



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

HODNOCENÍ STABILITY A ŘIDITELNOSTI ČTYŘMÍSTNÉHO, JEDNOMOTOROVÉHO LETOUNU

STABILITY AND CONTROLLABILITY EVALUATION OF THE FOUR-SEATER, SINGLE-ENGINEED
AIRPLANE

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. JIŘÍ MATĚJŮ

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. VLADIMÍR DANĚK, CSc.

BRNO 2013

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2012/2013

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Jiří Matějů

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

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

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

Hodnocení stability a říditelnosti čtyřmístného, jednomotorového letounu

v anglickém jazyce:

Stability and controllability evaluation of the four-seater, single-engined airplane

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Pro zvolenou geometrii letounu TL-4000 stanovte početním odhadem potřebné aerodynamické stabilitní a říditelnostní derivace. Zvláště se zaměřte na využití dat publikovaných v amerických podkladech DATCOM. Na základě stanovených stabilitních a říditelnostních derivací i dalších potřebných dat vyhodnoťte míru statické a dynamické stability. Dále proveďte výpočet základních charakteristik říditelnosti letounu. Výsledky porovnejte s požadavky CS-23 a navrhnete potřebné úpravy prostředků stability a říditelnosti daného letounu.

Cíle diplomové práce:

Na základě výsledků rozboru stability a říditelnosti provést kontrolu vhodnosti volby základních návrhových parametrů prostředků stability a říditelnosti letounu TL-4000. Případně navrhnout nezbytné úpravy pro zlepšení stability a říditelnosti zadaného letounu.

Seznam odborné literatury:

- [1] Základní geometrické a aerodynamické podklady letounu TL-4000. Firemní materiály
- [2] USAF Stability and Control DATCOM. Fairborn (OH): Air Force Flight Dynamics Lab., USAF, 1978
- [3] Daněk,V. Mechanika letu-II: Letové vlastnosti. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. 334 s. ISBN 978-80-7204-761-1
- [4] EASA/CS-23: 2009. Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes. Subpart B-Flight. Koeln: EASA. 2009

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

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

V Brně, dne 19.11.2012

L.S.

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

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

ABSTRAKT

Tato diplomová práce se zabývá kontrolou a návrhem opatření pro koncepční návrh čtyřmístného letounu TL4000 z hlediska podélné stability a říditelnosti. V práci jsou v první části stanoveny stabilitní a říditelnostní derivace letounu, je odhadnuta hmotnost letounu, moment setrvačnosti a potřebné geometrické charakteristiky. Ve druhé části jsou vypočtena kritéria stability pro jeden vzorový případ. Ve třetí části je na základě tohoto výpočtu vytvořen program spojující výhody softwaru Excel, Matlab a Matlab Simulink, pomocí kterého byly parametricky spočteny kritéria stability a říditelnosti pro různé režimy letu, identifikovány kritické případy a porovnány s požadavky předpisu CS-23. Na základě daného vyhodnocení byla navržena opatření a doporučení k úpravám letounu.

Klíčová slova

Stabilita, říditelnost, čtyřmístný letoun

ABSTRAKT

The diploma thesis deals with evaluation and suggestion of changes for the conceptual design of an airplane TL4000 in terms of stability and controllability. In the first part there are determined stability and controllability derivations of the aircraft. Thereafter are estimated aircraft weight, moment of inertia and necessary geometric characteristics. In the second part there are calculated stability criteria for a sample case. In the third part, on the basis of this calculation, a program is created. This program combines the advantages of MS Excel, Matlab and Matlab Simulink. By means of this program criteria of stability and controllability were calculated parametrically for different regimes of flight, identified critical cases and compared with the requirements of CS-23rd. Based on this evaluation were recommended modifications of the conceptual design TL4000.

Keywords

Stability, controllability, four-seater aircraft

Bibliografická citace

MATĚJŮ, J. *Hodnocení stability a říditelnosti čtyřmístného, jednomotorového letounu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 66s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Prohlášení autora o původnosti práce

Já, Jiří Matějů, prohlašuji, že jsem diplomovou práci vypracoval samostatně, a že jsem uvedl všechny použité prameny a literaturu.

V Brně dne 27.5.2011

Poděkování

Děkuji vedoucímu diplomové práce doc. Ing. Vladimíru Daňkovi, CSc. za odbornou konzultaci a za knihu *Mechanika Letu II* [1], která mi velmi pomohla při zpracování diplomové práce. Dále děkuji Bc. Janovi Galiovi za cenné rady při programování v Matlab a Bc. Janě Novákové za podporu. Také bych rád poděkoval rodině za podporu během celého studia na VUT.

OBSAH

Úvod	3
1 Popis letounu TL-4000.....	4
2 Teoretická část – Letové vlastnosti	5
2.1 Úvod do letových vlastností.....	5
2.1.1 Definice a rozdělení letových vlastností.....	5
2.1.2 Požadavky předpisu CS-23	5
2.2 Metody řešení	8
2.2.1 Postup řešení.....	8
2.2.2 Úroveň přesnosti řešení	8
2.2.3 Dynamický model letounu	9
2.2.4 Stanovení bezrozměrových stabilitních a říditelnostních derivací.....	10
2.2.5 Hodnocení a kritéria letových vlastností pro podélný pohyb	10
2.3 Software pro řešení letových vlastností.....	13
3 Hodnocení Podélné stability a říditelnosti – postup výpočtu	15
3.1 Náhradní geometrie	15
3.2 Odhad hmotnosti a momentu setrvačnosti.....	16
3.3 Výpočet charakteristik letounu pro řešení stability.....	16
3.3.1 Charakteristiky letounu jako celku.....	16
3.3.2 Charakteristiky křídla	17
3.3.3 Charakteristiky trupu	21
3.3.4 VOP.....	22
3.4 Seznam vstupních parametrů pro výpočet letových vlastností.....	25
3.5 Stabilita s pevným řízením	26
3.6 Bezrozměrové derivace.....	31
3.7 Říditelnost a stabilita s volným řízením	32
3.8 Obratnost	34
3.9 Rozměrové derivace.....	35
3.10 Dynamická stabilita s pevným řízením.....	36
3.11 Model letounu ve stavovém prostoru - podélný pohyb	37

3.12	Výpočet podélné stability a říditelnosti při horizontálním letu.....	43
3.12.1	Obálka důležitých letových případů pro hodnocení podélné stability a říditelnosti.....	43
3.12.2	Výsledky hodnocení podélné stability a říditelnosti.....	44
3.13	Výpočet podélné stability a říditelnosti při stoupavém letu	55
3.14	Výpočet podélné stability a říditelnosti při klesavém letu	57
4	Popis programu vytvořeného pro řešení stability a říditelnosti letounu TL-4000	61
5	Závěr	65
6	Seznam použité literatury.....	1
7	Přílohy.....	2
PŘÍLOHA 1:	Koeficienty charakteristické rovnice.....	2
PŘÍLOHA 2:	Výpočet koeficientů rozměrových odchylových pohybových rovnic letoun	3
PŘÍLOHA 3:	Letové případy pro řešení statické a dynamické podélné stability letounu TL-4000..	4
PŘÍLOHA 4:	Seznam použitých zkratk	4
PŘÍLOHA 5:	Diplomová práce v elektronické podobě na CD	11

ÚVOD

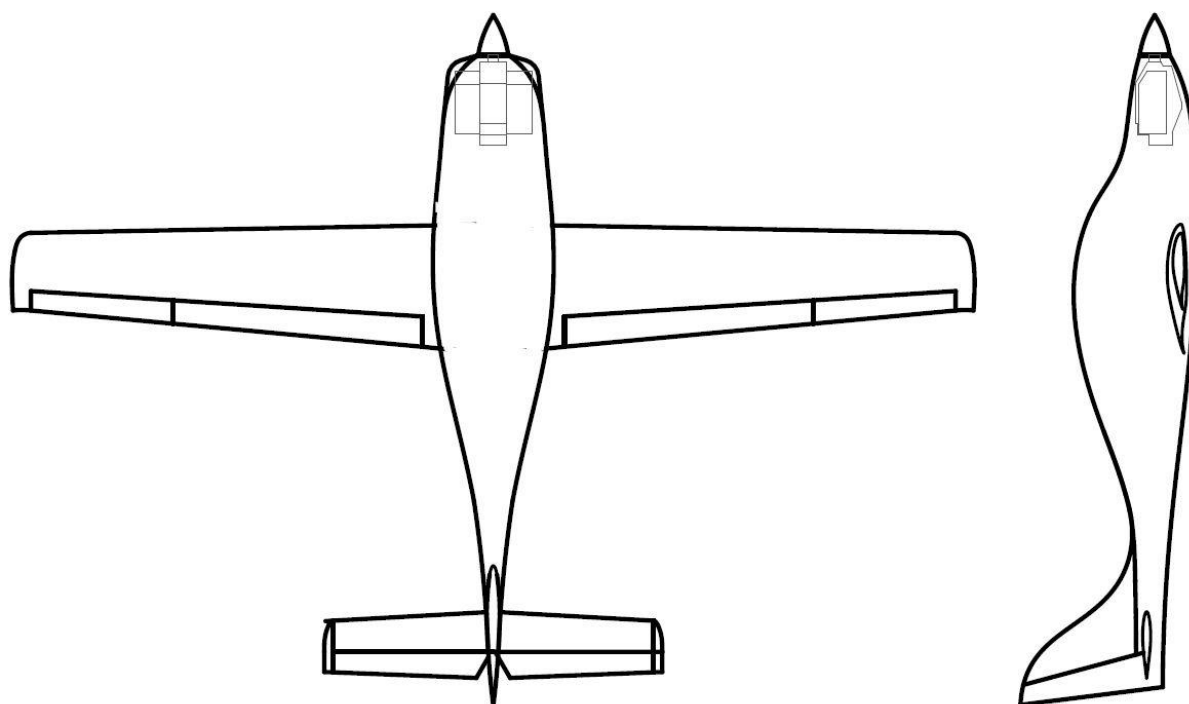
V následující práci je uvedena analýza podélné stability a říditelnosti konceptu čtyřmístného jednomotorového letounu TL-4000. V první fázi analýzy bylo nutné odhadnout stabilitní a říditelnostní derivace letounu na základě dostupné literatury. Druhá fáze spočívala ve vytvoření matematického modelu letounu za pomoci programu MS Excel, Matlab a Matlab Simulink. Tento model slouží ke stanovení potřebných součinitelů, bezrozměrných derivací, rozměrových derivací a k následnému vyčíslení kritérií vhodných ke kvantifikaci stability a říditelnosti letounu. Model umožňuje řešit podélnou statickou stabilitu s pevným řízením a s volným řízením, podélnou ovladatelnost a obratnost letounu a podélnou dynamickou stabilitu s pevným řízením. Díky programu Matlab je výpočet do určité míry zautomatizován a je tedy snadné model upravovat na základě měnících se požadavků, upřesňování vstupních parametrů, popřípadě zpřesňování metodiky výpočtu. Toto je velmi důležité zejména z toho důvodu, že ke konceptu nebyly definovány přesné vstupní parametry a je pravděpodobné, že v pokročilejších fázích návrhu bude docházet k jejich změnám. V poslední fázi výpočtu jsou definovány základní letové případy, ve kterých lze předpokládat krajní hodnoty kritérií stability a říditelnosti. Díky automatizovanému výpočtu mohli být jednotlivé případy velmi rychle spočteny a vyhodnocení bylo možné provést pro obálku letových případů, což zvýšilo vypovídající hodnotu řešení. Jednotlivá kritéria byla porovnána s požadavky předpisu CS-23 a byly navrženy potřebné úpravy pro splnění daných požadavků.

1 POPIS LETOUNU TL-4000

TL-4000 je koncept čtyřmístného jednomotorového letounu s dolnoplošným uspořádáním křídel. Konstrukce je tvořena převážně kompozitními materiály. Letoun je charakteristický velmi štíhlým křídlem a štíhlými ocasními plochami, velmi úzkou zadní částí trupu a širokou střední částí pro čtyři osoby ve dvou řadách. Motor je umístěn na obvyklém místě v přední části trupu. Vzhledem k nedostupnosti podrobných podkladů jsou odhadnuty následující technické parametry důležité pro výpočet letových vlastností. Geometrie letounu je zobrazena na obr. 1.

tab. 1. Předpokládané technické parametry letounu TL-4000

Maximální hmotnost letounu	m_{TOW}	1250	kg
Minimální hmotnost letounu	m_{Tmin}	850	kg
Moment setrvačnosti	I_y	4100	kg · m ²
Pádová rychlost bez vztlakové mechanizace	v_S	119	km/h
Cestovní rychlost	V_C	250	km/h
Nepřekročitelná rychlost	V_D	310	km/h
Plocha křídla	S	12.42	m ²



obr. 1. Muška letounu TL-4000

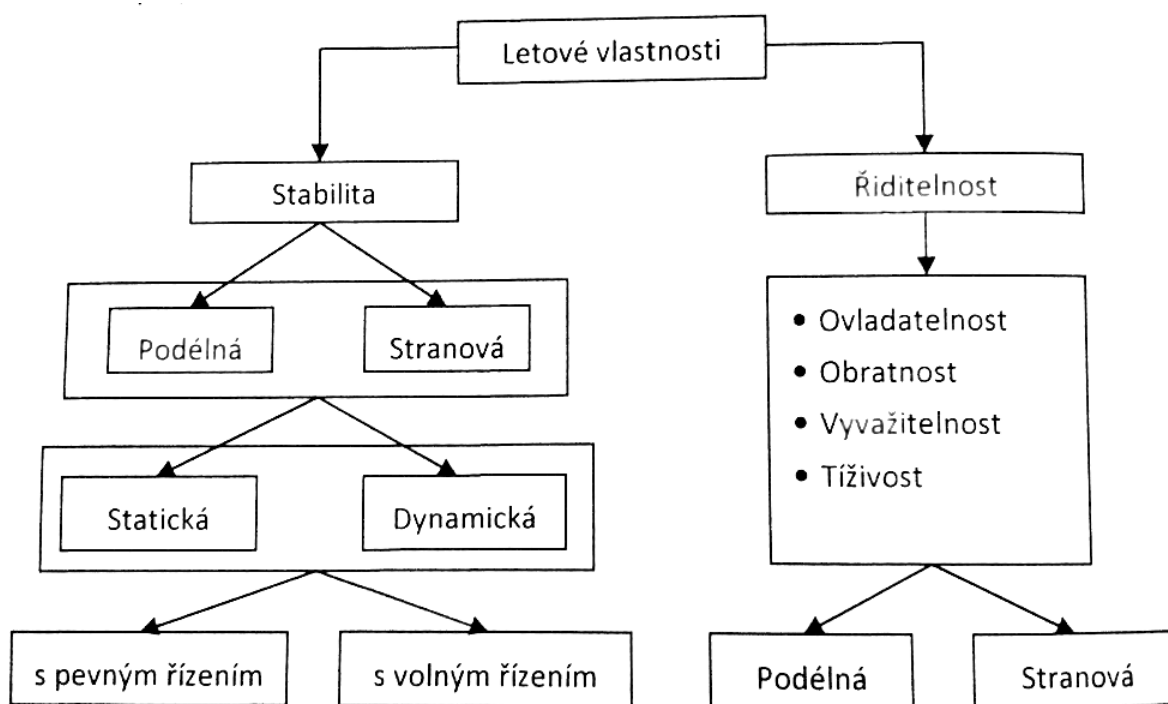
2 TEORETICKÁ ČÁST – LETOVÉ VLASTNOSTI

V první části této práce jsou zjednodušeným způsobem popsány teoretické základy, pomocí kterých bude základní výpočet stability a říditelnosti letounu řešen.

2.1 Úvod do letových vlastností

2.1.1 Definice a rozdělení letových vlastností

„Za letové vlastnosti je možné považovat souhrn vlastností určující chování letadel za provozu. Vlastnosti letadla, které lze považovat za dobré, by neměli vyžadovat enormní duševní ani fyzickou námahu pro pilota. Z tohoto je patrné, že hodnocení letových vlastností je z velké části individuální záležitost každého pilota. Obor letové vlastnosti atmosférických letadel se zabývá zejména stabilitou a říditelností letadel a to v nejrůznějších režimech letu. Letové vlastnosti je možné zkoumat z hledisek uvedených na obr. 2.“ [1]



obr. 2. Rozdělení letových vlastností [1].

Dobré letové vlastnosti jsou nezbytnou charakteristikou výkonného, konkurenceschopného letounu. Tato práce se zabývá podélnou zejména statickou stabilitou s pevným a volným řízením, dále podélnou dynamickou stabilitou s volným řízením a v neposlední řadě ovladatelností a obratností letounu.

2.1.2 Požadavky předpisu CS-23

Části předpisu definující požadavky na letové vlastnosti

Předpis CS-23 definuje požadavky na letové vlastnosti v těchto částech:

Kniha 1 – Předpis letové způsobilosti

- Hlava B – Let
 - o Letové vlastnosti
 - Všeobecně
 - Letové vlastnosti
 - Řiditelnost a manévrovatelnost
 - Vyvážení
 - Stabilita
 - Přetažení
 - Vývrtky
 - Vlastnosti při manipulaci na zemi a na vodě
 - Různé letové požadavky (vysoké rychlosti a třepání)

Kniha 2 – Přijatelné způsoby průkazu (AMC)

- Průvodce letovými zkouškami
 - o Hlava 2 - let
 - Oddíl 1 – Všeobecně
 - Oddíl 3 – Letové charakteristiky
 - Oddíl 4 – Řiditelnost a manévrovatelnost
 - Oddíl 5 – Vyvažitelnost
 - Oddíl 6 – Stabilita
 - Oddíl 7 – Přetažení
 - Oddíl 8 - Vývrtky
 - Oddíl 9 – Charakteristiky ovladatelnosti na zemi a na vodě
 - Oddíl 10 – Různé letové požadavky

Výběr nejdůležitějších požadavků z hlediska vlastností letounu v podélném směru

Z výše uvedených částí předpisu je možné v této fázi návrhu kontrolovat následující požadavky na stabilitu a říditelnosti letounu.

CS 23. 143 Všeobecně

Nesmí dojít k překročení sil do řízení uvedených v následující tabulce během všech fází letu a při přechodu z jednoho letového stavu do druhého.

tab. 2. Tabulka maximálních sil v řízení

Hodnoty síly působící na příslušné řídicí v newtonech (v librách síly)	Klopení	Klonění	Zatáčení
Krátkodobé působení –			
Řídicí páka	267 N (60 lbf)	133 N (30 lbf)	-
Volantové řídicí (obě ruce na volantu)	334 N (75 lbf)	222 N (50 lbf)	-
Volantové řídicí (jedna ruka na volantu)	222 N (50 lbf)	111 N (25 lbf)	-
Pedály směrovky	-	-	667 N (150 lbf)
Dlouhodobé působení –	44,5 N (10 lbf)	22 N(5 lbf)	89 N(20 lbf)

CS 23.255 Výpočet minimální řídicí síly na výškovém kormidle při obratech

Aby nedocházelo k překročení maximálního povoleného násobku 3.8, jsou v CS-23 [11] stanoveny minimální síly do řízení. Výpočet sil do podélného řízení je uveden níže a to pro volantové a pákové řízení

- Volantové řízení
 - $F_{1min} = \frac{m_{TOW}}{10} = \frac{1250}{10} = 125N$
 - $F_{2min} = 89N$
 - $F_{3min} = 222N$ (nemusí být větší)
 - $F_{4min} = \max(F_{1min}, F_{2min}) = 125N$
 - $F_{min}^{nmax} = \min(F_{3min}, F_{4min}) = 125N$
 - V případě použití volantového řízení nesmí být síla na maximální násobek 3.8 menší jak 125N. Dále dle CS 23. 143 (tab. 2) v každém letovém případě definovaném v CS 23.255 [11] musí být menší než 334N při krátkodobém působení oběma rukama, 222N jednou rukou a 44.5N při dlouhodobém působení.
- Řídicí páka
 - $F_{1min} = \frac{m_{TOW}}{14} = \frac{1250}{14} = 89.3N$
 - $F_{2min} = 66.8N$
 - $F_{3min} = 156N$ (nemusí být větší)
 - $F_{4min} = \max(F_{1min}, F_{2min}) = 89.3N$
 - $F_{min}^{nmax} = \min(F_{3min}, F_{4min}) = 89.3N$
 - V případě použití řídicí páky nesmí síla na maximální násobek 3.8 překročit 89.3N a v každém letovém případě definovaném v CS 23.255 [11] musí být menší než 267N při krátkodobém působení a 44.5N při dlouhodobém působení síla.
- Nesmí docházet k nadměrnému poklesu gradientu křivky závislosti řídicí síly na násobek.

CS 23.173 Statická podélná stabilita

- Pilot musí pro snížení rychlosti z rychlosti vyvážení působit tahem, pro zvýšení rychlosti tlakem v rozsahu mezi maximální a minimální přípustné rychlosti letu, nebo při síle v řízení ne větší než 178N.

CS 23.175 Předvedení statické podélné stability

- Křivka musí mít v rozmezí 115% - 85% rychlosti vyvážení stálý sklon.
- Křivka řídicí síly musí mít stálý sklon mezi $1.1 V_S$ a $1.8 V_S$

CS 23. 181 Dynamická stabilita

- Jakékoliv kmitání s krátkou periodou, mimo kombinaci příčného a směrového kmitání, vyskytující se mezi pádovou a maximální dovolenou rychlostí musí být silně tlumeno s primárním řízením
 - Pevným
 - Volným
- Žádná oscilace s dlouhou periodou (fugoidní kmitání) nesmí být tak nestabilní, že způsobí nepřípustné zvýšení pracovní zátěže pilota nebo jinak ohrozí letoun za pod-

mínek uvedených v CS 23.175. Je-li řídicí síla v podélném řízení potřebná k udržení rychlosti odlišné od rychlosti vyvážení nejméně o $\pm 15\%$ náhle uvolněna, nesmí odezva letounu vykazovat žádné nebezpečné vlastnosti, ani nesmí dojít k nadměrné změně řídicí síly oproti velikosti při uvolnění řízení.

Závěr z požadavků předpisu

V této fázi návrhu je možné kontrolovat pouze některé body předpisu uvedené výše a to ne s dostatečnou přesností. Výpočet slouží pouze pro odhad letových vlastností, porovnání s CS-23 a vyloučení základních nedostatků již v rané fázi návrhu.

2.2 Metody řešení

2.2.1 Postup řešení

- odhad hmotnosti a momentu setrvačnosti dle srovnatelných typů letounů
- rozbor geometrie – geometrický model letounu
 - o nahrazení letounu jednoduchými geometrickými tvary
- rozbor aerodynamiky – aerodynamický model letounu
 - o volba vhodného aerodynamického modelu
 - o výpočet stabilitních a říditelnostních derivací
 - o výpočet součinitelů závěsových momentů
- výběr případů důležitých pro letové vlastnosti - tabulka
 - o pro dané režimy letu a změny režimů letu
 - o pro dané rychlosti a atmosférické podmínky
 - o (pro dané režimy motoru, konfigurace apod.)
- výběr kritérií pro hodnocení letových vlastností z hlediska
 - o statické stability
 - o ovladatelnosti, obratnosti, (tíživosti)
 - o dynamické stabilita
- přiřazení kritérií hodnocení k případům kritickým z pohledu daného kritéria
- výpočet případů pomocí matematického modelu
 - o dynamický model letounu – pohybové rovnice
 - o kvantifikace kritérií hodnocení u jednotlivých případů
- porovnání s požadavky předpisu CS-23 [11]
- návrh případných opatření pro splnění požadavků předpisu

2.2.2 Úrovně přesnosti řešení

Úrovně přesnosti řešení můžeme rozdělit do těchto kategorií.

- Koncepční návrh
 - o statistický rozbor
 - o odhad stabilitních a říditelnostních derivací příručkovými metodami [1], [2], [3], [4], [5]
- Výpočet aerostatických podkladů
 - o CFD metody
 - o měření v aerodynamickém tunelu
 - o CFD analýzy
- Letová měření a zkoušky na prototypu

Projekt TL-4000 je v tuto chvíli ve fázi koncepčního návrhu a z toho důvodu je dále zvolena metoda výpočtu – odhad stabilitních a říditelnostních derivací příručkovými metodami a.

2.2.3 Dynamický model letounu

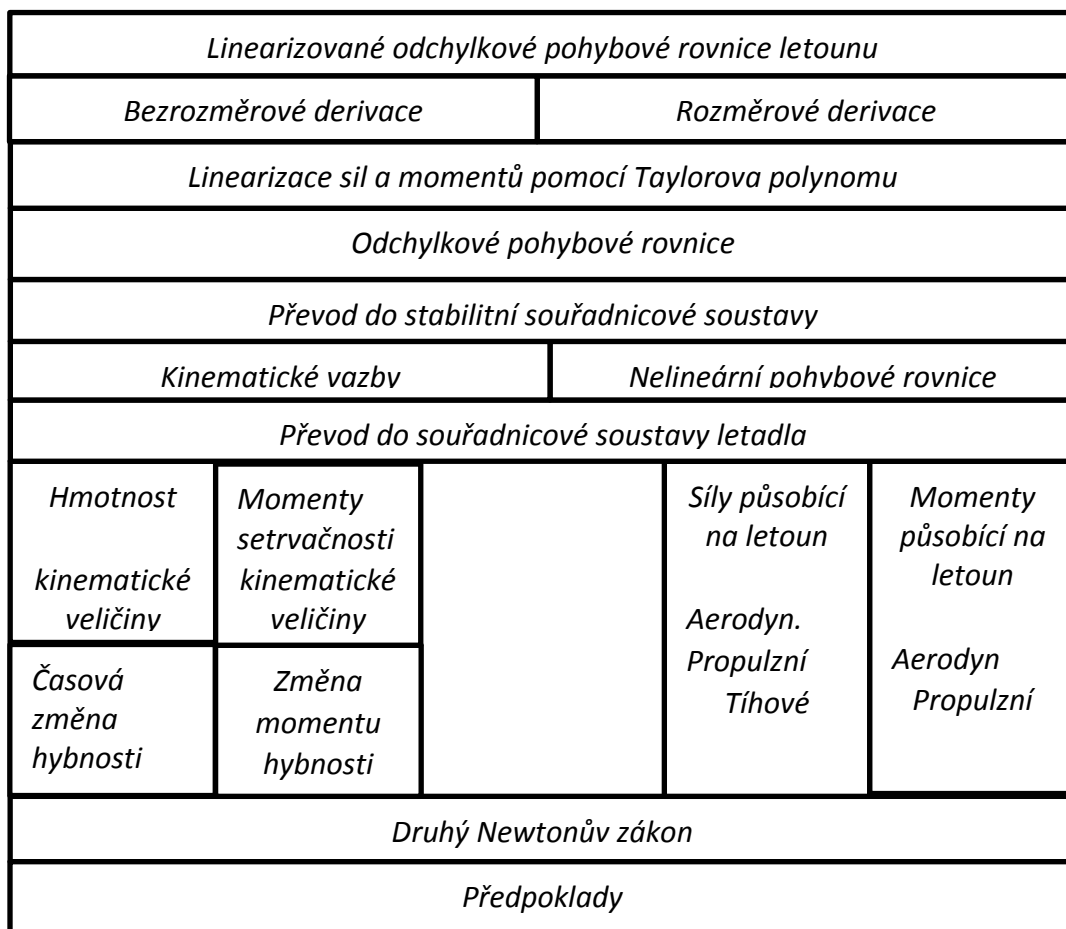
Obecné kroky odvození pohybových rovnic letounu pro podélný pohyb [1]

V rámci rozkrytí podstaty výpočtů jsou na [1] obecné kroky odvození pohybových rovnic matematického modelu letounu pro výpočet letových vlastností. Jedná se o zjednodušený popis postupu odvození pohybových rovnic z literatury [1].

Pro odvození jsou definovány tyto předpoklady

- Jedná se o absolutně tuhý a hmotný letoun se šesti stupni volnosti
- Letoun je vystaven působení účinků:
 - o tíhové síly
 - o aerodynamických sil a momentu draku
 - o propulzní síly a momenty pohonné jednotky
- Hmotnost letounu a rozložení hmotnosti je uvažována konstantní

Na základě druhého Newtonova zákona jsou pro potřeby stanovení dynamické stability odvozeny linearizované pohybové rovnice ve stabilitní souřadnicové soustavě. Zjednodušené kroky odvození jsou uvedeny na obr. 3. Tento postup n



obr. 3. Postup odvození odchytkových pohybových rovnic letounu (zdola nahoru)

2.2.4 Stanovení bezrozměrových stabilitních a říditelnostních derivací

„Stanovení stabilitních a říditelnostních derivací (dále jen derivací) je obvykle největší problém a může mít velký vliv na přesnost při předběžném řešení vlastností letadel“ [1]. Pro odhad těchto derivací se využívají příručkové metody například DATCOM [5] založené na kombinaci výpočtů a odečítání dat z empiricky stanovených diagramů. Další možností je využití panelových metod VLM Vortex-Lattice Method [10] založených na teorii potenciálního proudění. Dále je možné stanovit aerodynamické bezrozměrné derivace pomocí CFD metod, měřením v aerodynamickém tunelu nebo letovými zkouškami. Přesnost jednotlivých metod se odvíjí od náročnosti na výpočet, či realizaci zkoušky. Porovnání jednotlivých metod pro stanovení stabilitních a říditelnostních derivací bylo provedeno na VZLU viz [10]. Z jejich výzkumu vyplynuly následující závěry.

Standartní příručkové metody jsou v dnešní době nejpoužívanější pro předběžný odhad derivací. V kombinaci se vhodným softwarem (například AAA, Digital DATCOM) jsou rychlou a relativně jednoduchou metodou pro odhad derivací. Nevýhodou může být nedostatečná přesnost odhadů u některých derivací.

Panelové metody založené na teorii potenciálního pole jsou relativně přesnou a rychlou metodou stanovení derivací, nevýhodou však je omezený rozsah úhlů náběhu, při kterých jsou derivace reálné. Na tomto základě je založen software AVL, TORNADO.

CFD metody postihují výpočty v nelineární oblasti a zahrnují vliv vazkosti. Z těchto důvodů poskytují velmi kvalitní výsledky a to i v oblastech vysokých úhlů náběhu. Problémem těchto metod je však vysoká časová náročnost a proto se používá v pozdějších stádiích návrhu.

Z výše uvedeného vyplývá, že vhodnou metodou pro toto stádium návrhu je použití příručkových metod.

2.2.5 Hodnocení a kritéria letových vlastností pro podélný pohyb

Vlastnosti každého letounu musí v první řadě splnit požadavky dané příslušným předpisem. Hodnocení letových vlastností je možné:

1. subjektivním posouzením pilota.
2. pomocí kvalitativních kritérií typu:
 - před letounu po přetažení klopí dolů
 - letoun se po vychýlení vlivem porvyu vrací zpět do původní polohy
 - po přitažení výškového kormidla klopí před letounu nahoru
3. pomocí kvantitativních kritérií typu:
 - velikost statické zásoby stability
 - velikost přírůstku síly v řízení na desetiprocentní změnu bezrozměrné rychlosti
 - počet kmitů potřebný na utlumení amplitudy na jednu polovinu

Kvantitativními a kvalitativními kritérii můžeme u podélného pohybu hodnotit:

- statickou stabilitu letounu
- ovladatelnost, vyvažitelnost a tíživost letounu
- obratnost letounu
- dynamickou stabilitu
- stabilitu a říditelnost ve zvláštních režimech letu (přízemní efekt, pády a další)

V další části jsou uvedena některá důležitá kritéria pro hodnocení stability a říditelnosti letounu. Popis je obecný a zjednodušený s důrazem na podstatu. Přesné definice jsou uvedené například zde [1].

Kritéria hodnocení podélné statické stability letounu

Podélnou statickou stabilitu letounu můžeme hodnotit těmito kritérii:

statická zásoba s pevným řízením	$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T$
statická zásoba s volným řízením	$\sigma'_A = \bar{x}'_A - \bar{x}_T$
stabilitní zásoba s pevným řízením	$\sigma_N = \bar{x}_N - \bar{x}_T$
stabilitní zásoba s volným řízením	$\sigma'_N = \bar{x}'_N - \bar{x}_T$

Kritéria hodnocení podélné ovladatelnosti letounu

U klasického způsobu řízení pomocí výškového kormidla je možné hodnotit podélnou ovladatelnost letounu pomocí těchto kritérií:

- rovnovážná výchylka výškového kormidla v závislosti na ekvivalentní rychlosti letu
- rovnovážná řídicí síla na ovládání výškového kormidla a její závislost na rychlosti letu
- gradient řídicí síly v závislosti na bezrozměrné rychlosti letu, popřípadě síla na 10%
- vyvažitelnost letounu při dané rychlosti.

Kritéria hodnocení podélné tíživosti

Stejnými kritérii jako podélnou obratnost letounu lze hodnotit také podélnou tíživost. V tomto případě však nejsou změny závislé na rychlosti letu, ale zejména na změně:

- aerodynamické konfigurace letounu – vysunutí vztlačových klapek, podvozku apod.
- hmotnostní konfigurace letounu – odhoz nákladu, vyčerpávání paliva apod.
- režimu práce motoru – otevření přípuště motoru apod.

Hlavními kritérii pro hodnocení podélné tíživosti jsou:

- změna výchylky výškového kormidla v závislosti na příslušné změně
- změna síly v podélném řízení v závislosti na příslušné změně
- úhlová rychlost klopení letounu
- vyvažitelnost po příslušné změně

Kritéria hodnocení podélné obratnosti letounu

Podélnou obratnost lze hodnotit například následujícími kritérii:

- výchylka na násobek
- řídicí síla na násobek

dynamická zásoba s pevným řízením	$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T$
dynamická zásoba s volným řízením	$\sigma'_D = \bar{x}'_D - \bar{x}_T$

Dynamická stabilita

Dynamickou stabilitu lze posuzovat kvalitativními nebo kvantitativními kritérii. Mezi kvalitativní kritéria patří:

- Routhovo

Kvantifikovat dynamickou stabilitu můžeme například těmito kritérii:

- čas potřebný na utlumení amplitudy na jednu polovinu
- počet kmitů potřebný na utlumení amplitudy na jednu polovinu
- logaritmický dekrement útlumu

Podélná stabilita a říditelnost ve zvláštních případech letu

Mezi zvláštní případy stability a říditelnosti mající vliv na podélnou stabilitu můžeme zařadit:

- vliv blízkosti země a výchylky vztlakových klapek
- chování po překročení kritického úhlu náběhu (pády)

Vlastnosti letounu v těchto režimech můžeme posuzovat stejnými kritérii jako u podélné tíživosti problémem však může být obtížná kvantifikace.

Hlavními kritérii pro hodnocení podélné stability a říditelnosti ve zvláštních případech jsou:

- změna výchylky výškového kormidla v závislosti na příslušné změně
- změna síly v podélném řízení v závislosti na příslušné změně
- úhlová rychlost klopení letounu
- vyvažitelnost po příslušné změně

Seznam kritérií hodnocení letových vlastností pro podélný pohyb

tab. 3. Kritéria vhodná pro hodnocení letových vlastností pro podélný pohyb

Kategorie	Název	Označení	Graf/Tab	Podmínka
Statická stabilita	Stat. zásoba s pevným řízením	σ_A		$\frac{dC_m}{d\alpha} = 0$
	Stat. zásoba s volným	σ'_A		$\frac{dC_m}{d\alpha} = 0$
	Stabil. Zásoba s pevn	σ_N		$\frac{dC_m}{dV} = 0$
	Stabil. Zásoba s volným	σ'_N		$\frac{dC_m}{dV} = 0$
	Součinitel vztlaku	C_L, C'_L	$C_L - \alpha$	
	Součinitel momentu	C_m, C'_m	$C_m - \alpha$	
Ovladatelnost	Rovn. vých. VK	δ_{V_R}	$\delta_{V_R} - IAS$	$C_m = 0$
	Rovn. Řídící síla	F_{V_R}	$F_{V_R} - V$	$C_m = 0$
	Gradient řídící síly	$\frac{\partial F}{\partial \bar{V}}$	$\frac{\partial F}{\partial \bar{V}} - V$	
	Síla na 10%	$\frac{\partial F^{10\%}}{\partial \bar{V}}$	$\frac{\partial F^{10\%}}{\partial \bar{V}} - u_R$	
	Vyvažitelnost	τ_V	$\tau - V$	$Fv = 0$
Tíživost	Rovn. vých. VK	δ_{V_R}	$\delta_{V_R} - IAS$	δ_F
	Rovn. Řídící síla	F_{V_R}	$F_{V_R} - V$	ΔP

	<i>Gradient řídicí síly</i>	$\frac{\partial F}{\partial \bar{V}}$	$\frac{DF}{dV} - V$	Δm
	<i>Síla na 10%</i>	$\frac{\partial F^{10\%}}{\partial \bar{V}}$	$\frac{\partial F}{\partial \bar{V}} - u_R$	
	<i>Vyvažitelnost</i>	τ_V		
<i>Obratnost</i>	<i>Dyn. zásoba s pev. řízením</i>	$\frac{\partial \delta_V}{n-1}$		$\frac{dm}{n-1} = 0$
	<i>Dyn. zásoba s voln. řízením</i>	$\frac{\partial F_V}{n-1}$		$\frac{dm}{n-1} = 1$
	<i>Výchylka VK na násobek</i>	$\frac{\Delta \delta_V}{n-1}$	$\frac{\Delta \delta_V}{n-1} - x_T$	
	<i>Řídicí síla násobek</i>	$\frac{\Delta F_V}{n-1}$	$\frac{\Delta F_V}{n-1} - x_T$	
<i>Dynamická stabilita</i>	<i>Čas na utlumení na 1/2</i>	$t_{0.5}$	$t_{0.5} - V$	$A(t_{0.5}) = 0.5A(0)$
	<i>Počet kmitů na utlumení amplitudy na 1/2</i>	$N_{0.5}$	$N_{0.5} - V$	$A(t_{0.5}) = 0.5A(0)$
	<i>Log. dekrem. útlumu</i>	ν	$\nu - V$	

2.3 Software pro řešení letových vlastností

Pro výpočet vlastností letounu existuje velké množství programů. Přestože mohou velmi usnadnit práci, nejsou při použití těchto programů často zřejmé souvislosti mezi vstupními parametry a vypočítanými parametry a proto byl pro výpočet použit postup dle [1], který byl automatizován pomocí program MS Excel a Matlab. Dále je uveden stručný seznam některých programů pro výpočet letových vlastností s krátkým popisem.

AAA – Advanced aircraft design [14]

- AAA slouží pro předběžný návrh letounu.
- je založen na příručkové metodě USAF Datcom [4] a literatuře od J. Roskama [3]

Aero Stab&Cont [13]

- program vytvořený v simulačním prostředí Matlab s GUI prostředí, naprogramovaný na VZLÚ. Slouží k simulaci plně nelineárního modelu letounu
- aerodynamické koeficienty sil a momentů lze definovat:
 - o pomocí aerodynamických derivací
 - o pomocí tabulky vypočtených/naměřených hodnot a jejich interpolací
 - o interpolací z 3D grafu

Matlab aerospace toolbox a Aerospace blockset [9]

- Aerospace toolbox je výpočtové prostředí v programu Matlab obsahující zejména:
 - o možnost importu a výpočet stabilitních a říditelnostních derivací dle USAF Datcom [5]
 - o definované tíhové, magnetické pole a mezinárodní standardní atmosféru
 - o převody veličin a souřadnicových soustav
 - o simulace chování letounu v různých režimech letu

- možnost animace pomocí FlightGear flight simulator
- možnost animace pomocí 3D Animation software pro Simulink
- Aerospace blockset umožňuje modelování letounu v Matlab Simulink. Aerospace blockset disponuje těmito možnostmi:
 - výpočet aerodynamických sil a momentů
 - letové prostředí (atmosféra, tíhové pole)
 - výpočty pohybu letounu
 - definování hmotnostních charakteristik letounu
 - definování charakteristik pohonu
 - definování řídicích systémů
 - a další

Digital Datcom [17]

- Program sloužící pro výpočet aerodynamických charakteristik letounu vytvořený pro zautomatizování výpočtu příručkové metody USAF Datcom [5]
- Program je vytvořen v jazyku Fortran

Datcom+ [16]

- Program založený na Digital Datcom s rozšířenými funkcemi a uzpůsobený pro Windows prostředí. Rozsáhlé možnosti pro vykreslování charakteristik. Prozatím nemá GUI prostředí.
- V literatuře [18] je porovnání výstupů s Datcom+ s publikovanými daty reálných měření letounu

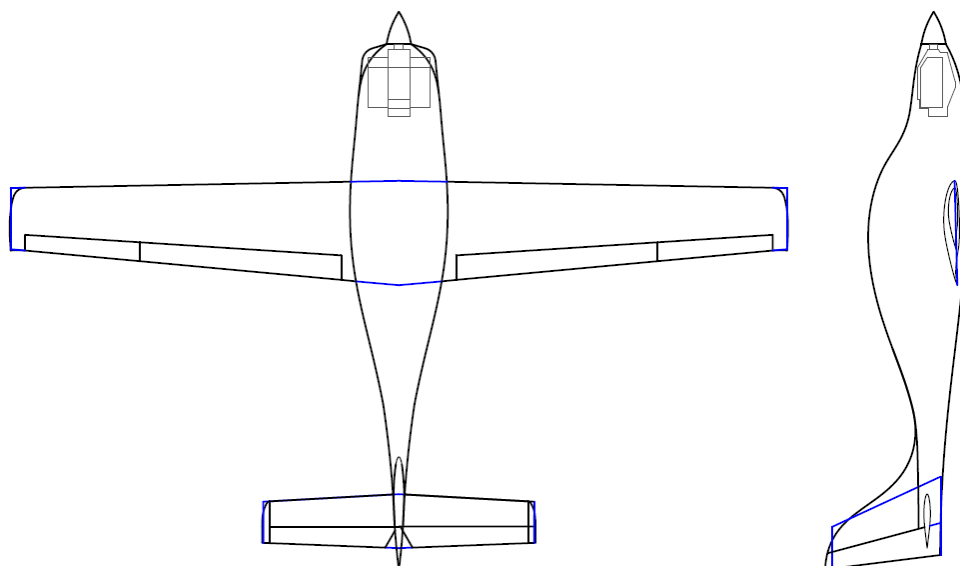
3 HODNOCENÍ PODÉLNÉ STABILITY A ŘIDITELNOSTI - POSTUP VÝPOČTU

Podélná stabilita a říditelnost letounu TL-4000 je řešena pouze pro čistou konfiguraci bez vlivu výškové polohy těžiště a bez vlivu propulze, jelikož nejsou dostupné podklady pro zahrnutí těchto prvků do výpočtu. Předpokládá se lineární chování letounu.

V následujícím textu je uvedeno hodnocení letových vlastností pro případ letu v cestovní konfiguraci, při rychlosti VC, centráži $\bar{x}_T = 0.32$, při hmotnosti 1250kg, na kterém je ukázán postup výpočtu jednotlivých případů pro původní zadanou geometrii letounu. Tento postup je také implementován do softwaru MS Excel a Matlab.

3.1 Náhradní geometrie

Pro výpočet je zvolena náhradní geometrie dle obr. 4. V tab. 4 a 0 jsou uvedeny důležité geometrické rozměry.



obr. 4. Náhradní geometrie letounu TL-4000

tab. 4. Důležité geometrické rozměry

Poloha náběžné hrany křídla v ose symetrie	x_0	2.350	m
Poloha aerodynamického středu křídla	x_{AK}	2.690	m
Poloha náběžné hrany VOP v ose symetrie	x_{0VOP}	6.704	m
Poloha aerodynamického středu křídla	x_{AVOP}	6.921	m
Hodnoty výše jsou měřeny od počátku v místě vrcholu vrtulového kužele			
Vzdálenost A.S VOP od A.S. křídla	l_{VOP}	4.23	m
Mohutnost VOP k A.S. křídla	\tilde{V}_{VOP}	0.73	-

tab. 5. Úhly nastavení jednotlivých částí letounu

Úhly nastavení jednotlivých komponent			
Úhel nastavení kombinace křídlo trup (KT)	φ_{KT}	5.142 deg	0.090 rad
Aerodynamický úhel nastavení VOP (úhel nastavení vůči nulovému vztlaku KT)	φ_{VOP}^*	-7.000 deg	-0.052 rad

3.2 Odhad hmotnosti a momentu setrvačnosti

Vzhledem k nedostupnosti hmotnostního rozboru byl proveden přibližný odhad hmotnosti a momentu setrvačnosti na základě statistik podobných letounu a zkušeností viz následující tabulka. Návrhový rozsah centrází byl zvolen 0.20 – 0.32.

tab. 6. Odhad hmotových charakteristik

Hmotnost letounu	m	1000 kg
Maximální vzletová hmotnost letounu	m_{TOW}	1250 kg
Minimální letová hmotnost	m_{min}	800 kg
Moment setrvačnosti k ose y	I_y	4100 kg · m ²
Centráž střední	\bar{x}_T	0.26 –
Centráž maximální přední	\bar{x}_{Tmin}	0.200 –
Centráž maximální zadní	\bar{x}_{Tmax}	0.320 –

3.3 Výpočet charakteristik letounu pro řešení stability

3.3.1 Charakteristiky letounu jako celku

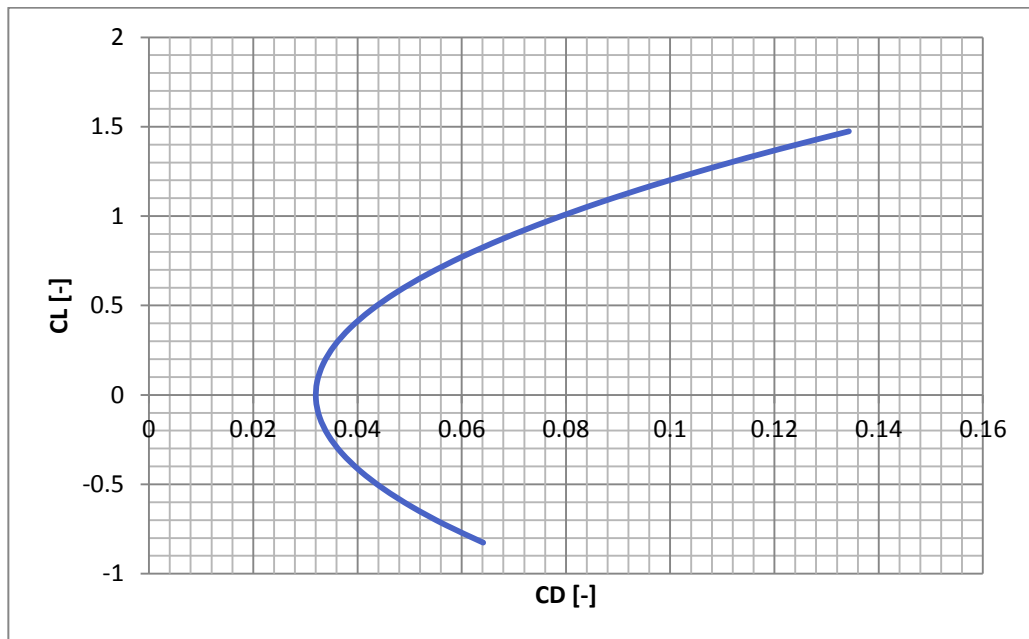
Polára letounu

Pro výpočet stability letounu je třeba znát součinitel odporu v závislosti na součiniteli vztlaku, který je získán pomocí náhradní analytické poláry viz graf 1 a tab. 7.

tab. 7. Parametry zjednodušené náhradní analytické poláry

Součinitel odporu při $CL=0$	C_{D0}	0.032	-	[3] str 43
Osvaldův koeficient	e_0	0.72	-	ze statistiky srovnatelných letounů a po dohodě s vedoucím DP

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AK \cdot e_0} = 0.032 + \frac{C_L^2}{\pi \cdot 9.39 \cdot 0.72}$$



graf 1. Zjednodušená náhradní analytická polára

Z poláry letounu je možné stanovit minimální úhel klesání, pro který bude použit dále pro analýzu dynamické stability při klouzavém letu. [7]

$$\gamma_{min} = \arctg\left(\frac{1}{K_{max}}\right) = \arctg\left(2 \cdot \sqrt{\frac{C_{D0}}{\pi \cdot A_K \cdot e_0}}\right) = \arctg\left(2 \cdot \sqrt{\frac{0.032}{\pi \cdot 9.39 \cdot 0.72}}\right)$$

$$= 0.4155 \text{ rad} = 4.43 \text{ deg}$$

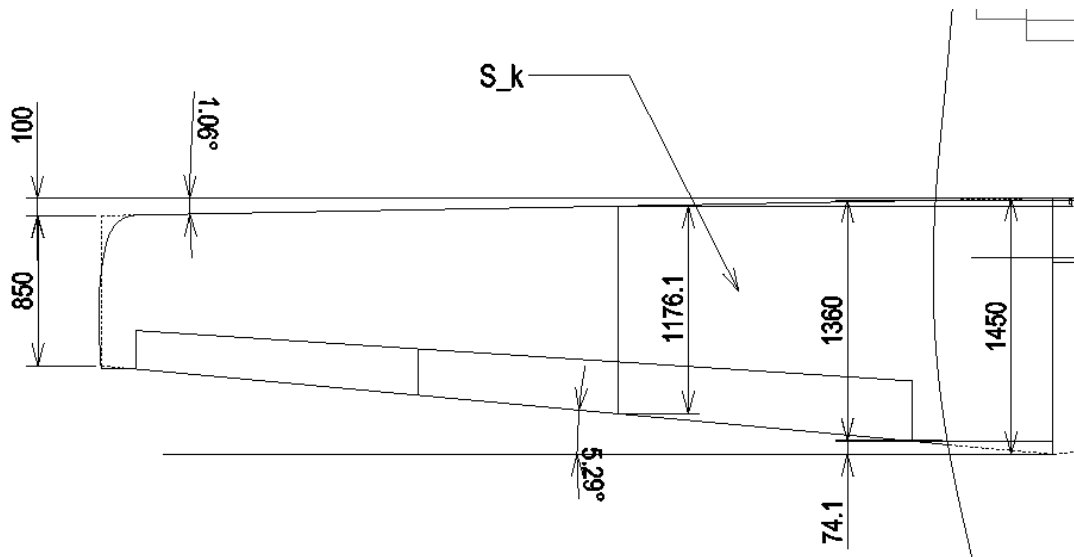
3.3.2 Charakteristiky křídla

Geometrie křídla

Křídlo letounu TL-4000 je přímé lichoběžníkové s parametry viz tab. 8. Okótovaný načrt křídla je zobrazen na obr. 5.

tab. 8. Geometrie křídla

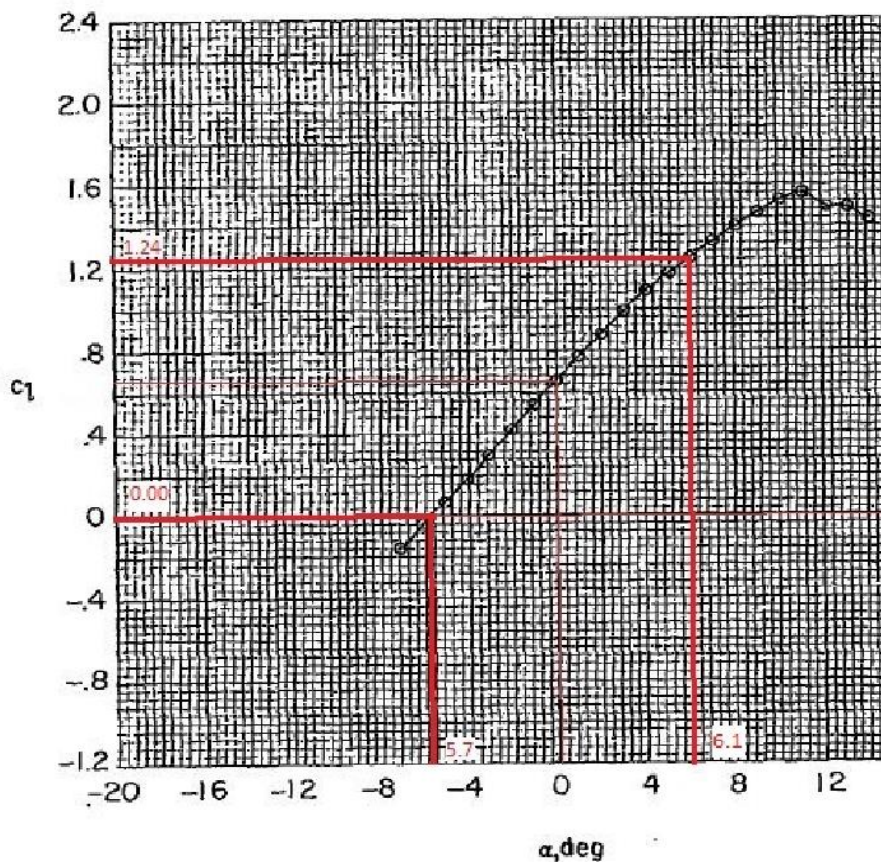
Plocha křídla	S_K	12.42	m^2
Střední aerodynamická těživa	c_A	1.176	m
	x_{0NHK}	0.046	m
Zúžení křídla	λ_K	0.586	
Štíhlost křídla	A_K	9.39	
Hloubka v ose symetrie	c_{0K}	1.45	m
Hloubka na konci	c_{1K}	0.85	m
Poloha NH na konci křídla od NH v ose symetrie letounu	x_{1K}	0.1	m
Polorozpětí	b_{1K}	5.4	m
Rozpětí křídla	b_K	10.8	
Geometrické kroucení křídla	ε_t	-1.5	deg



obr. 5. Náčrt křídla letounu se základními rozměry důležitými pro podélnou stabilitu

Aerodynamické charakteristiky profilu křídla

Po celém rozpětí křídla je použit profil NLF 0215. Na graf 3 je uvedena závislost maximálního součinitele vztlaku profilu na Reynoldsově čísle důležitá pro výpočet charakteristik křídla pomocí programu GLAUERT III. Graf dále slouží pro určení pádové rychlosti, která je důležitá pro zjištění rozsahu rychlostí, ve kterém se letoun může pohybovat. V 0 jsou uvedeny maximální součinitele profilu při daných Re pro rychlost 115km/h.



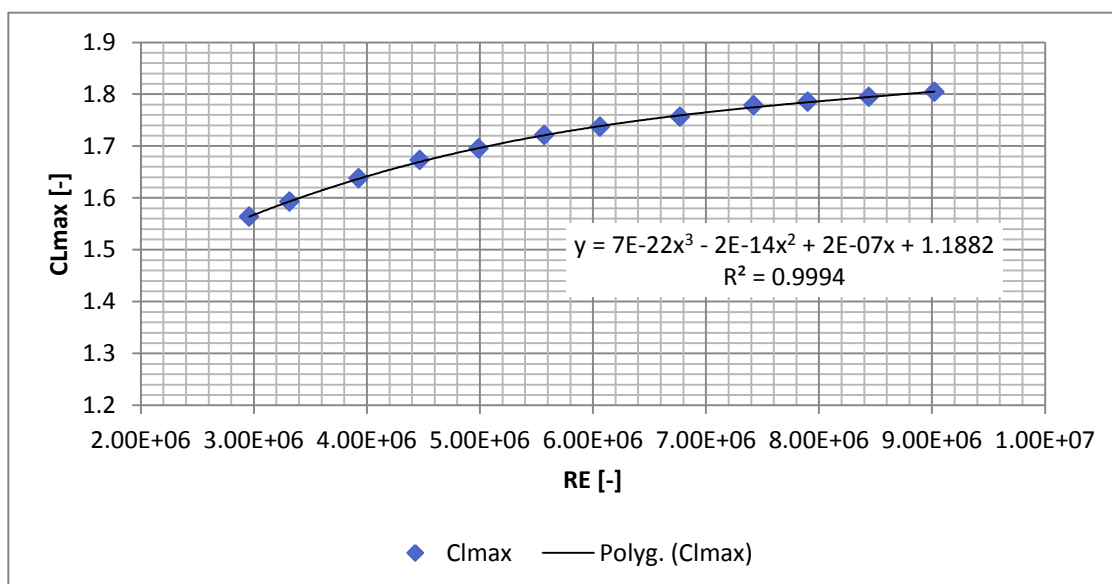
graf 2. Vztlaková čára profilu NLF 0215 pro $Re=3e6$ [12]

Sklon vztakové čáry profilu je vypočítán na základě graf 2.

Sklon vztakové čáry profilu křídla [12]	
$C_{Lp\alpha} = \frac{1.24 - 0}{6.1 - (-5.7)} = 6.110[\text{rad}^{-1}]$	

tab. 9. Maximální součinitel profilu při dané rychlosti získaný z graf 3.

NLF 0215		Osa symetrie křídla	konec křídla
Reynoldsovo číslo při 115km/h	Re	3.31E + 06	1.94E + 06
Maxiální součinitel vztlaku profilu 115km/h	C_{Lpmax}	-	1.506
Reynoldsovo číslo při 230km/h	Re	6.62E + 06	3.88E + 06
Maxiální součinitel vztlaku profilu 230km/h	C_{Lpmax}	-	1.704



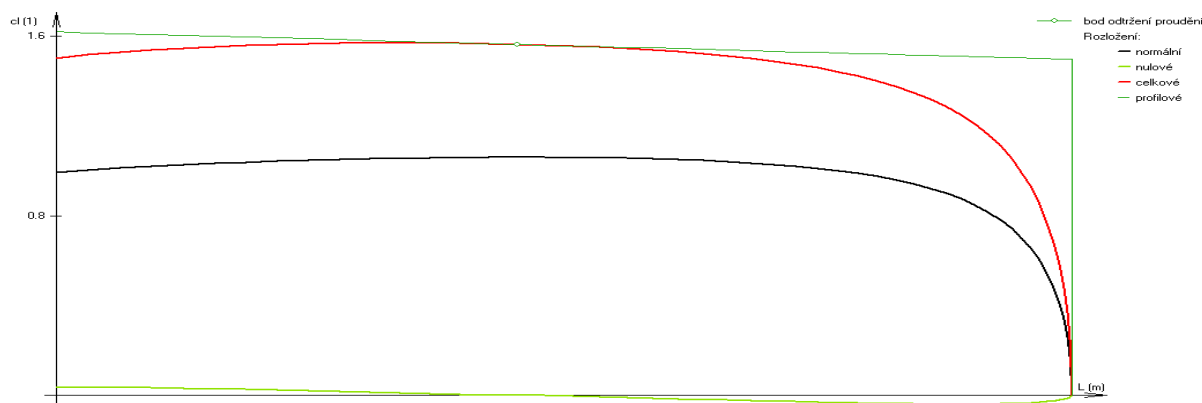
graf 3. Závislost maximálního součinitele vztlaku profilu NLF0215 na Re čísle [12]

Aerodynamické charakteristiky křídla

Po získání charakteristik profilu je možné přistoupit k řešení celého křídla. K řešení je využito programu GLauert III. Na obr. 6 jsou zobrazené vstupní hodnoty pro výpočet a na obr. 7 je rozložení vztlaku po polorozpětí při maximálním součiniteli vztlaku křídla.

Otevřít vysvětlující schéma		<input type="radio"/> přímé křídlo (s přímou náběžnou hranou) <input checked="" type="radio"/> přímé křídlo (s přímou aerodynamickou osou) <input type="radio"/> přímé křídlo (s přímou odtokovou hranou) <input type="radio"/> šípové křídlo (šípovitost více než 5°)				
	L [m]	c [m]	clp [1]	clalfa [1]	alfa0 [°]	zkroucení [°]
Osa křídla	0	1.45	1.657	6.11	-5.8	0
Konec	5.4	0.85	1.506	6.11	-5.8	-1.5

obr. 6. Charakteristiky křídla pro výpočet v GLAUERT III



obr. 7. Rozložení součinitele vzlaku podél rozpětí křídla

V tabulce níže jsou uvedeny důležité charakteristiky křídla.

tab. 10. Charakteristiky křídla vypočtené pomocí Glauert III

Maximální součinitel vzlaku křídla při VS	C_{LKmax}	1.500	-
Maximální součinitel vzlaku křídla při VA	C_{LKmax}	1.680	-
Sklon vztlakové čáry křídla	$C_{LK\alpha}$	4.9823	rad^{-1}
Úhel nulového vzlaku křídla pro c_{AK}	α_{K0}	-5.14	deg
		-0.0897	rad
Glauertův opravný součinitel	δ	0.0272	-
Součinitel indukovaného odporu	C_{Di}	0.0756	-

Poslední chybějící parametr křídla je součinitel klopivého momentu křídla při $\alpha_{KT} = 0$. Tento součinitel je vypočten pomocí literatury USAF Digital Datcom [5] [13] viz tab. 11 a tab. 12.

tab. 11. Parametry výpočtu součinitele klopivého momentu křídla při $\alpha_{KT}=0$

C_m v ose symetrie křídla ($Re=7.2e6, V=250$ km/h)	C_{m0r}	-0.135	-	[12]
C_m na konci křídla ($Re=4.2e6, V=250$ km/h)	C_{m0t}	-0.136	-	[12]
Zkroucení křídla	ϵ_t	-1.5	deg	
		-0.026	rad	
Změna klopivého momentu při nulovém úhlu náběhu vlivem zkroucení křídla	$\frac{\Delta C_{m0}}{\epsilon_t}$	0	-	[5]

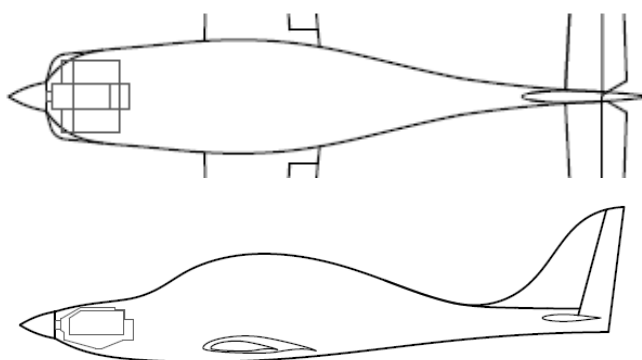
tab. 12. Výpočet součinitele klopivého momentu křídla

Součinitel klopivého momentu křídla C_m při $\alpha_{KT} = 0$ [5]	
$C_{m0K} = \frac{A \cdot \cos\left(\frac{\Lambda_c}{4}\right)}{A + 2 \cdot \cos\left(\frac{\Lambda_c}{4}\right)} + \frac{C_{m0r} + C_{m0t}}{2} + \left(\frac{\Delta C_{m0}}{\varepsilon_t}\right) \cdot \varepsilon_t =$	
$= \frac{9.391 \cdot \cos(0)}{9.391 + 2 \cdot \cos(0)} + \frac{-0.135 - 0.136}{2} + (0) \cdot -0.026 = -0.112$	

Z tab. 12 plyne, že součinitel klopivého momentu při rychlosti 250km/h vychází -0.112. Pro ostatní rychlosti lze tento součinitel považovat za konstantní.

3.3.3 Charakteristiky trupu

Geometrie trupu



obr. 8. Půdorys a narys trupu

Aerodynamické charakteristiky trupu

Důležitým parametrem pro výpočet letových vlastností je příspěvek trupu k posunu aerodynamického středu. Tento parametr byl spočítán různými metodami, vyhovující výsledky byly získány následující metodou dle [1]:

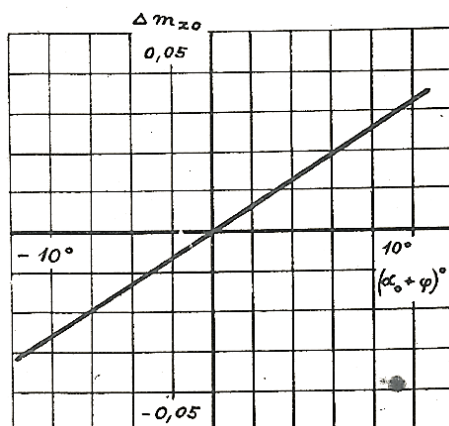
$$\Delta \bar{x}_{Atr} = -K_{Atr} \cdot \frac{b_{tr} \cdot c_0^2}{S_K \cdot c_{AK}} \cdot konst = -0.5515 \cdot \frac{1.381 \cdot 1.385^2}{12.42 \cdot 1.176} \cdot 1.05 = -0.0756$$

tab. 13. Vstupní parametry pro výpočet příspěvku trupu k posunu \bar{x}_A

MLII - [1] Obr. 2.26		
Max. šířka trupu	b_{tr}	1.381 m
Hloubka kořenového profilu	c_0	1.385 m
Délka trupu	l_{tr}	7.454 m
Vzdálenost A. S. křídla od nosu trupu	l_{Atr}	2.690 m
	c_0/l_{tr}	0.1858 m
	l_{Atr}/l_{tr}	0.3608 m
	K_{Atr}	0.5515 -
Vliv dolnoplošného uspořádání	konst	1.05 -
Příspěvek trupu k posunu \bar{x}_A	$\Delta \bar{x}_{Atr}$	-0.0756 -

Letové vlastnosti dále ovlivňuje příspěvek trupu k součiniteli klopivého momentu kombinace křídlo trup při nulovém úhlu náběhu α_{KT} . Tento příspěvek byl stanoven pomocí [2] TAB 1.2.1. z následujícího grafu.

Příspěvek trupu k C_m při nulovém úhlu náběhu α_{KT} $\Delta C_{m_{0TR}} = -0.016$ - [2] TAB1.2.1

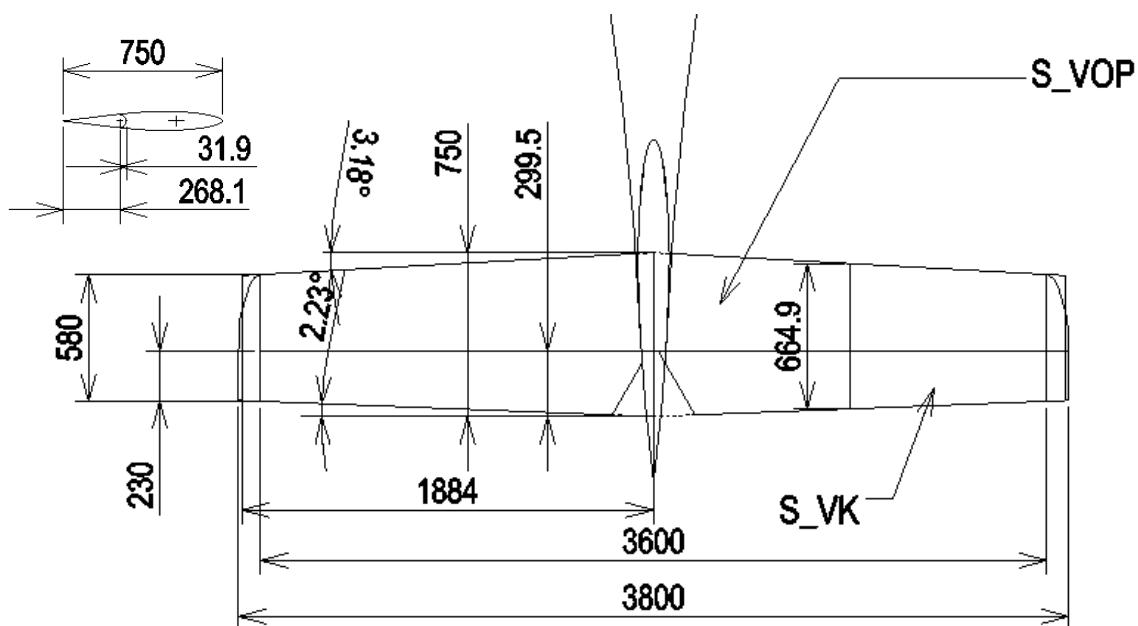


graf 4. Příspěvek trupu k součiniteli klopivého momentu při $\alpha_{KT} = 0$.

3.3.4 VOP

Geometrie VOP

Na obr. 9 a tab. 14 jsou naznačené základní rozměry VOP a charakteristické vzdálenosti důležité pro výpočet letových vlastností.



obr. 9. Geometrie VOP

tab. 14. Geometrie VOP

Plocha VOP	S_{VOP}	2.530 m ²
Střední ae. těživa VOP	c_{AVOP}	0.669 m
Vzdálenost XNH0 od XNHcA	x_{0NHVOP}	0.050 m
Štíhlost VOP	A_{VOP}	5.714
Hloubka u kořene	c_{0VOP}	0.759 m
Hloubka na konci	c_{1VOP}	0.580 m
Poloha NH na konci	x_{2VOP}	0.105 m
Polorozpětí	b_{1VOP}	1.900 m
Rozpětí VOP	b_{VOP}	3.800 m

tab. 15. Rozměry výškového kormidla

Hloubka VK	c_{VK}	0.268 m
Vzdálenosti osy otáčení VK od NHVK	c_{V0}	0.032 m
Rozpětí VK	b_{VK}	3.768 m
Úhel šípu osy otáčení VK	Λ_{VK}	0.000 rad
Hloubka VK v kořeni	c_{0VK}	0.300 m
Hloubka VK na konci	c_{1VK}	0.230 m
	c_V	0.236 m
Výřez ve VK pro SK	ΔS_{VK}	0.057 m ²
Plocha výškového kormidla	S_{VK}	0.821 m
Plocha VK před osou otáčení	S_{V0}	0.120 m
Úhel odtokové hrany VK	Φ_{OHVK}	13.7 deg
Max výchylka VK	δ_{Vmax}	30 deg
		0.524 rad
Min výchylka VK	δ_{Vmin}	-25 deg
		-0.436 rad

Aerodynamické charakteristiky

V následující tabulce jsou vypočítány důležité aerodynamické charakteristiky VOP.

tab. 16. Souhrn aerodynamických charakteristik VOP

Sklon vztlačové čáry VOP [6] obr.97
$C_{LVOP\alpha} = 4.297[\text{rad}^{-1}]$ Sklon vztlačové čáry byl odhadnut na základě teorie nosné plochy.
Úhel sešikmení proudu vzduchu při $\alpha_{KT} = 0$ [2] vz. 2.40
V lit. [2] je uvedeno, že úhel sešikmení proudu vzduchu při $\alpha_{KT} = 0$ se pohybuje mezi $\varepsilon_0 = 1.0 \div 1.5 \text{ deg}$. Na úhel sešikmení má při $\alpha_{KT} = 0$ vliv pouze trup, protože křídlo negeneruje vztlak. Vzhledem k úzké zadní části trupu je po dohodě s vedoucím DP předpokládáno, že vliv trupu bude menší než doporučené hodnoty.
$\varepsilon_0 = 0.009 [\text{rad}] = 0.5[\text{deg}]$

Derivace úhlu sešikmení podle úhlu náběhu [4] E-53 ([1] str. 65)

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \doteq 1.75 \cdot \frac{C_{LK\alpha}}{\pi \cdot A_K \cdot \left(\frac{l_{VOP}}{0.5 \cdot b_K} \cdot \lambda_K\right)^{\frac{1}{4}} \cdot \left(1 + \left|\frac{h_{VOP}}{0.5 \cdot b_K}\right|\right)}$$

$$= 1.75 \cdot \frac{C_{LK\alpha}}{\pi \cdot A_K \cdot \left(\frac{l_{VOP}}{0.5 \cdot b_K} \cdot \lambda_K\right)^{\frac{1}{4}} \cdot \left(1 + \left|\frac{h_{VOP}}{0.5 \cdot b_K}\right|\right)} = 0.332 [\text{rad}^{-1}]$$

Derivace úhlu sešikmení byla vypočtena různými metodami. Jako vhodná metoda se ukazuje dle [4] ([1] str. 65).

Koeficient snížení dynamického tlaku – na základě statistiky a doporučení konzultanta

Koeficient dynamického tlaku byl vzpočten dle [2], hodnota však vyšla nereálně malá. Z toho důvodu byla hodnota odhadnuta na základě zkušeností a doporučení konzultanta.

$$k_{VOP} = 0.95$$

Derivace součinitele závěšového momentu dle α_{VOP} [1] 10.175

$$C_{H_{\alpha VOP}} \doteq -0.12 C_{LVOP\alpha} \cdot \frac{S_{VK}}{S_{VOP}} \cdot \left(1 + 3.6 \cdot \frac{S_{V0}}{S_{VK}}\right) \cdot \cos(\Lambda_{VK})$$

$$= -0.12 \cdot 4.297 \cdot \frac{0.821}{2.53} \cdot \left(1 + 3.6 \cdot \frac{0.12}{0.821}\right) \cdot \cos(0) = -0.0793 [\text{rad}^{-1}]$$

Derivace součinitele závěšového momentu dle δ_V [1] 10.176

$$C_{H_{\delta_V}} \doteq -0.14 C_{LVOP\alpha} \cdot \left(1 - 6.5 \cdot \left(\frac{S_{V0}}{S_{VK}}\right)^{\frac{3}{2}}\right) \cdot \cos(\Lambda_{VK})^2$$

$$= -0.14 \cdot 4.297 \cdot \left(1 - 6.5 \cdot \left(\frac{0.12}{0.821}\right)^{\frac{3}{2}}\right) \cdot \cos(0)^2 = -0.38 [\text{rad}^{-1}]$$

Účinnost výškového kormidla [1] 10.161

Vliv velikosti a tvaru nosu na účinnost kormidla pro kormidlo tvaru dle obr. 9 vlevo nahoře.

$$\eta_1 = 0.871$$

Dále je nutné určit vliv velikosti tvaru nosu na účinnost kormidla. Pro výchylky $\delta_V > 10\text{deg}$ se účinnost snižuje, toto snížení by zavádělo nelineární chování a proto je tento vliv zanedbán. Při maximální výchylce $\delta_{Vmax} = 30\text{deg}$ je $\eta_2 = 0.85$. Chyba je tedy 15%.

$$\eta_2 = 1$$

Základní účinnost výškového kormidla bez osového odlehčení pro tvar kormidla dle obr. 9 vlevo nahoře a úhel odtokové hrany $\Phi_{OHVK} = 13.7 \text{ deg}$ vychází je:

$$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta}\right)_0 = 0.620$$

Účinnost výškového kormidla tedy vychází:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right)_0 = 0.871 \cdot 1 \cdot 0.620 = 0.540$$

Součinitel závěsového momentu VK při $\alpha_{VOP} = 0$ [1] str. 103

$$C_{H_0}^* = 0$$

Na VOP je použit symetrický profil, z toho důvodu je součinitel závěsového momentu při nulovém úhlu náběhu VOP roven 0.

3.4 Seznam vstupních parametrů pro výpočet letových vlastností

Následující tabulka v sobě zobrazuje shrnutí vstupních parametrů důležitých pro výpočet letových vlastností zkoumaného letového případu. Tyto parametry jsou načítány do programu Matlab pro další výpočty.

Úhel náběhu komb. KT v referenčním režimu letu Odpovídá rychlosti 250km/h	$\alpha_{KTR} = 0.07168[\text{rad}]$ $= 4.1[\text{deg}]$
Aerodynamický polohový úhel příčného sklonu letounu	$\gamma_R = 0[\text{rad}] = 0[\text{deg}]$
Poloha těžiště letounu	$\bar{x}_T = 0.320[-]$
Hmotnost letounu	$m = 1250[\text{kg}]$
Moment setrvačnosti letounu k ose y	$I_y = 4100[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
Součinitel momentu letounu v ustáleném přímočarém letu	$C_{mR} = 0[-]$
Součinitel odporu letounu při nulovém úhlu náběhu komb. Křídlo – trup	$C_{D0} = 0.032[-]$
Oswaldův koeficient aerodynamické účinnosti letadla	$e_0 = 0.72[-]$
Násobek pro výpočet maximální síly v řízení	$n = 3.8[-]$
Plocha křídla	$S_K = 12.42[\text{m}^2]$
Rozpětí křídel	$b_K = 10.8[\text{m}]$
Střední aerodynamická tětiva křídla	$c_{AK} = 1.176[\text{m}]$
Úhel nastavení čáry nulového vztlaku komb. KT vůči podélné ose letounu	$\varphi_{KT} = 0.08974[\text{rad}]$ $= 5.141[\text{deg}]$
Štíhlost křídla	$A_K = 9.391[-]$
A. S. křídla	$\bar{x}_{AK} = 0.25[-]$
Sklon vztlakové čáry křídla	$C_{LK_\alpha} = 4.9823[-]$
Součinitel momentu křídla při nulovém úhlu náběhu křídla	$C_{m0K} = -0.1117[-]$
Změna součinitele klopivého momentu trupu při nulovém α_{KT}	$\Delta C_{m0Tr} = -0.01632[-]$
Posunutí A. S. vlivem trupu	$\Delta \bar{x}_{ATr} = -0.07557[-]$
Plocha VOP	$S_{VOP} = 2.527[\text{m}^2]$
Rozpětí VOP	$b_{VOP} = 3.8[\text{m}]$
Střední aerodynamická tětiva VOP	$c_{AVOP} = 0.6686[\text{m}]$
Vzdálenost A. S. křídla od A. S. VOP	$l_{VOP} = 4.232[\text{m}]$
Mohutnost ocasních ploch k A. S. křídla	$\bar{V}_{VOP} = 0.7321[-]$
Aerodynamický úhel nastavení VOP (není – li určen výpočtem)	$\varphi_{VOP}^* = -0.1222[\text{rad}]$ $= -7[\text{deg}]$
Sklon vztlakové čáry VOP	$C_{LVOP\alpha} = 4.297[-]$
Koeficient snížení dynamického tlaku	$k_{VOP} = 0.95[-]$

Úhel sešikmení proudu vzduchu při $\alpha_{KT} = 0$	$\varepsilon_0 = 0.008727[\text{rad}]$ $= 0.5[\text{deg}]$
Derivace úhlu sešikmení proudu vzduchu u VOP podle úhlu náběhu	$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0.3316[-]$
Plocha výškového kormidla	$S_{VK} = 0.9408[\text{m}^2]$
Vzdálenost osy otáčení od odtokové hrany výškového kormidla	$c_V = 0.2363[\text{m}]$
Převod řízení	$K_V = 3.2[\text{m}^{-1}]$
Rozsah výchylek výškového kormidla	$\Delta \delta_V = 0.9599[\text{rad}]$ $= 55[\text{deg}]$
Rozsah výchylek ovládání výškového kormidla	$\Delta x = 0.3[\text{m}]$
Derivace úhlu náběhu podle změny výchylky výškového kormidla	$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta_V} = 0.5399[-]$
Der. souč. zav. mom. dle α_{VOP}	$C_{H\alpha_{VOP}}$ $= -0.07925[\text{rad}^{-1}]$ $= -0.001383[\text{deg}^{-1}]$
Der. souč. zav. mom. dle δ_V	$C_{H\delta_V}$ $= -0.3827[\text{rad}^{-1}]$ $= -0.00668[\text{deg}^{-1}]$
Součinitel závěsového momentu VK při $\alpha_{VOP} = 0$	$C_{H0}^* = 0[-]$
Tíhové zrychlení	$g = 9.807[\text{m} \cdot \text{s}^{-2}]$
Hustota vzduchu v dané výšce	$\rho = 1.225[\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}]$
Hustota vzduchu v 0m MSA	$\rho_0 = 1.225[\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}]$

3.5 Stabilita s pevným řízením

V následující tabulce je uveden postup výpočtu stability s pevným řízením a dále také výpočet charakteristik letounu pro referenční režim letu.

Aerodynamický střed kombinace křídlo trup s pevným řízením [1]2.10
$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK} + \Delta \bar{x}_{ATr} = 0.25 + (-0.07557) = 0.1744[-]$
Vzdálenost A. S. VOP od x^T
$\tilde{l}_{VOP} = l_{VOP} + (\bar{x}_{AK} - \bar{x}_T) \cdot c_{AK} = 4.232 + (0.25 - 0.32) \cdot 1.176 = 4.149[-]$
Mohutnost VOP k x^T [1]2.53
$\tilde{V}_{VOP} = S_{VOP} \cdot \frac{\tilde{l}_{VOP}}{S_K \cdot c_{AK}} = 2.527 \cdot \frac{4.149}{12.42 \cdot 1.176} = 0.7178[-]$
Součinitel klop. momentu při $\alpha_{KT} = 0$ [1]2.11
$C_{m0KT} = C_{m0K} + \Delta C_{m0Tr} = -0.1117 + (-0.01632) = -0.128[-]$
Sklon vztlakové čáry komb. křídlo – trup
$C_{LKT\alpha} = C_{LK\alpha} = 4.982 = 4.982[\text{rad}^{-1}] = 0.08696[\text{deg}^{-1}]$
Sklon momentové čáry komb. křídlo – trup [1]2.9
$C_{mKT\alpha} = C_{LKT\alpha} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AKT}) = 4.982 \cdot (0.32 - 0.1744) = 0.7253[\text{rad}^{-1}]$ $= 0.01266[\text{deg}^{-1}]$

<i>Sklon vztlakové čáry letounu (nemění – li se významně) $C_{LVOP\alpha}$ vlivem dltV [1]2.25</i>
$C_{L\alpha} = C_{LKT\alpha} + C_{LVOP\alpha} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S_K} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$ $= 4.982 + 4.297 \cdot 0.95 \cdot 2.527/12.42 \cdot (1 - 0.3144) = 5.552[\text{rad}^{-1}]$ $= 0.0969[\text{deg}^{-1}]$
<i>Sklon vztlakové čáry letounu vychází relativně velký, což je pravděpodobně způsobeno volbou profilu a velkou štíhlostí křídla.</i>
<i>Posunutí A. S. od VOP [1]2.67</i>
$\Delta \bar{x}_{AVOP} = \frac{C_{LVOP\alpha}}{C_{L\alpha}} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = \frac{4.297}{5.552} \cdot 0.95 \cdot 0.7321 \cdot (1 - 0.3144)$ $= 0.3691[-]$
<i>Velká mohutnost ocasních ploch způsobuje relativně velké procentuální posunutí aerodynamického středu dozadu.</i>
<i>A. S. letounu [1]2.66</i>
$\bar{x}_A = \bar{x}_{AKT} + \Delta \bar{x}_{AVOP} = 0.1744 + 0.3691 = 0.5435[-]$
<i>Sklon momentové čáry letounu [1]2.68</i>
$C_{m\alpha} = C_{L\alpha} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_A) = 5.552 \cdot (0.32 - 0.5435) = -1.241[-]$
<i>Sklon momentové čáry vodorovných ocasních ploch [1]str. 68</i>
$C_{mVOP\alpha} = C_{m\alpha} - C_{mKT\alpha} = -1.241 - 0.7253 = -1.966[\text{rad}^{-1}]$ $= -0.03431[\text{deg}^{-1}]$
<i>Souč. klop. momentu letounu při $\alpha_{KT} = 0$ [1]2.56</i>
$C_{m0}^* = C_{m0KT} - C_{LVOP\alpha} \cdot (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) \cdot k_{VOP} \cdot \left(\bar{V}_{VOP} - \frac{S_{VOP}}{S_K} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AKT})\right)$ $= -0.128 - 4.297 \cdot (-0.1222 - 0.008727) \cdot 0.95 \cdot \left(0.7321 - \frac{2.527}{12.42} \cdot (0.32 - 0.1744)\right)$ $= 0.2473[-]$
<i>Soč. vztlaku letounu při $\alpha_{KT} = 0$ bez výchyly VK [1]2.26</i>
$C_{L0}^* = C_{LVOP\alpha} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S_K} \cdot (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) = 4.297 \cdot 0.95 \cdot \frac{2.527}{12.42} \cdot (-0.1222 - 0.008727)$ $= -0.1087[-]$
<i>Tato hodnota vyjadřuje, jaký součinitel vztlaku generuje výškové kormidlo, pokud kombinace křídlo trup negeneruje žádný vztlak a výchyly VK je nulová.</i>
<i>Úhel náběhu α_{KT} při nulovém vztlaku letounu bez výchyly VK [1]2.28</i>
$\alpha_0^* = -\frac{C_{L0}^*}{C_{L\alpha}} = -\frac{-0.1087}{5.552} = 0.01958[\text{rad}] = 1.122[\text{deg}]$
<i>Součinitel vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu letounu bez VK [1]2.36</i>
$C_{L0} = C_{L0}^* + C_{L\alpha} \cdot \varphi_{KT} = -0.1087 + 5.552 \cdot 0.08974 = 0.3895[-]$
<i>Úhel náběhu letounu při nulovém vztlaku letounu bez výchyly VK [1]2.38</i>

$\alpha_0 = \alpha_0^* - \varphi_{KT} = 0.01958 - 0.08974 = -0.07015[\text{rad}] = -4.019[\text{deg}]$
<i>Součinitel momentu při nulovém absolutním úhlu náběhu [1]2.59</i>
$C_{m0} = C_{m0}^* + C_{m\alpha} \cdot \alpha_0^* = 0.2473 + (-1.241) \cdot 0.01958 = 0.223[-]$
<i>Derivace součinitele momentu podle součinitele vztlaku [1]2.71</i>
$C_{m_{CL}} = \bar{x}_T - \bar{x}_A = 0.32 - 0.5435 = -0.2235[-]$
<i>Statická zásoba stability s pevným řízením [1]2.72</i>
$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T = 0.5435 - 0.32 = 0.2235[-]$
<i>Z výpočtu plyne, že statická zásoba je dostatečná pro danou polohu těžiště. Změnu polohy aerodynamického středu se změnou rychlosti lze zanedbat. Statickou zásobu při zavedených předpokladech považujeme se změnou rychlosti za konstantní.</i>
<i>Úhel nastavení VOP vůči podélné ose letounu [1]</i>
$\varphi_{VOP} = \varphi_{VOP}^* + \varphi_{KT} = -0.1222 + 0.08974 = -0.03243[\text{rad}] = -1.858[\text{deg}]$
<i>Součinitel vztlaku při nulové výchylce výškového kormidla a rovnovážném letu [1]2.63</i>
$C_L = -\frac{C_{m0}}{C_{m\alpha}} \cdot C_{L\alpha} = -\frac{0.223}{-1.241} \cdot 5.552 = 0.998[-]$
<i>Vzhledem k charakteru výpočtu, který uvažuje aerodynamický úhel nastavení VOP φ_{VOP}^* jako vstupní parametr, je v této části zpětně dopočítán rovnovážný režim letu pro daný úhel nastavení VOP v případě, že by výchylka VK byla nulová.</i>
<i>Absolutní úhel náběhu při nulové výchylce výškového kormidla při nulové výchylce VK [1]str. 42</i>
$\alpha_a = \frac{C_L}{C_{L\alpha}} = \frac{0.998}{5.552} = 0.1798[\text{rad}] = 10.3[\text{deg}]$
<i>Úhel náběhu kombinace křídlo – trup [1]str. 49</i>
$\alpha_{KT} = \alpha_a + \alpha_0^* = 0.1798 + 0.01958 = 0.1993[\text{rad}] = 11.42[\text{deg}]$
<i>Úhel náběhu k podélné ose letadla při nulové výchylce VK</i>
$\alpha = \alpha_{KT} - \varphi_{KT} = 0.1993 - 0.08974 = 0.1096[\text{rad}] = 6.28[\text{deg}]$
<i>Podélný sklon letounu při nulové výchylce VK [1]</i>
$\theta = \gamma_R + \alpha = 0 + 0.1096 = 0.1096[\text{rad}] = 6.28[\text{deg}]$
<i>Součinitel vztlaku při nulové výchylce výškového kormidla [1]str. 42</i>
$C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha_a = 5.552 \cdot 0.1798 = 0.998[-]$
<i>Součinitel výškového kormidla vztažený na c_{AK} křídla</i>
$C_{LVOP} = C_L - C_{LKT\alpha} \cdot \alpha_{KT} = 0.998 - 4.982 \cdot 0.1993 = 0.004791[-]$

Rychlost rovnovážného letu při nulové výchylce výškového kormidla
$(V)_{\delta_V=0} = \left(\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\gamma_R)}{C_L \cdot \rho \cdot S_K} \right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{2 \cdot 1250 \cdot 9.807 \cdot \cos(0)}{0.998 \cdot 1.225 \cdot 12.42} \right)^{\frac{1}{2}} = 40.18 \left[\frac{m}{s} \right]$ $= 144.7 \left[\frac{km}{h} \right]$
<i>Tento výpočet stanovuje rovnovážnou rychlost letu v případě nulové výchylky výškového kormidla. Vypočtená rychlost je pouze teoretická, s ohledem na všechny zjednodušující předpoklady. V reálu by se při této rychlosti začalo silně projevovat nelineární chování letounu.</i>
Derivace součinitele vztlaku podle výchylky výškového kormidla [1]10.163
$C_{L_{\delta_V}} = C_{L_{VOP\alpha}} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_V} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S_K} = 4.297 \cdot 0.5399 \cdot 0.95 \cdot \frac{2.527}{12.42} = 0.4484[-]$
Derivace součinitele momentu podle výchylky výškového kormidla [1]4.14
$C_{m_{\delta_V}} = -C_{L_{\delta_V}} \cdot \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{AK}} = -0.4484 \cdot \frac{4.149}{1.176} = -1.582[-]$
Součinitel vztlaku v referenčním režimu letu [1]4.21
$C_{LR} = -\frac{C_{m0} \cdot C_{L_{\delta_V}}}{C_{m_{\delta_V}}} + \left(C_{L_\alpha} - C_{m_\alpha} \cdot \frac{C_{L_{\delta_V}}}{C_{m_{\delta_V}}} \right) \cdot (\alpha_{KTR} - \alpha_0^*)$ $= -\frac{0.223 \cdot 0.4484}{-1.582} + \left(5.552 - (-1.241) \cdot \frac{0.4484}{-1.582} \right) \cdot (0.07168 - 0.01958) = 0.3341[-]$
Vzdálenost A.S. letounu od A.S VOP [1]4.23
$l_{VOP}^* = \tilde{l}_{VOP} - (\bar{x}_A - \bar{x}_T) \cdot c_{AK} = 4.149 - (0.5435 - 0.32) \cdot 1.176 = 3.887[m]$
Sklon rovnovážné vztlakové čáry [1]4.24
$C_{LR_\alpha} = C_{L_\alpha} \cdot \frac{l_{VOP}^*}{\tilde{l}_{VOP}} = 5.552 \cdot \frac{3.887}{4.149} = 5.2[rad^\wedge - 1] = 0.09076[deg^\wedge(-1)]$
<i>Sklon rovnovážné vztlakové čáry vychází menší, než sklon vztlakové čáry, jelikož těžiště leží před aerodynamickým středem letounu. [1]</i>
Součinitel odporu pro rovnovážný režim letu při rychlosti u_R z náhr. analytické polary = CDR0)? [1]1.9
$C_{DR} = C_{D0} + \left(\frac{C_{LR}^2}{\pi \cdot A_K \cdot e_O} \right) = 0.032 + \left(\frac{0.3341^2}{\pi \cdot 9.391 \cdot 0.72} \right) = 0.03726[-]$
Derivace součinitele odporu CDR podle úhlu náběhu (CLR_{alp} nebo CL_{alp} ?) [1]1.9
$C_{DR_\alpha} = \frac{2 \cdot C_{LR} \cdot C_{LR_\alpha}}{\pi \cdot A_K \cdot e_O} = \frac{2 \cdot 0.3341 \cdot 5.2}{\pi \cdot 9.391 \cdot 0.72} = 0.1636[rad^{-1}] = 0.002855[deg^{-1}]$
Rovnovážná výchylka výškového kormidla [1]4.27
$\delta_{VR} = -\frac{C_{m0} \cdot C_{L_\alpha} + C_{m_\alpha} \cdot C_{LR}}{C_{m_{\delta_V}} \cdot C_{L_\alpha} - C_{m_\alpha} \cdot C_{L_{\delta_V}}} = -\frac{0.223 \cdot 5.552 + (-1.241) \cdot 0.3341}{-1.582 \cdot 5.552 - (-1.241) \cdot 0.4484} = 0.1001[rad]$ $= 5.736[deg]$

<i>Absolutní rovnovážný úhel náběhu pro zvolený režim letu [1]4.28</i>
$\alpha_{aR} = \frac{C_{m0} \cdot C_{L\delta_V} + C_{m\delta_V} \cdot C_{LR}}{C_{m\delta_V} \cdot C_{L\alpha} - C_{m\alpha} \cdot C_{L\delta_V}} = \frac{0.223 \cdot 0.4484 + (-1.582) \cdot 0.3341}{-1.582 \cdot 5.552 - (-1.241) \cdot 0.4484} = 0.0521[\text{rad}]$ $= 2.985[\text{deg}]$
<i>Derivace souč. momentu podle výchylky VK k A. S. letadla [1]4.31</i>
$C_{m\delta_V}^* = -C_{L\delta_V} \cdot \frac{l_{VOP}^*}{c_{AK}} = -0.4484 \cdot \frac{3.887}{1.176} = -1.482[-]$
<i>Gradient výchylky výškového kormidla podle bezrozměrové rychlosti bez vl. Stlač [1]</i>
$\delta_{\bar{V}} = 2 \cdot C_{LR} \cdot \frac{\bar{x}_T - \bar{x}_A}{C_{m\delta_V}^*} = 2 \cdot 0.3341 \cdot \frac{0.32 - 0.5435}{-1.482} = 0.1008[-]$
<i>Změna součinitele vztlaku dle změny souč. tahu v ref. režimu letu</i>
$C_{L_{CFR}} = 0[-]$ Vzhledem k nedostatku podkladů je vliv propulze zanedbán.
<i>Změna součinitele klop. momentu dle změny souč. tahu v ref. režimu letu</i>
$C_{m_{CFR}} = 0 = 0 = 0[-]$
<i>Změna součinitele odporu dle změny souč. tahu v ref. režimu letu</i>
$C_{D_{CFR}} = 0 = 0 = 0[-]$
<i>Součinitel přebytku tahu</i>
$\Delta C_F = 0 = 0 = 0[-]$
<i>Součinitel tahu v referenčním režimu letu [1]10.108</i>
$C_{FR} = C_{DR} + C_G \cdot \sin(\gamma_R) + \Delta C_F = 0.03726 + 0.3341 \cdot \sin(0) + 0 = 0.03726[-]$
<i>Součinitel tahu v referenčním režimu letu zavádíme na základě aerodynamického odporu letounu v daném režimu a složky tíhové síly ve směru x_s. Toto zajistí potřebnou rovnováhu sil bez nutnosti znát režim práce motoru.</i>
<i>Derivace součinitele tahu dle rychlosti u [1]10.109</i>
$C_{F_u} = -3 \cdot C_{FR} = -3 \cdot 0.03726 = -0.1118[-]$
<i>Dle [1] lze derivaci součinitele tahu dle rychlosti u pro vrtulový pohon zjednodušeně definovat výše uvedeným vztahem.</i>
<i>Úhel náběhu letounu k podélné ose [1]2.34</i>
$\alpha_R = \alpha_{aR} + \alpha_0^* - \varphi_{KT} = 0.0521 + 0.01958 - 0.08974 = -0.01805[\text{rad}] = -1.034[\text{deg}]$
<i>Podélný sklon letounu v rovnovážném režimu letu ve stabilitním s. s. [1]</i>
$\theta_R = \gamma_R = 0 = 0[\text{rad}] = 0[\text{deg}]$
<i>Rovnovážná výchylka výškového kormidla [1]4.27</i>
$\delta_{VR} = -\frac{C_{m0} \cdot C_{L\alpha} + C_{m\alpha} \cdot C_{LR}}{C_{m\delta_V} \cdot C_{L\alpha} - C_{m\alpha} \cdot C_{L\delta_V}} = -\frac{0.223 \cdot 5.552 + (-1.241) \cdot 0.3341}{-1.582 \cdot 5.552 - (-1.241) \cdot 0.4484} = 0.1001[\text{rad}]$ $= 5.736[\text{deg}]$

Absolutní rovnovážný úhel náběhu pro zvolený režim letu [1]4.28
$\alpha_{aR} = \frac{C_{m0} \cdot C_{L\delta_V} + C_{m\delta_V} \cdot C_{LR}}{C_{m\delta_V} \cdot C_{L\alpha} - C_{m\alpha} \cdot C_{L\delta_V}} = \frac{0.223 \cdot 0.4484 + (-1.582) \cdot 0.3341}{-1.582 \cdot 5.552 - (-1.241) \cdot 0.4484} = 0.0521[\text{rad}]$ $= 2.985[\text{deg}]$
Derivace souč. momentu podle výchylky VK k A. S. letadla [1]4.31
$C_{m\delta_V}^* = -C_{L\delta_V} \cdot \frac{l_{VOP}^*}{c_{AK}} = -0.4484 \cdot \frac{3.887}{1.176} = -1.482[-]$
Součinitel vztlaku VOP vztažený k c_A křídla při rychlosti u_R
$C_{LVOPR} = C_{LR} - C_{LKT\alpha} \cdot \alpha_{KTR} = 0.3341 - 4.982 \cdot 0.07168 = -0.02301[-]$
Součinitel vztlaku křídla při rychlosti u_R
$C_{LKR} = C_{LR} - C_{LVOPR} = 0.3341 - (-0.02301) = 0.3571[-]$
Aerodynamický úhel nastavení VOP při rychlosti u_R za předpokladu $\delta_V = 0$
$(\varphi_{VOP}^*)_{uR, \delta_V=0} = \varphi_{VOP}^* + \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_V} \cdot \delta_{VR} = -0.1222 + 0.5399 \cdot 0.1001 = -0.06812[\text{rad}]$ $= -3.903[\text{deg}]$ <i>Zde je informativně vypočítána velikost aerodynamického úhlu nastavení VOP pro let při rychlosti u_R pro případ, že by výchylka VK byla nulová. Tento výpočet slouží pouze pro odhad vhodného aerodynamického úhlu nastavení VOP.</i>
Součinitel momentu při rychlosti u_R za předpokladu $\delta_V = 0$ [1]4.19
$(C_m)_{uR, \delta_V=0} = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha_{aR} + C_{m\delta_V} \cdot 0 = 0.223 + (-1.241) \cdot 0.0521 + (-1.582) \cdot 0$ $= 0.1584[-]$
Součinitel klop. momentu komb. křídlo – trup je – li $\delta_V = 0$ [1]2.8
$(C_{mKT})_{uR, \delta_V=0} = C_{m0KT} + C_{L\alpha} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AKT}) \cdot \alpha_{KTR}$ $= -0.128 + 5.552 \cdot (0.32 - 0.1744) \cdot 0.07168 = -0.0701[-]$
Součinitel klop. momentu VOP je – li $\delta_V = 0$
$(C_{mVOP})_{uR, \delta_V=0} = (C_m)_{uR, \delta_V=0} - (C_{mKT})_{uR, \delta_V=0} = 0.1584 - (-0.0701) = 0.2285[-]$

3.6 Bezrozměrové derivace

Bezrozměrové derivace dle rychlosti v podélném směru [1]10.110
$C_{X_u} = C_{F_u} \cdot (1 - C_{DCFR}) = -0.1118 \cdot (1 - 0) = -0.1118[-]$
Bezrozměrové derivace dle rychlosti v podélném směru [1]10.112
$C_{Z_u} = -C_{F_u} \cdot C_{LCFR} = -(-0.1118) \cdot 0 = 0[-]$
Bezrozměrové derivace dle rychlosti v podélném směru [1]10.116
$C_{m_u} = C_{F_u} \cdot C_{mCFR} = -0.1118 \cdot 0 = 0[-]$
Bezrozměrové derivace dle úhlu náběhu [1]10.101
$C_{X_\alpha} = C_{LR} - C_{DR\alpha} = 0.3341 - 0.1636 = 0.1705[\text{rad}^{-1}] = 0.002977[\text{deg}^{-1}]$
Bezrozměrové derivace dle úhlu náběhu [1]10.102
$C_{Z_\alpha} = -C_{LR\alpha} - C_{DR} = -5.2 - 0.03726 = -5.237[\text{rad}^{-1}] = -0.09141[\text{deg}^{-1}]$
Bezrozměrové derivace dle úhlu náběhu [1]2.68
$C_{m_\alpha} = C_{L\alpha} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_A) = 5.552 \cdot (0.32 - 0.5435) = -1.241[\text{rad}^{-1}] = -0.02166[\text{deg}^{-1}]$

<i>Bezrozměrové stabilitní derivace dle úhl. rychl. klopení [1]P – 2</i>
$C_{X_q} = 0[-]$
<i>Bezrozměrové stabilitní derivace dle úhl. rychl. klopení [1]10.120</i>
$C_{Z_q} = -2 \cdot C_{LVOP\alpha} \cdot k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} = -2 \cdot 4.297 \cdot 0.95 \cdot 0.7178 = -5.861[-]$
<i>Bezrozměrové stabilitní derivace dle úhl. rychl. klopení [1]10.124</i>
$C_{m_q} = 1.1 \cdot C_{Z_q} \cdot \frac{\tilde{I}_{VOP}}{c_{AK}} = 1.1 \cdot (-5.861) \cdot \frac{4.149}{1.176} = -22.75[-]$
<i>Bezrozměrové stabilitní derivace dle rychlosti změny alp [1]P – 2</i>
$C_{X_{\dot{\alpha}}} = 0[-]$
<i>Bezrozměrové stabilitní derivace dle rychlosti změny alp [1]10.127</i>
$C_{Z_{\dot{\alpha}}} = -2 \cdot C_{LVOP\alpha} \cdot k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = -2 \cdot 4.297 \cdot 0.95 \cdot 0.7178 \cdot 0.3144 = -1.843[-]$
<i>Bezrozměrové stabilitní derivace dle rychlosti změny alp [1]10.129</i>
$C_{m_{\dot{\alpha}}} = C_{Z_{\dot{\alpha}}} \cdot \frac{\tilde{I}_{VOP}}{c_{AK}} = -1.843 \cdot \frac{4.149}{1.176} = -6.501[-]$
<i>Bezrozměrové říditelnostní derivace dle výchylky VK [1]P – 2</i>
$C_{Z_{\delta_V}} = -C_{LVOP\alpha} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S_K} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_V} = -4.297 \cdot 0.95 \cdot \frac{2.527}{12.42} \cdot 0.5399 = -0.4484[rad^{\wedge} - 1]$ $= -0.007826[deg^{\wedge}(-1)]$
<i>Bezrozměrové říditelnostní derivace dle výchylky VK [1]P – 2</i>
$C_{m_{\delta_V}} = -C_{LVOP\alpha} \cdot k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_V} = -4.297 \cdot 0.95 \cdot 0.7178 \cdot 0.5399 = -1.582[rad^{\wedge} - 1]$ $= -0.02761[deg^{\wedge}(-1)]$
<i>Bezrozměrové říditelnostní derivace dle úhlové rychlosti výchylky VK</i>
$C_{m_{\dot{\delta}_V}} = 0[-]$

3.7 Říditelnost a stabilita s volným řízením

<i>Der. souč. zav. mom. dle q [1]10.177</i>
$C_{H_q} = 2 \cdot C_{H\alpha_{VOP}} \cdot \frac{\tilde{I}_{VOP}}{c_{AK}} = 2 \cdot (-0.07925) \cdot \frac{4.149}{1.176} = -0.5592[-]$
<i>Derivace souč. závěsového momentu podle úhlu náběhu [1]4.62</i>
$C_{H_\alpha} = C_{H\alpha_{VOP}} \cdot (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) = -0.07925 \cdot (1 - 0.3144) = -0.05433[rad^{-1}]$ $= -0.0009483[deg^{\wedge}(-1)]$
<i>Souč. záv. mom. při alpabsR = 0 [1]4.61</i>
$C_{H_0} = C_{H_0}^* + C_{H\alpha_{VOP}} \cdot (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) \cdot \frac{C_{LKT\alpha}}{C_{L\alpha}} = 0 + (-0.07925) \cdot (-0.1222 - 0.008727) \cdot \frac{4.982}{5.552}$ $= 0.00931[-]$
<i>Faktor uvolnění VK [1]4.73</i>
$f = 1 - \frac{C_{L\delta_V}}{C_{L\alpha}} \cdot \frac{C_{H_\alpha}}{C_{H\delta_V}} = 1 - \frac{0.4484}{5.552} \cdot \frac{-0.05433}{-0.3827} = 0.9885[-]$

Výchylka VK při uvolněném řízení [1]4.63
$\delta'_V = -\frac{C_{H0}}{C_{H\delta_V}} - \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta_V}} \cdot \alpha_a = -\frac{0.00931}{-0.3827} - \frac{-0.05433}{-0.3827} \cdot 0.1798 = -0.001194[\text{rad}]$ $= -0.06843[\text{deg}]$
Aerodynamický střed s volným řízením [1]4.77
$\bar{x}'_A = \bar{x}_A + \frac{f-1}{f} \cdot \frac{l_{VOP}^*}{c_{AK}} = 0.5435 + \frac{0.9885-1}{0.9885} \cdot \frac{3.887}{1.176} = 0.5052[-]$
Sklon vztlakové čáry s volným řízením [1]4.74
$C'_{L\alpha} = f \cdot C_{L\alpha} = 0.9885 \cdot 5.552 = 5.488[\text{rad}^{-1}] = 0.09579[\text{deg}^{-1}]$
Sklon momentové čáry s volným řízením [1]4.75
$C'_{m\alpha} = C'_{L\alpha} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}'_A) = 5.488 \cdot (0.32 - 0.5052) = -1.016[\text{rad}^{-1}] = -0.01774[\text{deg}^{-1}]$
Souč. vztlaku při $\alpha_a = 0$ s uvolněným řízením [1]4.66
$C'_{L_0} = -C_{L\delta_V} \cdot \frac{C_{H0}}{C_{H\delta_V}} = -0.4484 \cdot \frac{0.00931}{-0.3827} = 0.01091[-]$
Souč. momentu při $\alpha_a = 0$ s uvolněným řízením [1]4.70
$C'_{m_0} = C_{m_0} - C_{m\delta_V} \cdot \frac{C_{H0}}{C_{H\delta_V}} = 0.223 - (-1.582) \cdot \frac{0.00931}{-0.3827} = 0.1846[-]$
Statická zásoba stability s volným řízením [1]4.78
$\sigma'_A = \bar{x}'_A - \bar{x}_T = 0.5052 - 0.32 = 0.1852[-]$
Konstantní koeficient rovnovážné řídicí síly [1]4.83
$F_0 = K_V \cdot k_{VOP} \cdot S_{VK} \cdot c_V \cdot \frac{m \cdot g}{S_K} \cdot \frac{C'_{L\alpha} \cdot C_{H\delta_V}}{C_{L\alpha} \cdot C_{m\delta_V}^*} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}'_A)$ $= 3.2 \cdot 0.95 \cdot 0.8207 \cdot 0.2363 \cdot \frac{1250 \cdot 9.807}{12.42} \cdot \frac{5.488 \cdot (-0.3827)}{5.552 \cdot (-1.482)} \cdot (0.32 - 0.5052) = -27.5[\text{N}]$
Koeficient rovnovážné řídicí síly závislý na rychlosti [1]4.84
$F_1 = -K_V \cdot k_{VOP} \cdot S_{VK} \cdot c_V \cdot \left(C_{H0} - C_{m_0} \cdot \frac{C'_{L\alpha} \cdot C_{H\delta_V}}{C_{L\alpha} \cdot C_{m\delta_V}^*} \right)$ $= -3.2 \cdot 0.95 \cdot 0.8207 \cdot 0.2363 \cdot \left(0.00931 - 0.223 \cdot \frac{5.488 \cdot (-0.3827)}{5.552 \cdot (-1.482)} \right) = 0.02808[\text{N}]$
Rovnovážený součinitel závěsového momentu VK [1]4.60
$C_{HVR} = C_{H0} + C_{H\alpha} \cdot \alpha_{aR} + C_{H\delta_V} \cdot \delta_{VR} = 0.00931 + (-0.05433) \cdot 0.0521 + (-0.3827) \cdot 0.1001$ $= -0.03184[-]$
Řídicí síla při rychlosti u_R [1]4.82
$F_{VR} = F_0 + F_1 \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot u_R^2 = -27.5 + 0.02808 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 69.44^2 = 55.43[\text{N}]$
Síla na 10% [1]4.90
$F_V^{10\%} = -\frac{1}{5} \cdot F_0 = -\frac{1}{5} \cdot (-27.5) = 5.5[\text{N}]$
Absolutní úhel náběhu v rovnovážném letu s δ'_V [1]4.20
$(\alpha_a)_{\delta'_V} = -\frac{\delta'_V \cdot C_{m\delta_V} + C_{m_0}}{C_{m\alpha}} = -\frac{-0.001194 \cdot (-1.582) + 0.223}{-1.241} = 0.1813[\text{rad}] = 10.39[\text{deg}]$
Součinitel vztlaku při δ'_V [1]4.65
$(C_L)_{\delta'_V} = C_{L\alpha} \cdot (\alpha_a)_{\delta'_V} + C_{L\delta_V} \cdot \delta'_V = 5.552 \cdot 0.1813 + 0.4484 \cdot (-0.001194) = 1.006[-]$
Součinitel momentu při δ'_V [1]4.69

$(C_m)_{\delta'_V} = C'_{m_0} + C'_{m_\alpha} \cdot (\alpha_a)_{\delta'_V} = 0.1846 + (-1.016) \cdot 0.1813 = 0.000342[-]$
<i>Rychlost rovnovážného letu při uvolnění výškového kormidla</i>
$(V)_{\delta'_V} = \left(\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\gamma_R)}{(C_L)_{\delta'_V} \cdot \rho \cdot S_K} \right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{2 \cdot 1250 \cdot 9.807 \cdot \cos(0)}{1.006 \cdot 1.225 \cdot 12.42} \right)^{\frac{1}{2}} = 40.02 \left[\frac{m}{s} \right] = 144.1 \left[\frac{km}{h} \right]$

3.8 Obratnost

<i>Bezrozměrná hmotnost letounu [1]5.8</i>
$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S_K \cdot c_{AK}} = \frac{2 \cdot 1250}{1.225 \cdot 12.42 \cdot 1.176} = 139.7[-]$
<i>Bezrozměrová derivace dle q [1]10.120</i>
$C_{Lq} = -C_{Zq} = -(-5.861) = 5.861[-]$
<i>Bezrozměrová derivace dle q [1]10.124</i>
$C_{mq} = C_{m_q} = -22.75 = -22.75[-]$
<i>Dynamický bod letounu s pevným řízením [1]5.19</i>
$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{C_{mq}}{2 \cdot \mu - C_{Lq}} = 0.5435 - \frac{-22.75}{2 \cdot 139.7 - 5.861} = 0.6266[-]$
<i>Dynamická zásoba s pevným řízením [1]5.21</i>
$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T = 0.6266 - 0.32 = 0.3066[-]$
<i>Výchylka VK na násobek [1]5.22</i>
$\frac{\Delta\delta_V}{n-1} = -\frac{C_G}{C_{m\delta'_V}} \cdot \frac{2 \cdot \mu - C_{Lq}}{2 \cdot \mu} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_D) = -\frac{0.3341}{-1.482} \cdot \frac{2 \cdot 139.7 - 5.861}{2 \cdot 139.7} \cdot (0.32 - 0.6266)$ $= -0.06769[rad] = -3.879[deg]$
<i>Dynamický bod letounu s volným řízením [1]5.29</i>
$\bar{x}'_D = \bar{x}_D + \frac{C_{L\alpha} \cdot C_{m\delta'_V}}{C'_{L\alpha} \cdot C_{H\delta'_V}} \cdot \left(\frac{C_{H\alpha}}{C_{L\alpha}} + \frac{C_{Hq}}{2 \cdot \mu - C_{Lq}} \right)$ $= 0.6266 + \frac{5.552 \cdot (-1.482)}{5.488 \cdot (-0.3827)} \cdot \left(-\frac{0.05433}{5.552} + \frac{-0.5592}{2 \cdot 139.7 - 5.861} \right) = 0.5803[-]$
<i>Změna souč. závěs. mom. na změnu n o 1 [1]5.32</i>
$\frac{\Delta C_{HV}}{n-1} = -C_G \cdot \frac{2 \cdot \mu - C_{Lq}}{2 \cdot \mu} \cdot \frac{C'_{L\alpha} \cdot C_{H\delta'_V}}{C_{L\alpha} \cdot C_{m\delta'_V}} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}'_D)$ $= -0.3341 \cdot \frac{2 \cdot 139.7 - 5.861}{2 \cdot 139.7} \cdot \frac{5.488 \cdot (-0.3827)}{5.552 \cdot (-1.482)} \cdot (0.32 - 0.5803) = 0.02174[-]$
<i>Síla na násobek [1]5.33</i>
$\frac{\Delta F_V}{n-1} = K_V \cdot k_{VOP} \cdot S_{VK} \cdot c_V \cdot \frac{m \cdot g}{S_K} \cdot \frac{2 \cdot \mu - C_{Lq}}{2 \cdot \mu} \cdot \frac{C'_{L\alpha} \cdot C_{H\delta'_V}}{C_{L\alpha} \cdot C_{m\delta'_V}} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}'_D)$ $= 3.2 \cdot 0.95 \cdot 0.8207 \cdot 0.2363 \cdot \frac{1250 \cdot 9.807}{12.42} \cdot \frac{2 \cdot 139.7 - 5.861}{2 \cdot 139.7} \cdot \frac{5.488 \cdot (-0.3827)}{5.552 \cdot (-1.482)}$ $\cdot (0.32 - 0.5803) = -37.85[N]$
<i>Síla v řízení při daném násobku 3.8 [1]str. 127</i>
$(F_V)_n = \frac{\Delta F_V}{n-1} \cdot (n-1) = -37.85 \cdot (3.8-1) = -106[N]$

<i>Teoretická výchylka VK při daném násobku</i>
$(\delta_V)_n = \frac{\Delta\delta_V}{n-1} \cdot (n-1) = -0.06769 \cdot (3.8-1) = -0.1895[\text{rad}] = -10.86[\text{deg}]$
<i>Síla v řízení při záporném násobku [1]str. 127</i>
$FV_{\text{nzap}} = \frac{\Delta F_V}{n-1} \cdot (n-1) = -37.85 \cdot (-2-1) = 113.6[\text{N}]$
<i>Teoretická výchylka při záporném násobku</i>
$(\delta_V)_n = \frac{\Delta\delta_V}{n-1} \cdot (n-1) = -0.06769 \cdot (-2-1) = 0.2031[\text{rad}] = 11.64[\text{deg}]$

3.9 Rozměrové derivace

<i>Rozměrové stabilitní derivace X [1]Tab. 10 – 1</i>
$X_u = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_K \cdot u_R \cdot (C_{X_u} + 2 \cdot C_G \cdot \sin(\Theta_R))$ $= \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 69.44 \cdot (-0.1118 + 2 \cdot 0.3341 \cdot \sin(0)) = -59.04 \left[\frac{\text{N}}{\text{m s}^{-1}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace X [1]Tab. 10 – 1</i>
$X_w = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_K \cdot u_R \cdot C_{X_\alpha} = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 69.44 \cdot 0.1705 = 90.1 \left[\frac{\text{N}}{\text{m s}^{-1}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace X [1]Tab. 10 – 1</i>
$X_q = \frac{1}{4} \cdot \rho \cdot S_K \cdot u_R \cdot C_{X_q} \cdot c_{AK} = \frac{1}{4} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 69.44 \cdot 0 \cdot 1.176 = 0 \left[\frac{\text{N}}{\text{rad s}^{-1}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace X [1]Tab. 10 – 1</i>
$X_{\dot{w}} = \frac{1}{4} \cdot \rho \cdot S_K \cdot C_{X_{\dot{\alpha}}} \cdot c_{AK} = \frac{1}{4} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 0 \cdot 1.176 = 0 \left[\frac{\text{N}}{\text{m s}^{-2}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace Z [1]Tab. 10 – 1</i>
$Z_u = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_K \cdot u_R \cdot (C_{Z_u} - C_G \cdot \cos(\Theta_R)) = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 69.44 \cdot (0 - 2 \cdot 0.3341 \cdot \cos(0))$ $= -353 \left[\frac{\text{N}}{\text{m s}^{-1}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace Z [1]Tab. 10 – 1</i>
$Z_w = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_K \cdot u_R \cdot C_{Z_\alpha} = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 69.44 \cdot (-5.237) = -2767 \left[\frac{\text{N}}{\text{m s}^{-1}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace Z [1]Tab. 10 – 1</i>
$Z_q = \frac{1}{4} \cdot \rho \cdot S_K \cdot u_R \cdot C_{Z_q} \cdot c_{AK} = \frac{1}{4} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 69.44 \cdot (-5.861) \cdot 1.176 = -1821 \left[\frac{\text{N}}{\text{rad s}^{-1}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace Z [1]Tab. 10 – 1</i>
$Z_{\dot{w}} = \frac{1}{4} \cdot \rho \cdot S_K \cdot C_{Z_{\dot{\alpha}}} \cdot c_{AK} = \frac{1}{4} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot (-1.843) \cdot 1.176 = -8.243 \left[\frac{\text{N}}{\text{m s}^{-2}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace M [1]Tab. 10 – 1</i>
$M_u = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_K \cdot u_R \cdot C_{m_u} \cdot c_{AK} = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 69.44 \cdot 0 \cdot 1.176 = 0 \left[\frac{\text{Nm}}{\text{m s}^{-1}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace M [1]Tab. 10 – 1</i>
$M_w = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_K \cdot u_R \cdot C_{m_\alpha} \cdot c_{AK} = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 69.44 \cdot (-1.241) \cdot 1.176 = -770.9 \left[\frac{\text{Nm}}{\text{m s}^{-1}} \right]$
<i>Rozměrové stabilitní derivace M [1]Tab. 10 – 1</i>

$M_q = \frac{1}{4} \cdot \rho \cdot S_K \cdot u_R \cdot C_{m_q} \cdot c_{AK}^2 = \frac{1}{4} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot 69.44 \cdot (-22.75) \cdot 1.176^2$ $= -8310 \left[\frac{Nm}{rad \cdot s^{-1}} \right]$
Rozměrové stabilitní derivace M [1]Tab. 10 – 1
$M_{\dot{w}} = \frac{1}{4} \cdot \rho \cdot S_K \cdot C_{m_{\dot{\alpha}}} \cdot c_{AK}^2 = \frac{1}{4} \cdot 1.225 \cdot 12.42 \cdot (-6.501) \cdot 1.176^2 = -34.2 \left[\frac{Nm}{m \cdot s^{-2}} \right]$
Rozměrové řiditelnostní derivace [1]Tab. 10 – 3
$Z_{\delta_V} = \frac{1}{2} \cdot C_{Z_{\delta_V}} \cdot \rho \cdot u_R^2 \cdot S_K = \frac{1}{2} \cdot (-0.4484) \cdot 1.225 \cdot 69.44^2 \cdot 12.42 = -1.645e + 004 \left[\frac{N}{rad} \right]$
Rozměrové řiditelnostní derivace [1]Tab. 10 – 3
$M_{\delta_V} = \frac{1}{2} \cdot C_{m_{\delta_V}} \cdot \rho \cdot u_R^2 \cdot S_K \cdot c_{AK} = \frac{1}{2} \cdot (-1.582) \cdot 1.225 \cdot 69.44^2 \cdot 12.42 \cdot 1.176$ $= -6.826e + 004 \left[\frac{Nm}{rad} \right]$
Rozměrové řiditelnostní derivace [1]Tab. 10 – 3
$M_{\delta_V} = \frac{1}{4} \cdot C_{m_{\delta_V}} \cdot \rho \cdot u_R \cdot S_K \cdot c_{AK}^2 = \frac{1}{4} \cdot 0 \cdot 1.225 \cdot 69.44 \cdot 12.42 \cdot 1.176^2 = 0 \left[\frac{Nm}{rad \cdot s^{-1}} \right]$

3.10 Dynamická stabilita s pevným řízením

Výpočet koeficientů charakteristické rovnice je uveden v PŘÍLOHA 1: .

Koeficient charakteristické rovnice [1]12.5
$P_4 \cdot \lambda^4 + P_3 \cdot \lambda^3 + P_2 \cdot \lambda^2 + P_1 \cdot \lambda + P_0 = 0$ $(6.448e + 009) \cdot \lambda^4 + (3.119e + 010) \cdot \lambda^3 + (1.122e + 011) \cdot \lambda^2 + (5.638e + 009) \cdot \lambda + (3.336e + 009) = 0$
Kořeny charakteristické rovnice rychlých kmitů (R – rychlé) [1]11.7
$\delta_R \pm i\omega_R$
Kořeny charakteristické rovnice pomalých kmitů (P – pomalé) [1]11.7
$\delta_P \pm i\omega_P$
Tlumení rychlých kmitů (R – rychlé)[1]11.7
$\delta_R = \delta_R = -2.397 = -2.397[-]$
Tlumení fugoidálních (pomalých) kmitů (P – pomalé)[1]11.7
$\delta_P = \delta_P = -0.02126 = -0.02126[-]$
Kruhová frekvence rychlých kmitů (R)[1]11.7
$\omega_R = \omega_R = 3.38 = 3.38[rad \cdot s^{-1}]$
Kruhová frekvence fugoidálních kmitů (P)[1]11.7
$\omega_P = \omega_P = 0.1723 = 0.1723[rad \cdot s^{-1}]$
Čas útlumu na jednu polovinu u (R)[1]11.25
$t_{R_{\frac{1}{2}}} = \frac{\log(0.5)}{\delta_R} = \frac{\log(0.5)}{-2.397} = 0.2892[s]$
Počet kmitů na útlum amplitudy na jednu polovinu (R)[1]11.28
$N_{R_{\frac{1}{2}}} = \frac{\log(0.5)}{2 \cdot \pi} \cdot \frac{\omega_R}{\delta_R} = \frac{\log(0.5)}{2 \cdot \pi} \cdot \frac{3.38}{-2.397} = 0.1556[-]$
Log. dekrement útlumu (R)[1]11.30

$v_R = -2 \cdot \pi \cdot \frac{\delta_R}{\omega_R} = -2 \cdot \pi \cdot \frac{-2.397}{3.38} = 4.456[-]$
<i>Poměrný útlum (R)[1]11.31</i>
$\zeta_R = \frac{v_R}{(4 \cdot \pi^2 + v_R^2)^{0.5}} = \frac{4.456}{(4 \cdot \pi^2 + 4.456^2)^{0.5}} = 0.5785[-]$
<i>Čas útlumu na jednu polovinu u (P)[1]11.25</i>
$t_{P_{\frac{1}{2}}} = \frac{\log(0.5)}{\delta_P} = \frac{\log(0.5)}{-0.02126} = 32.61[s]$
<i>Počet kmitů na útlum amplitudy na jednu polovinu (P)[1]11.28</i>
$N_{P_{\frac{1}{2}}} = \frac{\log(0.5)}{2 \cdot \pi} \cdot \frac{\omega_P}{\delta_P} = \frac{\log(0.5)}{2 \cdot \pi} \cdot \frac{0.1723}{-0.02126} = 0.8941[-]$
<i>Log. dekrement útlumu (P)[1]11.30</i>
$v_P = -2 \cdot \pi \cdot \frac{\delta_P}{\omega_P} = -2 \cdot \pi \cdot \frac{-0.02126}{0.1723} = 0.7752[-]$
<i>Poměrný útlum (P)[1]11.31</i>
$\zeta_P = \frac{v_P}{(4 \cdot \pi^2 + v_P^2)^{0.5}} = \frac{0.7752}{(4 \cdot \pi^2 + 0.7752^2)^{0.5}} = 0.1225[-]$

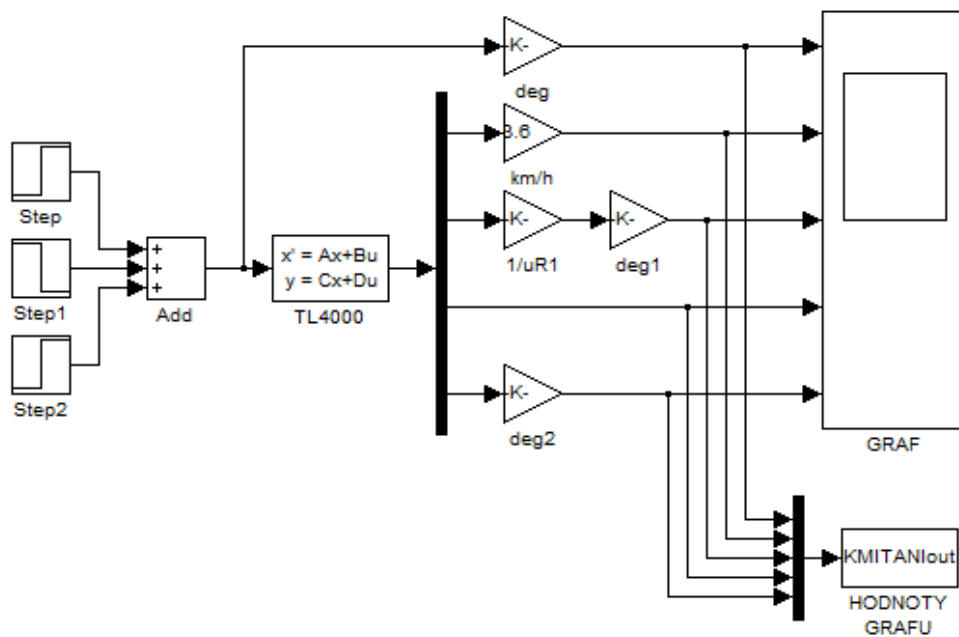
Tímto je dokončena základní část výpočtu statické stability, říditelnosti, obratnosti a dynamické stability pro jeden letový případ.

3.11 Model letounu ve stavovém prostoru - podélný pohyb

Model letounu ve stavovém prostoru slouží pro simulaci odezvy kinematických veličin letounu na určitý vstupní signál (v tomto případě na výchylku výškového kormidla). Na obr. 10 je uvedeno blokové schéma modelu v programu Matlab Simulink. Následující tabulka tab. 17 obsahuje popis jednotlivých bloků a jejich funkci. tab. 18 obsahuje jednotlivé matice a odchylkové pohybové rovnice letounu. Výpočet jednotlivých koeficientů matice je uveden v PŘÍLOHA 3: .

tab. 17. Popis jednotlivých bloků schématu obr. 10

<i>Step, step2, step3</i>	<i>Zavádí skokové změny výchylky výškového kormidla δ_V v čase.</i>
<i>Add</i>	<i>Sčítá jednotlivé výchylky v čase t.</i>
<i>TL4000</i>	<i>Stavový prostor – maticový zápis vnitřního popisu systému představující letoun TL4000</i>
<i>deg, deg1, deg2</i>	<i>Převádí výstupní signál z radiánů na stupně.</i>
<i>1/uR1</i>	<i>Převádí výstupní signál z odchylky vertikální rychlosti na odchylku úhlu náběhu α.</i>
<i>km/h</i>	<i>Převádí výstupní signál z m/s na km/h.</i>
<i>GRAF</i>	<i>Umožňuje okamžité zobrazení průběhu všech kinematických veličin v čase.</i>
<i>HODNOTY GRAFU</i>	<i>Ukládá výstupní signály do proměnné v Matlabu pro další zpracování.</i>

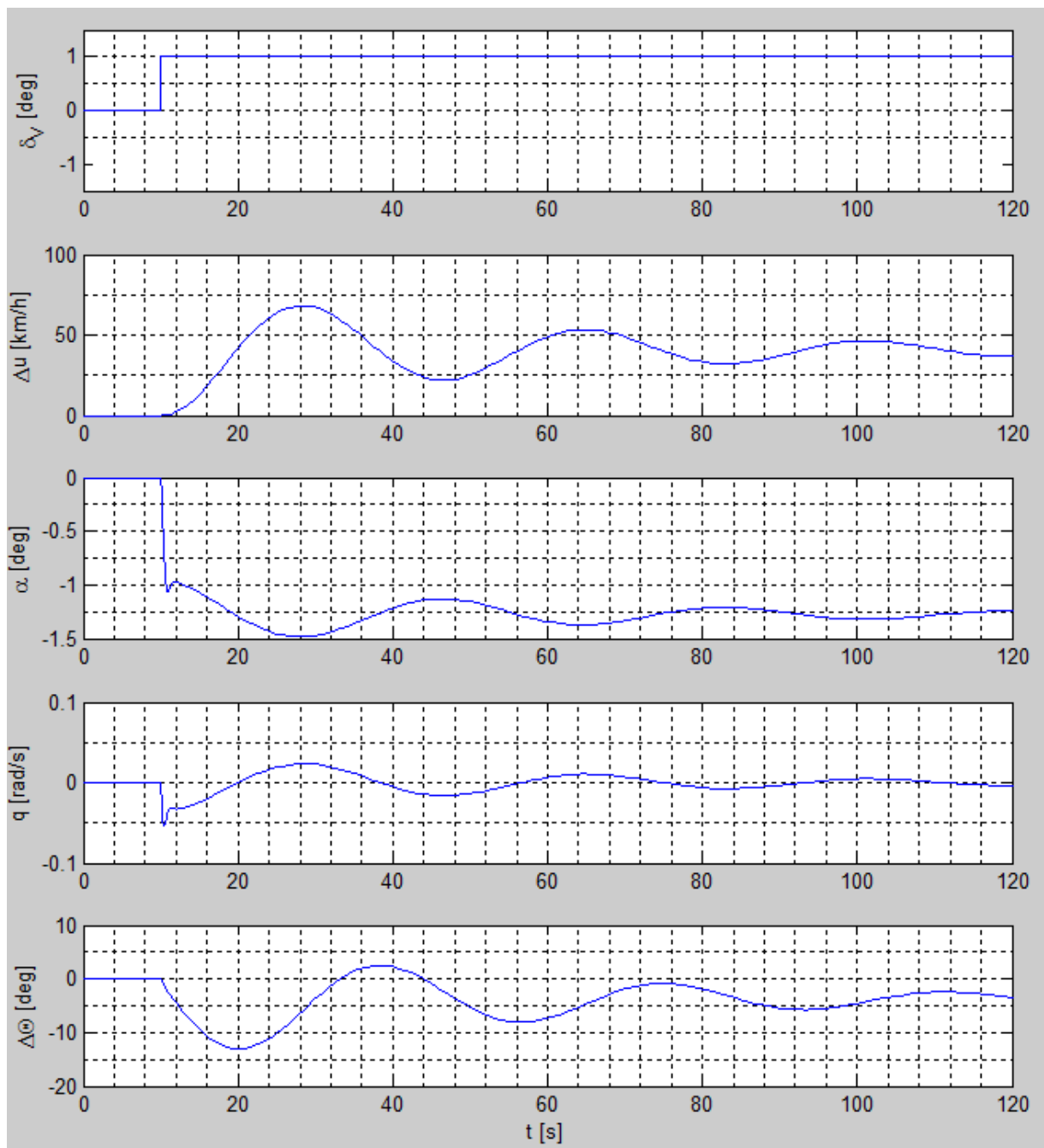


obr. 10. Blokové schéma letounu v Matlab Simulink

tab. 18. Soustava odchylových pohybových rovnic v normálním tvaru a její matice

Soustava pohybových rovnic v normálním tvaru [1] 9.75	
$\dot{x}(t) = [A]\{x(t)\} + [B]\{u(t)\}$ $y(t) = [C]\{x(t)\} + [D]\{u(t)\}$	
Matice A [1]9.75	
$A = \begin{pmatrix} x_u & x_w & 0 & x_\theta \\ z_u & z_w & z_q & z_\theta \\ m_u & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -0.0378 & 0.0732 & 0 & -9.7827 \\ -0.1381 & -2.1544 & 68.364 & 0.6794 \\ 0.0010 & -0.2157 & -2.2119 & -0.0048 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$	
Matice B, C a D [1]9.75	
$B = \begin{pmatrix} 0 \\ z_{\delta_V} \\ m_{\delta_V} \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -13.4171 \\ -13.838 \\ 0 \end{pmatrix}, C = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, D = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$	
Soustava pohybových rovnic v normálním tvaru [1] 9.75	
$\begin{pmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -0.0378 & 0.0732 & 0 & -9.7827 \\ -0.1381 & -2.1544 & 68.364 & 0.6794 \\ 0.0010 & -0.2157 & -2.2119 & -0.0048 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ -13.4171 \\ -13.838 \\ 0 \end{pmatrix} \{\Delta \delta_V\}$	

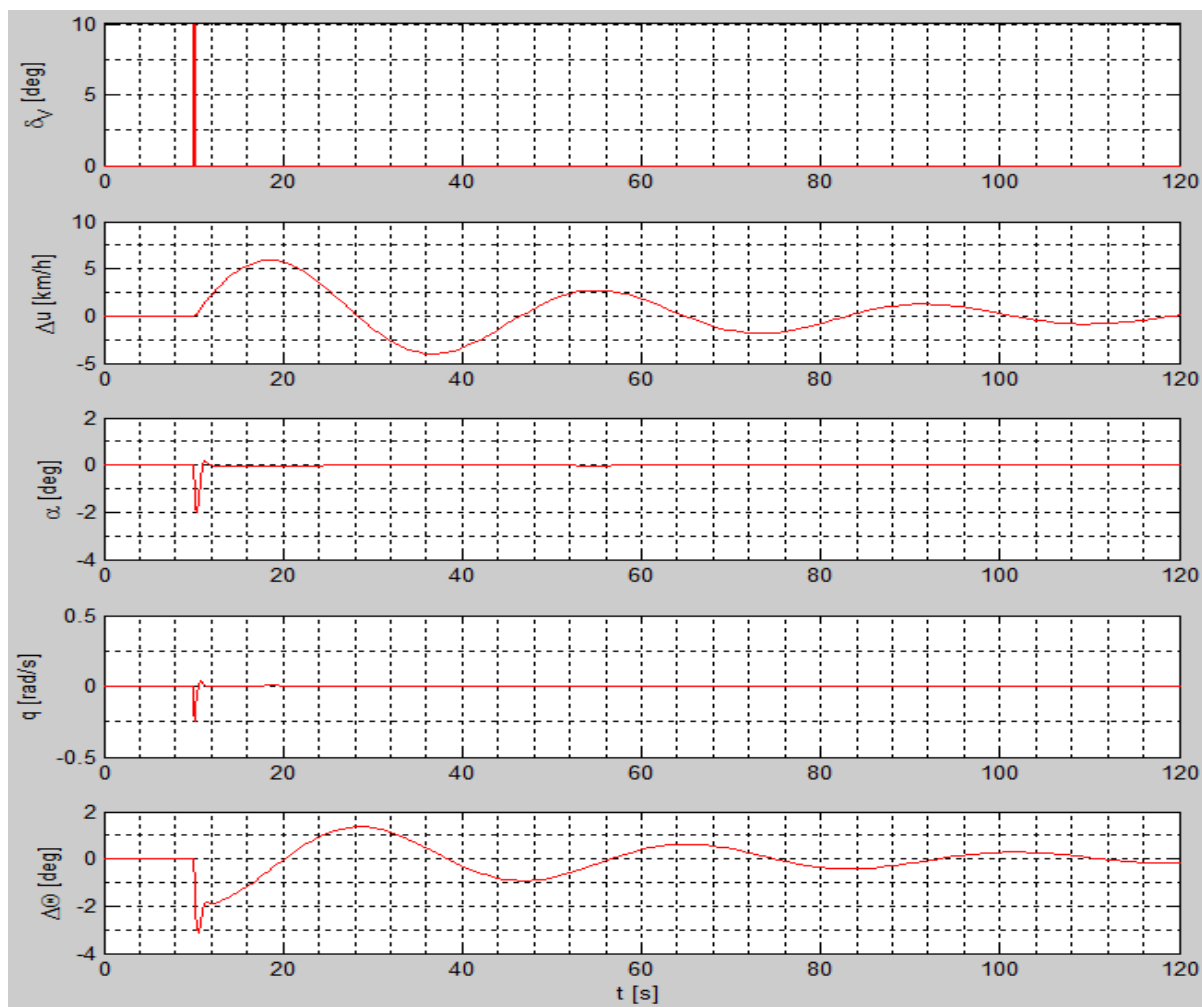
Na grafu dále vidíme odezvu matematického modelu letounu na jednotkový skok. Letoun je při rychlosti 250km/h, hmotnosti 1250kg a poloze těžiště 0.32 stabilní i při malé změně výchylky výškového kormidla o 1°. Přestože změna polohy výškového kormidla je velice malá, dochází ke zvýšení rovnovážné rychlosti letounu přibližně o 35 km/h. Úhel náběhu letounu se sníží přibližně o 1.2° a letoun začne klesat pod úhlem přibližně 4°.



graf 5. Odezva letounu na skok ve výchylce VK o 1 deg

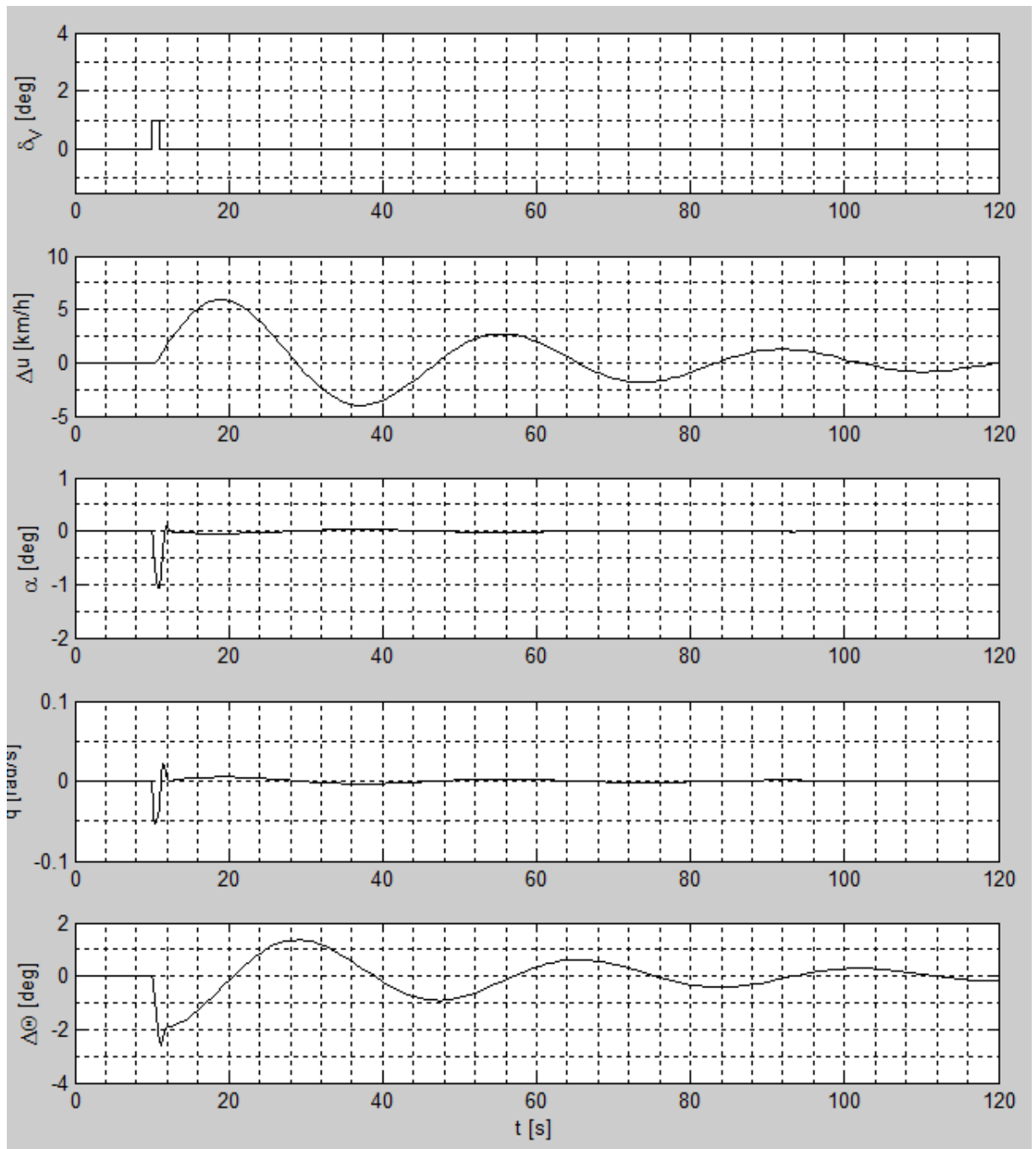
Další možná porucha je zobrazena na graf 6 níže a to odezva letounu na impuls. Volba poruchy je navrhnutá na základě diracova impulsu, který je definován jako nekonečně krátký puls o nekonečně velké amplitudě, jehož plocha se jeví jako 1 [13]. Takový puls v reálu nemůže vzniknout, proto je pro naše potřeby nahrazen impulsem o velikosti výchylky 10° po dobu 0.1s. Z graf 6 jsou patrné výhody zavedení této poruchy a to konstantní referenční rychlost letu (odchylka rychlosti δu po ustálení je rovna 0) a z grafu je také velmi dobře patrné oddělení rychlých a pomalých kmitů. Pomalé kmity se významně projevují pouze na změně podélné rychlosti δu a podélném sklonu letounu $\Delta\theta$. Rychlé kmity se naopak projevují zejména na změně úhlu náběhu α a rychlosti změny úhlu náběhu q [1]. Oddělení pomalých a rychlých kmitů však může být považováno i za nevýhodu, jelikož přechod z jedné

rovnovážné rychlosti na jinou rovnovážnou rychlost je v reálu častý případ a v takovém případě se projevují pomalé kmity i na změně úhlu náběhu α a na rychlosti změny úhlu náběhu q . Navíc amplituda rychlosti letu Δu a podélného sklonu $\Delta\theta$ je 3.9x mešní oproti předchozímu případu, což můžeme vidět, pokud porovnáme graf 5 a graf 6. Naopak amplituda rychlých kmitů u q a α je 1.9x vyšší, což je způsobeno větší výchylkou kormidla. Lze předpokládat, že impuls nebude určitě rychlejší než 0.1s, amplituda u rychlých kmitů by z tohoto důvodu neměla být nikdy větší.



graf 6. Odezva na impuls (10 deg po dobu 0.1s)

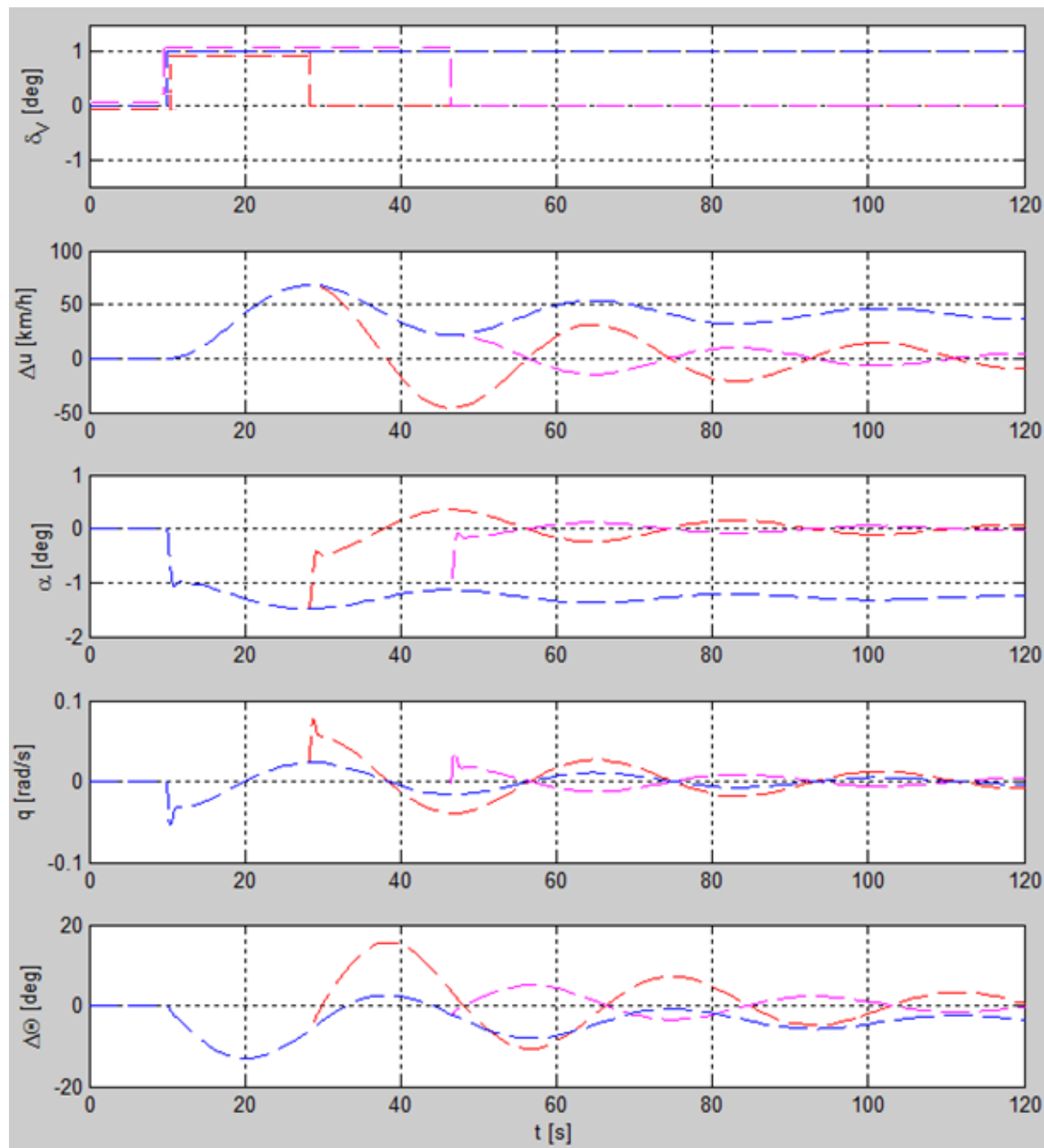
Třetím typem odezvy je kompromis mezi odezvou na předchozích grafech graf 5 a graf 6. Jedná se o impuls se změnou výchylky VK o 1° po dobu 1s viz graf 7. Tento případ je zajímavý tím, že průběh rychlých kmitů na tomto grafu kopíruje průběh rychlých kmitů na graf 5 a průběh pomalých kmitů na tomto grafu kopíruje průběh pomalých kmitů na graf 6. Nevýhodou je však fakt, že amplitudy průběhů jednotlivých veličin jsou vždy menší nebo stejné, oproti amplitudě průběhů veličin na předchozích grafech.



graf 7. Odezva na impuls (1 deg po dobu 1s)

Další typy odezvy na výchylku VK jsou zobrazeny na graf 8. Modrý průběh zobrazuje odezvu letounu na jednotkový skok. Červený průběh zobrazuje odezvu na jednotkový skok s návratem výchylky do původní polohy v čase $\frac{\pi}{\omega_p}$, tedy v poloviční periodě pomalých kmitů. Fialový průběh představuje odezvu na jednotkový skok v čase $\frac{2\pi}{\omega_p}$, tedy v periodě pomalých kmitů. Na červeném průběhu je znatelná větší amplituda kmitů, než na modrém průběhu, tato porucha je tedy nebezpečnější a není vhodný jako alternativa jednotkového skoku z graf 5. Fialový průběh grafu však má po návratu výchylky do původní polohy stejnou amplitudu jako je na graf 5. Rozdíl je pouze v návratu letounu do původní rovnovážné rychlosti. Porucha

jednotkového skoku s návratem v periodě $2\pi/\omega_p$ může být proto vhodná alternativa ke graf 5 a to při konstantní rovnovážné rychlosti letu. (Na grafu pro δ_V se všechny výchylky výškového kormidla pohybují od 0° do 1° . Odchylky fialového a červeného průběhu jsou pouze pro lepší čitelnost grafu.)



graf 8. Odezva na průběh výchylky dle δ_V

Pro zobrazení odezvy na výchylku výškového kormidla bude dále používána odezva na skokovou změnu výchylky o 1° a odezva na impuls výchylky výškového kormidla o 10° po dobu 0.1s. První varianta je kritický případ pro pomalé kmity a zobrazuje přechod z nižší

referenční rychlosti na vyšší referenční rychlost. Druhá varianta je kritický případ pro rychlé kmity. Navíc na rozdíl od předchozího případu zobrazuje odezvu letounu na poruchu při konstantní referenční rychlosti letu a zřetelně odděluje průběhy pomalých a rychlých kmitů. Pro zkoumání dynamické stability při klesavém a stoupavém letu bude používán fialový průběh zobrazený na graf 8, který zachovává rovnovážný úhel klesání a stoupání a zároveň vyvolává stejnou amplitudu kmitů, jako při odezvě na jednotkový skok.

3.12 Výpočet podélné stability a říditelnosti při horizontálním letu

3.12.1 Obálka důležitých letových případů pro hodnocení podélné stability a říditelnosti

Byl proveden výpočet pro různé parametry letu, pro zjištění kritických případů. Prvním parametrem je úhel α_{KT} , který je odvozen od rychlosti letu při přední centráži a maximální hmotnosti dle tabulky níže. Výpočet je proveden pro 5 typických úhlů náběhu. První odpovídá úhlu náběhu při pádové rychlosti. Třetí úhel náběhu je odvozen od rychlosti, při které dojde k přetažení letounu při maximálním násobku 3.8. Čtvrtý úhel náběhu odpovídá cestovní rychlosti při maximální hmotnosti a přední centráži. Pátý úhel náběhu je blízký maximální rychlosti letounu.

Minimální rychlost pro násobek 3.8 je stanovena na základě znalosti maximálního součinitele vztaku křídla při rychlosti 230km/h.

$$(C_{LKmax})_{230km/h} = 1.6798$$

$$(\alpha_{KT})_{C_{LKmax}} = 0.3372 = 19.31deg$$

Rovnovážná rychlost letu pro tento úhel náběhu vychází na základě předchozího výpočtu

$$(u_R)_{C_{LKmax}} = 31.17 \frac{m}{s} = 112.2 \frac{km}{h}$$

Maximální obratovou rychlost lze zjednodušeně určit z následujícího vztahu:

$$(V_{min})_{n=3.8} = (u_R)_{C_{LKmax}} \cdot \sqrt{n} = 31.17 \cdot \sqrt{3.8} = 60.76 \frac{m}{s} = 218 \frac{km}{h}$$

Ve výpočtu je použita rychlost při nulovém úhlu náběhu k podélné ose letounu, která se od $(V_{min})_{n=3.8}$ liší o 6 km/h, chyba je tedy zanedbatelná a bude dále považována za maximální obratovou rychlost. V tabulce níže je uveden úhel náběhu kombinace křídlo trup pro charakteristické rychlosti.

tab. 19. Charakteristické rychlosti a související úhly náběhu kombinace křídlo trup.

	Rychlost $\bar{x}_T = 0.2, m_{TOW} = 1250kg$	Úhel náběhu α_{KTR} [deg]	Úhel náběhu α_{KTR} [rad]
$V_{S1} =$	119km/h	17.3	0.301
	151km/h	10.9	0.190
$V_A \cong$	224km/h	5.14	0.0897
$V_C =$	250km/h	4.1	0.072
$V_D =$	309km/h	2.92	0.051

Jako další parametr výpočtu je zvolena poloha těžiště. Výpočet je proveden pro 3 charakteristické polohy a to přední, střední a zadní centráž.

tab. 20. Poloha těžiště

Centráž maximální přední	\bar{x}_{Tmin}	0.200	–
Centráž střední	\bar{x}_T	0.26	–
Centráž maximální zadní	\bar{x}_{Tmax}	0.320	–

Třetí parametr zvolený pro analýzu letových vlastností je hmotnost letounu a to maximální a minimální a hmotnost ležící přibližně uprostřed tohoto rozsahu. Dalším parametrem vhodným pro analýzu je moment setrvačnosti. Rozsah momentu setrvačnosti však není předběžnými odhady určen, proto je parametr považován za konstantní, přestože například na dynamickou stabilitu může mít výrazný vliv. Také vliv hustoty vzduchu s výškou není v tomto výpočtu uvažován.

tab. 21. Hmotnost letounu

Maximální vzletová hmotnost letounu	m_{TOW}	1250	kg
Charakteristická hmotnost letounu	m	1000	kg
Minimální hmotnost	m_{min}	850	kg

Pro výpočet byla vytvořena matice kombinací jednotlivých výše uvedených parametrů (letových případů). Příklad této kombinace je vidět v následující tabulce. Všechny kombinace jsou uvedeny v PŘÍLOHA 3:

Číslo případu	α_{KTR}	\bar{x}_T	m
	rad	[-]	kg
1	0.3011	0.32	1250
2	0.1900	0.32	1250
3	0.0897	0.32	1250
...
43	0.0897	0.20	850
44	0.0717	0.20	850
45	0.0510	0.20	850

3.12.2 Výsledky hodnocení podélné stability a říditelnosti

Pro každý letový případ byly spočteny veličiny a kritéria uvedené v následující tabulce:

tab. 22. Kritéria pro hodnocení letových vlastností z analýzy letových případů.

tab. 23	tab. 24	tab. 25	tab. 27	tab. 28	tab. 29
u_R	C'_{L0}	α'_a	\bar{x}_D	σ_A	$t_{R\frac{1}{2}}$
δ_{VR}	$C'_{L\alpha}$	$(V)\delta'_V$	\bar{x}'_D		
α_R	C'_{m0}	$F_V^{10\%}$	$\frac{\Delta\delta_V}{n-1}$	σ'_A	$N_{R\frac{1}{2}}$
α_{aR}	$C'_{m\alpha}$	F_{VR}	$\frac{\Delta C_{HV}}{n-1}$	σ_D	$t_{P\frac{1}{2}}$

tab. 22 Pokračování z předchozí strany

tab. 23			tab. 27	tab. 28	tab. 29
C_{L0}			$(\delta_V)_n$	σ'_D	$N_{P_{\frac{1}{2}}}$
$C_{L\alpha}$			$\frac{\Delta F_V}{n-1}$		δ_R
C_{m0}			$(F_V)_{n=3.8}$		ω_R
$C_{m\alpha}$			$(\delta_V)_n$		δ_P
			$(F_V)_{n=-2}$		ω_P

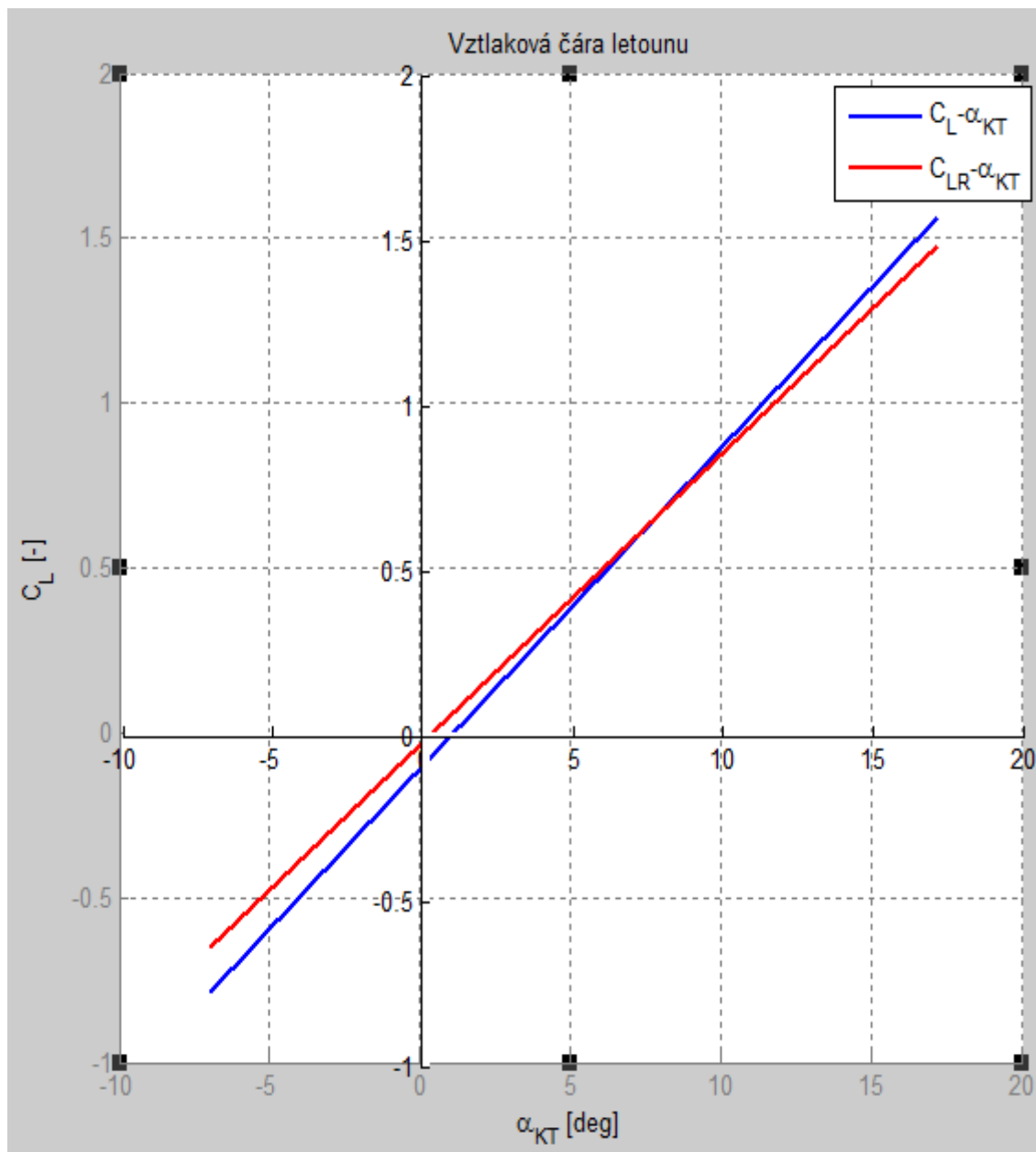
V následujících tabulkách jsou uvedeny maxima a minima zkoumaných kritérií a parametry případu, při kterých k danému extrému dojde. Některé níže vypočtené hodnoty jsou pouze teoretické s ohledem na přijaté zjednodušující předpoklady a mohou se od skutečných výrazně lišit.

V níže uvedené tabulce jsou důležité zejména hodnoty parametrů vztlakové a momentové čáry. Parametry vztlakové a momentové čáry C_{L0} , $C_{L\alpha}$, C_{m0} jsou ve zkoumaných případech konstantní, liší se pouze součinitel $C_{m\alpha}$ a to v závislosti na poloze těžiště. Pro staticky stabilní letoun s pevným řízením je důležité zejména, aby součinitel momentu při nulovém absolutním úhlu náběhu letounu C_{m0} byl kladný a sklon momentové čáry $C_{m\alpha}$ byl záporný, což je pro všechny zkoumané případy splněno. Extrémy jsou v extrémech α_{KT} a \bar{x}_T .

tab. 23. Parametry momentové a vztlakové čáry s pevným řízením - Tabulka maximálních, minimálních nebo konstantních hodnot pro zkoumané případy letu

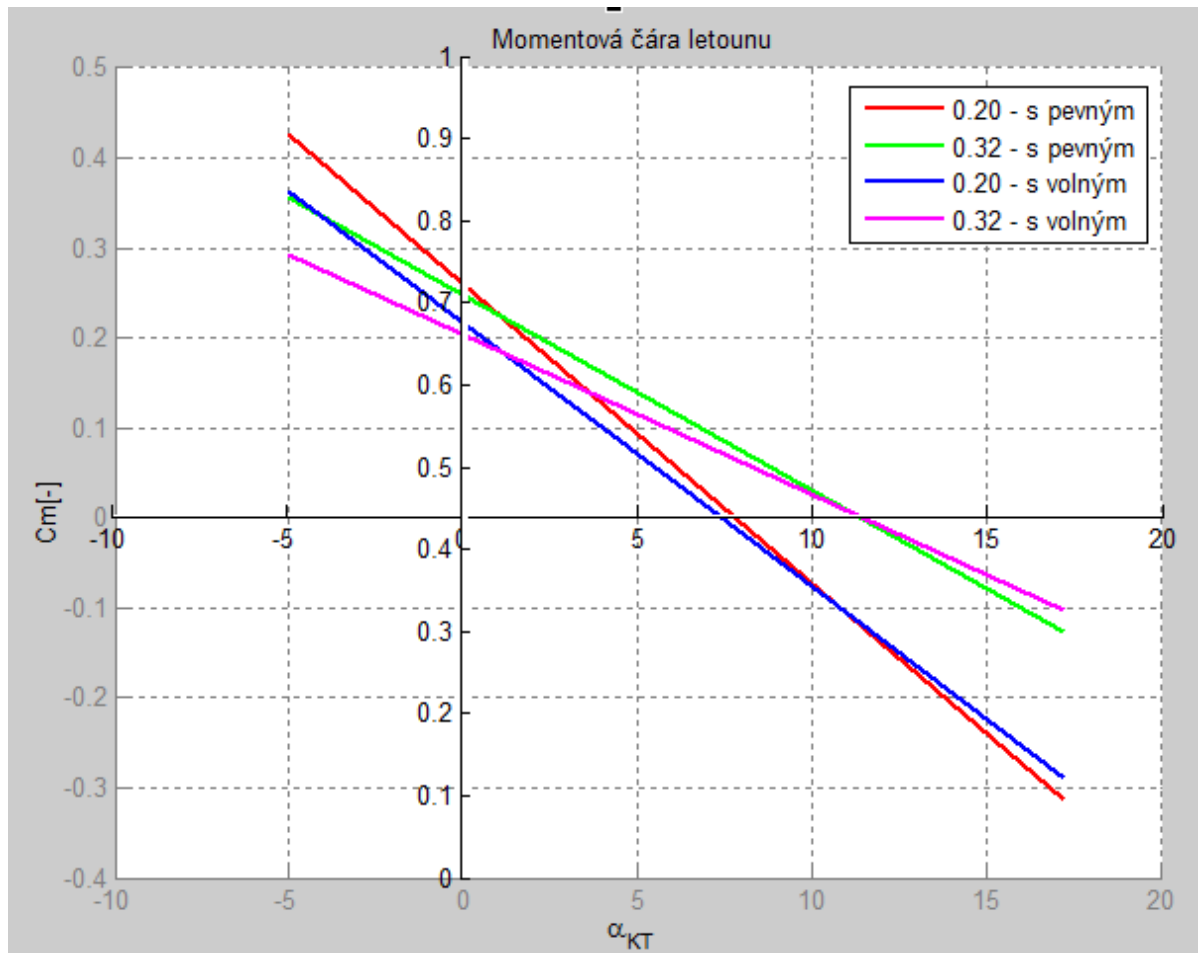
					Parametry daného případu				
					α_{KTR}	m	\bar{x}_T	(u_R)	
					deg	kg	—	km/h	
	u_R	min.	96	km/h	*	17.25	850	0.32	96
		max.	309		**	2.92	1250	0.20	309
	α_R	min.	-2.22	deg		2.92	N	N	N
		max.	12.11		*	17.25	N	N	N
	α_{aR}	min.	1.80	deg		2.92	N	N	N
		max.	16.13		*	17.25	N	N	N
	C_{L0}	konst.	0.389	—		N	N	N	N
	$C_{L\alpha}$	konst.	5.552	rad ⁻¹		N	N	N	N
	C_{m0}	min.	0.223	—		N	N	N	N
	$C_{m\alpha}$	min.	-1.57	rad ⁻¹		N	N	0.20	N
		max.	-1.24			N	N	0.32	N
	\bar{x}_A	konst.	0.544	—		N	N	N	N

* Pouze orientační teoretická hodnota s ohledem na zjednodušující předpoklady. Skutečná hodnota se může významně lišit vlivem nelineárního chování.
 ** Jedná se o maximální hodnotu pro zadaný minimální α_{KT} – nesouvisí s výkony letadla.
 N – Hodnota kritéria nezávisí na daném parametru.



graf 9. Vztlaková čára a rovnovážná vztlaková čára v závislosti na α_{KT}

Aby byl letoun staticky stabilní i s volným řízením, musí být kladný také součinitel momentu při nulovém absolutním úhlu náběhu letounu s volným řízením C'_{m0} a záporný sklon momentové čáry s volným řízením $C'_{m\alpha}$. I tato podmínka je pro všechny polohy těžiště splněna a na ostatních zkoumaných parametrech je nezávislá. Poloha aerodynamického středu s volným řízením se posouvá mírně dopředu oproti aerodynamickému středu s pevným řízením. Na grafu výše je zobrazena vztlaková čára letounu s pevným řízením a rovnovážná vztlaková čára a na grafu níže je vykreslena momentová čára letounu za předpokladu, že podélná osa letounu je kolmá na tíhové zrychlení a letoun je v normální poloze.



obr. 11. Momentová čára letounu s volným a pevným řízením s parametrem \bar{x}_T

tab. 24. Parametry s volným řízením – tabulka maximálních, minimálních nebo konstantních hodnot pro zkoumané případy letu.

						Parametry daného případu			
						α_{KTR}	m	\bar{x}_T	(u_R)
						deg	kg	–	km/h
	α_{aR}	min.	1.80	deg	*	2.92	N	N	N
		max.	16.13			17.25	N	N	N
	C_{L0}	konst.	0.011	–		N	N	N	N
	$C'_{L\alpha}$	konst.	5.488	rad ⁻¹		N	N	N	N
	C'_{m0}	konst.	0.183	–		N	N	N	N
	$C'_{m\alpha}$	min	-1.67	rad ⁻¹		N	N	0.20	N
		max.	-1.02			N	N	0.32	N
	\bar{x}'_A	konst.	0.505	–		N	N	N	N

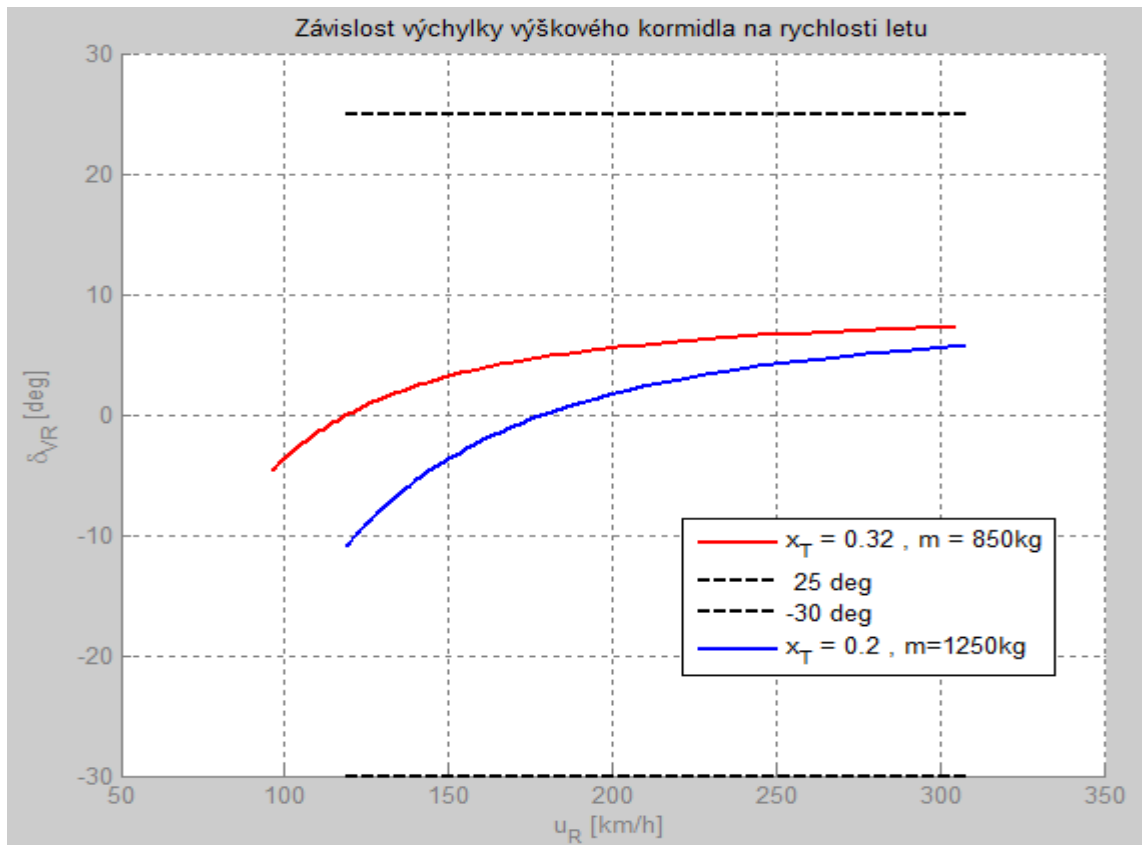
* Pouze orientační teoretická hodnota s ohledem na zjednodušující předpoklady. Skutečná hodnota se může významně lišit vlivem nelineárního chování.
N – Hodnota kritéria nezávisí na daném parametru.

Pro zajištění rovnovážného letu ve všech letových případech jsou potřebné výchylky a síly v řízení uvedené v následující tabulce. Nebude-li letoun vyvážen (vyvažovací ploška bude mít nulovou výchylku a nebude použit žádný jiný způsob vyvážení letounu), ustálí se rychlost letounu s volným řízením při minimální hmotnosti a zadní centrāži na rychlosti 119km/h a při maximální hmotnosti a přední centrāži na rychlosti 184km/h. Extrémní hodnoty výchylky výškového kormidla potřebné pro dosažení rovnovážného režimu letu δ_{VR} jsou let při minimální rychlosti a přední centrāži a to přibližně $\delta_{VR} = -11^\circ$ a při maximální rychlosti a zadní centrāži, kdy je výchylka $\delta_{VR} = 6.67^\circ$. Další kritéria vypočítaná kritéria pro zadané geometrické charakteristiky jsou uvedeny v tab. 26. Síla potřebná na desetiprocentní změnu rychlosti se pohybuje od 3.74N do 9.06N. Maximální síla potřebná pro dosažení rovnovážného režimu letu v kritickém případě je 94.8N (ve skutečnosti je 105N, ale případ při minimální hmotnosti zadní centrāži a maximální rychlosti není zahrnut ve zkoumaných případech). Dle předpisu CS-23 [11] je maximální povolená síla při dlouhodobém působení 44.5N. Z toho plyne nutnost použití prostředku pro vyvážení letounu - například vyvažovací plošky nebo pružinového vyvážení. Upřednostňována je první varianta, jelikož při použití pružinového vyvážení může docházet k problémům s aeroelastickými jevy. Na následujících grafech jsou závislosti výchylky výškového kormidla na rychlosti letu a síly potřebné na udržení dané rovnovážné rychlosti.

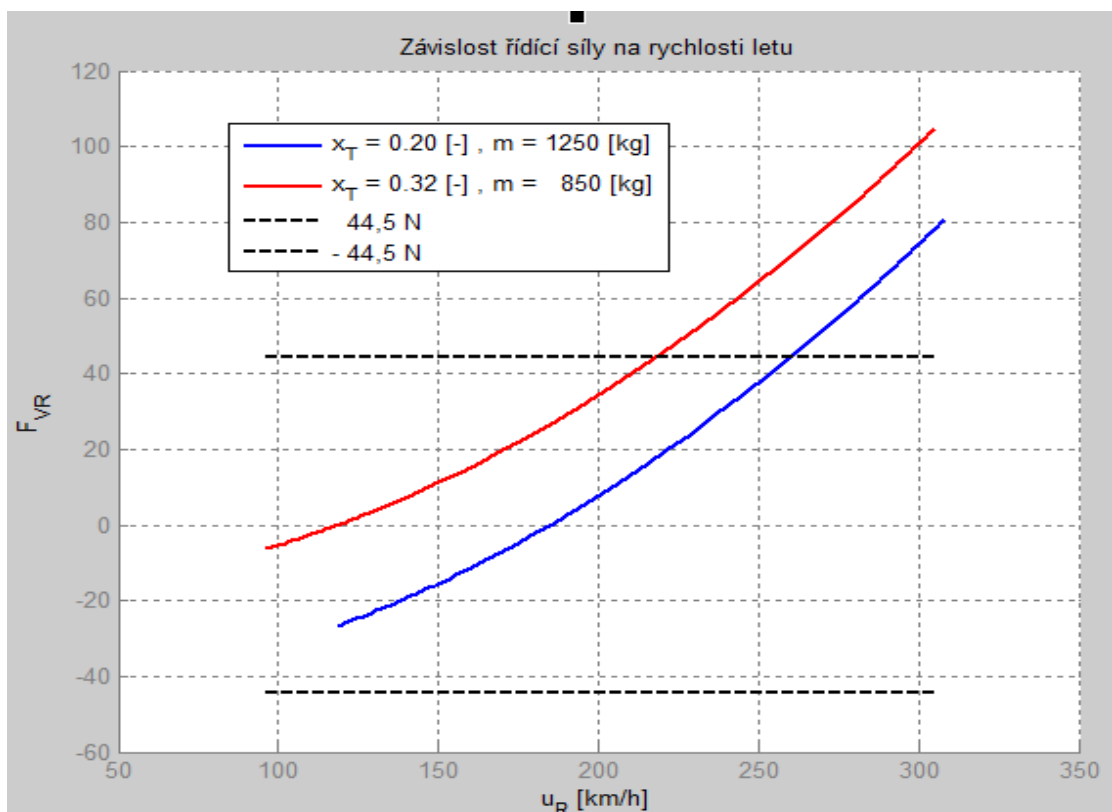
tab. 25. Rovnovážný režim letu - Tabulka maximálních, minimálních nebo konstantních hodnot pro zkoumané případy letu.

					Parametry daného případu				
					α_{KTR}	m	\bar{x}_T	(u_R)	
					deg	kg	–	km/h	
	α'_a	min.	6.32	deg		N	N	0.20	N
		max.	10.39			N	N	0.32	N
	$(V)_{\delta'_V}$	min.	119	km/h	*	N	850	0.32	N
		max.	184			N	1250	0.20	N
	δ_{VR}	min.	-10.99	deg	*	17.25	N	0.20	N
		max.	6.67			2.92	N	0.32	N
	$F_V^{10\%}$	min.	3.74	N		N	850	0.32	N
		max.	9.06			N	0.20	1250	N
	F_{VR}	min.	-26.6	N	*	17.25	1250	0.20	119
		max.	94			2.92	850	0.32	304

* Pouze orientační teoretická hodnota s ohledem na zjednodušující předpoklady. Skutečná hodnota se může významně lišit vlivem nelineárního chování.
N – Hodnota kritéria nezávisí na daném parametru.



graf 10. Závislost řídicí síly na rychlosti letu



graf 11. Závislost řídicí síly na rychlosti letu – kritické případy

tab. 26. Geometrické parametry důležité pro stanovení sil v řízení

Převod řízení	$K_V = 3.2[m^{-1}]$
Rozsah výchylek výškového kormidla	$\Delta\delta_V = 0.9599[rad]$ $= 55[deg]$
Rozsah výchylek ovládání výškového kormidla	$\Delta x = 0.3[m]$

V následující tabulce jsou uvedeny hodnoty kritérií důležitých pro stanovení obratnosti letounu. Minimální výchylka potřebná na změnu násobku o je 1 je přibližně -0.05° a vychází při zadní centráži maximální hmotnosti a nejmenším zkoumaném úhlu náběhu letounu (tedy při maximální rychlosti letounu), ve zkoumaných případech není zahrnuta rychlost letu nad 250km/h s minimální hmotností, zda může být výchylka na násobek menší. Největší výchylka na jednotkovou změnu násobku -0.5° je potřebná ve druhém extrému a to při minimální hmotnosti, zadní centráži a kritickém úhlu náběhu. Pro geometrické parametry řízení uvedené v tab. 26 je síla potřebná na jednotkovou změnu násobku v rozsahu od $-29N$ do $-56N$. Maximální velikost síly potřebné pro dosažení násobku 3.8 je 157N při přední centráži a maximální hmotnosti, což je z hlediska předpisu CS-23 [11] vyhovující jak pro volantové řízení (maximální povolená hodnota pro volantové řízení je 334N při působení oběma rukama respektive 222N jednou rukou) i pro pákové řízení (maximální povolená hodnota 267N). Minimální velikost síly je 81N pro zadní centráž a minimální hmotnost. Předpis však definuje řídící sílu s ohledem na hmotnost letounu a proto je nutné požadavek na minimální velikost síly prokázat pouze pro maximální hmotnost letounu. Minimální velikost síly potřebná pro dosažení násobku síly při maximální hmotnosti je 106N. Z výpočtu v kapitole 2.1.2 je stanovena minimální povolená velikost síly pro dosažení násobku 3.8 pro pákové řízení na 89.3N a pro volantové řízení na 125N. Pro pákové řízení je tedy podmínka splněna, pro volantové řízení síla v řízení nevyhovuje. Úprava je možná následujícími způsoby:

- Zmenšení rozsahu výchylky ovládání VK, která je v tuto chvíli stanovena na 30cm
- Přidáním závaží do systému řízení, které zvýší sílu v řízení při zvýšení násobku.
- Změnou geometrie výškového kormidla.

Další důležitou informací je maximální velikost výchylky výškového kormidla potřebná pro dosažení násobku 3.8. Násobku 3.8 lze dosáhnout, letí-li letoun v rovnovážném horizontálním letu při úhlu náběhu maximálně $\alpha_{KTR} = 5.14^\circ$, při větším úhlu náběhu nelze násobku 3.8 dosáhnout, jelikož dojde dříve k překročení maximálního součinitele vztlaku. Z výpočtu vyplynula maximální výchylka 20.6° při rychlosti 185km/h, hmotnosti letounu 850kg a přední centráži. Tato hodnota bude ve skutečnosti větší, jelikož účinnost výškového kormidla při výchylce větší, než 10° klesá. Dle [1] obr. 10-10 je pro výchylku 30° účinnost výškového kormidla snížena o 15%. K dalšímu snížení účinnosti může dojít vlivem deformace trupu, která není v těchto výpočtech uvažována. Maximální výchylka výškového kormidla -30° může být proto hraniční.

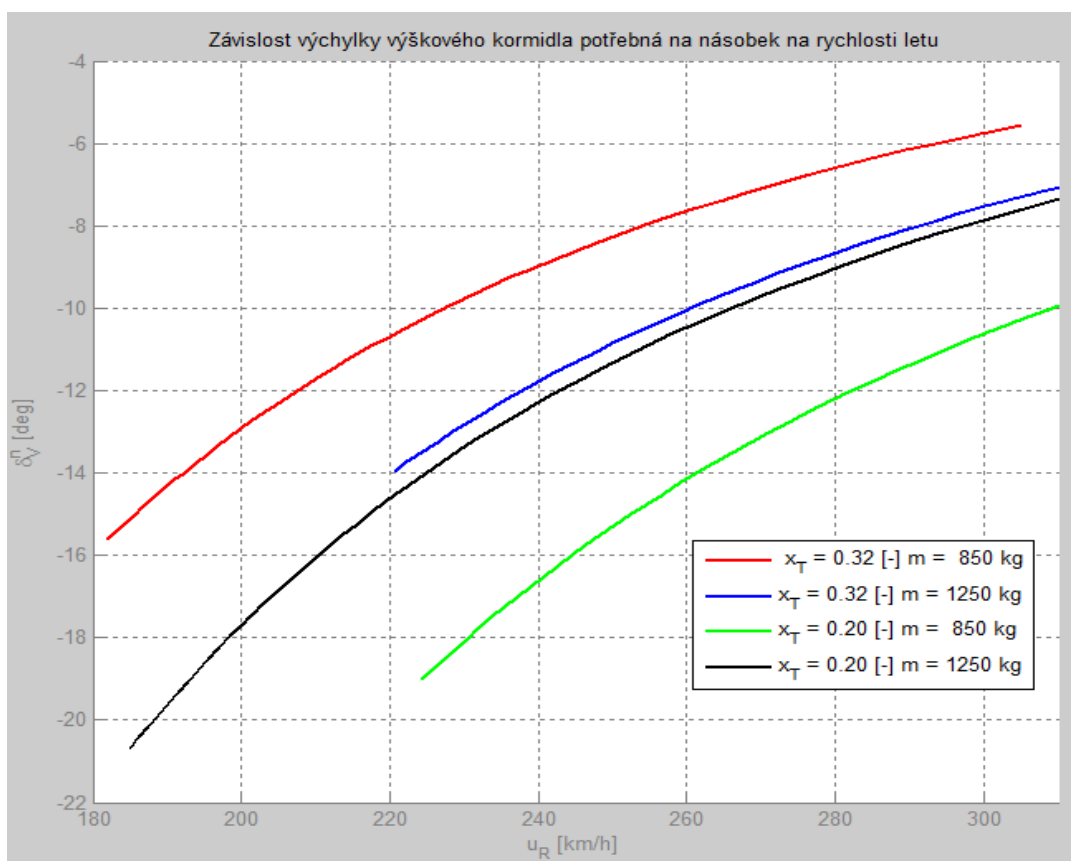
tab. 27. Obratnost letounu - tabulka maximálních, minimálních nebo konstantních hodnot pro zkoumané případy letu.

						Parametry daného případu			
						α_{KTR}	m	\bar{x}_T	(u_R)
						deg	kg	–	km/h
	$\frac{\Delta\delta_V}{n-1}$	min.	-0.459	deg	*	17.25	850	0.20	98
		max.	-0.0459			2.92	1250	0.32	304
	$\frac{\Delta C_{HV}}{n-1}$	min.	0.015	-	**	2.92	1250	0.32	304
		max.	0.155		*	17.25	850	0.20	98
	$\frac{\Delta F_V}{n-1}$	min.	-56.1	N		N	1250	0.20	N
		max.	-29.0			N	850	0.32	N
	$(\delta_V)_{n=3.8}$	min.	-20.6	deg	***	5.14	850	0.20	185
		max.	-7.4		**	2.92	1250	0.32	304
	$(F_V)_{n=3.8}$	min.	-157	N	*	N	1250	0.20	N
		max.	-81			N	850	0.32	N
	$(F_V)_{n=3.8}$	min.	-106	N	Pozn.	N	1250	0.32	N
	\bar{x}_D	min.	0.627			N	1250	N	N
		max.	0.676			N	850	N	N
	\bar{x}'_D	min.	0.580			N	1250	0.32	N
		max.	0.625			N	850	0.20	N

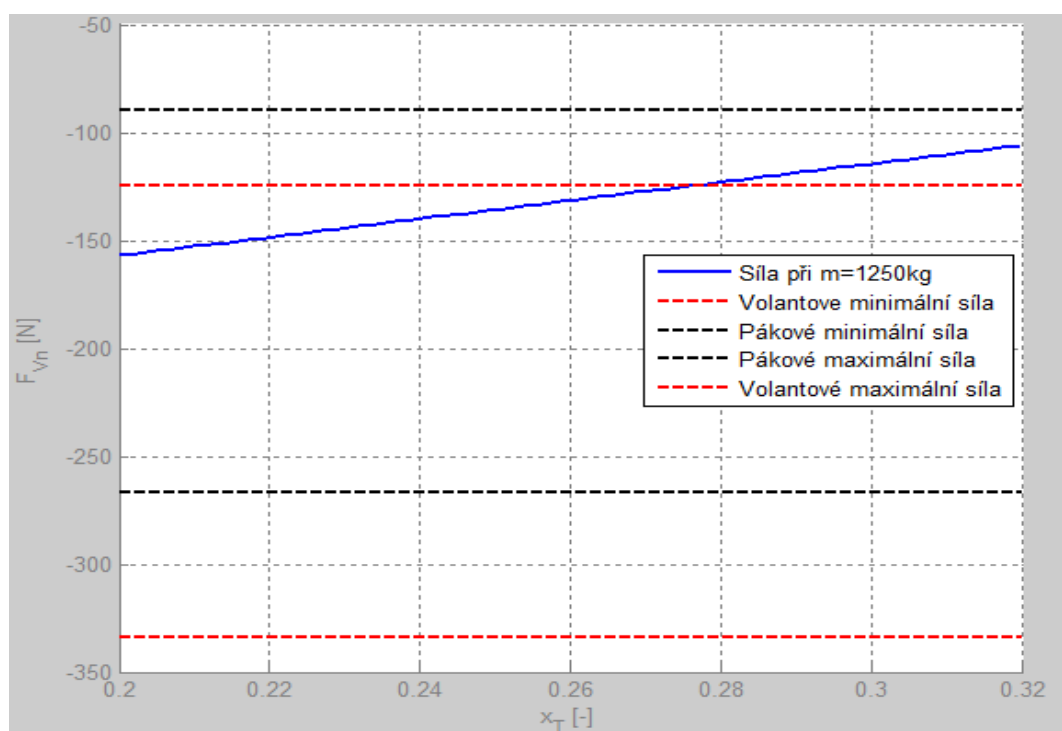
* Pouze orientační teoretická hodnota s ohledem na zjednodušující předpoklady. Skutečná hodnota se může významně lišit vlivem nelineárního chování.
 ** Jedná se o maximální hodnotu pro zadaný minimální α_{KT} – nesouvisí s výkony letadla.
 *** Pro rychlosti menší než při rovnovážném úhlu náběhu kombinace křídlo trup $\alpha_{KTR} = 5.14$ je fyzikálně nemožné dosáhnout násobku 3.8 – dojde k překročení maximálního součinitele vztlaku (jedná se pouze o přibližnou hodnotu α_{KTR})
 Pozn. – minimální velikost síly na násobek při maximální hmotnosti letounu
 N – Hodnota kritéria nezávisí na daném parametru.

Na následujících grafech jsou zobrazeny závislosti výchylky výškového kormidla potřebné na maximální násobek v závislosti na rychlosti letu od rychlosti V_A . Stojí za povšimnutí, že při minimální hmotnosti potřebujeme pro dosažení násobku větší výchylku než při maximální hmotnosti, což je způsobeno nižší rychlostí V_A . Také je z grafu patrné, že zkoumané případy nepostihly celou obálku letů, jelikož minimální výchylka při minimální hmotnosti a maximální rychlosti je -5.5° oproti -7.4° uvedené v tabulce

Na graf 13 je jasně vidět, že síla pro volantové řízení na násobek je menší než povolená a proto bude nutný prostředek pro přitížení v závislosti na násobku, jako je například závaží v systému řízení.



graf 12. Závislost výchylky VK při maximálním násobku na rychlosti letu



graf 13. Závislost síly potřebné na násobek 3.8 na poloze těžiště

V tab. 28 jsou uvedeny zásoby stability letounu při daných podmínkách. Všechny zásoby stability jsou kladné a letoun je proto staticky stabilní v celém rozsahu centrází.

tab. 28. Zásoba stability - tabulka maximálních, minimálních nebo konstantních hodnot pro zkoumané případy letu.

					Parametry daného případu				
					α_{KTR}	m	\bar{x}_T	(u_R)	
					deg	kg	–	km/h	
	σ_A	min.	0.22	–		N	N	0.32	N
		max.	0.34			N	N	0.20	N
	σ'_A	min.	0.19	–	*	N	N	0.32	N
		max.	0.31			N	N	0.20	N
	σ_D	min.	0.31	–	*	N	1250	0.32	N
		max.	0.48			N	850	0.20	N
	σ'_D	min.	0.26	–		N	1250	0.32	N
		max.	0.43			N	850	0.20	N

* Pouze orientační teoretická hodnota s ohledem na zjednodušující předpoklady. Skutečná hodnota se může významně lišit vlivem nelineárního chování.
N – Hodnota kritéria nezávisí na daném parametru.

Poslední níže uvedená tabulka s vyhodnocením kritérií letových vlastností pro ustálený horizontální let je zaměřena na dynamickou stabilitu letounu. Z tabulky vyplývá, že letoun je dynamicky stabilní ve všech zkoumaných režimech letu. V kapitole 2.1.2 jsou uvedeny požadavky předpisu CS-23 [11] na dynamickou stabilitu. Z tabulky níže plyne, že kmitání s krátkou periodou je silně tlumeno, protože maximální počet kmitů je 0.19 a maximální doba útlumu na jednu polovinu je 0.68s pro zkoumané případy. Ve všech případech je také kmitání s dlouhou periodou tlumeno. Maximální teoretická doba útlumu na jednu polovinu je 34s a maximální počet kmitů při pomalém kmitání je 1.36. Požadavky předpisu jsou proto při použití výše uvedených zjednodušujících předpokladů splněny.

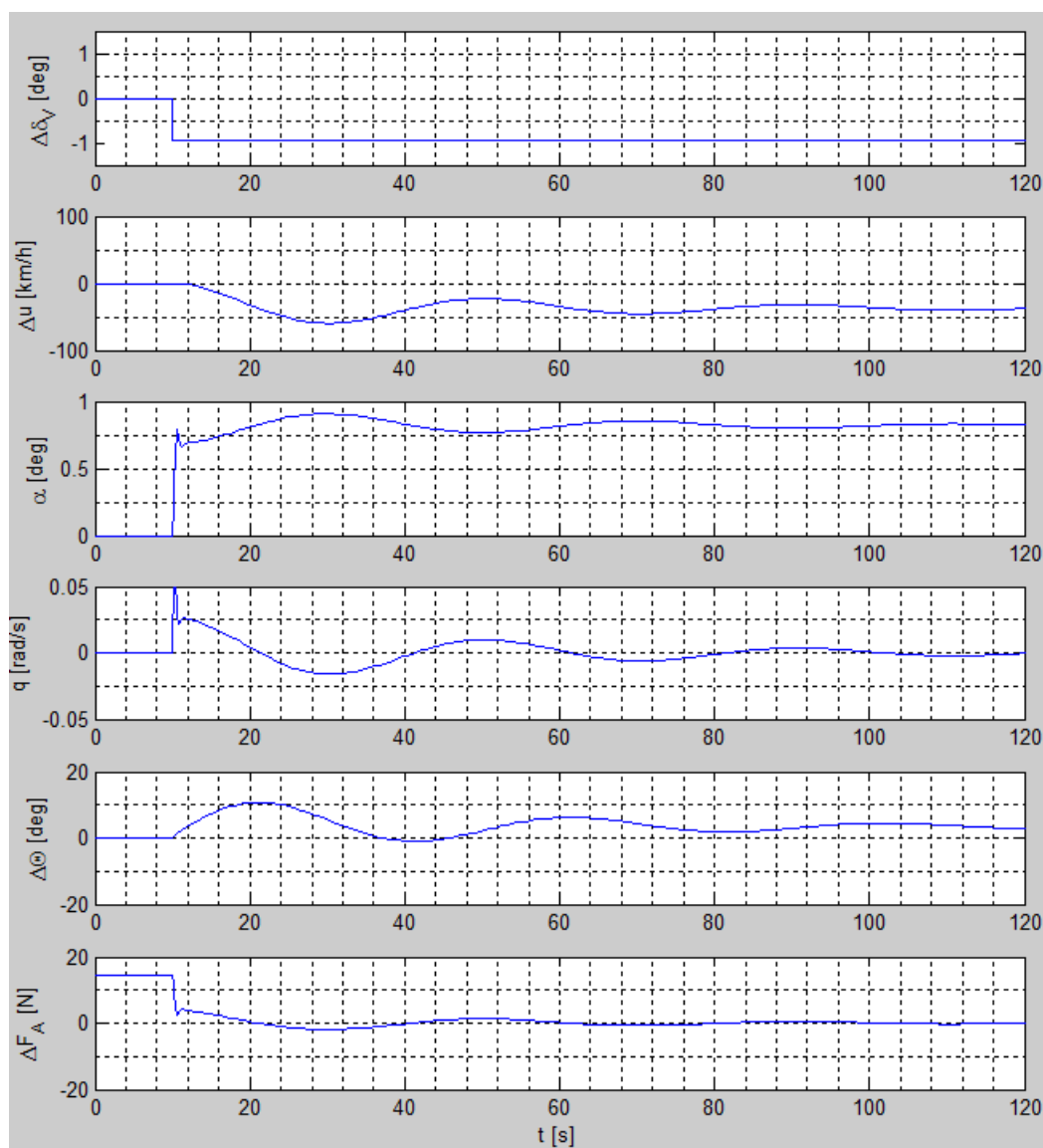
tab. 29. Kritéria dynamické stability s pevným řízením- tabulka maximálních, minimálních nebo konstantních hodnot pro zkoumané případy letu.

					Parametry daného případu				
					α_{KTR}	m	\bar{x}_T	(u_R)	
					deg	kg	–	km/h	
	$t_{R\frac{1}{2}}$	min.	0.26	S		2.92	m	m	
		max.	0.68			*	17.25	m	m
	$N_{R\frac{1}{2}}$	min.	0.12	–		m	850	0.32	m
		max.	0.19			m	1250	0.20	m
	$t_{P\frac{1}{2}}$	min.	22.7	S		2.92	850	m	250-255
		max.	34			*	17.25	850	m
	$N_{P\frac{1}{2}}$	min.	0.40	–		2.92	850	0.32	250-255
		max.	1.36			*	17.25	850	0.32

m - Vliv parametru je malý v daném rozsahu, proto může být zanedbán.
* Pouze orientační hodnota s ohledem na zjednodušující předpoklady. Odchytky kinem. veličin překračují krit. úhel náběhu. Hodnota slouží pouze k definování teoretické hranice.

Dle CS-23 [1] je dále požadováno, aby při uvolnění výškového kormidla při letu s rychlostí o 15% vyšší resp. nižší, než je rychlost vyvážení, letoun nevykazoval žádné nebezpečné vlastnosti, ani nesmí dojít k nadměrné změně řídicí síly oproti velikosti při uvolnění řízení. V této fázi návrhu a použitou metodou výpočtu lze pouze zobrazit chování letounu při přesunu výškového kormidla tak, aby se rovnovážná rychlost snížila, resp. zvýšila o 15%. Tato analýza je udělána pro případ letu s přední centráží a maximální hmotností (při maximální síle na 10%) a při cestovní rychlosti 250km/h.

Letí-li letoun rychlostí 287.5km/h (rychlost o 15% vyšší, než je cestovní rychlost 250km/h), pak velikost výchylky výškového kormidla je o 0.96° menší než je rovnovážná výchylka u cestovní rychlosti. Na následujícím grafu je zobrazena odezva letounu na skokovou změnu výchylky výškového kormidla o 0.96° (do rovnovážné polohy), čímž se změní rovnovážná rychlost letu z 287.5 km/h na 250 km/h.



graf 14. Odezva letounu na skokovou změnu výchylky výškového kormidla o 0.96°

Z dolního grafu pro ΔF_A plyne, že amplituda řídicí síly nepřekročí ani původní sílu potřebnou na zvýšení rychlosti o 15%. Důvodem je i fakt, že aerodynamická síla do řízení od změny násobku působí v opačném smyslu než aerodynamická síla od změny rychlosti. Z toho

důvodu je za těchto podmínek požadavek předpisu splněn. Tento požadavek však nemusí být splněn pro jiné letové případy a pro reálný letoun.

Průběh síly ΔF_A je dán rovnicí [1]:

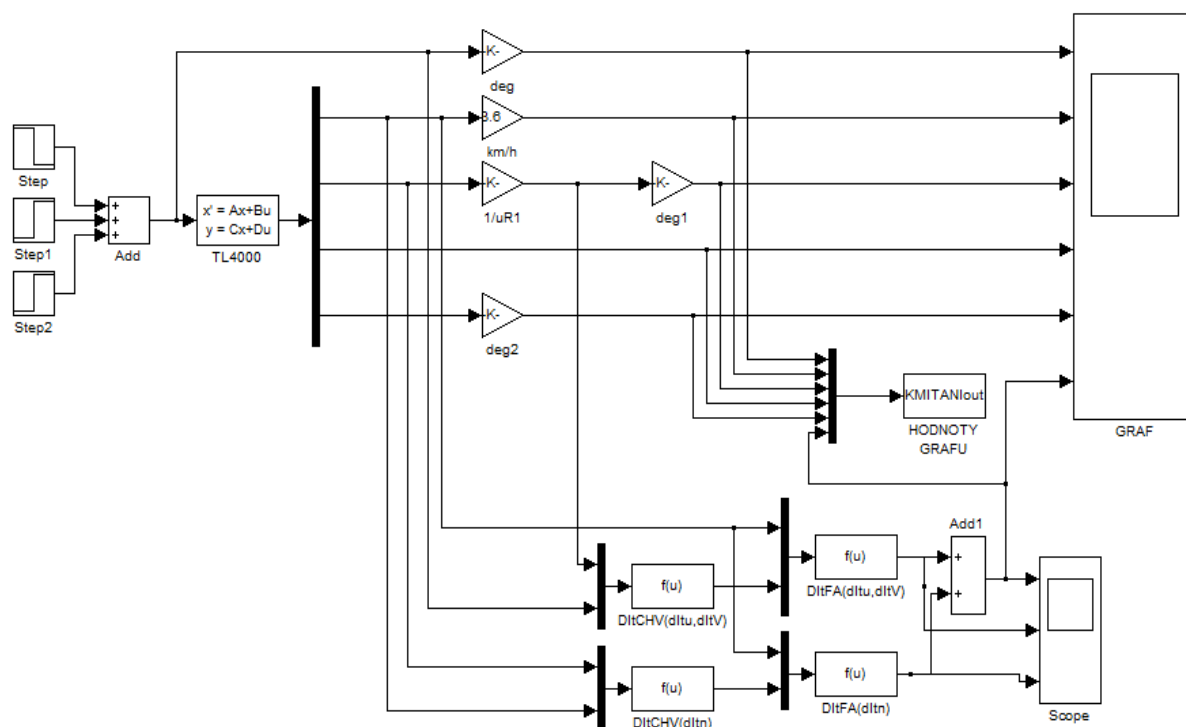
$$\Delta F_A = -\Delta F_V = K_V \cdot k_{VOP} \cdot S_V \cdot c_V \cdot \frac{1}{2} \cdot (u_R + \Delta u)^2 \cdot \Delta C_{H_V}$$

$$\Delta C_{H_V} = C_{H_\alpha} \cdot \Delta \alpha - C_{H_\delta} \cdot \delta_{V0} + C_{H_q} \cdot \frac{q \cdot c_{AK}}{2 \cdot (u_R + \Delta u)}$$

ΔF_A – Síla do řízení od aerodyn. sil δ_{V0} – počáteční odchylka od δ_{VR}

Pro účely zobrazení průběhu řídicí síly byly do původního schématu v Simulink přidány následující bloky:

<i>DltCHV(dltu,dltV0)</i>	<i>Počítá součinitel závěsového momentu od změny rychlosti Δu</i>
<i>DltFA(dltu,dltV0)</i>	<i>Aerodynamická síla působící na řízení od Δu</i>
<i>DltCHV(dltn)</i>	<i>Počítá součinitel závěsového moment od změny násobku n</i>
<i>DltFA(dltn)</i>	<i>Počítá aerodynamickou sílu působící na řízení od $\Delta \alpha$</i>



obr. 12. Blokové schéma TL4000 v Matlab Simulink

3.13 Výpočet podélné stability a říditelnosti při stoupavém letu

Dalším letovým případem je stoupavý let. Také pro stoupavý let byla vypočítána veškerá kritéria pro stejné letové případy jako v případě horizontálního letu. Odečtením výsledku ze stoupavého letu od výsledků z horizontálního letu bylo možné velmi snadno určit, která kritéria se vlivem stoupavého letu změnila.

$$\Delta H_i = H_i(\text{stoupavý let}) - H_i(\text{horizontální let})$$

Procentuální hodnota odchylky kritéria od horizontálního letu je definována následujícím vztahem:

$$\Delta h_i[\%] = \frac{\Delta H_i}{H_i(\text{horizontální let})} \cdot 100$$

Z této analýzy vyplynulo, že při stoupavém letu se pro výše definovaný matematický model letounu a pro změnu úhlu stoupání o 4° mění významněji pouze kritéria dynamické stability. Ostatní kritéria se nemění vůbec, nebo v řádech procent.

Rovnovážná rychlost letounu se pro daný úhel stoupání sníží o 0.12% pro všechny případy, stejně tak i rovnovážná rychlost letounu s uvolněným výškovým kormidlem.

F_{VR} se liší maximálně o -4.2% až 1% .

Změna výchylky na násobek, změna součinitel závěsového momentu na násobek a změna výchylky na násobek 3.8 (δ_V)_n se liší o 0.244%.

Čas na útlum rychlých kmitů na polovinu se liší o -0.731 až 0.003%. Počet rychlých kmitů na jednu polovinu o -0.521 až -0.018%.

Čas na útlum pomalých kmitů na jednu polovinu se liší od -16 až -2.5% a počet pomalých kmitů pro útlum na jednu polovinu od -18% až -4.8%. Z toho plyne, že právě tlumení pomalých kmitů je nejvíce závislé na úhlu stoupání. Maximální hodnoty jsou pouze teoretické, jelikož se vyskytují při kritických úhlech náběhu, kde se projevuje odtrhávání proudění a nelinearity v chování letounu.

tab. 30. Kritéria dynamické stability s pevným řízením- tabulka maximálních, minimálních nebo konstantních hodnot pro zkoumané případy letu.

					Parametry daného případu				
					α_{KTR}	m	\bar{x}_T	Hor. let.	
					deg	kg	–	//	
	$t_{P_{\frac{1}{2}}}$	min.	23	s		2.92	850	m	22.7
		max.	41		*	17.25	850	m	34
	$N_{P_{\frac{1}{2}}}$	min.	0.44	–		2.92	850	0.32	0.40
		max.	1.75		*	17.25	850	0.32	1.36

m - Vliv parametru je velice malý v daném rozsahu, proto může být zanedbán.

* Pouze orientační teoretická hodnota s ohledem na zjednodušující předpoklady. Odchylky kinematických veličin překračují kritický úhel náběhu. Hodnota slouží pouze k definování teoretické hranice.

3.14 Výpočet podélné stability a říditelnosti při klesavém letu

Další případ je zaměřen na klesavý let a to při úhlu klesání -4.43° . Tento úhel odpovídá minimálnímu úhlu klesání vypočítaného z analytické poláry. Analýza klesavého letu byla provedena obdobným způsobem, jako analýza stoupavého letu.

Stejně jako u stoupání z této analýzy vyplynulo, že při klesavém letu se pro výše definovaný matematický model letounu a pro změnu úhlu klesání o 4.43° mění významněji pouze kritéria dynamické stability. Ostatní kritéria se nemění vůbec, nebo v řádech procent.

Rovnovážná rychlost letounu se snížila o 0.15%, o stejnou hodnotu se snížila také rovnovážná rychlost letounu s uvolněným výškovým kormidlem.

F_{VR} se liší maximálně od -5.1% do -1.32%.

Změna výchylky na násobek, změna součinitel závěsového momentu na násobek a změna výchylky na násobek $3.8 (\delta_V)_n$ se liší o 0.30%.

Čas na útlum rychlých kmitů na polovinu se liší maximálně od 0.28% do 1.13%. Počet rychlých kmitů na jednu polovinu se liší od 0.02 do 0.60%.

Čas na útlum pomalých kmitů na jednu polovinu se liší od 3% do 27% a počet kmitů pro útlum na jednu polovinu od 5 do 29%. Tyto extrémní hodnoty se však objevují u kritických úhlů náběhu jsou to tedy pouze teoretické hodnoty, jelikož chování letounu na těchto úhlech náběhu je silně ovlivněno odtrháváním proudění a dalšími vlivy. Přesto vliv klesání nejvýrazněji ovlivňuje tlumení pomalých kmitů. Při klesání se počet kmitů i čas útlumu na jednu polovinu prodlužuje.

tab. 31. Kritéria dynamické stability s pevným řízením- tabulka maximálních, minimálních nebo konstantních hodnot pro zkoumané případy letu.

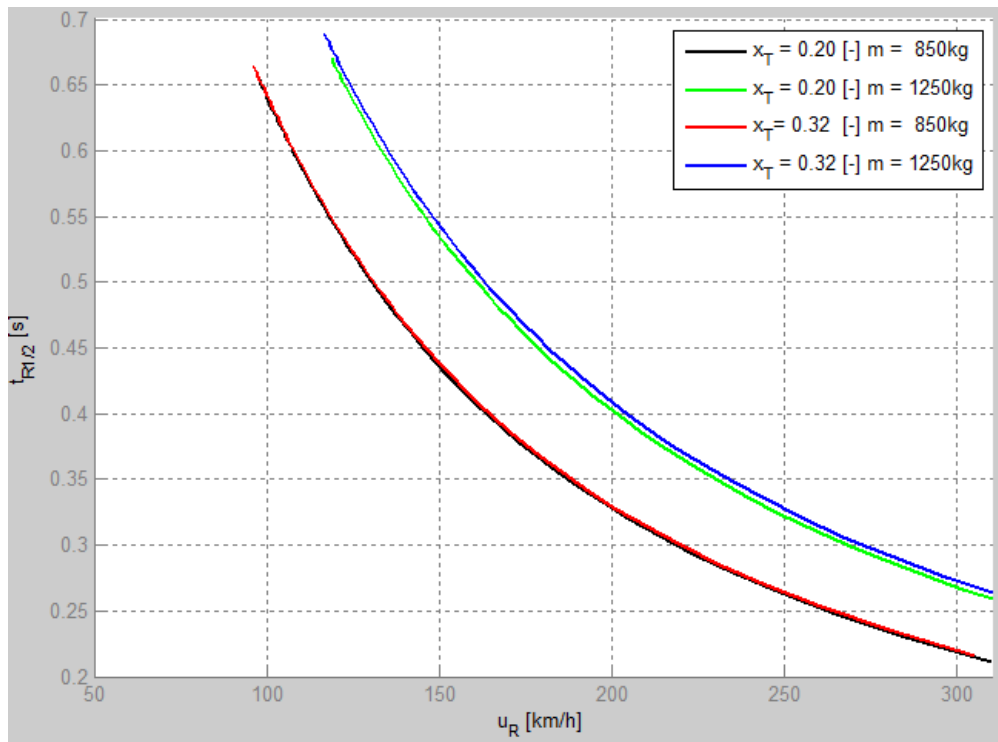
					Parametry daného případu				
					α_{KTR}	m	\bar{x}_T	Hor. let.	
					deg	kg	—	km/h	
	$t_{P_{\frac{1}{2}}}$	min.	23	s	*	2.92	850	m	22.7
		max.	41			17.25	850	m	34
	$N_{P_{\frac{1}{2}}}$	min.	0.44	—	*	2.92	850	0.32	0.40
		max.	1.75			17.25	850	0.32	1.36

m - Vliv parametru je velice malý v daném rozsahu, proto může být zanedbán.

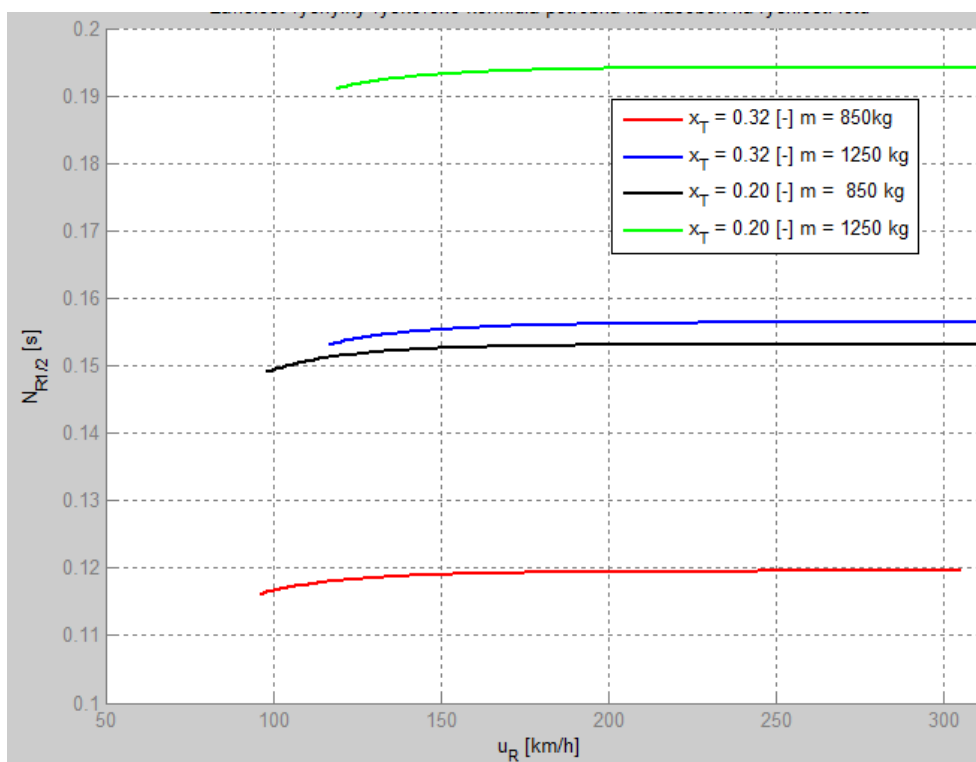
* Pouze orientační teoretická hodnota s ohledem na zjednodušující předpoklady. Odchytky kinematických veličin překračují kritický úhel náběhu. Hodnota slouží pouze k definování teoretické hranice.

Vzhledem k tomu, že klesavý let se z hlediska dynamické stability jeví jako nejnepříznivější, jsou průběhy závislostí kritérií dynamické stability vykresleny právě pro klesavý let.

Z grafů níže plyne, že čas na útlum na jednu polovinu rychlých kmitů prudce klesá s rychlostí letu, není téměř závislý na poloze těžiště, ale mění se s hmotností. Závislost počtů kmitů na útlum na jednu polovinu je naopak téměř konstantní s rychlostí, ale mění se jak s těžištěm, tak s hmotností.

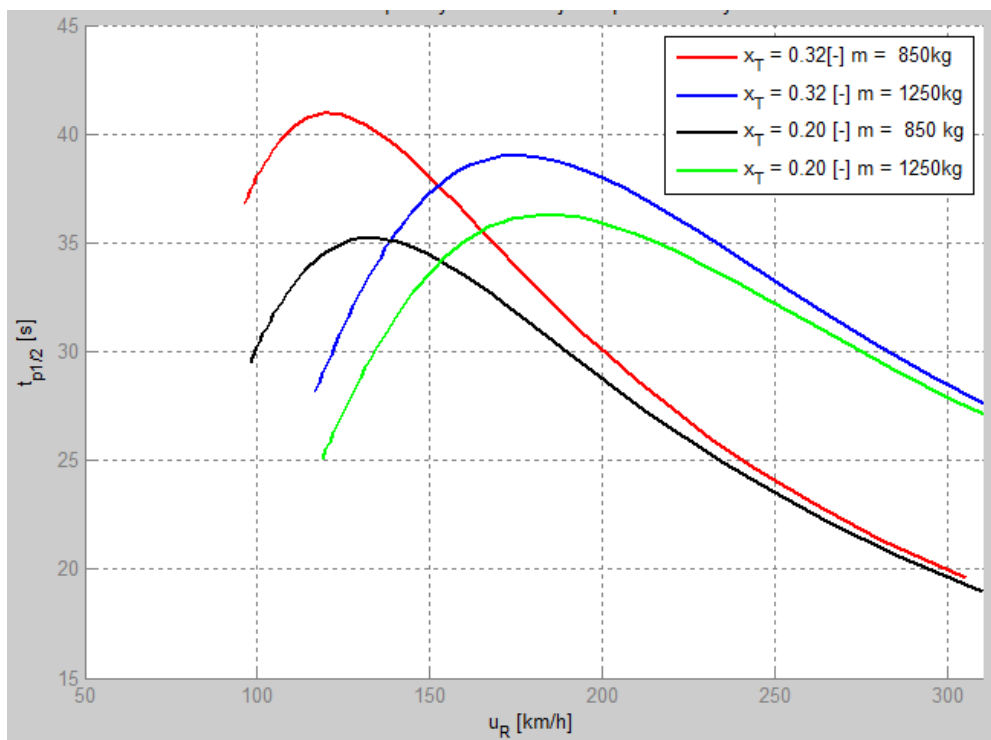


graf 1. Závislost času útlumu na jednu polovinu rychlých kmitů na rychlosti letu.

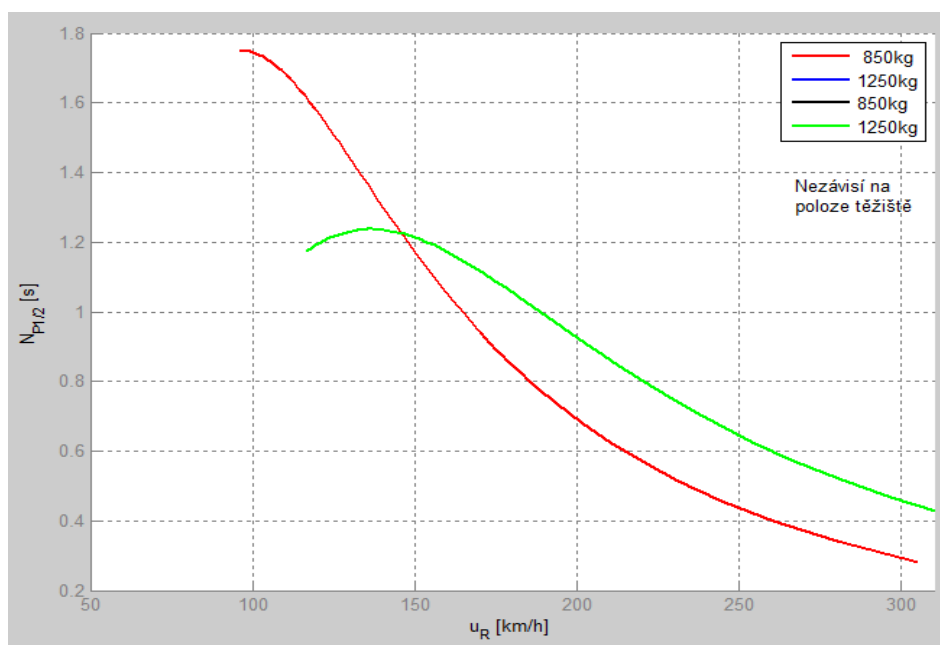


graf 2. Závislost počtu kmitů na útlum na jednu polovinu rychlých kmitů na rychlosti.

Z grafů níže plyne, že navržené zkoumané případy nepostihly extrémny těchto kritérií, jelikož extrém počtů kmitů na útlum na jednu polovinu pomalých kmitů leží mimo rychlosti ve zkoumaných případech. Odchylka od vyhodnocených případů je však zanedbatelná. Nejpomaleji jsou tlumeny kmity při zadní centrāži, minimální hmotnosti a rychlosti letu přibližně 120km/h, nejrychleji při minimální hmotnosti, přední centrāži a maximální rychlosti 310km/h. Počet kmitů na jednu polovinu se pohybuje od 0.25 do 1.8. Kmitání tedy není nebezpečné a je dostatečně tlumené.

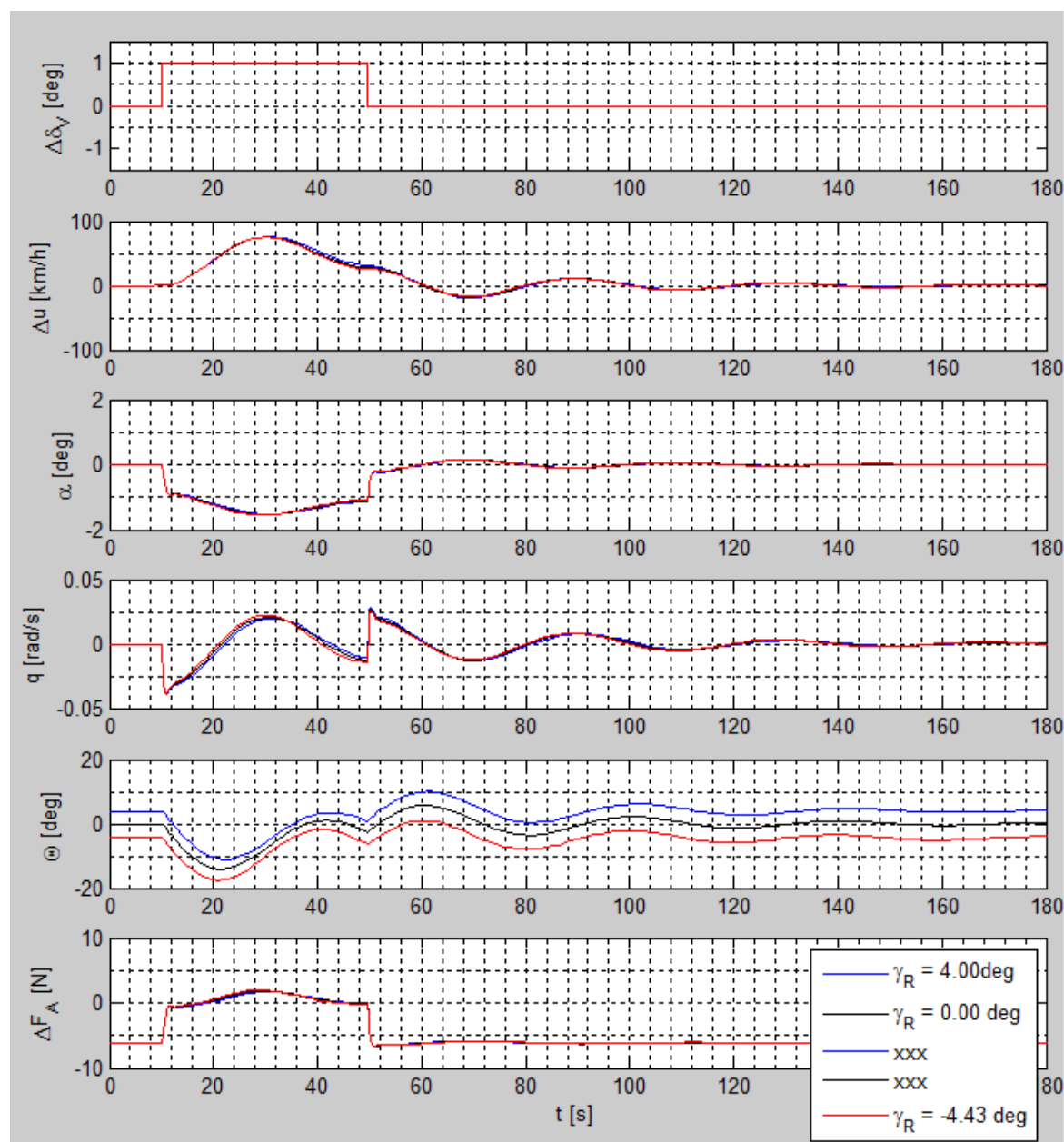


graf 1. Závislost času na útlum pomalých kmitů na jednu polovinu na rychlosti



graf 2. Závislost počtu kmitů na útlum amplitudy na jednu polovinu na rychlosti letu

Na následujícím grafu je uvedeno porovnání horizontálního ($\gamma_R = 0^\circ$), stoupavého ($\gamma_R = 4^\circ$), a klesavého letu ($\gamma_R = -4.43^\circ$) z hlediska dynamické stability pro rovnovážný úhel náběhu 5.139° , minimální hmotnosti 850kg a zadní centráži 0.32 . Pro analýzu je zavedena porucha v podobě skokové změny výchylky výškového kormidla o 1° s návratem zpět do původní polohy v době $\frac{2\pi}{\omega_P}$, tedy v periodě pomalého kmitání. Tím je zachován rovnovážný podélný sklon letounu a zároveň je zachován charakter kmitání obdobný klasickému jednotkovému skoku, odlišuje se pouze opačnou orientací amplitudy viz graf 8. Z grafu jasně plyne, že stoupavý ani klesavý let nemá velký vliv na parametry dynamické stability letounu. (pozn. Je-li na grafu zobrazena pouze jedna barva průběhu, ostatní průběhy se kryjí)



tab. 32. Vliv γ_R na průběhy kmitání letoun pro $\bar{x}_T = 0.32$, $m = 850\text{kg}$, $\alpha_{KTR} = 5.139\text{deg}$.

4 POPIS PROGRAMU VYTVORENÉHO PRO ŘEŠENÍ STABILITY A ŘIDITELNOSTI LETOUNU TL-4000

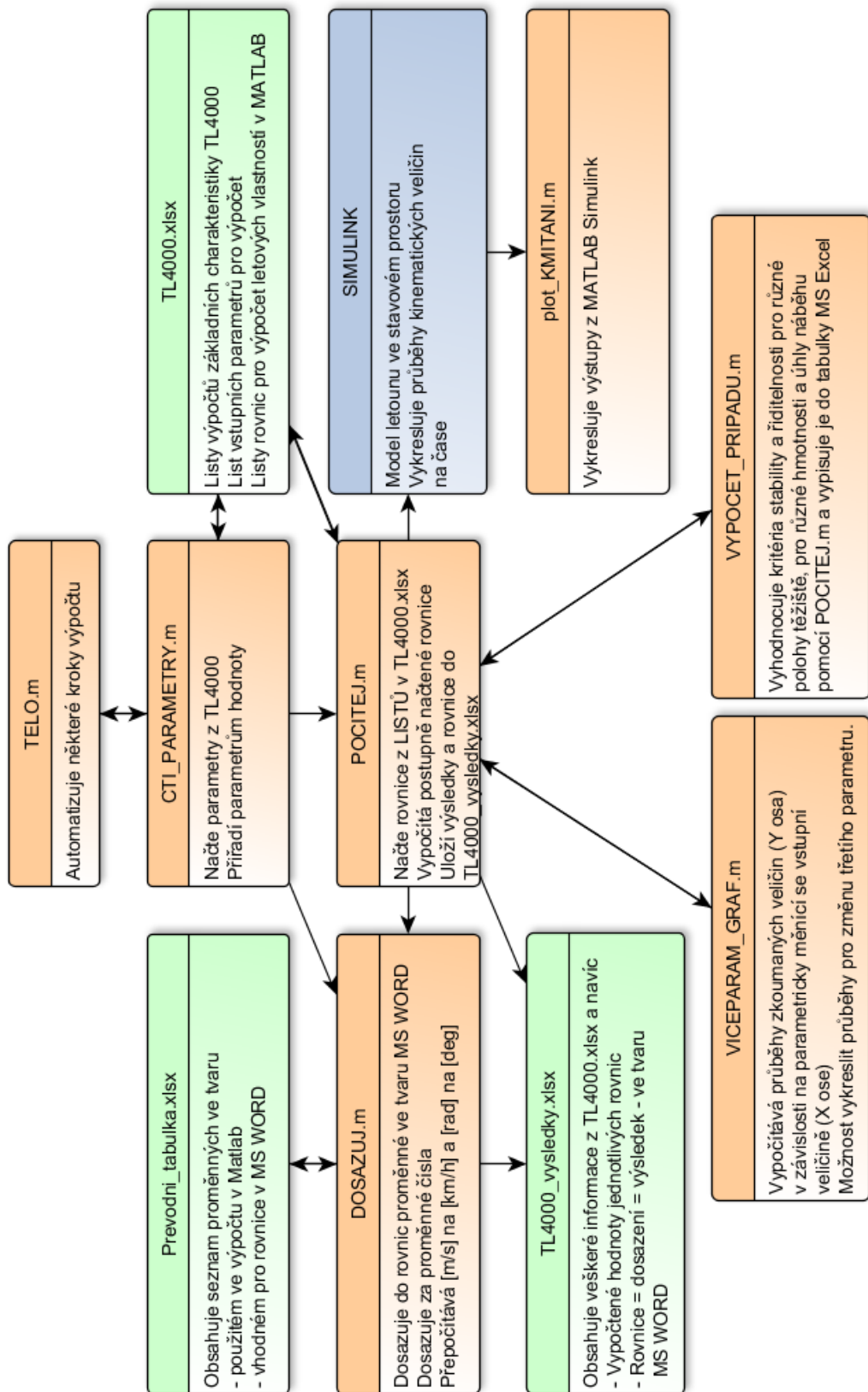
Vzhledem k nedostatku informací o konceptu TL-4000, pro možnost snadného přepočítání kritérií při změně parametrů a pro rychlý výpočet velkého množství letových případů byl vytvořen program spojující výhody MS Excel, Matlab a Matlab Simulink. Program je možné rozdělit do následujících částí:

- Tabulka MS Excel TL4000_LV.xlsx obsahující:
 - o Hlavní údaje o letounu TL-4000 – rychlosti, hmotnosti, geometrie.
 - o Výpočet stabilitních a říditelnostních derivací a dalších aerodynamických charakteristik letounu.
 - o Seznam důležitých vstupních parametrů pro výpočet kritérií stability a říditelnosti.
 - o Seznamy rovnic včetně popisu a citace pro výpočet:
 - Podélné stability s pevným řízením.
 - Bezrozměrových derivací.
 - Podélné stability s volným řízením.
 - Obratnosti.
 - Rozměrových derivací a dynamické stability.
 - Koeficientů matice soustavy pro Matlab Simulink.
- Program pro načítání parametrů z tabulky v Excel - CTI_PARAMETRY.m.
- Program pro vyhodnocování rovnic z tabulky v Excel - POCITEJ.m.
- Program pro dosazení čísel do rovnic, převod jednotek a změnu formátu rovnic do podoby formátu pro editor rovnic MS Word 2007 a vyšší.
- Program pro vykreslení veličiny „y“ v závislosti na veličině „x“ pro různé parametry - VICEPARAM_GRAF.m.
- Program pro výpočet matice případů s parametry - hmotnost, těžiště a úhel náběhu kombinace křídlo-trup α_{KTR} – VYPOCET_PRIPADU.m.
- Blokové schéma letounu v programu Matlab Simulink s možností parametrického zadávání koeficientů matice soustavy.
- Program pro vykreslování kinematických veličin z výpočtu provedeného v Matlab Simulink.

Vzhledem k velmi přehlednému tabulkovému prostředí MS Excel pro zadávání parametrů, možnostem velmi snadné editace a dalších úprav bylo toto prostředí využito k výpočtu derivací definování vstupních parametrů a zadávání rovnic pro výpočet v Matlab.

MS Excel však není vhodné prostředí pro výpočet velkého množství případů, podobných případů s minimálními odchylkami a automatizaci výpočtů, proto byl MS Excel spojen s programem Matlab, který slouží pouze pro vyhodnocení rovnic definovaných v MS Excel a vykreslování grafů, případně optimalizaci parametrů.

Na následujícím obrázku je zobrazeno přibližné propojení jednotlivých částí programu.



obr. 13. Propojení částí programu pro řešení podélné stability

Na obrázku vidíme formát dat pro načítání parametrů z Excelu. Seznam parametrů je uveden v kapitole 3.4. Parametry jsou načteny pomocí programu CTI_PARAMETRY.m do prostředí Matlab a k jednotlivým parametrům jsou přiřazeny příslušné proměnné.

	A	B	C	D
1	Parametr	označení	hodnota	Jednotka
13	Rozpětí křídla	bK	10.8	m
14	Střední aerodynamická tětíva křídla	cAK	1.176	m
15	Úhel nastavení čáry nulového vztlaku komb. KT vůči podélné ose letounu	phiKT	0.090	rad
16	Štíhlost křídla	AK	9.391	-
17	A. S. křídla	xAKdsh	0.25	-

obr. 14. Formát dat pro načítání parametrů z Excelu

Na následujícím obrázku je zobrazen formát pro načítání rovnic z Excelu. Seznam rovnic je uveden v kapitole 3.4 až 3.11. Rovnice z jednotlivých listů v Excelu jsou načteny do programu Matlab, jsou postupně vyhodnocovány a je-li to vyžadováno jsou veškeré rovnice včetně popisků ukládány do nového souboru v Excelu.

	A	B	C	D	E	F	G
1	Zdroj	Název	Výpočet	Výsledek	Jednotka	Rovnice rovnice výpočtu	Dosazen
11	[1] 2.68	Sklon momentové čáry letounu	Cm_alp		1'	Cm_alp = CL_alp * (xTdsh - xAdsh)	

obr. 15. Formát dat pro načítání rovnic z Excelu


Je-li to vyžadováno, jsou také během vyhodnocování rovnic pomocí programu POCITEJ.m zároveň dosazovány hodnoty jednotlivých proměnných, výsledky a jednotky jsou převedeny do požadovaného formátu a vše je uloženo do souboru v Excelu. Během výpočtu je navíc nahrazen původní ne příliš čitelný formát rovnic ještě hůře čitelným formátem, který se však po vložení do editoru rovnic ve Wordu změní na formát matematický, velmi dobře čitelný. Zde můžeme vidět postup této transformace.

Níže uvedená rovnice je vyhodnocena pomocí POCITEJ.m :

$$V_{dltV0} = ((2 * m * g * \cos(\gamma)) / (C_{LdltV0} * \rho * S_K))^{1/2}$$

Jednotlivé členy rovnice jsou nahrazeny formátem pro Editor rovnice ve Word. Za znaménko = jsou dosazena čísla jednotlivých členů rovnice a za další znaménko = je dosazen výsledek, jednotka, popřípadě převod výsledku na vhodnou jednotku:

$$(V)_{(\Delta V=0)} = ((2 \text{ %krat% } m \text{ %krat% } g \text{ %krat% } \cos(\gamma_R)) / ((C_L)_{(\Delta V)} \text{ %krat% } \rho \text{ %krat% } S_K))^{1/2} = ((2 \text{ %krat% } 1250 \text{ %krat% } 9.807 \text{ %krat% } \cos(0)) / (0.998 \text{ %krat% } 1.225 \text{ %krat% } 12.42))^{1/2} = 40.18[m/s] = 144.7[km/h]$$

Následně je tento formát rovnice zkopírován do MS Word, kde je nutné nahradit %krat% zkratkou \cdot pomocí tlačítka  Nahradit. Poté označit rovnici a stisknout klávesovou zkratku Alt+Enter. Formát se nyní zobrazí v této podobě.

$$(V)_{(\Delta V = 0)} = ((2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\gamma_R)) / ((C_L)_{(\Delta V)} \cdot \rho \cdot S_K))^{1/2} \\ = ((2 \cdot 1250 \cdot 9.807 \cdot \cos(0)) / (0.998 \cdot 1.225 \cdot 12.42))^{1/2} \\ = 40.18[m/s] = 144.7[km/h]$$

Posledním krokem je 3x stisknout tlačítko  Profesionální v záložce pro úpravu rovnic. A výsledkem je velmi dobře čitelná rovnice, jako je tato.

$$(V)_{\delta_V=0} = \left(\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\gamma_R)}{(C_L)_{\delta_V=0} \cdot \rho \cdot S_K} \right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{2 \cdot 1250 \cdot 9.807 \cdot \cos(0)}{0.998 \cdot 1.225 \cdot 12.42} \right)^{\frac{1}{2}} = 40.18 \left[\frac{m}{s} \right] = 144.7 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Transformace formátu rovnic není zcela spolehlivá a vždy je třeba rovnice zkontrolovat.

Další součást programu VYPOCET_PRIPADU.m umožňuje vyhodnotit celý výpočet pro různé kombinace hmotnosti, úhlu náběhu a polohy těžiště a uložit výsledky do tabulky v Excelu a následně je možné určit minima a maxima jednotlivých kritérií.

Program VICEPARAM_GRAF.m propočítává celý výpočet v závislosti na změně jednoho parametru a následně ho vykresluje do grafu a navíc umožňuje tento výpočet provést pro třetí vstupní parametr. Například závislost součinitele momentu na úhlu náběhu pro 3 různé polohy těžiště.

Poslední částí programu je blokové schéma modelu letounu ve stavovém prostoru, které umožňuje vypočítat průběh kinematických veličin v závislosti na čase. Tento průběh je následně vykreslen pomocí programu plot_KMITANI.m do grafu.

Závěrem je důležité napsat, že programování takovýchto skriptů by se mohlo jevit jako ztráta času, avšak průměrná doba na napsání jednoho skriptu byla 1-4 dny a například základní výpočet byl přepočítáván minimálně 30x kvůli chybám v rovnicích a minimálně 30x kvůli nevyhovujícím výsledkům a přepisování 170 rovnic do zprávy také zabere mnoho času, který je možné věnovat řešené problematice a čas strávený programováním se tímto bohatě vrátí. Výhoda je také, že výpočtář okamžitě vidí souvislost mezi vstupním parametrem a výsledkem, nevýhodou však je ztráta kontroly nad vnitřními souvislostmi mezi jednotlivými kroky výpočtu.

5 ZÁVĚR

V diplomové práci je uveden výpočet podélné statické a dynamické stability a říditelnosti letounu TL-4000. Pro letoun jsou předpokládány následující charakteristiky:

Popis	Označení	Hodnota parametru
<i>Minimální letová hmotnost letounu</i>	m_{min}	850 kg
<i>Maximální vzletová hmotnost letounu</i>	m_{TOW}	1250 kg
<i>Moment setrvačnosti letounu k příčné ose</i>	I_y	4100 kg · m ²
<i>Pádová rychlost bez vztlakových klapek</i>	V_{S1}	119 km/h
<i>Návrhová obrátová rychlost</i>	V_A	218 km/h
<i>Cestovní rychlost</i>	V_C	250 km/h
<i>Nepřekročitelná rychlost</i>	V_D	310 km/h

U letounu byly navrženy následující geometrické a hmotnostní charakteristiky důležité pro zajištění dostatečné stability a říditelnosti:

Popis	Označení	Hodnota parametru
<i>Přední centráž</i>	\bar{x}_{Tmin}	0.20 –
<i>Zadní centráž</i>	\bar{x}_{Tmax}	0.32 –
<i>Konstrukční úhel nastavení křídla</i>	φ_K	0.00 deg
<i>Aerodynamický úhel nastavení VOP</i>	φ_{VOP}^*	-7.00 deg
<i>Konstrukční úhel nastavení VOP</i>	φ_{VOP}	-1.86 deg
<i>Maximální záporná výchylka VK</i>	δ_V^-	-30 deg
<i>Maximální kladná výchylka VK</i>	δ_V^+	+25 deg
<i>Rozsah výchylek VK</i>	$\Delta\delta_V$	55 deg
<i>Převod řízení</i>	K_V	–
<i>Rozsah výchylek řízení</i>	Δx	30 cm

Parametry stability a říditelnosti byly spočteny pro různé letové případy.

Rychlost letounu s uvolněným kormidlem řízení a nulovou výchylkou vyvažovací plošky se pro všechny hmotnostní konfigurace ustálí v rozsahu 119km/h – 184km/h. Minimální statická zásoba je při letu s volným řízením a zadní polohou těžiště a je rovna 0.19. Podélný sklon letounu při maximálním úhlu náběhu důležitý pro výškovou polohu kol podvozku vychází přibližně 16° (ve skutečnosti bude větší, jelikož výpočet nepočítá s nelinearitou vztlakové čáry). Klesavý a stoupavý let mění z vypočítaných parametrů významně pouze pomalé kmity. Nejhorší případ nastává u klesavého letu na maximálním úhlu náběhu a při minimální hmotnosti. Hodnoty na maximálním úhlu náběhu jsou však pouze teoretické a budou se výrazně lišit. Jsou uvedeny pouze pro představu.

Letoun je podélně staticky i dynamicky stabilní a za předpokladů a zjednodušení použitých ve výpočtu plní požadavky předpisu ve všech zkoumaných případech kromě následujících částí. Maximální síla v tlaku je při rovnovážném letu na minimálním úhlu náběhu při maximální hmotnosti a zadní centráži rovna 95N. Síla v řízení potřebná pro dlouhodobý let v požadovaných režimech tedy překračuje povolenou hodnotu 44.5N a je nutné použít zařízení pro vyvážení letounu například vyvažovací plošku. Minimální síla potřebná na násobek 3.8 vychází -105N (při maximální hmotnosti). Maximální je -157N. Síla na maximální násobek pro volantové řízení je nižší než minimální povolená, je proto nutné vložit do systému řízení závaží pro přitížení, případně upravit geometrii ocasních ploch, nebo snížit rozsah výchylek řízení. Veškeré zde vypočítané hodnoty je nutno ověřit zkouškami, případně přepočítat pomocí přesnějších analýz. Ve spočtených letových případech nejsou zahrnuty lety na rychlosti větší než 250km/h s hmotností letounu 850kg – tyto případy mohou změnit některá kritéria závislá na rychlosti, proto je nutné je dodatečně zkontrolovat. Z grafů výše, ve kterých je vliv vyšší rychlosti již zahrnut, lze usoudit, že k velkým změnám nedojde. A letoun bude podélně staticky i dynamicky stabilní.

6 SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] DANĚK, Vladimír. *Mechanika Letu II: Letové vlastnosti*. BRNO: AKADEMICKÉ NAKLADATELSTVÍ CERM,s.r.o., 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [2] *Letové Vlastnosti*. Brno: Vojenská technická akademie, 1956.
- [3] ROSKAM, Jan. *Airplane design: Part VII: Determination of STability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements*. Kansas: Design, Analysis and REsearch Corporation, 2002. ISBN 1-884885-54-3.
- [4] TORENBEEK, Egbert. *Synthesis of subsonic airplane design*. Kansas: Design, Analysis and REsearch Corporation, 1976. ISBN 90 298 2505 7.
- [5] USAF Stability and Control DATCOM, Vol.1-4. FairBORN (OH): Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, 1978
- [6] DANĚK, Vladimír. *Projektování letadel: určeno pro stud. fak. strojní*. 1. vyd. Brno: VUT, 1991, 148 s. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-0373-X.
- [7] DANĚK, Vladimír. *Mechanika Letu I: Letové výkony*. BRNO: AKADEMICKÉ NAKLADATELSTVÍ CERM,s.r.o., 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [8] MATHWORKS. [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.mathworks.com/>
- [9] <http://www.mathworks.com/products/aeroblks/description1.html>
- [10] *TRANSFER: Výzkum a vývoj pro letecký průmysl*. č15/2011.
- [11] EASA/CS-23: 2009. Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes. Subpart B - Flight. Amdt. 1. Koeln: EASA. 2009.
- [12] M. SOMERS, Dan. *Design and Experimental Results for a Flapped Natural-Laminar-Flow Airfoil for General Aviation Applications*, 1981.
- [13] HOSPODÁŘ, Pavel. *Software pro výpočet nelineární stability letu STABCONT: Uživatelská příručka*. Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., 2010.
- [14] Advanced Aircraft Analysis. [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: www.darcorp.com/Software/AAA/
- [15] ŠVARC, Ivan. *Automatické řízení*. Vyd. 2. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011, vi, 348 s. ISBN 978-80-214-4398-3
- [16] HOLY COWS. *Datcom+ Pro Users Manual*. 3. vyd. 20
- [17] MCDONNELL DOUGLAS ASTRONAUTICS COMPANY. The USAF Stability and control DATCOM: Volume I, Users Manual. 1999. vyd. St. Luis, Missouri, 1979.
- [18] GALBRAITH, Bill a Holy COWS. *Aircraft Coefficient Comparisons Between Datcom and Published Data*. 2011.

7 PŘÍLOHY

PŘÍLOHA 1: Koefficienty charakteristické rovnice

Koefficienty vypočtené z parametrů uvedených v tab. 13.

<i>Koefficient charakteristické rovnice [1]12.6</i>
$P_0 = m \cdot g \cdot ((X_w \cdot M_u - X_u \cdot M_w) \cdot \sin(\Theta_R) + (Z_u \cdot M_w - Z_w \cdot M_u) \cdot \cos(\Theta_R))$ $= 1250 \cdot 9.807$ $\cdot ((90.1 \cdot 0 - (-59.04) \cdot (-770.9)) \cdot \sin(0) + (-353 \cdot (-770.9) - (-2767) \cdot 0) \cdot \cos(0))$ $= 3.336e + 009[-]$
<i>Koefficient charakteristické rovnice [1]12.6</i>
$P_1 = M_q \cdot (X_w \cdot Z_u - X_u \cdot Z_w) - (m \cdot u_R + Z_q) \cdot (X_w \cdot M_u - X_u \cdot M_w)$ $+ m \cdot g \cdot ((m \cdot M_w - X_u \cdot M_w) \cdot \sin(\Theta_R) + (Z_u \cdot M_w + (m - Z_w) \cdot M_u) \cdot \cos(\Theta_R))$ $= -8310 \cdot (90.1 \cdot (-353) - (-59.04) \cdot (-2767)) - (1250 \cdot 69.44 + (-1821))$ $\cdot (90.1 \cdot 0 - (-59.04) \cdot (-770.9)) + 1250 \cdot 9.807$ $\cdot ((1250 \cdot (-770.9) - (-59.04) \cdot (-34.2)) \cdot \sin(0)$ $+ (-353 \cdot (-34.2) + (1250 - (-8.243)) \cdot 0) \cdot \cos(0)) = 5.638e + 009[-]$
<i>Koefficient charakteristické rovnice [1]12.6</i>
P_2 $= -I_y \cdot (X_w \cdot Z_u - X_u \cdot Z_w) + (m \cdot u_R + Z_q) \cdot (X_u \cdot M_w - m \cdot M_w) + M_q$ $\cdot (m \cdot Z_w + (m - Z_w) \cdot X_u)$ $= -4100 \cdot (90.1 \cdot (-353) - (-59.04) \cdot (-2767)) + (1250 \cdot 69.44 + (-1821))$ $\cdot (-59.04 \cdot (-34.2) - 1250 \cdot (-770.9)) + (-8310)$ $\cdot (1250 \cdot (-2767) + (1250 - (-8.243)) \cdot (-59.04)) = 1.122e + 011[-]$
<i>Koefficient charakteristické rovnice [1]12.6</i>
$P_3 = -I_y \cdot (m \cdot Z_w + (m - Z_w) \cdot X_u) - m \cdot ((m \cdot u_R + Z_q) \cdot M_w + (m - Z_w) \cdot M_q)$ $= -4100 \cdot (1250 \cdot (-2767) + (1250 - (-8.243)) \cdot (-59.04)) - 1250$ $\cdot ((1250 \cdot 69.44 + (-1821)) \cdot (-34.2) + (1250 - (-8.243)) \cdot (-8310)) = 3.119e + 010[-]$
<i>Koefficient charakteristické rovnice [1]12.6</i>
$P_4 = m \cdot I_y \cdot (m - Z_w) = 1250 \cdot 4100 \cdot (1250 - (-8.243)) = 6.448e + 009[-]$

PŘÍLOHA 2: Výpočet koeficientů rozměrových odchylových pohybových rovnic letoun

<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$x_u = \frac{X_u}{m} = -\frac{59.04}{1250} = -0.04724[-]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$x_w = \frac{X_w}{m} = \frac{90.1}{1250} = 0.07208[-]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$x_\theta = -g \cdot \cos(\Theta_R) = -9.807 \cdot \cos(0) = -9.807[\text{rad}^{-1}] = -0.1712[\text{deg}^{-1}]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$z_u = \frac{Z_u}{m - Z_w} = -\frac{353}{1250 - (-8.243)} = -0.2806[-]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$z_w = \frac{Z_w}{m - Z_w} = -\frac{2767}{1250 - (-8.243)} = -2.199[-]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$z_{\theta} = -(m \cdot g \cdot \sin(\Theta_R))/(m - Z_w) = -(1250 \cdot 9.807 \cdot \sin(0))/(1250 - (-8.243)) = 0[\text{rad}^{-1}] = 0[\text{deg}^{-1}]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$z_q = \frac{m \cdot u_R + Z_q}{m - Z_w} = \frac{1250 \cdot 69.44 + (-1821)}{1250 - (-8.243)} = 67.54[-]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$z_{\delta_v} = Z_{\delta_v}/(m - Z_w) = -1.645e + 004/(1250 - (-8.243)) = -13.07[\text{rad}^{-1}] = -0.2282[\text{deg}^{-1}]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$m_u = \frac{1}{I_y} \cdot \left(M_u + \frac{M_w \cdot Z_u}{m - Z_w} \right) = \frac{1}{4100} \cdot \left(0 + \frac{-34.2 \cdot (-353)}{1250 - (-8.243)} \right) = 0.002341[-]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$m_w = \frac{1}{I_y} \cdot \left(M_w + \frac{M_w \cdot Z_w}{m - Z_w} \right) = \frac{1}{4100} \cdot \left(-770.9 + \frac{-34.2 \cdot (-2767)}{1250 - (-8.243)} \right) = -0.1697[-]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$m_q = \frac{1}{I_y} \cdot \left(M_q + \frac{M_w \cdot (m \cdot u_R + Z_q)}{m - Z_w} \right) = \frac{1}{4100} \cdot \left(-8310 + \frac{-34.2 \cdot (1250 \cdot 69.44 + (-1821))}{1250 - (-8.243)} \right) = -2.59[-]$
<i>Koeficient matice A [1]9.76</i>
$m_\theta = -(M_w \cdot m \cdot g \cdot \sin(\Theta_R))/(I_y \cdot (m - Z_w)) = -(-34.2 \cdot 1250 \cdot 9.807 \cdot \sin(0))/(4100 \cdot (1250 - (-8.243))) = 0[\text{rad}^{-1}] = 0[\text{deg}^{-1}]$
<i>Koeficient matice B [1]9.76</i>
$m_{\delta_v} = 1/I_y \cdot (M_{\delta_v} + (M_w \cdot Z_{\delta_v})/(m - Z_w)) = 1/4100 \cdot (-6.826e + 004 + (-34.2 \cdot (-1.645e + 004))/(1250 - (-8.243))) = -16.54[\text{rad}^{-1}] = -0.2887[\text{deg}^{-1}]$
<i>Koeficient matice B [1]9.76</i>
$m_{\delta_v} = \frac{M_{\delta_v}}{I_y} = \frac{0}{4100} = 0[-]$

PŘÍLOHA 3: Letové případy pro řešení statické a dynamické podélné stability letounu TL-4000

číslo	α_{KTR}	\bar{x}_T	m	číslo	α_{KTR}	\bar{x}_T	m
1	0.3011	0.32	1250	23	0.0897	0.26	1000
2	0.1900	0.32	1250	24	0.0717	0.26	1000
3	0.0897	0.32	1250	26	0.3011	0.20	1000
4	0.0717	0.32	1250	27	0.1900	0.20	1000
5	0.0510	0.32	1250	28	0.0897	0.20	1000
6	0.3011	0.26	1250	29	0.0717	0.20	1000
7	0.1900	0.26	1250	30	0.0510	0.20	1000
8	0.0897	0.26	1250	31	0.3011	0.32	850
9	0.0717	0.26	1250	32	0.1900	0.32	850
10	0.0510	0.26	1250	33	0.0897	0.32	850
11	0.3011	0.20	1250	34	0.0717	0.32	850
12	0.1900	0.20	1250	35	0.0510	0.32	850
13	0.0897	0.20	1250	36	0.3011	0.26	850
14	0.0717	0.20	1250	37	0.1900	0.26	850
15	0.0510	0.20	1250	38	0.0897	0.26	850
16	0.3011	0.32	1000	39	0.0717	0.26	850
17	0.1900	0.32	1000	40	0.0510	0.26	850
18	0.0897	0.32	1000	41	0.3011	0.20	850
19	0.0717	0.32	1000	42	0.1900	0.20	850
20	0.0510	0.32	1000	43	0.0897	0.20	850
21	0.3011	0.26	1000	44	0.0717	0.20	850
22	0.1900	0.26	1000	45	0.0510	0.20	850
25	0.0510	0.26	1000				

PŘÍLOHA 4: Seznam použitých zkratek

ZKRATKA	MATLAB	POPIS VELIČINY
<i>PARAMETRY</i>		
α_{KTR}	<i>alpKTR</i>	Úhel náběhu kombinace křídlo trup v referenčním režimu letu
γ_R	<i>gmmR</i>	Aerodynamický polohový úhel příčného sklonu letounu
\bar{x}_T	<i>xTdsh</i>	Poloha těžiště letounu vztažená na střední aerodynamickou těživu křídla
m	<i>m</i>	Hmotnost letounu
I_y	<i>ly</i>	Moment setrvačnosti letounu k ose y
C_{mR}	<i>CmR</i>	Součinitel momentu letounu v ustáleném přímočarém letu
C_{D0}	<i>CDO</i>	Součinitel odporu letounu při nulovém úhlu náběhu komb. Křídlo-trup
e_0	<i>eO</i>	Oswaldův koeficient aerodynamické účinnosti letadla
n	<i>nasobek</i>	Násobek pro výpočet maximální síly v řízení

n	<i>nasobek-zap</i>	<i>Násobek pro výpočet maximální síly v řízení</i>
S_K	<i>SK</i>	<i>Plocha křídla</i>
b_K	<i>bK</i>	<i>Rozpětí křídel</i>
c_{AK}	<i>cAK</i>	<i>Střední aerodynamická tětíva křídla</i>
φ_{KT}	<i>phiKT</i>	<i>Úhel nastavení čáry nulového vztlaku komb. KT vůči podélné ose letounu</i>
A_K	<i>AK</i>	<i>Štíhlost křídla</i>
\bar{x}_{AK}	<i>xAKdsh</i>	<i>A. S. křídla</i>
$C_{LK\alpha}$	<i>CLK_alp</i>	<i>Sklon vztlakové čáry křídla</i>
C_{m0K}	<i>CmOK</i>	<i>Součinitel momentu křídla při nulovém úhlu náběhu křídla</i>
ΔC_{m0Tr}	<i>DltCmOT</i>	<i>Změna součinitele klopivého momentu trupu při nulovém alpKT</i>
$\Delta \bar{x}_{ATr}$	<i>DltxATdsh</i>	<i>Posunutí A.S. vlivem trupu</i>
S_{VOP}	<i>SVOP</i>	<i>Plocha VOP</i>
b_{VOP}	<i>bVOP</i>	<i>Rozpětí VOP</i>
c_{AVOP}	<i>cAVOP</i>	<i>Střední aerodynamická tětíva VOP</i>
l_{VOP}	<i>IVOP</i>	<i>Vzdálenost A.S. křídla od A.S. VOP</i>
\bar{V}_{VOP}	<i>VVOPdsh</i>	<i>Mohutnost ocasních ploch k A.S. křídla</i>
φ_{VOP}^*	<i>phiVOPstr</i>	<i>Aerodynamický úhel nastavení VOP (není-li určen výpočtem)</i>
$C_{LVOP\alpha}$	<i>CLVOP_alp</i>	<i>Sklon vztlakové čáry VOP</i>
k_{VOP}	<i>kVOP</i>	<i>Koeficient snížení dynamického tlaku</i>
ε_0	<i>eps0</i>	<i>Úhel sešikmení proudu vzduchu při alpKT = 0</i>
$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	<i>eps_alp</i>	<i>Derivace úhlu sešikmení proudu vzduchu u VOP podle úhlu náběhu</i>
S_{VK}	<i>SVK</i>	<i>Plocha výškového kormidla</i>
c_V	<i>cV</i>	<i>Vzdálenost osy otáčení od odtokové hrany výškového kormidla</i>
K_V	<i>KV</i>	<i>Převod řízení</i>
$\Delta \delta_V$	<i>DltdltV</i>	<i>Rozsah výchylek výškového kormidla</i>
ΔOVL	<i>DltOvl</i>	<i>Rozsah výchylek ovládání výškového kormidla</i>
$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta_V}$	<i>alp_dltV</i>	<i>Derivace úhlu náběhu podle změny výchylky výškového kormidla</i>
$C_{H\alpha VOP}$	<i>CH_alpVOP</i>	<i>Der. souč. zav. mom. dle alpVOP</i>
$C_{H\delta_V}$	<i>CH_dltV</i>	<i>Der. souč. zav. mom. dle dltV</i>
C_{H0}^*	<i>CH0str</i>	<i>Součinitel závěsového momentu VK při alpVOP=0</i>
g	<i>g</i>	<i>gravitační zrychlení</i>
ρ	<i>rho</i>	<i>Hustota vzduchu v dané výšce</i>
ρ_0	<i>rho0</i>	<i>Hustota vzduchu v 0m MSA</i>
STABILITA S PEVNÝM ŘÍZENÍM		
\bar{x}_{AKT}	<i>xAKTdsh</i>	<i>Aerodynamický střed kombinace křídlo trup s pevným řízením</i>

\tilde{l}_{VOP}	<i>IVOPTld</i>	Vzdálenost A.S. VOP od xT
\tilde{V}_{VOP}	<i>VVOPTld</i>	Mohutnost VOP k xT
C_{m0KT}	<i>Cm0KT</i>	Součinitel klop. momentu při $alp_{KT} = 0$
$C_{LK\alpha}$	<i>CLKT_alp</i>	Sklon vztlakové čáry komb. křídlo-trup
$C_{mKT\alpha}$	<i>CmKT_alp</i>	Sklon momentové čáry komb. křídlo-trup
$C_{L\alpha}$	<i>CL_alp</i>	Sklon vztlakové čáry letounu (nemění-li se významně) CLVOP_alp vlivem dltV
$\Delta\bar{x}_{AVOP}$	<i>DltxAVOPdsh</i>	Posunutí A.S. od VOP (předpoklad: nemění CLVOP_alp/CL_alp výchytkou VK)
\bar{x}_A	<i>xAdsh</i>	A.S. letounu
$C_{m\alpha}$	<i>Cm_alp</i>	Sklon momentové čáry letounu
$C_{mVOP\alpha}$	<i>CmVOP_alp</i>	Sklon momentové čáry vodorovných ocasních ploch
C_{m0}^*	<i>Cm0str</i>	Souč. klop. momentu letounu při $alp_{KT}=0$
C_{L0}^*	<i>CL0str</i>	Soč. vztlaku letounu při $alp_{KT}=0$ bez výchytky VK
α_0^*	<i>alp0str</i>	Úhel náběhu alp_{KT} při nulovém vztlaku letounu bez výchytky VK
C_{L0}	<i>CL0</i>	Součinitel vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu letounu (alp) bez VK
α_0	<i>alp0</i>	Úhel náběhu letounu při nulovém vztlaku letounu bez VK
C_{m0}	<i>Cm0</i>	Součinitel momentu při nulovém absolutním úhlu náběhu
C_{mCL}	<i>Cm_CL</i>	Derivace součinitele momentu podle součinitele vztlaku
σ_A	<i>sgmA</i>	Statická zásoba stability s pevným řízením
φ_{VOP}	<i>phiVOP</i>	Úhel nastavení VOP vůči podélné ose letounu
C_L	<i>CL</i>	Součinitel vztlaku při nulové výchylce výškového kormidla a rovnovážném letu
$(\alpha_a)_{\delta_V=0}$	<i>alpabsdltV0</i>	Absolutní úhel náběhu při nulové výchylce výškového kormidla při nulové výchylce VK
$(\alpha_{KT})_{\delta_V=0}$	<i>alpKTdltV0</i>	Úhel náběhu kombinace křídlo-trup
$(\alpha)_{\delta_V=0}$	<i>alpdltV0</i>	Úhel náběhu k podélné ose letadla při nulové výchylce VK
$(\theta)_{\delta_V=0}$	<i>ThtdltV0</i>	Podélný sklon letounu při nulové výchylce VK
$(C_L)_{\delta_V=0}$	<i>CLdltV0</i>	Součinitel vztlaku při nulové výchylce výškového kormidla
$(C_{LVOP})_{\delta_V=0}$	<i>CLVOPdltV0</i>	Součinitel výškového kormidla vztažený na c_{AK} křídla
$(V)_{\delta_V=0}$	<i>VdltV0</i>	Rychlost rovnovážného letu při nulové výchylce výškového kormidla
$C_{L\delta_V}$	<i>CL_dltV</i>	Derivace součinitele vztlaku podle výchylky výškového kormidla
$C_{m\delta_V}$	<i>Cm_dltV</i>	Derivace součinitele momentu podle výchylky

		<i>výškového kormidla</i>
C_{LR}	CLR	<i>Součinitel vztlaku v referenčním režimu letu</i>
l_{VOP}^*	IVOPstr	<i>Vzdálenost A.S. letounu od A.S VOP</i>
$C_{LR\alpha}$	CLR_alp	<i>Sklon rovnovážné vztlakové čáry</i>
C_{DR}	CDR	<i>Součinitel odporu pro rovnovážný režim letu při rychlosti u_R z náhr. analytické polary (CDO = CDRO)?</i>
$C_{D\alpha}$	CDR_alp	<i>Derivace součinitele odporu CDR podle úhlu náběhu (CLR_alp nebo CL_alp?)</i>
δ_{VR}	dltVR	<i>Rovnovážná výchylka výškového kormidla</i>
α_{aR}	alpabsR	<i>Absolutní rovnovážný úhel náběhu pro zvolený režim letu</i>
$C_{m\delta_V}^*$	Cm_dltVstr	<i>Derivace souč. momentu podle výchylky VK k A.S. letadla</i>
$\delta_{\bar{v}}$	dltV_Vdsh	<i>Gradient výchylky výškového kormidla podle bezrozměrové rychlosti bez vl. Stlač</i>
C_m	Cm	<i>KONTROLA $C_m=0$ Souč. klop. momentu letounu v závislosti na alpKT</i>
C_G	CG	<i>Součinitel tíhové síly</i>
u_R	uR	<i>Rovnovážná rychlost letu</i>
$C_{L_{CFR}}$	CL_CF_R	<i>Změna součinitele vztlaku dle změny souč. tahu v ref. režimu letu</i>
$C_{m_{CFR}}$	Cm_CF_R	<i>Změna součinitele klop. momentu dle změny souč. tahu v ref. režimu letu</i>
$C_{D_{CFR}}$	CD_CF_R	<i>Změna součinitele odporu dle změny souč. tahu v ref. režimu letu</i>
ΔC_F	DltCF	<i>Součinitel přebytku tahu</i>
C_{FR}	CFR	<i>Součinitel tahu v referenčním režimu letu</i>
C_{F_u}	CF_u	<i>Derivace součinitele tahu dle rychlosti u</i>
α_R	alpR	<i>Úhel náběhu letounu k podélné ose</i>
θ_R	ThtR	<i>Podélný sklon letounu v rovnovážném režimu letu ve stabilním s.s.</i>
C_{LVOPR}	CLVOPR	<i>Součinitel vztlaku VOP vztažený k c_A křídla při rychlosti u_R</i>
C_{LKR}	CLKR	<i>Součinitel vztlaku křídla při rychlosti u_R</i>
$(\varphi_{VOP}^*)_{uR, \delta_V=0}$	phiVOPstruR	<i>Aerodynamický úhel nastavení VOP při rychlosti u_R za předpokladu $\delta_V=0$</i>
$(C_m)_{uR, \delta_V=0}$	CmuR	<i>Součinitel momentu při rychlosti u_R za předpokladu $\delta_V=0$</i>
$(C_{mKT})_{uR, \delta_V=0}$	CmKTuR	<i>Součinitel klop. momentu komb. křídlo-trup je-li $\delta_V=0$</i>
$(C_{mVOP})_{uR, \delta_V=0}$	CmVOPuR	<i>Součinitel klop. momentu VOP je-li $\delta_V=0$</i>

BEZROZMĚRNÉ DERIVACE

C_{X_u}	CX_u	Bezrozměrové derivace dle rychlosti v podélném směru
C_{Z_u}	CZ_u	Bezrozměrové derivace dle rychlosti v podélném směru
C_{m_u}	Cm_u	Bezrozměrové derivace dle rychlosti v podélném směru
C_{X_α}	CX_{alp}	Bezrozměrové derivace dle úhlu náběhu
C_{Z_α}	CZ_{alp}	Bezrozměrové derivace dle úhlu náběhu
C_{m_α}	Cm_{alp}	Bezrozměrové derivace dle úhlu náběhu
C_{X_q}	CX_q	Bezrozměrové stabilitní derivace dle úhl. rychl. klopení
C_{Z_q}	CZ_q	Bezrozměrové stabilitní derivace dle úhl. rychl. klopení
C_{m_q}	Cm_q	Bezrozměrové stabilitní derivace dle úhl. rychl. klopení
$C_{X_{\dot{\alpha}}}$	CX_{alpdot}	Bezrozměrové stabilitní derivace dle rychlosti změny alp
$C_{Z_{\dot{\alpha}}}$	CZ_{alpdot}	Bezrozměrové stabilitní derivace dle rychlosti změny alp
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	Cm_{alpdot}	Bezrozměrové stabilitní derivace dle rychlosti změny alp
$C_{Z_{\delta_V}}$	CZ_{dltV}	Bezrozměrové říditelnostní derivace dle výchylky VK
$C_{m_{\delta_V}}$	Cm_{dltV}	Bezrozměrové říditelnostní derivace dle výchylky VK
$C_{m_{\delta_V \dot{V}}}$	$Cm_{dltVdot}$	Bezrozměrové říditelnostní derivace dle úhlové rychlosti výchylky VK

STABILITA S VOLNÝM ŘÍZENÍM

C_{H_q}	CH_q	Der. souč. zav. mom. dle q
C_{H_α}	CH_{alp}	Derivace souč. závěsového momentu podle úhlu náběhu
C_{H_0}	CH_0	Souč.záv.mom. při alpabsR=0
f	f	Faktor uvolnění VK
δ'_V	$dltVaps$	Výchylka VK při uvolněném řízení
\bar{x}'_A	$xAdshaps$	Aerodynamický střed s volným řízením
C'_{L_α}	CL_{alpaps}	Sklon vztlakové čáry s volným řízením
C'_{m_α}	Cm_{alpaps}	Sklon momentové čáry s volným řízením
C'_{L_0}	CL_0aps	Souč. vztlaku při $\alpha_a=0$ s uvolněným řízením
C'_{m_0}	Cm_0aps	Souč. momentu při $\alpha_a=0$ s uvolněným řízením
σ'_A	$sgmAaps$	Statická zásoba stability s volným řízením
F_0	F_0	Konstantní koeficient rovnovážné řídicí síly
F_1	F_1	Koeficient rovnovážné řídicí síly závislý na rychlosti
C_{HVR}	$CHVR$	Rovnovážený součinitel závěsového momentu VK

F_{VR}	<i>FVR</i>	Řídící síla v závislosti při rychlosti u_R
$F_V^{10\%}$	<i>FV10perc</i>	Síla na 10%
$(\alpha_a)_{\delta'_V}$	<i>alpabsdltVaps</i>	Absolutní úhel náběhu v rovnovážném letu s δ_V'
$(C_L)_{\delta'_V}$	<i>CLdltVaps</i>	Součinitel vztlaku při δ_V'
$(C_m)_{\delta'_V}$	<i>CmdltVaps</i>	Součinitel momentu při δ_V'
$(V)_{\delta'_V}$	<i>VdltVaps</i>	Rychlost rovnovážného letu při uvolnění výškového kormidla
OBRATNOST		
μ	<i>mu</i>	Bezrozměrná hmotnost letounu
C_{Lq}	<i>CL_q</i>	Bezrozměrová derivace dle q
C_{mq}	<i>Cm_q</i>	Bezrozměrová derivace dle q
\bar{x}_D	<i>xDdsh</i>	Dynamický bod letounu s pevným řízením
σ_D	<i>sgmD</i>	Dynamická zásoba s pevným řízením
$\frac{\Delta\delta_V}{n-1}$	<i>DltdltV_Dltn</i>	Výchylka VK na násobek
\bar{x}'_D	<i>xDdshaps</i>	Dynamický bod letounu s volným řízením
$\frac{\Delta C_{HV}}{n-1}$	<i>DltCHV_Dltn</i>	Změna souč. závěs. mom. na změnu n o 1
$\frac{\Delta F_V}{n-1}$	<i>DltFV_Dltn</i>	Síla na násobek
$(F_V)_n$	<i>FVn</i>	Síla v řízení při daném násobku
$(\delta_V)_n$	<i>dltVn</i>	Teoretická výchylka VK při daném násobku
$FVnzap$	<i>FVnzap</i>	Síla v řízení při zápornem násobku
$(\delta_V)_n$	<i>dltVnzap</i>	Teoretická výchylka při zápornem násobku
ROZMĚROVÉ DERIVACE		
X_u	<i>X_u</i>	Rozměrové stabilitní derivace X
X_w	<i>X_w</i>	Rozměrové stabilitní derivace X
X_q	<i>X_q</i>	Rozměrové stabilitní derivace X
$X_{\dot{w}}$	<i>X_wdot</i>	Rozměrové stabilitní derivace X
Z_u	<i>Z_u</i>	Rozměrové stabilitní derivace Z
Z_w	<i>Z_w</i>	Rozměrové stabilitní derivace Z
Z_q	<i>Z_q</i>	Rozměrové stabilitní derivace Z
$Z_{\dot{w}}$	<i>Z_wdot</i>	Rozměrové stabilitní derivace Z
M_u	<i>M_u</i>	Rozměrové stabilitní derivace M
M_w	<i>M_w</i>	Rozměrové stabilitní derivace M
M_q	<i>M_q</i>	Rozměrové stabilitní derivace M
$M_{\dot{w}}$	<i>M_wdot</i>	Rozměrové stabilitní derivace M
Z_{δ_V}	<i>Z_dltV</i>	Rozměrové říditelnostní derivace
M_{δ_V}	<i>M_dltV</i>	Rozměrové říditelnostní derivace
$M_{\dot{\delta}_V}$	<i>M_dltVdot</i>	Rozměrové říditelnostní derivace

P_0	$P0$	<i>Koeficient charakteristické rovnice</i>
P_1	$P1$	<i>Koeficient charakteristické rovnice</i>
P_2	$P2$	<i>Koeficient charakteristické rovnice</i>
P_3	$P3$	<i>Koeficient charakteristické rovnice</i>
P_4	$P4$	<i>Koeficient charakteristické rovnice</i>

KRITÉRIA DYNAMICKÉ STABILITY

δ_R	$\text{delta}R$	<i>Tlumení rychlých kmitů (R - rychlé)</i>
δ_P	$\text{delta}P$	<i>Tlumení fugoidálních (pomalých) kmitů (P - pomalé)</i>
ω_R	$\text{omega}R$	<i>Kruhová frekvence rychlých kmitů (R)</i>
ω_P	$\text{omega}P$	<i>Kruhová frekvence fugoidálních kmitů (P)</i>
$t_{R\frac{1}{2}}$	tR_05	<i>Čas útlumu na jednu polovinu u (R)</i>
$N_{R\frac{1}{2}}$	NR_05	<i>Počet kmitů na útlum amplitudy na jednu polovinu (R)</i>
ν_R	$\text{nu}R$	<i>Log. dekrement útlumu (R)</i>
ζ_R	$\text{zeta}R$	<i>Poměrný útlum (R)</i>
$t_{P\frac{1}{2}}$	tP_05	<i>Čas útlumu na jednu polovinu u (P)</i>
$N_{P\frac{1}{2}}$	NP_05	<i>Počet kmitů na útlum amplitudy na jednu polovinu (P)</i>
ν_P	$\text{nu}P$	<i>Log. dekrement útlumu (P)</i>
ζ_P	$\text{zeta}P$	<i>Poměrný útlum (P)</i>

KOEFICIENTY MATICE A a B ODCYHLKOVÝCH POHYBOVÝCH ROVNIC V NORMÁLNÍM TVARU

x_u	x_u	<i>Koeficient matice A</i>
x_w	x_w	<i>Koeficient matice A</i>
x_θ	x_Th	<i>Koeficient matice A</i>
z_u	z_u	<i>Koeficient matice A</i>
z_w	z_w	<i>Koeficient matice A</i>
z_θ	z_Th	<i>Koeficient matice A</i>
z_q	z_q	<i>Koeficient matice A</i>
z_{δ_V}	z_dltV	<i>Koeficient matice A</i>
m_u	m_u	<i>Koeficient matice A</i>
m_w	m_w	<i>Koeficient matice A</i>
m_q	m_q	<i>Koeficient matice A</i>
m_θ	m_Th	<i>Koeficient matice A</i>
m_{δ_V}	m_dltV	<i>Koeficient matice B</i>
$m_{\dot{\delta}_V}$	$m_dltVdot$	<i>Koeficient matice B</i>

PŘÍLOHA 5: Diplomová práce v elektronické podobě na CD

- Jiří_Matějů_Stabilita_a_řiditelnost_TL-4000.pdf
- Jiří_Matějů_Stabilita_a_řiditelnost_TL-4000.rar