

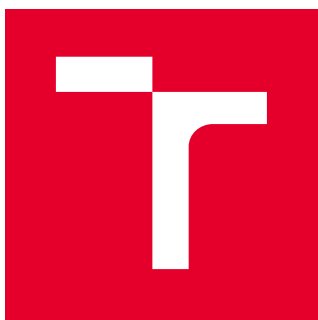
VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

DIPLOMOVÁ PRÁCE

Brno, 2020

Bc. Matúš Hrabovský



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

POSOUZENÍ LETOVÝCH VLASTNOSTÍ A ZATÍŽENÍ MALÉHO SPORTOVNÍHO LETOUNU PO MODIFIKACI POHONNÉ JEDNOTKY

ENGINE ROTAX 915 FOR SMALL LIGHT AIRCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Matúš Hrabovský

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

BRNO 2020

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Matúš Hrabovský**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.**
Akademický rok: 2019/20

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:

Posouzení letových vlastností a zatížení malého sportovního letounu po modifikaci pohonné jednotky

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Výpočet zatížení hlavních částí letounu po změně pohonné jednotky na Rotax 915 iS. Zhodnocení vlivu změny pohonné jednotky na letové výkony a vlastnosti.

Cíle diplomové práce:

- výpočet zatížení hlavních částí
- výpočet vlastností letounu

Seznam doporučené literatury:

DANĚK, V.: Mechanika letu I - Letové výkony, Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. 293 str. ISBN 978-80-7204-659-1.

RUIJGROK, G. J. J.: Elements of Airplane Performance. Delft: Delft University Press, 1990. 452 s. ISBN 90-6275-608-5.

MERTL, V.: Konstrukce a projektování letadel, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Brno, 2000.

ABSTRAKT

Práca sa zaoberá problematikou výmeny motoru Rotax 912 ULS za motor Rotax 915 iSc3 B a jeho vplyvu na letové výkony, vlastnosti a zaťaženie draku lietadla WT 9 Dynamic. Pre dosiahnutie lepšej ovládateľnosti boli zväčšené chvostové plochy lietadla. Jednotlivé verzie lietadla z rozdielnymi motormi a chvostovými plochami sú porovnávané s ohľadom na zaťaženie draku a letové vlastnosti. Výstup z diplomovej práce bude možno použiť pri pevnostnom návrhu draku lietadla a pri záťažových pevnostných skúškach novej modifikácie lietadla WT 9 Dynamic.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

letové vlastnosti, letové výkony, zaťaženie krídla lietadla, zaťaženie chvostových plôch, zaťaženie motorového lôžka

ABSTRACT

The thesis deals with the issue of replacement of the Rotax 912 ULS engine with the Rotax 915 iSc3 B engine and its impact on flight performance, characteristics and airframe loads of the WT 9 Dynamic. For accomplish better maneuverability tail surfaces are enlarged. Both versions of airplane with different engines and tails surfaces are quantified with respect to airframe loads and flight characteristics. The output of the diploma thesis can be used for strength design of airplane structure and stress tests of the new modification of the WT 9 Dynamic aircraft.

KEYWORDS

flight characteristics, flight performance, aircraft wing load, empennage load, engine mount load

HRABOVSKÝ, Matúš. *Posouzení letových vlastností a zatížení malého sportovního letounu po modifikaci pohonné jednotky*. Brno, 2020, 117 s. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký Ústav. Vedúci práce: Doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

VYHLÁSENIE

Vyhlasujem, že svoju diplomovú prácu na tému „Posouzení letových vlastností a zatížení malého sportovního letounu po modifikaci pohonné jednotky“ som vypracoval samostatne pod vedením vedúceho diplomovej práce, s využitím odbornej literatúry a ďalších informačných zdrojov, ktoré sú všetky citované v práci a uvedené v zozname literatúry na konci práce.

Ako autor uvedenej diplomovej práce ďalej vyhlasujem, že v súvislosti s vytvorením tejto diplomovej práce som neporušil autorské práva tretích osôb, najmä som nezasiahol nedovoleným spôsobom do cudzích autorských práv osobnostných a/alebo majetkových a som si plne vedomý následkov porušenia ustanovenia § 11 a nasledujúcich autorského zákona Českej republiky č. 121/2000 Sb., o práve autorskom, o právach súvisiacich s právom autorským a o zmene niektorých zákonov (autorský zákon), v znení neskorších predpisov, vrátane možných trestnoprávnych dôsledkov vyplývajúcich z ustanovenia časti druhej, hlavy VI. diel 4 Trestného zákonníka Českej republiky č. 40/2009 Sb.

Brno

.....

podpis autora

POĎAKOVANIE

Ďakujem vedúcemu diplomovej práce doc. Ing. Ivovi Jebáčkovi, Ph.D. za odborné vedenie a podnetné návrhy. Poďakovanie taktiež patrí Ing. Vladimírovi Martinákovi z firmy Aerospool s r.o. a Ing. Františkovi Vaněkovi, Ph.D. za odborné konzultácie a podnetné návrhy.

Obsah

Úvod	12
1 KONFIGURÁCIE LIETADLA	14
1.1 Hmotnostná obálka lietadla	16
1.1.1 Hmotnostná obálka prázdneho lietadla	16
1.1.2 Predpisové obmedzenia prázdnej hmotnosti	16
1.1.3 Prevádzkové obmedzenia hmotnostnej obálky	18
1.1.4 Výpočtové hmotnostné obmedzenia	18
1.2 Geometrické vstupy lietadla	19
1.2.1 Chvostové plochy	19
1.2.2 Krídlo	22
1.3 Aerodynamické vstupy lietadla	22
1.4 Pohonné systavy	22
1.4.1 Motory	23
1.4.2 Vrtule	23
2 LETOVÉ VÝKONY	25
2.1 Aerodynamická polára	25
2.1.1 Verzia I	25
2.1.2 Verzia II	26
2.2 Ťahová charakteristika	28
2.2.1 Ideálny propulzor	28
2.2.2 Reálne ťahové krivky pohonnej sústavy	31
2.3 Maximálna horizontálna rýchlosť	32
2.4 Stúpacie režimy lietadla	33
2.4.1 Maximálna stúpacia rýchlosť	34
2.4.2 Maximálny uhol stúpania	34
2.5 Medzné zatáčky	35
2.5.1 Zatáčky s maximálnym prevádzkovým násobkom	36
2.5.2 Zatáčky s maximálnym súčiniteľom vztlaku	37
2.5.3 Zatáčky s maximálnym využiteľným ťahom	37
2.5.4 Určenie limitných parametrov	38
3 LETOVÉ VLASTNOSTI	40
3.1 Aerodynamické parametre	40
3.1.1 Vztlaková čiara	40
3.1.2 Momentová čiara	43

3.2	Pozdĺžna statická zásoba s pevným riadením	45
3.2.1	Aerodynamický stred lietadla s pevným riadením	45
3.2.2	Rovnovážna výchylka výškového kormidla	46
3.3	Pozdĺžna statická zásoba s voľným riadením	47
3.3.1	Aerodynamický stred lietadla s voľným riadením	47
3.4	Dynamický bod lietadla a dynamická zásoba s pevným riadením . . .	48
3.4.1	Dynamický bod lietadla a dynamická stabilita s voľným riadením	49
3.5	Výsledky statickej a dynamickej stability	49
3.6	Riadiaca sila výškového kormidla na násobok	50
3.7	Pozdĺžna dynamická stabilita	51
4	ZAŤAŽENIE	53
4.1	Manévrová, poryvová a klapková obálka	53
4.2	Zaťaženie krídla	59
4.2.1	Výpočtové prípady	59
4.2.2	Postup výpočtu	59
4.2.3	Rozloženie súčiniteľa vztlaku po rozpätí	60
4.2.4	Rozloženie súčiniteľa odporu po rozpätí	60
4.2.5	Rozloženie súčiniteľa krutu po rozpätí	61
4.2.6	Rozloženie hmôt krídla	61
4.2.7	Klonenie – asymetrické zaťaženie krídla	62
4.3	Zaťaženie aerodynamickými silami a momentami	63
4.3.1	Vztlaková sila	63
4.3.2	Odporová sila	64
4.3.3	Krútiaci moment k 25 % tetivy profilu	64
4.4	Zaťaženie tiažovými silami	64
4.5	Výsledné zaťaženie v aerodynamickej súradnicovej sústave	65
4.5.1	Tranformácia zaťaženia do krídlavej súradnicovej sústavy . . .	65
4.5.2	Kritické zaťaženie krídla v krídlavom súradnicovom systéme .	65
4.6	Zaťaženie chvostových plôch	68
4.6.1	Vodorovné chvostové plochy	68
4.6.2	Zvislá chvostová plocha	73
4.6.3	Kombinované zaťaženie chvostových plôch	77
4.7	Zaťaženie podvozku	77
4.7.1	Hlavný podvozok	79
4.7.2	Predný podvozok	79
4.8	Zaťaženie motorového lôžka	79
	Záver	83

Literatúra	84
Zoznam symbolov, veličín a skratiek	86
Zoznam príloh	92
A Manévrové, poryvové a klapkové obálky	93
B Hmotnostné vstupy	95
C Aerodynamické a geometrické vstupy	101
D Kritické zaťaženie krídla	108

Zoznam obrázkov

1.1	Muška lietadla (červenou farbou je vyznačená verzia II.)	15
1.2	Výpočtové hmotnostné konfigurácie verzie II.	19
1.3	Geometria vodorovnej chvostovej plochy (VCHP) verzie I.	20
1.4	Geometria zvislej chvostovej plochy (ZCHP) verzie I.	20
1.5	Geometria vodorovnej chvostovej plochy (VCHP) verzie II.	21
1.6	Geometria zvislej chvostovej plochy (ZCHP) verzie II.	21
1.7	Geometria zjednodušeného modelu krídla.	22
1.8	List typu C.	23
1.9	List typu B.	24
2.1	Ideálny propulzor.	28
2.2	Využitelný ťah verzie I.	31
2.3	Využitelný ťah verzie II.	32
2.4	Využitelný a potrebný ťah lietadiel.	33
2.5	Silové pôsobenie na lietadlo v ustálenom stúpaní.	34
2.6	Silové pôsobenie na lietadlo v správnej zatačke.	36
2.7	Maximálny uhol priečného sklonu.	38
2.8	Minimálny polomer zatačky.	39
2.9	Minimálny čas zatačky.	39
3.1	Vztlaková čiara verzia I.	42
3.2	Vztlaková čiara verzia II.	43
3.3	Momentové čiary VCHP.	44
3.4	Momentové čiary verzií I a II.	45
3.5	Rovnovážna výchylka VK verzií I a II.	47
3.6	Korene fugoidálneho pohybu lietadla.	52
4.1	Manévrová, poryvová a klapková obálka verzie II, 600kg.	58
4.2	Zaťaženie krídla krútiacim momentom k 25 % SAT.	66
4.3	Zaťaženie krídla posúvajúcou normálovou silou.	66
4.4	Zaťaženie krídla ohybovým normálovým momentom.	67
4.5	Zaťaženie krídla posúvajúcou tangenciálnou silou.	67
4.6	Zaťaženie krídla ohybovým tangenciálnym momentom.	68
A.1	Manévrová, poryvová a klapková obálka verzie II, 418,1kg.	93
A.2	Manévrová, poryvová a klapková obálka verzie I, 600kg.	93
A.3	Manévrová, poryvová a klapková obálka verzie I, 382kg.	94

Zoznam tabuliek

1.1	Tolerancie hmotnosti a polohy ťažiska prázdneho lietadla.	16
1.2	Základné výkonové charakteristiky.	23
1.3	Vstupné hodnoty vrtule SR 2000DN.	23
1.4	Vstupné hodnoty vrtule Aleš Křemen KW-31.	24
2.1	Tabuľka hodnôt pre výpočet súčiniteľa odporu VCHP.	27
2.2	Tabuľka hodnôt pre výpočet súčiniteľa odporu ZCHP.	27
2.3	Prírastok súčiniteľa odporu pri nulovom vztlaku VCHP a ZCHP.	27
2.4	Využitelný ťah verzie I.	30
2.5	Využitelný ťah verzie II.	31
2.6	Maximálna stúpacia rýchlosť.	35
2.7	Maximálny uhol stúpania.	35
3.1	Výsledné hodnoty statickej a dynamickej stability.	50
3.2	Gradient sily v pozdĺžnom riadení na násobok.	50
3.3	Korene charakteristickej rovnice fugoidálneho pohybu.	52
4.1	Vstupné dáta manévrovej obálky.	54
4.2	Dizajnové rýchlosti verzie I.	55
4.3	Dizajnové rýchlosti verzie II.	55
4.4	Poryvová obálka (verzia I).	56
4.5	Poryvová obálka (verzia II).	57
4.6	Klopivý moment profilov.	62
4.7	Vyvažovacie zaťaženie VCHP.	70
4.8	Manévrové + vyvažovacie zaťaženie VCHP.	72
4.9	Poryvové + vyvažovacie zaťaženie VCHP.	74
4.10	Manévrové zaťaženie ZCHP.	76
4.11	Poryvové zaťaženie ZCHP.	78
4.12	Hmoty zaťažujúce motorové lôžko.	79
4.13	Výsledky zaťaženia motorového lôžka.	81
4.14	CS-LSA – Bočné zaťaženie motorového lôžka.	82
B.1	Hmotnostný rozbor verzie II, vybavenie „FG912T“.	95
B.1	Hmotnostný rozbor verzie II, vybavenie „FG912T“.	96
B.1	Hmotnostný rozbor verzie II, vybavenie „FG912T“.	97
B.2	Rozloženie hmôt krídla po rozpätí.	97
B.2	Rozloženie hmôt krídla po rozpätí.	98
B.3	Hmotnostné výpočtové konfigurácie verzie I.	99
B.4	Hmotnostné výpočtové konfigurácie verzie II.	100
C.1	Fyzikálne konštanty.	101
C.2	Geometrické vstupy – krídlo.	101

C.6	Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností. ¹	101
C.6	Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností. ²	102
C.6	Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností. ³	103
C.6	Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností. ⁴	104
C.6	Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností. ⁵	105
C.3	Geometrické vstupy – krídielko, klapka.	106
C.4	Geometrické vstupy – VCHP, ZCHP.	107
C.5	Geometrické vstupy – trup.	107
D.1	Maximálne zataženie krídla krútiacim momentom k 25 % SAT.	108
D.1	Maximálne zataženie krídla krútiacim momentom k 25 % SAT.	109
D.2	Maximálny zataženie krídla posúvajúcou (normálovou) silou.	109
D.2	Maximálny zataženie krídla posúvajúcou (normálovou) silou.	110
D.2	Maximálny zataženie krídla posúvajúcou (normálovou) silou.	111
D.3	Maximálny zataženie krídla ohybovým (normálovým) momentom.	111
D.3	Maximálny zataženie krídla ohybovým (normálovým) momentom.	112
D.3	Maximálny zataženie krídla ohybovým (normálovým) momentom.	113
D.4	Maximálny zataženie krídla posúvajúcou (tangenciálnou) silou.	113
D.4	Maximálny zataženie krídla posúvajúcou (tangenciálnou) silou.	114
D.4	Maximálny zataženie krídla posúvajúcou (tangenciálnou) silou.	115
D.5	Maximálny zataženie krídla ohybovým (tangenciálnym) momentom.	115
D.5	Maximálny zataženie krídla ohybovým (tangenciálnym) momentom.	116
D.5	Maximálny zataženie krídla ohybovým (tangenciálnym) momentom.	117

Úvod

Témou diplomovej práce je modifikácia lietadla WT 9 Dynamic. Firme vyrábajúcej spomínané lietadlo sa podarilo do roku 2020 predat viac ako 800 lietadiel, pričom primárnym trhom pre predaj lietadiel sú najmä európske štáty so silnejšou ekonomikou, ako napríklad Nemecko, Francúzsko alebo Rakúsko.

Aktuálny dopyt na trhu je po rýchlom športovom kompozitovom lietadle s výbornými vlečnými vlastnosťami, preto je nutné previesť modifikáciu lietadla WT 9 Dynamic. Ďalšou podmienkou modifikácie je školenie pilotov, čo možno do najvyššej kvalifikácie.

Zmeny, ktoré budú v diplomovej práci popisované sú zmena motorovej jednotky a zväčšenie hĺbky chvostových plôch. Zmena motorovej jednotky bola inšpirovaná požiadavkou výrobcu vybaviť lietadlo novým výkonnejším motorom z dôvodu zlepšenia vlečných výkonov. Modifikácia chvostových plôch je potrebná kvôli vylepšeniu vývrtkových a manévrových vlastností pri nízkych rýchlostiach.

S prihliadnutím na hlavný trh predaja lietadla s motorom Rotax 915 iSc3 B je ako primárny predpis použitý LTF-UL (viď literatúra [1]), kvôli jeho neúplnosti a z budúcej snahy o certifikovanie lietadla podľa predpisu CS-LSA, literatúra [2], sú niektoré body predpisu CS-LSA použité vo výpočtoch. Výsledný výpočet zaťaženia bude pokrývať predpis LTF UL, predpis CS-LSA a taktiež český predpis pre ultralhké lietadlá UL 2 [3], vďaka svojej podobnosti s predpisom LTF-UL. V práci boli zohľadnené a pre návrh lietadla vybraté najprísnejšie požiadavky z uvedených predpisov.

Prvá kapitola predstavuje vstupnú konfiguráciu analyzovaných lietadiel, kde sú tiež zadané jednotlivé verzie, ktoré budú v nasledujúcich kapitolách porovnávané. Pre obe verzie sú uvedené základné geometrické, aerodynamické a hmotnostné vstupy potrebné pre ďalšie výpočty. Hmotnostné vstupy verzie II boli určené na základe hmotnostných analýz výrobcu lietadla a odhadom hmotnosti ostatnej výbavy.

Druhá kapitola sa zaoberá výpočtom vybraných parametrov letových výkonov. V jednotlivých podkapitolách sú analyzované a porovnané výkony verzií I a II. Porovnávané parametre sú: maximálna horizontálna rýchlosť letu pri maximálnom trvalom výkone motoru, maximálna stúpacia rýchlosť, maximálny uhol stúpania a limity pre horizontálne zatáčky.

Tretia kapitola je venovaná výpočtu a porovnaniu letových vlastností oboch verzií. Z dôvodu nedostatku aerodynamických vstupov sú analýzy letových vlastností neúplné a zameriavajú sa iba na vybrané vlastnosti lietadla. Medzi vybrané vlastnosti lietadla patria: vztlakové a momentové čiary lietadiel, statická stabilita verzií s pevným výškovým riadením a s voľným výškovým riadením, rovnovážna výchylka výškového kormidla a pozdĺžna dynamická stabilita.

Štvrtá kapitola popisuje zaťaženie hlavných konštrukčných prvkov, ako krídla, chvostové plochy, motorové lôžko a podvozok, pri ktorých sa významne prejaví rozdiel zaťaženia medzi oboma verziami. Zo zaťaženia hlavných prvkov lietadla je možné dopočítať zaťaženie menších nadväzujúcich prvkov, napríklad krídelka, výškového alebo smerového kormidla.

Záver práce je venovaný miere zlepšenia letových výkonov, letových vlastností a pridruženého vzrastu zaťaženia primárnej konštrukcie lietadla.

V práci sú využívané softvéry Excel, Glauert III, Autocad-Student version 2020 a LaTeX.

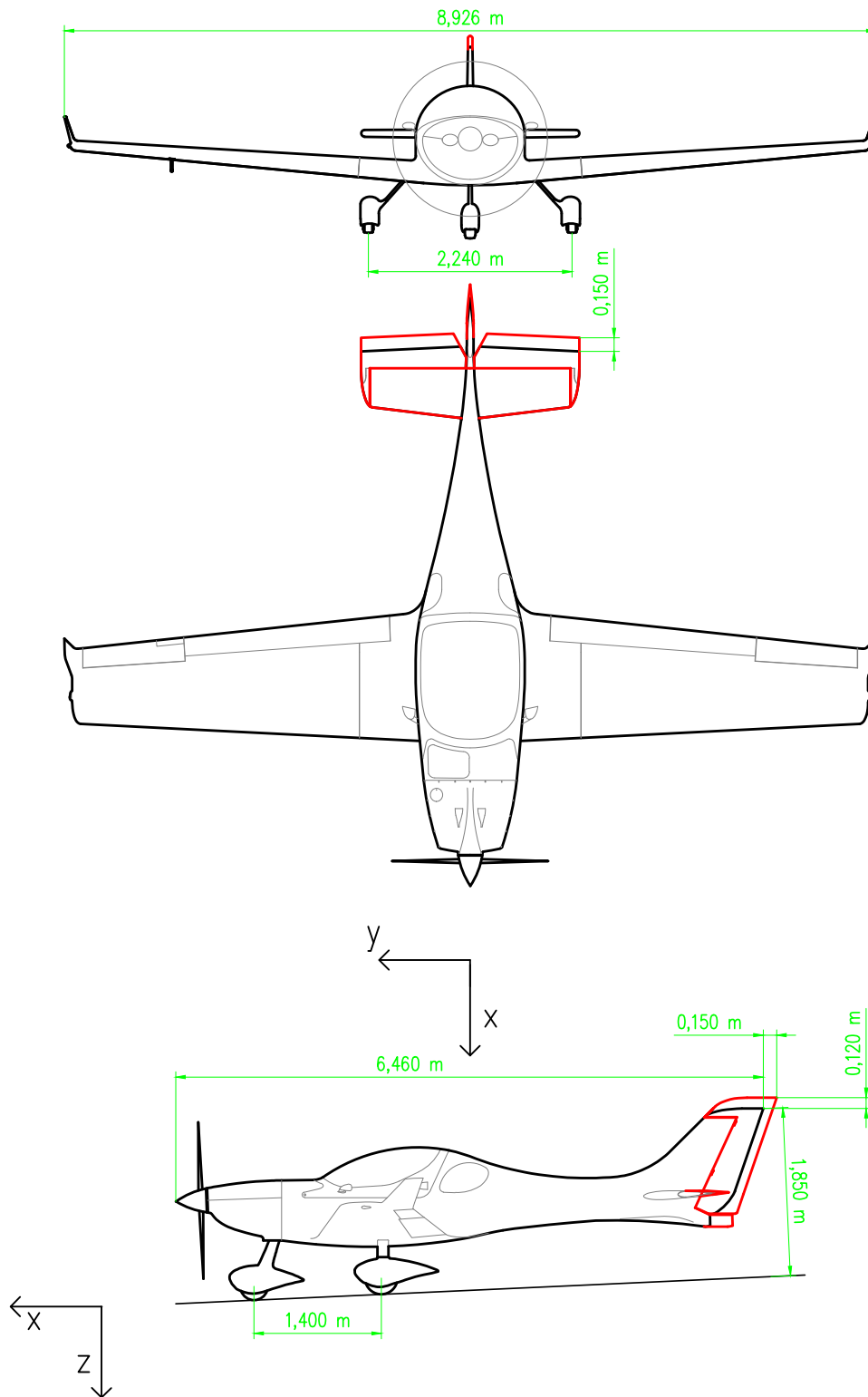
1 KONFIGURÁCIE LIETADLA

Kapitola popisuje hmotnostné vstupy, geometrické vstupy, vybavenie pre modifikovanú verziu lietadla, tak ako aj pre pôvodnú verziu lietadla. V diplomovej práci boli analyzované a vzájomne porovnávané nasledujúce verzie lietadla WT 9 Dynamic 600 kg:

- WT 9 Dynamic 600 kg, Rotax 912 ULS (ďalej len Rotax 912), pevný podvozok, Woodcomp SR 2000DN, pôvodné chvostové plochy. Ďalej len verzia I.
- WT 9 Dynamic 600 kg, Rotax 915 iSc3 B (ďalej len Rotax 915), pevný podvozok, vrtuľa Aleš Křemen KW31 s listom B (viď obr. 1.9), modifikované chvostové plochy. Ďalej len verzia II.

Priemerné prístrojové a doplnkové vybavenie bolo v práci inšpirované verziou lietadla WT 9 Dynamic LSA s inštalovaným vlečným vybavením, viac v literatúre [4]. Variabilitu vybavenia lietadiel je potrebné ponechať hlavne kvôli atraktivite predaja. Rozptyl hmôt spôsobený vybavením je pokrytý toleranciou hmotnosti prázdneho lietadla uvedenou v kapitole 1.1.

Na obrázku 1.1 je uvedený troj-pohľadový výkres lietadla a súradnicový systém použitý v diplomovej práci.



Obr. 1.1: Muška lietadla (Červenou farbou je vyznačená verzia II).

1.1 Hmotnostná obálka lietadla

Hmotnostná obálka analyzuje kombinácie hmotností a polôh ťažiska lietadla a uvádza zotrvačné momenty okolo všetkých troch osí¹.

1.1.1 Hmotnostná obálka prázdneho lietadla

Verzia I

Hmotnostné obálky, rozloženie hmôt po rozpätí, tak ako aj ďalšie potrebné vstupy boli prebraté z dokumentov výrobcu [4], [5] a upravené na najaktuálnejšiu konfiguráciu lietadla. Pre pevnostné testy vykonané výrobcom bolo použité zjednotenie hmotnostných obálok verzií „FG912T“ a „FG914“. Pre porovnanie zaťaženia s vykonanými testami, bolo v práci použité rovnaké zjednotenie hmotnostných obálok pre verziu I.

Verzia II

Pre verziu II boli hmotnostné údaje upravené o rozdiely voči verzii I, a to: prírastok hmotnosti motora Rotax 915, prídavné zariadenia na prevádzku motora Rotax 915, zmeny chvostových plôch lietadla, odhadovaný prírastok hmotnosti od zosilnenia draku lietadla. Hmoty zariadení potrebných na prevádzku motora Rotax 915 boli odhadnuté na základe hmôt motorových inštalácii motorov Rotax 912 iS, Rotax 914 UL a zvýšené o predpokladaný nárast hmotnosti zapríčinený vyšším výkonom motora. Podrobný rozbor hmotností prázdneho lietadla verzie II bez tolerancií je uvedený v prílohe B.

V tabuľke 1.1 sú stanovené tolerancie hmotností kvôli možným výrobným nepresnostiam a pre možnosť variability vybavenia.

Tab. 1.1: Tolerancie hmotnosti a polohy ťažiska prázdneho lietadla.

Tolerancia polohy ťažiska lietadla (max. predná centráž)	-1,5	% SAT
Tolerancia polohy ťažiska lietadla (max. zadná centráž)	1	% SAT
Tolerancia hmotnosti (min. hmotnosť)	-10	(kg)
Tolerancia hmotnosti (max. hmotnosť)	10	(kg)

1.1.2 Predpisové obmedzenia prázdnej hmotnosti

V podkapitole sú popísané hmotnostné obmedzenia verzie II podľa predpisov LTF-UL [1], UL 2 [3] a CS-LSA [2] pre verziu II.

¹Osi majú počiatok v ťažisku príslušnej hmotnostnej konfigurácie.

LTF-UL a UL 2

Maximálna prázdna hmotnosť s minimálnym požadovaným vybavením podľa bodov LTF-UL 25/UL 2 § 25 musí spĺňať nasledujúcu podmienku:

$$m_{\max.VH} - m_{\text{posádka}} - m_{\text{pal}_{\max.\text{trvalývýkon}}} \geq m_{\text{prázdne}}, \quad (1.1)$$

$m_{\max.VH}$ – maximálna vzletová hmotnosť,

$m_{\text{posádka}}$ – maximálna požadovaná hmotnosť posádky pre dvojím. lietadlo,

$m_{\text{pal}_{\max.\text{trvalývýkon}}}$ – hmotnosť spotrebovaného paliva pri maximálnom trvalom výkone motora za 1 hodinu.

$m_{\text{prázdne}}$ – hmotnosť prázdného lietadla,

Maximálna požadovaná hmotnosť posádky pre dvojmiestne lietadlo je 200 kg (LTF-UL 25/UL 2 § 25). Maximálna vzletová hmotnosť lietadla je 600 kg (LTF-UL 1/UL 2 § 1). Hmotnosť paliva spotrebovaného pri maximálnom trvalom výkone jednotky je 32,71 kg, viď literatúra výrobcu motoru [6].

Maximálna prázdna hmotnosť vrátane minimálneho požadovaného vybavenia podľa bodov LTF-UL 1303, LTF-UL 1305; LTF-UL 25/UL 2 § 1303, UL 2 § 1305, UL 2 § 25 je 366 kg. Odhadovaná prázdna hmotnosť lietadla s minimálnym požadovaným vybavením je definovaná spodnou hmotnostnou toleranciou lietadla a je rovná hmotnosti 364,1 kg (viď tabuľka B.4, konfigurácie 5, 6, 7, 8). Vzhľadom na zmienené je požiadavka predpisov vyhodnotená ako vyhovujúca.

CS-LSA

Požiadavka predpisu CS-LSA pojednávajúca o maximálnej prázdnej hmotnosti je benevolentnejšia ako predpisové požiadavky LTF-UL a UL 2. Rovnica 1.3 vyjadruje maximálnu prázdnu hmotnosť lietadla s kompletnou výbavou podľa bodu 3.1.2 predpisu CS-LSA:

$$m_{\text{prázdne}} = m_{\max.VH} - m_{\min.\text{užit.zafaž.}}, \quad (1.2)$$

$m_{\min.\text{užit.zafaž.}}$ – minimálne užitočné zafaženie (CS-LSA 4.2.1).

Minimálne užitočné zafaženie (CS-LSA 4.2.1):

$$m_{\min.\text{užit.zafaž.}} = 2 \cdot m_{\text{pasažier}} + m_{\text{pal}_{\max.\text{trvalývýkon}}}, \quad (1.3)$$

$$m_{\text{pasažier}} = \frac{845 \text{ N}}{9,80665 \text{ kg/N}}, \quad (1.4)$$

$m_{\text{pasažier}}$ – hmotnosť pasažiera podľa CS-LSA.

Maximálna hmotnosť prázdneho lietadla:

$$m_{\text{prázдне}} \leq m_{\text{max.VH}} - m_{\text{min.užit.zataž.}}, \quad (1.5)$$

$$m_{\text{prázдне}} \leq 394,96 \text{ (kg)}, \quad (1.6)$$

Prázdna hmotnosť lietadla verzie II so započítaním všetkých tolerancií vyhovuje predpisu CS-LSA.

1.1.3 Prevádzkové obmedzenia hmotnostnej obálky

Prevádzkové obmedzenia hmotnostnej obálky sú pri oboch verziách zhodné. Predpokladaná možnosť zväčšenia povolených limitov polohy ťažiska verzie II musí byť preukázaná letovými skúškami. Predpoklad je vyhodnotený na základe zlepšenej pozdĺžnej ovládateľnosti verzie II a z dôvodu zlepšenej pozdĺžnej stability lietadla. Obe spomenuté vylepšené charakteristiky sú počítané v kapitole 3. Prevádzkové obmedzenia polohy ťažiska pre verzie I a II:

- predný prevádzkový limit polohy ťažiska = 18,3 % SAT,
- zadný prevádzkový limit polohy ťažiska = 28,5 % SAT.

1.1.4 Výpočtové hmotnostné obmedzenia

Obmedzenie polohy ťažiska výpočtovej hmotnostnej obálky je pri oboch verziách jednotné, a to:

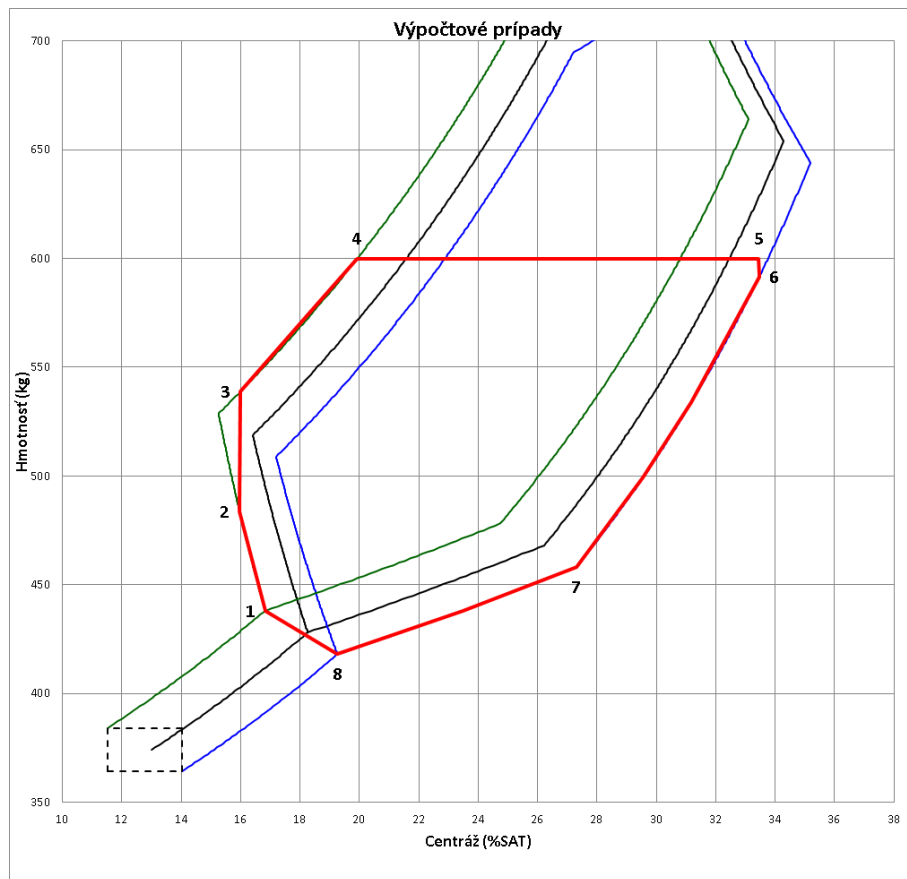
- predný výpočtový limit polohy ťažiska = 16 % SAT,
- zadný výpočtový limit polohy ťažiska = 33,5 % SAT.

Verzia I

Výpočtové hmotnostné konfigurácie verzie I sú prevzaté z literatúry [4] a [5], a sú uvedené v tabuľke B.3.

Verzia II

Výpočtové hmotnostné konfigurácie verzie sú uvedené v tabuľke B.4 Grafické znázornenie hmotnostnej obálky verzie II je v obrázku 1.2.



Obr. 1.2: Výpočtové hmotnostné konfigurácie verzie II.

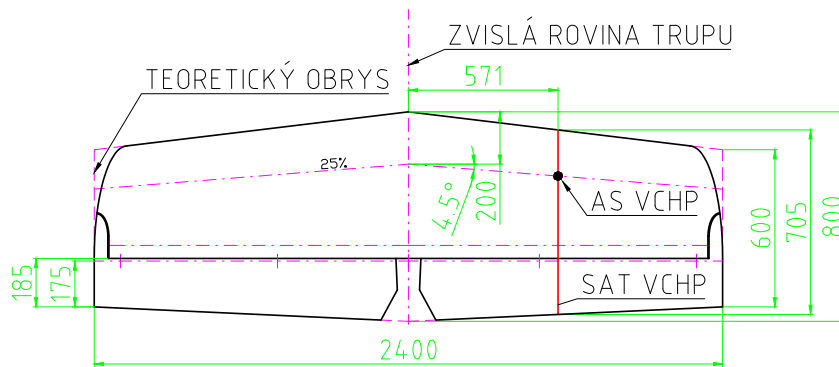
1.2 Geometrické vstupy lietadla

V nasledujúcej podkapitole sú uvedené základné geometrické rozmery krídla, vodorovných chvostových plôch a zvislých chvostových plôch. Ďalšie geometrické parametre sú uvedené v prílohe C. Geometrické vstupy verzie I boli v plnom rozsahu prevzaté od výrobcu. Pre verziu II boli geometrické vstupy opravené o zmenu chvostových plôch.

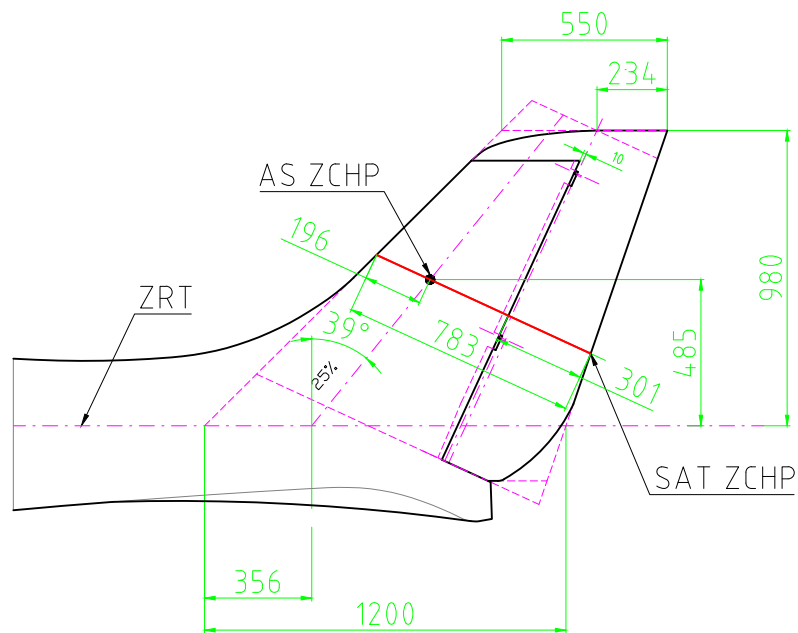
1.2.1 Chvostové plochy

Chvostové plochy lietadla boli z dôvodu potreby zlepšenia manévrovacích schopností lietadla zväčšené. Na obrázkoch 1.3, 1.6, 1.4 a 1.6 v podkapitolách sú uvedené obe verzie chvostových plôch.

Verzia I



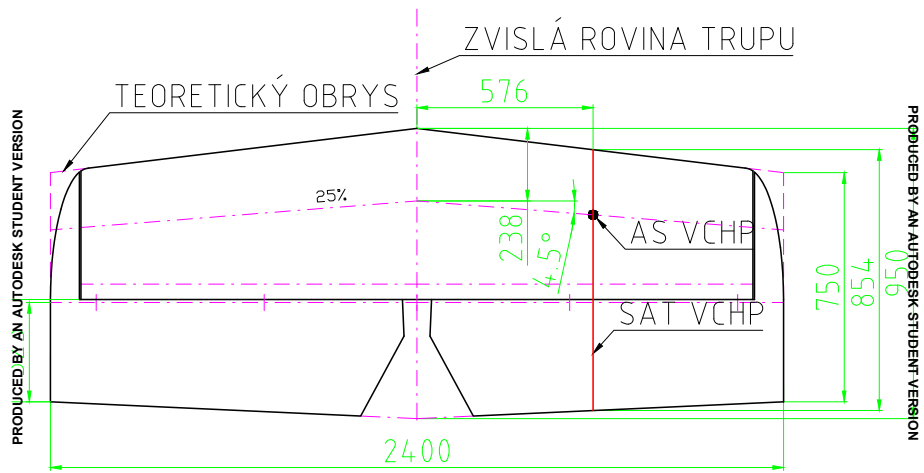
Obr. 1.3: Geometria vodorovnej chvostovej plochy (VCHP) verzie I.



Obr. 1.4: Geometria zvislej chvostovej plochy (ZCHP) verzie I.

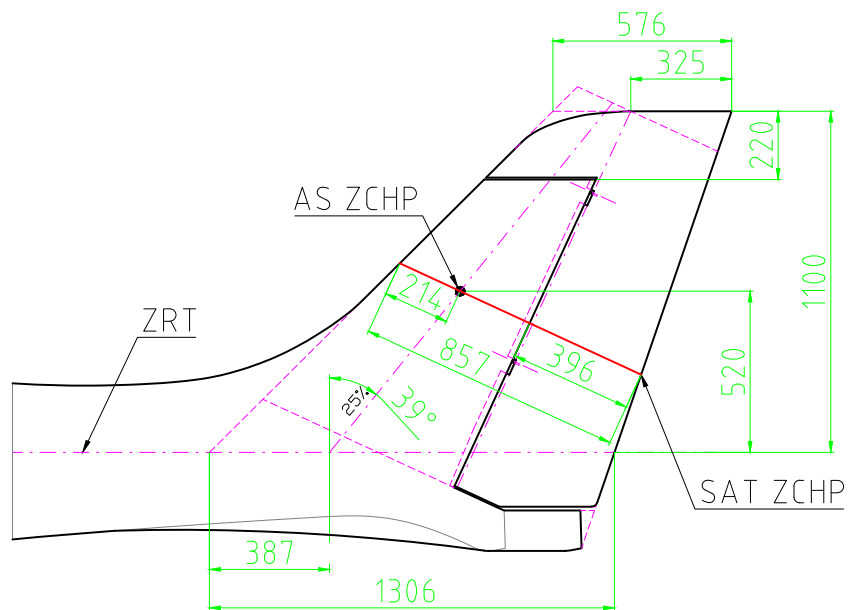
Verzia II

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION



PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

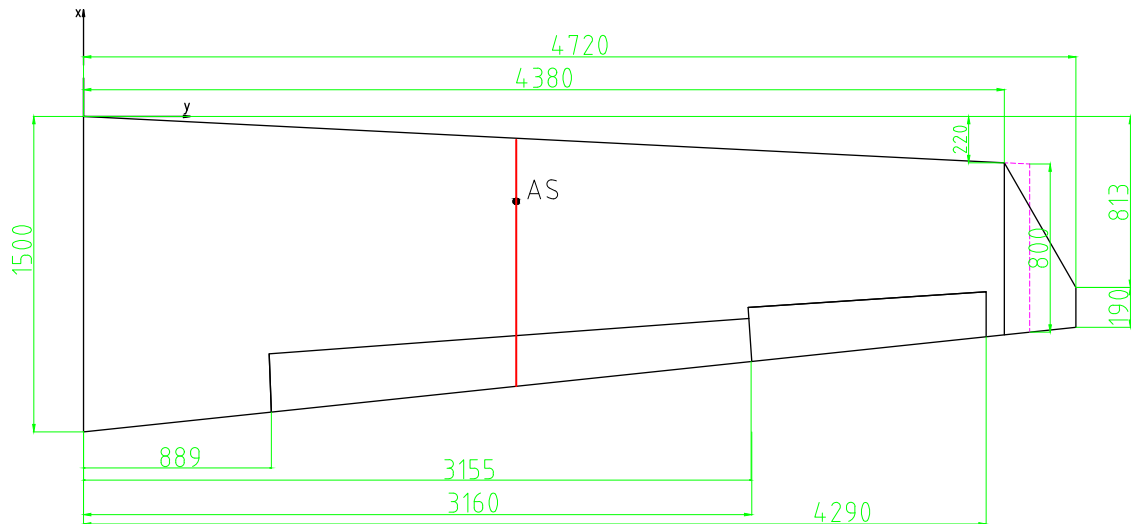
Obr. 1.5: Geometria vodorovnej chvostovej plochy (VCHP) verzie II.



Obr. 1.6: Geometria zvislej chvostovej plochy (ZCHP) verzie II.

1.2.2 Krídlo

Výpočtový model krídla je identický pre obe verzie a geometria bola prevzatá z analýzy výrobcu [7]. Pre výpočet bolo použité zjednodušenie reálneho krídla s wingletou. Zjednodušenie spočíva v rozvinutí winglety do základnej roviny krídla.



Obr. 1.7: Geometria zjednodušeného modelu krídla.

1.3 Aerodynamické vstupy lietadla

Aerodynamické vstupy používané v diplomovej práci sú z významnej časti inšpirované aerodynamickou analýzou poskytnutou firmou výrobcu [7], tabuľky prevzatých aerodynamických hodnôt sú uvedené v prílohe C. Výpočty ďalších aerodynamických charakteristík potrebných k vypracovaniu diplomovej práce sú postupne uvádzané v práci.

1.4 Pohonné sústavy

Pohonné sústavy u oboch verzií lietadla sú tvorené piestovými spaľovacími motormi popísanými v časti 1.4.1 a troj-listými za letu staviteľnými vrtulami uvedenými v časti 1.4.2.

1.4.1 Motory

Základné výkonové parametre analyzovaných motorov sú uvedené v tabuľke 1.2. Hmotnostné parametre použitých motorov sú vypísané v kapitole 1.1.

Tab. 1.2: Základné výkonové charakteristiky.

–	Verzia I	Verzia II
Typ motora	Rotax 912	Rotax 915
Max. vzletový výkon (kW)	73,5	104
Max. trvalý výkon (kW)	69	99
Krútiaci moment (max.vzletový výkon) (Nm)	121	174,1
Krútiaci moment (max.trvalý výkon) (Nm)	119,8	174,1
prevodový pomer (motor/vrtuľa)	2,43	2,54

1.4.2 Vrtule

Verzia I – Woodcomp SR 2000DN

Vrtuľa Woodcomp SR 2000DN je za letu elektricky staviteľná trojlistá vrtuľa. Náboj vrtule je hliníkový, vrtuľový kužel je kompozitový a listy vrtule (list typ C obrázok 1.8) sú z dreva s krycou uhlíkovno-sklenenou kompozitovou vrstvou. Nábežná hrana je chránená oceľovým plátom.



Obr. 1.8: List typu C.

Tab. 1.3: Vstupné hodnoty vrtule SR 2000DN.

SR 2000DN		
Priemer vonkajší	1,726	(m)
Priemer pätný	0,265	(m)
Plocha vrtuľového disku	2,295	(m ²)
Hmotnosť	11,73	(kg)
Moment zotrvačnosti	0,48	(kg · m ²)

Verzia II – Aleš Křemen KW-31

Vrtula Aleš Křemen KW-31 je taktiež za letu elektricky staviteľná troj-listá vrtuľa. Náboj vrtule je hliníkový, vrtulový kužel je kompozitový a listy vrtule (typ listu je znázornený na obrázku 1.9) sú vyrobené z dreva s krycou uhlíkovo-sklenenou kompozitovou vrstvou. Ochrana nábežnej hrany je zaistená oceľovým plátom. Vrtuľa je certifikovaná podľa predpisu CS-P a má platný EASA typový certifikát EASA.P.177.



Obr. 1.9: List typu B.

Tab. 1.4: Vstupné hodnoty vrtule Aleš Křemen KW-31.

KW-31		
Priemer vonkajší	1,75	(m)
Priemer pätný	0,265	(m)
Plocha vrtulového disku	2,350	(m ²)
Hmotnosť	12,93	(kg)
Moment zotrvačnosti	0,6	(kg · m ²)

2 LETOVÉ VÝKONY

Letové výkony je súbor limitných kinematických letových schopností lietadla. Pri výpočte letových výkonov bol použitý zjednodušený mechanický model, ktorý zastupuje lietadlo hmotným bodom, literatúra [8],[9]. Hmotný bod je umiestnený v ťažisku lietadla, zjednodušenie umožňuje pri výpočtoch zanedbať momentové rovnice, a teda výsledné pôsobenie na lietadlo je popisované iba silovými rovnicami. Všetky počítané výkony sú vyhodnocované pre podmienky medzinárodnej štandardnej atmosféry (MSA) vo výške 0 m. Rýchlosť je v kapitole uvádzaná v kalibrovanej rýchlosti letu (CAS).

2.1 Aerodynamická polára

Aerodynamická polára je základná aerodynamická charakteristika popisujúca odpor lietadla pri meniacom sa súčiniteli vztlaku lietadla.

2.1.1 Verzia I

Aerodynamická polára lietadla je vypočítaná na základe rovnice aerodynamickej symetrickej poláry. Súčiniteľ odporu lietadla:

$$c_D = c_{D0} + K \cdot c_L^2, \quad (2.1)$$

$$K = \frac{1}{\pi \cdot AR_K \cdot E}, \quad (2.2)$$

c_{D0} – súčiniteľ odporu pri nulovom súč. vztlaku c_L ,

c_L – súčiniteľ vztlaku,

AR_K – štíhlosť krídla lietadla,

E – Oswaldov súčiniteľ.

Určenie súčiniteľa c_{D0}

Pre výpočet súčiniteľa odporu pri nulovom súčiniteli vztlaku c_{D0} je využitá maximálna horizontálna rýchlosť verzie I, ktorá je dosiahnutá pri maximálnom trvalom výkone. Maximálna horizontálna rýchlosť pri maximálnom trvalom výkone verzie I je 231 km/h CAS. Využiteľný ťah pohonnej sústavy pre rýchlosť 231 km/h CAS je

prevzatý z kapitoly 2.2 – využitá je reálna ťahová krivka.

$$D = T_V = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_D, \quad (2.3)$$

T_V – využitelný ťah pohonnej sústavy pri maximálnej horizontálnej rýchlosti,

ρ – hustota vzduchu v 0 m MSA,

v – rýchlosť letu,

S – plocha krídla.

Súčiniteľ odporu verzie I pri nulovom súčiniteli vztlaku:

$$c_{D0} = \frac{T_V - \frac{2 \cdot K \cdot (m \cdot g)^2}{\rho \cdot v^2 \cdot S}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S}. \quad (2.4)$$

2.1.2 Verzia II

Pri modifikovanej verzii lietadla bolo uvažované so zväčšením odporu pri nulovom súčiniteli vztlaku na základe zväčšenia chvostových plôch. Zmena indukovaného odporu z dôvodu zmeny potrebnej vyvažovacej sily horizontálnej chvostovej plochy je zanedbaná. Trecí koeficient:

$$c_f = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}}, \quad (2.5)$$

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot c_{SAT, VCHP/ZCHP}}{\mu}, \quad (2.6)$$

Re – Reynoldsovo číslo,

μ – dynamická viskozita okolitého vzduchu.

Plocha VCHP/ZCHP vystavená prúdu vzduchu (tzv. omočená plocha):

$$\text{ak } t/c < 0,05 \quad \rightarrow \quad S_{wet} = 2,003 \cdot S, \quad (2.7)$$

$$\text{ak } t/c > 0,05 \quad \rightarrow \quad S_{wet} = \left(1,977 + 0,52 \cdot \frac{t}{c}\right) \cdot S. \quad (2.8)$$

Odpor pri nulovom produkovanom vztlaku VCHP a ZCHP, z literatúry [10]:

$$C_{D0} = R_{K-T} + R_{LS} + c_f \cdot \left(1 + L' \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^4\right) \cdot \frac{S_{wet}}{S}, \quad (2.9)$$

R_{K-T} – koef. vplyvu interferencie medzi trupom a krídlom,

R_{LS} – koef. vyjadrujúci vplyv šípu,

c_f – trecí koeficient,

L' – koef. vplyvu polohy max. hrúbky,

$\frac{t}{c}$ – zlomok max. hrúbky profilu a dĺžky $c_{SAT-VCHP/ZCHP}$,

S_{wet} – plocha VCHP/ZCHP vystavená prúdu vzduchu (tzv. omočená plocha).

Tab. 2.1: Tabuľka hodnôt pre výpočet súčiniteľa odporu VCHP.

–	Verzia I	Verzia II	Jednotky
S_{ZCHP}	1,68	2,04	(m ²)
$c_{SAT,VCHP}$	0,705	0,854	(m)
$\bar{x}_{max.t}$	30,9	25	(% SAT)
t/c	0,12	0,101	(–)
\bar{L}	1,2	2	(–)
λ_{VCHP}	4,5	4,5	(°)
$R_{LS,VCHP}$	1,066	1,066	(–)
$S_{om,VCHP}$	3,4262	4,1402	(m ²)
μ	1,78E-05	1,78E-05	$\frac{kg}{m \cdot s}$

Tab. 2.2: Tabuľka hodnôt pre výpočet súčiniteľa odporu ZCHP.

–	Verzia I	Verzia II	Jednotky
S_{ZCHP}	0,902	1,093	(m ²)
$c_{SAT,ZCHP}$	0,783	0,857	(m)
$\bar{x}_{max.t}$	30,9	25	(% SAT)
t/c	0,09	0,09	(–)
\bar{L}	1,2	2	(–)
λ_{ZCHP}	39	39	(°)
$R_{LS,ZCHP}$	1,01	1,01	(–)
$S_{om,ZCHP}$	1,8255	2,2120	(m ²)
μ	1,78E-05	1,78E-05	$\frac{kg}{m \cdot s}$

V tabuľke 2.3 je uvedený súčet prírastku súčiniteľa odporu pri nulovom produkovanom vztlaku VCHP a ZCHP pre vzrastajúcu rýchlosť.

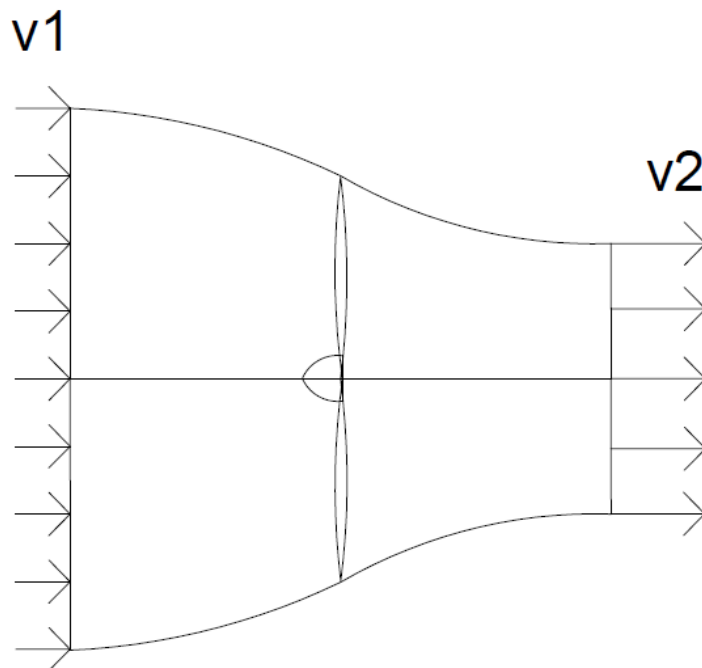
Tab. 2.3: Prírastok súčiniteľa odporu pri nulovom vztlaku VCHP a ZCHP.

v (m/s)	$\Delta c_{D0,VS}$	$\Delta c_{D0,ZS}$	$\Delta c_{D0,VS+ZS}$
20	0,000389	0,000232	0,000621
30	0,000363	0,000216	0,0005792
40	0,000346	0,000205	0,0005517
50	0,000334	0,000198	0,0005316
60	0,000324	0,000192	0,000516
70	0,000316	0,000187	0,000503
80	0,00031	0,000183	0,000492
90	0,000304	0,000179	0,000483
100	0,000299	0,000176	0,000475

2.2 Ťahová charakteristika

Vznik ťahu je vyvolaný vzájomným pôsobením pracovného prostredia a povrchu pracovného mechanizmu. Pre počítaný prípad je pracovné prostredie okolitá atmosféra a povrch pracovného mechanizmu je povrch listov vrtule. Na výpočet ťahovej charakteristiky je v diplomovej práci použitá teória ideálneho propulzoru – viac v časti 2.2.1 (podrobnejšie v literatúre [11], [12]) s následným porovnaním s reálnymi hodnotami ťahu sústavy použitých motorov a vrtúľ (viď literatúra [13], [14]). Na základe porovnania bola vyjadrená účinnosť propulzoru, ktorá bola ďalej použitá pri aproximácii ťahu a výkonu pri vyšších rýchlostiach.

2.2.1 Ideálny propulzor



Obr. 2.1: Ideálny propulzor.

Vyvodzovanie ťahu lietadla je zabezpečené urýchlením vzduchu prechodom cez vrtulový disk (obrázok 2.1). Prechod prúdu vzduchu je sprevádzaný zúžením prírodovej trubice. Vzhľadom na zákon zachovania hmoty je nutné aby vzduch prechádzajúci vrtulovým diskom bol urýchlený:

$$\dot{m} = \dot{m}_0 = \dot{m}_1 = \dot{m}_2 = A_{0,1,2} \cdot \rho \cdot v_{0,1,2}, \quad (2.10)$$

\dot{m} – hmotnostný tok,

A – plocha vrtulového disku,

Plocha vrtulového disku je vypočítaná za použitia rozmerov použitej vrtule. Použitý vzťah je vhodný iba pre podzvukové prúdenie, z dôvodu zanedbania stlačenia vzduchu:

$$A = \frac{\pi}{4} \cdot (D_{vrt}^2 - D_{vrtpätný}^2), \quad (2.11)$$

D_{vrt} – vonkajší priemer vrtule, viď tab. 1.3, 1.4,

$D_{vrtpätný}$ – pätný priemer vrtule, viď tab. 1.3, 1.4.

Pre rýchlosti vzduchu pri vstupe do vrtule v_1 a za vrtulou v_2 platia tieto vzťahy, vychádzajúce z Bernoulliho rovnice:

$$v_1 = v_0 + \frac{\Delta v}{2}, \quad (2.12)$$

$$v_2 = v_0 + \Delta v, \quad (2.13)$$

v_0 – rýchlosť nerušeného nabiehajúceho vzduchu,

Δv – urýchlenie prúdu pred a za vrtulou.

Rovnica pre výpočet výkonu motoru:

$$P = \frac{m}{2} \cdot (v_2^2 - v_1^2). \quad (2.14)$$

Pre výpočet neznámej premennej Δv dosadíme do vzťahu pre výkon pohonnej sústavy 2.14 rovnice 2.11, 2.12 a 2.13.

$$P = \frac{1}{2} \cdot A \cdot \rho \cdot v_1 \cdot (v_2^2 - v_0^2), \quad (2.15)$$

$$P = A \cdot \rho \cdot v_1 \cdot ((v_0 + \Delta v)^2 - v_0^2), \quad (2.16)$$

$$P = \frac{A \cdot \rho}{2} \cdot \left(v_0 + \frac{\Delta v}{2}\right) \cdot ((v_0 + \Delta v)^2 - v_0^2). \quad (2.17)$$

Po úpravách

$$P = \frac{A \cdot \rho}{2} \cdot \left(v_0 + \frac{\Delta v}{2}\right) \cdot (v_0^2 + 2 \cdot v_0 \cdot \Delta v + \Delta v^2 - v_0^2). \quad (2.18)$$

Výsledný tvar:

$$0 = \Delta v^3 + 4 \cdot v_0 \cdot \Delta v^2 + 4 \cdot v_0^2 \cdot \Delta v - \frac{4 \cdot P}{A \cdot \rho}. \quad (2.19)$$

Výsledný vzťah je v tvare kubickej rovnice s neznámou Δv . Pre výpočet bol zvolený postup Newtonovou iteračnou metódou.

NEWTONOVA ITERAČNÁ METÓDA

Metóda je založená na práci s dotyčnicami funkcie, a preto je nutné, aby funkcia mala deriváciu. Hľadaná premenná je Δv , ktorá je funkciou rovnice 2.19. Základná rovnica Newtonovej iteračnej metódy je:

$$x_{k+1} = x_k - \frac{f(x_k)}{f'(x_k)}, \quad (2.20)$$

k – iteračný krok.

Iteračný proces bude opakovaný, pokiaľ hodnota $f(x_k)$ nebude blízka nule. Derivácia funkcie 2.19 podľa premennej Δv :

$$f'(\Delta v) = 3\Delta v^2 + 8v_0\Delta v + 4v_0^2. \quad (2.21)$$

Konkrétny výpočet nami riešeného problému pomocou Newtonovej iteračnej metódy je:

$$\Delta v_{k+1} = \Delta v_k - \frac{\Delta v_k^3 + 4v_0\Delta v_k^2 + 4v_0\Delta v_k^2 - \frac{4P}{A_1\rho}}{3\Delta v_k^2 + 8v_0\Delta v_k + 4v_0^2}. \quad (2.22)$$

Výpočet bol realizovaný pomocou softvéru Excel, výsledky sú zobrazené v tabulke 2.4 pre pohonnú sústavu verzie I a v tabulke 2.5 pre pohonnú sústavu verzie II.

Tab. 2.4: Využitelný ťah verzie I.

v	Δv	v_1	v_2	η	T
10	33,8	26,9	43,8	0,4	2562,7
20	24,0	32,0	44,0	0,6	2157,0
30	16,7	38,3	46,7	0,8	1799,5
40	11,7	45,8	51,7	0,9	1505,3
50	8,4	54,2	58,4	0,9	1273,5
60	6,2	63,1	66,2	1,0	1093,8
70	4,7	72,3	74,7	1,0	953,8
80	3,7	81,8	83,7	1,0	843,2
90	2,9	91,5	92,9	1,0	754,4
100	2,4	101,2	102,4	1,0	681,8

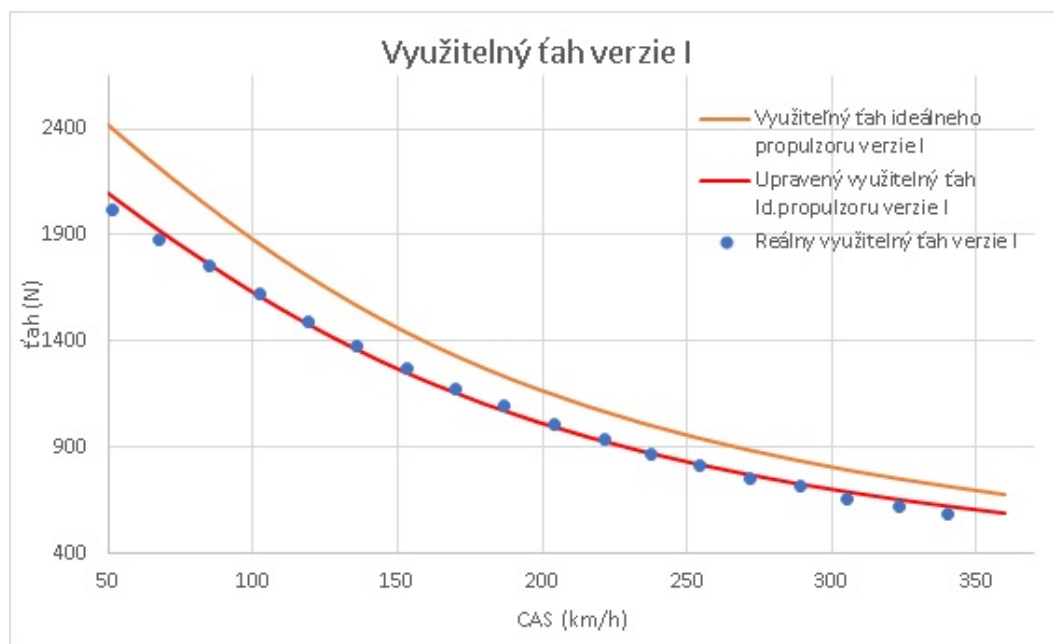
Tab. 2.5: Využitelný ťah verzie II.

v	Δv	v_1	v_2	η	T
10	39,6	29,8	49,6	0,3	3321,1
20	29,3	34,7	49,3	0,6	2856,6
30	21,3	40,7	51,3	0,7	2435,3
40	15,5	47,7	55,5	0,8	2074,3
50	11,4	55,7	61,4	0,9	1778,1
60	8,5	64,3	68,5	0,9	1540,6
70	6,6	73,3	76,6	1,0	1351,0
80	5,2	82,6	85,2	1,0	1198,8
90	4,2	92,1	94,2	1,0	1075,2
100	3,4	101,7	103,4	1,0	973,4

2.2.2 Reálne ťahové krivky pohonnej sústavy

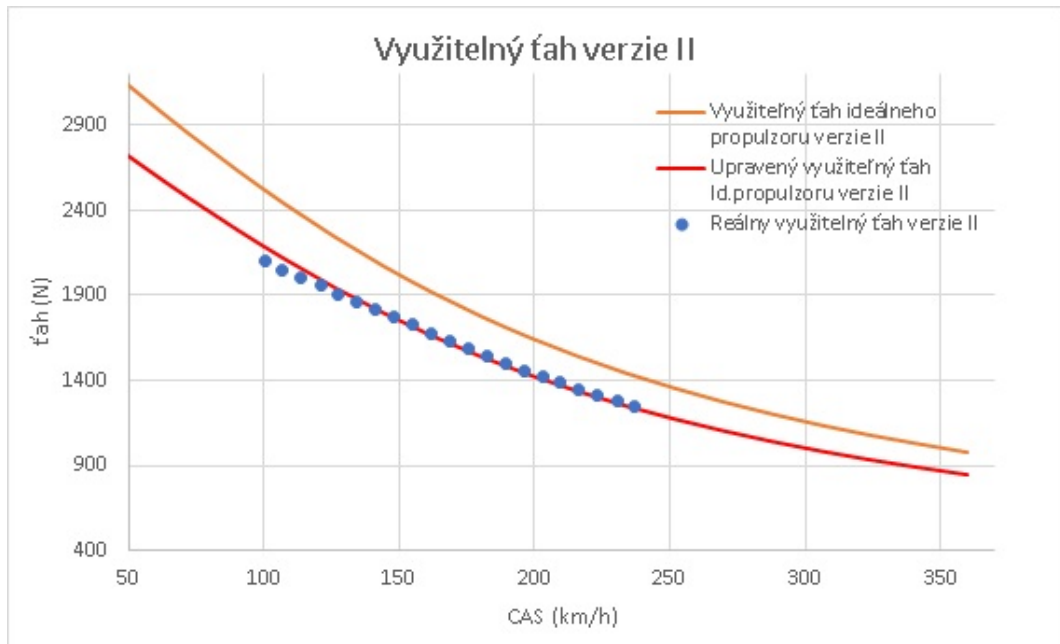
Výrobcom vrtúl Woodcomp SR 2000DN a Aleš Křemen KW-31 boli poskytnuté ťahové krivky pohonných sústav verzií I a II. Na obrázkoch 2.2 a 2.3 je možné vidieť rozdiel medzi reálnym ťahom pohonnej sústavy pri maximálnom trvalom výkone a ťahom ideálneho propulzoru pri rovnakom režime. Porovnanie slúži na získanie aerodynamickej účinnosti propulzoru a opravy ťahu ideálneho propulzoru na základe spomínanej aerodynamickej charakteristiky.

Verzia I



Obr. 2.2: Využitelný ťah verzie I.

Verzia II

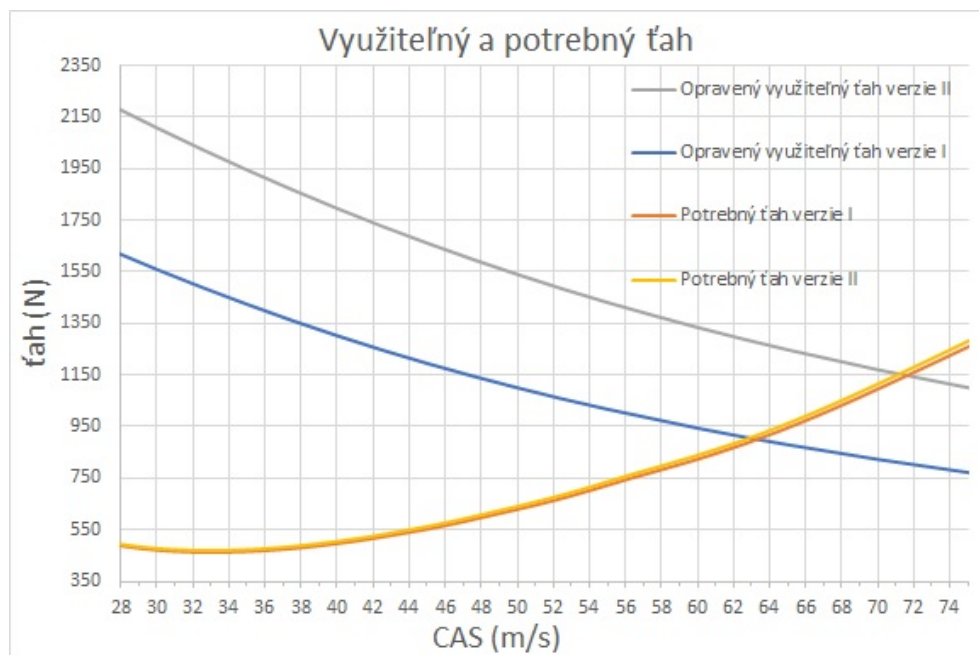


Obr. 2.3: Využitelný ťah verzie II.

2.3 Maximálna horizontálna rýchlosť

Maximálna horizontálna rýchlosť je maximálna dosiahnuteľná rýchlosť lietadla pri horizontálnom lete. Výpočet maximálnej horizontálnej rýchlosti je veľmi dôležitý pre ďalšie výpočty lietadla. Predpis LTF UL ale aj UL 2 sa totiž priamo odvoláva na maximálnu horizontálnu rýchlosť pri maximálnom trvalom výkone pri výpočte návrhovej rýchlosti strmhlavého letu v_D a rýchlosti pri maximálnom poryve v_B . Výpočet maximálnej horizontálnej rýchlosti je vypočítaný na základe podmienky, že lietadlo je urýchľované prebytkom ťahu. Prebytok ťahu je definovaný ako rozdiel medzi využitelným ťahom pohonnej sústavy a potrebným ťahom. Vzhľadom na definíciu prebytku ťahu je zreteľné, že lietadlo dosiahne maximálnu horizontálnu rýchlosť v momente, keď sa využitelný a potrebný ťah budú rovnať. V obrázku 2.4 je táto situácia demonštrovaná prienikom kriviek.

Odhadovaná maximálna horizontálna rýchlosť lietadla verzie II pri maximálnom trvalom režime je 71,5 m/s, čo je 257,4 km/h. Pre verziu I bola hodnota maximálnej horizontálnej rýchlosti odčítaná z [15], jej hodnota je 231 km/h.



Obr. 2.4: Využitelný a potrebný ťah lietadiel.

2.4 Stúpacie režimy lietadla

Stúpanie je definované ako nárast výšky letu lietadla a zväčšenie potenciálnej energie lietadla. Pri výpočte stúpacích režimov lietadla je uvažovaný priamočiary ustálený symetrický let bez vybočenia pri maximálnej vzletovej hmotnosti lietadla. V podkapitolách budú rozobraté dva základné ustálené stúpacie režimy. Stúpacie režimy lietadla sú počítané na základe rovníc silovej rovnováhy v danom režime. Silové pôsobenie na lietadlo je možné vidieť na obrázku 2.5.

Rovnice rovnováhy stúpacieho režimu za predpokladu malého uhlu $\alpha + \Phi_f$:

$$x_a : T - D - G \cdot \sin \gamma = 0, \quad (2.23)$$

$$y_a : L - G \cdot \cos \gamma = 0, \quad (2.24)$$

T – ťah pohonnej sústavy lietadla,

D – odporová sila lietadla,

G – gravitačná sila lietadla,

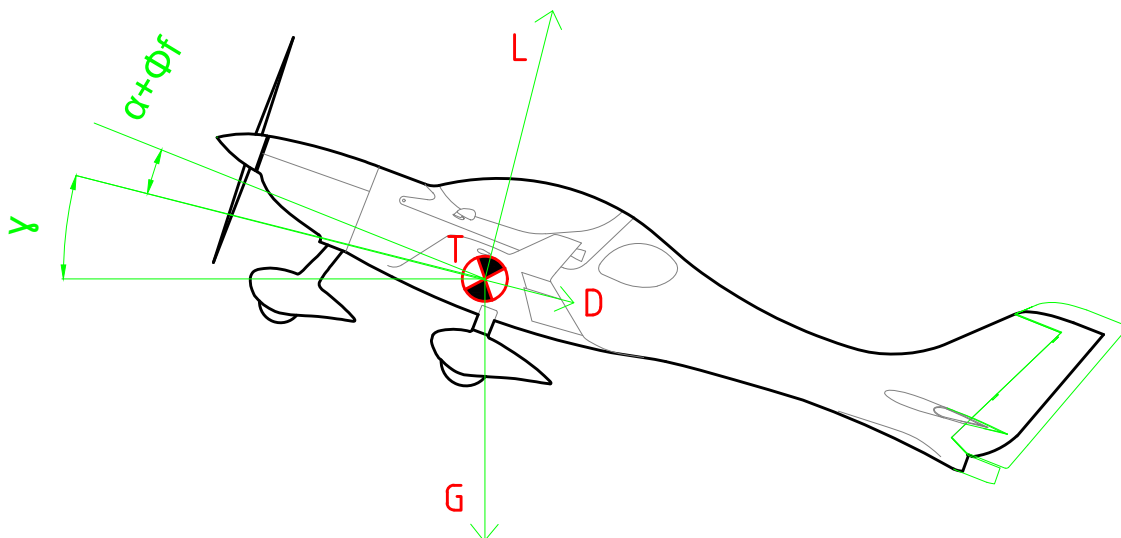
L – vztlaková sila lietadla.

Rovnica rýchlosti stúpania:

$$w = v \cdot \sin \gamma = \frac{v \cdot (T - D)}{G} = \frac{\Delta P}{G}, \quad (2.25)$$

w – stúpacia rýchlosť,

γ – uhol stúpania.



Obr. 2.5: Silové pôsobenie na lietadlo v ustálenom stúpaní.

Rovnica uhlu stúpania:

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{G} = \frac{\Delta T}{G}, \quad (2.26)$$

$$\gamma = \arcsin \left(\frac{\Delta T}{G} \right), \quad (2.27)$$

$$\gamma = \arcsin \left(\frac{w}{v} \right). \quad (2.28)$$

2.4.1 Maximálna stúpacia rýchlosť

Maximálna stúpacia rýchlosť je ustálený režim pri ktorom lietadlo stúpa najvyššou možnou vertikálnou rýchlosťou vzhľadom na čas. Maximálna stúpacia rýchlosť je počítaná na základe maximálneho prebytku výkonu ΔP_{\max} . Hodnoty maximálnej rýchlosti stúpania sú uvedené v tabuľke 2.6. Rovnica rýchlosti stúpania:

$$w_{\max} = \frac{\Delta P_{\max}}{G}. \quad (2.29)$$

2.4.2 Maximálny uhol stúpania

Maximálny uhol stúpania je maximálny možný uhol trajektórie stúpania dosiahnuteľný pri ustálenom stúpanom lete. Maximálny uhol stúpania je počítaný taktiež

Tab. 2.6: Maximálna stúpacia rýchlosť.

–	v (km/h)	v (m/s)	P_v (W)	P_p (W)	ΔP (W)	w (m/s)	γ °
Verzia I	126	35	49970,8	16332,2	33638,6	5,72	9,32
Verzia II	136,8	38	70380,8	18266,6	52114,2	8,85	13,44

na základe rovníc rovnováhy. Silové pôsobenie na lietadlo je možné vidieť na obrázku 2.5.

Rovnica maximálnej strmosti stúpania:

$$\sin\gamma_{\max} = \frac{\Delta T_{\max}}{G}, \quad (2.30)$$

$$\gamma_{\max} = \arcsin\left(\frac{\Delta T_{\max}}{G}\right). \quad (2.31)$$

Tab. 2.7: Maximálny uhol stúpania.

–	v (km/h)	v (m/s)	P_v (W)	P_p (W)	ΔP (W)	w (m/s)	γ °
Verzia I	108	30	46838,8	14160,4	32678,4	5,55	10,60
Verzia II	108	30	63147,6	14160,4	48987,2	8,32	16,02

2.5 Medzné zatáčky

Medzné zatáčky sú súbor limitov lietadla pri ustálenej horizontálnej zatáčke. Zmena motorovej jednotky má zásadný vplyv iba na jedno obmedzenie, a to propulzné obmedzenie. Pre širší rozhľad v kapitole medzných zatáčok, ale budú počítané limitné hodnoty vzhľadom na všetky limity. Silové pôsobenie na lietadlo v horizontálnej zatáčke je možné vidieť na obrázku 2.6.

Rovnice popisujúce ustálenú zatáčku:

$$T - D = 0, \quad (2.32)$$

$$L \sin \phi - m \cdot \frac{v^2}{r} = 0, \quad (2.33)$$

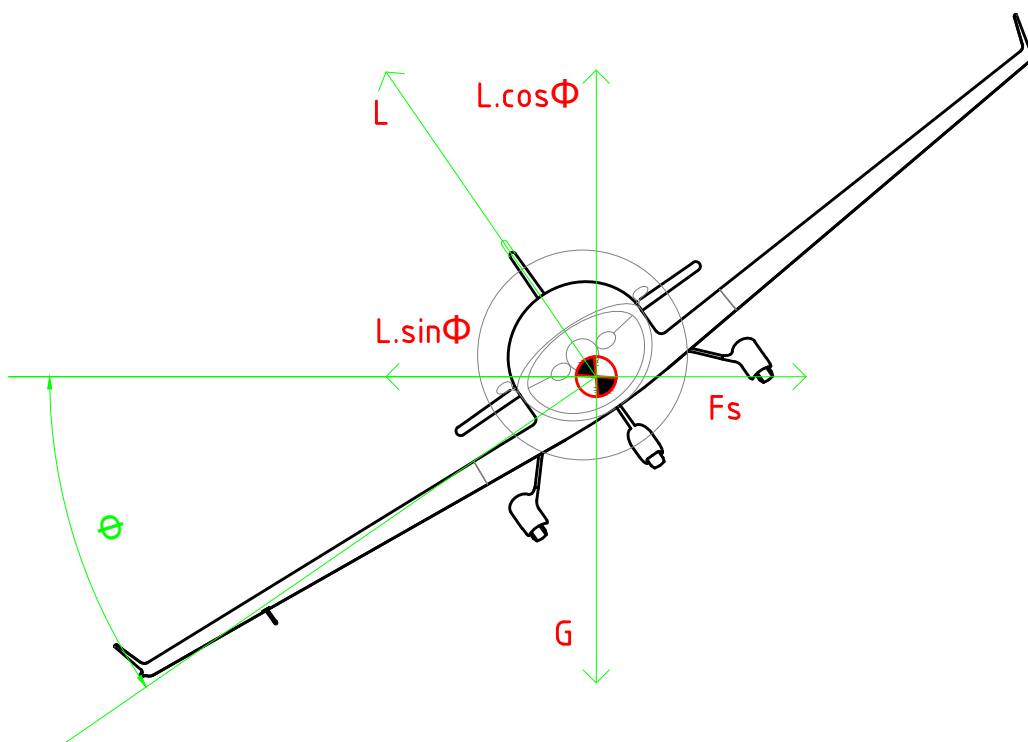
$$-L \cos \phi + G = 0, \quad (2.34)$$

r – polomer zatáčky,

ϕ – uhol priečného sklonu.

Sledované parametre:

- násobok zataženia,
- maximálny uhol priečného sklonu,
- minimálny polomer zatáčky,
- minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360 °.



Obr. 2.6: Silové pôsobenie na lietadlo v správnej zatáčke.

2.5.1 Zatáčky s maximálnym prevádzkovým násobkom

Keďže prevádzkový násobok zostal nezmenený bude nasledujúca analýza platná pre obidve verzie. Výpočet je realizovaný na základe vstupného prevádzkového násobku n_p a rovníc rovnováhy ustálenej zatáčky 2.32, 2.33 a 2.34.

Maximálny uhol priečneho sklonu:

$$\phi_{\max}^P = \arccos\left(\frac{1}{n_p}\right), \quad (2.35)$$

n_p – maximálny prevádzkový násobok.

Minimálny polomer zatáčky:

$$r_{\min}^P = \frac{v^2}{g\sqrt{(n_p)^2 - 1}}. \quad (2.36)$$

Minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360 °:

$$t_{\min}^P = \frac{2\pi v}{g\sqrt{(n_p)^2 - 1}}. \quad (2.37)$$

2.5.2 Zatáčky s maximálnym súčiniteľom vztlaku

Pádová rýchlosť lietadla zostala nezmenená naprieč verziami, vďaka nezmeneným vztlakovým charakteristikám. Z použitého konštatovania vyplýva identickosť verzií v medzným zatáčkach vzhľadom na maximálny súčiniteľ vztlaku.

Násobok zataženia (aerodynamické obmedzenie):

$$n_{\max}^A = \left(\frac{v}{v_s} \right)^2, \quad (2.38)$$

v_s – pádová rýchlosť lietadla.

Maximálny uhol priečneho sklonu:

$$\phi_{\max}^A = \arccos \left(\frac{1}{n_{\max}^A} \right). \quad (2.39)$$

Minimálny polomer zatáčky:

$$r_{\min}^A = \frac{v^2}{g\sqrt{(n_{\max}^A)^2 - 1}}. \quad (2.40)$$

Minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360 °:

$$t_{\min}^A = \frac{2\pi v}{g\sqrt{(n_{\max}^A)^2 - 1}}. \quad (2.41)$$

2.5.3 Zatáčky s maximálnym využitelným ťahom

Pre jednotlivé motorizácie je využitelný ťah prevzatý z kapitoly 2.2.2.

Verzia I

Násobok zataženia:

$$n_{\max(V1)}^F = \frac{c_L}{c_D} \frac{F_{V_{\max(V1)}}}{G}. \quad (2.42)$$

Maximálny uhol priečneho sklonu:

$$\phi_{\max(V1)}^F = \arccos \left(\frac{1}{n_{\max}^F} \right). \quad (2.43)$$

Minimálny polomer zatáčky:

$$r_{\min(V1)}^F = \frac{v^2}{g\sqrt{(n_{\max}^F)^2 - 1}}. \quad (2.44)$$

Minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360°:

$$t_{\min(V1)}^F = \frac{2\pi v}{g\sqrt{(n_{\max}^F)^2 - 1}}. \quad (2.45)$$

Verzia II

Násobok zaťaženia:

$$n_{\max(V2)}^F = \frac{c_L}{c_D} \frac{F_{V_{\max(V2)}}}{G}. \quad (2.46)$$

Maximálny uhol priečného sklonu:

$$\phi_{\max(V2)}^F = \arccos\left(\frac{1}{n_{\max}^F}\right). \quad (2.47)$$

Minimálny polomer zatáčky:

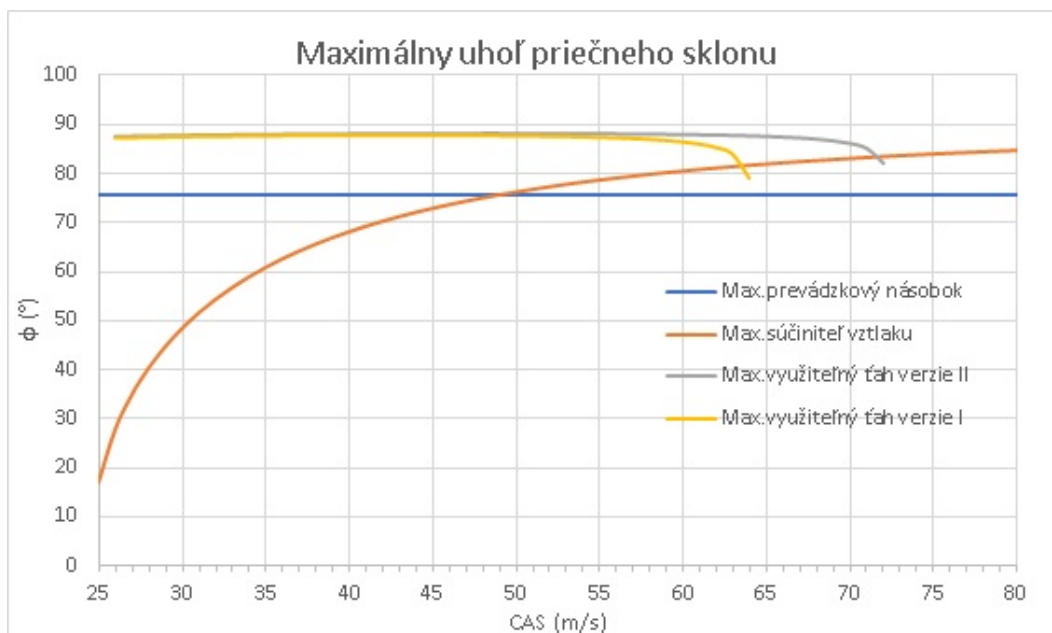
$$r_{\min(V2)}^F = \frac{v^2}{g\sqrt{(n_{\max}^F)^2 - 1}}. \quad (2.48)$$

Minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360°:

$$t_{\min(V2)}^F = \frac{2\pi v}{g\sqrt{(n_{\max}^F)^2 - 1}}. \quad (2.49)$$

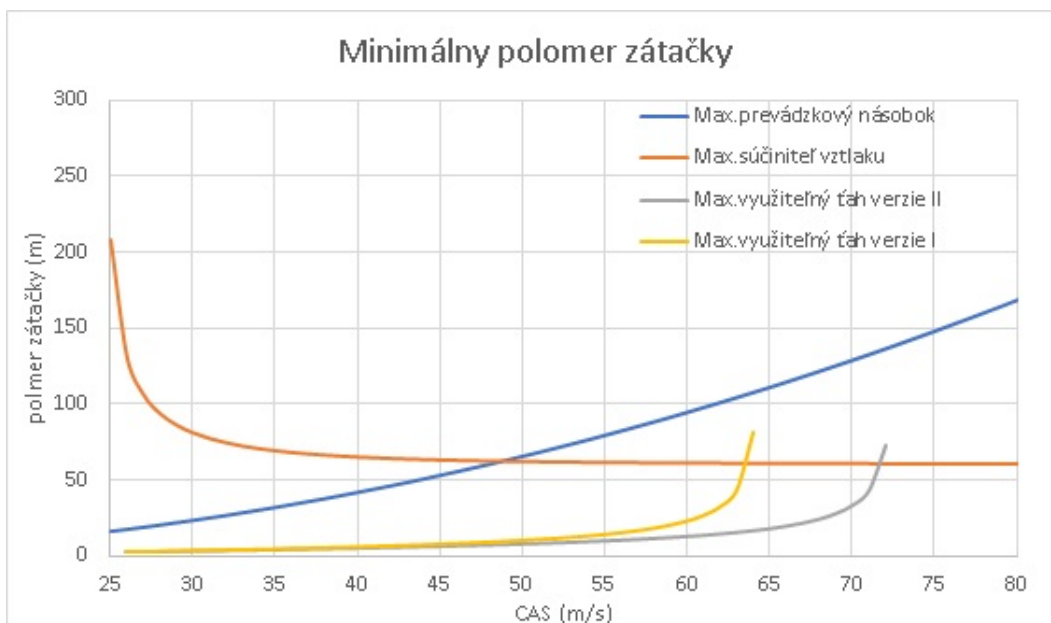
2.5.4 Určenie limitných parametrov

Maximálny priečný sklon (obrázok 2.7) je 75,5°, je možné ho dosiahnuť v rozmedzí rýchlostí 49 m/s až do približne 65 m/s pre verziu I a 73 m/s pre verziu II.



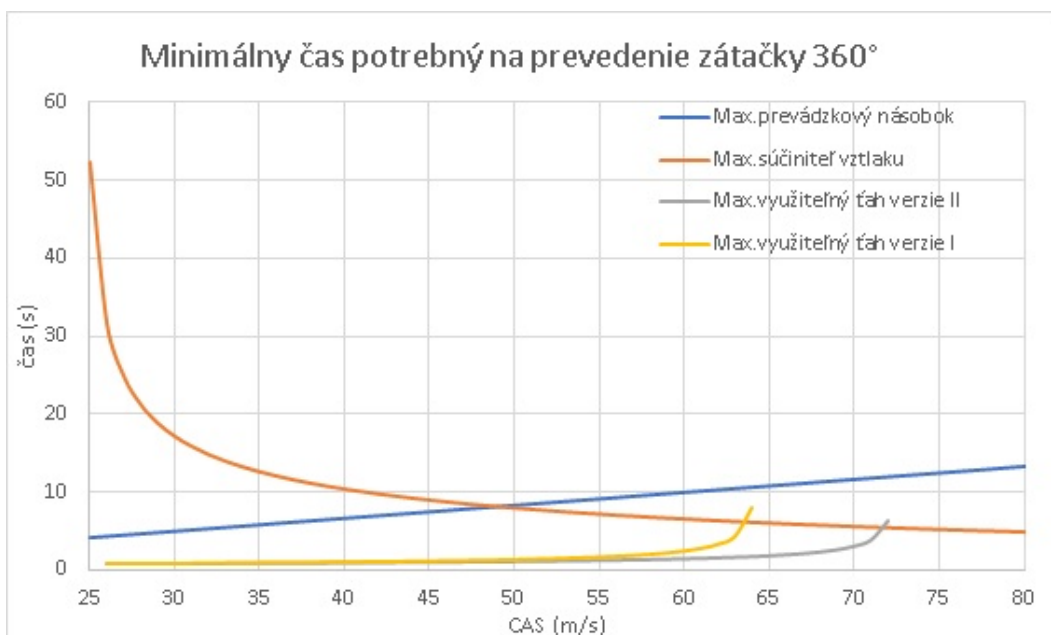
Obr. 2.7: Maximálny uhol priečného sklonu.

Minimálny polomer zatáčky (obrázok 2.8) je 63 m pri rovnakej rýchlosti pre obe verzie 48 m/s.



Obr. 2.8: Minimálny polomer zátačky.

Minimálny čas potrebný na prevedenie 360° zátačky (viď obrázok 2.9) je 8,1 sekundy pri rýchlosti 49 m/s pre obe verzie.



Obr. 2.9: Minimálny čas zátačky.

3 LETOVÉ VLASTNOSTI

Chovanie lietadla počas prevádzky je popísané pomocou súhrnu vlastností známych pod pojmom letové vlastnosti. Z dôvodu chýbajúcich aerodynamických parametrov opisujúcich klonivý a zatačavý pohyb budú v kapitole počítané iba letové vlastnosti v pozdĺžnom smere. Letové vlastnosti v pozdĺžnom smere sú považované pri aktuálnej modifikácii za najdôležitejšie skúmané charakteristiky lietadla. Čiastkové výsledky sú uvedené v tabuľke C.6 v prílohe C. Výpočet je realizovaný na základe literatúry [10], [16], [17] a [18].

3.1 Aerodynamické parametre

Aerodynamické parametre použité v podkapitole boli prevzaté z dokumentu výrobcu [7]. Odporová polára a niektoré ďalšie odporové charakteristiky sú uvedené v kapitole 2. Ďalšie potrebné charakteristiky sú postupne dopočítané alebo odčítané z literatúry. Všetky potrebné parametre (prebraté ale aj vypočítané) sú sumarizované v prílohe C.

3.1.1 Vztlaková čiara

Vztlaková čiara vyjadruje priebeh súčiniteľa vztlaku v závislosti na uhle nábehu.

Vztlaková čiara kombinácie krídlo – trup

Vztlaková čiara krídla bola vypočítaná programom Glauert III.

$$c_{L_{\max-K}} = 1,5188 (-), \quad (3.1)$$

$$c_{L\alpha-k} = 5,0179 (1/\text{rad}), \quad (3.2)$$

$$\alpha_{c_{L0-K}} = -2,07 (^\circ), \quad (3.3)$$

$c_{L_{\max-K}}$ – maximálny súčiniteľ vztlaku krídla,

$c_{L\alpha-K}$ – sklon vztlakovej čiary krídla,

$\alpha_{c_{L0-K}}$ – uhol nábehu ZRK pri nulovom vztlaku.

Vplyv trupu na vztlakovú čiaru – trup je v analýze považovaný za nevztlakové teleso a jeho vplyv bude započítaný iba v sklone vztlakovej čiary [18]. Sklon vztlakovej

čiarly kombinácie KT (so započítaním vplyvu trupu):

$$c_{L\alpha-KT} = c_{L\alpha-K} \cdot k_T, \quad (3.4)$$

$$k_T = 1 + 0,025 \cdot \frac{d_T}{b} - 0,25 \cdot \left(\frac{d_T}{b}\right)^2, \quad (3.5)$$

$$d_T = \sqrt{S_T \cdot \frac{4}{\pi}}, \quad (3.6)$$

k_T – súčiniteľ vplyvu trupu na sklon vztlakovej čiary,

d_T – ekvivalentný priemer trupu,

b – efektívne rozpätie krídla,

S_T – plocha pričného rezu trupu v najširšej časti.

Vztlaková čiara VCHP

Sklon vztlakovej čiary VCHP je pre obe verzie vypočítaný na základe Helmboldovho vzorca:

$$a_{VCHP} = \frac{a_0}{\sqrt{1 + \left(\frac{a_0}{\pi \cdot AR_{VCHP}}\right)^2 + \frac{a_0}{\pi \cdot AR_{VCHP}}}}, \quad (3.7)$$

$$a_0 \text{ – sklon vztlakovej čiary profilu,} \quad (3.8)$$

AR_{VCHP} – štíhlosť VCHP.

Súčiniteľ vztlaku VCHP pri nulovom uhle nábehu kombinácie krídlo-trup:

$$c_{L0-VCHP} = a_{VCHP} \cdot k_{VCHP} \cdot \frac{S_{VCHP}}{S} \cdot (\Phi_{VCHP} + \epsilon_0), \quad (3.9)$$

Φ_{VCHP} – pootočenie VCHP od roviny nulové vztlaku kombinácie KT,

ϵ_0 – uhol zošikmenia prúdu vzduchu v mieste VCHP pri c_{L0-KT} ,

k_{VCHP} – koeficient zníženia dynamického tlaku v mieste VCHP.

Sklon vztlakovej čiary VCHP vzťahnutý k ploche krídla:

$$c_{L\alpha-VCHP} = a_{VCHP} \cdot k_{VCHP} \cdot \frac{S_{VCHP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right). \quad (3.10)$$

Uhol zošikmenia prúdu vzduchu v mieste VCHP [16].

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = 1,75 \cdot \frac{c_{L\alpha-k}}{\pi \cdot AR_K \cdot \left(\frac{l'_{VCHP}}{\lambda}\right)^{\frac{1}{4}} \cdot (1 + |\bar{h}_{VCHP}|)}. \quad (3.11)$$

Geometrické rozmery potrebné pre výpočet uhlu zošikmenia prúdu vzduchu v mieste VCHP:

$$l'_{VCHP} = \frac{2 \cdot l_{VCHP025}}{b}, \quad (3.12)$$

$$\bar{h}_{VCHP} = \frac{2 \cdot h_{VCHP}}{b}, \quad (3.13)$$

h_{VCHP} – vertikálna vzdialenosť medzi AS krídla a AS VCHP,

$l_{VCHP025}$ – horizontálna vzdialenosť medzi AS krídla a AS VCHP,

Výsledky pre obe verzie sú uvedené v tabuľke 3.1.

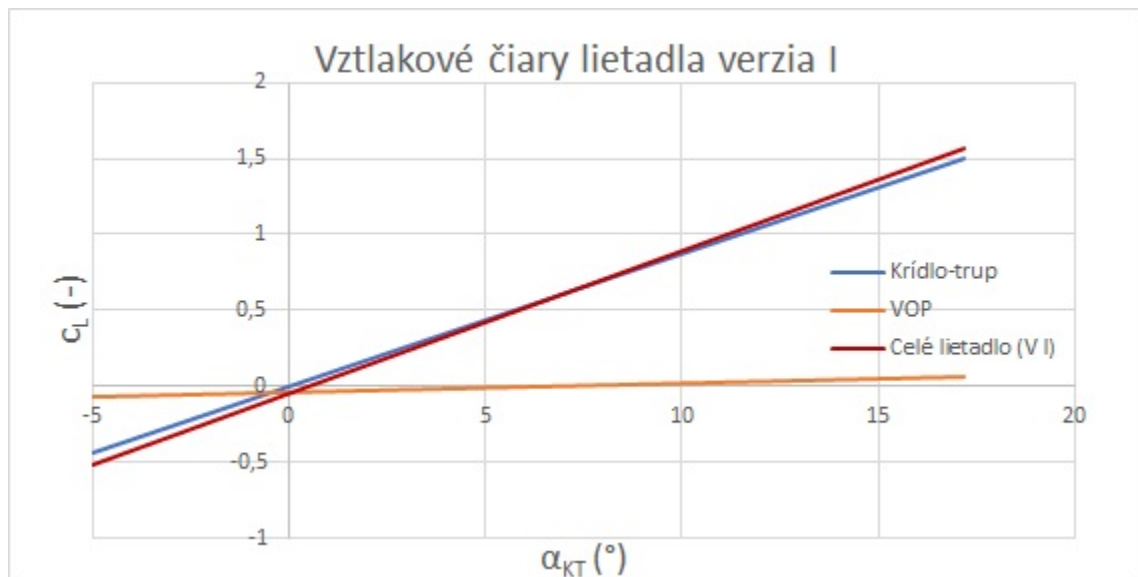
Výsledné vztlakové čiary lietadla

Vztlakové čiary pre verzie I a II sú uvedené na obrázkoch 3.1 a 3.2. Sklon vztlakovej čiary celého lietadla:

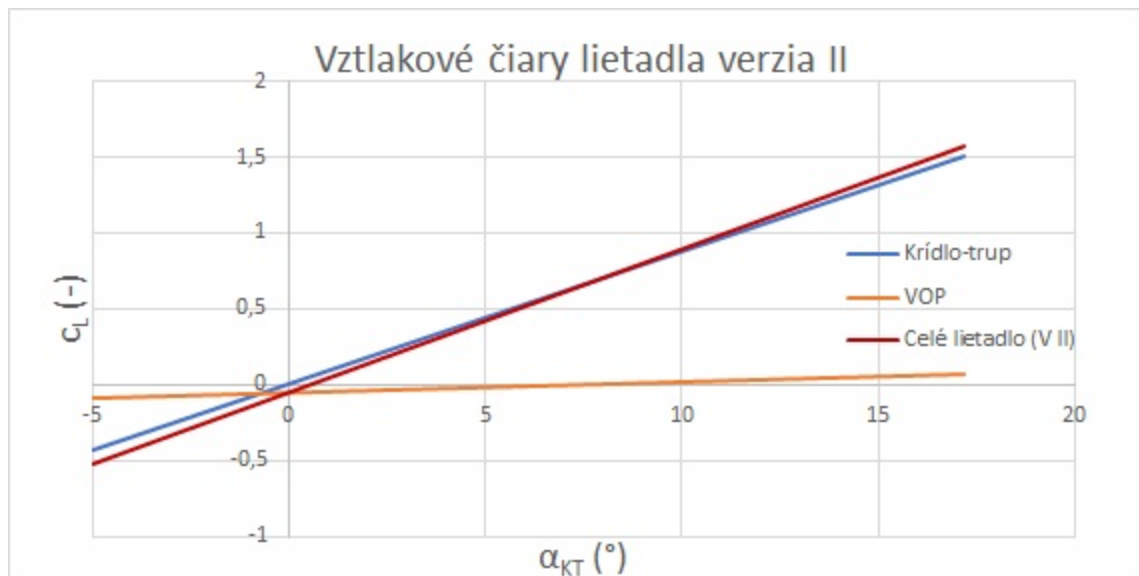
$$c_{L\alpha} = c_{L\alpha-VCHP} + c_{L\alpha-KT}. \quad (3.14)$$

Uhol nábehu pri nulovom vztlaku lietadla:

$$\alpha_{c_{L0}} = \alpha_{c_{L0-KT}} + \alpha_{c_{L0-VCHP}}. \quad (3.15)$$



Obr. 3.1: Vztlaková čiara verzia I.



Obr. 3.2: Vztlaková čiarly verzia II.

3.1.2 Momentová čiarly

Vyjadruje priebeh súčiniteľa klopivého momentu v závislosti na uhle nábehu.

Momentová čiarly kombinácie křídlo-trup

Súčiniteľ momentu křídlo – trup pri nulovom uhle nábehu tejto sústavy:

$$c_{m0-KT} = c_{m0-K} + c_{m0-T}. \quad (3.16)$$

Súčiniteľ klopivého momentu profilou křídla pri nulovom uhle nábehu kombinácie křídlo – trup c_{m0P} bol odčítaný z literatúry [7]. Následne je prevedená úprava tohto súčiniteľa, iba na křídlo vystavené nabiehajúcemu vzduchu (tzv. exponované křídlo). Hodnota súčiniteľa klopivého momentu exponovaného křídla pri nulovom uhle nábehu KT c_{m0-K} je vyčíslená 3.18:

$$c_{m0P} = -0,08, \quad (3.17)$$

$$c_{m0-K} = -0,06274. \quad (3.18)$$

Súčiniteľ klopivého momentu trupu pri nulovom uhle nábehu kombinácie křídlo – trup, bol vypočítaný na základe literatúry [19]:

$$c_{m0-T} = \phi_T \cdot s_T, \quad (3.19)$$

ϕ_T – uhol medzi smerom nulového vztlaku křídla a osou trupu,

s – smernica určujúca klopivý moment trupu.

Sklon momentovej čiary kombinácie krídlo – trup:

$$c_{m-\alpha-KT} = a_{KT} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{A-KT}), \quad (3.20)$$

\bar{x}_T – pomerná poloha ťažiska lietadla,

\bar{x}_{A-KT} – pomerná poloha aerodynamického streda kombinácie KT.

Kompletná momentová čiara kombinácie krídlo – trup:

$$c_{m-KT} = c_{m0-KT} + c_{m-\alpha-KT} \cdot \alpha_{KT}. \quad (3.21)$$

Súčiniteľ klopivého momentu od vodorovnej chvostovej plochy

Vzdialenosť AS VCHP od ťažiska:

$$\tilde{l}_{VCHP} = l_{VCHP025} + (\bar{x}_{A-K} - \bar{x}_T) \cdot c_{SAT}, \quad (3.22)$$

\bar{x}_{A-K} – pomerná poloha aerodynamického streda krídla,

c_{SAT} – dĺžka strednej aerodynamickéj tetivy krídla.

Súčiniteľ klopivého momentu VCHP pri nulovom uhle nábehu kombinácie KT:

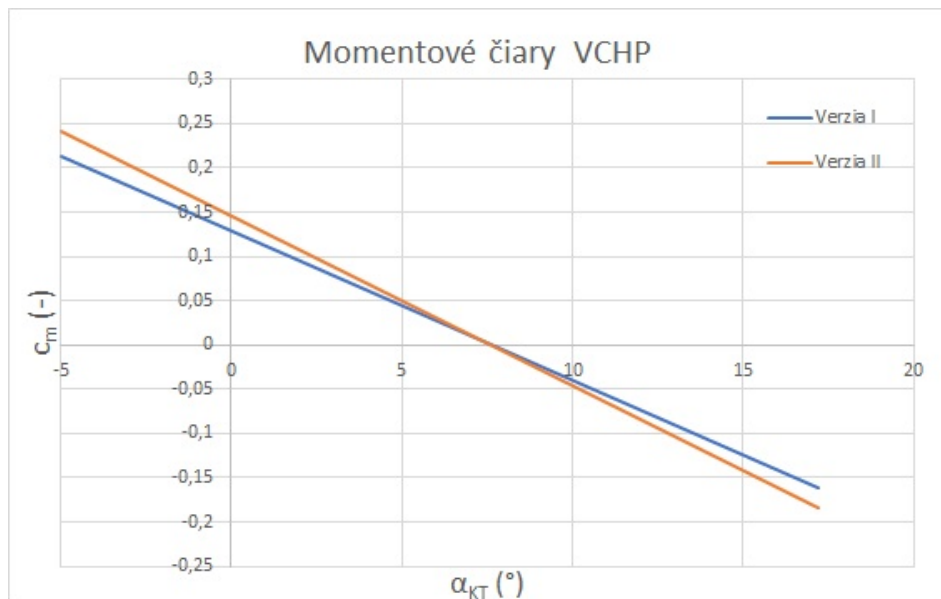
$$c_{m0-VCHP} = -c_{L0-VCHP} \cdot \frac{\tilde{l}_{VCHP}}{c_{SAT}}. \quad (3.23)$$

Sklon momentovej čiary VCHP:

$$c_{m\alpha-VCHP} = -c_{L\alpha-VCHP} \cdot \frac{\tilde{l}_{VCHP}}{c_{SAT}}. \quad (3.24)$$

Momentová čiara VCHP (obrázok 3.3):

$$c_{m-VCHP} = c_{m0-VCHP} + c_{m\alpha-VCHP} \cdot \alpha_{KT}. \quad (3.25)$$

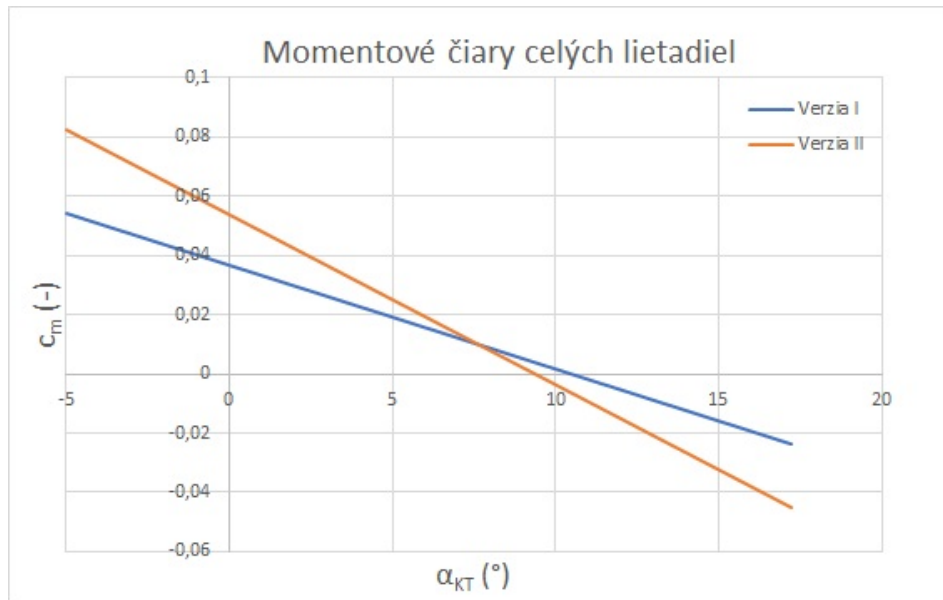


Obr. 3.3: Momentové čiar VCHP.¹

Momentové čiary

Momentové čiary lietadiel verzie I a verzie II sú vypočítané podľa vzťahu 3.26 a zobrazené na obrázku 3.4.

$$c_m = -c_{m-KT} + c_{m-VCHP}. \quad (3.26)$$



Obr. 3.4: Momentové čiary verzií I a II.¹

3.2 Pozdĺžna statická zásoba s pevným riadením

Pozdĺžna statická stabilita je vlastnosť lietadla po vychýlení z vyváženého letového režimu vytvárať vratný klopivý moment smerujúci k obnove pôvodného režimu. Statická zásoba s pevným riadením:

$$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T. \quad (3.27)$$

3.2.1 Aerodynamický stred lietadla s pevným riadením

Aerodynamický stred lietadla je bod, ku ktorému je súčiniteľ klopivého momentu stály pri zmene uhlu nábehu. Rovnica pre aerodynamický stred krídla:

$$\bar{x}_{A-K} = 0,25. \quad (3.28)$$

¹Momentové čiary sú vykreslené pri zadnej polohe ťažiska.

Zníženie dynamického tlaku v mieste VCHP je zanedbané, a preto:

$$k_{VCHP} = 1. \quad (3.29)$$

Posun aerodynamického stredu vplyvom VCHP:

$$\Delta \bar{x}_{A-VCHP} = \frac{a_{VCHP}}{c_{L\alpha}} \cdot k_{VCHP} \cdot \tilde{V}_{VCHP} \cdot (1 - \Delta \epsilon_\alpha), \quad (3.30)$$

\tilde{V}_{VCHP} – mohutnosť VCHP vzťahnutá k ťažisku lietadla.

Posun aerodynamického stredu vplyvom trupu:

$$\Delta \bar{x}_{A-T} = -K_{A-T} \cdot p_k \cdot \frac{b_T \cdot c_0^2}{S \cdot c_{SAT}}, \quad (3.31)$$

K_{A-T} – bez-rozmerný faktor vyjadrujúci vplyv trupu na polohu AS,

p_k – vplyv polohy krídla na posun aerodynamického stredu spôsobený trupom (dolnoplošník 1,05; hornoplošník 0,95),

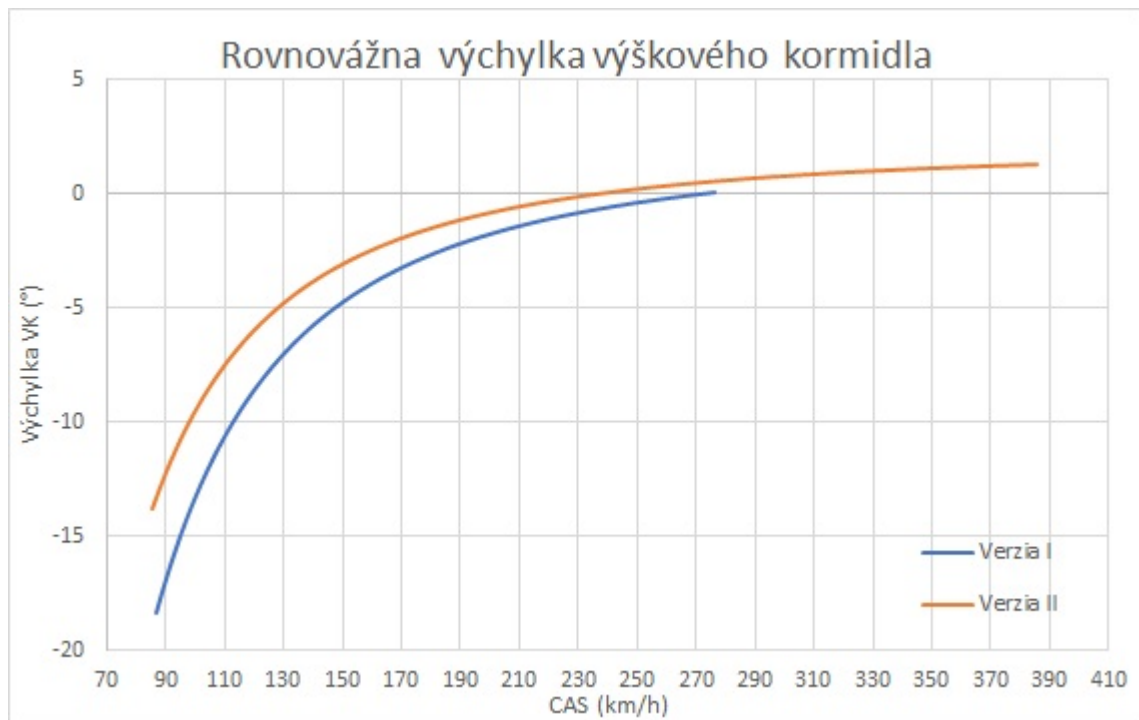
b_T – šírka trupu v najširšej časti.

Aerodynamický stred lietadla:

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{A-K} + \Delta \bar{x}_{A-VCHP} + \Delta \bar{x}_{A-T}. \quad (3.32)$$

3.2.2 Rovnovážna výchylka výškového kormidla

Rovnovážna výchylka výškového kormidla vyjadruje potrebnú výchylku výškového kormidla pre ustálený horizontálny let bez uhlového klopivého zrýchlenia. Obrázok 3.5 znázorňuje potrebnú rovnovážnu výchylku výškového kormidla v čistej konfigurácii pri hmotnostných konfiguráciách najviac kritických pre malé rýchlosti jednotlivých verzí. Skúmaná hmotnostná konfigurácia pre verziu II je označená ako číslom 3 v tabuľke B.4. Pre verziu I je pre rovnovážnu výchylku kritická hmotnostná konfigurácia C-GE-WE3 v tabuľke B.3. Na základe vypracovaného grafu je možné predpokladať zlepšenie ovládateľnosti lietadla v pozdĺžnom smere.



Obr. 3.5: Rovnovážna výchylka VK verzií I a II.

3.3 Pozdĺžna statická zásoba s voľným riadením

Vyjadruje mieru statickej stability lietadla v pozdĺžnom smere s uvoľneným výškovým riadením. Pozdĺžna statická zásoba s voľným riadením:

$$\sigma'_A = \bar{x}'_A - \bar{x}_T. \quad (3.33)$$

3.3.1 Aerodynamický stred lietadla s voľným riadením

Aerodynamický stred lietadla s voľným riadením je bod, ku ktorému je súčiniteľ klopivého momentu stály pri zmene uhlu nábehu s uvoľneným riadením:

$$\bar{x}'_A = \bar{x}_A + \frac{f+1}{f} \cdot \frac{l_{VCHP}^*}{c_{SAT}}, \quad (3.34)$$

l_{VCHP}^* – vzdialenosť medzi AS lietadla a AS VCHP.

Faktor uvoľnenia riadenia:

$$f = \frac{a'}{a}. \quad (3.35)$$

Sklon vztlakovej čiary lietadla s uvoľneným riadením

$$a' = c_{L\alpha} - c_{L\delta} \cdot \frac{c_{H\alpha}}{c_{H\delta}}. \quad (3.36)$$

Derivácia súčiniteľa vztlaku podľa výchylky výškového kormidla:

$$c_{L\delta} = c_{L\delta-VCHP} \cdot k_{VCHP} \cdot \frac{S_{VCHP}}{S}. \quad (3.37)$$

Derivácia súčiniteľa vztlaku VCHP podľa výchylky výškového kormidla:

$$c_{L\delta-VCHP} = a_{VCHP} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta}. \quad (3.38)$$

Účinnosť kormidla:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \sigma} \right)_0 \cdot \theta_1 \cdot \theta_2. \quad (3.39)$$

Faktory účinnosti θ_1 a θ_2 sú odčítané na základe geometrických vstupov z literatúry [16].

Derivácia súčiniteľa závesového momentu výškového kormidla podľa uhla nábehu lietadla:

$$c_{H\alpha} = c_{H\alpha-VCHP} \cdot \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right). \quad (3.40)$$

Derivácia súčiniteľa závesového momentu výškového kormidla podľa uhlu nábehu:

$$c_{H\alpha-VCHP} = -0,12 \cdot a_{VCHP} \cdot \frac{S_{VK}}{S_{VCHP}} \cdot \left(1 - 3,6 \cdot \frac{S_{V0}}{S_{VK}} \right), \quad (3.41)$$

S_{VK} – plocha celého výškového kormidla,

S_{V0} – plocha pred osou otáčania výškového kormidla (osové odľahčenie).

Derivácia súčiniteľa závesového momentu výškového kormidla podľa výchylky:

$$c_{H\delta} = -0,14 \cdot a_{VCHP} \cdot \left(1 - 6,5 \cdot \left(\frac{S_{V0}}{S_{VK}} \right)^{\frac{3}{2}} \right). \quad (3.42)$$

3.4 Dynamický bod lietadla a dynamická zásoba s pevným riadením

Dynamický bod lietadla je bod, ku ktorému je klopivý moment stály pri malej zmene súčiniteľa vztlaku so znehybneným pozdĺžnym riadením pri kvázi ustálenej zatáčke vo vertikálnej rovine. Dynamický stred lietadla s pevným riadením:

$$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{c_{mq}}{2 \cdot \mu - c_{Lq}}. \quad (3.43)$$

Derivácia súčiniteľa klopiaceho momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia:

$$c_{mq} = -2,4 \cdot a_{VCHP} \cdot k_{VCHP} \cdot \tilde{V}_{VCHP} \cdot \frac{\tilde{l}_{VCHP}}{c_{SAT}}. \quad (3.44)$$

Derivácia súčiniteľa vztlaku podľa uhlovej rýchlosti klopenia:

$$c_{Lq} = 2 \cdot a_{VCHP} \cdot k_{VCHP} \cdot \tilde{V}_{VCHP}. \quad (3.45)$$

Bez-rozmerná hmotnosť lietadla:

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot c_{SAT}}. \quad (3.46)$$

Dynamická zásoba s pevným riadením:

$$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T. \quad (3.47)$$

3.4.1 Dynamický bod lietadla a dynamická stabilita s voľným riadením

Bod, ku ktorému je klopivý moment stály pri malej zmene súčiniteľa vztlaku s uvoľneným pozdĺžnym riadením pri ustálenej zatáčke vo vertikálnej rovine, pri predpoklade nulového závesového momentu výškového kormidla je pomenovaný dynamický bod lietadla s voľným riadením.

Dynamický bod s voľným riadením ma podobnú definíciu ako dynamický bod s pevným riadením. S pridaným predpokladom nulového závesového momentu kormidla.

Dynamický bod lietadla:

$$\bar{x}'_D = \bar{x}_D + \frac{c_{m\delta}^*}{f \cdot c_{H\delta}} \cdot \left(\frac{c_{H\alpha}}{c_{L\alpha}} + \frac{c_{Hq}}{2\mu - c_{Lq}} \right). \quad (3.48)$$

Derivácia súčiniteľa klopivého momentu podľa výchylky výškového kormidla:

$$c_{m\delta}^* = -c_{L\delta} \cdot \frac{l_{VCHP}^*}{c_{SAT}}. \quad (3.49)$$

Derivácia súčiniteľa závesového momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia:

$$c_{Hq} = 2 \cdot c_{H\alpha-VCHP} \cdot \frac{\tilde{l}_{VCHP}}{c_{SAT}}. \quad (3.50)$$

Dynamická zásoba s voľným riadením:

$$\sigma'_D = \bar{x}'_D - \bar{x}_T. \quad (3.51)$$

3.5 Výsledky statickej a dynamickej stability

Výsledky statickej a dynamickej stability sú sumarizované v tabulke 3.1. Hodnoty sú uvedené pre maximálnu výpočtovú zadnú polohu ťažiska 33,5 % a maximálnu vzletovú hmotnosť 600 kg pri oboch verziách.

Tab. 3.1: Výsledné hodnoty statickej a dynamickej stability.

–	Verzia I	Verzia II	Rozdiel (%)
$\frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}$	0,3970	0,3958	-0,31
Mohutnosť VCHP	0,4517	0,5579	23,513
AS lietadla	0,3725	0,3961	6,35
Statická stab.	0,0375	0,0611	63,03
Faktor uvoľnenia	0,9920	0,9841	-0,802
AS lietadla s voľn. korm.	0,3501	0,3508	0,2144
Statická zásoba s voľn. korm.	0,0151	0,0158	4,983
Dynamická stab.	0,1043	0,1378	32,19
Dynamická stab. s voľn. korm.	0,0746	0,0776	4,033

3.6 Riadiaca sila výškového kormidla na násobok

Je vlastnosť, ktorá má zásadný vplyv na pilotný cit pri klopivých manévroch. Na základe predpisových bodov UL 2 § 155 a LTF-UL 155 musí sila do riadenia vzrastať so zvyšujúcim sa násobkom. Presné výsledky analýzy je možné vidieť v tabuľke C.6. Sily do riadenia pri vzrastajúcom násobku splňajú predpisové požiadavky predpisov UL 2 a LTF-UL, a však nespĺňajú pri zadnej polohe ťažiska predpis CS-LSA. Predpis CS-LSA vymedzuje minimálnu silu f_{\min} pri vzrastajúcom násobku, a to vzťahom:

$$f_{\min} \geq 70N \cdot \frac{n_{1D} - 1}{n_p - 1}. \quad (3.52)$$

n_{1D} – maximálny demonštrovaný násobok,

$$\frac{\Delta f_{\min}}{n - 1} \geq 23,33N. \quad (3.53)$$

Gradient sily vo výškovom riadení vzhľadom na vzrastajúci násobok:

$$\frac{\Delta F_v}{n - 1} = k_v \cdot k_{VCHP} \cdot S_{VK} \cdot c_{VK} \cdot \frac{G}{S} \cdot \frac{a' \cdot c_{H\delta}}{D} \cdot \frac{2\mu - c_{Lq}}{2\mu} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}'_D), \quad (3.54)$$

S_{VK} – plocha výškového kormidla,

c_{VK} – stredná hĺbka VK za osou otáčania.

Tab. 3.2: Gradient sily v pozdĺžnom riadení na násobok.

	Verzia I (PC ²)	Verzia I (ZC ³)	Verzia II (PC ²)	Verzia II (ZC ³)
$\frac{\Delta F_v}{n - 1}$	-30,6	-9,5	-61,7	-19,9

3.7 Pozdĺžna dynamická stabilita

Pozdĺžna dynamická stabilita vyjadruje priebeh pohybu lietadla po poruche v závislosti na čase. Lietadlo z hľadiska dynamickej stability môže byť:

- stabilné – lietadlo vykazuje útlm amplitúdy kmitavého pohybu,
- indiferentné – amplitúda kmitov sa nezmenšuje a ani nezväčšuje,
- nestabilné – amplitúda kmitavého pohybu sa zväčšuje v priebehu času.

Výpočet pozdĺžnej dynamickej stability bol založený na literatúre [16]. Pri výpočte boli použité nasledovné predpoklady a zjednodušenia:

- linearizácia rovníc (pre malé uhly nábehu),
- zjednodušená modelácia pohonnej jednotky,
- zanedbanie stlačiteľnosti vzduchu,
- derivácie C_{Z_u} , C_{m_u} , C_{X_q} , $C_{X_{\dot{\alpha}}}$ sú z dôvodu zjednodušenia považované za nulové.

Po výpočte všetkých potrebných rozmerových stabilitných derivácií a potrebných parametrov bol vytvorený determinant stability, ktorý musí byť rovný nule:

$$\begin{vmatrix} (m\lambda - X_u) & -X_w & 0 & mg \cos \Theta_R \\ -Z_u & [(m - Z_{\dot{w}})\lambda - Z_w] & -(mu_R + Z_q) & mg \sin \Theta_R \\ -M_u & -(M_{\dot{w}}\lambda + M_w) & (I_y - M_q) & 0 \\ 0 & 0 & -1 & \lambda \end{vmatrix} = 0 \quad (3.55)$$

Výsledkom je charakteristická rovnica:

$$P_4 \cdot \lambda^4 + P_3 \cdot \lambda^3 + P_2 \cdot \lambda^2 + P_1 \cdot \lambda + P_0 = 0. \quad (3.56)$$

Výsledkom charakteristickej rovnice je dvojica komplexne združených koreňov:

$$\text{rýchle kmity: } \lambda_f = \delta_f \pm i\omega_f, \quad (3.57)$$

$$\text{pomalé kmity: } \lambda_s = \delta_s \pm i\omega_s. \quad (3.58)$$

Následne sú vyčíslené kvantitatívne kritéria stability pre maximálnu zadnú polohu ťažiska 33,5 %, ktorá je považovaná za kritickú. Čas útlmu amplitúdy na polovicu:

$$t_{1/2} = \frac{\log(1/2)}{\delta}. \quad (3.59)$$

Počet kmitov do útlmu amplitúdy na polovicu:

$$N_{1/2} = \frac{\log(1/2)}{2 \cdot \pi} \cdot \frac{\omega}{\delta}. \quad (3.60)$$

²Hmotnostná konfigurácia C-GE-WE3 z tabuľky B.3 pre verziu I a hmotn. konf. 3 z tabuľky B.4 pre verziu II.

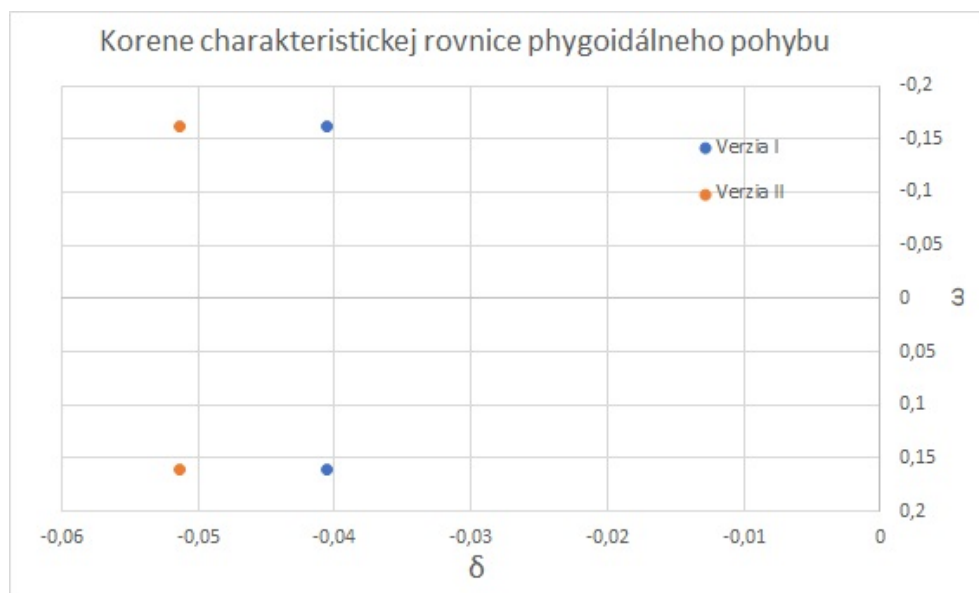
³Hmotnostná konfigurácia C-WE5 z tabuľky B.3 pre verziu I a hmotn. konf. 5 z tabuľky B.4 pre verziu II.

Logaritmický dekrement útlmu:

$$\theta = -\delta \cdot T, \quad (3.61)$$

T – perióda kmitov.

Z výsledkov kvantitatívnych kritérií stability uvedených v tabuľke C.6 je možné pozorovať zlepšenie pozdĺžnej dynamickej stability verzie II oproti verzii I pri zadnej polohe ťažiska. Pozorovateľné zlepšenie nastalo pri fugoidálnom pohybe lietadla (korene 3 a 4), ktoré bolo jedným z najzávažnejších dôvodov pre prevádzkové obmedzenie zadnej polohy ťažiska lietadla z výpočtovej hodnoty 33,5 % SAT na prevádzkovú 28,5 % SAT. Vylepšenie fugoidálneho (pomalého) kmitavého pohybu je znázornené na obrázku 3.6 a v tabuľke 3.3. Zlepšenie vlastnosti je charakterizované zväčšeným tlmením δ verzie II.



Obr. 3.6: Korene fugoidálneho pohybu lietadla.

Tab. 3.3: Korene charakteristickej rovnice fugoidálneho pohybu.

δ		ω	
Verzia I	Verzia II	Verzia I	Verzia II
-0,04061	-0,05138	0,16106	0,16106
-0,04061	-0,05138	-0,16106	-0,16106

4 ZAŤAŽENIE

Kapitola obsahuje výpočet zaťaženia základných konštrukčných prvkov lietadla. Všetky vypočítané zaťaženia, ak nie je uvedené inak, sú prevádzkové zaťaženia. Pri výpočte zaťaženia sa uvažuje so všetkými dosiahnuteľnými kombináciami polohy ťažiska a hmotnosti lietadla podľa tabuliek B.3 a B.4.

4.1 Manévrová, poryvová a klapková obálka

Výpočet manévrovej, poryvovej a klapkovej obálky je založený na predpisovej základni LTF-UL a UL 2, ktoré sú v časti letových obálok identické a pokrývajú aj predpis CS-LSA. Pre výpočet letových a poryvových obálok sú potrebné údaje z kapitoly 1 a 2. Výpočet obálok je nezávislý od polohy ťažiska lietadla. V tabulke 4.1 sú uvedené základné potrebné vstupné informácie. Minimálny manévrový násobok pri rýchlosti V_D je v predpisoch LTF-UL a UL 2 rovný $-1,5$. Pre výpočty je použitá konzervatívna hodnota predpisu CS-LSA, a to -2 .

Pádová rýchlosť na chrbte (v_{SCH}):

$$v_{SCH} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot c_{L_{\min}}}}. \quad (4.1)$$

Manévrová rýchlosť (v_A):

$$v_A = v_{S1} \cdot \sqrt{n_p}. \quad (4.2)$$

Klapková manévrová rýchlosť (v_{AF}):

$$v_{AF} = v_{S0} \cdot \sqrt{n_{kl}}. \quad (4.3)$$

Manévrová rýchlosť na chrbte (v_{ACH}):

$$v_{ACH} = v_{SCH} \cdot \sqrt{n_4}. \quad (4.4)$$

Rýchlosť pri maximálnom poryve (CS-LSA = cestovná rýchlosť) ($v_{B/C}$):

$$v_{B/C} \geq v_A, \quad (4.5)$$

$$v_{B/C} \geq 0,9 \cdot v_H. \quad (4.6)$$

Maximálna klapková rýchlosť v_F zostala nezmenená. Maximálna návrhová rýchlosť (v_D):

$$v_D \geq 1,2 \cdot v_H, \quad (4.7)$$

$$v_D \geq 1,5 \cdot v_A. \quad (4.8)$$

Tab. 4.1: Vstupné dáta manévrovej obálky.

Vstupné dáta			
Max. vzletová hmotnosť	MTOW	600	(kg)
Plocha krídla	S	10,5	(m ²)
Stredná aerodynamická tetiva	MAC	1,172	(m)
Sklon vztlakovej čiary krídla	a_K	5,018	(1/rad)
Max. súčiniteľ vztlaku (bez klapiek)	$c_{L_{\max}}$	1,52	(-)
Max. súčiniteľ vztlaku (na chrbte)	$c_{L_{\min}}$	0,8	(-)
Max. súčiniteľ vztlaku (max. klapky)	$c_{L_{\max Kl}}$	2,02	(-)
Max. prevádzkový násobok	n_1, n_2	4	(-)
Min. násobok V_D	n_3	-2	(-)
Min. násobok V_{ACH}	n_4	-2	(-)
Max. násobok (max. klapky)	n_{kl}	2	(-)
Pádová rýchlosť (max. klapky; 600kg)	v_{S0}	76,6	(km/h)
Pádová rýchlosť (bez klapiek; 600kg)	v_{S1}	88,3	(km/h)
Max. horizontálna rýchlosť (verzia I)	v_H	231	(km/h)
Max. horizontálna rýchlosť (verzia II)	v_H	267	(km/h)

V tabuľkách 4.2 a 4.3 sú uvedené rýchlosti lietadla potrebné k zostrojeniu manévrových, poryvových a klapkových obálok.

Tab. 4.2: Dizajnové rýchlosti verzie I.

m (kg)	402	408	555	600	600	500	428	382
v_{S0} (km/h)	63	63	74	77	77	70	65	61
v_{S1} (km/h)	72	73	85	88	88	81	75	70
v_{SCH} (km/h)	100	100	117	122	122	111	103	97
v_{AF} (km/h)	89	89	104	108	108	99	91	86
v_A (km/h)	145	146	170	177	177	161	149	141
v_{ACH} (km/h)	141	142	166	172	172	157	145	137
$v_{B/C}$ (km/h)	230	230	230	230	230	230	230	230
v_F (km/h)	153	153	153	153	153	153	153	153
v_D (km/h)	293	293	293	293	293	293	293	293

Tab. 4.3: Dizajnové rýchlosti verzie II.

m (kg)	438	483	539	600	600	592	458	418
v_{S0} (km/h)	65	69	73	77	77	76	67	64
v_{S1} (km/h)	75	79	84	88	88	88	77	74
v_{SCH} (km/h)	104	109	115	122	122	121	106	102
v_{AF} (km/h)	93	97	103	108	108	108	95	90
v_A (km/h)	151	159	167	177	177	175	154	147
v_{ACH} (km/h)	147	155	163	172	172	171	150	144
$v_{B/C}$ ¹ (km/h)	288	288	288	288	288	288	288	288
v_F (km/h)	153	153	153	153	153	153	153	153
v_D (km/h)	378	378	378	378	378	378	378	378

V tabuľkách 4.4 a 4.5 sú uvedené výsledné hodnoty poryvovej obálky pre obe verzie a ich hmotnostné modifikácie. Rýchlosť poryvu U je definovaná predpismi LTF-UL a UL 2 ako 15 m/s pri rýchlosti $v_{B/C}$ a 7,5 m/s pri rýchlosti v_D .

¹Rýchlosť ($v_{B/C}$) je zvýšená na hodnotu 288 km/h z obchodného dôvodu a dôvodu zosilnenia konštrukcie aj vzhľadom na budúcu konfiguráciu so zatahovacím podvozkom.

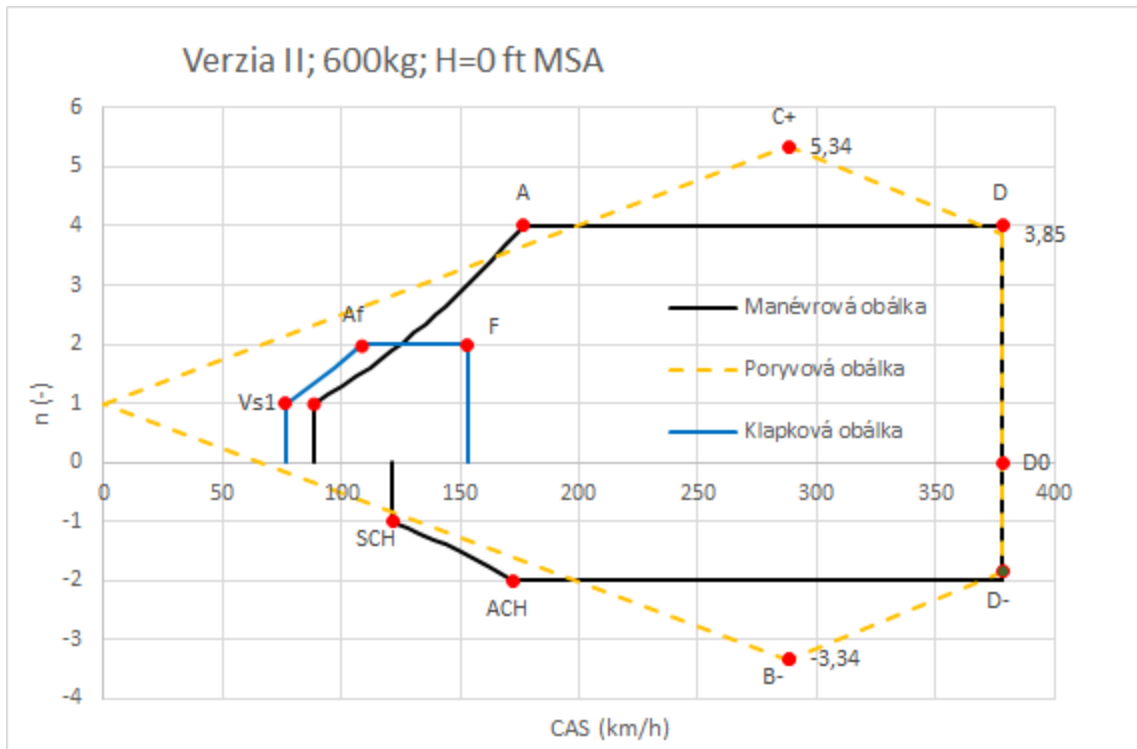
Tab. 4.4: Poryvová obálka (verzia I).

Poryvová obálka								
m (kg)	402	408	555	600	600	500	428	382
μ	$\frac{2 \frac{m}{S}}{\rho \cdot l m \cdot a}$							
	10,643	10,793	14,681	15,880	15,879	13,227	11,322	10,115
k	$\frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu}$							
	0,587	0,590	0,647	0,660	0,660	0,628	0,599	0,577
n_{v_B}	$1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot k \cdot \rho_o \cdot U \cdot v \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}}$							
$v_{B/C}$ (m/s)	63,9							
U (m/s)	15							
n_{v_B+}	5,60	5,56	4,67	4,46	4,46	4,96	5,41	5,76
n_{v_B-}	-3,60	-3,56	-2,67	-2,46	-2,46	-2,96	-3,41	-3,76
n_{v_D}	$1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot k \cdot \rho_o \cdot U \cdot v \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}}$							
v_D (m/s)	81,4							
U (m/s)	7,5							
μ	10,643	10,793	14,681	15,880	15,879	13,227	11,322	10,115
k	0,587	0,590	0,647	0,660	0,660	0,628	0,599	0,577
n_{v_D+}	3,93	3,90	3,34	3,21	3,21	3,52	3,81	4,03
n_{v_D-}	-1,93	-1,90	-1,34	-1,21	-1,21	-1,52	-1,81	-2,03

Tab. 4.5: Poryvová obálka (verzia II).

Poryvová obálka								
m (kg)	438	483	539	600	600	592	458	418
μ	$\frac{2 \frac{m}{S}}{\rho \cdot l m \cdot a}$							
	11,594	12,795	14,260	15,879	15,879	15,657	12,123	11,065
k	$\frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu}$							
	0,604	0,622	0,642	0,660	0,660	0,657	0,612	0,595
n_{v_B}	$1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot k \cdot \rho_o \cdot U \cdot v \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}}$							
v_B (m/s)	80,0							
U (m/s)	15							
n_{v_B+}	6,44	6,08	5,70	5,34	5,34	5,38	6,27	6,61
n_{v_B-}	-3,34	-3,06	-2,75	-2,46	-2,46	-2,50	-3,21	-3,48
n_{v_D+}	$1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot k \cdot \rho_o \cdot U \cdot v \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}}$							
v_D (m/s)	105,0							
U (m/s)	7,5							
μ	11,594	12,795	14,260	15,879	15,879	15,657	12,123	11,065
k	0,604	0,622	0,642	0,660	0,660	0,657	0,612	0,595
n_{v_D+}	4,57	4,33	4,08	3,85	3,85	3,88	4,46	4,68
n_{v_D-}	-2,57	-2,33	-2,08	-1,85	-1,85	-1,88	-2,46	-2,68

Príklad manévrovej, poryvovej a klapkovej obálky je na obrázku 4.1. Manévrové, poryvové a klapkové obálky sú vykreslené v prílohe A.



Obr. 4.1: Manévrová, poryvová a klapková obálka verzie II, 600kg.

4.2 Zataženie krídla

Zataženie krídla bolo spracované na základe aerodynamických výstupov z programu Glauert III. Následný priebeh výpočtu bol realizovaný v programe Excel s využitím ďalších zjednodušujúcich metód, ktoré budú v priebehu kapitoly vysvetlené.

4.2.1 Výpočtové prípady

Výpočtové prípady boli získané kombináciou všetkých hmotnostných konfigurácií a každého významného bodu manévrovej, poryvovej a klapkovej obálky. V jednotlivých podkapitolách sa nachádza výpočet symetrických zatažení krídla (bez klonivého rotačného pohybu), tak ako aj asymetrických zatažení krídla (klonivý pohyb lietadla).

4.2.2 Postup výpočtu

Pri výpočte zataženia krídla sú použité zjednodušenia:

- linearizácia vztlakovej čiary lietadla,
- winglet krídla sklopený do základnej roviny krídla,
- zanedbanie vplyvu stlačiteľnosti,
- zanedbanie šípovitosti a vzopätia krídla,
- vztlak produkovaný trupom je zanedbaný.

Výpočet súčiniteľa vztlaku krídla

Na základe použitých zjednodušení vyplýva, že krídlo a chvostové plochy sú jediné uvažované vztlakové telesá v konštrukcii lietadla. Z predpokladu riešenia ustálených letových stavov je potrebné oddeliť vztlak produkovaný krídlom a chvostovými plochami. Definícia chvostových plôch určuje primárnu úlohu chvostových plôch, a to stabilizovanie lietadla. Udržanie stabilného letového režimu je charakterizované výsledným nulovým klopivým momentom lietadla k ťažisku. Výpočet vyvažovacej sily pôsobiacej na horizontálny stabilizátor je uvedený 4.6.1.

Celkový potrebný vztlak lietadla potrebný na udržanie ustáleného horizontálneho režimu letu:

$$L_{celk} = L_{KT} + F_{vyv}, \quad (4.9)$$

F_{vyv} – vyvažovacia sila na VCHP.

Celkový potrebný súčiniteľ vztlaku krídla:

$$c_{LK} = \frac{L_{celk}}{q \cdot S}, \quad (4.10)$$

q – dynamický tlak.

4.2.3 Rozloženie súčiniteľa vztlaku po rozpätí

Rozloženie súčiniteľa vztlaku krídla po rozpätí bolo vytvorené s využitím programu Glauert III. Rozloženie miestneho súčiniteľa vztlaku:

$$c_{Lc}(y) = c_{L_K} \cdot c_{L_n}(y) + c_{L0}(y) + c_{L-sym}(y) + c_{L-antisym}(y) \quad (4.11) \\ \pm c_{L-tlmenie}(y) + c_{L-klapky} + c_{L-trup}(y).$$

Vplyv trupu na rozloženie súčiniteľa vztlaku po rozpätí

Pre výpočet vplyvu trupu na rozloženie súčiniteľa vztlaku po rozpätí bola použitá metóda NP-CAGI. Metóda NP-CAGI vyrovnáva úbytok vztlaku krídla v mieste trupu prírastkom vztlaku na exponovanom (trupom netienenom) krídle. Výsledný vplyv trupu na rozloženie vztlaku po rozpätí lietadla má tvar nulového rozloženia. Nulové rozloženie vychádza z normálového rozloženia izolovaného krídla, ktoré označujeme Γ_{trup} :

$$\Gamma_{trup} = (c_{L_n} \cdot c_i)_i \cdot \left(1 - \frac{S}{b_T \cdot \Gamma_{iN}}\right), \quad (4.12)$$

Γ_{iN} – súčin miestneho norm. súč. vztlaku a miestnej hĺbky,

b_T – šírka trupu.

Úbytok súčiniteľa vztlaku v mieste trupu:

$$\Delta c_{L-trup} = \frac{\Delta \Gamma_{\phi M}}{\Gamma_N} \cdot b_T \cdot \Gamma_{iN} \cdot c_{L_K} \cdot \frac{1}{S - \frac{\Delta \Gamma_{\phi M}}{\Gamma_N} \cdot b_T \cdot \Gamma_{iN}}. \quad (4.13)$$

Súčiniteľa vztlaku v mieste trupu:

$$c_{L-trup} = \left(1 - \frac{\Delta \Gamma_{\phi M}}{\Gamma_N}\right) \cdot b_T \cdot \Gamma_{iN} \cdot c_{L_K} \cdot \frac{1}{S - \frac{\Delta \Gamma_{\phi M}}{\Gamma_N} \cdot b_T \cdot \Gamma_{iN}}. \quad (4.14)$$

Funkcia pomerného úbytku cirkulácie v mieste trupu:

$$\frac{\Delta \Gamma_{\phi M}}{\Gamma_N} = 0,1292 \cdot c_{L_K}^{-1.2373}. \quad (4.15)$$

4.2.4 Rozloženie súčiniteľa odporu po rozpätí

Distribúcia súčiniteľa odporu krídla po rozpätí krídla bola vypočítaná pomocou profilových charakteristík profilov MS-0317 a MS-0313 získaných z [7] a indukovaného súčiniteľa odporu krídla. Indukovaný odpor krídla bol vypočítaný podľa rovnice 4.18. Opravný koeficient δ_G bol vyčítaný z analýzy vykonanej v programe Glauert

III. Rozloženie súčiniteľa odporu po rozpätí:

$$c_{Dc}(y) = c_{Dp} + c_{Di}(y) + c_{Dpar}(y), \quad (4.16)$$

indexy : c – celkový,
 p – profilový,
 i – indukovaný,
 par – parazitický.

Súčiniteľ indukovaného odporu:

$$c_{Di}(y) = \frac{c_{L-K}^2(y)}{\pi \cdot AR} \cdot (1 + \delta_G) \cdot c_{Ln}, \quad (4.17)$$

δ – opravný koeficient zo softvéru Glauert III.

4.2.5 Rozloženie súčiniteľa krutu po rozpätí

Rozloženie súčiniteľa krutu po rozpätí vyjadruje meniaci sa súčiniteľ klopivého momentu profilov po rozpätí. Súčinitele klopivých momentov profilov sú uvedené v tabuľke 4.6. Ku klopivému momentu profilov je pripočítaný prírastok súčiniteľa klopivého momentu zapríčinený vychýlením krídelok a klapiek lietadla:

$$c_{mc} = c_{m0p} + c_{mklapky} + c_{mkrídelka}, \quad (4.18)$$

c_{m0p} – profilový súčiniteľ klopivého momentu,

$c_{mklapky}$ – súčiniteľ klopivého momentu pri vychýlení klapky lietadla,

$c_{mkrídelka}$ – súčiniteľ klopivého momentu pri vychýlení krídelka lietadla.

Súčiniteľ klopivého momentu profilov krídla po rozpätí:

$$c_{mc}(y) = c_{m0p} - 0,01 \cdot \delta_{krídelka}(y) - 0,01 \cdot \delta_{klapky}(y), \quad (4.19)$$

$\delta_{krídelka}$ – uhol vychýlenia krídelka (dole kladné),

δ_{klapky} – uhol vychýlenia klapky (dole kladné).

4.2.6 Rozloženie hmôt krídla

Rozloženie hmôt krídla popisuje polohu a hmotnosť jednotlivých elementov krídla po rozpätí. Rozloženie bolo poskytnuté výrobcom lietadla. Tabuľka použitých hodnôt je uvedená v prílohe B.

Tab. 4.6: Klopivý moment profilov.

Súčiniteľ klopivého momentu profilov			
Prípad		Výchylka (°)	c_{mc}
Sym. prípad	–	0	–0,08
Křidelkové prípady	v_A	–25	0,17
		15	–0,23
	$v_{B/C}$	–20	0,12
		12	–0,2
	v_D	–8,33	0,0033
		5	–0,13
Klapky	–	15	–0,15
		24	–0,179
		35	–0,221

4.2.7 Klonenie – asymetrické zaťaženie křidla

Klonenie lietadla je ustálený alebo zrýchľujúci rotačný pohyb lietadla okolo pozdĺžnej osi lietadla. Výchylky křidelok, ktoré vyvodzujú klonivý pohyb sú zaznamenané v tabuľke 4.6 pre rôzne významné rýchlosti manévrovej obálky lietadla. V tabuľke je taktiež uvedený súčiniteľ klopivého momentu v mieste křidelka, ktorý je vypočítaný podľa rovnice 4.19.

Klonivý pohyb lietadla možno rozdeliť podľa ustálenosti manévru na:

- ustálené klonenie – lietadlo koná klonivý pohyb ustálenou uhlovou rýchlosťou ω ,
- počiatok klonenia – klonivý pohyb lietadla je urýchľovaný uhlovým zrýchlením ϵ .

Ustálené klonenie

Ustálené klonenie je charakterizované ustálenou uhlovou rýchlosťou ω_x . Zataženie tiažovými silami je rovnaké ako pri symetrických prípadoch.

Vertikálna rýchlosť elementu křidla po rozpätí:

$$v_z(y) = \omega_x \cdot y. \quad (4.20)$$

Zmena uhla nábehu po rozpätí:

$$\Delta\alpha(y) = \frac{\omega_x \cdot y}{v}. \quad (4.21)$$

Zmena súčiniteľa vztlaku po rozpätí:

$$\Delta c_L(y) = a_K \cdot \frac{\omega_x \cdot y}{v}. \quad (4.22)$$

Počiatok klonenia

Počiatok klonenia je charakterizovaný uhlovým zrýchlením ϵ_x . Pri počiatku klonenia sa neuvažuje s tlmením krídla na rozdiel od ustáleného klonenia. Uhlové zrýchlenie klonenia okolo súradnicovej osi x :

$$\epsilon_x = \frac{M_\epsilon}{I_x}, \quad (4.23)$$

M_ϵ – rozdiel ohybových momentov v pozdĺžnej osi lietadla, zapríčinený vychýlením krídelok,

I_x – kvadratický moment zotrvačnosti okolo pozdĺžnej osi.

Vertikálne zrýchlenie elementu po rozpätí:

$$a_i(y) = \epsilon_x \cdot y_i. \quad (4.24)$$

4.3 Zataženie aerodynamickými silami a momentami

Aerodynamické zataženie krídla vzniká vzájomným pôsobením krídla a nabiehajúceho prúdu vzduchu. Zložky Aerodynamického zataženia krídla sú vztlaková sila, odporová sila a krútiaci moment. Výpočet bol uskutočnený podľa literatúry [21] a [20].

4.3.1 Vztlaková sila

Hlavnou úlohou krídla v konštrukcii lietadla je vytváranie vztlakovej sily. Líniové zataženie od vztlakovej sily:

$$q_L(y) = -(c_{Lc}(y) \cdot c(y)) \cdot q. \quad (4.25)$$

Posúvajúca sila od vztlakovej sily:

$$T_L(y) = \int_{\frac{L}{2}}^0 q_L(y) \cdot dy. \quad (4.26)$$

Ohybový moment od vztlakovej sily:

$$M_{O_L}(y) = \int_{\frac{L}{2}}^0 T_L(y) \cdot dy. \quad (4.27)$$

4.3.2 Odporová sila

Odporová sila je jav zapríčinený obtekaním telesa tekutinou a produkovaním vztlaku. Líniové zataženie od odporovej sily:

$$q_D(y) = -(c_{Dc}(y) \cdot c(y)) \cdot q. \quad (4.28)$$

Odporová sila po rozpätí krídla:

$$D(y) = \int_{\frac{L}{2}}^0 q_D(y) \cdot dy. \quad (4.29)$$

4.3.3 Krútiaci moment k 25 % tetivy profilu

Krútiaci moment je produkovaný nerovnomerným tlakovým rozložením po povrchu profilu.

Líniové zataženie krútiaceho momentu:

$$q_{mA}(y) = c_{mc}(y) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c^2(y). \quad (4.30)$$

Krútiaci moment:

$$M_{kA}(y) = \int_{\frac{L}{2}}^0 q_{mA}(y) \cdot dy. \quad (4.31)$$

4.4 Zataženie tiažovými silami

Zataženie tiažovými silami je zapríčinené gravitačným poľom a vlastnou hmotnosťou jednotlivých elementov krídla.

Líniové zataženie od tiaže pri letovom násobku 1:

$$q_{g1}(y) = m(y) \cdot g. \quad (4.32)$$

Líniové zataženie od tiaže (symetrické prípady a ustálené klonenie):

$$q_g(y) = q_{g1} \cdot n. \quad (4.33)$$

Líniové zataženie od tiaže (počiatok klonenia):

$$q_g(y) = q_{g1} \cdot n \pm q_{g1}(y) \cdot \frac{\epsilon_x \cdot y}{g}. \quad (4.34)$$

Posúvajúca sila od tiaže:

$$T_g(y) = \int_{\frac{L}{2}}^0 q_g(y) \cdot dy. \quad (4.35)$$

Ohybový moment od tiaže:

$$M_{O_g}(y) = \int_{\frac{L}{2}}^0 T_g(y) \cdot dy. \quad (4.36)$$

Krútiaci moment od tiažovej sily k 25 % SAT:

$$M_{K25_i}(y) = \int_{\frac{L}{2}}^0 \Delta T_g(y) \cdot (\bar{x}_{Tm}(y) - 0,25) \cdot c(y) dy, \quad (4.37)$$

$\bar{x}_{Tm}(y)$ – pomerná vzdialenosť ťažiska hmotnostného elementu krídla od štvrtinového bodu profilu.

4.5 Výsledné zaťaženie v aerodynamickej súradnicovej sústave

Výsledné zaťaženie je vypočítané sumou zaťaženia aerodynamického (podkapitola 4.3) a zaťaženia od tiažových síl (podkapitola 4.4).

4.5.1 Transformácia zaťaženia do krídlovej súradnicovej sústavy

Zložky zaťaženia vypočítané v podkapitole 4.5 sú vzťahnuté k aerodynamickej súradnicovej sústave. Z praktického riešenia zaťaženia krídla je potrebné vziať zaťaženie k základnej rovine krídla (ZRK). Zložky zaťaženia krídla v krídlovej súradnicovej sústave je možné rozdeliť do dvoch základných smerov, a to:

- normálové zložky – zaťaženie kolmé na ZRK,
- tangenciálne zložky – zaťaženie rovnobežné so ZRK.

Normálová zložka zaťaženia krídla:

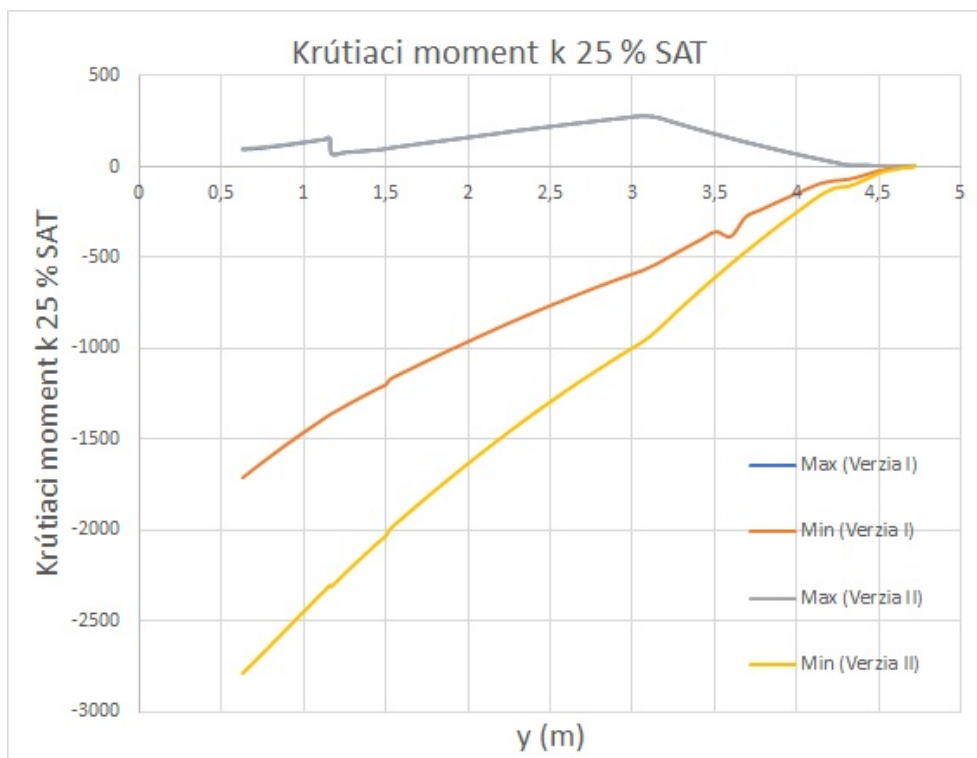
$$N = -L \cdot \cos(\alpha_{ZRK}) + T_g \cdot \cos(\alpha_{ZRK}) - D \cdot \sin(\alpha_{ZRK}). \quad (4.38)$$

Tangenciálna zložka zaťaženia krídla:

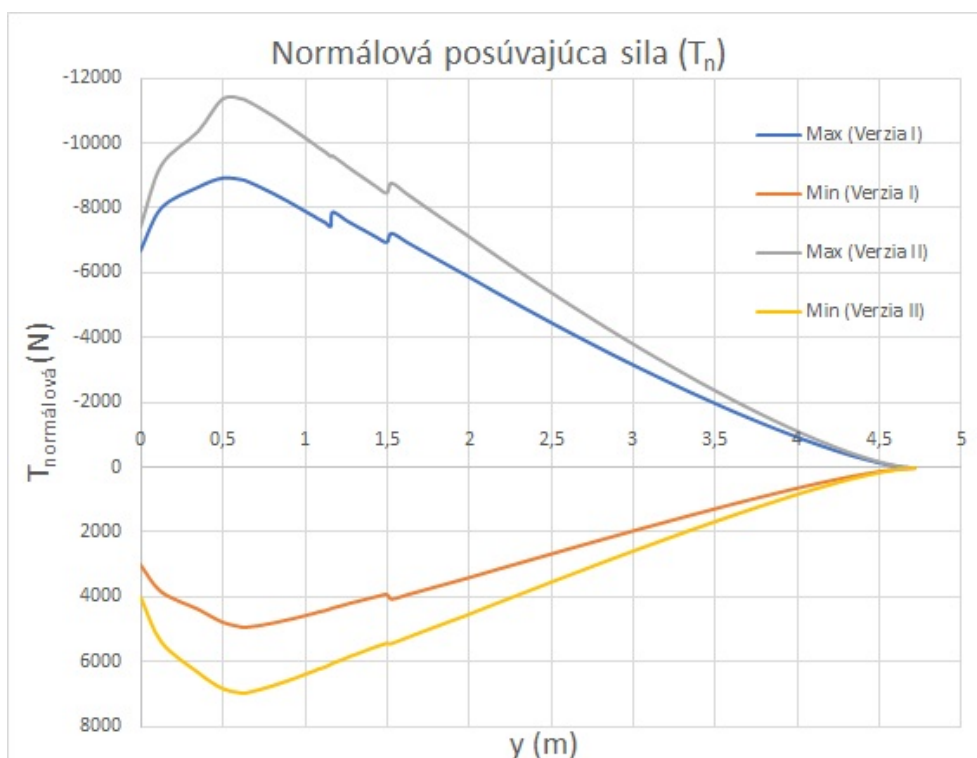
$$T = L \cdot \sin(\alpha_{ZRK}) - T_g \cdot \sin(\alpha_{ZRK}) - D \cdot \cos(\alpha_{ZRK}). \quad (4.39)$$

4.5.2 Kritické zaťaženie krídla v krídlovom súradnicovom systéme

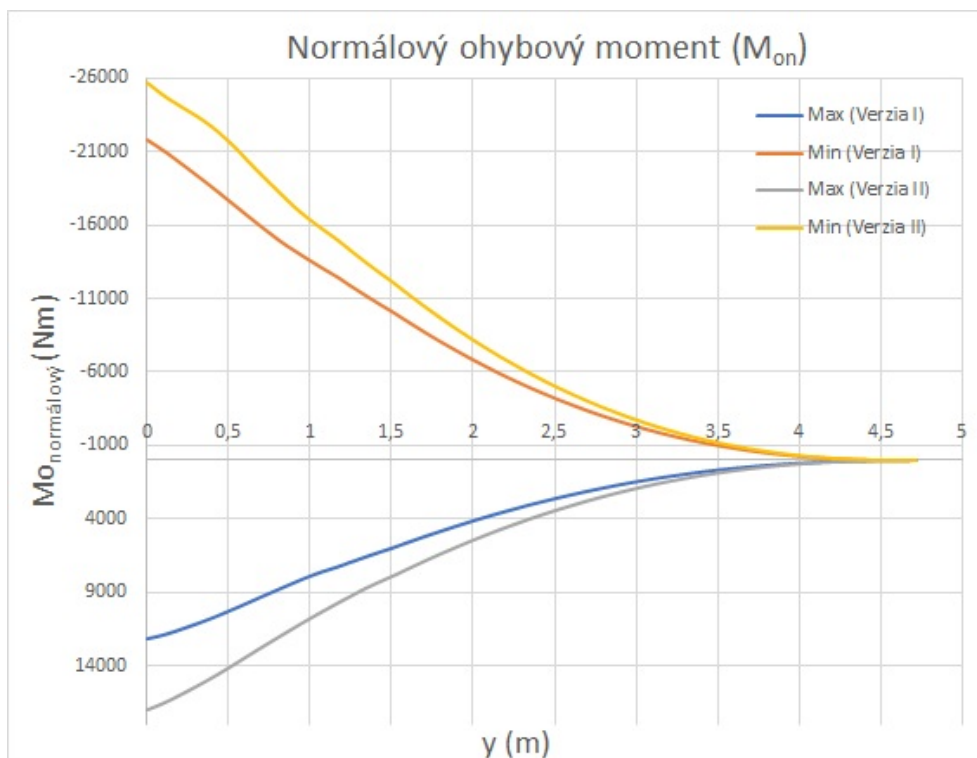
Kritické zaťaženie v súradnicovej sústave je uvedené v číselnej podobe v prílohe D. Priebehy maximálnych hodnôt zaťaženia krídla sú znázornené graficky na obrázkoch 4.2, 4.3, 4.4, 4.5 a 4.6.



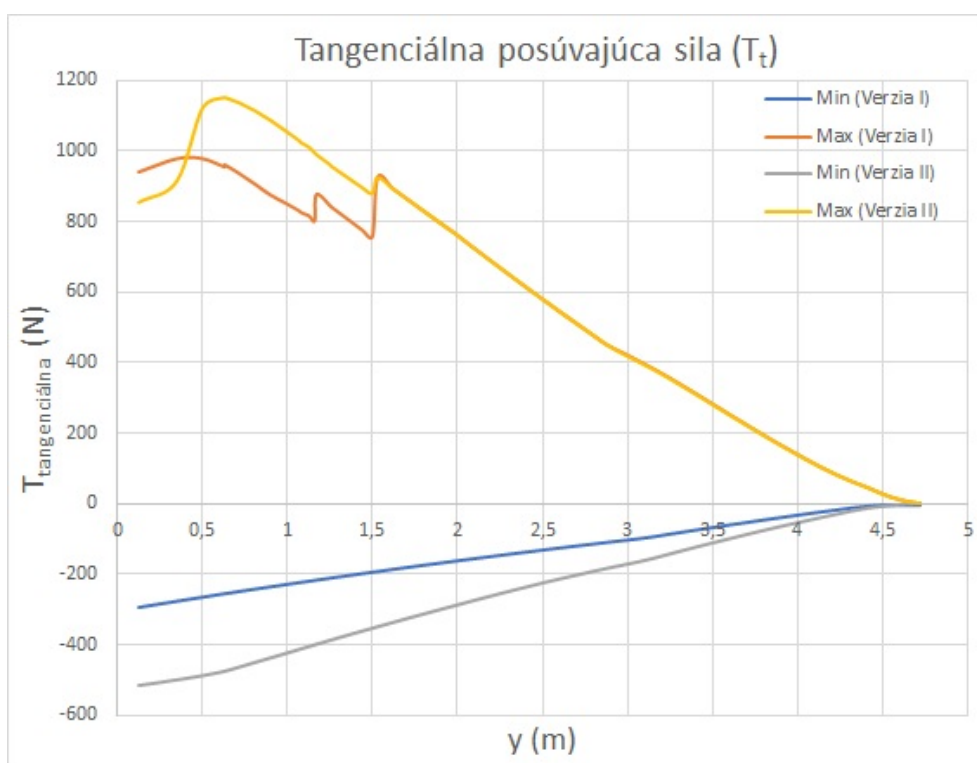
Obr. 4.2: Zataženie krídla krútiacim momentom k 25 % SAT.



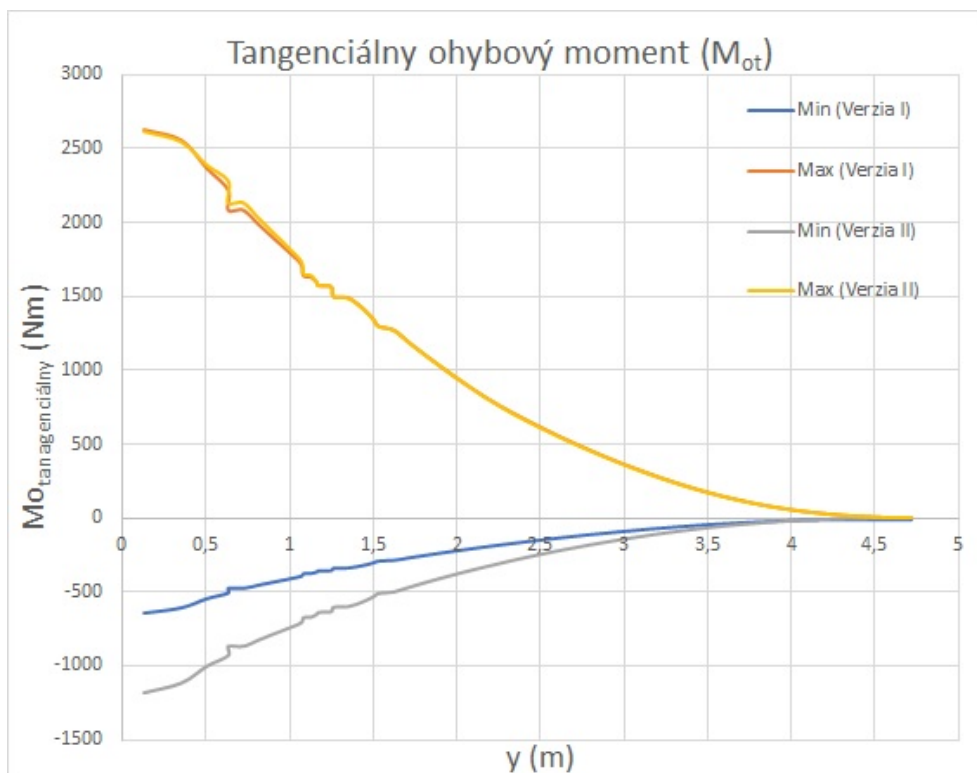
Obr. 4.3: Zataženie krídla posúvajúcou normálovou silou.



Obr. 4.4: Zataženie krídla ohybovým normálovým momentom.



Obr. 4.5: Zataženie krídla posúvajúcou tangenciálnou silou.



Obr. 4.6: Zataženie krídla ohybovým tangenciálnym momentom.

4.6 Zataženie chvostových plôch

Zataženie chvostových plôch pozostáva z vyvažovacieho zataženia, manévrového zataženia, poryvového zataženia a kombináciou týchto zložiek.

4.6.1 Vodorovné chvostové plochy

Zataženie chvostových plôch vychádza z úloh VCHP v konštrukcii lietadla. Úlohy VCHP pri lete lietadla sú:

- udržanie lietadla v horizontálnom ustálenom lete bez uhlového zrýchlenia klopenia = vyvažovacie zataženie,
- zabezpečenie manévrovateľnosti lietadla v smere klopenia = manévrové zataženie.

Ďalším základným zatažením, ktorým musí VCHP odolávať je poryvové zataženie, ktoré vzniká preletom lietadla cez vertikálne rozrušený atmosférický vzduch.

Vyvažovacie zataženie

Vyvažovacie zataženie na horizontálnej chvostovej ploche je zataženie nutné pre udržanie vodorovného ustáleného letu bez klopivého uhlového zrýchlenia vo všetkých

bodoch manévrovej a klapkovej obálky. Vyvažovacie zaťaženie je určené na základe momentovej rovnováhy z literatúry [22]:

$$0 = M_{KT} + (F_{vyv} + F_{zotr}) \cdot \tilde{l}_{VCHP}, \quad (4.40)$$

F_{zotr} – zotrvačná sila od hmoty horizontálneho stabilizátoru.

Klopivý moment kombinácie KT okolo ťažiska :

$$M_{KT} = M_{KT-c_{m0-KT}} + M_{KT-G}, \quad (4.41)$$

$M_{KT-c_{m0-KT}}$ – klopivý moment kombinácie krídlo-trup od c_{m0-KT} ,

M_{KT-G} – klopivý moment od vztlakovej sily pôsobiacej na ramene r_{taz-AS} .

Klopivý moment kombinácie KT spôsobený obtekaním telesa tekutinou:

$$M_{KT-c_{m0-KT}} = 0,5 \cdot \rho v^2 \cdot c_{m0-KT} \cdot c_{SAT} \cdot S. \quad (4.42)$$

Klopivý moment kombinácie KT spôsobený vzdialenosťou AS kombinácie KT a ťažiskom lietadla:

$$M_{KT-G} = m \cdot g \cdot n_p \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{A-KT}) \cdot c_{SAT} \quad (4.43)$$

Vyvažovacia sila na horizontálnej chvostovej ploche:

$$F_{vyv} = \frac{M_{KT}}{\tilde{l}_{VCHP}} + F_{zotr}. \quad (4.44)$$

Výsledné hodnoty maximálneho vyvažovacieho zaťaženia pre obe verzie sú uvedené v tabuľke 4.7

Manévrové zaťaženie

Manévrové zaťaženie bolo stanovené racionálnou metódou založenou na riešení pohybovej rovnice v smere klopenia. Výpočet bol realizovaný s využitím riešenia časového priebehu zaťaženia numerickou integráciou pohybovej rovnice. Riešenie bolo vytvorené za predpokladu, že k maximálnemu vychýleniu výškového kormidla dôjde za čas 0,2 sekundy, čas nábehu plnej výchylky je prevzatý z predpisu CS-23, bod AMC 23.423 viď literatúra [23]. Výsledné kritické manévrové plus vyvažovacie zaťaženie oboch verzií je uvedené v tabuľke 4.8. F_{vyv} pre jednotlivé režimy bolo vypočítané v podkapitole 4.6.1 v časti vyvažovacie zaťaženie. Zaťaženie od manévru bolo stanovené zo vzťahu:

$$F_{man}(t) = F_{vyv} + \Delta F_{vzdman}(t) + F_{zotrman}(t), \quad (4.45)$$

F_{vyv} – vyvažovacia sila na VCHP pre východzí stav manévru, a to $n = 1$,

$\Delta F_{vzdman}(t)$ – prírastok vzdušného zaťaženia VCHP od manévru,

$F_{zotrman}(t)$ – nárast zotrvačnej sily od hmotnosti VCHP pri manévri

Tab. 4.7: Vývažovacie zataženie VCHP.

VCHP – Vývažovacie zataženie												
Verzia	Konfig.	Hmotnosť (kg)	\bar{x}_{taz} (%)	Mód (-)	Rýchlosť (km/h)	Násobok (-)	c_{m0-KT} (-)	$M_{KT-c_{m0-KT}}$ (Nm)	M_{KT-G} (Nm)	M_{KT} (Nm)	F_{zotr} (N)	$F_{vyv.VCHP}$ (N)
I	C-WE5	600	33,5	A	176,72	4	-0,09008	-1635,96	4054,87	2418,91	329,54	-400,65
	C-WE5	600	33,5	E	293	-2	-0,09008	-4497,47	-2027,43	-6524,9	-164,77	1804,88
II	5	599,9745	33,5	A	176,71	4	-0,09008	-1635,9	4207,31	2571,42	329,54	-438,91
	5	599,9745	33,5	E	378	-2	-0,09008	-7485,43	-2103,66	-9589,07	-164,77	2700,87

Prírastok vzdušného zaťaženia VCHP od manévru:

$$F_{vzdman}(t) = F_{delta}(t) + F_{tln}(t), \quad (4.46)$$

$F_{delta}(t)$ – vzdušná sila od výchylky VK,
 $F_{tln}(t)$ – vzdušná sila od tlnenia.

Sila od výchylky výškového kormidla (VK):

$$F_{delta}(t) = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot K_{VCHP} \cdot S_{VCHP} \cdot \tau_{VK} \cdot \delta_{VK}(t) \cdot a_{VCHP}, \quad (4.47)$$

K_{VCHP} – koeficient zníženia dynamického tlaku v mieste VCHP,

τ_{VK} – účinnosť výškového kormidla,

$\delta_{VK}(t)$ – výchylka VK (rad).

Sila od tlnenia:

$$F_{tln}(t) = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot \sqrt{K_{VCHP}} \cdot S_{VCHP} \cdot a_{VCHP} \cdot \frac{\omega(t) \cdot \tilde{l}_{VCHP}}{v}, \quad (4.48)$$

$\omega(t)$ – uhlová rýchlosť klopenia.

Prírastok uhlovej rýchlosti:

$$d\omega(t) = \epsilon(t) \cdot dt. \quad (4.49)$$

Uhlové zrýchlenie:

$$\epsilon(t) = \frac{F_{vzdman}(t) \cdot \tilde{l}_{VCHP}}{I_y}, \quad (4.50)$$

I_y – moment zotrvačnosti lietadla okolo bočnej osi.

Nárast zotrvačnej sily od hmotnosti VCHP pri manévri:

$$\begin{aligned} F_{zotrman}(t) &= -m_{VCHP} \cdot \Delta n_{trans}(t) \cdot g + m_{VCHP} \cdot \epsilon_Z(t) \cdot \tilde{l}_{VCHP} = \quad (4.51) \\ &= -m_{VCHP} \cdot \left(\frac{F_{vzdman}(t)}{m} \cdot \frac{1}{g} \cdot g + \frac{F_{vzdman}(t) \cdot \tilde{l}_{VCHP}}{I_y} \cdot \tilde{l}_{VCHP} \right) = \\ &= -m_{VCHP} \cdot \left(\frac{F_{vzdman}(t)}{m} + \frac{F_{vzdman}(t) \cdot \tilde{l}_{VCHP}^2}{I_y} \right). \end{aligned}$$

Poryvové zaťaženie

Poryvové zaťaženie vodorovnej chvostovej plochy je vypočítané ako súčet vyvažovacieho zaťaženia VCHP a poryvového zaťaženia. F_{yv} pre jednotlivé režimy bolo

Tab. 4.8: Manévrové + vyvažovacie zariadenie VCHP.

VCHP – Manévrové zariadenie + vyvažovacie zariadenie											
Verzia	Konfig.	Hmotnosť (kg)	\bar{x}_{taz} (%)	Mód	Rýchlosť (km/h)	δ_{VK} (°)	F_{vyv} (N)	F_{vzdman} (N)	$\epsilon(t)$ $\left(\frac{1}{\text{rad}^2}\right)$	$F_{zotrman}$ (N)	F_{man} (N)
I	D-WE6	499,8	33,5	vych.D	161	20	238,85	-1429,20	-8,98	274,24	-916,11
	D-WE7	427,8	29,9	vych.H	293	-10	1260,27	1572,95	10,12	-316,36	2516,86
II	6	591,5865	33,46177	vych.D	175,5	20	254,32	-1436,62	-8,20	251,12	-931,17
	7	458,0865	27,29928	vych.H	378	-10	2132,01	2576,28	15,32	-487,62	4220,67

vypočítané v podkapitole 4.6.1 v časti vyvažovacie zaťaženie. Výsledné kritické poryvové zaťaženie oboch verzií je uvedené v tabuľke 4.9.

$$F_{por.VCHP} = F_{vyv} + \Delta F_{VCHP_P} + F_{zotrpor}, \quad (4.52)$$

ΔF_{VCHP_P} – prírastok zaťaženia VCHP od poryvu,

$F_{zotrpor}$ – nárast zotrvačnej sily od hmotnosti VCHP pri poryve

Prírastok zaťaženia od poryvu bol vypočítaný podľa vzťahu:

$$\Delta F_{VCHP_P} = 0,5 \cdot \rho \cdot a_{VCHP} \cdot S_{VCHP} \cdot U \cdot k_{VCHP} \cdot v \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right), \quad (4.53)$$

k – zmierňujúci súčiniteľ, ktorý sa určuje takto:

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu}, \quad (4.54)$$

μ – relatívny hmotnostný pomer lietadla, ktorý sa vypočíta ako:

$$\mu = \frac{2 \frac{m}{S}}{\rho \cdot c_{SAT-VCHP} \cdot a}. \quad (4.55)$$

Nárast zotrvačnej sily od hmotnosti VCHP pri poryve:

$$\begin{aligned} F_{zotrpor} &= -m_{VCHP} \cdot \Delta n_{trans} \cdot g + m_{VCHP} \cdot \varepsilon_Z \cdot \tilde{l}_{VCHP} = \\ &= -m_{VCHP} \cdot \left(\frac{\Delta F_{VCHP}}{m} \cdot \frac{1}{g} \cdot g + \frac{\Delta F_{VCHP} \cdot \tilde{l}_{VCHP}}{I_y} \cdot \tilde{l}_{VCHP} \right). \end{aligned} \quad (4.56)$$

Nesymetrické zaťaženie

Podľa používaných predpisových základní je nesymetrické zaťaženie vodorovných chvostových plôch definované nasledovne: na jednu polovicu VCHP pôsobí 100 % maximálneho zaťaženia pri symetrických letových podmienkach, kým na druhú polovicu pôsobí iba 70 % tohto zaťaženia.

4.6.2 Zvislá chvostová plocha

Manévrové zaťaženie

Manévrové zaťaženie bolo stanovené racionálnou metódou založenou na riešení pohybovej rovnice v smere zatáčania. Výpočet bol realizovaný taktiež na základe riešenia časového priebehu zaťaženia numerickou integráciou pohybovej rovnice. Riešenie bolo vytvorené za predpokladu, že k maximálnemu vychýleniu výškového kormidla dôjde za čas 0,3 sekundy, čas nábehu výchylky je z predpisu CS-23, bod AMC 23.441 vid' literatúra [23]. Výsledné kritické manévrové zaťaženie oboch verzií je uvedené

Tab. 4.9: Poryvové + vyvažovacie zaťaženie VCHP.

VCHP – Poryvové zaťaženie + vyvažovacie zaťaženie												
Verzia	Konfig.	Hmotnosť	CG	Mód	Rýchlosť	Poryv. U	Hmot. zlom	Poryv. fakt	F_{vyv}	ΔF_{VCHPp}	$F_{zotrpor}$	$F_{por.VCHP}$
		(kg)	(%)	(-)	(km/h)	(m/s)	u	(-)	(N)	(N)	(N)	(N)
I	C_GE-WE3	554,72	16	D -	293	7,5	14,68	0,65	1411,57	733,32	-90,55	2054,34
	C-WE5	600	33,5	C+	293	15	15,88	0,66	612,95	-451,31	167,03	328,67
II	3	538,81	16	D -	378	7,5	14,26	0,64	2228,99	1139,85	-156,45	3212,39
	5	600	33,5	C+	288	15	15,88	0,66	1066,61	-893,13	238,16	411,65

v tabuľke 4.10. Zataženie od manévru bolo stanovené zo vzťahu:

$$F_{man.ZCHP}(t) = F_{vyv} + \Delta F_{vzdman}(t) + F_{zotrman}(t), \quad (4.57)$$

$\Delta F_{vzdman}(t)$ – prírastok vzdušného zataženia ZCHP od manévru,
 $F_{zotrman}(t)$ – nárast zotrvačnej sily od hmotnosti ZCHP pri manévri.

F_{vyv} pre zvislú chvostovú plochu je možné zanedbať. Prírastok vzdušného zataženia ZCHP od manévru:

$$F_{vzdman}(t) = F_{delta}(t) + F_{tlm}(t), \quad (4.58)$$

$F_{delta}(t)$ – vzdušná sila od výchylky SK,
 $F_{tlm}(t)$ – vzdušná sila od tlmenia.

Sila od výchylky smerového kormidla (SK):

$$F_{delta}(t) = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot K_{ZCHP} \cdot S_{ZCHP} \cdot \tau_{SK} \cdot \delta_{SK}(t) \cdot a_{ZCHP}, \quad (4.59)$$

K_{ZCHP} – koeficient zníženia dynamického tlaku v mieste ZCHP,

τ_{SK} – účinnosť smerového kormidla,

$\delta_{SK}(t)$ – výchylka SK (rad).

Sila od tlmenia:

$$F_{tlm}(t) = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot \sqrt{K_{ZCHP}} \cdot S_{ZCHP} \cdot a_{ZCHP} \cdot \frac{\omega(t) \cdot \tilde{l}_{ZCHP}}{v}, \quad (4.60)$$

$\omega(t)$ – uhlová rýchlosť zatáčania lietadla v danom čase.

Prírastok uhlovej rýchlosti:

$$d\omega(t) = \epsilon(t) \cdot dt. \quad (4.61)$$

Uhlové zrýchlenie:

$$\epsilon(t) = \frac{F_{vzdman}(t) \cdot \tilde{l}_{ZCHP}}{I_z}, \quad (4.62)$$

I_z – moment zotrvačnosti lietadla okolo osi z.

Nárast zotrvačnej sily od hmotnosti ZCHP pri manévri:

$$\begin{aligned} F_{zotrman}(t) &= -m_{ZCHP} \cdot \Delta n_{trans}(t) \cdot g + m_{ZCHP} \cdot \epsilon_z(t) \cdot \tilde{l}_{ZCHP} = \quad (4.63) \\ &= -m_{ZCHP} \cdot \left(\frac{F_{vzdman}(t)}{m} \cdot \frac{1}{g} \cdot g + \frac{F_{vzdman}(t) \cdot \tilde{l}_{ZCHP}}{I_z} \cdot \tilde{l}_{ZCHP} \right) = \\ &= -m_{ZCHP} \cdot \left(\frac{F_{vzdman}(t)}{m} + \frac{F_{vzdman}(t) \cdot \tilde{l}_{ZCHP}^2}{I_z} \right). \end{aligned}$$

Maximálne hodnoty zataženia ZCHP sú uvedené v tabuľke 4.10

Tab. 4.10: Manévrové zataženie ZCHP.

Manévrové zataženie ZCHP										
Verzia	Konfig.	Hmotnosť (kg)	CG (% SAT)	Rýchlosť (km/h)	δ_{SK} (°)	F_{vyv} (N)	$F_{vzd.man.}$ (N)	$\epsilon(t)$ $\left(\frac{1}{rad^2}\right)$	$F_{zotrman}$ (N)	$F_{man.ZCHP}$ (N)
I	A_GR-WE1	402,1	16,8	293	9,0	0,0	617,1	4,7	-52,8	564,2
	C-WE5	600,0	33,5	177	27,0	0,0	2064,5	10,8	-127,4	1937,1
II	1	438,1	16,8	378	9,0	0,0	1056,7	8,0	-79,1	977,6
	5	600,0	33,5	177	27,0	0,0	3527,9	21,2	-216,8	3311,2

Poryvové zaťaženie

Výsledné poryvové zaťaženie ZCHP oboch verzií je uvedené v tabuľke 4.11, počítané podľa rovnice:

$$F_{ZCHP} = \Delta F_{ZCHP_P} + F_{zotrpor}, \quad (4.64)$$

ΔF_{ZCHP_P} – prírastok zaťaženia ZCHP od poryvu.

$F_{zotrpor}$ – nárast zotrvačnej sily od hmotnosti ZCHP pri poryve.

Prírastok zaťaženia od poryvu bol vypočítaný na základe vzťahu:

$$\Delta F_{ZCHP_P} = 0,5 \cdot \rho \cdot a_{ZCHP} \cdot S_{ZCHP} \cdot U \cdot k_{ZCHP} \cdot v \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right), \quad (4.65)$$

k – zmierňujúci súčiniteľ, ktorý sa určuje takto:

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu}, \quad (4.66)$$

μ – relatívny hmotnostný pomer lietadla, ktorý sa vypočíta ako:

$$\mu = \frac{2 \frac{m}{S}}{\rho \cdot c_{SAT-ZCHP} \cdot a_{ZCHP}}. \quad (4.67)$$

Nárast zotrvačnej sily od hmotnosti ZCHP pri poryve:

$$\begin{aligned} F_{zotrpor} &= -m_{ZCHP} \cdot \Delta n_{trans} \cdot g + m_{ZCHP} \cdot \varepsilon_Z \cdot \tilde{l}_{ZCHP} = \\ &= -m_{ZCHP} \cdot \left(\frac{\Delta F_{ZCHP_P}}{m} \cdot \frac{1}{g} \cdot g + \frac{\Delta F_{ZCHP_P} \cdot \tilde{l}_{ZCHP}}{I_z} \cdot \tilde{l}_{ZCHP} \right) = \\ &= -m_{ZCHP} \cdot \left(\frac{\Delta F_{ZCHP_P}}{m} + \frac{\Delta F_{ZCHP_P} \cdot L_{ZCHP}^2 t}{I_z} \right). \end{aligned} \quad (4.68)$$

Maximálne poryvové zaťaženie ZCHP je uvedené v tabuľke 4.11.

4.6.3 Kombinované zaťaženie chvostových plôch

Podľa bodov predpisov UL 2 § 447 a LTF-UL 447 je kombinované zaťaženie chvostových plôch definované ako:

- vodorovné chvostové plochy – pôsobenie 75 % manévrového zaťaženia vodorovných chvostových plôch,
- zvislá chvostová plocha – pôsobenie 75 % manévrového zaťaženia zvislej chvostovej plochy.

4.7 Zaťaženie podvozku

Zaťažením podvozku sa zaoberajú body predpisov LTF-UL 471, 473, 479, 481, 499 a UL 2 § 471, 473, 479, 485, 493, 499.

Tab. 4.11: Poryvové zaťaženie ZCHP.

Poryvové zaťaženie ZCHP												
Verzia	Konfig.	Hmotnosť (kg)	CG (%)	Mód (-)	Rýchlosť (km/h)	Poryv. U (m/s)	Hmot. zlom (-)	Poryv. faktor (-)	F_{vyv} (N)	ΔF_{ZCHPp} (N)	$F_{zotrpor}$ (N)	F_{ZCHP} (N)
I	C_GE-WE4	600,0	18,9	C	230,0	15,0	636,3	0,9	0,0	1007,3	-64,5	942,9
	A-WE8	382,2	18,9	D	293,0	7,5	405,3	0,9	0,0	638,6	-51,1	587,6
II	4	600,0	19,9	C	230,0	15,0	479,7	0,9	0,0	1217,3	-75,9	1141,5
	8	418,1	19,3	D	378,0	7,5	334,3	0,9	0,0	995,6	-75,1	920,5

4.7.1 Hlavný podvozok

Zaťaženie hlavného podvozka medzi verziami I a II bude totožné. Tento fakt je spôsobený rovnakou maximálnou vzletovou hmotnosťou a maximálnou zadnou výpočtovou polohou ťažiska lietadla. Pri tejto hmotnostnej konfigurácii je zaťaženie hlavného podvozka najväčšie. Konfigurácia kritická pre verziu II je označená ako číslom 5 v tabuľke B.4.

4.7.2 Predný podvozok

Najvyššie zaťaženie predného podvozka verzie II je nižšie ako otestované zaťaženie verzie I, konštatovanie vychádza z porovnania hmotnostných konfigurácií pri prednej polohe ťažiska lietadla:

- maximálna predná poloha ťažiska 16 % pri max.dosiahnuteľnej hmotnosti – verzia I = 554 kg, verzia II = 538 kg (viď bod 3 v tabuľke B.3),
- najprednejšia poloha ťažiska pri maximálnej vzletovej hmotnosti – verzia I = 18,9 %, verzia II = 19,9 % (viď bod 4 v tabuľke B.3).

4.8 Zaťaženie motorového lôžka

Zmena motoru významne vplýva na zaťaženie motorového lôžka lietadla. Z tabuľky B.1 sú vybraté hmoty zaťažujúce motorové lôžko lietadla. S využitím hmotnostného rozboru je vypočítané ťažisko zaťažujúcich hmôt, viď tabuľka 4.12. Pri výpočtoch nebolo počítané s hmotnosťou a zaťažením prednej podvozokovej nohy. Dôvod zanedbania spočíva v tom, že noha je pripevnená k požiarnej priečke a nie k motorovému lôžku.

Tab. 4.12: Hmoty zaťažujúce motorové lôžko.

Typ		Verzia I	Verzia II
Hmotnosť motoru + motor.inštalácie	m_{mot}	102,6	123,7
Súradnice ťažiska hmôt	x	-1,498	-1,551
	y	0,023021	0,000251
	z	-1,0934	-1,074

Podľa predpisov LTF-UL a UL 2 bolo vypočítané zaťaženie motorového lôžka. Výsledky sú uvedené v tabuľke 4.13. Výsledná sila pôsobí v ťažisku hmôt, ktorého súradnice sú uvedené v tabuľke 4.12.

Súčiniteľ pre piestové motory s priamym náhomom vrtule I je pre obe verzie rovný 2. Prevádzkový krútiaci moment od vrtule:

$$M_{k-vrt} = M_{k-mot} \cdot R \cdot I, \quad (4.69)$$

M_{k-mot} – prevádzkový krútiaci moment od motoru,

I – súčiniteľ pre piestové motory s priamym náhomom vrtule,

R – prevodový pomer medzi motorom a vrtulou.

Sila hmôt pripevnených k motorovému lôžku s pôsobiskom v ťažisku.

$$F_{mot.lôžko} = m_{mot} \cdot n \cdot g, \quad (4.70)$$

n – požadovaný prevádzkový násobok.

Predpis CS-LSA sa zataženiu motorového lôžka venuje v bodoch 5.2.9 a 5.2.10. Bod CS-LSA 5.2.9 a jeho pododstavce sa zhoduje s predpismi LTF-UL 361 a UL 2 § 361. Bod 5.2.10 predpisu CS-LSA pre bočné zataženie motorového lôžka predpisuje bočný násobok nie menší ako 1,5. Bočné zataženie motorového lôžka podľa CS-LSA je väčšie ako zataženie podľa predpisov LTF-UL a UL 2. Zo spomenutého dôvodu bolo dopočítané zataženie motorového lôžka v bočnom smere podľa predpisu CS-LSA, a je uvedené v tabuľke 4.14.

Tab. 4.13: Výsledky zaťaženia motorového lôžka.

Typ		Verzia I	Verzia II	
LTF-UL 361 / UL 2 § 361				
1.a.	krútiaci moment	588,1	884,4	(Nm)
	75 % bodu A manév. obálky	3017,24	3637,68	(N)
1.b.	krútiaci moment	588,1	884,43	(Nm)
	100 % bodu A manév. obálky	4022,98	4850,23	(N)
LTF-UL 363 / UL 2 § 363				
	násobok $1/3 \cdot n_p$	1,333	1,333	(-)
	bočné zaťaženie od $1/3 \cdot n_p$	1340,99	1616,74	(N)
zaťaženie od osam. hmôt alebo max. poryv. násobok				
max. násobok hore (poryvová obálka)				
n_H	násobok	5,76	6,61	(-)
$F_{mot.H}$	zaťaženie smerom nadol	5793,1	8020,35	(N)
max. násobok dole (poryvová obálka)				
n_D	násobok	-3,76	-4,61	(-)
$F_{mot.D}$	zaťaženie smerom nahor	-3781,58	-5595,23	(N)
Max. násobok do strany (zaťaženie osamelými hmotami)				
n_S	násobok	3	3	(-)
$F_{mot.S}$	zaťaženie smerom doprava/dolava ²	3017,24	3637,68	(N)
Max. násobok dopredu (zaťaženie osamelými hmotami)				
n_F	násobok	9	9	(-)
$F_{mot.F}$	zaťaženie smerom dopredu ²	9051,71	10913,03	(N)

²Zaťaženie motorového lôžka podľa predpisov LTF UL 597 / UL 2 § 597 pre zaťaženie dopredu a do strán nemusí byť vyžadované. ARGUMENT: Ohrozenie posádky hmotami v motorovom priestore je v spomenutých smeroch nemožná.

Tab. 4.14: CS-LSA – Bočné zataženie motorového lôžka.

Typ	Verzia I	Verzia II	–
Násobok	1,5	1,5	(–)
Bočné zataženie podľa predpisu CS-LSA	1508,62	1818,84	(N)

Záver

V práci boli vypočítané a porovnané dve verzie lietadla WT9 Dynamic vo vybraných výkonových charakteristikách, letových vlastnostiach a v zaťažení primárnej konštrukcie lietadla (krídla, VCHP, ZCHP, podvozku a motorového lôžka).

Pri výpočte letových výkonov sa prejavil zvýšený výkon motoru verzie II v náraste maximálnej stúpavej rýchlosti o 54,7 % voči verzii I, v náraste maximálneho uhlu stúpania o 51,1 %. Zvýšený výkon sa neprejavil vo výraznejšej forme na zlepšení charakteristík medzných zatačok, medzné zatačky boli najmä limitované maximálnym prevádzkovým násobkom a aerodynamickými charakteristikami.

Letové stabilné vlastnosti verzie II prevyšujú verziu pôvodného lietadla (verzia I) v statickej zásobe stability s pevným riadením o 63 % a s voľným riadením o 5 %. Charakter vztlakových čiar zostal nezmenený naprieč verziami. Riadiaca sila výškového kormidla na násobok pri zadnej polohe ťažiska z pôvodnej hodnoty 10 N vzrástla na 20 N, čo má priaznivý vplyv na cit pri riadení. Vylepšenie nastalo aj pri pozdĺžnej dynamickej stabilite pri fugoidálnom pohybe. Kvôli nedostatku presných aerodynamických vstupov nebola stabilita v bočivo-klonivom smere počítaná, výrobca už skúmal stability v smere bočivo-klonivom pre obe verzie, a preto analýza nebola potrebná.

V poryvových obálkach, ktoré boli počítané v kapitole zaťaženie 4, sa výrazne prejavil nárast rýchlostí $v_{B/C}$ a v_D . Ako bolo predpokladané zaťaženie krídla sa zvýšilo vo všetkých parametroch, najdramatickejšie zvýšenie nastalo pri krútiacom momente krídla, a to o 70 %. Posúvajúca normálová sila a ohybový normálový moment vzrástli približne o 20 %. Výpočet manévrového zaťaženia chvostových plôch bol vykonaný konzervatívnou metódou, nárast pri verzii II činí približne 70 %. Nárast o 56 % bol taktiež zaznamenaný pri poryvovom zaťažení vodorovných chvostových plôch a o 21 % pri zvislej chvostovej ploche. Modifikácia lietadla nemala negatívny vplyv na zaťaženie podvozku, vďaka nezmeneným výpočtovým limitom polohy ťažiska a nezmenenej maximálnej vzletovej hmotnosti. Hmotnostné obálky dokazujú, že nedôjde k vzrastu zaťaženia predného podvozku. Verzia II disponuje väčšou hmotnosťou a väčším krútiacim momentom motoru, čo spôsobilo vyššie zaťaženie motorového lôžka.

Verzia II predčila verziu I vo sfére letových výkonov a vlastností, na druhej strane vyššia hmotnosť prázdneho lietadla zmenšila možné užitočné zaťaženie, čo má vplyv na maximálny dolet a vytrvalosť lietadla. Spomínané modifikácie navyšujú cenu verzií II, čo môže mať negatívny vplyv konkurencie schopnosť lietadla na trhu.

Literatúra

- [1] *Lufttüchtigkeitsforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge LTF-UL: German Civil Airworthiness Requirements*. 2019.
- [2] *Certification Specifications for Light Sport Aeroplanes CS-LSA*. European Aviation Safety Agency, 2011.
- [3] *UL 2 – Část I. Požadavky letové způsobilosti SLZ: Ultralehké letouny řízené aerodynamicky*. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2019.
- [4] AEROSPOOL, spol. s r.o. *WEIGHT AND BALANCE ANALYSIS: WT9 Dynamic LSA / CLUB "FG912T configuration"*. Prievidza, 2014, 38 s.
- [5] AEROSPOOL, spol. s r.o. *WEIGHT AND BALANCE ANALYSIS: WT9 Dynamic LSA / SPEED "RG914 configuration"*. Prievidza, 2014, 38 s.
- [6] BRP-Rotax GmbH & CO KG *Operators Manual for Rotax Engine Type 915 i A Series*. Austria, 2017
- [7] AEROSPOOL, spol. s r.o. *AERODYNAMIC ANALYSIS: WT9 Dynamic LSA*. Prievidza, 2014, 90 s.
- [8] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I. Letové výkony*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [9] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [10] ROSKAM, JAN. *Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*. Lawrence, KS: The University of Kansas, 1985.
- [11] HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. Vyd. 2. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2003. ISBN 80-01-02706-6.
- [12] TRNKA, A. *Zástavba turbovrtulového motoru do letové zkušebny*. Praha, 2017. Diplomová práce. České Vysoké Učení Technické v Praze, Fakulta strojní. Vedoucí práce Ing. Jana Klesy, Ph.D.
- [13] *Porovnání výkonů 3 listých vrtulí s listy "C", "W", „WA“ a "B" na motorech ROTAX*. Praha-východ, 2020.
- [14] *Aerodynamické charakteristiky vrtule KW-31 s listy -033 (listy typu C)*. Praha-východ.

- [15] AEROSPOOL, spol. s r.o. *Performance analysis*. Prievidza, 2014, 68 s.
- [16] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu II. Letové vlastnosti*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [17] TORENBEEK, Egbert. *Advanced aircraft design: conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes*. Chichester: Wiley, 2013. ISBN 978-1-118-56811-8.
- [18] ROSKAM, JAN. *Airplane Design Part V: Component weight Estimation*. Lawrence, KS: The University of Kansas, 1985.
- [19] DANĚK, Milan. *Letové vlastnosti*. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1956.
- [20] RYBKA, S. *NÁVRH KONSTRUKCE KRÍDLA CTYRMÍSTNÉHO JEDNOMOTOROVÉHO LETOUNU*. Brno, 2014. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Doc. Ing. IVO JEBÁČEK, Ph.D.
- [21] PĚLUCHA, J. *VÝPOČET ZATÍŽENÍ KLUZÁKU HPH 2 TWIN SHARK*. Brno, 2010. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
- [22] AEROSPOOL, spol. s r.o. *LOAD ANALYSIS Empenage: WT9 Dynamic LSA*. Prievidza, 2014, 68 s.
- [23] *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23*. Amendment 4. European Aviation Safety Agency, 2015.

Zoznam symbolov, veličín a skratiek

A	indexové označenie aerodynamického stredu
A	plocha vrtulového krídla
a	sklon vztlakovej čiary
a₀	sklon vztlakovej čiary profilu
a_i	vertikálne zrýchlenie elementu krídla po rozpätí
a'	sklon vztlakovej čiary s uvoľneným kormidlom
AR	štíhlosť
AS	aerodynamický stred
b	efektívne rozpätie krídla
b_T	šírka trupu v najširšej časti
c	dĺžka tetivy profilu
c_D	súčiniteľ odporu
c_{D0}	súčiniteľ odporu pri nulovom súčiniteli vztlaku <i>c_L</i>
c_{Dc}	celkový súčiniteľ odporu
c_{Di}	indukovaný súčiniteľ odporu
c_{Dp}	profilový súčiniteľ odporu
c_{Dpar}	parazitický súčiniteľ odporu
c_f	trecí koeficient
c_{Hq}	derivácia súčiniteľa závesového momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia
c_{Hα}	derivácia súčiniteľa závesového momentu výškového kormidla podľa uhlu nábehu lietadla
c_{Hδ}	derivácia súčiniteľa závesového momentu výškového kormidla podľa výchylky
c_L	súčiniteľ vztlaku
c_{L-antisym}	súčiniteľ vztlaku od antisymetrického vychýlenia krídelka
c_{Lc}	celkový súčiniteľ vztlaku
c_{LK}	celkový súčiniteľ vztlaku krídla
c_{L-klapky}	súčiniteľ vztlaku od klapiek
c_{Lmax}	maximálny súčiniteľ vztlaku
c_{Lmin}	minimálny súčiniteľ vztlaku
c_{Ln}	normálový súčiniteľ vztlaku krídla
c_{Lq}	derivácia súčiniteľa vztlaku podľa uhlovej rýchlosti klopenia
c_{L-sym}	súčiniteľ vztlaku od symetrického vychýlenia krídelka
c_{L-tlmenie}	súčiniteľ vztlaku od tlmenia
c_{L-trup}	súčiniteľ vztlaku od trupu
c_{Lα}	sklon vztlakovej čiary

$c_{L\delta}$	derivácia súčiniteľa vztlaku podľa výchylky výškového kormidla
c_m	súčiniteľ klopivého momentu
c_{m0}	súčiniteľ klopivého momentu pri nulovom uhle nábehu
c_{m0p}	profilový súčiniteľ klopivého momentu
c_{mc}	celkový súčiniteľ klopivého momentu
$c_{m_{klapky}}$	súčiniteľ klopivého momentu od vychýlenia klapiek
$c_{m_{krídelka}}$	súčiniteľ klopivého momentu od vychýlenia krídelka
c_{mq}	derivácia súčiniteľa klopiaceho momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia
$c_{m\alpha}$	sklon momentovej čiary
$c_{m\delta}^*$	derivácia súčiniteľa klopivého momentu podľa výchylky výškového kormidla
c_{SAT}	dĺžka strednej aerodynamickej tetivy
c_{VK}	dĺžka tetivy výškového kormidla
Δc_{Ltrup}	úbytok súčiniteľa vztlaku v mieste trupu
CAS	kalibrovaná rýchlosť letu
CG	poloha ťažiska v percentách SAT
D	odporová sila
d_T	ekvivalentný priemer trupu
D_{vrt}	vonkajší priemer vrtule
$D_{vrt\text{pätny}}$	pätný priemer vrtule
E	Oswaldov súčiniteľ
f	faktor uvoľnenia kormidla
F_{delta}	vzdušná sila od výchylky výškového kormidla
F_{man}	celková sila od manévru
$F_{mot.lôžko}$	sila hmôt pripevnených k motorovému lôžku s pôsobiskom v ťažisku
$F_{por.VCHP}$	výsledné poryvové zataženie VCHP
F_{tlm}	vzdušná sila od tlmenia
F_{vyv}	vyvažovacia sila
F_{vzdman}	prírastok vzdušného zataženia od VCHP/ZCHP od manévru
F_{zotr}	zotrvačná sila
$F_{zotrman}$	nárast zotrvačnej sily od hmotnosti VCHP/ZCHP pri manévri
$F_{zotrpor}$	nárast zotrvačnej sily od hmotnosti VCHP/ZCHP pri poryve
ΔF_v	gradient sily vo výškovom riadení
ΔF_{VCHP_P}	prírastok zataženia VCHP od poryvu
ΔF_{vzdman}	prírastok vzdušnej sily od manévru
ΔF_{ZCHP_P}	prírastok zataženia zvislej chvostovej plochy pri prelete poryvom
FG912T	WT 9 Dynamic, pevný podovzok, Rotax 912ULS, Woodcomp SR 2000DN

G	gravitačná sila
g	gravitačná konštanta
h	vzdialenosť medzi AS krídla a AS VCHP
\bar{h}	geometrický parameter potrebný pre výpočet uhla zošikmenia
I	súčiniteľ pre piestové motory s priamym náhonom vrtule
I_x	zotrvačný moment lietadla okolo pozdĺžnej osi x
I_y	zotrvačný moment lietadla okolo bočnej osi y
I_z	zotrvačný moment lietadla okolo osi z
K	indexové označenie krídla
K_{A-T}	bez-rozmerný faktor vyjadrujúci vplyv trupu na polohu aerodynamického stredu
k_p	poryvový zmierňujúci súčiniteľ
k_T	súčiniteľ vplyvu trupu na sklon vztlakovej čiary
$k_{VCHP/ZCHP}$	koeficient zníženia dynamického tlaku v mieste VCHP/ZCHP
kl	indexové označenie pre klapky
kr	indexové označenie pre krídelko
KT	indexové označenie kombinácie krídlo – trup
L	vztlaková sila
l	dĺžka
$l_{VCHP025}$	vzdialenosť aerodyn. stredu krídla od aerodyn. stredu VCHP
$l_{VCHP/ZCHP}$	Vzdialenosť medzi AS kombinácie KT a AS VCHP/ZCHP
L'	koeficient vplyvu polohy maximálnej hrúbky
l'	geometrický rozmer potrebný pre výpočet uhla zošikmenia
\tilde{l}	Vzdialenosť medzi AS (VCHP/ZCHP) a ťažiskom lietadla
\bar{l}	geometrický parameter potrebný pre stanovenie deriváciu uhla zošikmenia v mieste VCHP
l_{VCHP}^*	Vzdialenosť medzi AS lietadla a AS VCHP
m	hmotnosť
\dot{m}	hmotnostný tok vzduchu
M_{K25i}	krútiaci moment od tiažovej sily 25 % SAT
M_{k-mot}	krútiaci moment od motoru
M_{KT}	klopivý moment kombinácie krídlo – trup okolo ťažiska
$M_{KT-c_{m0-KT}}$	klopivý moment kombinácie krídlo – trup od c_{m0-KT}
M_{KTG}	klopivý moment od vztlakovej sily pôsobiaci na ramene r_{taz-AS}
M_{k-vrt}	krútiaci moment od vrtule
M_O	ohybový moment
M_{O_g}	ohybový moment od tiaže
M_{O_L}	ohybový moment od vztlakovej sily
M_ϵ	rozdiel ohybových momentov v pozdĺžnej osi lietadla, zapríčinený

	vychýlením krídeliek
MAC	stredná aerodynamická tetiva
MSA	medzinárodná štandardná atmosféra
MTOW	maximálna vzletová hmotnosť
N	normálová zložka zaťaženia krídla
n	násobok
$N_{1,2,3,4}$	počet kmitov do útlmu amplitúdy na polovicu
n_{1D}	maximálny demonštrovaný násobok
n_p	maximálny prevádzkový násobok
P	výkon pohonnej sústavy
p_K	vplyv polohy krídla na posun aerodynamického stredu spôsobený trupom
q	uhlová rýchlosť v smere klopenia
q	dynamický tlak prúdu vzduchu
q_D	líniové zaťaženie od odporovej sily
q_g	líniové zaťaženie od tiaže
q_L	líniové zaťaženie od vztlaku
q_{mA}	líniové zaťaženie krútiaceho momentu
R	prevodový pomer medzi motorom a vrtulou
r	polomer zatáčky
R_{LS}	koeficient vyjadrujúci vplyv šípu
R_{K-T}	koeficient vplyvu interferencie medzi trupom a krídlom
Re	Reynoldsovo číslo
RG914	WT 9 Dynamic, zatvárací podvozok, Rotax 914, Woodcomp SR 2000DN
S	plocha
s	smernica určujúca klopivý moment trupu
S_V	plocha VK za osou otáčania
S_{V0}	plocha VK pred osou otáčania (osové odľahčenie)
S_{wet}	plocha VCHP/ZCHP vystavená prúdu vzduchu (tzv. omočená plocha)
SAT	stredná aerodynamická tetiva
SK	smerové kormidlo
T	pre kapitolu 2 ťah pohonnej sústavy, pre kapitolu 4 posúvajúca sila, pre kapitolu 3 perióda kmitov
$t_{1,2,3,4}$	čas útlmu amplitúdy na polovicu
T_g	posúvajúca sila od tiaže
T_L	posúvajúca sila od vztlakovej sily
t_{min}	čas potrebný na prevedenie zatáčky o 360°

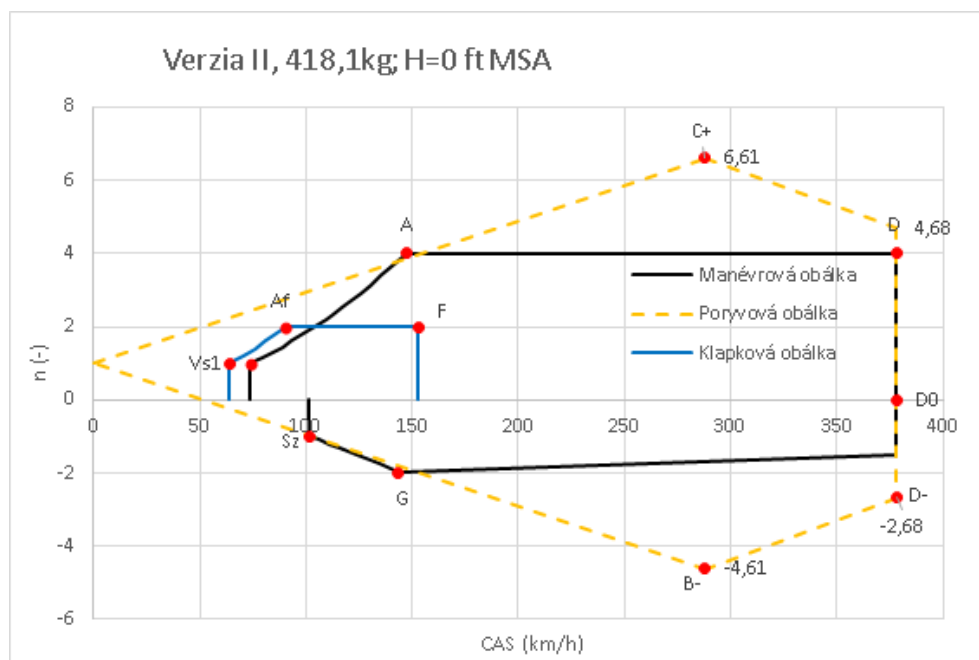
T_V	využitelný ťah pohonnej sústavy pri maximálnej horizontálnej rýchlosti
U	rýchlosť poryvu (m/s)
v	rýchlosť
v_A	manévrová rýchlosť
v_{ACH}	manévrová rýchlosť na chrbte
v_{AF}	klapková manévrová rýchlosť
$v_{B/C}$	rýchlosť pri maximálnom poryve
v_D	maximálna návrhová rýchlosť
v_F	maximálna rýchlosť pri použití klapiek
v_H	maximálna horizontálna rýchlosť
v_{S0}	pádová rýchlosť v pristávacej konfigurácii (max. klapky)
v_{S1}	pádová rýchlosť v čistej konfigurácii
v_{SCH}	pádová rýchlosť na chrbte
v_z	vertikálna rýchlosť
\tilde{V}_{VCHP}	mohutnosť VCHP vzhľadom k ťažisku lietadla
VCHP	vodorovná chvostová plocha
VK	výškové kormidlo
w	stúpacia rýchlosť
x	súradnica na súradnicovej osi x
x_T	poloha ťažiska
\bar{x}_A	pomerná poloha aerodynamického stredu s pevným riadením
\bar{x}_D	pomerná poloha dynamického stredu lietadla s pevným riadením
\bar{x}_{A-K}	pomerná poloha aerodynamického stredu krídla
\bar{x}_{A-KT}	pomerná poloha aerodynamického stredu kombinácie krídlo – trup
\bar{x}_T	pomerná poloha ťažiska lietadla
\bar{x}_{Tm}	pomerná vzdialenosť ťažiska hmotnostného elementu krídla od štvrtinového bodu profilu
\bar{x}'_A	pomerná poloha aerodynamického stredu s voľným riadením
\bar{x}'_D	pomerná poloha dynamický stred lietadla s voľným riadením
y	súradnica na súradnicovej osi y
z	súradnica na súradnicovej osi z
ZCHP	zvislá chvostová plocha
ZRK	základná rovina krídla
α	uhol nábehu
α_0	uhol nábehu pri nulovom vztlaku
α_{cL0}	uhol nábehu základnej roviny krídla pri nulovom vztlaku
$\Delta\alpha$	zmena uhlu nábehu
Γ	uhol stúpania

Γ_{iN}	súčiniteľ miestneho normálového súčiniteľa vztlaku a miestnej hĺbky
Γ_{trup}	nulové rozloženie vztlaku po rozpätí od vplyvu trupu
$\frac{\Delta\Gamma_{\Phi M}}{\Gamma_N}$	funkcia pomerného úbytku cirkulácie v mieste trupu
δ	opravný koeficient zo softvéru Glauert III
$\delta_{1,2,3,4}$	reálny koreň charakteristickej rovnice = tlmenie
δ_{klapky}	uhol vychýlenia klapky
$\delta_{krídelka}$	uhol vychýlenia krídelka
δ_{SK}	výchylka smerového kormidla
δ_{VK}	výchylka výškového kormidla
ϵ	uhol zošikmenia prúdu vzduchu
ϵ_x	uhlové zrýchlenie klonenia okolo súradnicovej osi x
θ	logaritmický dekrement útlmu
λ	zúženie krídiel (c_{kon}/c_{kor})
λ	vzopätie krídla
μ	dynamická viskozita okolitého vzduchu
μ	bez-rozmerná hmotnosť lietadla
ρ	hustota vzduchu
σ_A	statická zásoba lietadla s pevným riadením
σ_D	dynamická zásoba s pevným riadením
σ'_A	statická zásoba lietadla s voľným riadením
σ'_D	dynamická zásoba s voľným riadením
τ_{SK}	účinnosť smerového kormidla
τ_{VK}	účinnosť výškového kormidla
ϕ	uhol sklonu
$\Phi_{1,2,3,4}$	logaritmický dekrement útlmu koreňov 1,2,3,4
ϕ_T	uhol medzi smerom nulového vztlaku krídla a osou trupu
Φ_{VCHP}	pootočenie VCHP od roviny nulového vztlaku kombinácie KT
$\omega_{1,2,3,4}$	uhlová rýchlosť kmitania koreňov 1,2,3,4
ω_x	ustálená uhlová rýchlosť klonenia

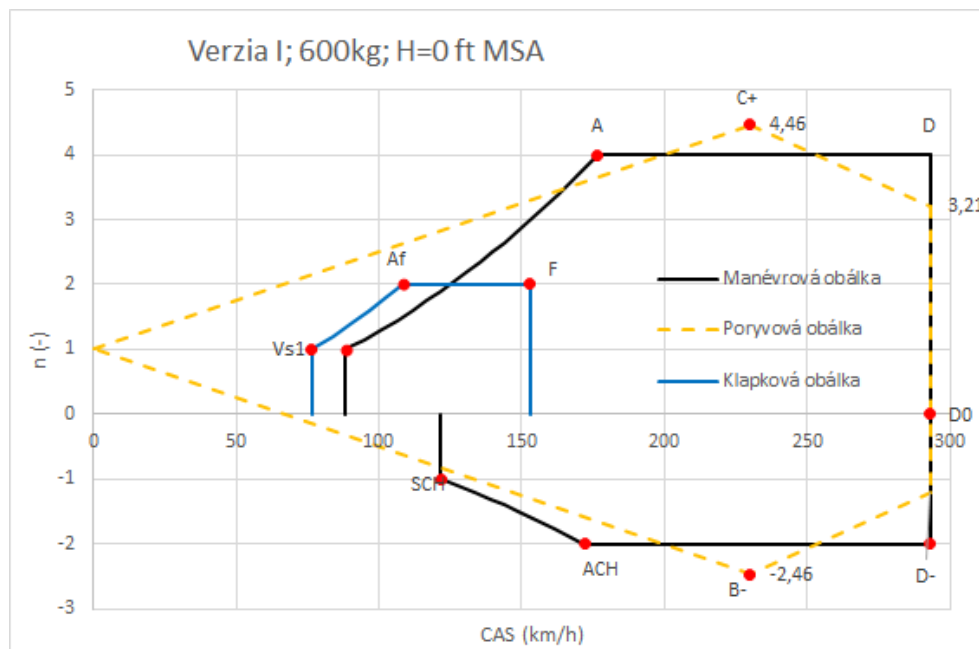
Zoznam príloh

A	Manévrové, poryvové a klapkové obálky	93
B	Hmotnostné vstupy	95
C	Aerodynamické a geometrické vstupy	101
D	Kritické zaťaženie krídla	108

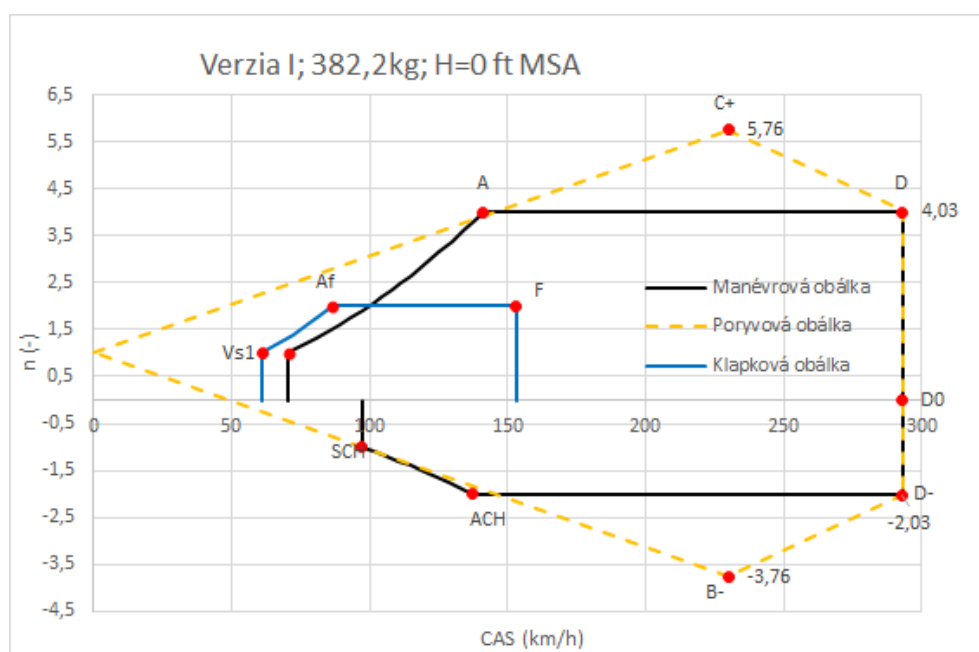
A Manévrové, poryvové a klapkové obálky



Obr. A.1: Manévrová, poryvová a klapková obálka verzie II, 418,1kg.



Obr. A.2: Manévrová, poryvová a klapková obálka verzie I, 600kg.



Obr. A.3: Manévrová, poryvová a klapková obálka verzie I, 382kg.

B Hmotnostné vstupy

Tab. B.1: Hmotnostný rozbor verzie II, vybavenie „FG912T“.

Prvok	m_i (kg)	x_i (m)	y_i (m)	z_i (m)
Lavý pilot	0,00	-3,13	-0,35	-1,09
Pravý pilot	0,00	-3,13	0,35	-1,09
Palivo (ľavá strana)	0,00	-2,58	-1,16	-0,85
Palivo (pravá strana)	0,00	-2,58	1,16	-0,85
Batožina (ľavá strana)	0,00	-3,80	-0,30	-0,85
Batožina (pravá strana)	0,00	-3,80	0,30	-0,85
Vrtuľa Aleš Křemen KW-31 (list B)	12,93	-1,09	0,00	-1,17
Motor ROTAX 915 iSc3 B	85,18	-1,54	0,00	-1,06
Olejoiný chladič + držiak	2,38	-1,58	-0,37	-1,12
Vodný chladič + držiak	2,86	-1,72	0,40	-1,13
Olejoiný termostat, hadice	2,22	-1,53	-0,24	-1,15
Palivový systém	6,50	-2,22	0,05	-1,09
Nasávací systém	0,89	-1,86	0,26	-0,96
Kurenie a vetranie	1,56	-1,86	-0,07	-1,00
Rozvod chladiaceho vzduchu	0,80	-1,41	-0,06	-1,23
Motorové lôže	7,75	-1,80	-0,01	-1,06
Motorové kryty, svetlá	5,69	-1,55	0,00	-1,10
Fadec	0,583	-1,410	-0,060	-1,230
Požiarne priečka	4,10	-1,97	0,00	-1,09
Baterka (mot. priečka)	0,00	-1,94	-0,36	-1,10
Baterka (zadná časť trupu)	6,00	-4,18	-0,26	-0,95
Pedále + ovládanie pred.podvozku	2,48	-2,23	0,00	-0,89
Predný podvozok	4,50	-1,88	0,00	-0,74
Predné koleso + os	3,40	-1,69	0,00	-0,23
Predné podvozkové aer. krytie	1,25	-1,78	0,00	-0,38
Centrovací mechan.prednej nohy	0,60	-1,78	0,00	-0,80
Hlavná podvozková noha - ľavá	2,93	-3,09	-0,82	-0,60
Koleso hlavného podvozku + brzda + os - ľavé	4,33	-3,10	-1,10	-0,33
Aer. krytie hlavného podvozku - ľavé	1,10	-3,15	-1,10	-0,37
Spojovací materiál	0,13	-3,09	-0,74	-0,73
Hlavná podvozková noha - pravá	2,90	-3,09	0,82	-0,60
Koleso hlavného podvozku + brzda + os - pravé	4,33	-3,10	1,10	-0,33
Aer. krytie hlavného podvozku - pravé	1,10	-3,15	1,10	-0,37
Spojovací materiál	0,13	-3,09	0,74	-0,84
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. B.1: Hmotnostný rozbor verzie II, vybavenie „FG912T“.

Prvok	m_i (kg)	x_i (m)	y_i (m)	z_i (m)
Brzdový mechanizmus + hadice	1,05	-3,00	0,11	-0,72
Prekryt pilotného priestoru	9,90	-3,10	0,00	-1,35
spätné zrkadlo	0,37	-2,66	-0,61	-1,27
Systém priečneho riadenia v pil. kabíne	3,64	-2,88	-0,01	-0,95
Systém pozdĺžneho riadenia (v trupe)	1,37	-4,91	0,00	-1,08
Príd. hmota na pozdĺžnom riadení	3,00	-2,65	0,00	-0,80
Systém vyváženia a aktuátor vyváženia	2,50	-3,58	0,00	-1,05
Torzná tyč ovládania klapiek	2,80	-3,47	0,00	-0,80
Sekundárne riadiace systémy v kabíne	2,45	-3,08	0,00	-0,95
Čalúnenie a bezpečnostné pásy v kabíne	4,54	-3,23	0,00	-1,00
Prístrojový panel	13,70	-2,60	0,00	-1,25
Konzola na stredovom tuneli	1,27	-2,93	0,00	-1,01
Prepážka trupu	1,78	-4,19	0,00	-1,20
Segment trupu - pilotný priestor	49,73	-3,09	0,00	-1,00
Segment trupu	3,30	-4,43	0,00	-1,20
Segment trupu	1,98	-4,96	0,00	-1,15
Segment trupu	1,60	-5,48	0,00	-1,15
Segment trupu	0,39	-5,84	0,00	-1,40
Zvislá chvostová plocha	4,16	-6,72	0,00	-1,68
Segment vodorovnej chvostovej plochy	1,42	-6,38	-1,00	-1,24
Segment vodorovnej chvostovej plochy	1,29	-6,38	-0,60	-1,24
Segment vodorovnej chvostovej plochy	1,18	-6,38	-0,19	-1,24
Segment vodorovnej chvostovej plochy	1,42	-6,38	0,19	-1,24
Segment vodorovnej chvostovej plochy	1,29	-6,38	0,60	-1,24
Segment vodorovnej chvostovej plochy	1,18	-6,38	1,00	-1,24
Segment trupu	1,28	-6,15	0,00	-1,11
Zlepovací límec VCHP	0,69	-6,24	0,00	-1,23
Hmota vyváženia ľavej časti VK	0,39	-6,40	1,18	-1,27
Hmota vyváženia pravej časti VK	0,39	-6,40	-1,18	-1,27
Záchranný systém (Magnum 601 S)	10,10	-2,15	-0,10	-1,29
Raketa zách. Systému + inštalácia	2,50	-2,07	0,31	-1,20
Lavé krídlo	22,50	-2,95	-2,37	-0,93
Hmota vyváženia ľavého krídelka	0,87	-3,18	-4,02	-1,07
Pravé krídlo	22,50	-2,95	2,37	-0,93
Hmota vyváženia pravého krídelka	0,87	-3,18	4,02	-1,07
Lavá časť centroplánovej časti krídla	11,38	-2,89	-0,83	-0,81
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. B.1: Hmotnostný rozbor verzie II, vybavenie „FG912T“.

Prvok	m_i (kg)	x_i (m)	y_i (m)	z_i (m)
Pravá časť centroplánovej časti krídla	11,38	-2,89	0,83	-0,81
ELT	1,05	-3,94	0,00	-1,24
Držiak ťažného zariadenia	0,82	-6,48	0,00	-1,01
Chvostová časť	0,22	-6,20	0,00	-0,96
Systém uvoľnenia ťažného lana	0,61	-6,65	0,00	-0,95
Ovládanie systému uvoľnenia ťaž. lana	0,65	-3,65	-0,06	-0,95
Prídavný generátor	0,00	-1,41	0,00	-1,28
Autopilot (2,665 kg)	0,00	-3,74	-0,02	-0,77
Balast na dováženie	0,00	-6,65	0,00	-0,95
Celková hmotnosť (verzia II, vybavenie „FG912T“)	374,1	(kg)	–	–
Pozícia ťažiska v % SAT	13	(% SAT)	–	–
Koniec				

Tab. B.2: Rozloženie hmôt krídla po rozpätí.

Segmenty	m (kg)	x (m)	y (m)
1w	0,002	2,95	4,72
2w	0,004	2,95	4,718
3w	0,010	2,95	4,713
4w	0,040	2,95	4,700
5w	0,040	2,95	4,650
6w	0,040	2,95	4,600
7w	0,040	2,95	4,550
8w	0,072	2,95	4,500
33c2	0,183	2,95	4,410
33c3	0,256	2,95	4,320
33c4	0,182	2,95	4,230
33c5	0,206	2,95	4,140
33c6	0,230	2,95	4,050
33c7	0,254	2,95	3,960
33c8	0,278	2,95	3,870
33c9	0,302	2,95	3,780
33c10	0,326	2,95	3,690
33c11	0,350	2,95	3,600
33c12	0,373	2,95	3,510
33c13	0,397	2,95	3,420
Pokračovanie na ďalšej strane			

Tab. B.2: Rozloženie hmôt krídla po rozpätí.

Segmenty	m (kg)	x (m)	y (m)
33c14	0,421	2,95	3,330
33c15	0,445	2,95	3,240
33c16	0,469	2,95	3,150
33c17	0,493	2,95	3,060
33c18	0,517	2,95	2,970
33c19	0,541	2,95	2,880
33c20	0,564	2,95	2,790
33c21	0,588	2,95	2,700
33c22	0,612	2,95	2,610
33c23	0,636	2,95	2,520
33c24	0,660	2,95	2,430
33c25	0,684	2,95	2,340
33c26	0,708	2,95	2,250
33c27	0,732	2,95	2,160
33c28	0,755	2,95	2,070
33c29	0,779	2,95	1,980
33c30	1,081	2,95	1,890
33c31	1,104	2,95	1,800
33c32	1,128	2,95	1,710
33c33	1,152	2,95	1,620
33c34	1,176	2,95	1,530
Palivo v kr. nádrži	0,000	2,75	1,500
33c35	1,200	2,95	1,440
33c36	1,224	2,95	1,350
33c37	1,248	2,95	1,260
34b1	0,921	2,95	1,170
Palivo vo vnút. nádrži	0,000	2,95	1,160
Náprava hl. pod.	4,325	2,95	1,127
34b2	0,947	2,95	1,080
Hl. pod. noha	2,930	2,95	1,068
34b3	1,098	2,95	0,990
34b4	1,373	2,95	0,900
34b5	1,776	2,95	0,810
34b6	2,305	2,95	0,720
34b7	2,960	2,95	0,630
Koniec			

Tab. B.3: Hmotnostné výpočtové konfigurácie verzie I.

Konfigurácia	A-GR-WE1	C-GE-WE1	C-GE-WE3	C-GE-WE4	C-WE5	D-WE6	D-WE7	A-WE8
Prázdna hmotnosť (kg)	348,1	353,8	368,8	368,8	333,8	333,8	333,8	328,2
Moment prázdneho lietadla (kg.m)	-911,5	-922,8	-953,3	-953,3	-881,4	-894,5	-894,5	-867,1
Prázdna pozícia centráže (%SAT)	10,9	10,1	8,1	8,1	12,8	16,2	16,2	13,0
Piloti (kg)	54,0	54,0	95,2	140,5	204,6	126,0	54,0	54,0
Palivo (l)	0,0	0,0	126,0	126,0	30,0	0,0	0,0	0,0
Batožina (kg)	0,0	0,0	0,0	0,0	40,0	40,0	40,0	0,0
Čelková hmotnosť (kg)	402,1	407,8	554,7	600,0	600,0	499,8	427,8	382,2
Čelkový moment moment (kg.m)	-1080,5	-1091,8	-1485,3	-1627,1	-1729,3	-1440,7	-1215,3	-1036,1
Centráž (%MAC)	16,8	16,0	16,0	18,9	33,5	33,5	29,9	18,9
I _x T (kg.m ²)	291,3	312,8	479,5	485,3	381,3	340,5	333,5	328,7
I _y T (kg.m ²)	435,0	456,2	471,1	480,0	531,2	526,6	521,0	463,5
I _z T (kg.m ²)	706,0	731,9	907,2	921,3	873,2	829,8	818,1	758,7

Tab. B.4: Hmotnostné výpočtové konfigurácie verzie II.

Konfigurácia	1	2	3	4	5	6	7	8
Prázdna hmotnosť (kg)	384,1	384,1	384,1	384,1	364,1	364,1	364,1	364,1
Moment prázdneho lietadla (kg.m)	-1008,2	-1008,2	-1008,2	-1008,2	-966,4	-966,4	-966,4	-966,4
Prázdna pozícia centráže (%SAT)	11,5	11,5	11,5	11,5	14,0	14,0	14,0	14,0
Piloti (kg)	54,0	54,0	64,0	125,2	192,0	187,5	54,0	54,0
Palivo (l)	0,0	63,0	126,0	126,0	5,4	0,0	0,0	0,0
Batožina (kg)	0,0	0,0	0,0	0,0	40,0	40,0	40,0	0,0
Celková hmotnosť (kg)	438,1	483,4	538,8	600,0	600,0	591,6	458,1	418,1
Celkový moment moment (kg.m)	-1177,2	-1294,3	-1442,6	-1634,1	-1729,2	-1705,1	-1287,2	-1135,4
Centráž (%MAC)	16,8	16,0	16,0	19,9	33,5	33,5	27,3	19,3
IxT (kg.m ²)	342,6	394,6	468,1	477,2	369,3	363,6	346,2	341,5
IyT (kg.m ²)	540,9	542,6	546,2	557,9	586,4	585,7	574,3	530,8
IzT (kg.m ²)	848,3	899,6	974,4	994,3	918,4	912,2	885,0	838,8

C Aerodynamické a geometrické vstupy

Tab. C.1: Fyzikálne konštanty.

Používané konštanty			
Hustota v 0 MSA	ρ	1,225	($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)
Gravitačné zrýchlenie	g	9,80665	($\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$)
Dynamická viskozita	μ	1,78E-05	($\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$)

Tab. C.2: Geometrické vstupy – krídlo.

Krídlo			
Rozpätie	b_g	9	(m)
Efektívne rozpätie	b	9,44	(m)
plocha krídla	S	10,5	(m)
SAT	c_{SAT}	1,172	(m)
Štíhlosť (AS)	AR	8,49	(-)
Profil koncový	(-)	MS0313	
Hĺbka profilu (kon.)	c_{kon}	0,19	(m)
Profil koreňový	(-)	MS0317	
Hĺbka profilu (kor.)	c_{kor}	1,5	(m)
Profil winglet	(-)	Clark y	
Geom. skrútenie	ϕ_{geom}	-2	(°)
Vzopätie krídla	γ_K	4,4	(°)
Šípovitosť krídla	Λ	0,65	(°)
Nastavenie krídla	ϕ_K	2	(°)
Plocha krídla zakrytá trupom	S_T	1,675	(m^2)

Tab. C.6: Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností.¹

-	Verzia I (PC)	Verzia I (ZC)	Verzia II (PC)	Verzia II (ZC)
a	5,3514	5,3514	5,3922	5,3922
a'	5,3086	5,3086	5,3062	5,3062
a_K	5,013	5,013	5,013	5,013
a_{KT}	5,009	5,009	5,009	5,009
a_{VCHP}	3,228	3,228	2,956	2,956
AR_{VCHP}	3,429	3,429	2,811	2,811
$a_{VCHP_{prof}}$	5,7	5,7	5,7	5,7
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. C.6: Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností.¹

–	Verzia I (PC)	Verzia I (ZC)	Verzia II (PC)	Verzia II (ZC)
α_{krit}	17,396	17,396	17,396	17,396
c_0	1,625	1,625	1,625	1,625
c_{D0}	0,0328	0,0328	0,0334	0,0334
c_{FR}	0,0340	0,0342	0,0338	0,0339
c_G	0,1585	0,1714	0,0921	0,1026
$c_{H.\alpha}$	-0,0540	-0,0540	-0,0667	-0,0667
$c_{H.q}$	-0,5370	-0,5056	-0,6697	-0,6311
c_{L0}^*	-0,0456	-0,0456	-0,0509	-0,0509
$c_{L\delta v}$	0,312	0,312	0,444	0,444
$c_{Lmax.K}$	1,522	1,522	1,522	1,522
$c_{L.q}$	3,40633	3,20749	3,85014	3,62805
c_{LR0}^*	-0,0307	-0,0326	-0,0303	-0,0322
$c_{L.R\alpha}$	4,9720	5,2803	4,9725	5,2769
$c_{L.VCHP\alpha}$	0,3426	0,3426	0,3834	0,3834
c_m^*0	0,0447	0,0368	0,0626	0,0536
c_{m0p}	-0,08	-0,08	-0,08	-0,08
c_{m0-K}	-0,06274	-0,06274	-0,06274	-0,06274
c_{m0-T}	-0,02733	-0,02733	-0,02733	-0,02733
c_{m0-KT}	-0,09008	-0,09008	-0,09008	-0,09008
$c_{m\alpha}$	-1,137	-0,201	-1,273	-0,330
$c_{m\alpha.KT}$	-0,110	0,766	-0,110	0,766
$\dot{c}_{m\alpha}$	-4,662	-4,134	-5,316	-4,721
$c_{m\alpha.VCHP}$	-1,027	-0,96705	-1,16315	-1,09605
$c_{m\delta V}^*$	-0,870	-0,870	-1,243	-1,243
$c_{m0.KT}$	-0,092	-0,092	-0,092	-0,092
$c_{m.q}$	-11,743	-10,412	-13,432	-11,927
$c_{m.u}$	0	0	0	0
$c_{m.VCHP-KT0}$	0,1367	0,1288	0,1546	0,1456
c_V	0,204	0,204	0,339	0,339
$c_{X.\alpha}$	0,07899	0,08544	0,04556	0,05073
$\dot{c}_{X.\alpha}$	0	0	0	0
$c_{X.q}$	0	0	0	0
$c_{X.u}$	-0,10205	-0,10265	-0,1013	-0,10159
$c_{Z.\alpha}$	-5,3854	-5,3856	-5,42598	-5,42607
$\dot{c}_{Z\alpha}$	-1,35233	-1,27339	-1,52385	-1,43595
$c_{Z.q}$	-3,40633	-3,20749	-3,85014	-3,62805

Pokračovanie na ďalšej strane

Tab. C.6: Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností.¹

–	Verzia I (PC)	Verzia I (ZC)	Verzia II (PC)	Verzia II (ZC)
$c_{Z.u}$	0	0	0	0
c_g	0,15848	0,17142	0,09211	0,10257
$c_{H\alpha.VCHP}$	-0,08956	-0,08956	-0,11038	-0,11038
$c_{H\delta}$	-0,39451	-0,39451	-0,34453	-0,34453
$c_{L.KT-KT0}$	0	0	0	0
$c_{L.VCHP-KT0}$	-0,04561	-0,04561	-0,05095	-0,05095
c_{LR}	0,15848	0,17142	0,09211	0,10257
d_T	1,19416	1,19416	1,19416	1,19416
$\frac{\delta\alpha}{\delta\sigma}$	0,55	0,55	0,7	0,7
$\frac{\delta\alpha}{\delta\sigma_0}$	0,55	0,55	0,7	0,7
$\frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}$	0,397	0,397	0,39579	0,39579
$Dekrement_3$	1,700	2,376	3,196	3,827
$Dekrement_4$	1,700	2,376	3,196	3,827
δ_3	-0,0426	-0,0406	-0,0568	-0,0514
δ_4	-0,0426	-0,0406	-0,0568	-0,0514
$\delta C_L/\sigma V$	0,0005	0,0103	0,0103	0,0158
$\delta F.V_{n1}$	-30,6	-9,5	-61,7	-19,9
δF_{Vmax}	-91,8	-28,2	-185,3	-59,0
δx_{ATR}	-0,068	-0,068	-0,068	-0,068
$\delta x_{A,VCHP}$	0,191	0,191	0,214	0,214
E	0,8	0,8	0,8	0,8
ϵ_0	1	1	1	1
f	0,9920	0,9920	0,9841	0,9841
K_{ATR}	0,36	0,36	0,36	0,36
K_{KT}	0,999	0,999	0,999	0,999
K_V	4,945	4,945	4,945	4,945
k_{VCHP}	1,1	1,1	1,1	1,1
l_{ATR}	1,975	1,975	1,975	1,975
l_T	5,524	5,524	5,524	5,524
l_{VCHP}	3,4877	3,4877	3,5297	3,5297
\tilde{l}_{VCHP}	3,513	3,31	3,555	3,350
\tilde{l}_{ZCHP}	3,78	3,58	3,865	3,66
$l_{VCHP025}$	3,408	3,408	3,45	3,45
l_{VCHP}^*	3,264	3,264	3,279	3,279
λ	0,546	0,546	0,546	0,546
M_q	-3789,4	-3359,9	-5603,3	-4975,5

Pokračovanie na ďalšej strane

Tab. C.6: Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností.¹

–	Verzia I (PC)	Verzia I (ZC)	Verzia II (PC)	Verzia II (ZC)
M_u	0,0	0,0	0,0	0,0
M_w	-626,2	-110,5	-906,4	-234,7
\dot{M}_w	-20,6	-18,3	-23,5	-20,9
μ	73,6	79,6	71,5	79,6
μ_{VK1}	1	1	1	1
μ_{VK2}	1	1	1	1
N_3	0,4076	0,2917	0,2169	0,1811
N_4	0,4076	0,2917	0,2169	0,1811
n_p	4	4	4	4
ω_3	0,1574	0,1074	0,1117	0,0844
ω_4	0,1574	0,1074	0,1117	0,0844
p_1	0,2942	0,2942	0,2942	0,2942
p_2	0,3575	0,3575	0,3575	0,3575
p_k	1,05	1,05	1,05	1,05
S	10,5	10,5	10,5	10,5
S_T	1,12	1,12	1,12	1,12
S_V	0,46	0,46	0,9	0,9
S_{V0}	0,0381	0,0381	0,0811	0,0811
S_{VK}	0,5258	0,5258	0,9295	0,9295
S_{VCHP}	1,68	1,68	2,049	2,049
σ	0,0016	0,0329	0,0232	0,0356
σ_A	0,2125	0,0375	0,2361	0,0611
σ'_A	0,1901	0,0151	0,1908	0,0158
σ_D	0,2942	0,1043	0,3327	0,1378
σ'_D	0,2634	0,0746	0,2697	0,0776
t_3	16,269	17,068	12,201	13,490
t_4	16,269	17,068	12,201	13,490
u_R	73,056	73,056	94,444	94,444
\tilde{V}_{VCHP}	0,4761	0,4761	0,5877	0,5877
\tilde{V}_{VCHP2}	0,4797	0,4517	0,5920	0,5579
\tilde{V}_{VCHP}	0,4797	0,4517	0,5920	0,5579
x_A	0,37251	0,37251	0,39614	0,39614
\bar{x}_A	0,35006	0,35006	0,35081	0,35081
$x_{A.K}$	0,25	0,25	0,25	0,25
$x_{A.KT}$	0,182	0,182	0,182	0,182
x_D	0,4542	0,4393	0,4927	0,4728

Pokračovanie na ďalšej strane

Tab. C.6: Aerodynamické charakteristiky a výsledky letových vlastností.¹

–	Verzia I (PC)	Verzia I (ZC)	Verzia II (PC)	Verzia II (ZC)
\bar{x}_D	0,4234	0,4096	0,4297	0,4126
x_T	0,16	0,335	0,16	0,335
X_u	-47,95	-48,23	-61,53	-61,70
X_w	37,11	40,14	27,67	30,81
Z_q	-937,85	-883,10	-1370,40	-1291,34
Z_u	-148,92	-161,08	-111,89	-124,60
Z_w	-2530,27	-2530,36	-3295,72	-3295,77
\dot{Z}_w	-5,10	-4,80	-5,74	-5,41
Koniec				

¹Hmotnostné konfigurácie odpovedajúce výsledkom v tabuľke sú: verzia I (PC) = C-GE-WE3, verzia I (ZC) = C-WE5, verzia II (PC) = 3, verzia II (ZC) = 5, podľa tabuliek B.3, ??.

Tab. C.3: Geometrické vstupy – krídielko, klapka.

Dĺžka krídelka	L_{kr}	1,133	(m)
Vzdialenosť koreňa kr.	$y_{kr.kor.}$	3,16	(m)
Vzdialenosť koniec kr.	$y_{kr.kon.}$	4,293	(m)
Relatívna hĺbka kr. k SAT	c_{kr}/SAT	0,259	(-)
Hĺbka kr. koreň	$c_{kr.kor.}$	0,26	(m)
Hĺbka kr. koniec	$c_{kr.kon.}$	0,216	(m)
Max. výchylka (hore)	$\delta_{kr.+}$	25	(°)
Max. výchylka (dole)	$\delta_{kr.-}$	15	(°)
Klapka			
Dĺžka klapky	$L_{kl.}$	2,266	(m)
Vzdialenosť koreňa kl.	$y_{kl.kor.}$	0,889	(m)
Vzdialenosť koniec kl.	$y_{kl.kon.}$	3,155	(m)
Relatívna hĺbka kl. k SAT	$c_{kl.}/SAT$	0,279	(m)
Hĺbka kl. koreň	$c_{kl.kor.}$	0,38	(m)
Hĺbka kl. koniec	$c_{kl.kon.}$	0,282	(m)
Výchylka klapky 1	$\delta_{kl.1}$	15	(°)
Výchylka klapky 2	$\delta_{kl.2}$	24	(°)
Výchylka klapky 3	$\delta_{kl.3}$	35	(°)
Pozícia klap, Závesu	$c_{kl.zav.}/c_{SAT}$	18	(%)

Tab. C.4: Geometrické vstupy – VCHP, ZCHP.

VCHP (verzia I)			
Rozpätie VCHP	L_{VCHP}	2,4	(m)
VCHP SAT	$c_{SAT,VCHP}$	0,705	(m)
Plocha VCHP	S_{VCHP}	1,68	(m)
Max. výchylky	$\delta_{VK+,-}$	20 ; -30	(°)
VCHP (verzia II)			
Rozpätie VCHP	L_{VCHP}	2,4	(m)
VCHP SAT	$c_{SAT,VCHP}$	0,854	(m)
Plocha VCHP	S_{VCHP}	2,04	(m)
Max. výchylky VK	$\delta_{VK+,-}$	20 ; -30	(°)
ZCHP (verzia I)			
Rozpätie ZCHP	L_{ZCHP}	2,4	(m)
ZCHP SAT	$c_{SAT,ZCHP}$	0,783	(m)
Plocha ZCHP	S_{ZCHP}	0,902	(m)
Max. výchylky SK	δ_{SK}	27	(°)
ZCHP (verzia II)			
Rozpätie ZCHP	L_{ZCHP}	2,4	(m)
H ZCHP SAT	$c_{SAT,ZCHP}$	0,857	(m)
Plocha ZCHP	S_{ZCHP}	1,093	(m)
Max. výchylky SK	δ_{SK}	27	(°)

Tab. C.5: Geometrické vstupy – trup.

Trup			
Rozpätie centroplánu	L_{centr}	5,5	(m)
Šírka trupu	b_T	1,2	(m)
Pôdorysná plocha trupu	S_T	4,1	(m ²)
Vertikálna výška trupu	h_T	0,9	(m)
Dĺžka trupu	l_T	5,524	(m)
Plocha najväčšieho čelného prierezu)	$S_{cel.prier.T}$	1,12	(m ²)
Uhol medzi smerom nulového vztaku krídla a osou trupu	ϕ_T	4,1	(°)

D Kritické zaťaženie krídla

Tab. D.1: Maximálne zaťaženie krídla krútiacim momentom k 25 % SAT.

y (m)	Max (Verzia I)	Min (Verzia I)	Max (Verzia II)	Min (Verzia II)
4,72	0	0	0	0
4,718	0,12	-0,27	0,15	-0,38
4,713	0,32	-0,96	0,40	-1,38
4,7	1,14	-3,56	1,42	-5,12
4,65	1,56	-7,15	1,64	-10,53
4,6	1,74	-11,66	1,74	-17,46
4,55	1,66	-17,34	1,39	-26,37
4,5	1,81	-26,34	1,22	-40,35
4,41	3,93	-50,13	3,27	-77,48
4,32	4,44	-71,93	4,44	-110,39
4,23	20,98	-80,17	20,98	-121,89
4,14	38,16	-96,26	38,16	-163,27
4,05	55,98	-130,62	55,98	-221,11
3,96	74,46	-166,03	74,46	-280,77
3,87	93,60	-202,51	93,60	-342,28
3,78	113,42	-240,08	113,42	-405,67
3,69	133,92	-278,76	133,92	-470,97
3,6	155,11	-385,11	155,11	-538,22
3,51	176,99	-359,52	176,99	-607,45
3,42	199,58	-401,64	199,58	-678,68
3,33	222,89	-444,94	222,89	-751,95
3,24	246,93	-489,44	246,93	-827,29
3,15	271,70	-535,16	271,70	-904,72
3,06	279,80	-572,55	279,80	-968,35
2,97	270,77	-601,36	270,77	-1017,77
2,88	261,53	-630,91	261,53	-1068,50
2,79	252,08	-661,23	252,08	-1120,56
2,7	242,42	-692,31	242,42	-1173,97
2,61	232,54	-724,17	232,54	-1228,74
2,52	222,44	-756,82	222,44	-1284,90
2,43	212,12	-790,28	212,12	-1342,46
2,34	201,57	-824,55	201,57	-1401,44
2,25	190,78	-859,64	190,78	-1461,87
2,16	179,76	-895,57	179,76	-1523,75
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. D.1: Maximálne zaťaženie krídla krútiacim momentom k 25 % SAT.

y (m)	Max (Verzia I)	Min (Verzia I)	Max (Verzia II)	Min (Verzia II)
2,07	168,49	-932,35	168,49	-1587,12
1,98	156,98	-969,99	156,98	-1651,99
1,89	146,43	-1007,29	146,43	-1717,16
1,8	135,63	-1045,49	135,63	-1783,87
1,71	124,57	-1084,57	124,57	-1852,13
1,62	113,24	-1124,56	113,24	-1921,97
1,53	101,65	-1165,47	101,65	-1993,41
1,5	95,99	-1197,19	95,99	-2034,82
1,44	89,79	-1223,47	89,79	-2081,98
1,35	83,22	-1266,24	82,30	-2156,65
1,26	77,30	-1309,97	75,31	-2232,99
1,247	75,63	-1317,15	76,32	-2244,95
1,17	69,69	-1356,18	66,61	-2312,52
1,16	154,06	-1362,16	155,48	-2306,42
1,127	147,76	-1380,90	149,36	-2337,60
1,08	142,85	-1410,15	144,71	-2378,27
1,068	140,52	-1417,07	142,45	-2389,78
0,99	130,04	-1465,24	132,40	-2460,64
0,9	118,06	-1522,09	120,94	-2543,64
0,81	107,48	-1581,06	110,88	-2626,73
0,72	98,82	-1642,44	102,77	-2709,37
0,63	92,66	-1706,58	97,15	-2791,04
0,63	92,66	-1706,58	97,15	-2791,04
0,5	540,04	-3399,98	3113,15	-7581,05
0,35	4250,72	-9235,05	18075,40	-31792,06
0,126	10920,15	-19684,85	24219,33	-42412,45
0	19354,64	-32734,87	32387,81	-55639,97
Koniec				

Tab. D.2: Maximálny zaťaženie krídla posúvajúcou (normálovou) silou.

y (m)	Max (Verzia I)	Min (Verzia I)	Max (Verzia II)	Min (Verzia II)
4,72	0,09	-0,06	0,10	-0,07
4,718	0,85	-0,64	1,15	-0,95
4,713	2,10	-1,99	2,92	-2,83
4,7	6,57	-7,40	9,32	-10,14
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. D.2: Maximálny zataženie krídla posúvajúcou (normálovou) silou.

y (m)	Max (Verzia I)	Min (Verzia I)	Max (Verzia II)	Min (Verzia II)
4,65	18,48	-27,31	24,01	-32,30
4,6	43,74	-65,09	56,97	-77,07
4,55	75,25	-112,39	98,14	-133,15
4,5	111,17	-166,37	145,03	-197,16
4,41	185,25	-278,18	241,77	-329,79
4,32	268,55	-404,75	350,60	-480,07
4,23	361,89	-548,33	472,88	-650,83
4,14	460,83	-702,08	602,70	-833,93
4,05	564,23	-864,48	738,57	-1027,60
3,96	671,29	-1034,46	879,45	-1230,58
3,87	781,40	-1211,22	1024,58	-1441,96
3,78	894,11	-1394,12	1173,37	-1660,98
3,69	1009,09	-1582,72	1325,39	-1887,10
3,6	1126,06	-1776,64	1480,27	-2119,90
3,51	1244,81	-1975,61	1637,76	-2359,06
3,42	1365,11	-2179,32	1797,56	-2604,22
3,33	1486,80	-2387,54	1959,43	-2855,11
3,24	1609,72	-2600,08	2123,22	-3111,51
3,15	1733,79	-2816,76	2288,78	-3373,19
3,06	1858,89	-3037,43	2455,97	-3639,98
2,97	1984,92	-3261,94	2624,65	-3911,71
2,88	2111,80	-3490,19	2794,73	-4188,26
2,79	2239,49	-3722,10	2966,15	-4469,53
2,7	2367,89	-3957,50	3138,77	-4755,32
2,61	2496,95	-4196,30	3312,53	-5045,52
2,52	2626,60	-4438,42	3487,35	-5340,02
2,43	2756,82	-4683,77	3663,18	-5638,73
2,34	2887,55	-4932,25	3839,94	-5941,53
2,25	3018,73	-5183,80	4017,57	-6248,33
2,16	3150,33	-5438,33	4196,02	-6559,03
2,07	3282,36	-5695,79	4375,28	-6873,57
1,98	3414,74	-5956,06	4555,27	-7191,79
1,89	3540,23	-6207,02	4726,01	-7499,09
1,8	3666,01	-6460,67	4897,40	-7809,94
1,71	3792,04	-6716,90	5069,37	-8124,19
1,62	3918,28	-6975,62	5241,85	-8441,73
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. D.2: Maximálny zataženie krídla posúvajúcou (normálovou) silou.

y (m)	Max (Verzia I)	Min (Verzia I)	Max (Verzia II)	Min (Verzia II)
1,53	4044,69	-7236,75	5414,80	-8762,45
1,5	3902,10	-6963,12	5410,41	-8459,24
1,44	3965,03	-7112,40	5507,32	-8644,05
1,35	4079,95	-7363,89	5676,35	-8954,67
1,26	4194,76	-7617,38	5845,64	-9267,98
1,247	4217,63	-7662,07	5877,28	-9322,96
1,17	4321,53	-7888,03	6028,93	-9602,19
1,16	4339,20	-7454,07	6053,39	-9578,27
1,127	4397,57	-7568,83	6134,23	-9718,87
1,08	4448,08	-7691,81	6212,34	-9870,08
1,068	4469,37	-7733,82	6241,84	-9921,57
0,99	4570,01	-7960,42	6390,85	-10199,98
0,9	4683,00	-8219,73	6559,53	-10518,80
0,81	4782,60	-8464,07	6713,30	-10819,67
0,72	4864,42	-8687,87	6847,17	-11095,82
0,63	4924,08	-8885,52	6956,12	-11340,44
0,63	4924,08	-8885,52	6956,12	-11340,44
0,5	4758,62	-8941,92	6803,66	-11347,62
0,35	4358,81	-8659,66	6309,51	-10352,79
0,126	3818,94	-8015,01	5364,11	-9300,83
0	2990,68	-6704,43	3971,27	-7410,43
Koniec				

Tab. D.3: Maximálny zataženie krídla ohybovým (normálovým) momentom.

y (m)	Max (Verzia I)	Min (Verzia I)	Max (Verzia II)	Min (Verzia II)
4,72	0,00	0,00	0,00	0,00
4,718	0,00	0,00	0,00	0,00
4,713	0,01	-0,01	0,01	-0,01
4,7	0,06	-0,07	0,09	-0,09
4,65	0,52	-0,80	0,68	-0,94
4,6	2,08	-3,07	2,70	-3,64
4,55	5,05	-7,51	6,58	-8,89
4,5	9,71	-14,48	12,66	-17,15
4,41	23,05	-34,48	30,06	-40,86
4,32	43,47	-65,22	56,72	-77,30
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. D.3: Maximálny zaťaženie krídla ohybovým (normálovým) momentom.

y (m)	Max (Verzia I)	Min (Verzia I)	Max (Verzia II)	Min (Verzia II)
4,23	71,84	-108,10	93,77	-128,20
4,14	108,86	-164,37	142,18	-195,01
4,05	154,99	-234,87	202,53	-278,78
3,96	210,59	-320,32	275,34	-380,40
3,87	275,96	-421,38	361,03	-500,66
3,78	351,36	-538,62	459,93	-640,29
3,69	437,00	-672,57	572,38	-799,96
3,6	533,09	-823,74	698,63	-980,27
3,51	639,77	-992,60	838,94	-1181,83
3,42	757,22	-1179,57	993,53	-1405,17
3,33	885,56	-1385,08	1162,60	-1650,84
3,24	1024,90	-1609,52	1346,32	-1919,34
3,15	1175,36	-1853,28	1544,86	-2211,15
3,06	1337,03	-2116,72	1758,37	-2526,74
2,97	1510,00	-2400,19	1987,00	-2866,57
2,88	1694,35	-2704,03	2230,87	-3231,07
2,79	1890,16	-3028,59	2490,11	-3620,67
2,7	2097,49	-3374,17	2764,83	-4035,79
2,61	2316,41	-3741,09	3055,14	-4476,83
2,52	2546,97	-4129,65	3361,13	-4944,18
2,43	2789,23	-4540,15	3682,91	-5438,22
2,34	3043,22	-4972,87	4020,55	-5959,33
2,25	3309,00	-5428,09	4374,14	-6507,87
2,16	3586,61	-5906,09	4743,75	-7084,21
2,07	3876,08	-6407,13	5129,46	-7688,67
1,98	4177,45	-6931,46	5531,33	-8321,61
1,89	4490,43	-7478,80	5948,99	-8982,70
1,8	4814,71	-8048,85	6382,04	-9671,61
1,71	5150,32	-8641,84	6830,55	-10388,65
1,62	5497,28	-9258,00	7294,55	-11134,11
1,53	5855,62	-9897,56	7774,10	-11908,30
1,5	5970,46	-10104,07	7927,61	-12158,46
1,44	6189,37	-10500,70	8219,82	-12639,21
1,35	6526,77	-11114,74	8681,74	-13383,85
1,26	6875,58	-11752,79	9200,23	-14158,02
1,247	6926,93	-11846,99	9276,43	-14272,36
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. D.3: Maximálny zaťaženie krídla ohybovým (normálovým) momentom.

y (m)	Max (Verzia I)	Min (Verzia I)	Max (Verzia II)	Min (Verzia II)
1,17	7236,36	-12415,96	9734,82	-14963,10
1,16	7273,75	-12485,46	9795,23	-15047,55
1,127	7386,97	-12698,35	9996,32	-15306,49
1,08	7551,00	-13007,46	10286,47	-15682,53
1,068	7593,37	-13087,43	10361,19	-15779,83
0,99	7907,41	-13618,26	10853,87	-16425,90
0,9	8323,79	-14253,86	11436,64	-17255,50
0,81	8749,74	-14913,46	12033,91	-18213,35
0,72	9183,86	-15679,79	12644,13	-19197,43
0,63	9624,34	-16470,59	13265,28	-20205,22
0,63	9624,34	-16470,59	13265,28	-20205,22
0,5	10253,72	-17629,37	14159,67	-21677,96
0,35	10932,18	-18949,49	15143,15	-23063,61
0,126	11790,69	-20813,31	16447,63	-24611,91
0	12143,95	-21745,93	17040,13	-25671,33
Koniec				

Tab. D.4: Maximálny zaťaženie krídla posúvajúcou (tangenciálnou) silou.

y (m)	Min (Verzia I)	Max (Verzia I)	Min (Verzia II)	Max (Verzia II)
4,72	-4,72	0,00	-0,02	0,00
4,718	-4,72	0,09	-0,10	0,10
4,713	-4,71	0,32	-0,18	0,37
4,7	-4,70	1,30	-0,43	1,44
4,65	-4,65	5,15	-1,62	5,15
4,6	-4,60	10,56	-3,40	10,53
4,55	-4,55	17,77	-5,60	17,62
4,5	-4,50	26,65	-8,18	26,41
4,41	-7,47	45,11	-13,72	44,72
4,32	-11,90	62,23	-21,41	61,67
4,23	-17,47	80,99	-30,62	80,26
4,14	-23,18	102,30	-39,77	101,39
4,05	-29,00	125,20	-49,16	124,10
3,96	-34,95	149,27	-58,81	147,95
3,87	-41,01	174,22	-68,72	172,69
3,78	-47,18	199,86	-78,86	198,10
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. D.4: Maximálny zataženie krídla posúvajúcou (tangenciálnou) silou.

y (m)	Min (Verzia I)	Max (Verzia I)	Min (Verzia II)	Max (Verzia II)
3,69	-53,45	226,02	-89,20	224,03
3,6	-59,84	252,55	-99,79	250,32
3,51	-66,32	279,33	-110,56	276,85
3,42	-72,90	306,13	-121,52	303,41
3,33	-79,59	332,74	-132,69	329,76
3,24	-86,37	358,70	-144,06	355,47
3,15	-93,24	383,23	-155,73	379,76
3,06	-99,11	406,16	-165,99	402,43
2,97	-103,98	428,23	-174,75	424,26
2,88	-108,91	450,34	-183,73	448,89
2,79	-113,91	480,53	-193,14	478,99
2,7	-118,98	511,13	-202,89	509,49
2,61	-124,10	542,13	-212,83	540,40
2,52	-129,30	573,52	-223,12	571,69
2,43	-134,56	605,28	-233,71	603,35
2,34	-139,89	637,40	-244,50	635,36
2,25	-145,28	669,86	-255,61	667,72
2,16	-150,74	702,64	-266,87	700,40
2,07	-156,26	735,76	-278,29	733,41
1,98	-161,84	769,17	-289,85	766,71
1,89	-167,50	800,16	-301,44	797,60
1,8	-173,22	831,44	-313,17	828,77
1,71	-179,00	862,98	-325,02	860,20
1,62	-184,85	894,76	-337,01	891,87
1,53	-190,76	926,78	-349,11	923,78
1,5	-192,74	759,47	-353,34	878,64
1,44	-196,73	777,13	-361,34	894,72
1,35	-202,77	809,57	-373,68	924,79
1,26	-208,87	842,20	-386,14	955,01
1,247	-209,75	848,69	-388,02	961,16
1,17	-215,03	878,41	-398,85	988,80
1,16	-215,71	803,98	-400,31	993,58
1,127	-217,98	817,32	-405,14	1009,36
1,08	-221,25	827,17	-411,66	1022,71
1,068	-222,08	832,05	-413,43	1028,49
0,99	-227,53	853,21	-424,53	1055,50
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. D.4: Maximálny zaťaženie krídla posúvajúcou (tangenciálnou) silou.

y (m)	Min (Verzia I)	Max (Verzia I)	Min (Verzia II)	Max (Verzia II)
0,9	-233,88	876,86	-437,39	1085,95
0,81	-240,29	907,34	-450,19	1112,79
0,72	-246,77	936,91	-462,88	1134,79
0,63	-253,33	962,89	-475,41	1150,69
0,63	-253,33	956,83	-475,41	1150,69
0,5	-263,02	980,50	-487,93	1120,19
0,35	-274,46	980,14	-499,65	913,45
0,126	-291,92	942,31	-515,61	853,21
0	0,00	0,00	0,00	0,00
Koniec				

Tab. D.5: Maximálny zaťaženie krídla ohybovým (tangenciálnym) momentom.

y (m)	Min (Verzia I)	Max (Verzia I)	Min (Verzia II)	Max (Verzia II)
4,72	-4,72	0,00	0,00	0,00
4,718	-4,71	0,00	0,00	0,00
4,713	-4,70	0,01	0,00	0,01
4,7	-4,65	0,17	-0,05	0,18
4,65	-4,60	0,57	-0,18	0,56
4,6	-4,55	1,26	-0,40	1,25
4,55	-4,50	2,30	-0,74	2,29
4,5	-4,41	5,46	-1,72	5,41
4,41	-4,32	10,29	-3,30	10,20
4,32	-4,23	16,73	-5,63	16,58
4,23	-4,84	24,98	-8,80	24,76
4,14	-7,16	35,22	-12,79	34,90
4,05	-10,01	47,57	-17,62	47,15
3,96	-13,40	62,13	-23,31	61,57
3,87	-17,35	78,96	-29,91	78,26
3,78	-21,85	98,13	-37,41	97,26
3,69	-26,93	119,66	-45,86	118,60
3,6	-32,58	143,60	-55,31	142,32
3,51	-38,83	169,94	-65,72	168,44
3,42	-45,66	198,69	-77,13	196,93
3,33	-53,10	229,81	-89,57	227,76
3,24	-61,15	263,19	-103,05	260,85
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. D.5: Maximálny zataženie krídla ohybovým (tangenciálnym) momentom.

y (m)	Min (Verzia I)	Max (Verzia I)	Min (Verzia II)	Max (Verzia II)
3,15	-69,76	298,72	-117,53	296,05
3,06	-78,83	336,26	-132,86	333,25
2,97	-88,32	375,78	-148,98	372,40
2,88	-98,25	417,26	-165,91	413,48
2,79	-108,60	460,68	-183,69	456,49
2,7	-119,39	506,04	-202,31	501,41
2,61	-130,62	553,35	-221,80	548,26
2,52	-142,29	602,61	-242,16	597,05
2,43	-154,42	653,85	-263,40	647,78
2,34	-167,00	707,06	-285,73	700,47
2,25	-180,05	762,28	-309,09	759,27
2,16	-193,56	823,64	-333,42	820,99
2,07	-207,55	891,36	-358,73	888,49
1,98	-222,01	961,98	-385,03	958,89
1,89	-236,97	1035,40	-412,33	1032,07
1,8	-252,41	1111,65	-440,72	1108,08
1,71	-268,35	1190,75	-470,37	1186,92
1,62	-284,79	1272,72	-501,09	1268,62
1,53	-290,38	1298,02	-511,57	1293,83
1,5	-301,74	1344,11	-532,89	1339,74
1,44	-319,20	1415,51	-565,80	1410,86
1,35	-337,19	1489,84	-599,81	1484,89
1,26	-339,83	1500,83	-604,75	1495,84
1,247	-355,69	1567,33	-634,85	1562,07
1,17	-357,78	1574,84	-638,81	1569,55
1,16	-364,72	1595,73	-652,01	1590,68
1,127	-374,72	1630,86	-671,07	1638,37
1,08	-377,30	1642,12	-675,98	1650,67
1,068	-394,29	1716,62	-708,42	1731,90
0,99	-414,40	1805,22	-746,92	1828,25
0,9	-435,06	1896,46	-786,55	1927,25
0,81	-456,27	1989,95	-827,31	2028,50
0,72	-478,05	2085,20	-869,19	2131,51
0,63	-478,05	2085,20	-869,19	2131,51
0,63	-510,59	2222,41	-931,32	2279,44
0,5	-549,83	2371,24	-1004,82	2386,46
Pokračovanie na ďalšej strane				

Tab. D.5: Maximálny zataženie krídla ohybovým (tangenciálnym) momentom.

y (m)	Min (Verzia I)	Max (Verzia I)	Min (Verzia II)	Max (Verzia II)
0,35	-612,02	2558,74	-1117,59	2542,92
0,126	-649,03	2630,50	-1183,50	2613,55
0	0	0	0	0
Koniec				