.3706 \frac{4.6565}{1.4881}$	-1.1032	[1]
	STŘEDNÍ	$-0.3706 \frac{4.5435}{1.4881}$	-1.1314	
	ZADNÍ	$-0.3706 \frac{4.4304}{1.4881}$	-1.1595	

Graf 6.1 Rovnovážné vztlakové čáry letounu



Průběhy rovnovážných vztlakových čar (viz Příloha 7) jsou vykresleny v daných mezích úhlů náběhu, hodnota α_{KRIT} je určena v kap 2.5.4. Min. hranice α_{MIN} je na doporučení spočítána z podmínky

$$(c_G)_{VH} = (c_{LR})_{VH} ,$$

$$\text{kde } (c_G)_{VH} = \frac{2 m g}{\rho V_H^2 S} \quad \text{a} \quad (c_{LR})_{VH} = \left(C_{L_0}^* - C_{m_0}^* \frac{c_A}{l_{VOP}} \right) + C_{LR\alpha} (\alpha_{KTR})_{VH} ,$$

$$\text{pak } (\alpha_{KTR})_{VH} = \frac{(c_G)_{VH} - \left(C_{L_0}^* - C_{m_0}^* \frac{c_A}{l_{VOP}} \right)}{C_{LR\alpha}} , \quad \text{po dosazení vyjde } (\alpha_{KTR})_{VH} = 3.78 [^\circ] .$$

B. ROVNOVÁŽNÉ VÝCHYLKY

Rovnovážné výchylky výškového kormidla v závislosti na rychlosti letou vychází z těchto vztahů

$$\delta_{VR} = -\frac{C_{m_0}}{C_{m_\delta}^*} - \frac{\bar{x}_T - \bar{x}_A}{C_{m_\delta}^*} C_L = -\frac{C_{m_0}}{C_{m_\delta}^*} - \frac{\bar{x}_T - \bar{x}_A}{C_{m_\delta}^*} \frac{2}{\rho_0} \left(\frac{G}{S}\right) \frac{1}{V_{EAS}^2}$$

Pro výpočet $C_{m_\delta}^*$ je nutné znát rameno VOP k AS letounu

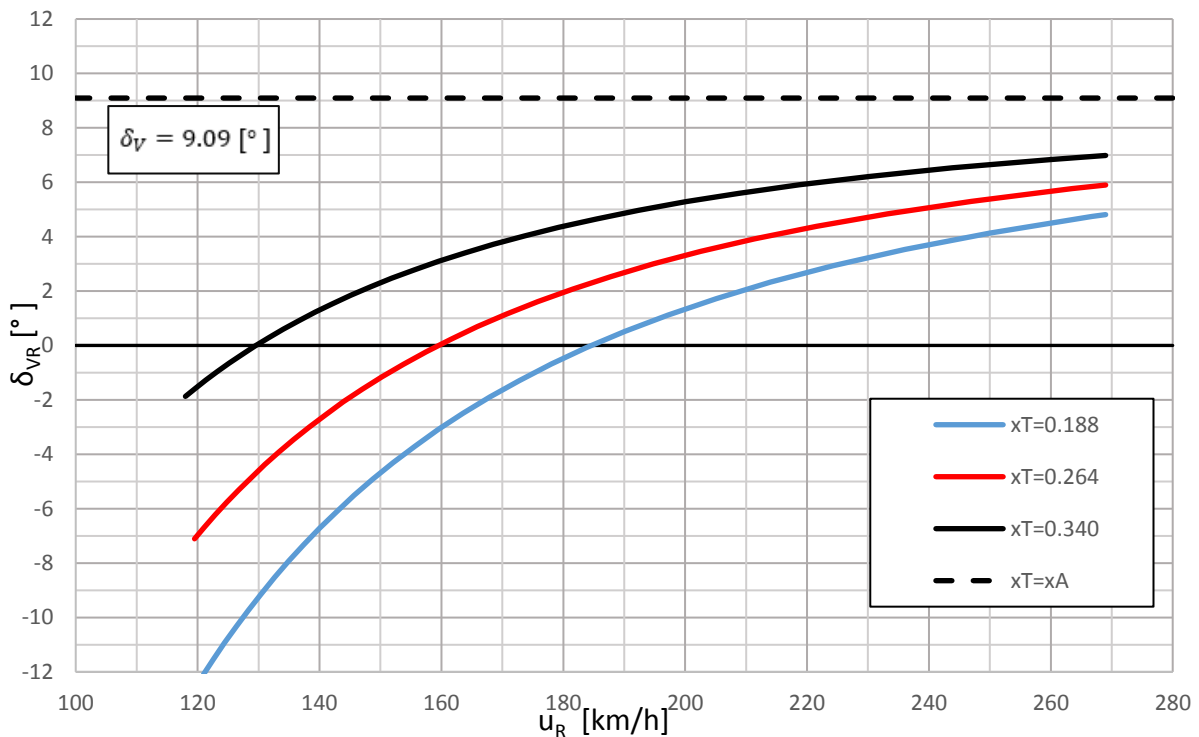
$$l_{VOP}^* = l_{VOPK} + c_A(\bar{x}_{AK} - \bar{x}_A) = 4.5375 + 1.4881(0.268 - 0.4876) = 4.2108 [1],$$

$$C_{m_\delta}^* = -c_{L\delta} \frac{l_{VOP}^*}{c_A} = -0.3706 \frac{4.2108}{1.4881} = -1.0485 [1].$$

Pro výpočet horní hranice rovnovážných výchylek dosadím do vztahu δ_{VR} (dle [1] rovnice (4.34)) za součinitel vztlaku $C_L = 0$.

$$(\delta_{VR})_{C_L=0} = -\frac{C_{m_0}}{C_{m_\delta}^*} = -\frac{0.167}{(-1.049)} = 0.1587 [rad] = 9.09 [^\circ]$$

Graf 6.2 Rovnovážné výchylky



Takovýto průběh výchylek naznačuje kladný průběh gradientu v celém stanoveném rozmezí rychlostí. Je tedy splněna podmínka, která požaduje, aby byl gradient výchylky výškového kormidla dle rychlosti letu kladný. Rovnovážné výchylky vypočteny v tabulce v Příloze 7.

$$\frac{d\delta_V}{dV} > 0$$

C. STATICKÁ ZÁSoba STABILITY S VOLNÝM ŘÍZENÍM

Pro určení zásoby stability s volným řízením je nejprve nutné znát hodnotu součinitelů závěsových momentů dle úhlu $C_{H\alpha}$ a výchylky VK $C_{H\delta}$. Obě tyto hodnoty byly získány z interních zdrojů ZA [3].

$$C_{H\alpha} = -0.3115 [1/rad]$$

$$C_{H\delta} = -0.6566 [1/rad]$$

Z toho je možné vyčíslit sklon vztlakové čáry s volným řízením, který lze vyjádřit pomocí faktoru uvolnění výškového kormidla.

$$\frac{C'_{L\alpha}}{C_{L\alpha}} = f = 1 - \frac{C_{L\delta} C_{H\alpha}}{C_{L\alpha} C_{H\delta}}$$

$$C'_{L\alpha} = C_{L\alpha} - \frac{C_{L\delta} C_{H\alpha}}{C_{H\delta}} = 4.6670 - \frac{0.3706 (-0.3115)}{(-0.6566)} = 4.4912 [1]$$

Z toho získáme faktor uvolnění VK.

$$f = \frac{C'_{L\alpha}}{C_{L\alpha}} = \frac{4.4912}{4.6670} = 0.9623 [1]$$

Pro určení zásoby stability je ještě nutné určit aerodynamický střed křídla letounu s volným řízením.

$$\bar{x}'_A = \bar{x}_A + \frac{f - 1}{f} \frac{l_{VOP}^*}{c_A} = 0.4876 + \frac{0.9623 - 1}{0.9623} \frac{4.2108}{1.4881} = 0.3768 [1]$$

$$\sigma'_A = \bar{x}'_A - \bar{x}_T = 0.3768 - 0.34 = 0.0368 [1]$$

Výpočty provedeny dle lit [1] str. 106 až 108. Výsledná zásoba stability letounu s volným řízením je nižší než u letounu s pevným řízením, snížila se z původních 14.8 % na 3.7 %. Došlo k posuvu AS blíže k těžišti, což má destabilizující účinky. AS s volným řízením se posunul o 11 % dopředu. Hodnota zásoby je sice kladná, ale vychází poměrně malá, v takovéto případě, je dobré tuto hodnotu stanovit pomocí přesnějších metod a ověřit.

D. SÍLA NA 10%

Pro určení síly na 10% potřebujeme znát některé doplňující veličiny:

- ❖ součinitel převodu řízení $K_V = 2.9 \frac{rad}{m}$
- ❖ plochu VK za osou otáčení $S_V = 1.082 m^2$
- ❖ hloubka VK za osou otáčení $c_V = 0.36 m$.

$$F_V^{10\%} = -\frac{1}{5} K_V k_{VOP} S_V c_V \left(\frac{G}{S}\right) \frac{C'_{L\alpha} C_{H\delta}}{C_{L\alpha} C_{m\delta}^*} (\bar{x}_T - \bar{x}'_A)$$

$$F_V^{10\%} = -\frac{1}{5} 2.9 0.95 1.082 0.36 \left(\frac{1350 9.81}{14.79}\right) \frac{4.49 (-0.6566)}{4.67 (-1.049)} (\bar{x}_T - 0.377)$$

Tab.6.3 Síla na 10% podle polohy těžiště

VELIČINA	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
$F_V^{10\%}$	PŘEDNÍ	-115.77 (0.188 – 0.377)	34.68	[N]
	STŘEDNÍ	-115.77 (0.264 – 0.377)	25.88	
	ZADNÍ	-115.77 (0.340 – 0.377)	17.08	

E. ŘÍDÍCÍ SÍLA V ZÁVISLOST NA RYCHLOSTI LETU

Dle [1] str. 109.

$$F_V = F_0 + F_1 \frac{1}{2} \rho V^2$$

K výpočtu síly F_0 lze využít již spočtené síly $F_V^{10\%}$

$$F_0 = K_V k_{VOP} S_V c_V \left(\frac{G}{S} \right) \frac{C_{L\alpha} C_{H\delta}}{C_{L\alpha} C_{m\delta}^*} (\bar{x}_T - \bar{x}'_A)$$

$$F_V^{10\%} = -\frac{1}{5} F_0$$

$$F_0 = -5 F_V^{10\%}$$

Tab.6.4 Síly F_0 podle polohy těžiště

VELIČINA	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
F_0	PŘEDNÍ	-5 34.68	-173.4	[N]
	STŘEDNÍ	-5 25.88	-129.4	
	ZADNÍ	-5 17.08	-85.4	

Pro výpočet síly F_1 je nutné určit mom. c_{H0} dle [1] (4.61)

$$c_{H0}^* = 0 \text{ pro symetrické profily,}$$

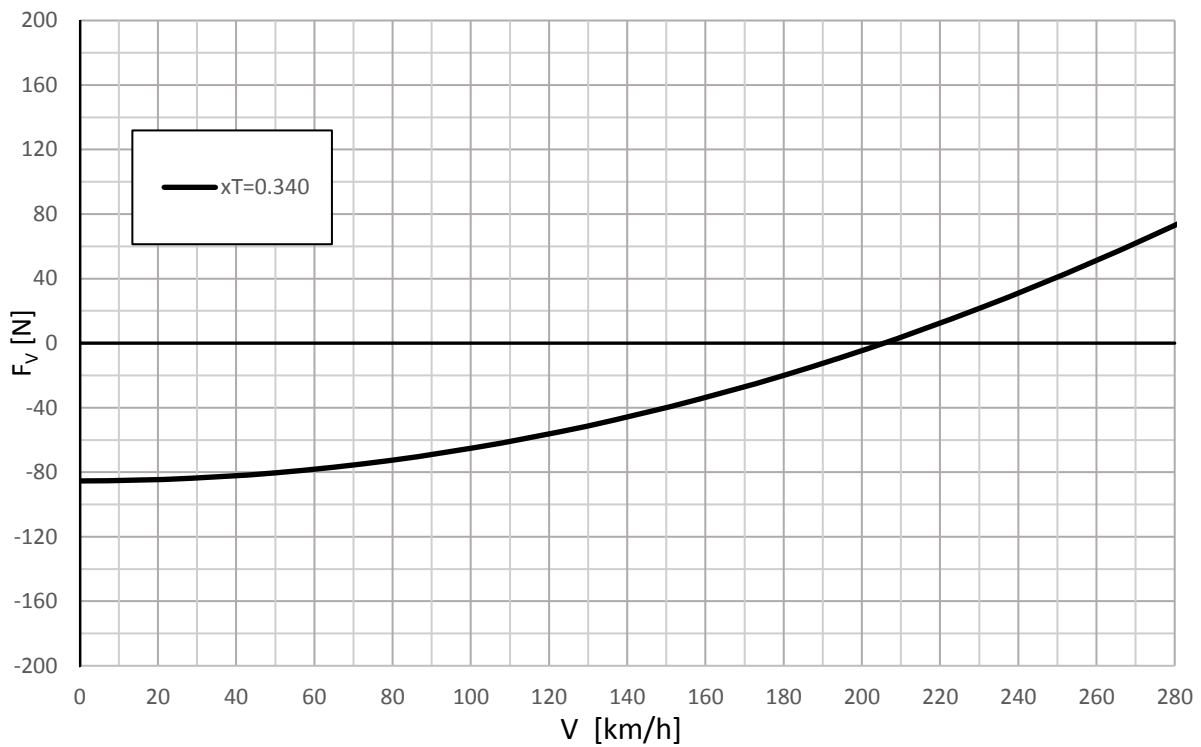
$$C_{H\alpha, VOP} = \frac{C_{H\alpha}}{\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)} = \frac{-0.3115}{(1 - 0.305)} = -0.4481 [1],$$

$$c_{H0} = c_{H0}^* + C_{H\alpha, VOP} (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) \frac{a_{KT}}{a} = 0 - 0.4481(-7.5 - 1) \frac{\pi}{180} \frac{4.244}{4.667} = 0.0604 [1],$$

$$F_1 = -K_V k_{VOP} S_V c_V \left(c_{H0} - C_{M0} \frac{C_{L\alpha} C_{H\delta}}{C_{L\alpha} C_{m\delta}^*} \right),$$

$$F_1 = -2.9 \cdot 0.95 \cdot 1.082 \cdot 0.36 \left(0.0604 - 0.1664 \frac{4.49 (-0.6566)}{4.67 (-1.049)} \right) = 0.0428 [1].$$

Graf 6.3 Řídící síla na VK v závislosti na rychlosti letu



Při vykreslení řídicích sil podle rychlosti letu je zřejmé, že rovnovážná vyvážená rychlost V_{TRIM} dosahuje celkem vysoké hodnoty. Pro ostatní polohy těžiště více v předu dosahuje tato rychlost vyšších hodnot a dostává se tak až na hranici s maximální rychlostí letounu. Lze předpokládat jistá nepřesnost v datech ze získaných z podkladů.

Konkrétní hodnoty sil pro dané polohy těžišť byly vypočítány v programu Excel a jsou vypsány v tabulce v Příloze 8.

6.2. Podélná obratnost

6.2.1. Definice

Dobrá obratnost je schopnost letounu přecházet z jednoho režimu do dalšího v co nejkratším čase.

Obratnost se zabývá dynamickými účinky výškového kormidla při manévrech s určitým násobkem zatížení v tomto případě pouze v podélném směru. Posuzujeme ji podle potřebné výchylky a síly ku změně násobku při daném obratu. Uvažujeme změnu násobku oproti referenční hodnotě v ustáleném režimu letu, tedy změnu oproti hodnotě $n = 1$.

Výchylku na násobek využijeme pro stanovení obratnosti letounu s pevným řízením. K tomu je nutné využít znalosti dynamického bodu a z toho plynoucí dynamická zásoba stability. Pro posouzení obratnosti slouží také výchylka na násobek v závislosti na centráži.

$$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T$$

Pro letoun s volným řízením je rozhodující kritérium **síly na násobek**. Kdy se opět stanovuje stabilitní zásoba letounu s volným řízením. Pomocí dynamického bodu letounu s volným řízením lze definovat sílu na násobek a k tomu odpovídající průběh v závislosti na centráži. Předpis dále stanovuje minimální sílu na řídidle k dosažení maximálního násobku.

$$\sigma'_D = \bar{x}'_D - \bar{x}_T$$

6.2.2. Řešení

A. DYNAMICKÁ ZÁSoba STABILITY S PEVNÝM ŘÍZENÍM

K výpočtu je nutné znát velikost těchto veličin ([1] str.121 a str. 213):

- ❖ bezrozměrné derivace vztlaku a momentu tlumení klopení C_{Lq} a C_{mq}
- ❖ bezrozměrnou hmotnost letounu μ .

$$\mu = \frac{2 m}{\rho S c_A} = \frac{2 \cdot 1350}{1.225 \cdot 14.79 \cdot 1.4881} = 100.14 [1]$$

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

Tab.6.5 Bezrozměrná derivace vztlaku tlumení klopení

VELIČINA	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
	PŘEDNÍ	-2 3.797 0.95 0.528	-3.808	
C_{Lq}	STŘEDNÍ	-2 3.797 0.95 0.515	-3.715	[1]
	ZADNÍ	-2 3.797 0.95 5.02	-3.623	

$$C_{mq} = -2.3 a_{VOP} k_{VOP} \tilde{V}_{VOP} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A} = 2.3 \frac{C_{Lq}}{2} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A}$$

Tab.6.6 Bezrozměrná derivace momentu tlumení klopení

VELIČINA	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
C_{m_q}	PŘEDNÍ	$\frac{2.3}{2}(-3.808) \frac{4.657}{1.4881}$	-13.703	[1]
	STŘEDNÍ	$\frac{2.3}{2}(-3.715) \frac{4.543}{1.4881}$	-13.046	
	ZADNÍ	$\frac{2.3}{2}(-3.623) \frac{4.43}{1.4881}$	-12.404	

Dynamický bod a zásoba stability jsou vypočteny pro hodnoty T v zadní poloze ($\bar{x}_T = 0.34$), kde dynamická zásoba vychází nejnižší. Ostatní hodnoty dynamické zásoby pro přednější centráže vychází vyšší a tedy bezpečnější.

$$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{C_{m_q}}{2\mu - C_{L_q}} = 0.4876 - \frac{-12.404}{2 \cdot 100.14 + 3.623} = 0.5484$$

$$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T = 0.5484 - 0.34 = 0.2084$$

Lze prohlásit, že velikost zásoby je postačující a především kladná.

B. DYNAMICKÁ ZÁSoba STABILITY S VOLNÝM ŘÍZENÍM

Dynamický bod letounu s volným řízením lze vypočítat pomocí dynamického bodu a výše spočítaných derivací. Navíc je nutné vypočítat derivaci součinitele závěsového momentu VK dle bezrozměrné úhlové rychlosti klopení C_{L_q} dle uč. [1] str. 230.

$$C_{H_q} = 2 C_{H_{\alpha VOP}} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A}$$

Tab.6.7 Derivace závěs. momentu dle rychlosti klopení

VELIČINA	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
C_{H_q}	PŘEDNÍ	$2(-0.4481) \frac{4.657}{1.4881}$	-2.8041	[1]
	STŘEDNÍ	$2(-0.4481) \frac{4.544}{1.4881}$	-2.7360	
	ZADNÍ	$2(-0.4481) \frac{4.43}{1.4881}$	-2.6679	

Opět dynamický bod a zásoba stability vypočteny pro hodnoty T v zadní poloze ($\bar{x}_T = 0.34$).

$$\bar{x}'_D = \bar{x}_D + \frac{C_{L_\alpha} C_{m_\delta}^*}{C_{L_\alpha} C_{H_\delta}} \left(\frac{C_{H_\alpha}}{C_{L_\alpha}} + \frac{C_{H_q}}{2\mu - C_{L_q}} \right)$$

$$\bar{x}'_D = 0.5484 + \frac{4.667(-1.049)}{4.4912(-0.6566)} \left(\frac{-0.3115}{4.667} + \frac{-2.6679}{2 \cdot 100.14 + 3.623} \right) = 0.4159$$

$$\sigma'_D = \bar{x}'_D - \bar{x}_T = 0.4159 - 0.34 = 0.0759$$

Nejnižší hodnota dynamické zásoby stability letounu odpovídá 7.6 % pro zadní polohu x_T .

C. VÝPOČET SÍLY DO ŘÍZENÍ

Důležitou charakteristikou je **síla na násobek**, která značí velikost síly potřebné ke změně násobku od hodnoty $n=1$, která platí pro ustálený horizontální let

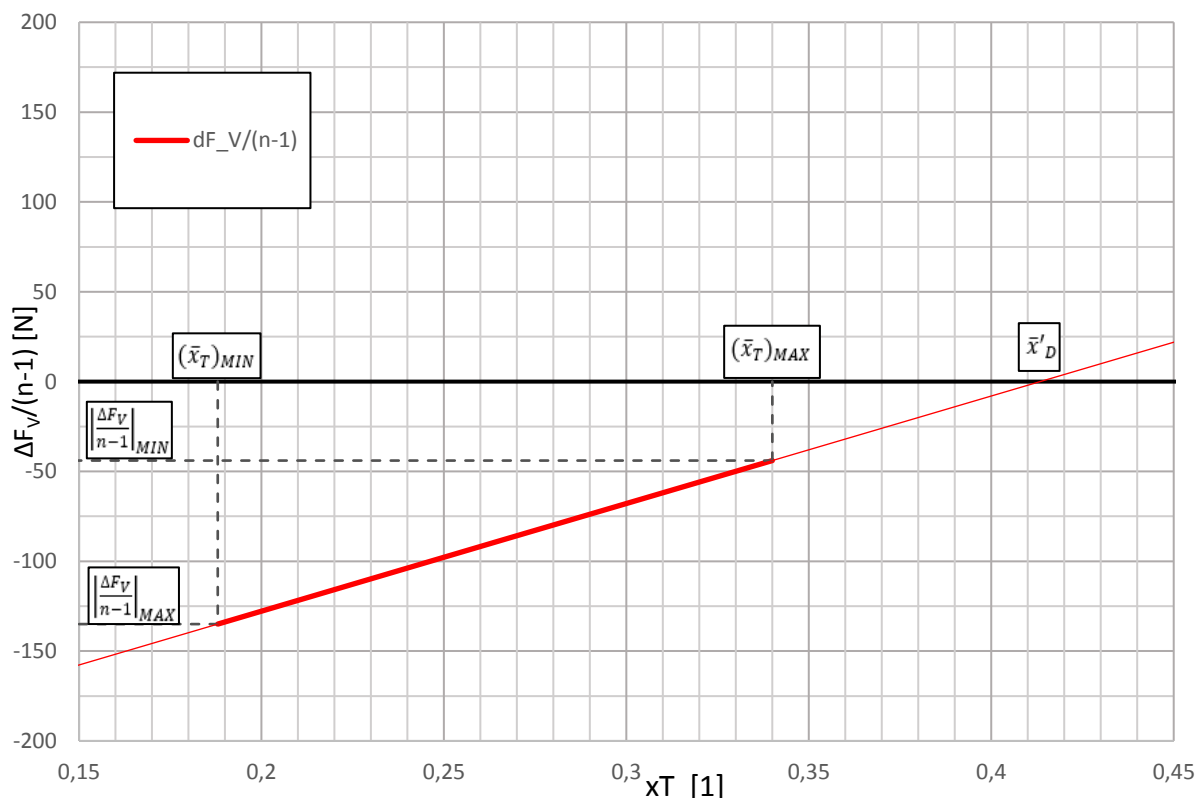
$$\frac{\Delta F_V}{n-1} = K_V k_{VOP} S_V c_V \left(\frac{G}{S} \right) \frac{C'_{L\alpha} C_{H\delta}}{C_{L\alpha} C_{m\delta}^*} (\bar{x}_T - \bar{x}'_D),$$

$$\frac{\Delta F_V}{n-1} = 2.9 \cdot 0.95 \cdot 1.082 \cdot 0.36 \left(\frac{1350 \cdot 9.81}{14.79} \right) \frac{4.4912 \cdot (-0.6566)}{4.667 \cdot (-1.0485)} (\bar{x}_T - \bar{x}'_D).$$

Tab.6.8 Síla na násobek podle polohy T

VELIČINA	TĚŽIŠTĚ	DOSAZENÍ	VÝSLEDEK	JEDNOTKY
	PŘEDNÍ	578.86 (0.188 – 0.4211)	-134.95	
$\frac{\Delta F_V}{n-1}$	STŘEDNÍ	578.86 (0.264 – 0.4185)	-89.43	[N]
	ZADNÍ	578.86 (0.340 – 0.4159)	-43.94	

Graf 6.9 Síla na násobek v závislost na poloze x_T



Z průběhu křivky v grafu lze vyčíst hodnotu dynamického bodu (dle [1] str. 123, rovnice (5.30)). Velikost dynamického bodu odpovídá poloze těžiště právě při nulové síle na násobek

$$(\bar{x}_T)_{\frac{\Delta F_V}{n-1}=0} = \bar{x}'_D = 0.413 [1] = 41.3 [\%].$$

V závislosti na síle na násobek $\left(\frac{\Delta F_V}{n-1}\right)$ se nabízí vyčíslit **sílu pro dosažení maximálního násobku** (vztaženo k $\bar{x}_T = 0.34$).

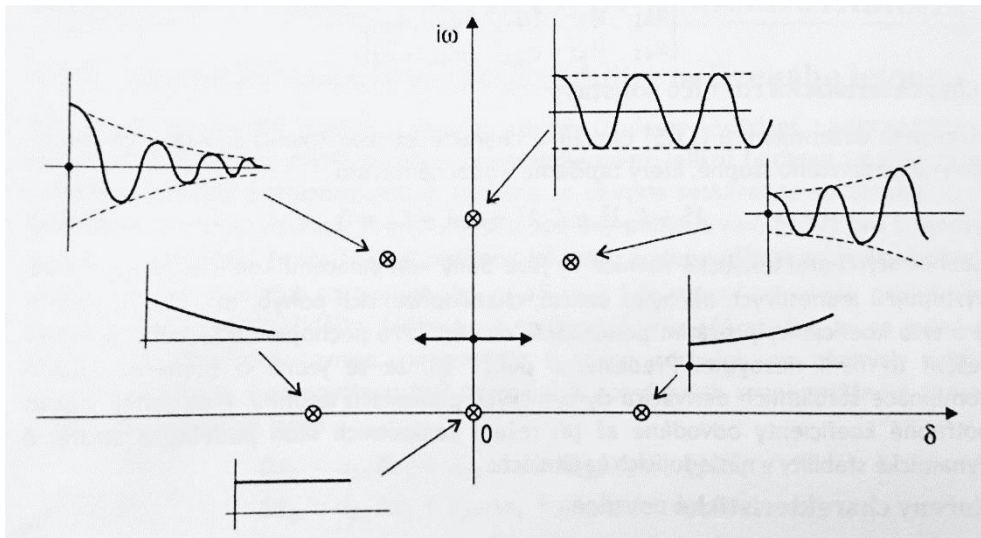
$$F_{V_{nMAX}} = \left(\frac{\Delta F_V}{n-1}\right) (3.8 - 1) = 123.04 \text{ až } 377.9 [N]$$

Dle předpisu je min. síla stanovena pod 67 [N] nebo na $W/14=1350/14=96.4$ [N]. Došlo tedy k jistému překročení maximální síly. Následně tedy bude nutné síly v řízení prokázat měřením, zda vyhovují požadavkům předpisu. Chyba může být i ve stanovení velikosti závěsového momentu.

7. Posouzení podélné dynamické stability

7.1. Definice

Po poruše letu v úhlu náběhu je nutné, aby vznikl vratný klopivý moment. To je nutná podmínka stability a nazývá se podélná statická stabilita. K prohlášení, že je celý letoun stabilní, je nutné prošetřit i dynamickou stabilitu. Ta se zabývá dalším časovým průběhem výchylek v podélném směru, tedy i časovým průběhem vratných momentů. Může nastat konvergentní či divergentní pohyb, a to kmitavý či aperiodický nekmitavý. (obr. 7.1, obrázek s kmitavými pohyby letounu) V případě že vratný moment vychýlí letoun na druhou stranu oproti rovnovážné poloze a maximální výchylky letounu se časem dokonce i zvětšují, jedná se o divergentní nestabilní pohyb. Žádoucí je zmenšování výchylek až na nulovou hodnotu a tím opětovného dosažení ustáleného režimu letu. [4]



Obr. 7.1 Kořenový hodograf

Pro zkoumání dynamické stability je nutné poznamenat, že se jedná o složený pohyb a to především ze dvou periodických (kmitavých) pohybů (případně jednoho periodického a dvou nekmitavých). U změny v pohybu sledujeme změnu rychlosti a změnu úhlu náběhu. Pro **rychlé krátkoperiodické kmity** je charakteristická změna úhlu náběhu, zatímco rychlost přibližně zůstává. Oproti tomu nastává pohyb o dlouhých periodách, tzv. **fugoidální pohyb**, kdy se úhel náběhu téměř nemění, ale zato se periodicky mění rychlost a s tím i výška letu.

Dynamickou stabilitu můžeme posuzovat pomocí dvou kritérií. Jedním je **kvalitativní Routhovo kritérium**, které popisuje letoun charakteristickou rovnicí jako dynamický systém. Pro dosažení stability požadujeme všechny kořeny rovnice kladné a stejně tak musí být i diskriminant rovnice kladný:

$$C_4\lambda^4 + C_3\lambda^3 + C_2\lambda^2 + C_1\lambda + C_0 = 0,$$

kde požadujeme

$$C_4 > 0; C_3 > 0; C_2 > 0; C_1 > 0; C_0 > 0;$$

$$R = C_1(C_2C_3 - C_1C_4) - C_0C_3^2 > 0.$$

Dále lze dynamickou stabilitu posuzovat podle **kvantitativních kritérií**, kdy posuzujeme čas potřebný na utlumení amplitudy na polovinu $t_{\frac{1}{2}}$, nebo počet kmitů při nichž se amplituda utlumí na polovinu $N_{\frac{1}{2}}$ nebo logaritmický dekrement útlumu ϑ :

$$t_{\frac{1}{2}} = \frac{\ln\left(\frac{1}{2}\right)}{\delta},$$

$$N_{\frac{1}{2}} = \frac{\ln\left(\frac{1}{2}\right)}{\delta} \frac{\omega}{2\pi} = \frac{t_{\frac{1}{2}}}{T},$$

$$\vartheta = -\delta T, \quad \text{kde } T = \frac{2\pi}{\omega}.$$

7.2. Řešení

Před samotným řešením je nutné uvést předpoklady, které počítají s malými úhly náběhu, to umožňuje použít **linearizované rovnice**. Dalším předpokladem je zjednodušení vlivu **propulzní jednotky**.

A. BEZROZMĚROVÉ STABILITNÍ DERIVACE

Součinitel tíhové síly

$$C_G = C_{LR}(\theta_R = 0) = \frac{mg}{\frac{1}{2} \rho u_R^2 S},$$

kde θ_R značí podélný úhel referenčního letu, neboli úhel natočení zemské s.s. vůči aerodynamické s.s. Hodnota úhlu uvažována jako přibližně $\theta_R = 0$.

Součinitel rovnovážného odporu dle rovnovážného součinitele vztlaku

$$C_{DR} = C_{D0} + \frac{C_{LR}^2}{\pi A e}.$$

Součinitel tahu v referenčním režimu pro $\theta_R = 0$ (dle [1] str. 210)

$$C_{FR} = C_{DR} + C_G \sin\theta_R = C_{DR}.$$

Derivace součinitele podélné síly dle bezrozměrné rychlosti (dle [1] str. 210, rovnice (10.110))

$$C_{Xu} = C_{Fu},$$

kde je vztah zjednodušen o vliv stlačitelnosti. Je zanedbána část s Machovým číslem M_R . Dále člen uvažován $\frac{\partial C_D}{\partial C_F}$ jako nulový. Poté, s přihlédnutím na výše uvedený součinitel tahu C_{FR} , lze psát

$$C_{Xu} = C_{Fu} = -3C_{FR} = -3C_{DR}.$$

Stabilitní derivace podélné síly dle úhlu náběhu

$$C_{X\alpha} = C_{LR} - \frac{\partial C_{DR}}{\partial \alpha} = C_{LR} - \frac{2C_{LR}C_{L\alpha}}{\pi A e}$$

Stabilitní derivace kolmé síly dle úhlu náběhu

$$C_{Z\alpha} = -(C_{L\alpha} + C_{DR})$$

Derivace součinitele tlumení kolmé síly letounu

$$C_{Zq} = -C_{Lq}$$

Derivace tlumící síly

$$C_{Z\dot{\alpha}} = C_{Zq} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \dot{\alpha}}$$

Derivace momentu klopení

$$C_{m\dot{\alpha}} = C_{mq} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \dot{\alpha}}$$

Zbylé derivace jsou uvažovány jako **nulové derivace**

$$C_{Zu}, C_{m_u}, C_{Xq}, C_{X\dot{\alpha}} = 0$$

B. ROZMĚROVÉ STABILITNÍ DERIVACE

([1] str. 200, tab. 10-1)

$$\begin{aligned} X_u &= \frac{1}{2} C_{X_u} \rho u_R S + C_G \rho u_R S \sin \theta_R, \\ X_w &= \frac{1}{2} C_{X_a} \rho u_R S, \\ Z_u &= \frac{1}{2} (C_{Z_u} - C_G \cos(\theta_R)) \rho u_R S, \\ Z_w &= \frac{1}{2} C_{Z_a} \rho u_R S, \\ Z_q &= \frac{1}{4} C_{Z_q} \rho u_R S c_A, \\ Z_{\dot{w}} &= \frac{1}{4} C_{Z_{\dot{\alpha}}} \rho S c_A, \\ M_u &= \frac{1}{2} C_{m_u} \rho u_R S c_A, \\ M_w &= \frac{1}{2} C_{m_a} \rho u_R S c_A, \\ M_q &= \frac{1}{4} C_{m_q} \rho u_R S c_A^2, \\ M_{\dot{w}} &= \frac{1}{4} C_{m_{\dot{\alpha}}} \rho S c_A^2. \end{aligned}$$

Determinant stability

$$\begin{vmatrix} (m\lambda - X_u) & -X_w & 0 & mg \cos \theta_R \\ -Z_u & [(m - Z_{\dot{w}})\lambda - Z_w] & -(mu_R + Z_q) & mg \sin \theta_R \\ -M_u & -(M_{\dot{w}}\lambda + M_w) & (I_y\lambda - M_q) & 0 \\ 0 & 0 & -1 & \lambda \end{vmatrix}$$

C. CHARAKTERISTICKÁ ROVNICE

$$C_4 \lambda^4 + C_3 \lambda^3 + C_2 \lambda^2 + C_1 \lambda + C_0 = 0$$

Řešením charakteristické rovnice je **dvojce komplexně sdružených kořenů**:

$$\begin{aligned} \diamond \text{ rychlé kmity:} & \quad \lambda_f = \delta_f \pm i\omega_f \\ \diamond \text{ pomalé kmity:} & \quad \lambda_s = \delta_s \pm i\omega_s \end{aligned}$$

D. KVANTITATIVNÍ KRITÉRIA DYNAMICKÉ STABILITY:

- ❖ čas útlumu amplitudy na polovinu: $t_{\frac{1}{2}} = \frac{\ln(\frac{1}{2})}{\delta}$
- ❖ počet kmitů do útlumu amplitudy na polovinu: $N_{\frac{1}{2}} = \frac{\ln(\frac{1}{2})}{\delta} \frac{\omega}{2\pi} = t_{\frac{1}{2}} \frac{\omega}{2\pi} = \frac{t_{\frac{1}{2}}}{T}$
- ❖ logaritmický dekrement útlumu: $\vartheta = -\delta T$, kde $T = \frac{2\pi}{\omega}$

7.2.1. Ověření dynamické stability pro konkrétní režimy

Při řešení stability této části jsou vlastnosti zkoumány především z pohledu času útlumu amplitudy na $\frac{1}{2}$ a počtu kmitů potřebných na utlumení amplitudy na $\frac{1}{2}$. Tato kritéria jsou zkoumána pro 3 polohy těžiště (PŘEDNÍ, STŘEDNÍ, ZADNÍ) a to při maximální rychlosti V_H a při cestovní rychlosti V_C . Vzhledem k tomu, že je rychlost V_C jen o málo nižší než rychlost maximální, bude dále hodnota cestovní rychlosti uvažována jako $V = 0.8 V_H$. Výpočet proveden pomocí software Matlab v Příloze 9.

Následně jsou vypočteny kritéria dynamické stability pro tyto režimy

- ❖ poloha těžiště $x_T = 0.34$ pro max. horizontální rychlost $V_H = 270 \left[\frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$,
- ❖ poloha těžiště $x_T = 0.264$ pro max. horizontální rychlost $V_H = 270 \left[\frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$,
- ❖ poloha těžiště $x_T = 0.180$ pro max. horizontální rychlost $V_H = 270 \left[\frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$,
- ❖ poloha těžiště $x_T = 0.34$ pro max. horizontální rychlost $V = 0.8 \cdot 270 \left[\frac{\text{km}}{\text{h}} \right] = 216 \left[\frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$,
- ❖ poloha těžiště $x_T = 0.264$ pro max. horizontální rychlost $V = 216 \left[\frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$,
- ❖ poloha těžiště $x_T = 0.180$ pro max. horizontální rychlost $V = 216 \left[\frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$.

Výsledky získány v podobě obecně komplexních kořenů ve tvaru

$$\lambda = \delta + i\omega$$

A. RYCHLOST V_H

Tab. 8.1 Komplexní kořeny pro $\bar{x}_T = 0.34$ [1], $V_H = 270$ [km/h]

KMITY [-]	δ [1]	ω [1]	$t_{1/2}$ [s]	$N_{1/2}$ [1]
RYCHLÉ	-2,403	3,029	0,2885	0,1391
POMALÉ	-0,0396	0,1014	17,5047	0,2824

Tab. 7.2 Komplexní kořeny pro $\bar{x}_T = 0.264$ [1], $V_H = 270$ [km/h]

KMITY [-]	δ [1]	ω [1]	$t_{1/2}$ [s]	$N_{1/2}$ [1]
RYCHLÉ	-2,4656	3,8126	0,2811	0,1706
POMALÉ	-0,0397	0,1069	17,4422	0,2969

Tab. 7.3 Komplexní kořeny pro $\bar{x}_T = 0.188$ [1], $V_H = 270$ [km/h]

KMITY [-]	δ [1]	ω [1]	$t_{1/2}$ [s]	$N_{1/2}$ [1]
RYCHLÉ	-2,5298	4,4602	0,274	0,1945
POMALÉ	-0,0399	0,1099	17,3882	0,3042

B. RYCHLOST $V=0.8 V_H$

Tab. 7.4 Komplexní kořeny pro $\bar{x}_T = 0.34$ [1], $V = 216$ [km/h]

KMITY [-]	δ [1]	ω [1]	$t_{1/2}$ [s]	$N_{1/2}$ [1]
RYCHLÉ	-1,9245	2,4235	0,3602	0,1389
POMALÉ	-0,0333	0,1318	20,805	0,4365

Tab. 7.5 Komplexní kořeny pro $\bar{x}_T = 0.264$ [1], $V = 216$ [km/h]

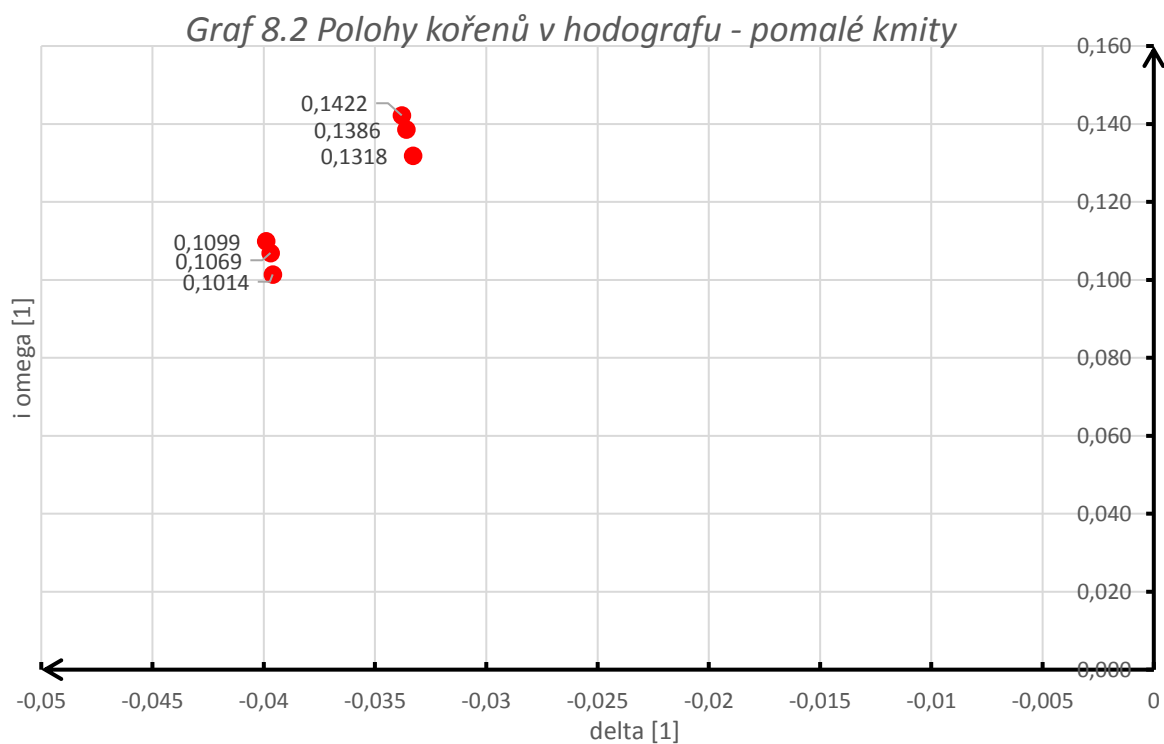
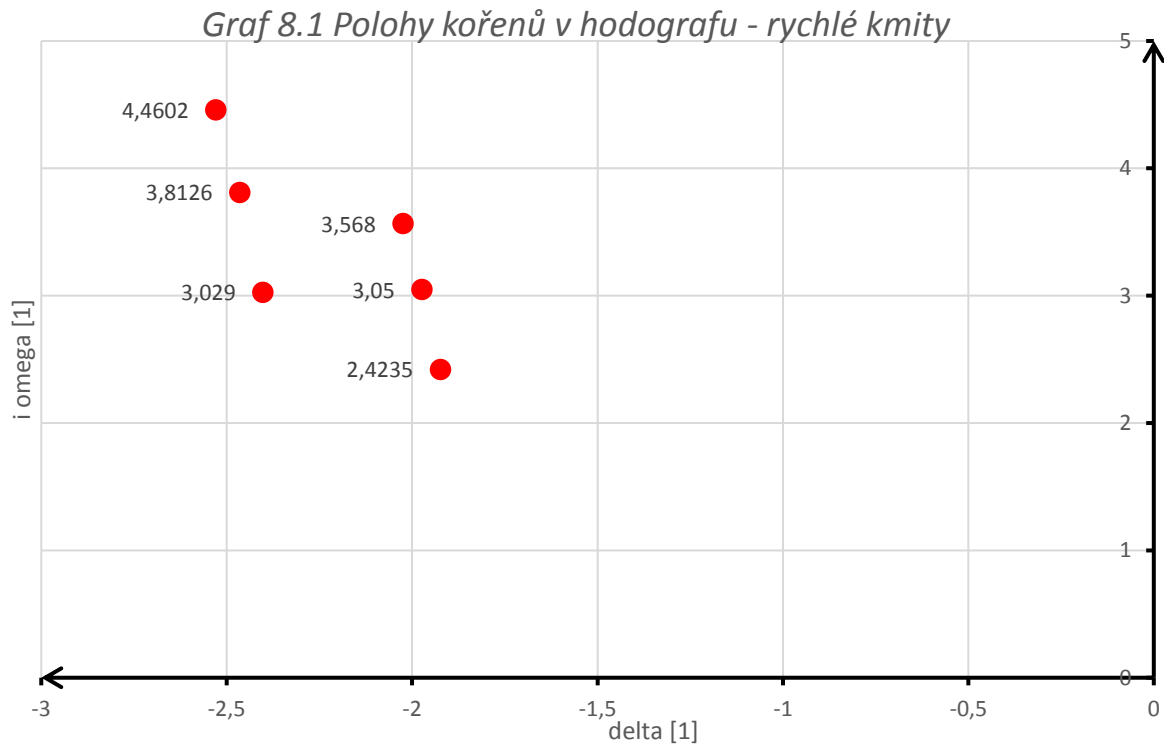
KMITY [-]	δ [1]	ω [1]	$t_{1/2}$ [s]	$N_{1/2}$ [1]
RYCHLÉ	-1,9744	3,05	0,3511	0,1704
POMALÉ	-0,0336	0,1386	20,6335	0,455

Tab. 7.6 Komplexní kořeny pro $\bar{x}_T = 0.188$ [1], $V = 216$ [km/h]

KMITY [-]	δ [1]	ω [1]	$t_{1/2}$ [s]	$N_{1/2}$ [1]
RYCHLÉ	-2,0256	3,568	0,3422	0,1943
POMALÉ	-0,0338	0,1422	20,4864	0,4636

C. GRAFICKÉ VYJÁDŘENÍ

Následně jsou výsledky vykresleny do komplexního hodografu. Kořeny jsou rozděleny do dvou grafů pro lepší zobrazení výsledků.



Dynamická stabilita je pro sledované režimy ve všech bodech splněna.

8. Závěr

8.1. Rozbor výsledků

A. POROVNÁNÍ PARAMETRŮ LETOUNU

Podle stanovených cílů v úvodu byly v prvních kapitolách spočteny potřebné hmotnostní, geometrické a aerodynamické charakteristiky. V této části je nejdůležitější porovnání původního letounu s vývojovým. Zásadní změny nastali v posunu centráží a v nárůstu maximálních rychlostí. Se zástavbou pohonné jednotky zároveň došlo ke snížení užitečného zatížení.

Tab. 8.1 Změna hmotnostních charakteristik

VELIČINA	Z 143 (IO-540)	Z 143 (AEIO-580)
užitečná hmotnost	490 [kg]	467 [kg]
přední poloha T	21 [%]	18.8 [%]
zadní poloha T	34 [%]	34 [%]

Zároveň došlo i k překročení maximální vzletové hmotnosti a maximální zadní centráže. Je proto doporučeno omezit určité konfigurace užitečného zatížení. Konkrétní omezení hmotnostních konfigurací je doporučeno v tab. 2.7 a tab 2.8.

V následující kapitole byly spočteny letové výkony pro horizontální let a z nich vyvozené obálky režimů letu. Z pohledu letových výkonů došlo k nárůstu maximálních rychlostí s ohledem na navýšení výkonu PJ o 60 kW. Maximální rychlost se zvýšila přibližně o 28 [km/h].

Tab. 8.2 Porovnání maximálních rychlostí

VÝŠKA	Z 143 (IO-540)	Z 143 (AEIO-580)
0 [m]	242 [km/h]	270 [km/h]
1 000 [m]	239 [km/h]	267 [km/h]
3 000 [m]	235 [km/h]	263 [km/h]
2 000 [m]	229 [km/h]	259 [km/h]
4 000 [m]	223 [km/h]	253 [km/h]
4 170 [m]	222 [km/h]	252 [km/h]

B. ZÁSoby STABILITY

Všechny zásoby stability byly porovnány s krajní zadní cetrází, pro ostatní hmotnostní konfigurace letounu lze předpokládat hodnoty stabilit vyšší.

Tab. 8.3 Vyhodnocení zásob stability

ZNAČENÍ	ZÁSoba
σ_A	0.1476 [1]
σ'_A	0.0368 [1]
σ_D	0.2084 [1]
σ'_D	0.0759 [1]

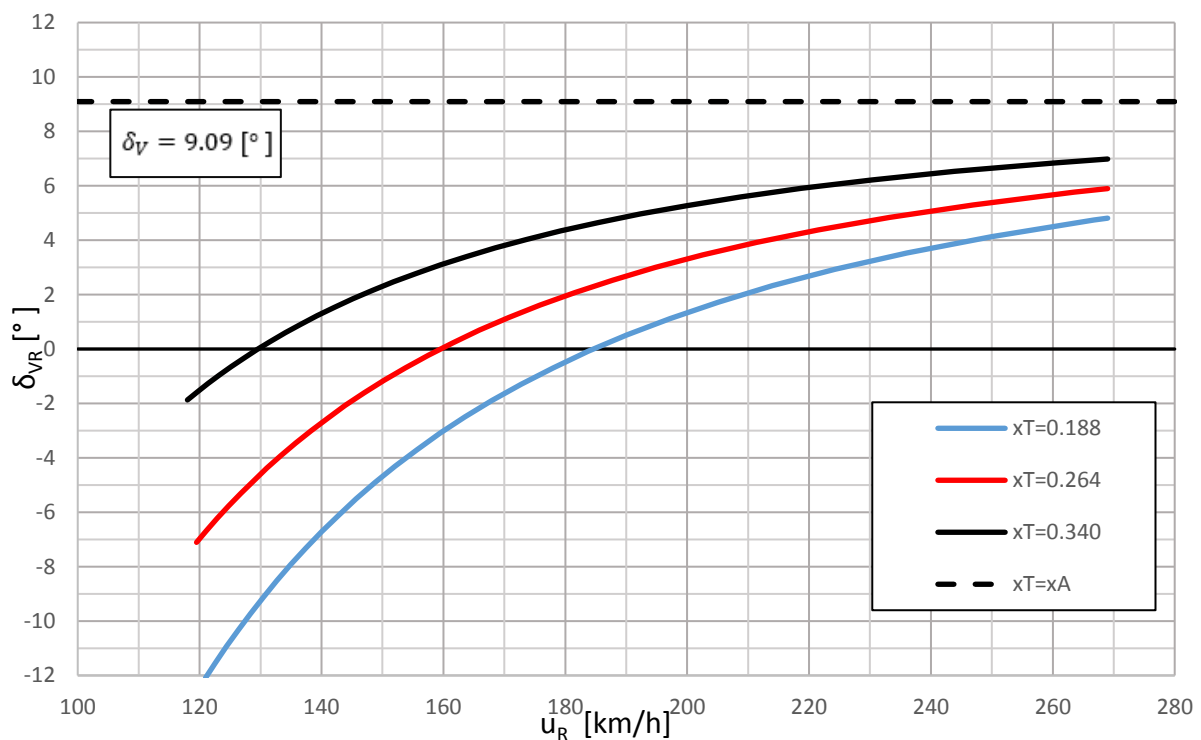
Pro statickou zásobu stability s volným řízením se dostáváme na hodnotu 3.7 %. Tato hodnota je velmi nízká, stejně jako u dynamické zásoby stability s volným řízením 7,6 %. V tomto případě doporučuji stanovit hodnoty přesnějšími metodami pro jejich ověření. Další možností je zvětšení ramene ocasních ploch nebo zvýšení plochy VOP. Např. při zvýšení S_{VOP} z 2.495 m² na 2.7 m² dochází k nárůstu těchto zásob s volným řízením o 2 %.

C. HODNOTY DERIVACÍ

Při posouzení statické stranové stability byla dle kap. 5 zjištěna kladná hodnota bočivě-zatáčivé derivace $C_{n_\beta} > 0$ a záporná hodnota bočivě klonivé derivace $C_{l_\beta} < 0$. Oba tyto výsledky jsou žádoucí a značí statickou stranovou stabilitu letounu.

Při posuzování říditelnosti byl vykreslen graf rovnovážných výchylek graf 8.3, ze kterého je zřejmý klasný průběh gradientu funkce.

Graf 8.3 průběh rovnovážných výchylek.



Průběh síly na násobek stanovuje max. a min. síly v řízení. Je předpisem požadováno, aby nebylo možné dosáhnout maximálního násobku silou nižší, než 67 N nebo $W/14 = 96.4$ N. Obě tyto minimální hodnoty jsou bezpečně překročeny

$$F_{VnMAX} = \left(\frac{\Delta F_V}{n-1} \right) (3.8 - 1) = 123.04 \text{ až } 377.9 \text{ [N]} .$$

D. HODNOTY DYNAMICKÉ STABILITY

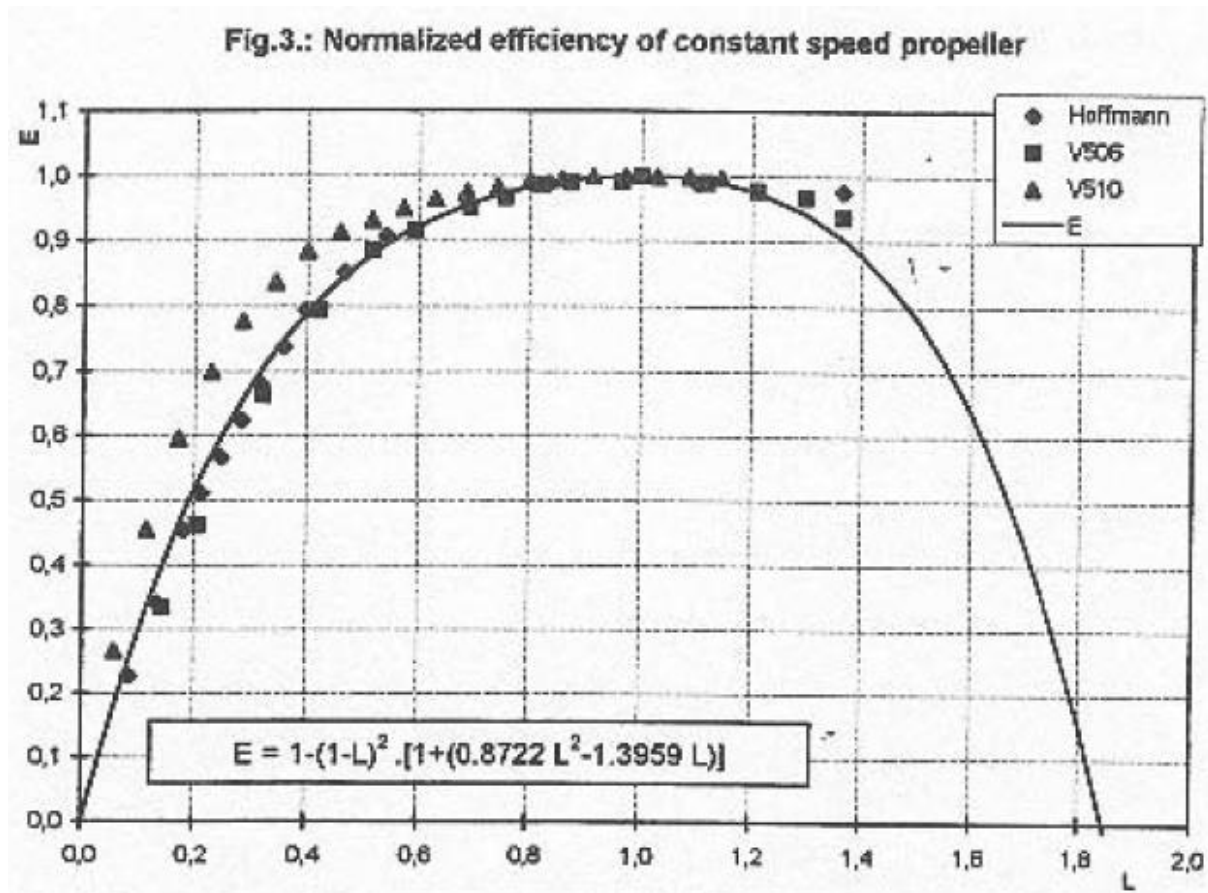
Dle kapitoly 7 byla vypočtena dynamická stabilita, dle kladných výsledů časů a počtu kmitů na 1/2 lze považovat letoun za dynamicky stabilní. Tomu nasvědčují i polohy kořenů v hodogramu.

9. Použitá literatura

- [1] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu. II, Letové vlastnosti. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [2] DANĚK, Milan. Letové vlastnosti. Brno, 1956.
- [3] Interní dokumenty ZLÍN AIRCRAFT. Otrokovice.
- [4] DANĚK, Vladimír a Karol FIĽAKOVSKÝ. Základy letu (081 00): [učební texty dle přepisu JAR-FCL 1]. Brno: Akademické nakladatelství CERM, . Učební text pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR–FLC 1. ISBN 80-7204-449-4.
- [5] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu I, Letové výkony. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [6] DANĚK, Vladimír. Projektování letadel. Brno: Vysoké učení technické, 1991.
- [7] Předpis CS 23, Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes. 2012.
- [8] Předpis FAR 23, Electronic Code Of Federal Regulations. In: GPO's Federal Digital [online]. 2017 [cit. 2017-05-26]. Dostupné z: https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=097b317a9d376e350494f0727a2d73fe&mc=true&tpl=/ecfrbrowse/Title14/14cfr23_main_02.tpl
- [9] AEIO-580-B1A Operation and Installation Manual [online]. In: . Williamsport, 2007, s. 1-57 [cit. 2017-05-26]. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/sites/default/files/AEIO-580-B1A%20Oper%20%26%20Install%20Manualo%2060297-32.pdf>
- [10] O-540, IO-540 Operator's Manual [online]. In: . Williamsport, 2009, s. 1-120 [cit. 2017-05-26]. Dostupné z: <http://sydney.edu.au/engineering/aeromech/AERO3460/Additional%20Documents/Lycoming-540-manual.pdf>
- [11] Letoun Z 143 [online]. In: . [cit. 2017-05-26]. Dostupné z: <https://media.licdn.com/media/p/3/005/052/067/3a68a13.png>

10. Seznam příloh

Příloha 1



Obr. 15.1 Průběh účinnosti vrtule podle rychlostního poměru

[FILAKOVSKÝ K., KLIMEČEK, S.: Universal propeller characteristics]

Kde hodnota L odpovídá poměru

$$L = \frac{J}{J_M}, J = \frac{V}{nD}, J_M = \frac{V_{cest}}{nD},$$

$$\text{pak } L = \frac{v}{v_{cest}}.$$

Příloha 2

Tab. 15.2 Potřebné a využitelné výkony pro výšku $H = 1\ 000$ [m]

V [km/h]	η_{vrt} [1]	Pv [kW]	cL [1]	cD [1]	Pp [kW]
6.00	0.0650	13.68	579.76	16078.5	611.93
36.00	0.3338	70.25	16.104	12.457	102.40
72.00	0.5548	116.75	4.0261	0.8260	54.32
108.00	0.6951	146.26	1.7894	0.2037	45.22
144.00	0.7802	164.18	1.0065	0.0990	52.10
180.00	0.8299	174.63	0.6442	0.0704	72.36
216.00	0.8572	180.38	0.4473	0.0601	106.79
252.00	0.8691	182.89	0.3287	0.0557	157.16
288.00	0.8664	182.31	0.2516	0.0536	225.60
324.00	0.8433	177.46	0.1988	0.0525	314.39
360.00	0.7881	165.83	0.1610	0.0518	425.92

Tab. 15.3 Potřebné a využitelné výkony pro výšku $H = 2\ 000$ [m]

V [km/h]	η_{vrt} [1]	Pv [kW]	cL [1]	cD [1]	Pp [kW]
6.00	0.0650	12.20	640.3	19613.7	675.87
36.00	0.3338	62.64	17.79	15.185	113.02
72.00	0.5548	104.11	4.447	0.9964	59.33
108.00	0.6951	130.41	1.976	0.2374	47.71
144.00	0.7802	146.40	1.112	0.1097	52.25
180.00	0.8299	155.71	0.711	0.0748	69.58
216.00	0.8572	160.84	0.494	0.0622	100.08
252.00	0.8691	163.08	0.363	0.0569	145.20
288.00	0.8664	162.56	0.278	0.0543	206.80
324.00	0.8433	158.23	0.220	0.0529	286.91
360.00	0.7881	147.86	0.178	0.0521	387.66

Tab. 15.4 Potřebné a využitelné výkony pro výšku $H = 3\ 000$ [m]

V [km/h]	η_{vrt} [1]	Pv [kW]	cL [1]	cD [1]	Pp [kW]
6.00	0.0650	10.83	708.9	24040.2	748.25
36.00	0.3338	55.59	19.692	18.600	125.05
72.00	0.5548	92.40	4.9230	1.2099	65.07
108.00	0.6951	115.74	2.1880	0.2796	50.75
144.00	0.7802	129.93	1.2307	0.1230	52.94
180.00	0.8299	138.19	0.7877	0.0802	67.44
216.00	0.8572	142.74	0.5470	0.0649	94.22
252.00	0.8691	144.73	0.4019	0.0583	134.43
288.00	0.8664	144.27	0.3077	0.0551	189.66
324.00	0.8433	140.43	0.2431	0.0534	261.70
360.00	0.7881	131.23	0.1969	0.0524	352.45

Tab. 15.5 Potřebné a využitelné výkony pro výšku $H = 4\ 000$ [m]

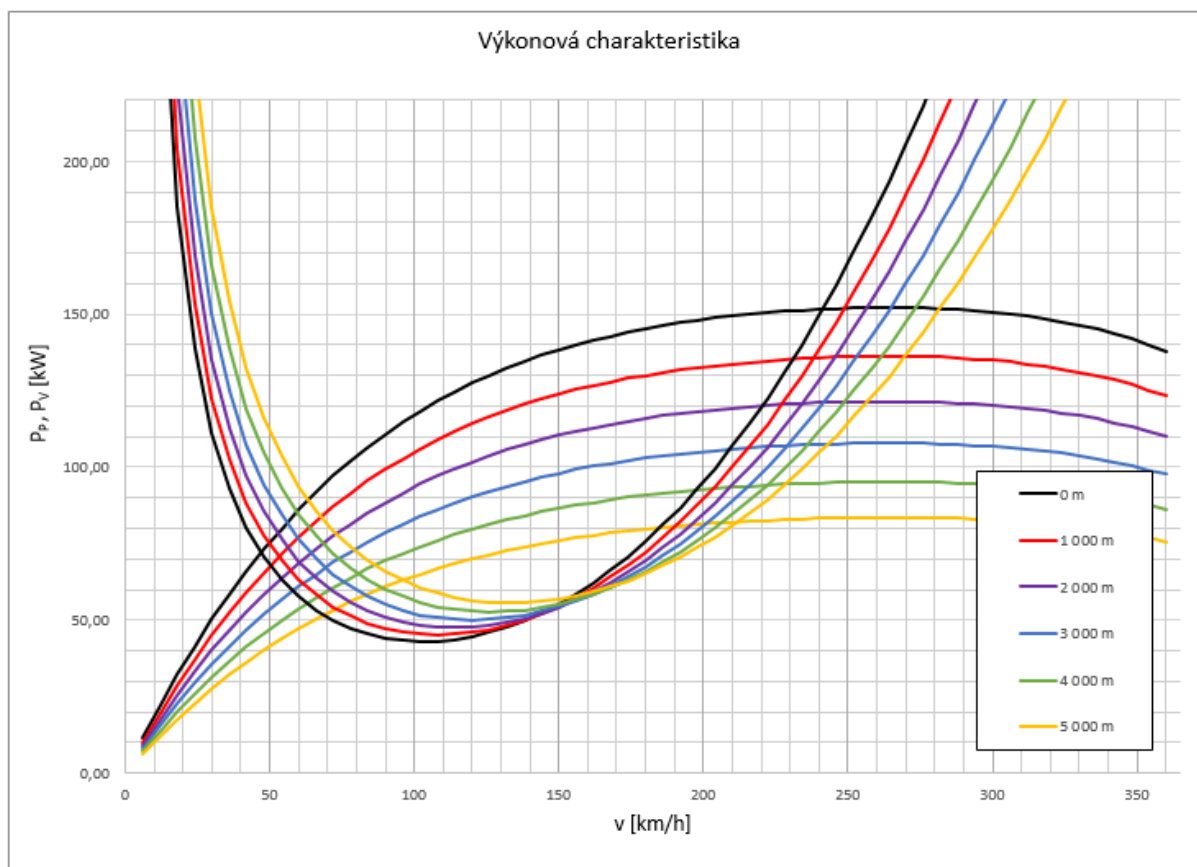
V [km/h]	η_{vrt} [1]	Pv [kW]	cL [1]	cD [1]	Pp [kW]
6.00	0.0650	9.56	786.80	29612.8	830.46
36.00	0.3338	49.08	21.855	22.900	138.72
72.00	0.5548	81.57	5.4639	1.4787	71.66
108.00	0.6951	102.18	2.4284	0.3327	54.41
144.00	0.7802	114.71	1.3660	0.1398	54.21
180.00	0.8299	122.00	0.8742	0.0871	65.97
216.00	0.8572	126.02	0.6071	0.0682	89.24
252.00	0.8691	127.78	0.4460	0.0601	124.84
288.00	0.8664	127.37	0.3415	0.0561	174.14
324.00	0.8433	123.98	0.2698	0.0541	238.69
360.00	0.7881	115.86	0.2186	0.0529	320.17

Tab. 15.6 Potřebné a využitelné výkony pro výšku $H = 5\ 000$ [m]

V [km/h]	η_{vrt} [1]	Pv [kW]	cL [1]	cD [1]	Pp [kW]
6.00	0.0650	8.39	875.53	36668.6	924.12
36.00	0.3338	43.07	24.320	28.344	154.29
72.00	0.5548	71.59	6.0801	1.8189	79.21
108.00	0.6951	89.68	2.7023	0.3999	58.77
144.00	0.7802	100.67	1.5200	0.1611	56.12
180.00	0.8299	107.07	0.9728	0.0958	65.21
216.00	0.8572	110.59	0.6756	0.0724	85.13
252.00	0.8691	112.14	0.4963	0.0624	116.42
288.00	0.8664	111.78	0.3800	0.0575	160.20
324.00	0.8433	108.80	0.3003	0.0549	217.79
360.00	0.7881	101.68	0.2432	0.0534	290.68

Příloha 3

Graf 15.1 Výkonová charakteristika nynějšího letounu Z 143 LSi (175 kW)

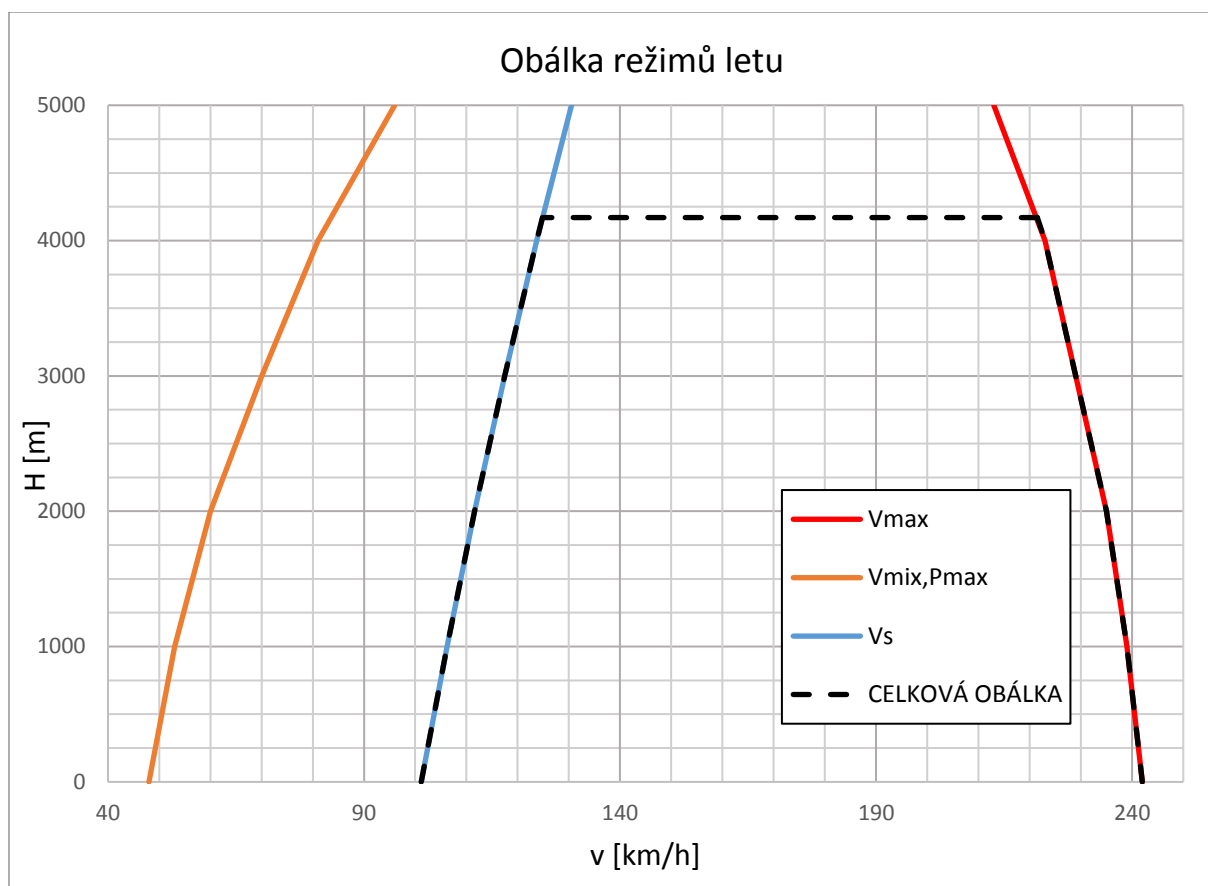


Tab. 15.7 Max. a min. rychlosti vycházející z výkonové charakteristiky

V [km/h]	H [m]						
	0	1000	2000	3000	4000	4170	5000
V_{\max}	242	239	235	229	223	222	213
$V_{\text{mix,Fmax}}$	48	53	60	70	81	84	96
V_S	101.18	106.22	111.63	117.45	123.74	124.85	130.53
V_{\min}	101.18	106.22	111.63	117.45	123.74	124.85	130.53

Z maximálních a minimálních hodnot vyplývá obálka režimů letu. Obálka je v tomto případě tvořena pouze maximálními a pádovými rychlostmi, protože minimální rychlosti ve všech provozních výškách odpovídají pádovému rychlostem.

Graf 15.2 Obálka režimů letu aktuálního letounu Z 143 LSi (175 kW)



Příloha 4

VÝPOČET DOSTUPU LETOUNU H_{PRAKT}

Výpočet stoupacích rychlostí pro různé výšky odpovídá

$$v_{zmax} = \frac{v(F_V - D)}{G} = \frac{vF_V - \frac{1}{2}\rho v^3 S c_D(\rho)}{mg}$$

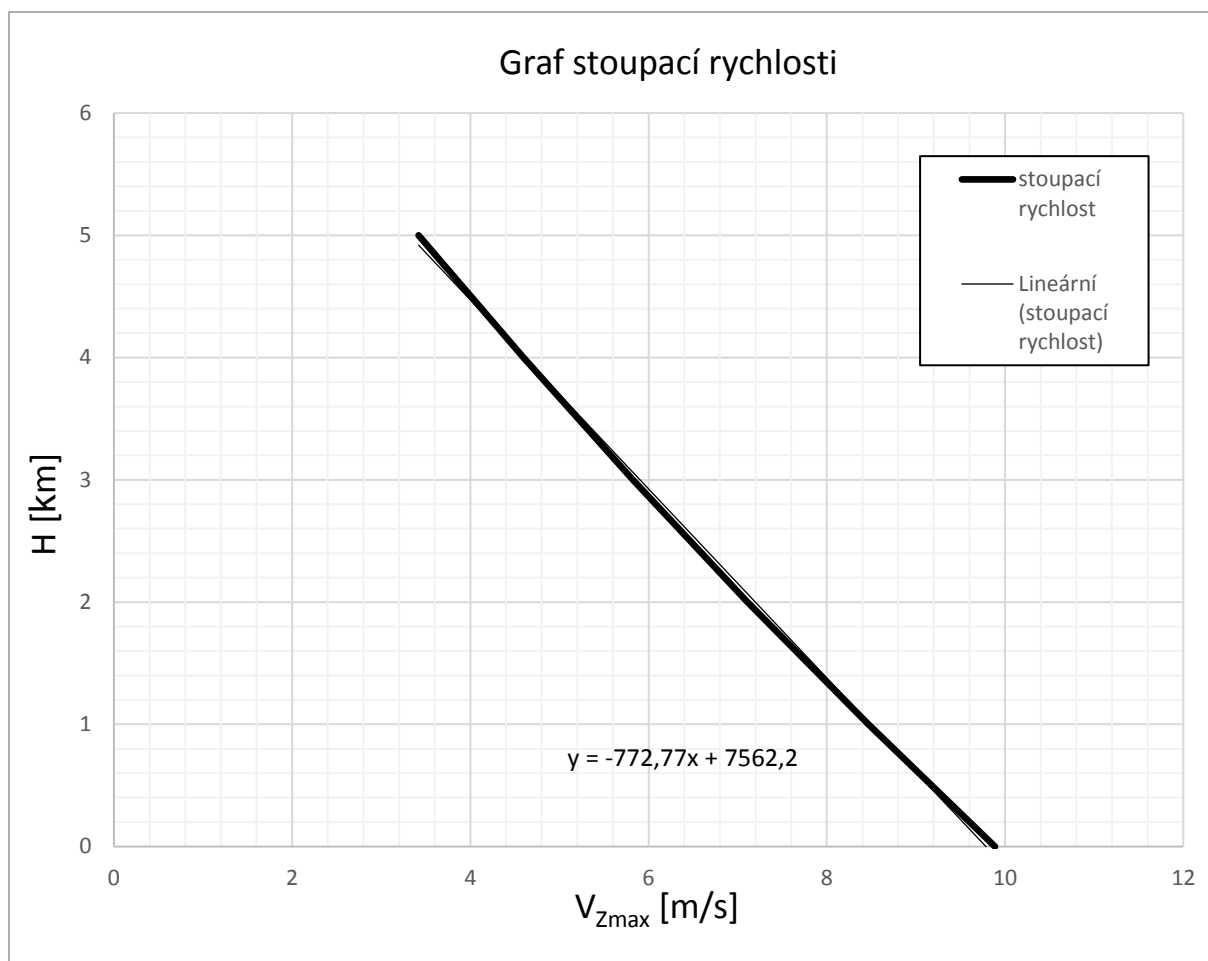
kde je stoupací rychlost závislá na velikosti využitelného tahu. Výpočet navazuje na výpočet letových výkonů v kapitole 2.4.2. Následně jsou v tabulce uvedeny výsledky pro $h = 0$ [m].

Tab. 15.8 Hodnoty maximální stoupavosti podle rychlosti ve výšce $h = 0$ [m]

V [km/h]	V [m/s]	Fv [N]	Vz MAX [m/s]
6.00	1.67	9169	-40.79
18.00	5.00	8614	-10.73
30.00	8.33	8093	-3.31
42.00	11.67	7605	0.66
54.00	15.00	7149	3.32
66.00	18.33	6722	5.28
78.00	21.67	6324	6.77
90.00	25.00	5953	7.90
102.00	28.33	5608	8.75
114.00	31.67	5287	9.34
126.00	35.00	4990	9.71
138.00	38.33	4714	9.88
150.00	41.67	4459	9.85
162.00	45.00	4222	9.64
174.00	48.33	4004	9.26
186.00	51.67	3801	8.71
198.00	55.00	3614	7.98
210.00	58.33	3440	7.09
222.00	61.67	3278	6.02
234.00	65.00	3127	4.77
246.00	68.33	2985	3.35
258.00	71.67	2852	1.73
270.00	75.00	2725	-0.09
282.00	78.33	2604	-2.12
294.00	81.67	2487	-4.36
306.00	85.00	2372	-6.84

Z předchozí tabulky (pro $h = 0$ [m]) získáme max. hodnotu $(v_{zmax})_{max} = 9.88$ [m/s]. Totéž lze získat i pro ostatní výšky, čímž je možné vykreslit graf stoupacích rychlostí (graf 15.3), ze kterého získáme hledanou hodnotu praktického dostupu.

Graf 15.3 Stoupací rychlosti nového letounu

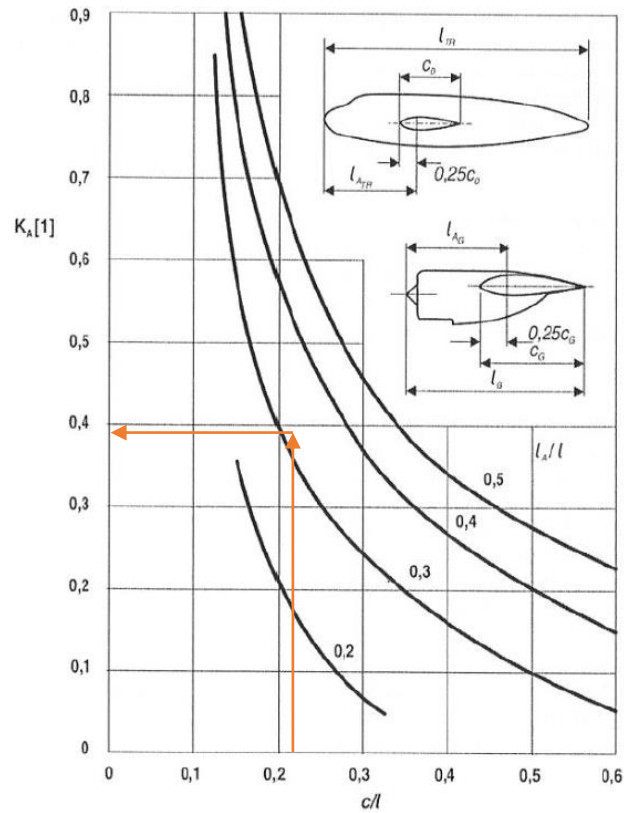


Z toho výpočet praktického dostupu [5]

$$H_{PRAKT} = -772.77 \cdot 0.5 + 7562.2 = 7\,175.815 \text{ [m]} .$$

Příloha 5

FAKTOR VLIVU TRUPU NA POLOHU AS



Obr. 15.2 Faktor vlivu trupu na polohu AS (lit [1], str. 64)

$$\frac{c_0}{l_{TR}} = \frac{1.6982}{7.577} = 0.224 [1]$$

$$\frac{l_A}{l_{TR}} = \frac{2.018 + 0.399}{7.577} = 0.319 [1]$$

Potom lze výsledný faktor stanovit pomocí interpolace hodnot v grafu

$$y_0 + (x - x_0) \frac{y_1 - y_0}{x_1 - x_0}$$

$$K = 0.35 + (0.319 - 0.3) \frac{0.5 - 0.35}{0.4 - 0.3} = 0.3785 [1],$$

$$K_{ATR} = 0.379 \cdot 1.05 = 0.3974 [1].$$

Výsledná hodnota byla zvýšena o 5% pro uvážení vlivu dolnoplošného uspořádání.

Příloha 6

VYKRESLENÍ VZTLAKOVÝCH A MOMENTOVÝCH ČAR, VÝPOČET ZÁSObY STATICKÉ STABILITY

***** VYPOČET VZTL. A MOM. ČAR + ZAS. STABILITY S PEVNÝM RIZENIM *****

```
clc; clear all; close all;

%Vstupní hodnoty
K_ATR=0.397425; %, graf viz uč. MLII [1], str. 64
a_VOP=3.7968; % [1/rad]
a_K=4.244;
k_VOP=0.95;
x_AK=0.268;
x_T=0.34; % POUZE ZADNÍ POLOHA, DOSADIT I OSTATNÍ xT=0.188, xT=0.264
cL_Kmax=1.33;
Cm_0K=-0.089;
l_VOP_K=4.5375; % k AS_KŘ
h_VOP=1.016;
S=14.79;
S_VOP=2.495;
b=10.136;
c_0=1.6982;
c_1=1.42;
c_A=1.4881;
l_TR=7.577;
b_TR=1.2;
fi_KT=5.5*pi/180; % převedeno na [rad]
fi_VOP=-2*pi/180; % převedeno na [rad]
A=b^2/S;
lambda=c_1/c_0;
eps_0=1*pi/180;
l_VOP_pruh=l_VOP_K+(c_A*x_AK)-(c_A*x_T); %jedná se o l_VOP s vlnovkou (rameno k T)

%% 1.Sklon vztlakové a momentové čáry

%a) Sklon vztlakové čáry letounu

l_VOP_K_v=l_VOP_K/(b/2);
h_VOP_pruh=2*h_VOP/b;
deps_dalfa=1.75*a_K/(pi*A*(l_VOP_K_v*lambda)^(1/4)*(1+h_VOP_pruh));
pomocny_vypocet=a_VOP*k_VOP*S_VOP/S*(1-deps_dalfa); %kde aVOP=cL_alfa_VOP
cL_alfa=a_K+pomocny_vypocet %a_K=a_KT=cL_alfa_KT

%b) Sklon momentové čáry letounu
delta_X_ATR=-K_ATR*b_TR*c_0^2/S/c_A;
x_ATR=x_AK+delta_X_ATR;
Cm_alfa_KT=-a_K*(x_ATR-x_T);
Cm_alfa_VOP=pomocny_vypocet*l_VOP_pruh/c_A;
%neholí Cm_alfa_VOP=-(a_VOP*k_VOP*S_VOP/S*(1-deps_dalfa))*(l_VOP_pruh/c_A)
Cm_alfa=Cm_alfa_VOP+Cm_alfa_KT

%% 2. Vykreslení vztlakové a momentové čáry

%a) Vztlak

%cL celého letounu při alfa_KT=0, při alfa_KT=0 je i cL_KT=0
cL_0_x=a_VOP*k_VOP*S_VOP/S*(fi_VOP-fi_KT-eps_0);

%Graf
alfa=-5*pi/180:0.01:cL_Kmax/a_K;

cL_KT=alfa.*a_K;
cL_VOP_v=cL_0_x+alfa.*pomocny_vypocet; %nejedná se o cL_VOP ale o cL_VOP*k_VOP*S_VOP/S
%cL_VOP_v=a_VOP*((1-deps_dalfa).*alfa+fi_VOP-fi_KT-eps_0)
cL=cL_0_x+alfa.*cL_alfa;
%kde cL_alfa=a sklon vztl. čáry celého letounu, dle uč. MLII [1]str. 42, (2.27)

plot(alfa*180/pi,cL,'-',alfa*180/pi,cL_KT,'-',alfa*180/pi,cL_VOP_v,'-')
title('Vztlakové čáry')
xlabel('alfa [°]')
ylabel('cL [-]')
grid on
axis on
grid minor
legend('celý letoun','KT','VOP')
```


Příloha 7

ROVNOVÁŽNÉ VZTLAKOVÉ ČÁRY

Tab. 15.9 Hodnoty rovnovážných vztl. čar podle α_{KT} pro různé polohy T

α_{KT_R}	$C_{L_R} (\bar{x}_T = 0.34)$	$C_{L_R} (\bar{x}_T = 0.264)$	$C_{L_R} (\bar{x}_T = 0.188)$
[°]	[1]	[1]	[1]
3,9	0,2617	0,2617	0,2617
4,0	0,2798	0,2728	0,2662
4,5	0,3185	0,3106	0,3030
5,0	0,3572	0,3483	0,3398
5,5	0,3959	0,3860	0,3767
6,0	0,4346	0,4238	0,4135
6,5	0,4733	0,4615	0,4503
7,0	0,5120	0,4993	0,4872
7,5	0,5507	0,5370	0,5240
8,0	0,5894	0,5748	0,5608
8,5	0,6282	0,6125	0,5976
9,0	0,6669	0,6503	0,6345
9,5	0,7056	0,6880	0,6713
10,0	0,7443	0,7258	0,7081
10,5	0,7830	0,7635	0,7450
11,0	0,8217	0,8012	0,7818
11,5	0,8604	0,8390	0,8186
12,0	0,8991	0,8767	0,8554
12,5	0,9378	0,9145	0,8923
13,0	0,9765	0,9522	0,9291
13,5	1,0152	0,9900	0,9659
14,0	1,0540	1,0277	1,0028
14,5	1,0927	1,0655	1,0396
15,0	1,1314	1,1032	1,0764
15,5	1,1701	1,1410	1,1132
16,0	1,2088	1,1787	1,1501
16,5	1,2475	1,2164	1,1869
17,0	1,2862	1,2542	1,2237
17,5	1,3249	1,2919	1,2606
18,0	1,3602	1,3263	1,2941

ROVNOVÁŽNÉ VÝCHYLKY

Tab. 15.10 Hodnoty rovnovážných výchylek pro různé polohy T

u_R [km/h]	$\delta_{VR} (x_T = 0.34)$ [°]	$\delta_{VR} (x_T = 0.264)$ [°]	$\delta_{VR} (x_T = 0.188)$ [°]
269,00	6,9836	5,8966	4,8096
263,49	6,8382	5,7614	4,7369
246,95	6,5261	5,3003	4,1340
233,19	6,2140	4,8392	3,5312
221,50	5,9019	4,3781	2,9284
211,40	5,5898	3,9170	2,3255
202,57	5,2777	3,4560	1,7227
194,77	4,9656	2,9949	1,1199
187,80	4,6535	2,5338	0,5170
181,53	4,3414	2,0727	-0,0858
175,84	4,0293	1,6116	-0,6887
170,66	3,7172	1,1505	-1,2915
165,92	3,4051	0,6894	-1,8943
161,54	3,0930	0,2283	-2,4972
157,50	2,7809	-0,2327	-3,1000
153,75	2,4688	-0,6938	-3,7028
150,25	2,1567	-1,1549	-4,3057
146,98	1,8446	-1,6160	-4,9085
143,91	1,5325	-2,0771	-5,5113
141,03	1,2204	-2,5382	-6,1142
138,32	0,9083	-2,9993	-6,7170
135,75	0,5962	-3,4604	-7,3198
133,33	0,2841	-3,9214	-7,9227
131,03	-0,0280	-4,3825	-8,5255
128,84	-0,3401	-4,8436	-9,1284
126,76	-0,6522	-5,3047	-9,7312
124,78	-0,9643	-5,7658	-10,3340
122,89	-1,2764	-6,2269	-10,9369
121,08	-1,5885	-6,6880	-11,5397
119,50	-1,8729	-7,1081	-12,0889

Příloha 8

VÝPOČET ROVNOVÁŽNÝCH SIL NA VK V ZÁVISLOSTI NA RYCHLOSTI LETU

Tab. 15.11 Rovnovážné řídicí síly na VK

v [km/h]	$F_V (\bar{x}_T = 0.34)$ [N]	$F_V (\bar{x}_T = 0.264)$ [N]	$F_V (\bar{x}_T = 0.188)$ [N]
0,0	-85,41	-129,41	-173,40
14,4	-84,99	-128,99	-172,98
28,8	-83,74	-127,73	-171,72
43,2	-81,64	-125,63	-169,63
57,6	-78,71	-122,70	-166,69
72,0	-74,94	-118,93	-162,92
86,4	-70,33	-114,32	-158,31
100,8	-64,88	-108,87	-152,87
115,2	-58,59	-102,59	-146,58
129,6	-51,47	-95,46	-139,46
144,0	-43,51	-87,50	-131,50
158,4	-34,71	-78,70	-122,70
172,8	-25,07	-69,07	-113,06
187,2	-14,60	-58,59	-102,58
201,6	-3,28	-47,28	-91,27
216,0	8,87	-35,12	-79,12
230,4	21,86	-22,13	-66,13
244,8	35,69	-8,31	-52,30
259,2	50,35	6,36	-37,63
273,6	65,86	21,86	-22,13
288,0	82,20	38,21	-5,79

Příloha 9

SKRIP PRO VÝPOČET PODÉLNÉ DYNAMICKÉ STABILITY

```
clc; clear all; close all;

%Vstupní hodnoty

x_T=0.34;
%x_T=0.264;
%x_T=0.188;

l_VOP_pruh=4.4304; %Z143 NENÍ TO PRUH, ALE VLNOVKA
%l_VOP_pruh=4.5435;
%l_VOP_pruh=4.6565;

K_ATR=0.397425; %Z graf viz str. 64
a_VOP=3.7968; % [1/rad]
a_K=4.244;
k_VOP=0.95;
x_AK=0.268;
cL_Kmax=1.33;
Cm_0K=-0.089;
l_VOP_K=4.5375; % k AS_KŘ
h_VOP=1.016;
S=14.79;
S_VOP=2.495;
b=10.136;
c_0=1.6982;
c_1=1.42;
c_A=1.4881;
l_TR=7.577;
b_TR=1.2;
fi_KT=5.5*pi/180; % převedeno na [rad]
fi_VOP=-2*pi/180; % převedeno na [rad]
A=b^2/S;
lambda=c_1/c_0;

eps_0=1*pi/180;

%% 1.Sklon vztlakové a momentové čáry

%a) Sklon vztlakové čáry letounu

l_VOP_K_v=l_VOP_K/(b/2);
h_VOP_pruh=2*h_VOP/b;
deps_dalfa=1.75*a_K/(pi*A*(l_VOP_K_v*lambda)^(1/4)*(1+h_VOP_pruh));
pomocny_vypocet=a_VOP*k_VOP*S_VOP/S*(1-deps_dalfa); %kde aVOP=cL_alfa_VOP
cL_alfa=a_K+pomocny_vypocet; %a a_K=a_KT=cL_alfa_KT

%b) Sklon momentové čáry letounu
delta_X_ATR=-K_ATR*b_TR*c_0^2/S/c_A;
x_ATR=x_AK+delta_X_ATR;
Cm_alfa_KT=-a_K*(x_ATR-x_T);
Cm_alfa_VOP=-pomocny_vypocet*l_VOP_pruh/c_A; %neboli Cm_alfa_VOP=-(a_VOP*k_VOP*S_VOP/S*(1-
deps_dalfa))*(l_VOP_pruh/c_A)
Cm_alfa=Cm_alfa_VOP+Cm_alfa_KT;

%% 2. Vykreslení vztlakové a momentové čáry

%a) Vztlak

%cL celého letounu při alfa_KT=0, při alfa_KT=0 je i cL_KT=0
cL_0_x=a_VOP*k_VOP*S_VOP/S*(fi_VOP-fi_KT-eps_0);

%Graf
alfa=-5*pi/180:0.01:cL_Kmax/a_K;

cL_KT=alfa.*a_K;
cL_VOP_v=cL_0_x+alfa.*pomocny_vypocet; %nejedná se o cL_VOP ale o cL_VOP*k_VOP*S_VOP/S
```

```

    cL_VOP_v=a_VOP*((1-deps_dalfa).*alfa+fi_VOP-fi_KT-eps_0)
    cL=cL_0_x+alfa.*cL_alfa; %kde cL_alfa=a sklon vztl. čáry celého letounu, dle uč.
MLII str. 42, (2.27)

% plot(alfa*180/pi,cL,'-',alfa*180/pi,cL_KT,'-',alfa*180/pi,cL_VOP_v,'-')
% title('Vztlakové čáry')
% xlabel('alfa [°]')
% ylabel('cL [-]')
% grid on
% axis on
% grid minor
% legend('celý letoun','KT','VOP')

%b) Moment
Cm_VOP_alfa0=-cL_0_x*1_VOP_pruh/c_A;

Cm_KT=Cm_0K+alfa.*Cm_alfa_KT;
Cm_VOP=Cm_VOP_alfa0+alfa.*Cm_alfa_VOP;
Cm=Cm_VOP+Cm_KT;

%Graf
% figure;
% plot(alfa*180/pi,Cm,'-',alfa*180/pi,Cm_KT,'-',alfa*180/pi,Cm_VOP,'-')
% title('Momentové čáry')
% xlabel('alfa [°]')
% ylabel('Cm [-]')
% grid on
% axis on
% grid minor
% legend('celý letoun','KT','VOP')

%% Statická zásoba stability
sigma_A=-Cm_alfa/cL_alfa

%Aerodynamický střed letounu
x_A_pruh=sigma_A+x_T

%% Nové vstupní hodnoty pro výpočty 3,4,5

v_H=269/3.6;
m=1350;
rho=1.225;
g=9.80665;
dalfa_ddelta=0.609;
cH_alfa=-0.3115;
cH_deltaVK=-0.6566;

%% 3. Rovnovážná vztlaková čára, rovnovážná výchylka VK v závislosti na rychlosti letu

Cm_0_x=Cm_0K+Cm_VOP_alfa0;

% a) rovnovážný souč. vztalku
% rovnice rovnovážného vztlaku cL_R=cL_R0_x+cL_R_alfa

cL_R0_x=cL_0_x+Cm_0_x*c_A/l_VOP_pruh;
cL_R_alfa=cL_alfa+Cm_alfa*c_A/l_VOP_pruh;
alfa_KTR_VH=1/cL_R_alfa*((m*g)/(0.5*rho*v_H^2*S))-cL_R0_x); %spodní hodnota rovnovážných součinitelů

alfa_R=logspace(log10(alfa_KTR_VH),log10(cL_Kmax/a_K)); %rozsah úhlu náběhu pro rovnovážné režimy
cL_deltaVK0=cL_0_x+alfa_R.*cL_alfa;
cL_R=cL_R0_x+alfa_R.*cL_R_alfa;

% figure;
% plot(alfa.*180/pi,cL,'-',alfa.*180/pi,cL_KT,'-',alfa.*180/pi,cL_VOP_v,'-',alfa_R.*180/pi,cL_R,'-')
% title('Rovnovážná vztlaková čára')
% xlabel('alfa [°]')
% ylabel('cL [-]')
% grid on
% axis on
% legend('celý letoun','KT','VOP','cLR')

% b) rovnovážný souč. mom.

```

```

Cm_deltaVK0=Cm_0_x+alfa_R.*Cm_alfa;
Cm_R=0;

% figure;
% CMR=[0,0];
% plot(alfa*180/pi,Cm,'-',alfa*180/pi,Cm_KT,'-',alfa*180/pi,Cm_VOP,'-
',[alfa_KTR_VH*180/pi,cL_Kmax/a_K*180/pi],CMR)
% title('Rovnovážná momentová čára')
% xlabel('alfa [°]')
% ylabel('cL [-]')
% grid on
% axis on
% legend('celý letoun','KT','VOP','CmR')

% c) rovnovážná výchylka výškového kormidla

cL_deltaV=dalfa_ddelta*a_VOP*k_VOP*S_VOP/S;
delta_cL_R=Cm_deltaVK0.*(c_A/l_VOP_pruh);
delta_VR=delta_cL_R./cL_deltaV;
uR=(cL_R.^(-0.5)).*(m*g/(0.5*rho*S))^0.5;

% figure;
% plot(uR.*3.6,delta_VR*180/pi,'-');
% title('Rovnovážná výchylka VK na rovnovážné rychlosti letu')
% xlabel('rychlost uR [km/h]')
% ylabel('deltaVR [°]')
% grid on
% axis on
% legend('Rovnovážná výchylka VK')

%% 4. Statická zásoba s volným řízením, dynamická s volným a pevným řízením

% a) Statická zásoba s volným řízením

x_A=0.4876; %Z143 výpočet viz excel
l_VOP_x=4.2108; %Z143 výpočet viz excel, k AS letounu

a_cara=cL_alfa-cL_deltaV*cH_alfa/cH_deltaVK;
f_a_cara/cL_alfa;
xA_cara=x_A+(f-1)/f*l_VOP_x/c_A;
sigma_A_cara=xA_cara-x_T;

% b) Dynamická zásoba stability s pevným řízením
V_VOP_pruh = l_VOP_pruh * S_VOP / S / c_A;
cL_q=-2*a_VOP*k_VOP*V_VOP_pruh;
Cm_q=2.3*cL_q/2*l_VOP_pruh/c_A;
mi=2*m/(rho*c_A*S);
x_D=x_A-Cm_q/(2*mi-cL_q);
sigma_D=x_D-x_T;

% c) Dynamická zásoba stabilit s volným řízením
cH_alfaVOP=cH_alfa/(1-deps_dalfa); %%vyplývá ze vztahu: cH_alfa=cH_alfaVOP*(1-deps_dalfa)

Cm_delta_x=-cL_deltaV*l_VOP_x/c_A;
cH_q=2*cH_alfaVOP*l_VOP_pruh/c_A;
x_D_cara=x_D+Cm_delta_x/(f*cH_deltaVK)*(cH_alfa/cL_alfa+cH_q/(2*mi-cL_q));
sigma_D_cara=x_D_cara-x_T;

%% 5. Maximální síla v podélném řízení při max. násobku
KV=2.9; %Z 143 (rad/m)
SVK=1.082; %Z 143 (m2)
CVk=0.360; %Z 143 (m)

podil_Fv=KV*k_VOP*SVK*CVk*g*m/S*f*cH_deltaVK/Cm_delta_x*(x_T-x_D_cara);
Fvn_max=podil_Fv*(3.8-1); %maximální síla pro dosažení max. násobku 3.8

%% 6. Výpočet podélné dynamické stability
disp('*****Podélná dynamická stabilita:*****')

% Nové vstupní hodnoty
I_y=5070; %Z 143
e=0.9579; %Z 143
cD_0=0.05057; %Z 143
Thtref=0; %Z 143
uR=270/3.6; %Z 143 výpočet udělat pro v_C, v_H, pro 3 polohy těžišť

```

```

% a) Výpočet potřebných součinitelů
disp('a) Výpočet potřebných součinitelů')
C_G=m*g/(0.5*rho*uR^2*S)
cL_R=C_G
cD_R=cD_0+(cL_R.^2)./(pi*A*e)

% b) Jednotlivé bezrozměrové derivace letounu
disp('b) Jednotlivé bezrozměrové derivace letounu')
C_X_u=-3*cD_R
C_X_a=cL_R-2*cL_R*cL_alfa/(pi*A*e)
C_Z_a=-(cL_alfa+cD_R)
C_Z_q=-cL_q
C_Z_ad=C_Z_q*deps_dalfa
C_m_ad=Cm_q*deps_dalfa
C_Z_u=0; C_m_u=0; C_X_q=0; C_X_ad=0;

% c) Jednotlivé rozměrové derivace letounu
disp('c) Jednotlivé rozměrové derivace letounu')
X_u = 1/2*C_X_u*rho*uR*S+C_G*rho*uR*S*sin(Thtref)
X_w = 1/2*rho*uR*S*C_X_a

Z_u = 1/2 *rho *uR *S * (C_Z_u-C_G*cos(Thtref))
Z_w = 1/2 *rho *uR *S * C_Z_a
Z_q = 1/4 *rho *uR *S * C_Z_q*c_A
Z_wd= 1/4 *rho *S *c_A *C_Z_ad

M_u = 1/2 *rho *uR *S *c_A *C_m_u
M_w = 1/2 *rho *uR *S *c_A *Cm_alfa
M_q = 1/4 *rho *uR *S *c_A^2 *Cm_q
M_wd= 1/4 *rho *S *c_A^2 *C_m_ad

% d) Determinant stability
disp('Determinant stability')
syms lmbd
charRov=det([ (m*lmbd - X_u), - X_w, 0, m*g*cos(Thtref);
              -Z_u, (m-Z_wd)*lmbd - Z_w, -( m*uR + Z_q), m*g*sin(Thtref);
              -M_u, -(M_wd *lmbd + M_w), (I_y*lmbd - M_q), 0;
              0, 0, -1, lmbd ])

% e) Charakteristická rovnice dynamického pohybu
disp('e) Charakteristická rovnice dynamického pohybu')

%C=[C4 C3 C2 C1 C0]
C = sym2poly(charRov)

% f) Vyčíslení kořenů charakteristické rovnice
disp('f) Vyčíslení kořenů charakteristické rovnice')
KR=roots(C)
K1=KR(1)
K2=KR(2)
K3=KR(3)
K4=KR(4)
delta1=real(K1)
delta3=real(K3)
omega1=imag(K1)
omega3=imag(K3)

% g) Kritéria stability
disp('g) Kritéria stability')
% Čas útlumu amplitudy na polovinu
disp('1.) Čas útlumu amplitudy na polovinu t(1/2)')
t1_2_1=log(0.5)/delta1
t1_2_3=log(0.5)/delta3

% Počet kmitů do útlumu amplitudy na polovinu
disp('2.) Počet kmitů do útlumu amplitudy na polovinu N(1/2)')
N1_2_1=log(0.5)*omega1/(delta1*2*pi)
N1_2_3=log(0.5)*omega3/(delta3*2*pi)

% Logaritmický dekrement útlumu
disp('3.) Logaritmický dekrement útlumu THETA')
thetal=-delta1*2*pi/omega1
theta3=-delta3*2*pi/omega3

```