



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH STAVITELNÉHO STABILIZÁTORU LETOUNU JA-400

DESIGN OF JA-400 ADJUSTABLE HORIZONTAL TAIL

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Tomáš Mach

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

BRNO 2020

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Tomáš Mach**
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:

Návrh stavitelného stabilizátoru letounu JA–400

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Návrh konstrukce stavitelného stabilizátoru pro účely trimování letounu. Zhodnocení vlivu konstrukčního řešení na výkony a vlastnosti letounu. Tvorba konstrukčního řešení zavěšení a ovládní ve variantách elektrického a mechanického stavění. Návrh letových zkoušek.

Cíle diplomové práce:

Cílem je návrh stavitelného stabilizátoru letounu JA–400 a jeho posouzení z hlediska mechaniky letu.

Seznam doporučené literatury:

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

ROSKAM, J.: Airplane design – Part V: Component weight estimation, Roskam aviation and engineering corporation, Ottawa, 1985.

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

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2019/20

V Brně, dne

L. S.

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

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



Abstrakt

Tato diplomová práce se zabývá návrhem stavitelného stabilizátoru za účelem vyvažování letounu a zlepšení jeho letových výkonů. Cílem práce bylo navrhnout konstrukční řešení ovládání a zavěšení horizontálního stabilizátoru. Součástí je pevnostní výpočet kritických konstrukčních prvků a návrh letových zkoušek. V závěru jsou zhodnoceny výhody a nevýhody nového řešení a posouzení možnosti sériové výroby.

Klíčová slova

Ultralight, JA – 400, stabilizátor, stavitelný stabilizátor, vodorovné ocasní plochy, vyvážení.

Abstract

This thesis describes the design of adjustable stabilizer for the purpose of balancing the aircraft and improve its flight performance. The aim was to propose a design solution for control and hinge system of horizontal stabilizer. It includes the strength calculation of critical structural components and the design of flight tests. The conclusion evaluates the pros and cons of the new solutions and possibilities of mass production.

Keywords

Ultralight, JA – 400, stabilizer, adjustable stabilizer, horizontal tail planes, trimm.



Bibliografická citace

MACH, Tomáš. *Návrh stavitelného stabilizátoru letounu JA-400*. Brno, 2020. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125348>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ivo Jebáček.



Čestné prohlášení

Prohlašuji, že svou diplomovou práci na téma „Návrh stavitelného stabilizátoru letounu JA-400“ jsem zpracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou uvedeny v seznamu použité literatury na konci práce.

V Brně dne 25. 06. 2020

Bc. Tomáš Mach

.....



Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval vedoucímu mé diplomové práce doc. Ing. Ivo Jebáčkovi, Ph.D. za velkou míru trpělivosti, odborné rady a připomínky, a také za možnost konzultací v nelehkých časech. Velké díky patří také firmě ZALL JIHLAVAN airplanes, s.r.o. a Ing. Filipu Sukovi za konstruktérské rady, předané zkušenosti a poskytnutí dokumentů potřebných k vytvoření mé práce.

V neposlední řadě děkuji své rodině za podporu a poskytnuté zázemí po celou dobu mého studia.



Obsah

1	Úvod	11
1.1	Seznam použitých symbolů a zkratk	12
1.2	Předpisová báze.....	14
1.3	Souřadnicový systém	14
1.4	Letoun JA – 400	15
1.5	Geometrie křídla.....	17
1.5.1	Výpočet střední aerodynamické tělivity.....	17
1.6	Hmotový rozbor	19
1.7	Odhad momentů setrvačnosti letounu	21
2	Použití	22
2.1	Vyvažovací ploška.....	22
2.2	Kombinace vyvažovací a odlehčovací plošky.....	23
2.3	Stavitelný stabilizátor.....	23
2.4	Letouny vybavené stavitelným stabilizátorem	24
2.4.1	B-2 "Chummy"	24
2.4.2	Waco Biplane 10	25
2.4.3	Cessna 180	26
2.4.4	Boeing 707	26
3	Návrh stavitelného stabilizátoru	27
3.1	Určení výchylky stabilizátoru	27
3.2	Uložení – zadní zavěšení	28
3.3	Uložení – přední zavěšení.....	29
3.4	Manuální a elektrické stavění stabilizátoru	30
3.5	Rozdělení sil na závěsy.....	31
3.6	Výpočet kroutícího momentu na šroub	31
3.6.1	Vytipovaný servomotor	32
3.7	Přenos kroutícího momentu na šroub.....	32
3.8	Porovnání hmotností	33
4	Zatížení vodorovných ocasních ploch.....	34
4.1	Vstupní hodnoty pro výpočet zatížení VOP	34
4.2	Vyvažovací zatížení.....	34
4.3	Poryvové zatížení	37
4.4	Manévrovací zatížení	42
4.5	Souhrn případů zatížení VOP – provozní zatížení	47
5	Průběh zatížení VOP	48



5.1	Vstupní hodnoty pro výpočet	48
5.2	Vztahy pro výpočet	50
5.3	Průběh zatížení VOP – vyvažovací případ	50
5.4	Průběh zatížení VOP – poryvový případ.....	53
5.5	Průběh zatížení VOP – manévrovací případ.....	57
5.6	Zjištěné průběhy zatížení na VOP	61
5.7	Nesymetrické zatížení VOP	66
5.8	Zatížení vyvažovací plošky	67
6	Letové výkony	70
6.1	Ustálený horizontální let.....	70
6.1.1	Polára letounu	71
6.1.2	Potřebný a využitelný výkon.....	72
6.1.3	Potřebný a využitelný tah	72
6.1.4	Maximální rychlost	73
6.2	Stoupavý let	73
6.3	Klouzavý let	74
6.4	Letové vlastnosti	75
7	Pevnostní kontrola.....	75
7.1	Kontrola horní části předního závěsu.....	76
7.2	Kontrola dolní části předního závěsu	79
7.3	Kontrola zadního závěsu – stabilizátor	81
7.4	Kontrola zadního závěsu – trup	82
7.4.1	Kontrola oka.....	82
7.4.2	Kontrola na ohyb.....	83
8	Návrh letové zkoušky	85
8.1	Vyvážení	85
8.2	Podélná statická stabilita	86
9	Závěr	87
10	Bibliografie.....	88
11	Seznam obrázků	90
12	Seznam tabulek.....	91
13	Seznam grafů	92
14	Přílohy	93
14.1	Zatížení při obratech CS_VLA	93
14.2	Výkres sestavy předního zavěšení	95



1 Úvod

Dnešní letectví už téměř dosáhlo dokonalosti. V oblasti profilů křídel už se žádný další významný objev nepředpokládá, a tak musí konstruktéři hledat možnosti, jak zrychlit své letadlo, jinde.

Právě jednou z možností, jak zvýšit efektivitu malých sportovních letadel jako je JA-400 Skyleader, je použití ovládacího prvku, který je běžně používán u velkých dopravních letadel. Jedná se o stavitelný horizontální stabilizátor, který plně nahradí trimovací plošku a dokáže tak snížit odpor letounu při letu.

Tato diplomová práce se zabývá návrhem manuálně na zemi stavitelného horizontálního stabilizátoru a elektricky za letu stavitelného horizontálního stabilizátoru. Nastavení manuálně stavitelného stabilizátoru bude provedeno v závislosti na motorizaci daného letounu, zatímco elektricky stavitelný stabilizátor bude plně nahrazovat běžně používanou trimovací plošku.

Cílem této práce je konstrukční řešení obou výše zmíněných variant a zhodnocení jejich výhod.



1.1 Seznam použitých symbolů a zkratk

\overline{l}_{VOP}	[m]	Vzdálenost AS letounu bez VOP a AS VOP
\overline{x}_T	[-]	Poměrná poloha těžiště letounu k $CSAT$
$\overline{x}_{a\ kř-tr}$	[-]	Poměrná poloha AS letounu bez VOP k $CSAT$
AR_{VOP}	[-]	Štíhlost VOP
b_{trim}	[m]	Rozpětí vyvažovací plošky
b_{VOP}	[m]	Rozpětí VOP
$b_{VOP\ ef}$	[m]	Efektivní rozpětí VOP
C_0	[m]	Hloubka kořenového profilu
cd	[-]	Koeficient odporu
C_k	[m]	Hloubka koncového profilu
$C_k\ trim$	[m]	Koncová hloubka vyvažovací plošky
$C_k\ VOP$	[m]	Hloubka koncového řezu VOP
cl	[-]	Koeficient vztlaku
$CL^{\alpha-0}$	[1/rad]	Sklon vztlakové čáry křídla, klapky 0
$CL^{\alpha-35}$	[1/rad]	Sklon vztlakové čáry křídla, klapky 35
$CL^{\alpha}VOP$	[1/rad]	Sklon vztlakové čáry vodorovné ocasní plochy
$C_{m0kř-tr-0}$	[-]	Součinitel klopivého momentu letounu bez VOP, klapky 0
$C_{m0kř-tr-35}$	[-]	Součinitel klopivého momentu letounu bez VOP, klapky 35
$C_0\ trim$	[m]	Kořenová hloubka vyvažovací plošky
$C_0\ VOP$	[m]	Hloubka kořenového řezu VOP
$CSAT$	[m]	Hloubka střední aerodynamické tětiny
$CSAT\ VOP$	[m]	Hloubka střední aerodynamické tětiny VOP
$CSGT$	[m]	Hloubka střední geometrické tětiny
$CSGT\ VOP$	[m]	Hloubka střední geometrické tětiny VOP
$C_{stab\ 0}$	[m]	Kořenová hloubka stabilizátoru
$C_{stab\ k}$	[m]	Koncová hloubka stabilizátoru
$CVK\ 0$	[m]	Kořenová hloubka výškového kormidla
$CVK\ k$	[m]	Koncová hloubka výškového kormidla
$CVK\ pom$	[%]	Poměrná hloubka výškového kormidla
d	[m]	Délka trupu
$d\varepsilon/d\alpha$	[-]	Derivace zešikmení v místě VOP
e	[-]	Oswaldův faktor
EAS	[m/s]	Ekvivalentní vzdušná rychlost
g	[m/s ²]	Gravitační zrychlení
IAS	[m/s]	Indikovaná vzdušná rychlost
J_i	[kgm ²]	Moment setrvačnosti kolem osy i
K	[-]	Klouzavost
K_g	[-]	Zmírňující součinitel poryvu definovaný v CS-VLA 341
K_{VOP}	[-]	Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP
l	[m]	Rozpětí křidel
l_{VOPt}	[m]	Vzdálenost těžiště letounu od těžiště VOP
m	[kg]	Hmotnost letounu
M_k	[Nm]	Kroutící moment
M_o	[Nm]	Ohybový moment
m_{VOP}	[kg]	Hmotnost VOP
n	[-]	Násobek



P	[W]	Výkon
q	[N/m]	Celkové spojité zatížení
qs	[N/m]	Spojité zatížení na stabilizátoru
qv	[N/m]	Spojité zatížení na výškovém kormidle
Rm	[MPa]	Mez pevnosti materiálu
S	[m ²]	Plocha křídla
S _{trim}	[m ²]	Plocha vyvažovací plošky
S _{VK}	[m ²]	Plocha výškového kormidla
S _{VOP}	[m ²]	Plocha VOP
T	[N]	Posouvající síla
U _{de}	[m/s]	Stanovená rychlost poryvu
v _A	[m/s]	Návrhové rychlost obrátů
v _C	[m/s]	Návrhová cestovní rychlost
v _D	[m/s]	Návrhová rychlost strmého letu
V _F	[m/s]	Maximální rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami
v _H	[m/s]	Maximální rychlost v horizontálním letu
w	[m/s]	Vertikální rychlost letu
x _T	[m]	Poloha těžiště od NH křídla
Γ _{ζοΠ}	[°]	Úhel vzepětí
δ _{VKmax}	[°]	Výchylka výškového kormidla dolů
δ _{VKmin}	[°]	Výchylka výškového kormidla nahoru
μ _G	[-]	Hmotnostní poměr letounu
ρ	[kg/m ³]	Hustota vzduchu
σ _o	[MPa]	Napětí v ohybu
τ _{VK}	[-]	Účinnost výškového kormidla
φ _{ζοΠ}	[°]	Úhel nastavení VOP k ZRT
χ _{ζοΠ}	[°]	Úhel šípů k 25 %
ε(t)	[rad/s ²]	Úhlové zrychlení klopení letounu v daném čase
η _{ζοΠ}	[-]	Zúžení VOP
ω(t)	[rad/s]	Úhlová rychlost klopení letounu v daném čase

AS	Aerodynamický střed
SAT	Střední aerodynamická tětíva
SGT	Střední geometrická tětíva
VK	Výškové kormidlo
VOP	Vodorovné ocasní plochy
ZRT	Základní rovina trupu

1.2 Předpisová báze

Letoun je navržen tak, aby splňoval požadavky jak pro evropský, tak pro americký trh. Proto se při návrhu konstrukce braly v úvahu požadavky americké normy ASTM F2245 – 14 a českého předpisu UL2 (2019). Pro výpočet zatížení vodorovné ocasní plochy se v této práci postupovalo podle požadavků předpisu CS – VLA.

ASTM F2245-14 [1]

Americká norma pro kategorii letadel LSA (Light Sport Aircraft). Maximální vzletová hmotnost v této kategorii je 1320 liber (598,74 kg).

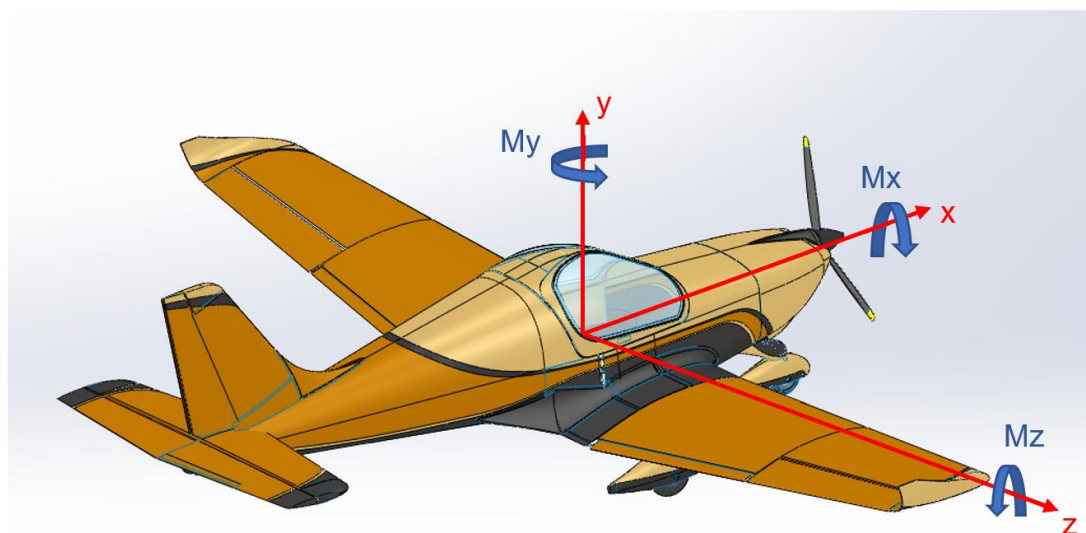
UL2 (2019) [2]

Český předpis pro stavbu ultralehkých letadel. Maximální vzletová hmotnost je 600 kg.

CS-VLA (Certification Specification for Very Light Aircraft) [3]

Tato kategorie byla vydána v roce 2003 agenturou EASA (European Union Aviation Safety Agency). Maximální vzletová hmotnost letadel v této kategorii je 750 kg.

1.3 Souřadnicový systém



Obrázek 1.1 - Použitý souřadnicový systém



1.4 Letoun JA – 400

Dvoulístný, samonosný dolnoplošník JA-400 od českého výrobce ZALL JIHLAVAN airplanes, s.r.o. se sídlem v Jihlavě je letoun s celokovovou konstrukcí a sedadly umístěnými vedle sebe. Letoun se vyrábí s pevným tříkolovým podvozkem a standartně se dodává s čtyřtaktním čtyřválcovým motorem Rotax 912 ULS s výkonem 100 hp a na zemi stavitelnou vrtulí. Krom této motorizace je k dispozici také Rotax 912 UL o výkonu 81 hp nebo letecký motor Continental O-200D o výkonu 100 hp.

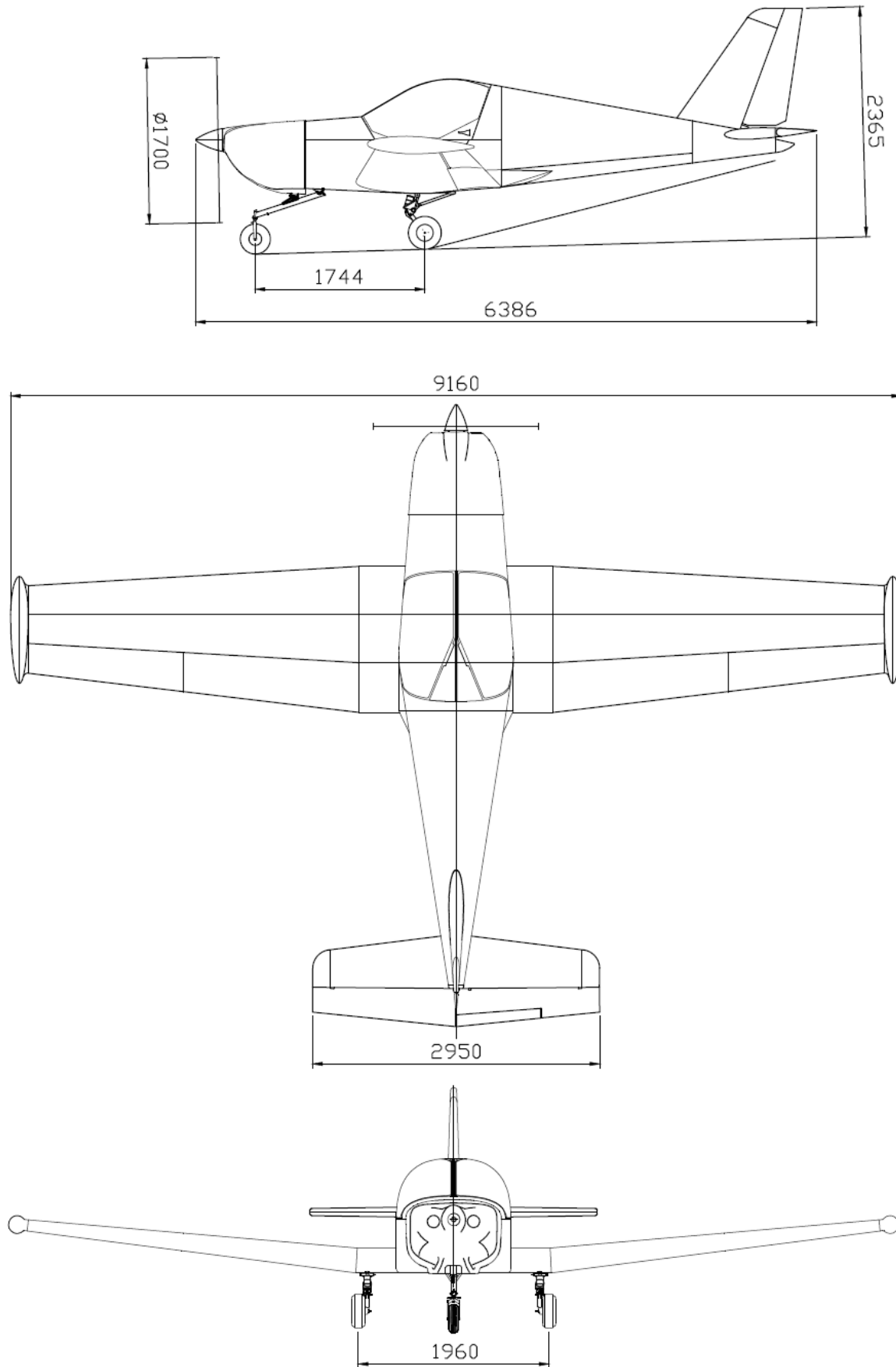
Konstrukce letounu splňuje požadavky předpisu ASTM F2245 – 14 (kategorie LSA) a předpisu UL2 (2019) (kategorie UL). Hlavní část konstrukce je tvořena z duralových hutních materiálů (především úhelníky a plechy). Potah je tvořen z duralového plechu o tloušťce 0,4 a 0,5 mm. Pevnostní díly jako například závěsy, motorové lože nebo podvozky jsou vyrobené z oceli. Pro většinu spojů jsou využity nýty jak trnové, tak plné. Pouze pro pevnostní a rozebíratelné spoje je využito šroubové spojení.

Tvarově složité části letounu jako je kabina, zakončení křídel a ocasních ploch nebo přechody mezi křídlem a trupem jsou vyrobené z kompozitních materiálů.

Díky svým velmi dobrým letovým vlastnostem a možnosti verze s vlečným zařízením je letoun JA-400 je velmi oblíbený u aeroklubů a leteckých škol.



Obrázek 1.2 - JA-400 Skyl leader [4]



Obrázek 1.3 - Muška letounu JA - 400



1.5 Geometrie křídla

Plocha křídla:	11,282 m ²
Rozpětí křídla (s vřeteny):	9,156 m
Rozpětí křídla (bez vřeten):	8,976 m
Kořenová hloubka:	1,500 m
Rozpětí obdélníkové části křídla:	2,000 m
Úhel šípů obdélníkové části:	0°
Koncová hloubka:	0,8745 m
Střední aerodynamická tětíva:	1,287 m
Poloha c_{SAT} v podélném směru:	0,068 m
Poloha c_{SAT} ve směru rozpětí:	2,035 m
Střední geometrická tětíva:	1,257 m
Efektivní štíhlost křídla:	7,43
Zúžení křídla:	0,583

1.5.1 Výpočet střední aerodynamické tětivy

SAT centrolánu:

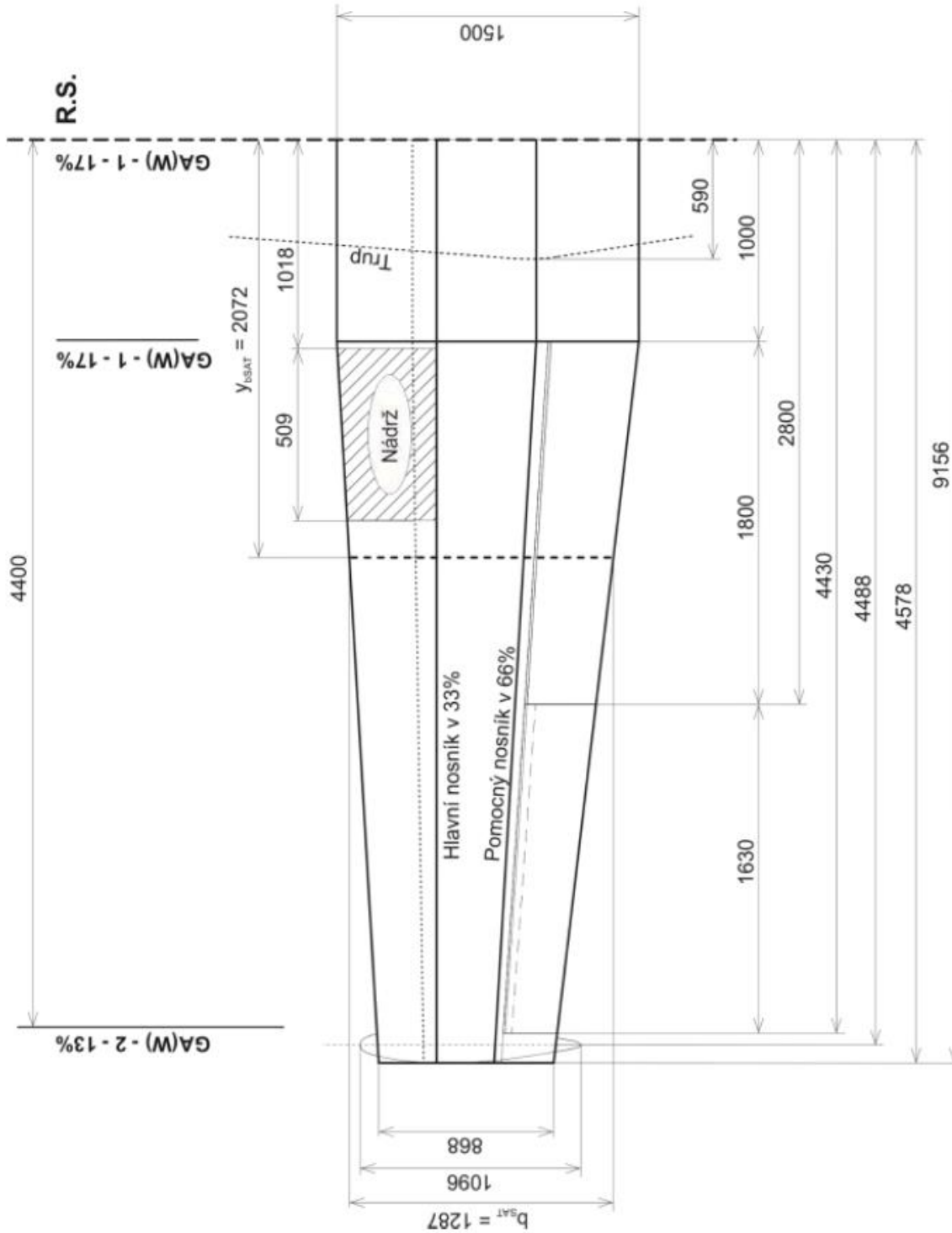
$$c_{SAT}^c = c_0 = 1,5 \text{ m} \quad (1.1)$$

SAT Vnější křídlo:

$$c_{SAT}^{vk} = \frac{2}{3} \cdot \frac{c_1^2 + c_1 \cdot c_k + c_k^2}{c_1 + c_k} = \frac{2}{3} \cdot \frac{1,5^2 + 1,5 \cdot 0,868 + 0,868^2}{1,5 + 0,868} = 1,2121 \text{ m} \quad (1.2)$$

SAT celé křídlo:

$$c_{SAT} = \frac{c_{SAT}^c \cdot S_1 + c_{SAT}^{vk} \cdot S_2}{S_1 + S_2} = \frac{1,5 \cdot 1,5 + 1,2121 \cdot 4,141}{1,5 + 4,141} = 1,287 \text{ m} \quad (1.3)$$



Obrázek 1.4 - Geometrie křídla JA - 400



x_{mot} ... Vzdálenost těžiště vrtule od náběžné hrany centroplánu

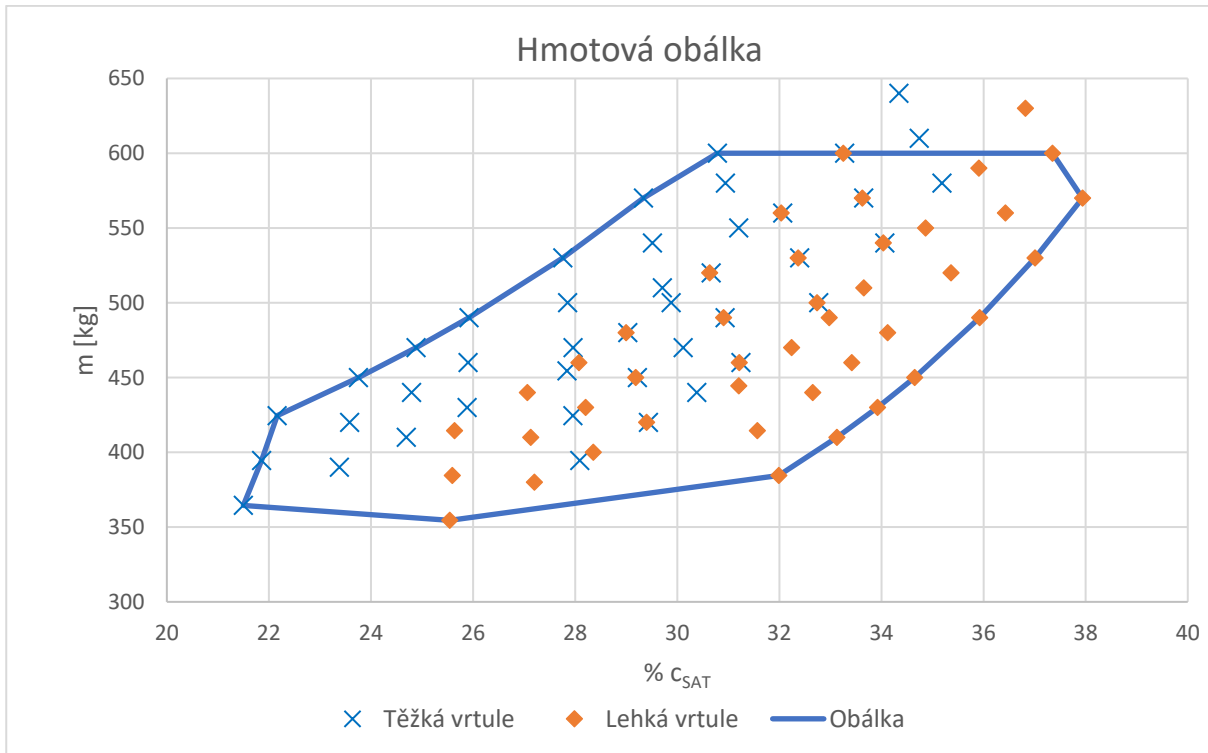
m_{pal} ... Hmotnost paliva

m_E ... Hmotnost prázdného letounu

m_{pil} ... Hmotnost pilota a posádky

m_{zav} ... Hmotnost zavazadel

m_{mot} ... Hmotnost motoru včetně vrtule



Graf 1.1 - Hmotová obálka

Krajní body hmotnostních konfigurací tvoří tzv. hmotovou obálku. Pro následovný výpočet zatížení letounu a letových vlastností byly vybrány kritické body, které jsou uvedeny v tabulce 1.1.

Tabulka 1.1 - Vybrané hmotnostní konfigurace

Přehled hmotových konfigurací							
Hm_č	Vybrané konfigurace	m_{pil}	m_{pal}	m_{zav}	m	x_T	c
		kg	kg	kg	kg	mm	%
1	Piloti (54,5kg); palivo (0kg); zavazadla (0kg); vrtule (+10kg)	54,5	0	0	364,5	279	21,59
2	Piloti (54,5kg); palivo (0kg); zavazadla (0kg); vrtule (+0kg)	54,5	0	0	354,5	329	25,48
3	Piloti (54,5kg); palivo (0kg); zavazadla (30kg); vrtule (+0kg)	54,5	0	30	384,5	412	31,91
4	Piloti (240kg); palivo (0kg); zavazadla (30kg); vrtule (+0kg)	240	0	30	570	488	37,85
5	Piloti (240kg); palivo (30kg); zavazadla (30kg); vrtule (+0kg)	240	30	30	600	481	37,26
6	Piloti (230kg); palivo (60kg); zavazadla (0kg); vrtule (+10kg)	230	60	0	600	392	30,4
7	Piloti (54,5kg); palivo (60kg); zavazadla (0kg); vrtule (+10kg)	54,5	60	0	424,5	287	22,23
8	Piloti (240kg); palivo (0kg); zavazadla (30kg); vrtule (+10kg)	240	0	30	580	454	35,19

Krajní přední centráž je 21,59 % c_{SAT} a krajní zadní centráž 37,85 % c_{SAT}



1.7 Odhad momentů setrvačnosti letounu

Momenty setrvačnosti letounu byly zjednodušeně určeny pomocí empirických vzorců [5]

$$J_x = m \cdot i_x^2 \quad (1.5)$$

$$J_y = m \cdot i_y^2 \quad (1.6)$$

$$J_z = m \cdot i_z^2 \quad (1.7)$$

$$i_x = l \cdot (0,108 + 0,0042 \cdot l) \quad (1.8)$$

$$i_y = \chi \cdot (0,182 + 0,001242 \cdot \chi) \quad (1.9)$$

$$i_z = 0,165 \cdot d \quad (1.10)$$

$$\chi = \frac{l + d}{2} \quad (1.11)$$

Kde:

l ... Rozpětí křídel [m]

d ... Délka trupu [m]

m ... Hmotnost letounu [kg]

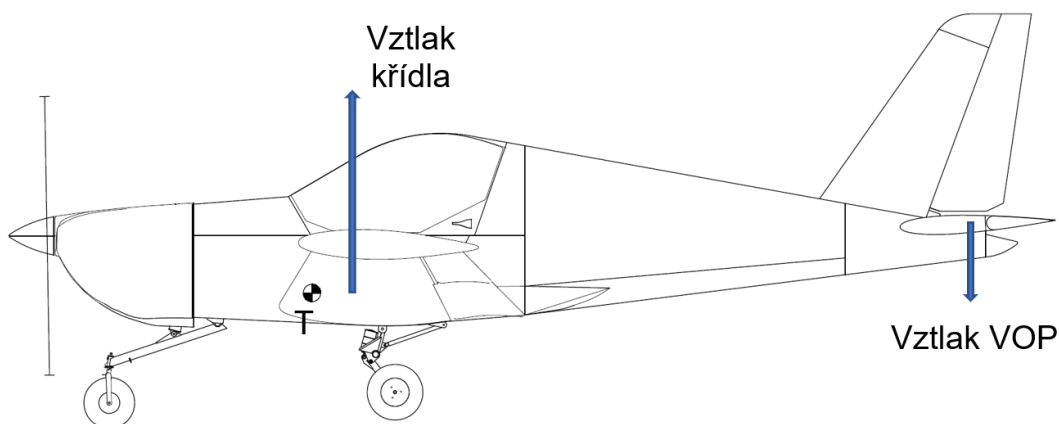
Tabulka 1.2 - Odhadnuté momenty setrvačnosti

Moment setrvačnosti			
Hm_č	J_x	J_y	J_z
	[kgm ²]	[kgm ²]	[kgm ²]
1	390,8	821	410,8
2	380,3	798,8	399,7
3	411,9	865,4	433
4	602,1	1264,8	632,8
5	633,8	1331,4	666,2
6	633,8	1331,4	666,2
7	454,2	954,1	477,4
8	612,6	1287	644

2 Použití

Během letu křídlo generuje vztlak, který působí v aerodynamickém středu profilu. Aerodynamický střed leží v 25% střední aerodynamické třetivě a je tak téměř ve všech hmotových konfiguracích za těžištěm letounu. To způsobí takzvaný klopivý moment, který má snahu klopit letoun na jeho nos. Eliminaci tohoto jevu mají za úkol vodorovné ocasní plochy, které generují opačný vztlak, vyrovnávají klopivý moment a udržují tak letoun v horizontálním letu.

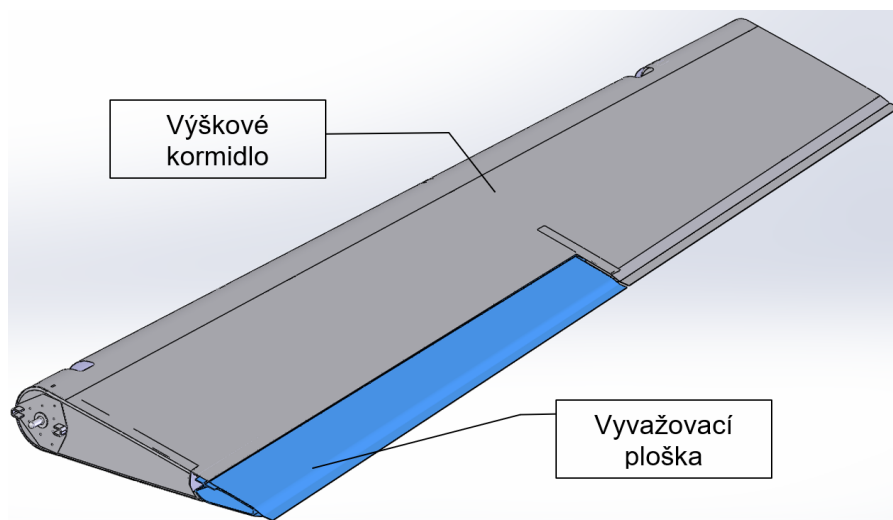
Vzhledem k tomu, že těžiště letounu je při každé hmotové konfiguraci jinde, musí vodorovné ocasní plochy pokaždé generovat jiný vztlak pro udržení silové rovnováhy. To je docíleno použitím vyvažovací plošky (kapitola 2.1) nebo stavitelným stabilizátorem (kapitola 2.3).



Obrázek 2.1 - Rozložení sil pro vyvážení

2.1 Vyvažovací ploška

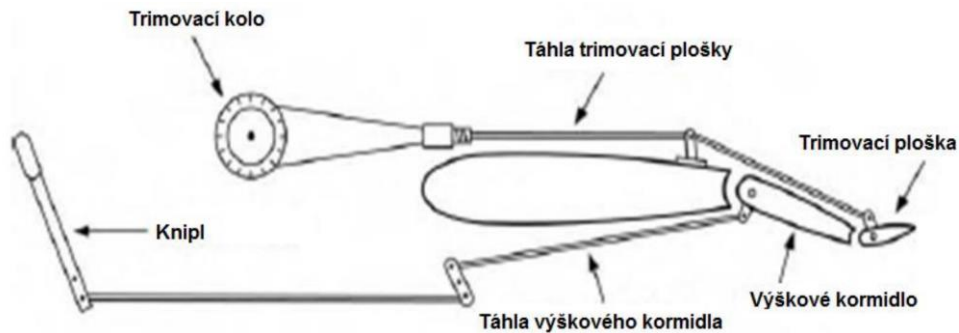
Na obrázku 2.2 je vyvažovací ploška na pravém výškovém kormidle letounu JA – 400. Ploška se vychýlí nahoru nebo dolů podle toho, jaký signál vyše pilot do servomotoru. V tomto řešení se vyvažovací ploška nepohybuje při výchylnkách výškového kormidla a může tak dojít ke zvýšení sil do řízení při manévrech.



Obrázek 2.2 - Výškové kormidlo JA-400

2.2 Kombinace vyvažovací a odlehčovací plošky

Menší letouny využívají pro vyvážení systém s odlehčovací ploškou jako můžeme vidět na obrázku 2.3. Zde pilot vychýlí směrové kormidlo dolů a tím vyvolá klopivý moment, který tlačí nos letounu dolů. Vychýlené kormidlo vyvolá závěsový moment, který pilot cítí jako sílu v řízení. Pro eliminaci této síly pilot nastaví vychýlení vyvažovací plošky v opačném směru a tím vyvolá opačný závěsový moment.



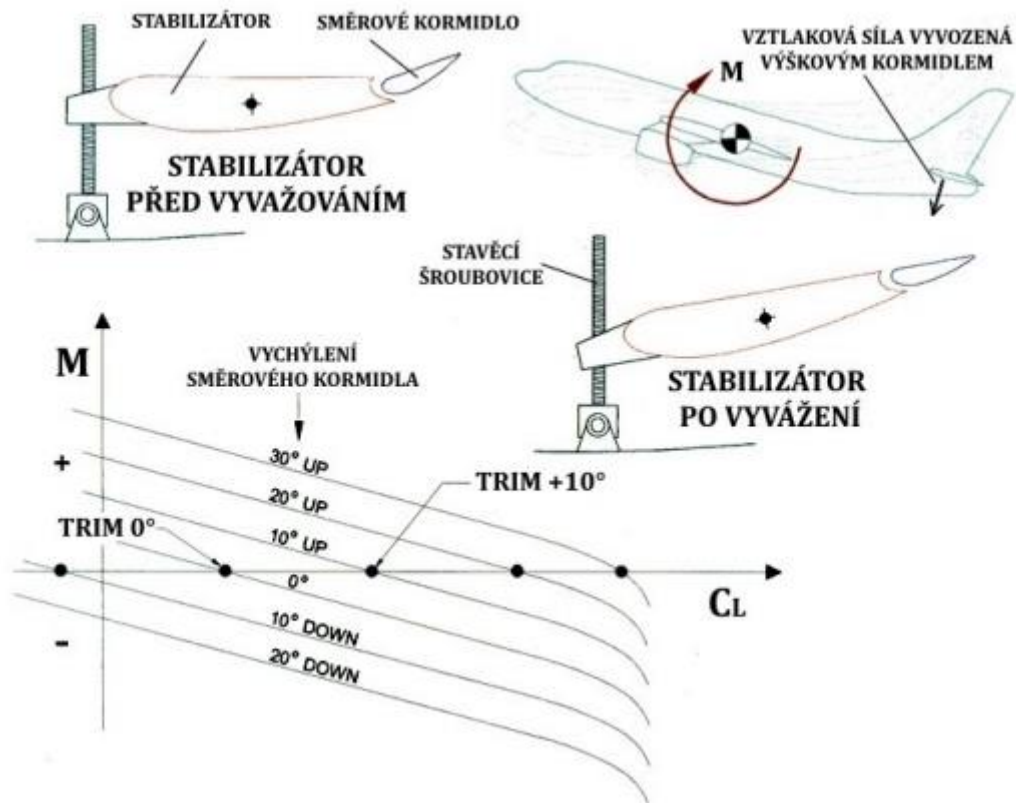
Obrázek 2.3 - Kombinace vyvažovací a odlehčovací plošky [6]

2.3 Stavitelný stabilizátor

Stavitelný stabilizátor můžeme běžně vidět u velkých dopravních letadel, kde se klade obrovský důraz na aerodynamickou čistotu za účelem snížení nákladů na provoz na co možná nejnižší hodnotu.

Princip funkce zůstává stejný, a to zajistit silovou rovnováhu během letu. Letouny vybavené tímto stavitelným stabilizátorem již nepotřebují vyvažovací plošku na výškovém kormidlu, ale pro zajištění silové rovnováhy se mění úhel náběhu celého stabilizátoru a tím i velikost jeho výsledné aerodynamické síly.

Mechanismus vyvážení je vidět na obrázku 2.4. Pro udržení letounu v horizontální letu musí pilot ovládacím prvkem vychýlit výškové kormidlo a vyvodit tak potřebnou vyvažovací, aerodynamickou sílu na VOP. Úpravou úhlu náběhu celého stabilizátoru dojde ke změně aerodynamické síly od VOP a vyvážení klopivého momentu. Výškové kormidlo je po vyvážení stabilizátoru v neutrální poloze.



Obrázek 2.4 - Funkce stavitelného stabilizátoru [7]

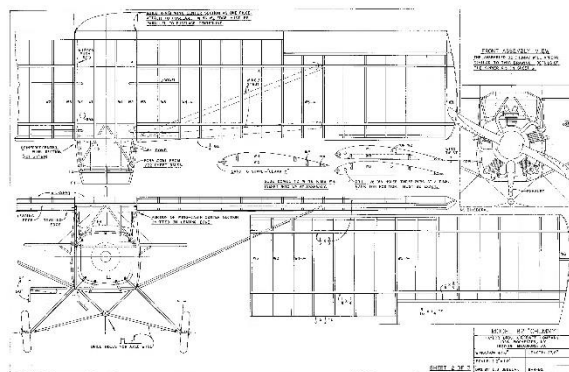
2.4 Letouny vybavené stavitelným stabilizátorem

Jak již bylo zmíněno, stavitelný stabilizátor je prvkem zejména velkých dopravních letounů. Není to však pravidlem a tento systém lze najít i u několika menších sportovních letounů.

2.4.1 B-2 "Chummy"

Bratři Clarence Gilbert Taylor a Gordon Taylor založili v roce 1926 společnost Taylor Brother Aircraft Company. V roce 1928 postavili model A-2 Chummy, ze kterého vychází model B-2 Chummy (1929).

Model B-2 Chummy s rozpětím 10,4 m byl vybaven motorem Kinner K-5 o výkonu 100 hp. Tento model disponoval stavitelným stabilizátorem.



Obrázek 2.5 - Plán letounu B-2 Chummy [20]

Právě díky stavitelnému stabilizátoru se mohly letouny z Taylorovy dílny, jinak známé pod názvem Taylor Cub, později Paper Cup, eventuelně Supercub, chlubit skvělou ovladatelností. Jako důkaz efektivity tohoto způsobu ovládní předváděli piloti přistání bez použití řídicí páky. Pro kontrolované přistání používali pouze stavitelný stabilizátor, směrové řízení a přípušť plynu. [8]



Obrázek 2.6 - Letoun B-2 Chummy [21]

2.4.2 Waco Biplane 10



Obrázek 2.7 - Waco biplane 10 [9]

Na obrázku 2.7 je letoun Waco Biplane 10 s rozpětím 9,3 m. Tento model se vyráběl mezi lety 1927 až 1933. Trojmístný letoun byl osazen motorem Curtiss OX-5 o výkonu 90 hp (67 kW) a disponoval doletem 610 km. Díky skvělým letovým vlastnostem se Waco 10 často využíval k letecké akrobacii a pro výcvik nových pilotů.

Tento model, ostatně jako většina dalších modelů z fabriky Waco Aircraft Company, je vybaven za letu stavitelným stabilizátorem. Na obrázku 2.7 je jasně patrné vedení pro stavění stabilizátoru. [8] [10]

2.4.3 Cessna 180

Mezi novější letouny vybavené za letu stavitelným stabilizátorem určitě patří Cessna 180. Tento čtyř nebo šestimístný letoun byl původně navržen pro manažery velkých společností, ale postupem času se z tohoto modelu stal téměř kultovní letoun využívaný k všemožným účelům. Mezi lety 1953–1981 se vyrobilo téměř 6200 kusů a některé se využívají dodnes. Letoun využívá motor Continental O-470-A o výkonu 225 hp. [11] [12]



Obrázek 2.8 - Cessna 180 [22]

2.4.4 Boeing 707

V kategorii velkých dopravních letadel jako první používal stavitelný stabilizátor letoun Boeing B-707 následovaný letounem Douglas DC-8. Letoun se vyráběl mezi lety 1958-1978 a dočkal se mnoha variant s kapacitou 140–219 cestujících a doletem od 4 630 až 10 650 km. Původní model B-707/020 byl poháněn čtyřmi proudovými motory Pratt & Whitney JT3C.

Na obrázku 2.9 je vidět zadní část letounu B-707 se stavitelným stabilizátorem. Tento způsob vyvažování se u dopravních letadel používá i nadále, a to zejména kvůli velkému rozsahu centrází. [13]



Obrázek 2.9 - Ocas letounu B-707 [23]

3 Návrh stavitelného stabilizátoru

V této kapitole je proveden konstrukční návrh stavitelného stabilizátoru jak pro ruční stavění na zemi, tak pro verzi stavění za letu za účelem vyvážení letounu.

Cílem bylo co možná nejméně zasahovat do původní konstrukce. Poloha mnou navrženého stabilizátoru se ale od původní verze drobně liší. Nový stabilizátor je posunutý o 18 mm dozadu a o 9 mm nahoru.

3.1 Určení výchylky stabilizátoru

Znění předpisu CS – VLA [3]

CS-VLA 161 Vyvážení

(a) *Příčné a směrové vyvážení. Při horizontálním letu rychlostí $0,9 V_H$ nebo V_C (podle toho, která je nižší), musí letoun setrvat ve vyváženém stavu okolo příčné a svislé osy s volnými příslušnými ovládači. (V_H je maximální rychlost vodorovného letu s maximálním trvalým výkonem.)*

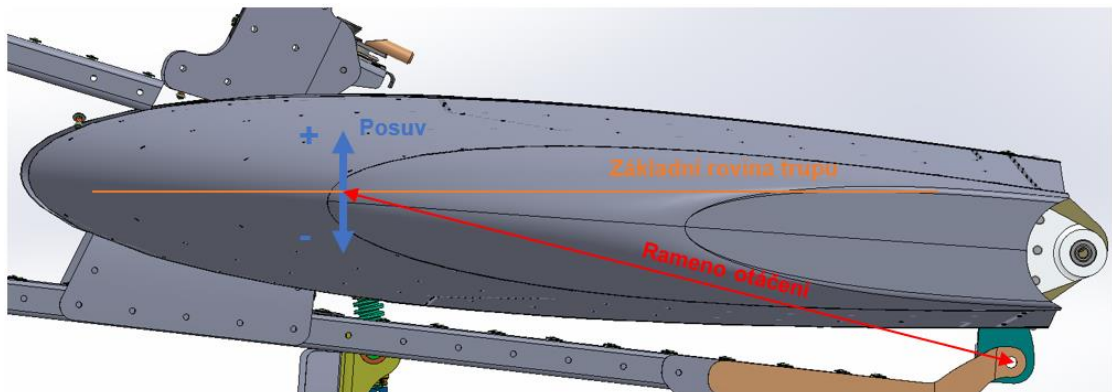
(b) *Podélné vyvážení*

(1) *Letoun musí udržovat podélné vyvážení ve vodorovném letu při všech rychlostech od $1,4 V_{S1}$ do $0,9 V_H$ nebo V_C (podle toho, která je nižší).*

(2) *Letoun musí udržovat podélné vyvážení během:*

(i) *Stoupání s maximálním trvalým výkonem na rychlosti V_Y s podvozkem a vztlakovými klapkami zasunutými;*

(ii) *Klesání s volnoběžným výkonem na rychlosti $1,3 V_{S1}$ s podvozkem vysunutým a se vztlakovými klapkami v přistávací poloze.*



Obrázek 3.1 - Geometrie stavění stabilizátoru

Na obrázku 3.1 je vidět geometrie otáčení stabilizátoru. Stabilizátor bude konat rotační pohyb kolem osy zadních závěsů tak, že do předního nosníku je zavedena síla od trapézového šroubu. Detail obou zavěšení bude ukázán dále.

Na základě pozdějších výpočtů byla určena výchylka stabilizátoru od ZRT na $+0,5^\circ \div -4,12^\circ$.

Funkčnost a rozsah výchylky bude zkontrolován navrženou letovou zkouškou.

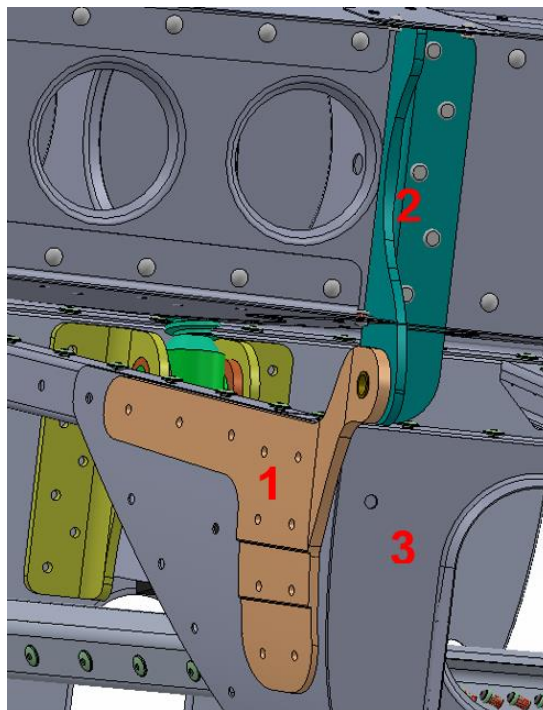
3.2 Uložení – zadní zavěšení

Zadní zavěšení stabilizátoru je na obrázku 3.2. Kvůli posunutí stabilizátoru směrem dozadu a nahoru byl návrh zavěšení komplikovaný.

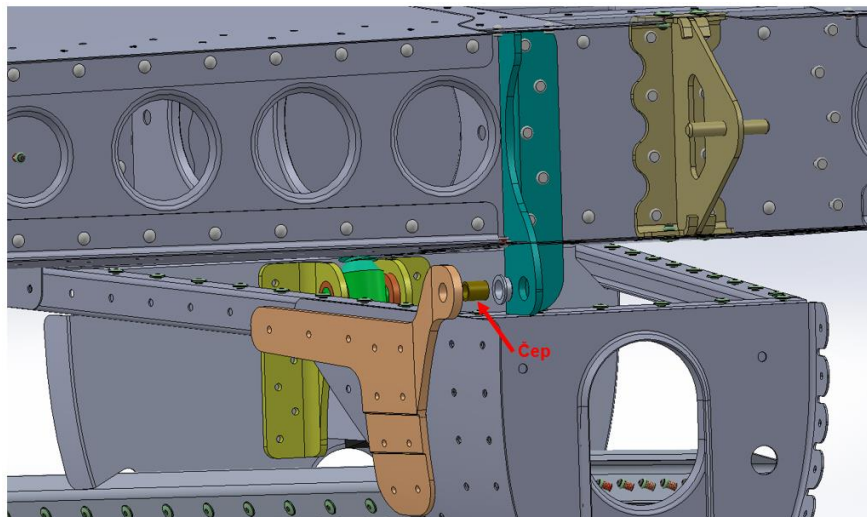
Díl 2 (Obrázek 3.2) je vyroben z duralové slitiny a je technologicky jednoduchý na výrobu. Nejjednodušším řešením by bylo přimontování protikusů na přepážku (číslo 3 na obrázku 3.2). To by bylo možné pouze v případě verze bez vlečného zařízení. To má totiž právě na této přepážce umístěné závěsy.

Nemožností umístění závěsu na přepážku (3) byl navrhnut díl 1 (Obrázek 3.2). Tento díl bude buď z duralové slitiny, nebo letecké oceli. To bude záležet na pevnostní kontrole viz kapitola dále. Díl 1 bude technologicky velmi složitý na výrobu a jeho výroba bude nákladná.

K zajištění rotačního pohybu celého stabilizátoru kolem osy závěsu je do její osy vložen čep (Obrázek 3.3), který bude vyroben s přesahem. Axiální zajištění bude obstarávat lícovaný šroub M6 s korunovou maticí a závlačkou.



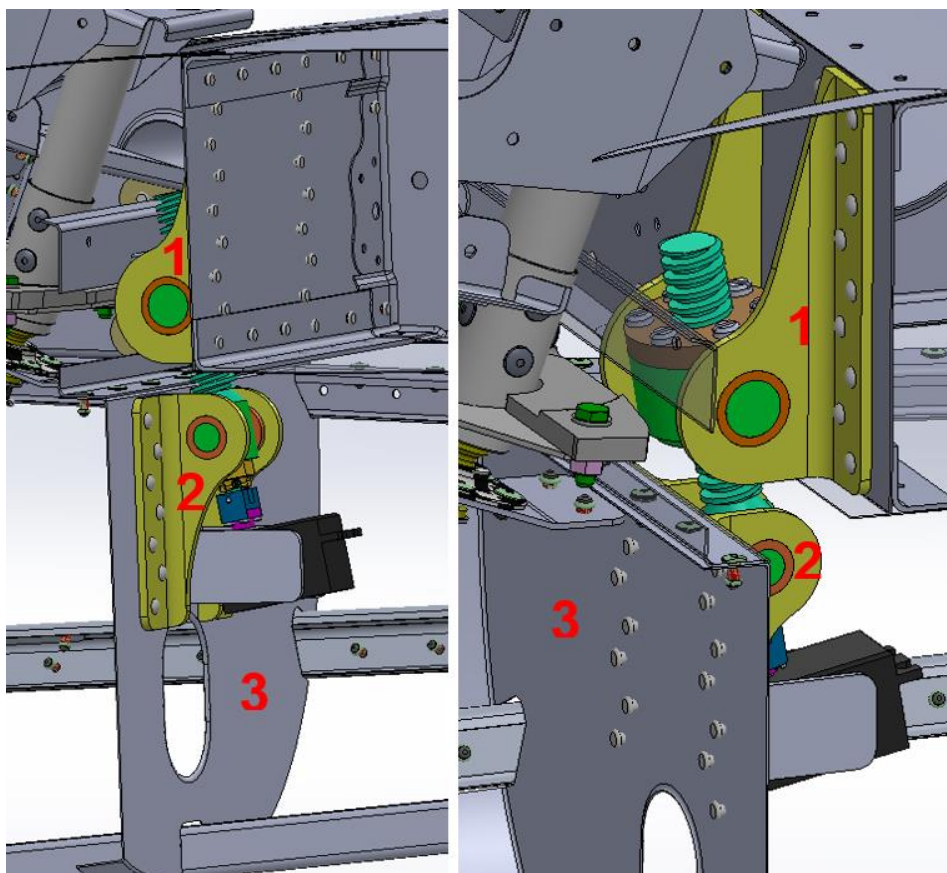
Obrázek 3.2 - Návrh zadního zavěšení



Obrázek 3.3 - Rozložení – zadní závěsy

3.3 Uložení – přední zavěšení

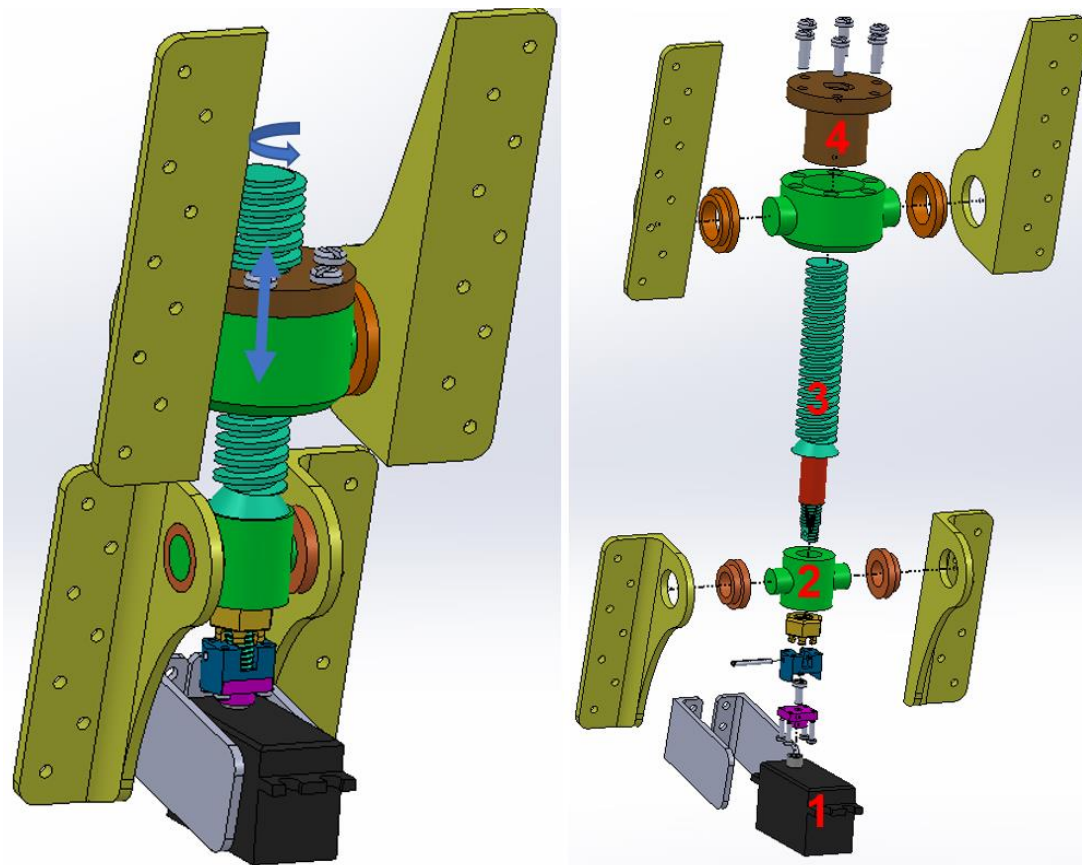
Pro návrh předního zavěšení bylo nutné vytvořit novou přepážku trupu (3 na obrázku 3.4). Zavěšení se skládá z horní části (1) přinýťované k přednímu nosníku stabilizátoru a dolní části (2) přinýťované na novou přepážku trupu (3).



Obrázek 3.4 - Přední zavěšení stabilizátoru

Na obrázku 3.5 můžeme vidět celé přední zavěšení stabilizátoru ve složeném (vlevo) a rozloženém stavu (vpravo). Stavěcí šroub (3) je axiálně uložen v pouzdře (2) a zajištěn korunovou maticí a závlačkou. Pohon šroubu zajišťuje výkonné servo (1), připojené ke šroubu přes unašeč. Na stavěcí šroub je našroubovaná matice (4), která je přes pouzdro spojena s předním nosíkem stabilizátoru. Přes matici dochází k posuvu stabilizátoru.

Kompletní výkres sestavy obsažen v příloze.



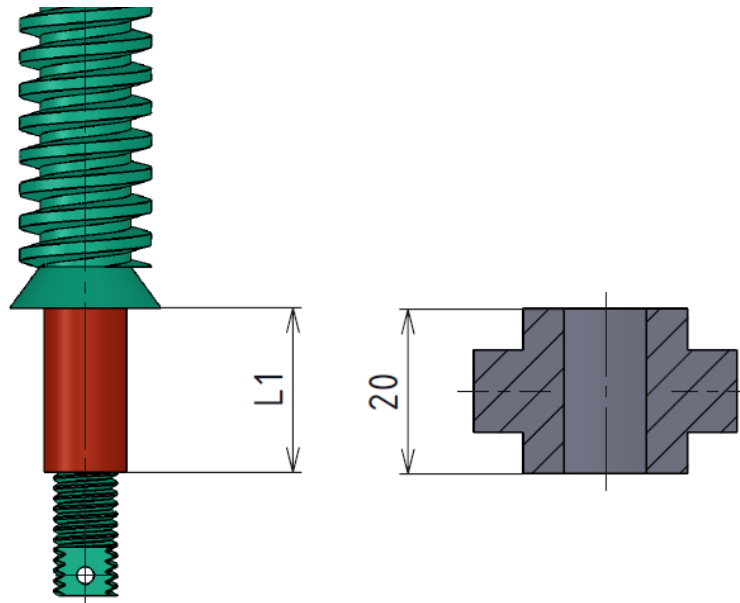
Obrázek 3.5 - Pohled na přední zavěšení

3.4 Manuální a elektrické stavění stabilizátoru

Zamezit axiálnímu pohybu stavěcího šroubu je nutné jak v případě manuálně stavitelného stabilizátoru, tak v případě elektrického stavění. Rozdíl mezi těmito dvěma typy je v tom, že v případě elektricky stavitelného stabilizátoru musíme umožnit šroubu rotaci kolem vlastní osy.

V případě elektrického stavění bude rozměr L1 (Obrázek 3.6) větší než rozměr pouzdra. Korunová matice bude dotažena na čelní stěnu červeně označené plochy. Tím se šroub axiálně zajistí s malou vůlí pro otáčení šroubu.

Při manuálním stavění bude rozměr L1 menší než rozměr pouzdra a matice bude dosedat na čelní plochu pouzdra. Díky tření mezi osazením šroubu a pouzdrům se zamezí rotaci šroubu.



Obrázek 3.6 - Uložení stavěcího šroubu

3.5 Rozdělení sil na závěsy

Pro výpočet byla vzata hodnota maximálního zatížení VOP (viz kapitola 4). Síly v závěsech byly stanoveny na základě momentové rovnováhy k NH VOP.

Hodnota manévrovacího zatížení pro rozhodující případ (provozní)

$$F_{VOP_prov} = -3198,91 \text{ N}$$

Počtení zatížení (násobek 1,5)

$$F_{VOP_poč} = -4798,4 \text{ N}$$

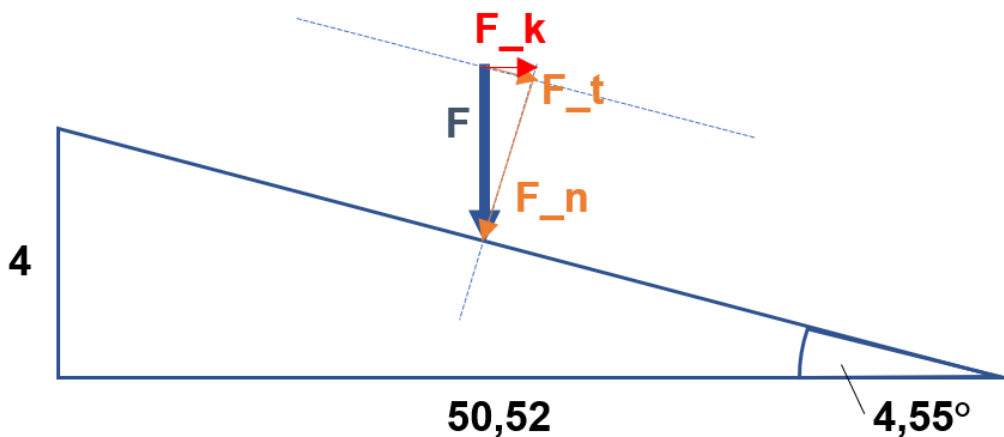
Tabulka 3.1 - Hodnota maximálních sil na závěsy

Maximální síly na závěsy	
Síla na přední závěs [N]	Síla na zadní závěs [N]
-3342,72	-1455,64

3.6 Výpočet kroutícího momentu na šroub

Aby bylo možné nastavit stabilizátor v jakémkoli letovém režimu, musí servo motor disponovat dostatečným kroutícím momentem.

Síla způsobující kroutící moment (F_k) šroubu byla stanovena z geometrie stavěcího šroubu viz obrázek 3.7.



Obrázek 3.7 - Rozložení sil na šroubu

$$F_k = 379,3 \text{ N}$$

$$M_k = 379,3 \cdot 0,008 = 3,03 \text{ Nm}$$

3.6.1 Vytipovaný servomotor

Hlavními parametry při výběru pohonu stavěcího šroubu byl kroutící moment a velikost, jelikož prostor pro zastavení motoru byl značně omezující.

Vybraný motor

Nízkoprofilové, celokovové, programovatelné servo A65BHL

Tabulka 3.2 - Specifikace servomotoru [14]

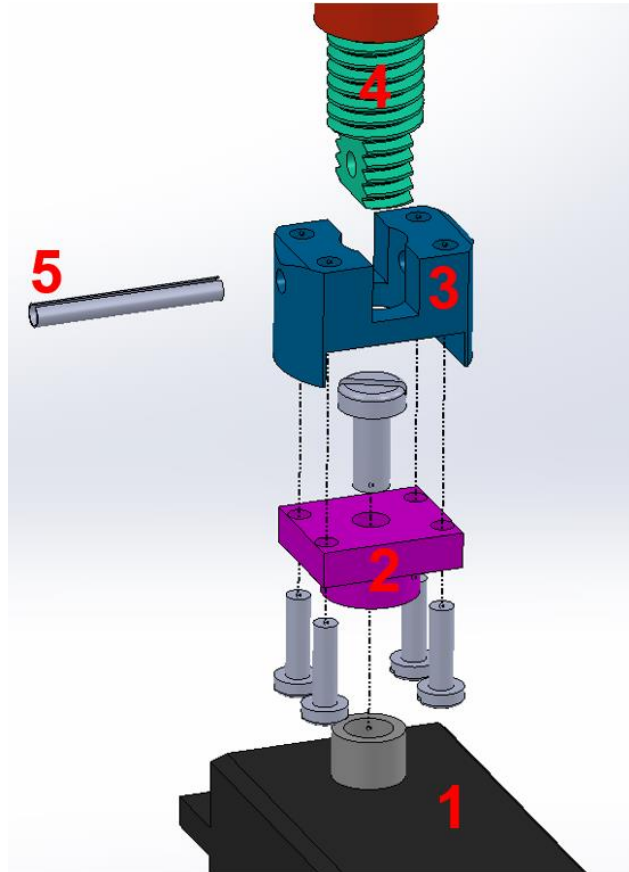
Specifikace	
Název	A65BHL
Převody	ocelové
Hmotnost	64,2 g
Rozměry	40,8x202x29,5 mm
Kroutící moment	3,3 Nm
Provozní napětí	4,8 - 8,4 V



Obrázek 3.8 - Servomotor [14]

3.7 Přenos kroutícího momentu na šroub

Pro přenos kroutícího momentu ze servomotoru (1 na obrázku 3.9) na šroub (4) bylo zapotřebí navrhnout redukcí (3). Stavěcí šroub je v redukcí zajištěn nerezovým pružným kolíkem (5). Číslo 2 na obrázku 3.9 představuje upravená páka dodávaná se servomotorem.



Obrázek 3.9 - Detail přenosu kroutícího momentu

3.8 Porovnání hmotností

Hmotnost jednotlivých prvků byla zjištěna z 3D modelu v programu SolidWorks. Nově navržená konstrukce je o 177% těžší než konstrukce původní.

Tabulka 3.3 - Porovnání hmotnostní konstrukcí

Porovnání hmotností konstrukcí	
	m [g]
Původní řešení zavěšení ST	273,8
Nové, ovládané řešení zavěšení ST	485,7



4 Zatížení vodorovných ocasních ploch

V této kapitole je proveden rozbor a výpočet zatížení ocasních ploch. Pro zpřesnění výpočtu byl použit vyšší předpis, konkrétně CS – VLA, ve kterém je povolen provoz letounu s maximální vzletovou hmotností 750 kg. Podle tohoto stavebního předpisu je proveden výpočet pro vyvažovací, poryvové, manévrovací a nesymetrické zatížení.

4.1 Vstupní hodnoty pro výpočet zatížení VOP

Tabulka 4.1 - Vstupní hodnoty pro výpočet zatížení VOP

Vstupní hodnoty			
Název	Hodnota		
Plocha křídla	S	11,282	m ²
Střední aerodynamická těživa	c_{SGT}	1,287	m
Střední geometrická těživa	c_{SAT}	1,257	m
Poměrná poloha AS letounu bez VOP k c_{SAT}	$\overline{x_{a\ kř-tr}}$	0,1922	-
Vzdálenost AS letounu bez VOP a AS VOP	$\overline{l_{VOP}}$	3,68	m
Součinitel klopivého momentu letounu bez VOP, klapky 0	$c_{m0kř-tr-0}$	-0,1214	-
Součinitel klopivého momentu letounu bez VOP, klapky 35	$c_{m0kř-tr-35}$	-0,2021	-
Sklon vztlakové čáry křídla, klapky 0	$c_L^{\alpha}_{-0}$	5,163	1/rad
Sklon vztlakové čáry křídla, klapky 35	$c_L^{\alpha}_{-35}$	5,229	1/rad
Plocha VOP	S_{VOP}	2,278	m ²
Sklon vztlakové čáry VOP	$c_L^{\alpha}_{VOP}$	3,611	1/rad
Derivace úhlu zešikmění v místě VOP	$d\epsilon/d\alpha$	0,3678	-
Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP	K_{VOP}	1	-
Účinnost výškového kormidla	τ_{VK}	0,63	-
Výchylka VK nahoru	δ_{VKmin}	-33	°
Výchylka VK dolů	δ_{VKmax}	28	°

4.2 Vyvažovací zatížení

V případě vyvažovacích případů je zatížení trupu letounu stanoveno na základě silové a momentové rovnováhy pro ustálený režim letu v daných podmínkách. V těchto případech vzniká pouze translační zrychlení, které vyvolává setrvačné síly.



Znění předpisu CS_VLA pro výpočet vyvažovacího zatížení: [3]

CS-VLA 421 Vyvažovací zatížení

(a) Vyvažovací zatížení vodorovné ocasní plochy je zatížení nutné pro udržení rovnováhy letounu bez klopivého zrychlení ve všech specifikovaných letových podmínkách.

(b) Vodorovné ocasní plochy musí být navrženy pro vyvažovací zatížení pro každý bod mezní obálky obrátů a pro podmínky použití vztlakových klapků určených v CS-VLA 345. Může být použito rozložení zatížení podle obrázku B6 Dodatku B.

Případy uvažované při výpočtu vyvažovacího zatížení.

Tabulka 4.2 - Přehled letových případů pro vyvažovací zatížení

Letové případy			Hmotové konfigurace		
č.	v [ms ⁻¹]	n	č.	m [kg]	c _{SAT}
1	V _A = 40,7	4	1	364,5	0,2159
2	V _D = 80	4	2	354,5	0,2548
3	V _D = 80	0	3	384,5	0,3191
4	V _D = 80	-1,5	4	570	0,3785
5	V _D = 80	-2	5	600	0,3726
6	V _A = 40,7	-1	6	600	0,304
7	V _A = 40,7	1	7	424,5	0,2223
8	V _F = 31,9	2	8	580	0,3519

Pro výše uvedené letové případy byl proveden výpočet vyvažovacího zatížení podle rovnice (3.1)

$$F_{VOP} = F_{vyvaž} + F_{setr} \quad (3.1)$$

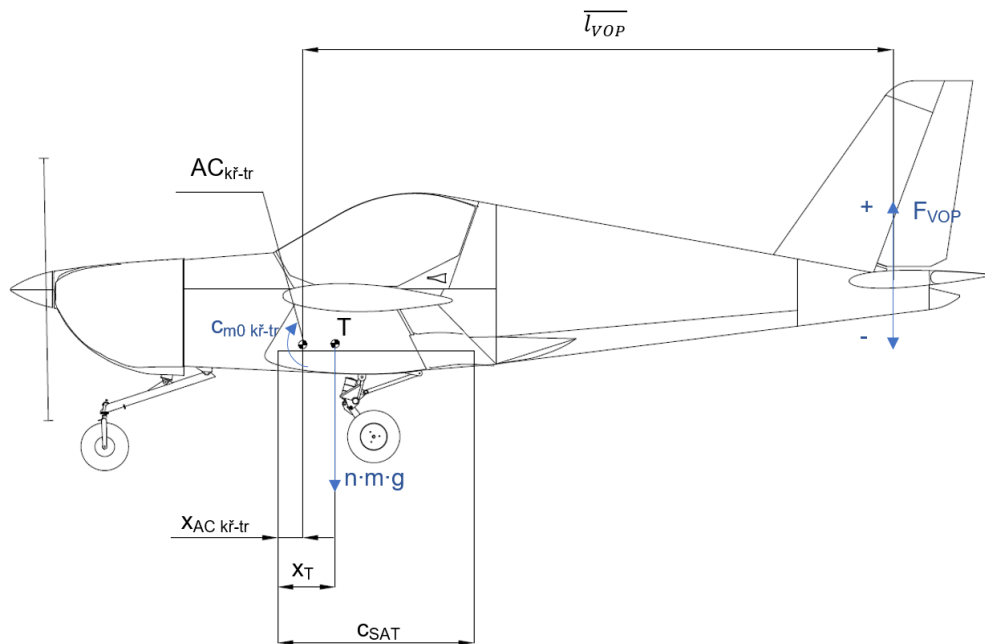
Kde:

$F_{vyvaž}$... vyvážení aerodynamického klopivého momentu a momentu od hmotových sil letounu.

F_{setr} ... setrvačná síla od hmotnosti vodorovné ocasní plochy

Vyvážení od tahu motoru se neuvažuje, jelikož délka ramene působící síly k těžišti letounu je malá, a tudíž výsledný moment od tahu motoru můžeme zanedbat.

Vyvážení aerodynamického klopivého momentu a momentu od hmotových sil letounu



Obrázek 4.1 - Rozložení sil pro výpočet vyvažovacího zatížení

$$F_{vyvaž} = \frac{\frac{\rho v^2}{2} \cdot S \cdot c_{SAT} \cdot c_{m0_{kř-tr}} + n \cdot m \cdot g \cdot (\bar{x}_t - \bar{x}_{A_{kř-tr}}) \cdot c_{SAT}}{\bar{l}_{VOP}} \quad (3.2)$$

Kde:

ρ ... Hustota vzduchu [kg/m³]

v ... Rychlost letu [m/s]

S ... Plocha křídla [m²]

c_{SAT} ... Střední aerodynamická těživa [m]

$c_{m0_{kř-tr}}$... Součinitel klopivého momentu letounu bez vodorovných ocasních ploch

n ... Násobek [-]

m ... Hmotnost letounu [kg]

g ... Gravitační zrychlení [m/s²]

\bar{x}_t ... Poměrná poloha těžiště letounu k c_{SAT} [-]

$\bar{x}_{A_{kř-tr}}$... Poměrná poloha AS letounu bez VOP k c_{SAT} [-]

\bar{l}_{VOP} ... Vzdálenost AS letounu bez VOP k aerodynamickému středu VOP [m]



Setrvačná síla od hmotnosti vodorovné ocasní plochy

$$F_{setr} = -n \cdot m_{VOP} \cdot g \quad (3.3)$$

n ... Letový násobek [-]

m_{VOP} ... Hmotnost VOP [kg]

g ... Gravitační zrychlení [m/s^2]

Výsledky vyvažovacího zatížení vodorovné ocasní plochy

Tabulka 4.3 - Vyvažovací zatížení VOP

Vyvažovací zatížení VOP								
F_VOP	hm_1	hm_2	hm_3	hm_4	hm_5	hm_6	hm_7	hm_8
Let. př. 1	-789,27	-603,28	-238,22	549,47	577,59	12,74	-732,47	363,31
Let. př. 2	-2180,96	-1994,97	-1629,91	-842,22	-814,10	-1378,95	-2124,16	-1028,37
Let. př. 3	-1877,68	-1877,68	-1877,68	-1877,68	-1877,68	-1877,68	-1877,68	-1877,68
Let. př. 4	-1763,95	-1833,70	-1970,60	-2265,98	-2276,52	-2064,70	-1785,25	-2196,17
Let. př. 5	-1726,04	-1819,04	-2001,57	-2395,41	-2409,47	-2127,05	-1754,44	-2302,33
Let. př. 6	-547,69	-594,19	-685,45	-882,38	-889,41	-748,19	-561,89	-835,84
Let. př. 7	-561,81	-515,31	-424,05	-227,13	-220,10	-361,31	-547,61	-273,67
Let. př. 8	-515,39	-468,90	-377,63	-180,71	-173,68	-314,89	-501,19	-227,25

Z tabulky je patné, že největšího vyvažovacího zatížení je dosaženo při hmotové konfiguraci číslo 5 (téměř krajní zadní centráž) a při rychlosti v_D (288 km/h). Hodnota největšího vyvažovacího zatížení na vodorovné ocasní plochy je **-2409,47 N**.

4.3 Poryvové zatížení

Znění předpisu CS_VLA pro výpočet poryvového zatížení: [3]

CS-VLA 425 Zatížení od poryvu

(a) Každá vodorovná ocasní plocha musí být navržena pro zatížení vyplývající z:

(1) Poryvové rychlosti určené v CS-VLA 333(c) se zasunutými klapkami; a

(2) Kládých a záporných poryvů o jmenovité rychlosti 7,62 m/s při rychlosti VF, která odpovídá letovým podmínkám určeným v CS-VLA 345 (a)(2).



(b) Průměrná zatížení podle obrázku B3 a rozdělení podle obrázku B8 Dodatku B mohou být použity k určení přírůstku poryvového zatížení podle požadavků pododstavce (a), použité podle pododstavce (c) jak pro přírůstky nahoru, tak i dolů.

(c) Při stanovení celkového zatížení vodorovných ocasních ploch za podmínek specifikovaných v pododstavci (a) tohoto odstavce, musí být nejdříve stanovena počáteční vyvažovací zatížení ocasních ploch při nezrychleném ustáleném letu příslušnými návrhovými rychlostmi V_F , V_C a V_D . Celkové zatížení ocasních ploch vyplývající z poryvů se určí jako součet počátečního vyvažovacího zatížení a přírůstku zatížení od poryvu.

(d) Není-li k dispozici racionálnější analýza, musí být přírůstek zatížení ocasních ploch od poryvu vypočítán následovně:

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g \cdot U_{de} \cdot V \cdot a_{ht} \cdot S_{ht}}{16,3} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

Kde:

ΔL_{ht} = přírůstek zatížení vodorovné ocasní plochy (daN)

K_g = zmírňující součinitel poryvu definovaný v CS-VLA 341;

U_{de} = stanovená rychlost poryvu (m/s);

V = ekvivalentní rychlost letu (EAS) (m/s);

a_{ht} = sklon vztlakové čáry vodorovné ocasní plochy (1/rad);

S_{ht} = plocha vodorovné ocasní plochy (m²);

$\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$ = srázový součinitel

Zatížení od poryvu VOP je stanoveno na základě rovnice (3.4)

$$F_{por} = F_{vyvaž} + \Delta F_{por} + F_{setr} \quad (3.4)$$

Kde:

$F_{vyvaž}$... Vyvažovací síla na vodorovné ocasní plochy

ΔF_{por} ... Přírůstek zatížení na vodorovné ocasní plochy od poryvu

F_{setr} ... Setrvačná síla od vlastní hmotnosti vodorovné ocasní plochy

Výchozí ustálený stav (vyvažovací síla na VOP - $F_{vyvaž}$)

Jako výchozí stav pro výpočet zatížení od poryvu na vodorovné ocasní plochy se považuje let na dané rychlosti, v dané hmotnostní konfiguraci, kterému odpovídá stanovená vyvažovací síla na VOP. Pro poryvové případy se jako výchozí stav



považuje let na násobku $n=1$ a návrhových rychlostech v_C , v_D a v_F . Velikosti vyvažovacích sil pro danou hmotnostní konfiguraci a rychlost letu jsou vypsány v tabulce 4.4.

Tabulka 4.4 - Vyvažovací zatížení – poryvový případ

Vyvažovací zatížení ($n=1$)			
F_vyv	F_vyv_vc	F_vyv_vd	F_vyv_vf
hm_1	-1026,56	-1848,04	-269,67
hm_2	-980,06	-1801,54	-223,17
hm_3	-888,79	-1710,28	-131,90
hm_4	-691,87	-1513,36	65,02
hm_5	-684,84	-1506,33	72,05
hm_6	-826,05	-1647,54	-69,16
hm_7	-1012,36	-1833,84	-255,47
hm_8	-738,41	-1559,90	18,48

Přírůstek síly na vodorovné ocasní plochy od poryvu [3]

$$\Delta F_{por} = \frac{K_g \cdot U_{de} \cdot V \cdot c_{L_{VOP}}^\alpha \cdot S_{VOP}}{16,3} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (3.5)$$

Kde:

K_g ... zmírňující součinitel poryvu definovaný v CS-VLA 341;

U_{de} ... stanovená rychlost poryvu [m/s]

V ... ekvivalentní rychlost letu (EAS) [m/s]

$c_{L_{VOP}}^\alpha$... sklon vztlakové čáry vodorovné ocasní plochy [1/rad]

S_{VOP} ... plocha vodorovné ocasní plochy [m²]

$\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$... srázový součinitel

Hmotnostní poměr letounu (v_C , v_D): [3]

$$\mu_G = \frac{2 \cdot \frac{m}{S}}{\rho \cdot c_{SGT} \cdot c_{L,0}^\alpha} \quad (3.6)$$

Kde:

m ... Hmotnost letounu [kg]

S ... Plocha křídla [m²]



σ ... Hustota vzduchu [kg/m^3]

c_{SGT} ... Střední geometrická těživa [m]

$c_{L,0}^\alpha$... Sklon vztlakové čáry křídla, klapky 0° [1/rad]

$$\mu_G = \frac{2 \cdot \frac{600}{11,282}}{1,225 \cdot 1,257 \cdot 5,163} = 13,379$$

Hmotnostní poměr letounu (v_F): [3]

$$\mu_G = \frac{2 \cdot \frac{m}{S}}{\rho \cdot c_{SGT} \cdot c_{L,35}^\alpha} \quad (3.7)$$

$$v = \frac{2 \cdot \frac{600}{11,282}}{1,225 \cdot 1,257 \cdot 5,163} = 13,21$$

Zmírňující součinitel poryvu: [3]

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_G}{5,3 + \mu_G} \quad (3.8)$$

Kde:

μ_G ... Hmotnostní poměr letounu

Pro v_C, v_D :

$$K_g = \frac{0,88 \cdot 13,379}{5,3 + 13,379} = 0,630$$

Pro v_F :

$$K_g = \frac{0,88 \cdot 13,379}{5,3 + 13,379} = 0,628$$



Tabulka 4.5 - Přírůstek síly na VOP od poryvu

Přírůstek síly od poryvu						
ΔF_{por}	V_C^-	V_C^+	V_D^-	V_D^+	V_F^-	V_F^+
hm_1	-1529,46	1529,46	-1019,64	1019,64	-407,15	407,15
hm_2	-1512,62	1512,62	-1008,42	1008,42	-402,67	402,67
hm_3	-1561,52	1561,52	-1041,02	1041,02	-415,68	415,68
hm_4	-1783,22	1783,22	-1188,81	1188,81	-474,70	474,70
hm_5	-1809,85	1809,85	-1206,57	1206,57	-481,79	481,79
hm_6	-1809,85	1809,85	-1206,57	1206,57	-481,79	481,79
hm_7	-1619,83	1619,83	-1079,89	1079,89	-431,21	431,21
hm_8	-1792,31	1792,31	-1194,88	1194,88	-477,12	477,12

Setrvačné síly od poryvu

Přírůstek síly na vodorovné ocasní ploše vlivem poryvu způsobí rotační zrychlení podél boční osy a změnu translačního násobku. Celková setrvačná síla způsobená poryvem dána rovnicí 3.9

$$F_{setr} = F_{por_vych} + F_{por_rot} + F_{por_tr} \quad (3.9)$$

Setrvačná síla ve výchozím stavu:

Ve výchozím stavu je setrvačná síla určena stejně jako v kapitole 3.2 podle rovnice 3.3

Setrvačná síla od rotace:

Vlivem poryvu vznikne na vodorovné ocasní ploše síla, která způsobí rotaci letounu podél boční osy (osa z). Velikost síly od rotace stanovena rovnicí 3.10 [15]

$$F_{por_rot} = \frac{\Delta F_{por} \cdot l_{VOPt}}{J_z} \quad (3.10)$$

Kde:

ΔF_{por} ... Přírůstek síly na vodorovné ocasní plochy od poryvu

l_{VOPt} ... Vzdálenost těžiště letounu od těžiště VOP

J_z ... Moment setrvačnosti letounu



Setrvačná síla od změny translačního zrychlení:

Změna síly na vodorovné ocasní plochy způsobí translační zrychlení (ve vertikálním směru) a tím změnu násobku. Velikost síly je dána rovnicí 3.11 [15]

$$F_{por_tr} = -m_{VOP} \cdot g \cdot \frac{\Delta F_{por}}{m \cdot g} \quad (3.11)$$

Kde:

m_{VOP} ... Hmotnost vodorovných ocasních ploch

g ... Gravitační zrychlení

ΔF_{por} ... Přírůstek síly na vodorovné ocasní plochy od poryvu

m ... Hmotnost letounu

Celková síla od poryvu

Na základě rovnice 3.4 byla stanovena celková síla od poryvu pro všechny hmotové konfigurace a návrhové rychlosti. Souhrnný přehled v tabulce 4.6.

Tabulka 4.6 - Přehled celkových zatížení VOP od poryvu

Zatížení od poryvu VOP						
F_por	F_por_vc-	F_por_vc+	F_por_vd-	F_por_vd+	F_por_vf-	F_por_vf+
hm_1	-2075,42	-188,61	-2582,43	-1324,57	50,55	-261,47
hm_2	-2002,18	-168,85	-2518,11	-1295,89	53,19	-264,10
hm_3	-1988,54	0,04	-2478,60	-1152,88	45,54	-256,46
hm_4	-2143,56	548,90	-2516,30	-721,33	10,87	-221,79
hm_5	-2178,86	598,26	-2537,49	-686,08	6,69	-217,61
hm_6	-2320,08	457,05	-2678,71	-827,29	6,69	-217,61
hm_7	-2204,67	-30,96	-2663,87	-1214,73	36,42	-247,34
hm_8	-2204,59	516,86	-2572,50	-758,20	9,43	-220,35

Maximální síla na vodorovné ocasní plochy způsobená poryvem nastane při hmotnostní konfiguraci 6 (600 kg) a rychlosti v_D (288 km/h). Její velikost je **-2678,71 N**.

4.4 Manévrovací zatížení

Při výpočtu zatížení vodorovných ocasních ploch od manévru byl použit časový rozvoj zatížení při výchylce výškového kormidla. Z předpisu CS_VLA byla vybrána jedna z možných podmínek (odstavec c)) viz níže.



Znění předpisu CS_VLA pro výpočet obratového zatížení (odstavec c): [3]
(Celé znění předpisu obsaženo v příloze)

CS-VLA 423 Zatížení při obratech

(c) Pro rychlou výchylku výškového kormidla je třeba uvažovat tyto případy:

- (i) Rychlost V_A , maximální výchylka nahoru;
- (ii) Rychlost V_A , maximální výchylka dolů;
- (iii) Rychlost V_D , jedna třetina maximální výchylky nahoru;
- (iv) Rychlost V_D , jedna třetina maximální výchylky dolů.

Musí být splněny tyto předpoklady:

(A) Letoun je na počátku ve vodorovném letu a jeho poloha a vzdušná rychlost se nemění.

(B) Zatížení jsou vyvážena setrvačnými silami.

Zatížení vodorovných ocasních ploch od manévru dáno rovnicí 3.12

$$F_{man}(t) = F_{vyvaž} + \Delta F_{vzd_man}(t) + F_{setr}(t) \quad (3.12)$$

Kde:

$F_{vyvaž}$... Vyvažovací síla od VOP ve výchozím stavu

$\Delta F_{vzd_man}(t)$... Přírůstek vzdušného zatížení na VOP od manévru

$F_{setr}(t)$... Setrvačné síly vzniklé manévrem

Výchozí ustálený stav (vyvažovací síla na VOP - $F_{vyvaž}$)

Jako výchozí stav pro výpočet zatížení od manévru na vodorovné ocasní plochy se považuje let na dané rychlosti, v dané hmotnostní konfiguraci, kterému odpovídá stanovená vyvažovací síla na VOP. Pro manévrové případy se jako výchozí stav považuje let na násobku $n=1$ a návrhových rychlostech v_D a v_A . Velikosti vyvažovacích sil pro danou hmotnostní konfiguraci a rychlost letu jsou vypsány v tabulce 4.7.



Tabulka 4.7 - Vyvažovací síla na VOP pro manévrový případ

Vyvažovací zatížení (n=1)		
F_vyv	F_vyv_va	F_vyv_vd
hm_1	-456,36	-1848,04
hm_2	-409,86	-1801,54
hm_3	-318,59	-1710,28
hm_4	-121,67	-1513,36
hm_5	-114,64	-1506,33
hm_6	-255,85	-1647,54
hm_7	-442,16	-1833,84
hm_8	-168,21	-1559,90

Přírůstek vzdušné síly na vodorovné ocasní plochy od manévru

Tato změna vzdušného zatížení je stanovena za předpokladu, že letoun během manévru nemění svoji polohu, takže vzdušná síla na VOP se skládá ze síly od výchytky VK a síly od tlumení, která vyplývá z úhlové rychlosti klopení letounu vzniklé výchytkou VK. Přírůstek vzdušné síly byl stanoven podle rovnice 3.13

Pro výpočet byl uvažován lineární náběh s časovým krokem 0,0025 s.

$$\Delta F_{vzd_man}(t) = F_{delta}(t) + F_{tlum}(t) \quad (3.13)$$

Kde:

$F_{delta}(t)$... Vzdušná síla od výchytky VK

$F_{tlum}(t)$... Vzdušná síla od tlumení

Vzdušná síla od výchytky výškového kormidla:

$$F_{tlum}(t) = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot K_{VOP} \cdot S_{VOP} \cdot \tau_{VK} \cdot \delta_{VK}(t) \cdot c_{L_{VOP}}^{\alpha} \quad (3.14)$$

Kde:

ρ ... Hustota vzduchu [kg/m³]

v ... Rychlost letu [m/s]

K_{VOP} ... Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP ($K_{VOP} = 1$)

S_{VOP} ... Plocha VOP [m²]

τ_{VK} ... Účinnost výškového kormidla

$\delta_{VK}(t)$... Výchytky výškového kormidla [rad]

Vzdušná síla od tlumení:



$$F_{tlum}(t) = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot K_{VOP} \cdot S_{VOP} \cdot c_{L_{VOP}}^\alpha \cdot \frac{\omega(t) \cdot L_{VOP}t}{v} \quad (3.15)$$

Kde:

$\omega(t)$... Úhlová rychlost klopení letounu

$L_{VOP}t$... Vzdálenost těžiště letounu a AS vodorovných ocasních ploch

$$L_{VOP}t = \overline{L_{VOP}t} - (\bar{x}_t - \overline{x_{AC\ kř-tr}}) \cdot c_{SAT} \quad (3.16)$$

Kde:

$\overline{L_{VOP}t}$... Vzdálenost AS letounu bez VOP a AS VOP [m]

\bar{x}_t ... Poměrná poloha těžiště na c_{SAT}

$\overline{x_{AC\ kř-tr}}$... Poměrná poloha AS letounu bez VOP k c_{SAT}

c_{SAT} ... Střední aerodynamická tětíva [m]

Přírůstek úhlové rychlosti:

$$d\omega(t) = \varepsilon(t)dt \quad (3.17)$$

Úhlové zrychlení:

$$\varepsilon(t) = \frac{\Delta F_{vzd_man}(t) \cdot L_{VOP}t}{J_z} \quad (3.18)$$

Kde:

J_z ... Moment setrvačnosti kolem boční osy

Setrvačné síly od manévru

Přírůstek síly na vodorovné ocasní ploše vlivem výchytky výškového kormidla způsobí rotační zrychlení podél boční osy a změnu translačního násobku. Celková setrvačná síla způsobená poryvem dána rovnicí 3.19

$$F_{setr} = F_{vých} + F_{man_rot} + F_{man_tr} \quad (3.19)$$

Setrvačná síla ve výchozím stavu:

Ve výchozím stavu je setrvačná síla určena stejně jako v kapitole 3.2 podle rovnice 3.3

Setrvačná síla od rotace:



Vlivem poryvu vznikne na vodorovné ocasní ploše síla, která způsobí rotaci letounu podél boční osy (osa z). Velikost síly od rotace stanovena rovnicí 3.20 [15]

$$F_{man_rot} = \frac{\Delta F_{vzd_man} \cdot l_{VOPt}}{J_z} \quad (3.20)$$

Kde:

ΔF_{vzd_man} ... Přírůstek vzdušné síly na vodorovné ocasní plochy

l_{VOPt} ... Vzdálenost těžiště letounu od těžiště VOP

J_z ... Moment setrvačnosti letounu

Setrvačná síla od změny translačního zrychlení:

Změna síly na vodorovné ocasní plochy způsobí translační zrychlení (ve vertikálním směru) a tím změnu násobku. Velikost síly je dána rovnicí 3.21 [15]

$$F_{man_tr} = -m_{VOP} \cdot g \cdot \frac{\Delta F_{vzd_man}}{m \cdot g} \quad (3.21)$$

Kde:

m_{VOP} ... Hmotnost vodorovných ocasních ploch

g ... Gravitační zrychlení

ΔF_{vzd_man} ... Přírůstek vzdušné síly na vodorovné ocasní plochy

m ... Hmotnost letounu

Celková síla od manévru

Tabulka 4.8 ukazuje postup výpočtu manévrovacího zatížení. V tabulce 4.8 je pro ukázkou použit krok 0,1 s, pro výpočet byl však z důvodu větší přesnosti použit krok 0,0025 s.

Tabulka 4.9 shrnuje výsledky zatížení vodorovných ocasních ploch od manévru pro všechny definované případy.

Tabulka 4.8 - Zatížení VOP od manévru



Zatížení od manévru (rozhodující případ)									
t	δ_{VK}	ϵ_z	$d\omega$	ω_z	delta F	F_tlum	F_vzd m	F_set m	F_man
[s]	[deg]	[rad/s ²]	[rad/s]	[rad/s]	[N]	[N]	[N]	[N]	[N]
0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	-1647,540
0,010	-0,550	1,013	0,002	0,005	-195,006	7,294	-187,712	41,238	-1794,014
0,020	-1,100	1,954	0,005	0,020	-390,012	28,517	-361,495	79,416	-1929,619
0,030	-1,650	2,824	0,007	0,044	-585,018	62,640	-522,378	114,759	-2055,158
0,040	-2,200	3,630	0,009	0,076	-780,024	108,705	-671,319	147,480	-2171,379
0,050	-2,750	4,376	0,011	0,116	-975,030	165,825	-809,204	177,771	-2278,973
0,060	-3,300	5,067	0,012	0,164	-1170,036	233,181	-936,855	205,814	-2378,580
0,070	-3,850	5,706	0,014	0,218	-1365,042	310,012	-1055,029	231,776	-2470,793
0,080	-4,400	6,298	0,016	0,278	-1560,048	395,615	-1164,432	255,810	-2556,162
0,090	-4,950	6,846	0,017	0,343	-1755,054	489,339	-1265,715	278,060	-2635,194
0,100	-5,500	7,354	0,018	0,414	-1950,060	590,581	-1359,479	298,659	-2708,359
0,110	-6,050	7,824	0,019	0,490	-2145,066	698,783	-1446,283	317,729	-2776,094
0,120	-6,600	8,258	0,021	0,571	-2340,072	813,428	-1526,643	335,383	-2838,800
0,130	-7,150	8,661	0,022	0,655	-2535,077	934,038	-1601,039	351,727	-2896,852
0,140	-7,700	9,034	0,022	0,744	-2730,083	1060,171	-1669,912	366,857	-2950,595
0,150	-8,250	9,379	0,023	0,836	-2925,089	1191,416	-1733,673	380,865	-3000,348
0,160	-8,800	9,698	0,024	0,931	-3120,095	1327,394	-1792,701	393,832	-3046,409
0,170	-9,350	9,994	0,025	1,030	-3315,101	1467,753	-1847,348	405,837	-3089,050
0,180	-9,900	10,268	0,026	1,131	-3510,107	1612,169	-1897,938	416,951	-3128,526
0,190	-10,450	10,521	0,026	1,235	-3705,113	1760,340	-1944,773	427,240	-3165,072
0,200	-11,000	10,756	0,027	1,341	-3900,119	1911,988	-1988,131	436,766	-3198,905

Tabulka 4.9 - Celkové zatížení od manévru

Celkové zatížení od manévru (všechny případy)				
F_man	$v_A (\delta_{VK+})$	$v_A (\delta_{VK-})$	$v_D 1/3 \delta_{VK-}$	$v_D 1/3 \delta_{VK+}$
Hm_1	-1472,14	405,52	-2668,33	-1154,52
Hm_2	-1424,06	450,68	-2620,51	-1109,14
Hm_3	-1480,89	667,60	-2684,84	-886,33
Hm_4	-1766,01	1273,53	-3067,52	-199,39
Hm_5	-1806,81	1321,14	-3124,29	-138,41
Hm_6	-1898,69	1138,07	-3198,91	-335,93
Hm_7	-1641,90	575,81	-2848,44	-976,04
Hm_8	-1811,01	1225,68	-3111,72	-334,22

Maximální síla na vodorovné ocasní plochy způsobená vychýlením výškového kormidla nastane při hmotnostní konfiguraci 6 (600 kg), rychlosti v_D (288 km/h) a výchylce 1/3. Její velikost je **-3198,91 N**.

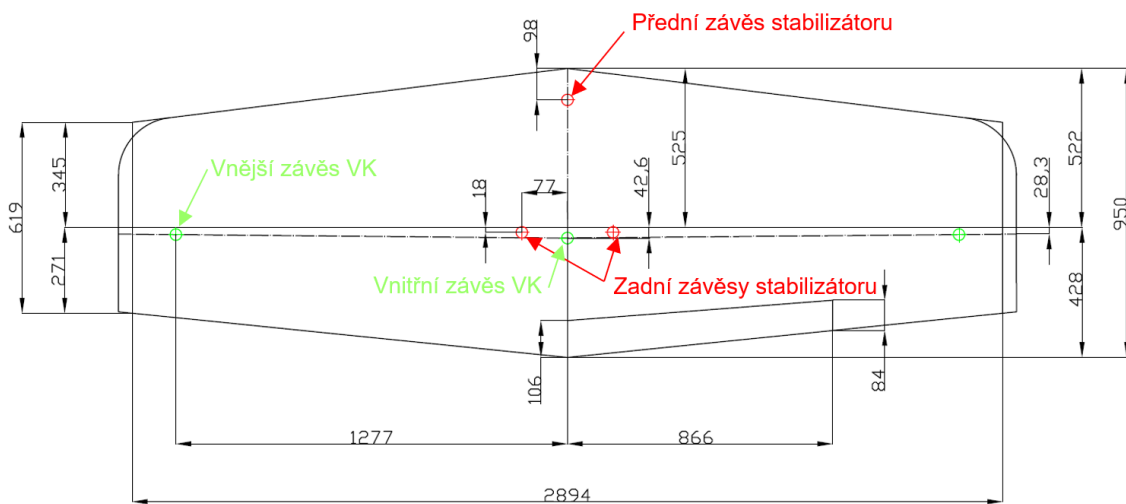
4.5 Souhrn případů zatížení VOP – provozní zatížení

Tabulka 4.10 - Přehled výsledků zatížení VOP

Přehled výsledků zatížení VOP		
Typ zatížení	Letová konfigurace	Hodnota zatížení
Vyvažovací	$v_D = 288 \text{ km/h}$, $n = -2$, $m = 600 \text{ kg}$, centráž = 0,37%	-2409,47 N
Poryvové	$v_D = 288 \text{ km/h}$, $U_{de} = -7,62 \text{ m/s}^2$, $m = 600 \text{ kg}$, centráž = 0,30%	-2678,71 N
Manévrovací	$v_D = 288 \text{ km/h}$, 1/3 max. výchylky VK nahoru (-11°) $m = 600 \text{ kg}$, centráž = 0,30%	-3198,91 N

5 Průběh zatížení VOP

5.1 Vstupní hodnoty pro výpočet



Obrázek 5.1 - Základní geometrie VOP

Tabulka 5.1 - Základní geometrické údaje VOP [16]

Základní geometrické údaje VOP			
Profil VOP	NACA 0012	-	-
Plocha VOP	S_{VOP}	2,278	m ²
Rozpětí celkové	b_{VOP}	2,95	m
Rozpětí efektivní	b_{VOPef}	2,89	m
Štíhlost VOP	AR_{VOP}	3,717	-
Zúžení VOP	$\eta_{\zeta OII}$	0,6508	-
Úhel šípu k 25 %	$\chi_{\zeta OII}$	3,87	°
Úhel vzepětí VOP	$\Gamma_{\zeta OII}$	0	°
Úhel nastavení VOP k ZRT	$\varphi_{\zeta OII}$	-3 ÷ 0,5	°
Hloubka kořenového řezu	$C_{0 VOP}$	0,95	m
Hloubka koncového řezu (efektivní)	$C_{k VOP}$	0,6183	m
Hloubka střední geometrické tětiny VOP	$C_{SGT VOP}$	0,772	m
Hloubka střední aerodynamické tětiny VOP	$C_{SAT VOP}$	0,7958	m
Poloha SAT po hloubce kořenového profilu	$X_{SAT VOP}$	0,085	m
Poloha SAT po rozpětí VOP	$Y_{SAT VOP}$	0,685	m
Kořenová hloubka stabilizátoru	$c_{stab 0}$	0,522	m
Koncová hloubka stabilizátoru	$c_{stab k}$	0,345	m

Tabulka 5.2 - Základní geometrické údaje VK [16]

Základní geometrické údaje VK			
Plocha VK	S_{VK}	1,02	m ²
Poměrná hloubka kormidla	$c_{VK pom}$	45	%
Hloubka VK – kořenový řez	$c_{0 VK}$	0,428	m
Hloubka VK – koncový řez	$c_{k VK}$	0,271	m
Vzdálenost osy otáčení – kořenový řez	$c_{00 0 VK}$	0,0426	m
Vzdálenost osy otáčení – koncový řez	$c_{00 k VK}$	0,0283	m
Výchylka VK nahoru	$\eta_{vk min}$	-33	°
Výchylka VK dolů	$\eta_{vk max}$	28	°

Tabulka 5.3 - Základní geometrické údaje vyvažovací plošky [16]

Základní geometrické údaje vyvažovací plošky			
Plocha vyvažovací plošky	S_{trim}	0,082	m ²
Rozpětí vyvažovací plošky	b_{trim}	0,866	m
Kořenová hloubka vyvažovací plošky	$c_{0 trim}$	0,106	m
Koncová hloubka vyvažovací plošky	$c_{k trim}$	0,084	m

5.2 Vztahy pro výpočet

Posouvající síla

$$T = \int_0^z q dz \quad (4.1)$$

Ohybový moment

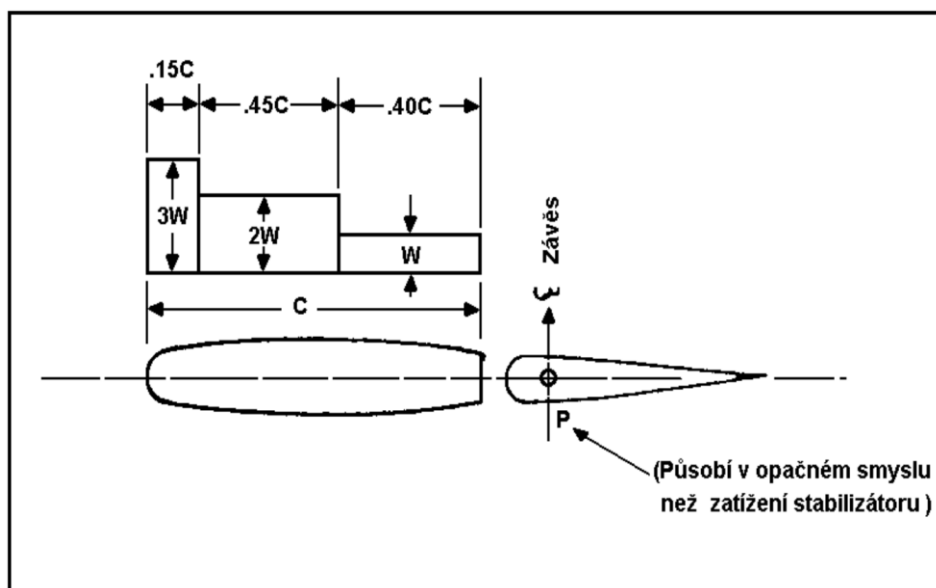
$$M_o = \int_0^z T dz \quad (4.2)$$

Kroutící moment

$$M_k = \int_0^z q \cdot x dz \quad (4.3)$$

5.3 Průběh zatížení VOP – vyvažovací případ

Dodatek B, obr. B6 [3]



Obrázek 5.2 - Rozložení vyvažovacího zatížení podle dodatku B [3]

POZNÁMKY:

(a) V podmínkách vyvážení podle CS-VLA 421, $P = 40\%$ čistého vyvažovacího zatížení (při zasunutých klapkách); a $P = 0$ (při vysunutých klapkách).

(b) V podmínkách podle CS-VLA 441 (a)(2) $P = 20\%$ čistého zatížení ocasních ploch.

(c) Zatížení stabilizátoru musí být –

(1) 140% čistého vyvažovacího zatížení pro případ zasunutých klapek podle poznámky (a);

(2) 100% vyvažovacího zatížení pro případ vysunutých klapek podle poznámky (a); a

(3) 120% vyvažovacího zatížení pro případ podle poznámky (b).

Rozdělení zatížení



Poměrné zatížení stabilizátoru

$$\overline{F}_{ST} = 1,4 \quad (4.4)$$

Poměrné zatížení výškového kormidla

$$\overline{F}_{VK} = -0,4 \quad (4.5)$$

Poloha výslednice síly

Poloha výslednice síly na stabilizátor byla určena z obrázku 5.2 užitím momentové věty. Síla od výškového kormidla působí v místě závěsu kormidla a má opačný směr než zatížení na stabilizátor.

$$F = 3W \cdot 0,15 + 2W \cdot 0,45 + 1W \cdot 0,4 \quad (4.6)$$

$$F \cdot x = 3W \cdot 0,15 \cdot \frac{0,15}{2} + 2W \cdot 0,45 \cdot \left(0,15 + \frac{0,45}{2}\right) + 1W \cdot 0,4 \cdot \left(0,15 + 0,45 + \frac{0,4}{2}\right)$$
$$x = \frac{3W \cdot 0,15 \cdot \frac{0,15}{2} + 2W \cdot 0,45 \cdot \left(0,15 + \frac{0,45}{2}\right) + 1W \cdot 0,4 \cdot \left(0,15 + 0,45 + \frac{0,4}{2}\right)}{3W \cdot 0,15 + 2W \cdot 0,45 + 1W \cdot 0,4}$$
$$= 0,395$$

Poloha výslednice na stabilizátoru je v 39,5 % CST.

Hodnota vyvažovacího zatížení pro rozhodující případ

$$F_{VOP} = -2409,47 \text{ N}$$

Průměrné zatížení

$$p = \frac{F_{VOP}}{S_{VOP}} = \frac{-2409,47}{2,278} = -1057,71 \text{ Pa}$$

Spojité zatížení VOP

$$q = c(z) \cdot p$$

$$q_{ST} = q \cdot 1,4$$

$$q_{VK} = q \cdot (-0,4)$$

Kroutící moment

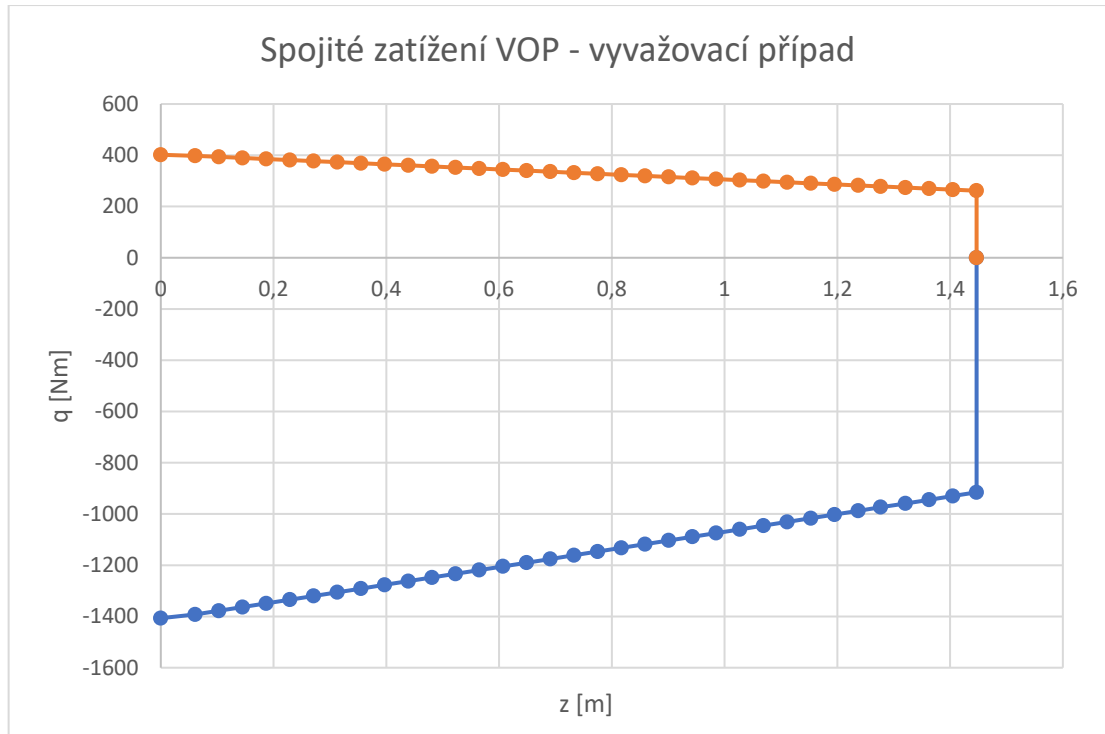
Kroutící moment na stabilizátoru je počítán k zadnímu nosníku stabilizátoru.

Kroutící moment na výškovém kormidle je počítán k ose závěsů VK.



Tabulka 5.4 - Rozdělení zatížení - vyvažovací případ

Rozdělení zatížení na stabilizátor a VK - pravá polovina VOP - porývový případ											
Geometrie VOP					Poměrné zatížení		Poměrná poloha působišť k NH		Spojitě zatížení		
z	c	c _{ST}	c _{VK}	c _z	ST	VK	ST	VK	qs	qv	q
[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[-]	[N/m]	[N/m]	[N/m]
1,45	0,62	0,35	0,27	0,03	0,87	0,13	0,16	0,71	-633,95	-93,12	-727,06
1,41	0,63	0,35	0,28	0,03	0,87	0,13	0,15	0,71	-643,71	-94,82	-738,53
1,36	0,64	0,36	0,28	0,03	0,87	0,13	0,15	0,71	-653,48	-96,52	-750,01
1,32	0,65	0,36	0,28	0,03	0,87	0,13	0,15	0,71	-663,25	-98,23	-761,48
1,28	0,66	0,37	0,29	0,03	0,87	0,13	0,14	0,71	-673,02	-99,93	-772,95
1,24	0,67	0,37	0,29	0,03	0,87	0,13	0,14	0,71	-682,78	-101,64	-784,42
1,20	0,68	0,38	0,30	0,03	0,87	0,13	0,14	0,71	-692,55	-103,34	-795,89
1,15	0,69	0,38	0,30	0,03	0,87	0,13	0,14	0,71	-702,32	-105,05	-807,37
1,11	0,70	0,39	0,31	0,03	0,87	0,13	0,13	0,71	-712,08	-106,76	-818,84
1,07	0,71	0,39	0,31	0,03	0,87	0,13	0,13	0,70	-721,85	-108,46	-830,31
1,03	0,72	0,40	0,32	0,03	0,87	0,13	0,13	0,70	-731,61	-110,17	-841,78
0,99	0,73	0,40	0,32	0,03	0,87	0,13	0,13	0,70	-741,38	-111,87	-853,25
0,94	0,74	0,41	0,33	0,03	0,87	0,13	0,12	0,70	-751,14	-113,58	-864,73
0,90	0,75	0,41	0,33	0,03	0,87	0,13	0,12	0,70	-760,91	-115,29	-876,20
0,86	0,75	0,42	0,34	0,03	0,87	0,13	0,12	0,70	-770,67	-116,99	-887,67
0,82	0,76	0,42	0,34	0,03	0,87	0,13	0,12	0,70	-780,44	-118,70	-899,14
0,77	0,77	0,43	0,34	0,04	0,87	0,13	0,12	0,70	-790,20	-120,41	-910,61
0,73	0,78	0,43	0,35	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-799,97	-122,12	-922,09
0,69	0,79	0,44	0,35	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-809,73	-123,82	-933,56
0,65	0,80	0,44	0,36	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-819,50	-125,53	-945,03
0,61	0,81	0,45	0,36	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-829,26	-127,24	-956,50
0,56	0,82	0,45	0,37	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-839,03	-128,95	-967,97
0,52	0,83	0,46	0,37	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-848,79	-130,66	-979,45
0,48	0,84	0,46	0,38	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-858,55	-132,36	-990,92
0,44	0,85	0,47	0,38	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-868,32	-134,07	-1002,39
0,40	0,86	0,48	0,39	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-878,08	-135,78	-1013,86
0,36	0,87	0,48	0,39	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-887,84	-137,49	-1025,33
0,31	0,88	0,49	0,40	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-897,61	-139,20	-1036,81
0,27	0,89	0,49	0,40	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-907,37	-140,91	-1048,28
0,23	0,90	0,50	0,40	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-917,13	-142,62	-1059,75
0,19	0,91	0,50	0,41	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-926,90	-144,33	-1071,22
0,15	0,92	0,51	0,41	0,04	0,87	0,13	0,09	0,70	-936,66	-146,03	-1082,69
0,10	0,93	0,51	0,42	0,04	0,86	0,14	0,09	0,70	-946,42	-147,74	-1094,17
0,06	0,94	0,52	0,42	0,04	0,86	0,14	0,09	0,70	-956,18	-149,45	-1105,64
0,00	0,95	0,52	0,43	0,04	0,86	0,14	0,09	0,70	-965,95	-151,16	-1117,11

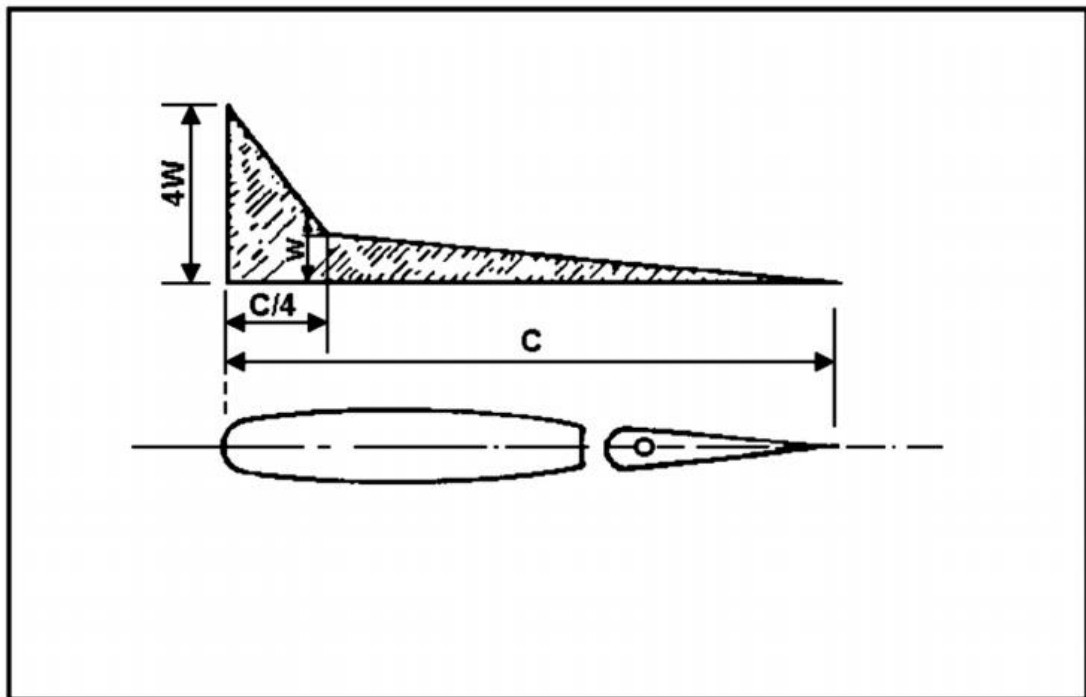


Graf 5.1 - Průběh spojitého zatížení - vyvažovací případ

5.4 Průběh zatížení VOP – poryvový případ

Tvar zatížení od poryvu po hloubce VOP je znázorněn na obrázku 5.3.

Dodatek B, obr. B8 [3]



Obrázek 5.3 - Rozložení poryvového zatížení podle dodatku B [3]



Rozdělení zatížení

Poměrné zatížení stabilizátoru

$$\overline{F_{ST}} = \left[1 - \frac{2}{3} \left(\frac{c_{VK}}{c} \right)^2 \right] \quad (4.7)$$

Poměrné zatížení výškového kormidla

$$\overline{F_{VK}} = \frac{2}{3} \left(\frac{c_{VK}}{c} \right)^2 \quad (4.8)$$

Poloha výslednic sil k NH VOP

Na stabilizátoru

$$\frac{1}{c} \cdot \frac{9c^3 - 24c_{VK}^2 c - 16c_{VK}^3}{12(2c^2 - 2c_{VK}^2)} \quad (4.9)$$

Na výškovém kormidle

$$\left(c - \frac{2}{3} \cdot c_{VK} \right) \cdot \frac{1}{c} \quad (4.10)$$

Hodnota poryvového zatížení pro rozhodující případ

$$F_{VOP} = -2678,71 \text{ N}$$

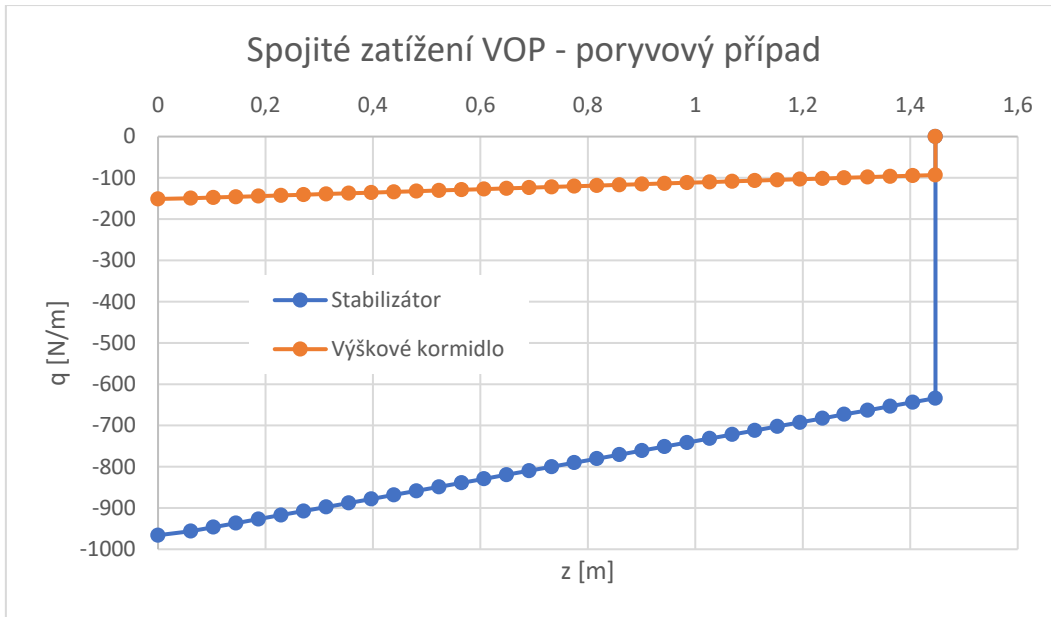
Průměrné zatížení

$$p = \frac{F_{VOP}}{S_{VOP}} = \frac{-2678,71}{2,278} = -1175,9 \text{ Pa}$$



Tabulka 5.5 - Rozdělení zatížení – poryvový případ

Rozdělení zatížení na stabilizátor a VK - pravá polovina VOP - poryvový případ											
Geometrie VOP					Poměrné zatížení		Poměrná poloha působišť k NH		Spojité zatížení		
z	c	c _{ST}	c _{VK}	c _z	ST	VK	ST	VK	qs	qv	q
[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[-]	[N/m]	[N/m]	[N/m]
1,45	0,62	0,35	0,27	0,03	0,87	0,13	0,16	0,71	-633,95	-93,12	-727,06
1,41	0,63	0,35	0,28	0,03	0,87	0,13	0,15	0,71	-643,71	-94,82	-738,53
1,36	0,64	0,36	0,28	0,03	0,87	0,13	0,15	0,71	-653,48	-96,52	-750,01
1,32	0,65	0,36	0,28	0,03	0,87	0,13	0,15	0,71	-663,25	-98,23	-761,48
1,28	0,66	0,37	0,29	0,03	0,87	0,13	0,14	0,71	-673,02	-99,93	-772,95
1,24	0,67	0,37	0,29	0,03	0,87	0,13	0,14	0,71	-682,78	-101,64	-784,42
1,20	0,68	0,38	0,30	0,03	0,87	0,13	0,14	0,71	-692,55	-103,34	-795,89
1,15	0,69	0,38	0,30	0,03	0,87	0,13	0,14	0,71	-702,32	-105,05	-807,37
1,11	0,70	0,39	0,31	0,03	0,87	0,13	0,13	0,71	-712,08	-106,76	-818,84
1,07	0,71	0,39	0,31	0,03	0,87	0,13	0,13	0,70	-721,85	-108,46	-830,31
1,03	0,72	0,40	0,32	0,03	0,87	0,13	0,13	0,70	-731,61	-110,17	-841,78
0,99	0,73	0,40	0,32	0,03	0,87	0,13	0,13	0,70	-741,38	-111,87	-853,25
0,94	0,74	0,41	0,33	0,03	0,87	0,13	0,12	0,70	-751,14	-113,58	-864,73
0,90	0,75	0,41	0,33	0,03	0,87	0,13	0,12	0,70	-760,91	-115,29	-876,20
0,86	0,75	0,42	0,34	0,03	0,87	0,13	0,12	0,70	-770,67	-116,99	-887,67
0,82	0,76	0,42	0,34	0,03	0,87	0,13	0,12	0,70	-780,44	-118,70	-899,14
0,77	0,77	0,43	0,34	0,04	0,87	0,13	0,12	0,70	-790,20	-120,41	-910,61
0,73	0,78	0,43	0,35	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-799,97	-122,12	-922,09
0,69	0,79	0,44	0,35	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-809,73	-123,82	-933,56
0,65	0,80	0,44	0,36	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-819,50	-125,53	-945,03
0,61	0,81	0,45	0,36	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-829,26	-127,24	-956,50
0,56	0,82	0,45	0,37	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-839,03	-128,95	-967,97
0,52	0,83	0,46	0,37	0,04	0,87	0,13	0,11	0,70	-848,79	-130,66	-979,45
0,48	0,84	0,46	0,38	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-858,55	-132,36	-990,92
0,44	0,85	0,47	0,38	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-868,32	-134,07	-1002,39
0,40	0,86	0,48	0,39	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-878,08	-135,78	-1013,86
0,36	0,87	0,48	0,39	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-887,84	-137,49	-1025,33
0,31	0,88	0,49	0,40	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-897,61	-139,20	-1036,81
0,27	0,89	0,49	0,40	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-907,37	-140,91	-1048,28
0,23	0,90	0,50	0,40	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-917,13	-142,62	-1059,75
0,19	0,91	0,50	0,41	0,04	0,87	0,13	0,10	0,70	-926,90	-144,33	-1071,22
0,15	0,92	0,51	0,41	0,04	0,87	0,13	0,09	0,70	-936,66	-146,03	-1082,69
0,10	0,93	0,51	0,42	0,04	0,86	0,14	0,09	0,70	-946,42	-147,74	-1094,17
0,06	0,94	0,52	0,42	0,04	0,86	0,14	0,09	0,70	-956,18	-149,45	-1105,64
0,00	0,95	0,52	0,43	0,04	0,86	0,14	0,09	0,70	-965,95	-151,16	-1117,11



Graf 5.2 - Průběh spojitého zatížení – poryvový případ

5.5 Průběh zatížení VOP – manévrovací případ

Znění předpisu CS-VLA: [3]

CS-VLA 423 Zatížení při obratech

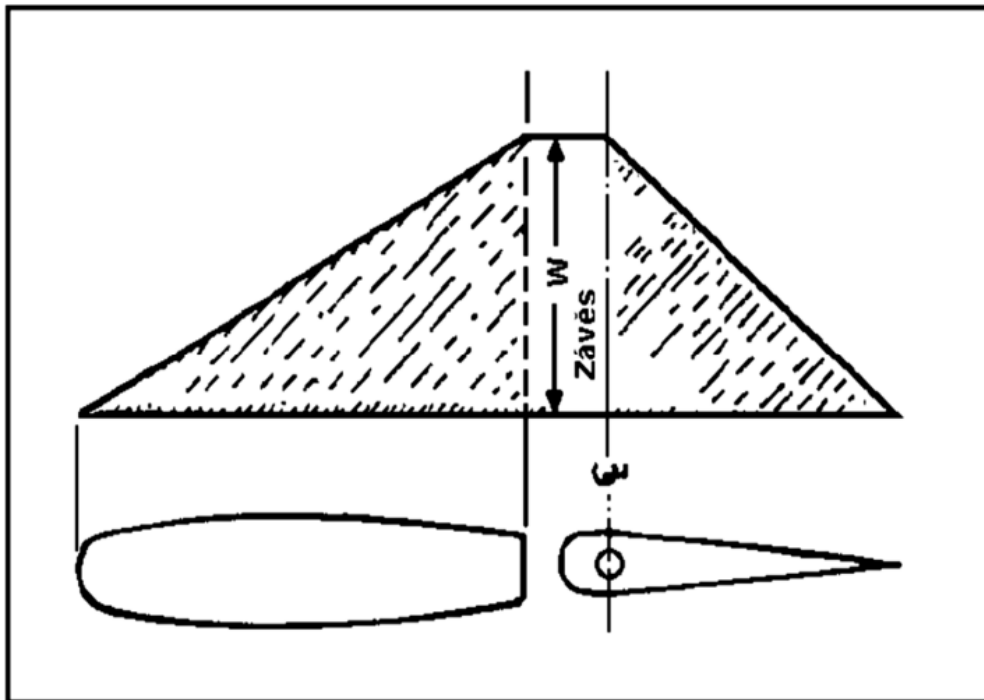
(a) Náhlé vychýlení řídicí výškovky při rychlosti V_A do

(1) maximální výchylky nahoru; a

(2) maximální výchylky dolů, dané dorazy nebo silou pilota, podle toho, co je rozhodující.

Může být použito průměrné zatížení podle B11 v Dodatku B a rozložení podle obrázku B7 v Dodatku B.

Dodatek B, obr. B7 [3]



Obrázek 5.4 - Rozložení manévrovacího zatížení podle dodatku B [3]

Rozdělení zatížení

Poměrné zatížení stabilizátoru

$$\overline{F}_{ST} = \frac{0,5 \cdot c_{ST}}{0,5 \cdot c_{ST} + c_z + 0,5(c_{VK} - c_z)} \quad (4.11)$$

Poměrné zatížení výškového kormidla

$$\overline{F}_{VK} = \frac{0,5 \cdot (c_{VK} + c_z)}{0,5 \cdot c_{ST} + c_z + 0,5(c_{VK} - c_z)} \quad (4.12)$$



Poloha výslednic sil k NH VOP

Na stabilizátoru

$$\frac{2}{3} \cdot \frac{c_{ST}}{c} \quad (4.13)$$

Na výškovém kormidle

$$\frac{1}{3} \cdot \frac{c_z^2 + c_z - c_{VK} + c_{VK}^2}{c_z} \cdot \frac{1}{c} \quad (4.14)$$

Hodnota manévrovacího zatížení pro rozhodující případ

$$F_{VOP} = -3198,91N$$

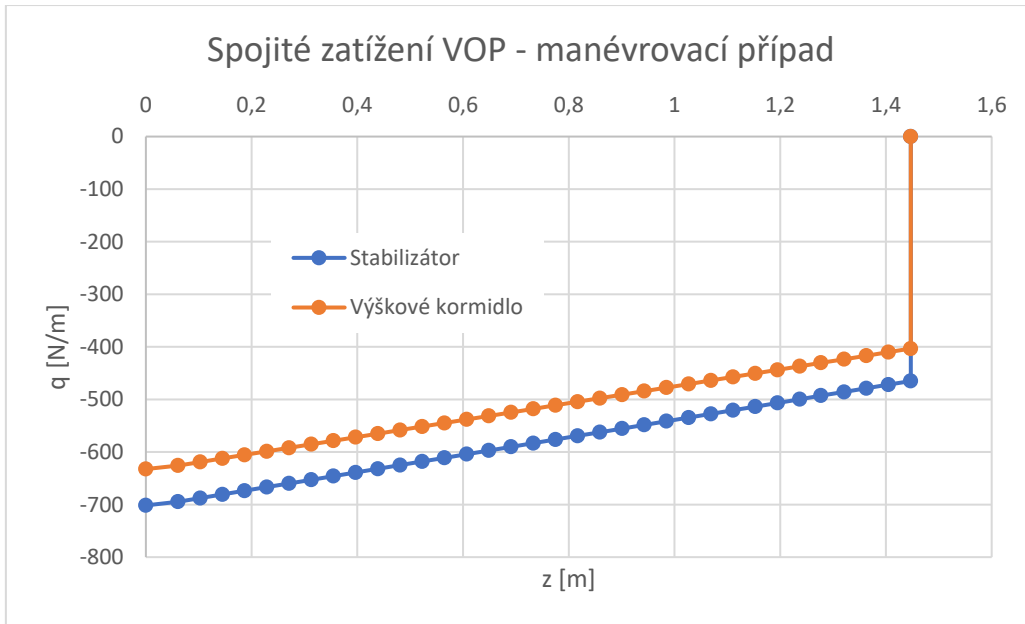
Průměrné zatížení

$$p = \frac{F_{VOP}}{S_{VOP}} = \frac{-2678,71}{2,278} = -1404,26 Pa$$



Tabulka 5.6 - Rozdělení zatížení - manévrovací případ

Rozdělení zatížení na stabilizátor a VK - pravá polovina VOP - manévrovací případ											
Geometrie VOP					Poměrné zatížení		Poměrná poloha působíště k NH		Spojitě zatížení		
z	c	c _{ST}	c _{VK}	c _z	ST	VK	ST	VK	qs	qv	q
[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[-]	[N/m]	[N/m]	[N/m]
1,45	0,62	0,35	0,27	0,03	0,54	0,46	0,37	0,67	-464,92	-403,34	-868,26
1,41	0,63	0,35	0,28	0,03	0,54	0,46	0,37	0,67	-471,88	-410,08	-881,96
1,36	0,64	0,36	0,28	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-478,84	-416,82	-895,66
1,32	0,65	0,36	0,28	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-485,80	-423,56	-909,35
1,28	0,66	0,37	0,29	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-492,76	-430,30	-923,05
1,24	0,67	0,37	0,29	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-499,72	-437,04	-936,75
1,20	0,68	0,38	0,30	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-506,68	-443,78	-950,45
1,15	0,69	0,38	0,30	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-513,64	-450,52	-964,15
1,11	0,70	0,39	0,31	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-520,60	-457,26	-977,85
1,07	0,71	0,39	0,31	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-527,56	-464,00	-991,55
1,03	0,72	0,40	0,32	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-534,52	-470,74	-1005,25
0,99	0,73	0,40	0,32	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-541,48	-477,48	-1018,95
0,94	0,74	0,41	0,33	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-548,44	-484,22	-1032,65
0,90	0,75	0,41	0,33	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-555,40	-490,96	-1046,35
0,86	0,75	0,42	0,34	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-562,36	-497,70	-1060,05
0,82	0,76	0,42	0,34	0,03	0,53	0,47	0,37	0,67	-569,32	-504,44	-1073,75
0,77	0,77	0,43	0,34	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-576,28	-511,18	-1087,45
0,73	0,78	0,43	0,35	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-583,24	-517,92	-1101,15
0,69	0,79	0,44	0,35	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-590,20	-524,66	-1114,85
0,65	0,80	0,44	0,36	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-597,16	-531,40	-1128,55
0,61	0,81	0,45	0,36	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-604,12	-538,13	-1142,25
0,56	0,82	0,45	0,37	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-611,08	-544,87	-1155,95
0,52	0,83	0,46	0,37	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-618,04	-551,61	-1169,65
0,48	0,84	0,46	0,38	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-625,00	-558,35	-1183,35
0,44	0,85	0,47	0,38	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-631,96	-565,09	-1197,05
0,40	0,86	0,48	0,39	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-638,92	-571,83	-1210,75
0,36	0,87	0,48	0,39	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-645,88	-578,57	-1224,45
0,31	0,88	0,49	0,40	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-652,84	-585,31	-1238,15
0,27	0,89	0,49	0,40	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-659,80	-592,05	-1251,85
0,23	0,90	0,50	0,40	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-666,76	-598,79	-1265,55
0,19	0,91	0,50	0,41	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-673,72	-605,53	-1279,25
0,15	0,92	0,51	0,41	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-680,68	-612,27	-1292,95
0,10	0,93	0,51	0,42	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-687,64	-619,01	-1306,65
0,06	0,94	0,52	0,42	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-694,60	-625,74	-1320,35
0,00	0,95	0,52	0,43	0,04	0,53	0,47	0,37	0,67	-701,57	-632,48	-1334,05



Graf 5.3 - Průběh spojitého zatížení - manévrovací případ



5.6 Zjištěné průběhy zatížení na VOP

Všechny zjištěné hodnoty zatížení jsou provozní.

Tabulka 5.7 - Zjištěné průběhy na VOP - vyvažovací případ

Průběh zatížení VOP - vyvažovací případ														
z	Výškové kormidlo				Stabilizátor									
	Od spojitého zatížení			Reakce závěsy VK	Celkové zatížení			Od spojitého zatížení			Celkové zatížení			
	T	Mo	Mk		T	Mo	Mk	T	Mo	Mk	T	Mo	Mk	
[m]	[N]	[Nm]	[Nm]	[N]	[N]	[Nm]	[Nm]	[N]	[Nm]	[Nm]	[N]	[Nm]	[Nm]	
1,45	0,00	0,00	0,00		0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,41	11,07	0,23	0,00		11,07	0,23	0,00	-38,76	-0,81	-8,01	-38,76	-0,81	-8,01	-8,01
1,36	22,32	0,93	0,00		22,32	0,93	0,00	-78,12	-3,27	-16,26	-78,12	-3,27	-16,26	-16,26
1,32	33,74	2,11	0,00		33,74	2,11	0,00	-118,09	-7,39	-24,74	-118,09	-7,39	-24,74	-24,74
1,28	45,89	3,86	0,00		45,89	3,86	0,00	-160,60	-13,52	-33,88	-160,60	-13,52	-33,88	-33,88
1,28	45,89	3,86	0,00	-252,82	-206,93	3,86	0,00	-160,60	-13,52	-33,88	92,22	-13,52	-33,88	21,15
1,24	57,26	5,93	0,00		-195,56	-4,19	0,00	-200,40	-20,74	-42,65	52,42	-10,63	12,38	12,38
1,20	69,37	8,59	0,00		-183,45	-12,15	0,00	-242,80	-30,05	-52,10	10,02	-9,32	2,92	2,92
1,15	81,66	11,76	0,00		-171,16	-19,59	0,00	-285,81	-41,15	-61,81	-32,99	-9,80	-6,78	-6,78
1,11	94,12	15,45	0,00		-158,70	-26,52	0,00	-329,42	-54,07	-71,76	-76,60	-12,10	-16,74	-16,74
1,07	106,75	19,67	0,00		-146,07	-32,92	0,00	-373,64	-68,83	-81,97	-120,82	-16,25	-26,95	-26,95
1,03	119,56	24,42	0,00		-133,26	-38,79	0,00	-418,46	-85,47	-92,44	-165,64	-22,26	-37,41	-37,41
0,99	132,54	29,71	0,00		-120,28	-44,11	0,00	-463,89	-104,00	-103,17	-211,07	-30,17	-48,14	-48,14
0,94	145,70	35,56	0,00		-107,13	-48,89	0,00	-509,93	-124,45	-114,15	-257,11	-40,00	-59,12	-59,12
0,90	159,02	41,96	0,00		-93,80	-53,11	0,00	-556,58	-146,84	-125,40	-303,76	-51,78	-70,37	-70,37
0,86	172,52	48,92	0,00		-80,30	-56,76	0,00	-603,83	-171,21	-136,92	-351,01	-65,53	-81,89	-81,89
0,82	186,20	56,45	0,00		-66,62	-59,85	0,00	-651,69	-197,58	-148,70	-398,87	-81,28	-93,67	-93,67
0,77	200,04	64,56	0,00		-52,78	-62,35	0,00	-700,16	-225,97	-160,75	-447,34	-99,05	-105,72	-105,72
0,73	214,07	73,26	0,00		-38,76	-64,28	0,00	-749,23	-256,40	-173,07	-496,41	-118,87	-118,04	-118,04
0,69	228,26	82,55	0,00		-24,56	-65,61	0,00	-798,91	-288,91	-185,67	-546,09	-140,76	-130,64	-130,64
0,65	242,63	92,44	0,00		-10,19	-66,34	0,00	-849,19	-323,52	-198,54	-596,37	-164,75	-143,52	-143,52
0,61	257,17	102,93	0,00		4,35	-66,46	0,00	-900,09	-360,26	-211,69	-647,27	-190,87	-156,67	-156,67
0,56	271,88	114,04	0,00		19,06	-65,97	0,00	-951,59	-399,14	-225,13	-698,76	-219,14	-170,10	-170,10
0,52	286,77	125,77	0,00		33,95	-64,85	0,00	-1003,69	-440,21	-238,84	-750,87	-249,58	-183,81	-183,81
0,48	301,83	138,13	0,00		49,01	-63,11	0,00	-1056,40	-483,47	-252,83	-803,58	-282,22	-197,81	-197,81
0,44	317,06	151,13	0,00		64,24	-60,73	0,00	-1109,72	-528,96	-267,12	-856,90	-317,09	-212,09	-212,09
0,40	332,47	164,77	0,00		79,65	-57,71	0,00	-1163,65	-576,70	-281,69	-910,83	-354,21	-226,66	-226,66
0,36	348,05	179,06	0,00		95,23	-54,04	0,00	-1218,18	-626,72	-296,55	-965,36	-393,62	-241,52	-241,52
0,31	363,81	194,01	0,00		110,99	-49,71	0,00	-1273,32	-679,04	-311,69	-1020,50	-435,32	-256,67	-256,67
0,27	379,73	209,62	0,00		126,91	-44,71	0,00	-1329,07	-733,69	-327,14	-1076,25	-479,35	-272,11	-272,11
0,23	395,84	225,91	0,00		143,01	-39,04	0,00	-1385,42	-790,69	-342,87	-1132,60	-525,74	-287,85	-287,85
0,19	412,11	242,88	0,00		159,29	-32,70	0,00	-1442,38	-850,08	-358,91	-1189,56	-574,50	-303,88	-303,88
0,15	428,56	260,53	0,00		175,74	-25,66	0,00	-1499,95	-911,86	-375,24	-1247,13	-625,67	-320,21	-320,21
0,10	445,18	278,88	0,00		192,36	-17,93	0,00	-1558,12	-976,08	-391,87	-1305,30	-679,27	-336,84	-336,84
0,06	461,97	297,93	0,00		209,15	-2,65	0,00	-1616,91	-1042,76	-408,80	-1364,08	-735,33	-353,77	-353,77
0,00	486,24	326,85	0,00		233,42	0,00	0,00	-1659,81	-1142,70	-421,25	-1406,99	-819,85	-366,22	-366,22



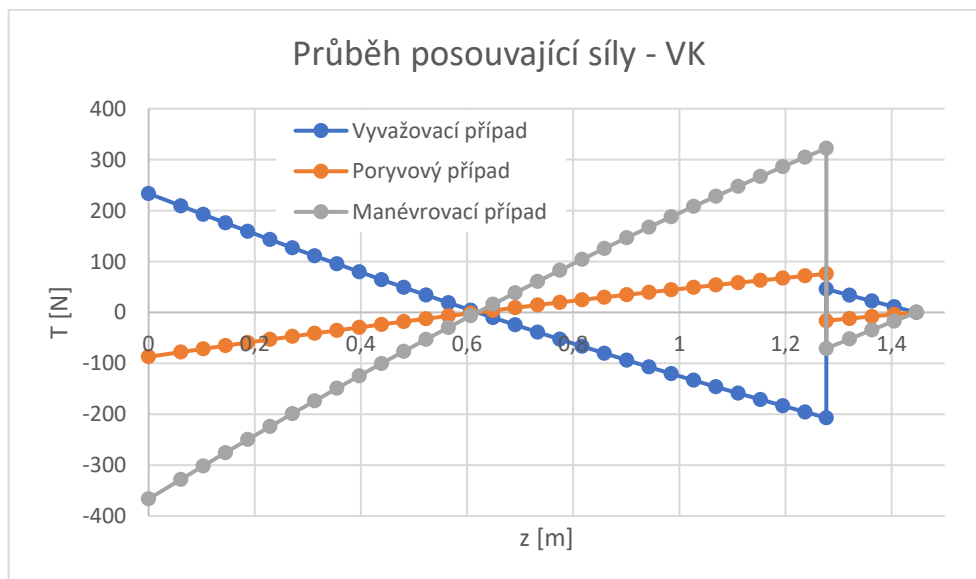
Tabulka 5.8 - Zjištěné průběhy na VOP - poryvový případ

Průběh zatížení VOP - poryvový případ													
z	Výškové kormidlo						Stabilizátor						
	Od spojitého zatížení			Reakce závěsy VK	Celkové zatížení			Od spojitého zatížení			Celkové zatížení		
[m]	T	Mo	Mk		T	Mo	Mk	T	Mo	Mk	T	Mo	Mk
[N]	[Nm]	[Nm]	[N]	[N]	[Nm]	[Nm]	[N]	[Nm]	[Nm]	[N]	[Nm]	[Nm]	
1,45	0,00	0,00	0,00		0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,41	-3,95	-0,08	0,25		-3,95	-0,08	0,25	-26,83	-0,56	-6,60	-26,83	-0,56	-6,60
1,36	-7,96	-0,33	0,52		-7,96	-0,33	0,52	-54,07	-2,26	-13,47	-54,07	-2,26	-13,47
1,32	-12,05	-0,75	0,79		-12,05	-0,75	0,79	-81,72	-5,11	-20,60	-81,72	-5,11	-20,60
1,28	-16,41	-1,38	1,08		-16,41	-1,38	1,08	-111,12	-9,36	-28,35	-111,12	-9,36	-28,35
1,28	-16,41	-1,38	1,08	92,20	75,79	-1,38	1,08	-111,12	-9,36	-28,35	-203,32	-9,36	-53,21
1,24	-20,51	-2,12	1,37		71,69	1,57	1,37	-138,63	-14,35	-35,93	-230,83	-18,04	-60,79
1,20	-24,89	-3,07	1,68		67,31	4,49	1,68	-167,92	-20,79	-44,17	-260,12	-28,35	-69,02
1,15	-29,34	-4,21	2,00		62,86	7,22	2,00	-197,62	-28,47	-52,70	-289,82	-39,90	-77,55
1,11	-33,86	-5,54	2,32		58,34	9,77	2,32	-227,73	-37,40	-61,52	-319,93	-52,70	-86,37
1,07	-38,45	-7,06	2,66		53,75	12,12	2,66	-258,26	-47,60	-70,63	-350,84	-66,78	-95,49
1,03	-43,11	-8,77	3,01		49,09	14,28	3,01	-289,19	-59,10	-80,05	-381,39	-82,15	-104,91
0,99	-47,85	-10,68	3,37		44,35	16,24	3,37	-320,53	-71,90	-89,78	-412,73	-98,83	-114,64
0,94	-52,65	-12,79	3,74		39,55	18,01	3,74	-352,29	-86,03	-99,82	-444,49	-116,83	-124,68
0,90	-57,53	-15,10	4,12		34,67	19,56	4,12	-384,45	-101,51	-110,17	-476,65	-136,17	-135,03
0,86	-62,48	-17,62	4,51		29,72	20,92	4,51	-417,02	-118,34	-120,84	-509,22	-156,88	-145,70
0,82	-67,50	-20,35	4,92		24,70	22,06	4,92	-450,01	-136,54	-131,84	-542,21	-178,96	-156,70
0,77	-72,59	-23,30	5,33		19,60	22,99	5,33	-483,40	-156,15	-143,16	-575,60	-202,43	-168,02
0,73	-77,76	-26,45	5,75		14,44	23,70	5,75	-517,20	-177,16	-154,82	-609,40	-227,31	-179,68
0,69	-83,00	-29,83	6,19		9,20	24,20	6,19	-551,42	-199,60	-166,81	-643,62	-253,63	-191,67
0,65	-88,30	-33,43	6,64		3,90	24,48	6,64	-586,04	-223,49	-179,15	-678,24	-281,39	-204,01
0,61	-93,68	-37,25	7,10		-1,48	24,53	7,10	-621,08	-248,84	-191,83	-713,28	-310,61	-216,69
0,56	-99,14	-41,30	7,57		-6,94	24,35	7,57	-656,52	-275,66	-204,87	-748,72	-341,31	-229,73
0,52	-104,66	-45,58	8,05		-12,46	23,94	8,05	-692,37	-303,99	-218,26	-784,57	-373,51	-243,11
0,48	-110,25	-50,09	8,55		-18,06	23,30	8,55	-728,64	-333,83	-232,00	-820,84	-407,22	-256,86
0,44	-115,92	-54,84	9,05		-23,72	22,42	9,05	-765,31	-365,21	-246,12	-857,51	-442,47	-270,97
0,40	-121,66	-59,83	9,57		-29,46	21,31	9,57	-802,40	-398,13	-260,60	-894,60	-479,26	-285,46
0,36	-127,47	-65,06	10,11		-35,27	19,95	10,11	-839,89	-432,62	-275,45	-932,09	-517,62	-300,31
0,31	-133,35	-70,54	10,65		-41,15	18,34	10,65	-877,80	-468,69	-290,68	-970,00	-557,57	-315,54
0,27	-139,31	-76,26	11,21		-47,11	16,49	11,21	-916,11	-506,36	-306,30	-1008,31	-599,11	-331,15
0,23	-145,33	-82,24	11,78		-53,13	14,38	11,78	-954,84	-545,65	-322,29	-1047,03	-642,27	-347,15
0,19	-151,43	-88,47	12,36		-59,23	12,02	12,36	-993,97	-586,57	-338,68	-1086,17	-687,07	-363,54
0,15	-157,60	-94,96	12,96		-65,40	9,41	12,96	-1033,51	-629,15	-355,47	-1125,71	-733,52	-380,33
0,10	-163,84	-101,71	13,57		-71,64	6,53	13,57	-1073,47	-673,40	-372,65	-1165,67	-781,64	-397,51
0,06	-170,15	-108,73	14,20		-77,95	3,39	14,20	-1113,83	-719,33	-390,24	-1206,03	-831,45	-415,10
0,00	-179,27	-119,38	15,11		-87,07	0,00	15,11	-1143,30	-788,17	-403,25	-1235,49	-905,91	-428,10

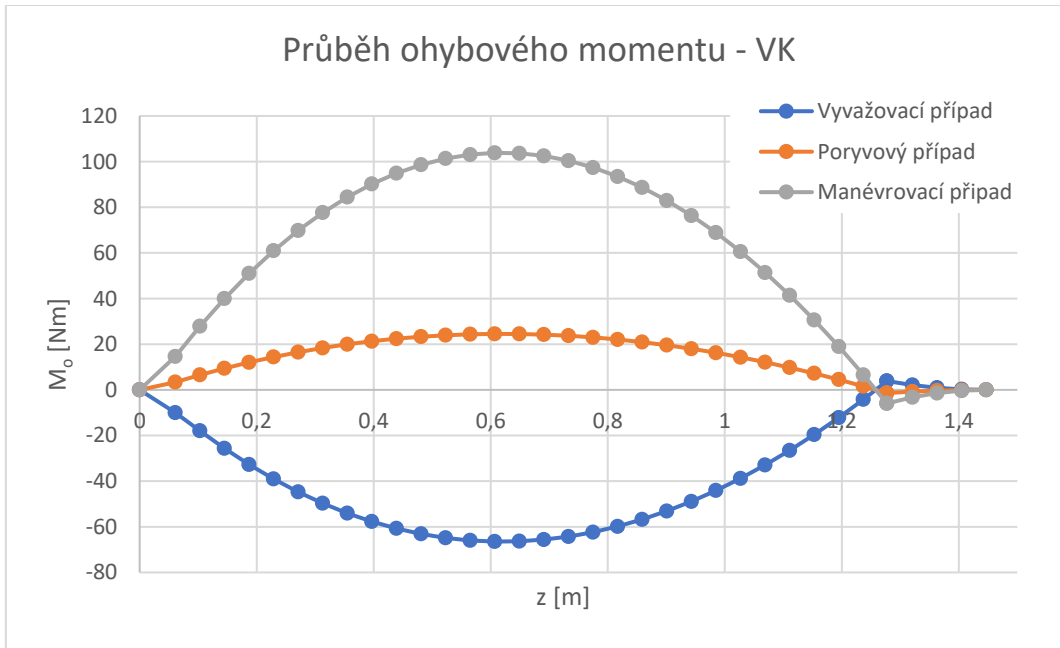


Tabulka 5.9 - Zjištěné průběhy na VOP - manévrovací případ

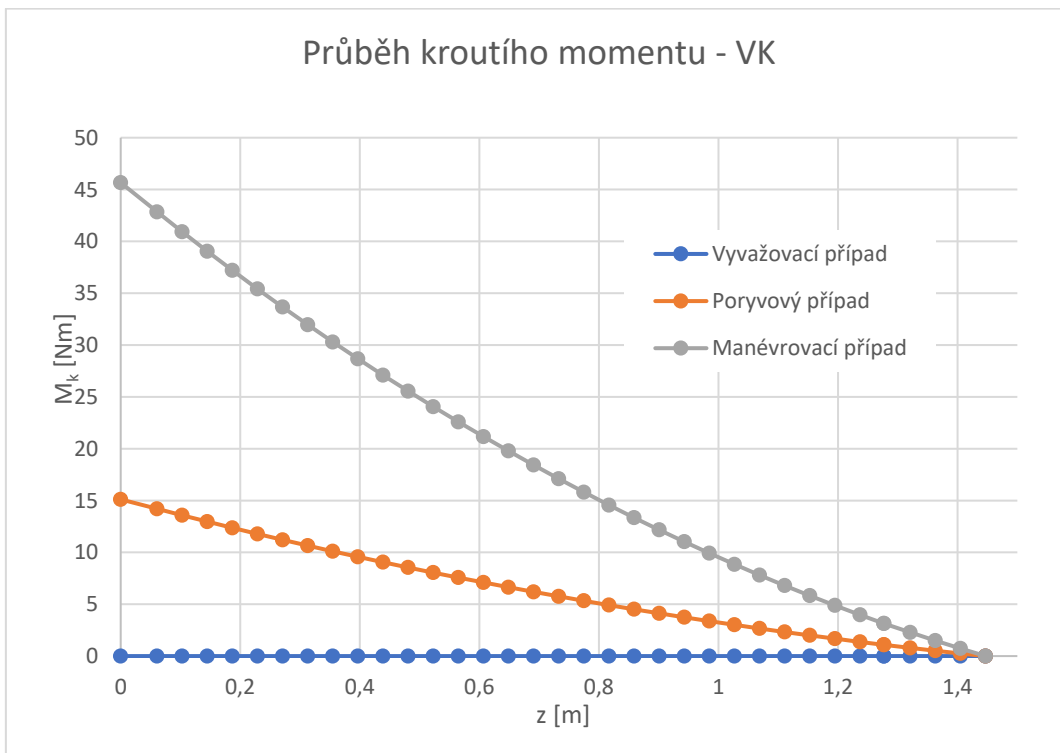
Průběh zatížení VOP - manévrovací případ														
z	Výškové kormidlo						Stabilizátor							
	Od spojitého zatížení			Reakce závěsy VK	Celkové zatížení			Od spojitého zatížení			Celkové zatížení			
	T	Mo	Mk		T	Mo	Mk	T	Mo	Mk	T	Mo	Mk	
[m]	[N]	[Nm]	[Nm]	[N]	[N]	[Nm]	[Nm]	[N]	[Nm]	[Nm]	[N]	[Nm]	[Nm]	
1,45	0,00	0,00	0,00		0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,41	-17,08	-0,36	0,73		-17,08	-0,36	0,73	-19,67	-0,41	-2,22	-19,67	-0,41	-2,22	
1,36	-34,45	-1,44	1,49		-34,45	-1,44	1,49	-39,64	-1,66	-4,52	-39,64	-1,66	-4,52	
1,32	-52,09	-3,26	2,28		-52,09	-3,26	2,28	-59,90	-3,75	-6,89	-59,90	-3,75	-6,89	
1,28	-70,88	-5,96	3,14		-70,88	-5,96	3,14	-81,42	-6,86	-9,44	-81,42	-6,86	-9,44	
1,28	-70,88	-5,96	3,14	393,30	322,42	-5,96	3,14	-81,42	-6,86	-9,44	-474,72	-6,86	-56,94	
1,24	-88,50	-9,15	3,97		304,81	6,58	3,97	-101,55	-10,52	-11,91	-494,85	-26,25	-59,41	
1,20	-107,28	-13,26	4,88		286,03	18,99	4,88	-122,98	-15,23	-14,58	-516,28	-47,48	-62,08	
1,15	-126,34	-18,17	5,83		266,96	30,60	5,83	-144,70	-20,85	-17,33	-538,00	-69,62	-64,83	
1,11	-145,69	-23,88	6,80		247,62	41,41	6,80	-166,71	-27,39	-20,16	-560,01	-92,68	-67,66	
1,07	-165,31	-30,41	7,81		227,99	51,40	7,81	-189,01	-34,86	-23,07	-582,31	-116,67	-70,57	
1,03	-185,23	-37,77	8,85		208,07	60,55	8,85	-211,61	-43,28	-26,06	-604,91	-141,60	-73,56	
0,99	-205,42	-45,98	9,92		187,88	68,87	9,92	-234,50	-52,64	-29,14	-627,80	-167,49	-76,64	
0,94	-225,90	-55,03	11,03		167,40	76,33	11,03	-257,68	-62,98	-32,30	-650,98	-194,34	-79,80	
0,90	-246,66	-64,96	12,17		146,64	82,92	12,17	-281,15	-74,30	-35,54	-674,45	-222,18	-83,04	
0,86	-267,71	-75,76	13,35		125,59	88,64	13,35	-304,91	-86,60	-38,88	-698,22	-251,00	-86,37	
0,82	-289,04	-87,45	14,56		104,27	93,47	14,56	-328,97	-99,91	-42,29	-722,27	-280,83	-89,79	
0,77	-310,65	-100,05	15,81		82,65	97,39	15,81	-353,32	-114,24	-45,80	-746,62	-311,68	-93,30	
0,73	-332,54	-113,55	17,10		60,76	100,40	17,10	-377,96	-129,60	-49,40	-771,26	-343,56	-96,90	
0,69	-354,72	-127,98	18,42		38,58	102,49	18,42	-402,90	-146,00	-53,09	-796,20	-376,47	-100,59	
0,65	-377,18	-143,35	19,78		16,12	103,64	19,78	-428,12	-163,45	-56,87	-821,43	-410,44	-104,37	
0,61	-399,92	-159,67	21,17		-6,62	103,84	21,17	-453,64	-181,97	-60,75	-846,94	-445,48	-108,24	
0,56	-422,95	-176,95	22,59		-29,65	103,08	22,59	-479,45	-201,56	-64,71	-872,76	-481,59	-112,21	
0,52	-446,26	-195,21	24,05		-52,96	101,34	24,05	-505,56	-222,25	-68,78	-898,86	-518,80	-116,28	
0,48	-469,85	-214,45	25,55		-76,55	98,62	25,55	-531,95	-244,03	-72,94	-925,26	-557,10	-120,44	
0,44	-493,72	-234,68	27,09		-100,42	94,91	27,09	-558,64	-266,94	-77,20	-951,94	-596,52	-124,70	
0,40	-517,88	-255,92	28,67		-124,58	90,18	28,67	-585,62	-290,97	-81,56	-978,93	-637,07	-129,06	
0,36	-542,32	-278,19	30,29		-149,02	84,44	30,29	-612,90	-316,14	-86,02	-1006,20	-678,76	-133,51	
0,31	-567,05	-301,49	31,95		-173,75	77,66	31,95	-640,46	-342,46	-90,58	-1033,76	-721,60	-138,07	
0,27	-592,06	-325,83	33,66		-198,76	69,83	33,66	-668,32	-369,94	-95,24	-1061,62	-765,60	-142,74	
0,23	-617,35	-351,22	35,41		-224,05	60,96	35,41	-696,47	-398,60	-100,00	-1089,77	-810,78	-147,50	
0,19	-642,92	-377,69	37,20		-249,62	51,01	37,20	-724,91	-428,45	-104,88	-1118,21	-857,15	-152,37	
0,15	-668,78	-405,24	39,04		-275,48	39,98	39,04	-753,65	-459,50	-109,85	-1146,95	-904,72	-157,35	
0,10	-694,92	-433,87	40,92		-301,62	27,86	40,92	-782,67	-491,76	-114,94	-1175,98	-953,50	-162,43	
0,06	-721,34	-463,61	42,84		-328,04	14,64	42,84	-811,99	-525,25	-120,13	-1205,30	-1003,50	-167,62	
0,00	-759,51	-508,78	45,66		-366,21	0,00	45,66	-833,39	-575,43	-123,96	-1226,69	-1077,68	-171,45	



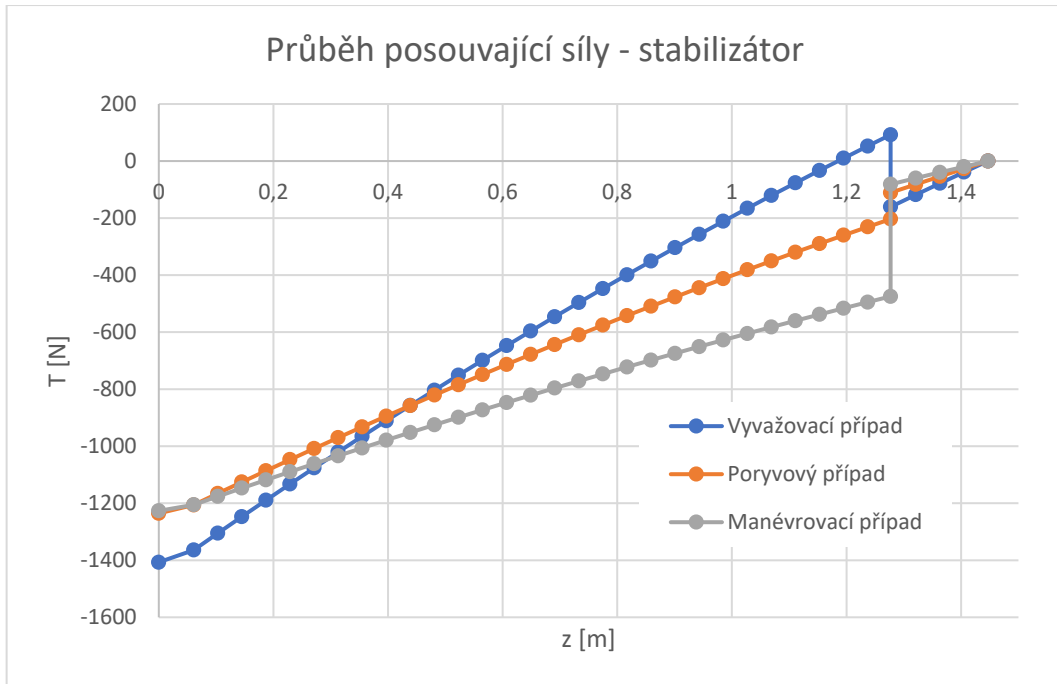
Graf 5.4 - Posouvající síla - VK



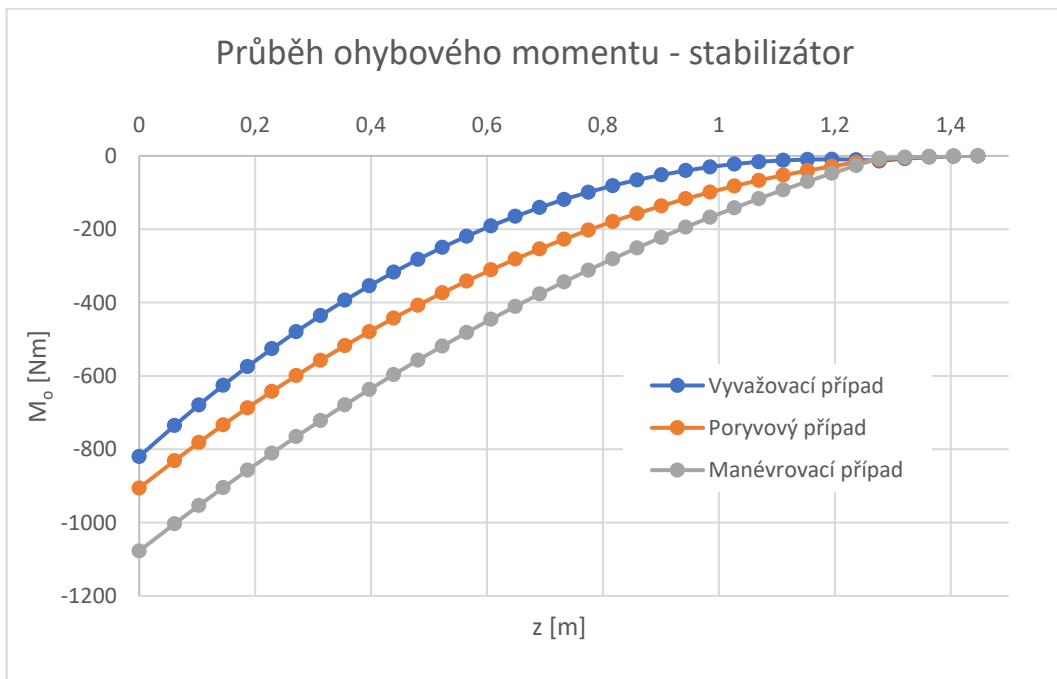
Graf 5.5 - Ohybový moment - VK



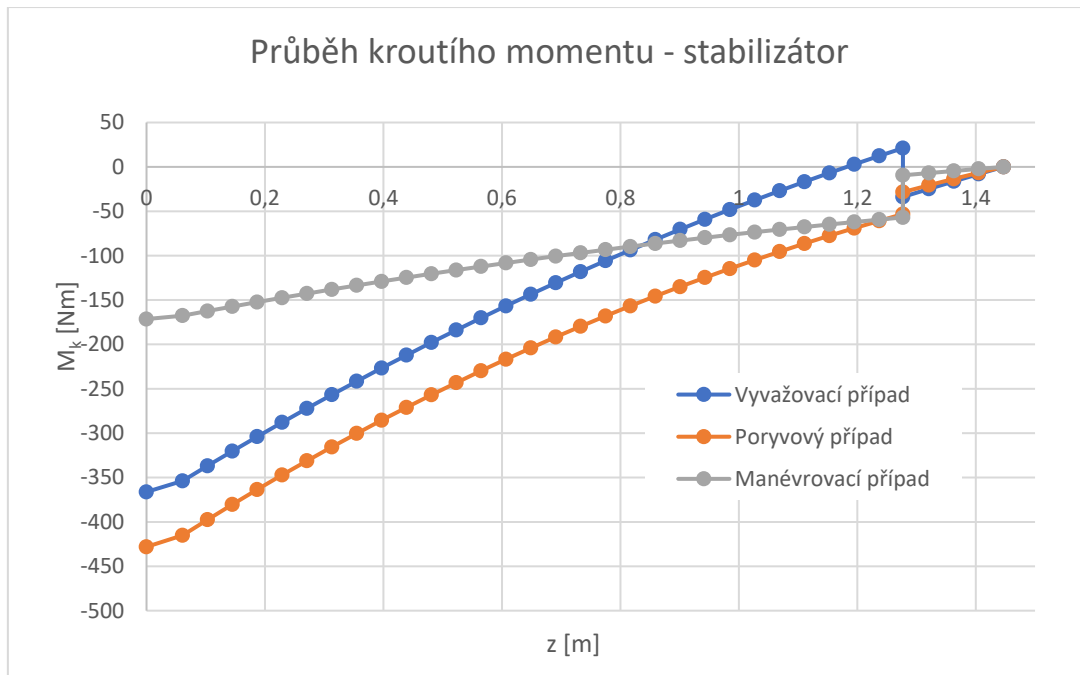
Graf 5.6 - kroutící moment - VK



Graf 5.7 - Posouvající síla - stabilizátor



Graf 5.8 - Ohybový moment - stabilizátor



Graf 5.9 - Kroutící moment - stabilizátor

5.7 Nesymetrické zatížení VOP

Znění předpisu CS-VLA: [3]

CS-VLA 427 Nesymetrická zatížení

(a) Vodorovné ocasní plochy a jejich nosná konstrukce musí být navrženy pro nesymetrická zatížení, vznikající vlivem zatáčení a vrtulovým proudem v kombinaci se zatíženími předepsanými pro letové podmínky uvedené v CS-VLA 421 až 425.

(b) Nejsou-li k dispozici přesnější údaje, je možno u letounů, které jsou konvenční vzhledem k umístění motoru, křídel, ocasních ploch a tvaru trupu učinit následující předpoklady:

(1) Na jedné straně roviny symetrie letounu působí 100 % maximálního zatížení vyplývajícího z podmínek symetrického letu; a

(2) Následující procento tohoto zatížení musí být aplikováno na druhé straně: % = 100 - 10(n-1), kde n je stanovený kladný provozní násobek, ale tato hodnota nesmí být větší než 80 %.

$$100 - 10 \cdot (n - 1) = 100 - 10 \cdot (4,4 - 1) = 67 \% [17]$$

Antisymetrický moment

$$M_{x \text{ nesym}} = (M_{o \text{ VK}} + M_{o \text{ ST}}) \cdot 0,33 \quad (4.15)$$

Kde:

$M_{o \text{ VK}}$... Ohybový moment v polovině výškového kormidla

$M_{o \text{ ST}}$... Ohybový moment v polovině stabilizátoru

Maximální hodnoty antisymetrického zatížení

Vyvažovací zatížení

$$M_{x \text{ nesym}} = (M_{o \text{ VK}} + M_{o \text{ ST}})_{\text{vyvaž.}} \cdot 0,33 = (-64,2 - 118,9) \cdot 0,33 = -60,4 \text{ Nm}$$

Poryvové zatížení

$$M_{x \text{ nesym}} = (M_{o \text{ VK}} + M_{o \text{ ST}})_{\text{poryv}} \cdot 0,33 = (23 - 227,3) \cdot 0,33 = -67,42 \text{ Nm}$$

Manévrovací zatížení

$$M_{x \text{ nesym}} = (M_{o \text{ VK}} + M_{o \text{ ST}})_{\text{manev}} \cdot 0,33 = (100 - 343,5) \cdot 0,33 = -80,4 \text{ Nm}$$

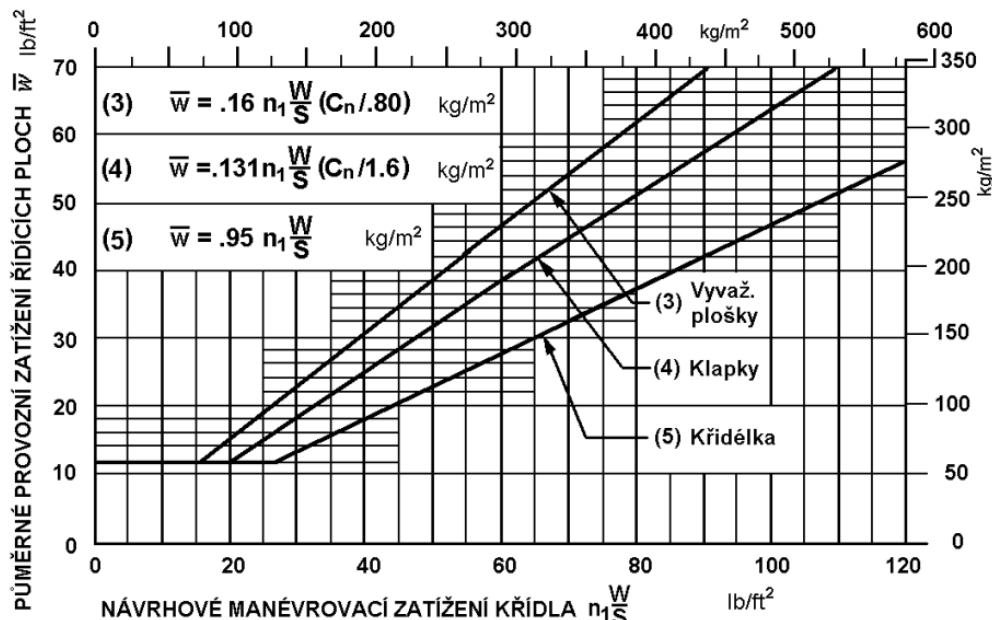
5.8 Zatížení vyvažovací plošky

Znění předpisu CS-VLA: [3]

A11 Zatížení řídicích ploch

(c) Podmínky zatížení od řídicích ploch. Podmínka zatížení každé řídicí plochy musí být vyšetřena takto:

(1) Zjednodušení maximálního provozního zatížení plochy a jeho rozdělení na vodorovnou ocasní plochu, svislou ocasní plochu, křídélka, přistávací klapky a vyvažovací plošky jsou specifikovány v tabulce 2 a obrázcích A4 a A5 tohoto Dodatku. Je-li dáno více než jedno rozložení, musí být prošetřena všechna. Použití obrázku A4 je omezeno na svislé ocasní plochy se štíhlostí menší než 2,5 a na vodorovné ocasní plochy se štíhlostí menší než 5 a na mohutnost ocasních ploch větší než 0,4.



Obrázek 5.5 - Průměrná maximální provozní zatížení řídicích ploch [3]

Průměrné zatížení vyvažovací plošky (provozní)

$$\bar{w} = 0,16 \cdot n_1 \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{c_n}{0,8} \quad (4.16)$$

Kde:

n_1 ... Kladný provozní násobek při manévru

W ... Hmotnost letounu ($W = 600$ kg)

S ... Plocha křídla ($S = 11,282$ m²)

$$\bar{w} = 0,16 \cdot n_1 \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{c_n}{0,8} = \frac{0,16 \cdot 3,8 \cdot 600}{11,282} \cdot 1 = 32,33 \text{ lb/ft}^2$$

$$\bar{w} = 32,33 \cdot \frac{0,454}{0,093} \cdot 9,81 = 1546,9 \text{ Pa}$$

Liniové zatížení

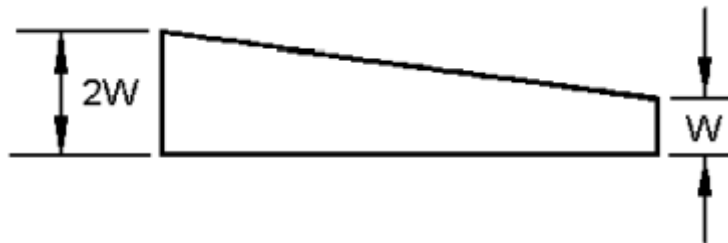
$$\bar{q}_{trim} = \bar{w} \cdot c_{trim} = 1546,9 \cdot 0,106 = 163,97 \text{ N/m}$$

Celková síla působící na vyvažovací plošku

$$F_{trim} = \bar{q}_{trim} \cdot b_{trim} = 163,97 \cdot 0,866 = 142 \text{ N}$$

Poloha výslednice síly

Poloha výslednice síly na vyvažovací plošku byla určena z obrázku níže užitím momentové věty.



Obrázek 5.6 - Rozložení zatížení po hloubce vyvažovací plošky

Poloha výslednice leží ve 44,4% hloubky vyvažovací plošky.

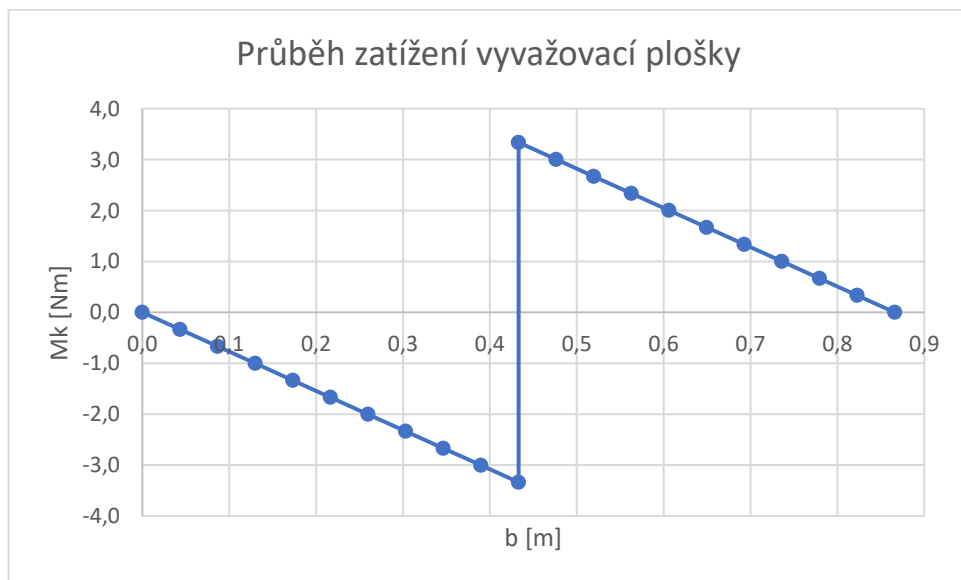
$$x_{trim} = 0,444 \cdot 0,106 = 0,047 \text{ m}$$

Závěsový moment

$$M_{závěs} = x_{trim} \cdot F_{trim} = 0,047 \cdot 142 = 6,67 \text{ Nm}$$

Tabulka 5.10 - Zatížení vyvažovací plošky

Zatížení vyvažovací plošky					
b	c_{trim}	x_{trim}	Od liniového zatížení		Celkové zatížení
			q_{trim}	Mk	Mk
[m]	[m]	[m]	[N/m]	[Nm]	[Nm]
0,87	0,11	0,05	163,97	0,00	0,00
0,82	0,11	0,05	163,97	0,33	0,33
0,78	0,11	0,05	163,97	0,67	0,67
0,74	0,11	0,05	163,97	1,00	1,00
0,69	0,11	0,05	163,97	1,33	1,33
0,65	0,11	0,05	163,97	1,67	1,67
0,61	0,11	0,05	163,97	2,00	2,00
0,56	0,11	0,05	163,97	2,34	2,34
0,52	0,11	0,05	163,97	2,67	2,67
0,48	0,11	0,05	163,97	3,00	3,00
0,43	0,11	0,05	163,97	3,34	3,34
0,43	0,11	0,05	163,97	3,34	-3,34
0,39	0,11	0,05	163,97	3,67	-3,00
0,35	0,11	0,05	163,97	4,00	-2,67
0,30	0,11	0,05	163,97	4,34	-2,34
0,26	0,11	0,05	163,97	4,67	-2,00
0,22	0,11	0,05	163,97	5,01	-1,67
0,17	0,11	0,05	163,97	5,34	-1,33
0,13	0,11	0,05	163,97	5,67	-1,00
0,09	0,11	0,05	163,97	6,01	-0,67
0,04	0,11	0,05	163,97	6,34	-0,33
0,00	0,11	0,05	163,97	6,67	0,00



Graf 5.10 - Průběh zatížení na vyvažovací plošce

6 Letové výkony

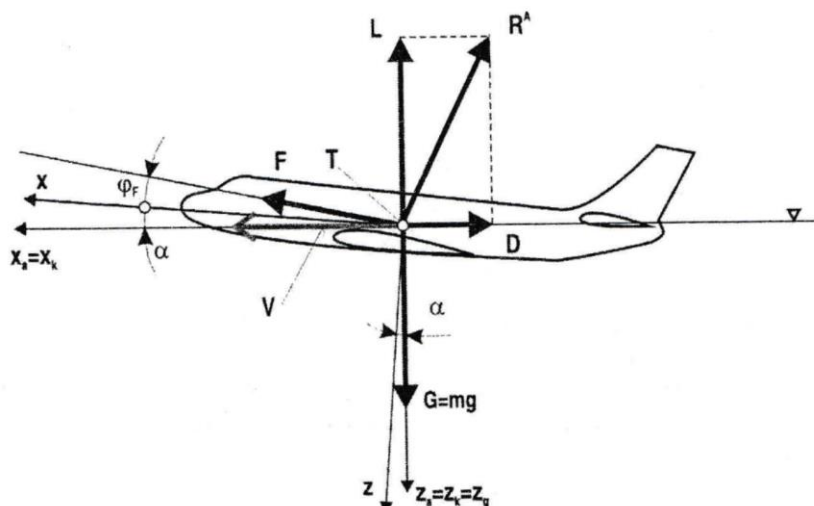
Tato kapitola se zabývá výpočtem a zhodnocením letových výkonů letounu JA – 400 s původním, pevným stabilizátorem a novým, stavitelným stabilizátorem.

Jelikož není provedena analýza CFD ani vyrobený prototyp pro tunelová nebo letová měření, zlepšení letových výkonů je založeno na odhadu.

Pro všechny počítané letové výkony se stavitelným stabilizátorem je uvažován odhad zlepšení celkového odporu letounu o **5 %**.

Výpočet byl proveden pro čtyřválcový, čtyřtaktí, vodou chlazený motor Rotax 912 ULS o výkonu 75 kw (100 hp) a za letu elektricky stavitelnou vrtulí Woodcomp SR 3000. Uvažovaly se 4 letové hladiny, $h=0$ m, $h=1000$ m, $h=2000$ m a $h=4500$ m.

6.1 Ustálený horizontální let

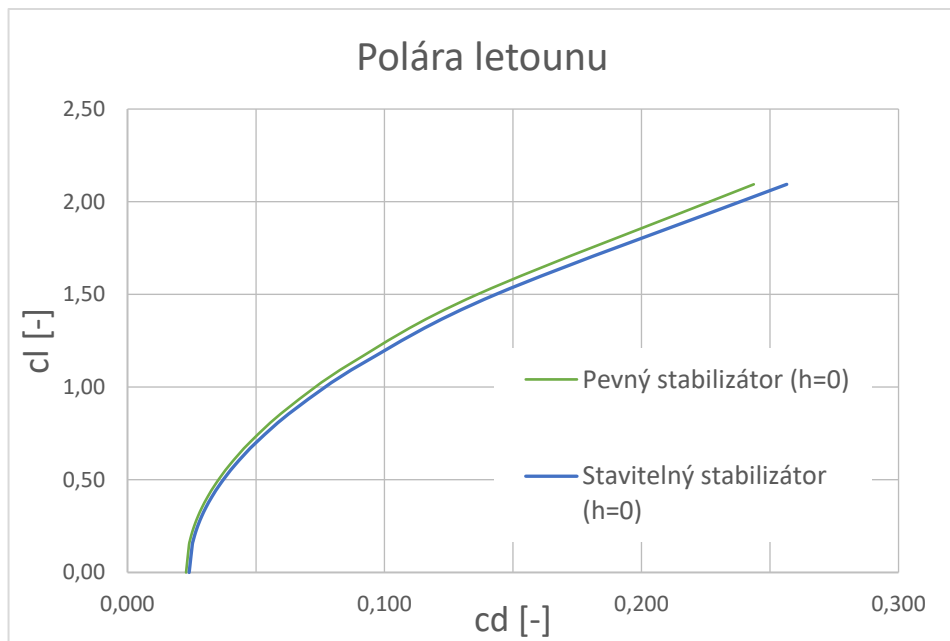


Obrázek 6.1 - Síly působící na letoun v horizontálním letu [18]

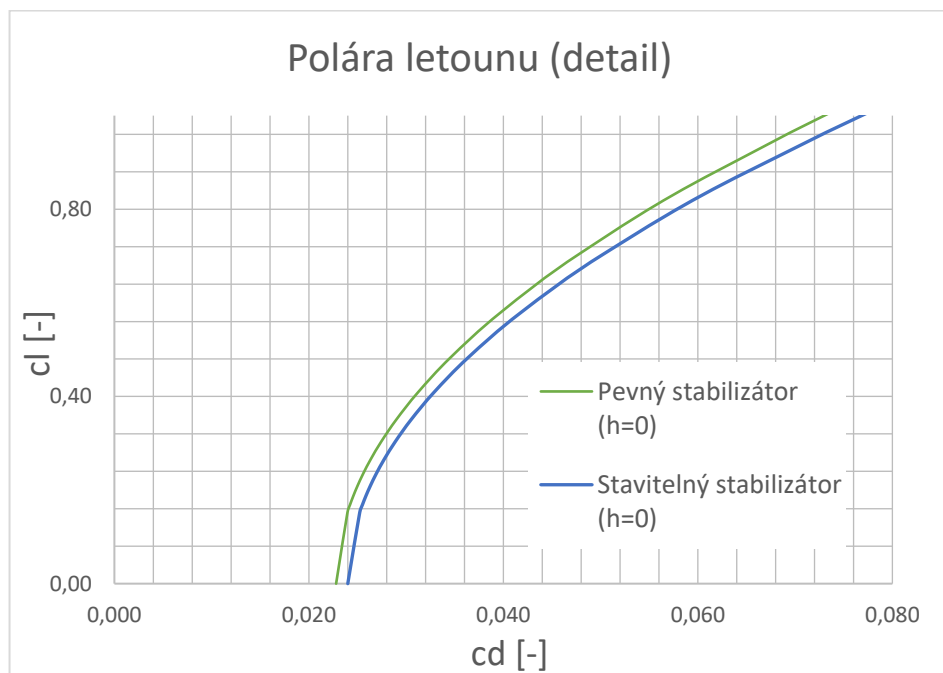
Tabulka 6.1 - Vstupní hodnoty výpočtu výkonů

Vstupní hodnoty výpočtu		
Motor	Rotax 912 ULS	-
Výkon motoru (vzletový)	73 500	W
Odpor při nulovém vztlaku	0,024	-
Odpor při nulovém vztlaku -5%	0,0228	-
Oswaldův faktor	0,81	-
Vrtule	Woodcomp SR 3000	-
Max. účinnost vrtule	0,84	-

6.1.1 Polára letounu

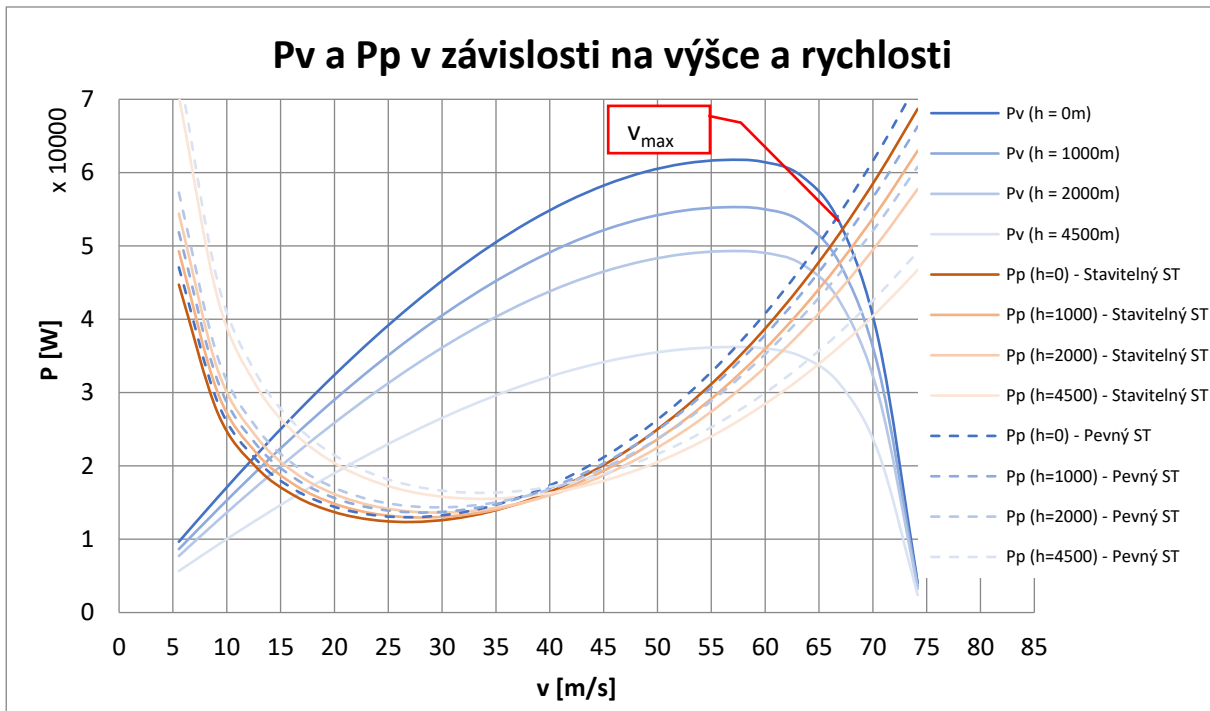


Graf 6.1 - Polára letounu



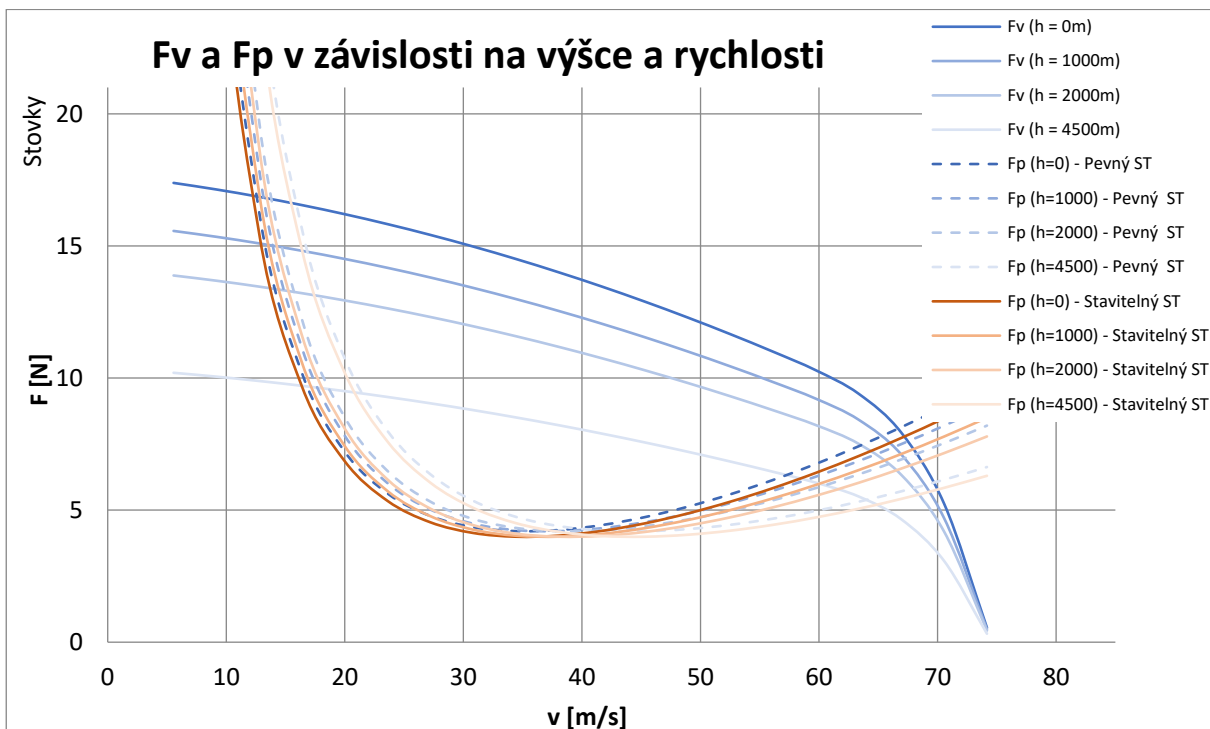
Graf 6.2 - Detail poláry letounu

6.1.2 Potřebný a využitelný výkon



Graf 6.3 - Potřebný a využitelný výkon

6.1.3 Potřebný a využitelný tah



Graf 6.4 - Potřebný a využitelný tah

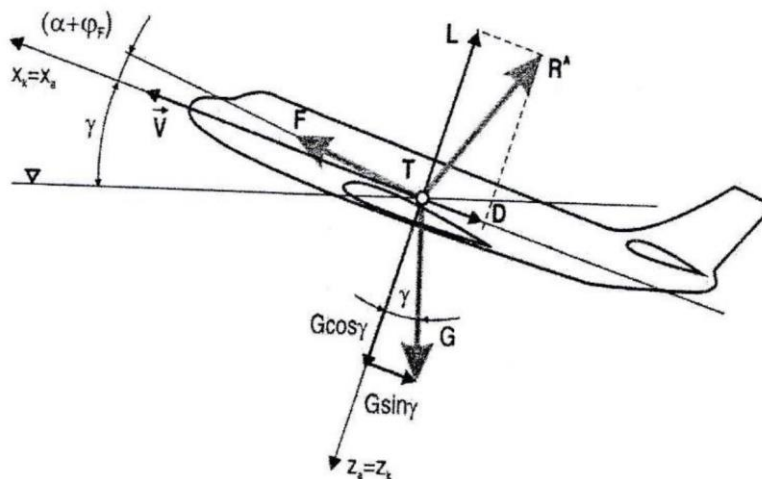
6.1.4 Maximální rychlost

Z grafu 6.3 byly odečteny maximální rychlosti pro případy s pevným a stavitelným stabilizátorem. Maximální rychlost je v místě, kde křivka potřebného výkonu pro daný případ protíná křivku využitelného výkonu (viz graf 6.3). Srovnání v tabulce 6.2.

Tabulka 6.2 - Maximální rychlost

Maximální rychlost letounu				
	$v_{\max}(h=0)$	$v_{\max}(h=1000)$	$v_{\max}(h=2000)$	$v_{\max}(h=4500)$
	[m/s]	[m/s]	[m/s]	[m/s]
Pevný stabilizátor	66,5	66	65,5	64
Stavitelný stabilizátor	67,3	67	66,6	65

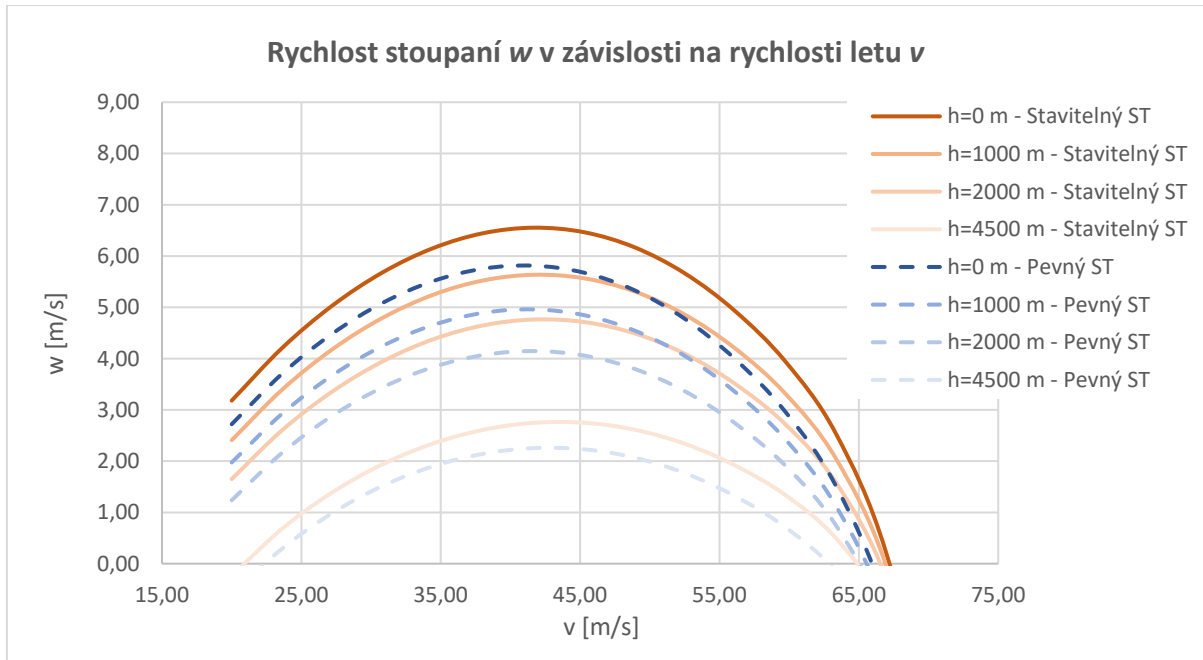
6.2 Stoupavý let



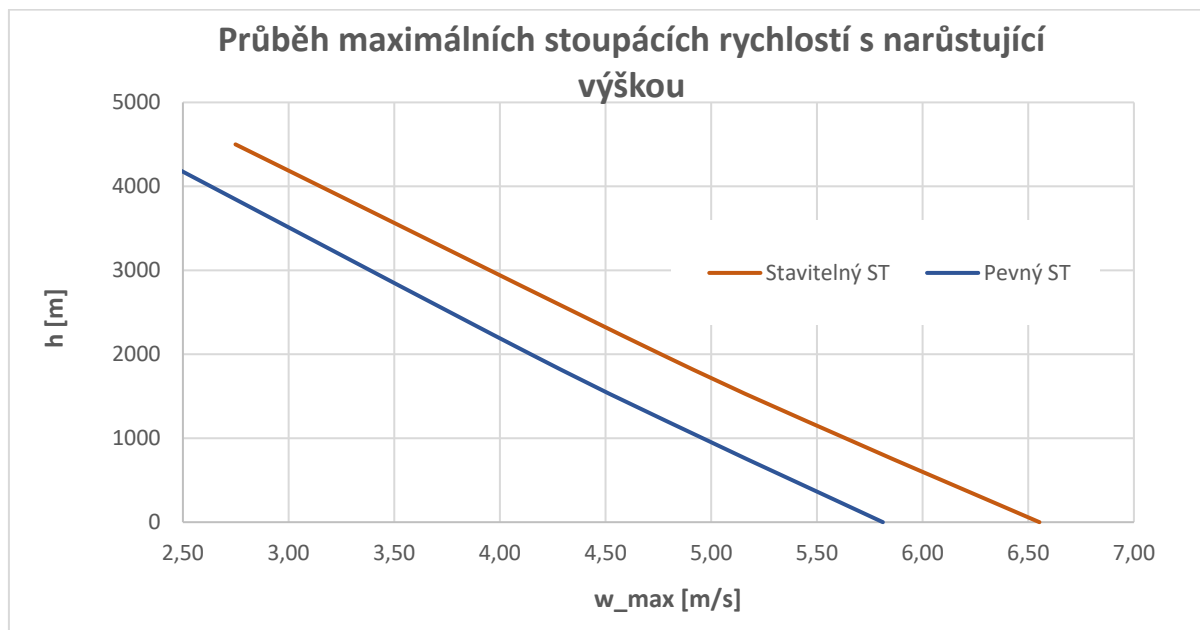
Obrázek 6.2 - Síly působící na letoun ve stoupavém letu [18]

Maximální stoupavé rychlosti opět vychází z grafu 6.3. Nejvyšší hodnotu stoupavé (vertikální) rychlosti dostaneme v moment, kdy je rozdíl mezi potřebným a využitelným výkonem nejvyšší. [18]

$$v_z == \frac{\Delta P}{m \cdot g} \quad (6.1)$$



Graf 6.5 - Stoupací rychlosti

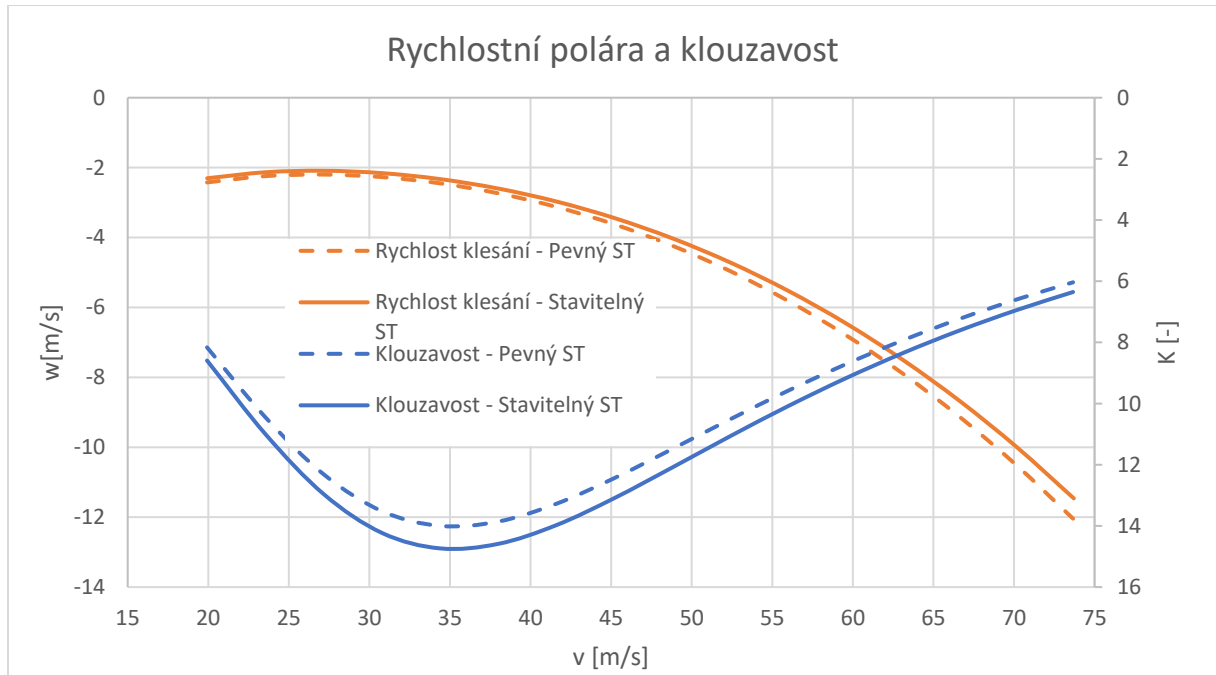


Graf 6.6 - Průběh maximálních stoupacích rychlostí

6.3 Klouzavý let

Při ustáleném klouzavém letu jsou důležité 2 režimy, a to režim s minimální klesací rychlostí a režim minimálního úhlu klesání (nejlepší klouzavost).

Nejlepší klouzavost získáme buď z výpočtu c_l/c_d nebo tečnou z počátečního bodu k poláře letounu. [18]



Graf 6.7 - Rychlostní polára a klouzavost

Tabulka 6.3 - Přehled výsledků pro klouzavý let

Přehled výsledků		
	w	K
	[m/s]	-
Pevný stabilizátor	-2,20	14,00
Stavitelný stabilizátor	-2,09	14,74

6.4 Letové vlastnosti

Vzhledem k tomu, že konstrukční změny téměř neovlivnily geometrii celého letounu (posunutí VOP o 18 mm dozadu a 9 mm nahoru) nelze očekávat změny ani v letových vlastnostech. V navržených letových zkouškách (kapitola 8) bude zkontrolována podélná stabilita a vyvažitelnost letounu.

7 Pevnostní kontrola

Pevnostní kontrola je provedena pro rozhodující případ zatížení VOP. Síla na závěsy je určena na základě momentové rovnováhy k NH vodorovných ocasních ploch. Rozdělení sil je uvedené v tabulce 7.1.

Pro veškerá zavěšení byl zvolen materiál 424201.61



Tabulka 7.1 - Rozdělní sil na závěsy

Maximální síly na závěsy			
Síla na přední závěs - F_p	Síla na přední závěs - F_d	$F_p/2$	$F_z/2$
[N]	[N]	[N]	[N]
-3342,72	-1455,64	-1671,36	-727,822

7.1 Kontrola horní části předního závěsu

Utržení

$$\sigma = (1,15 \div 1,2) \frac{P}{F_1} \quad (7.1)$$

Kde:

P ... Aplikovaná síla

$$F_1 = 2ct \quad (7.2)$$

Podmínka

$$\sigma < R_m \quad (7.3)$$

Kde:

R_m ... Mez pevnosti materiálu. (Pro výpočet uvažována mez kluzu)

Vysmyknutí čepu a roztržení oka

$$\sigma_{otl} = \frac{P}{F_2} \quad (7.4)$$

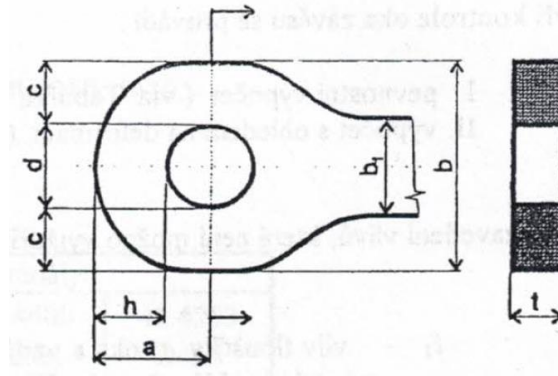
$$F_1 = dt \quad (7.5)$$

Podmínka

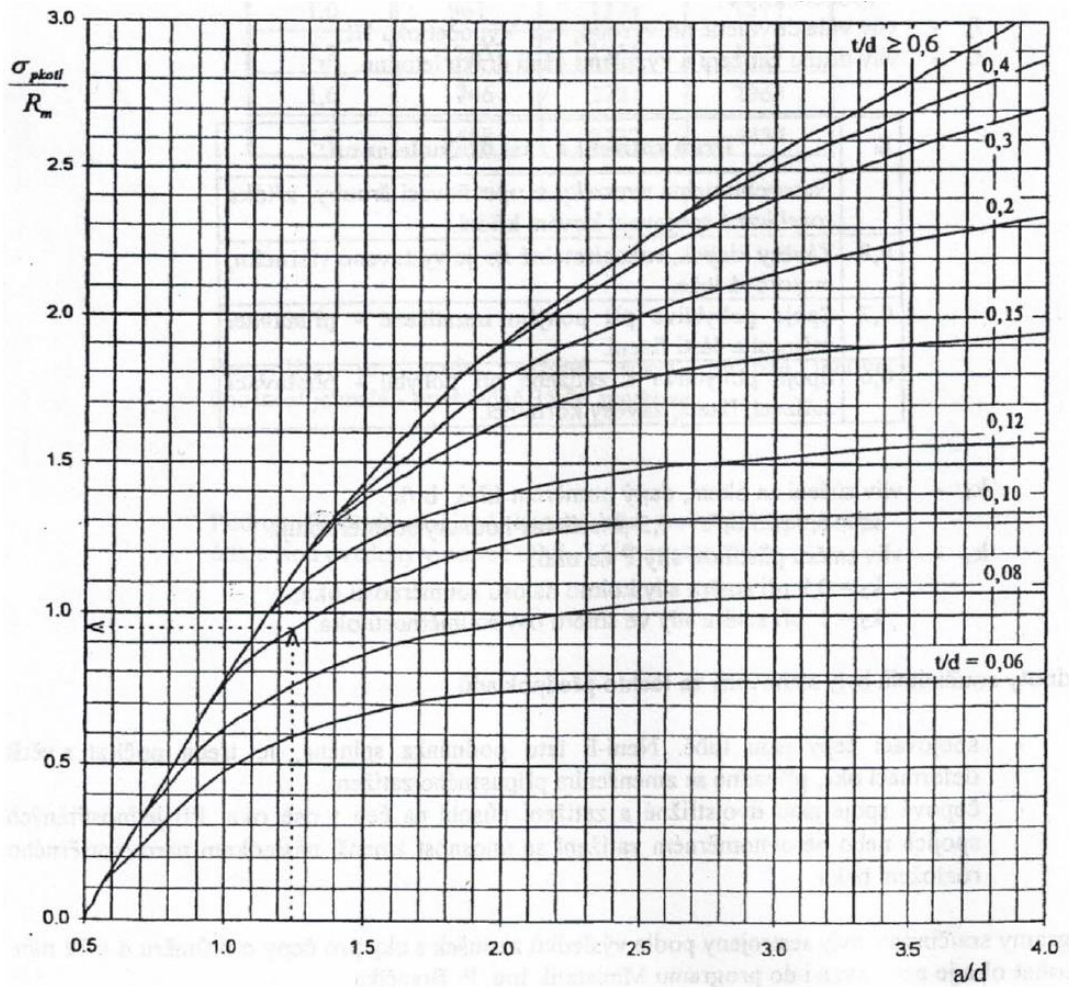
$$\sigma_{otl} \leq \sigma_{pk\ otl} \quad (7.5)$$

Kde:

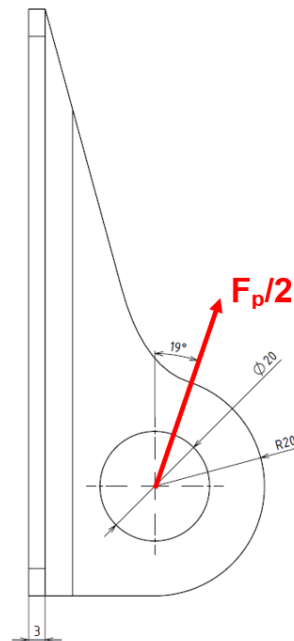
$\sigma_{pk\ otl}$... Hodnota získaná z grafu [19]



Obrázek 7.1 - Obecná geometrie oka [19]



Graf 7.1 - Graf závislosti geometrie oka



Obrázek 7.2 - Geometrie předního závěsu - stabilizátor

Tabulka 7.2 - Výsledky pevnostní kontroly – přední závěs - ST

Horní část předního závěsu		
Mez pevnosti materiálu	390	Mpa
Mez kluzu materiálu	255	Mpa
a/d	1	-
t/d	0,3	-
$\sigma_{pk\ otl}/R_m$	0,76	-
P	1671,36	[N]
F1	60	mm ²
σ	33,42721	Mpa
F2	30	mm ²
σ_{otl}	55,71201	Mpa
$\sigma_{pk\ otl}$	193,8	Mpa

$\sigma < R_m$ a $\sigma_{otl} \leq \sigma_{pk\ otl}$ takže součást vyhovuje



7.2 Kontrola dolní části předního závěsu

Utržení

$$\sigma = (1,15 \div 1,2) \frac{P}{F_1} \quad (7.1)$$

Kde:

P ... Aplikovaná síla

$$F_1 = 2ct \quad (7.2)$$

Podmínka

$$\sigma < R_m \quad (7.3)$$

Kde:

R_m ... Mez pevnosti materiálu. (Pro výpočet uvažována mez kluzu)

Vysmyknutí čepu a roztržení oka

$$\sigma_{otl} = \frac{P}{F_2} \quad (7.4)$$

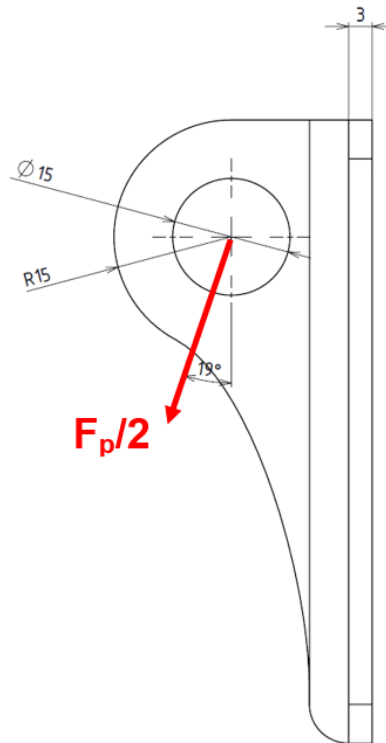
$$F_1 = dt \quad (7.5)$$

Podmínka

$$\sigma_{otl} \leq \sigma_{pk\ otl} \quad (7.5)$$

Kde:

$\sigma_{pk\ otl}$... Hodnota získaná z grafu [19]



Obrázek 7.3 - Geometrie předního závěsu - trup

Tabulka 7.3 - Výsledky pevnostní kontroly – přední závěs – trup

Dolní část předního závěsu		
Mez pevnosti materiálu	390	Mpa
Mez kluzu materiálu	255	Mpa
a/d	1	-
t/d	0,2	-
$\sigma_{pk\ otl}/R_m$	0,76	-
P	1671,36	[N]
F1	45	mm ²
σ	44,5696	Mpa
F2	45	mm ²
σ_{otl}	37,1413	Mpa
$\sigma_{pk\ otl}$	193,8	Mpa

$\sigma < R_m$ a $\sigma_{otl} \leq \sigma_{pk\ otl}$ takže součást **vyhovuje**

7.3 Kontrola zadního závěsu – stabilizátor

Vysmyknutí čepu a roztržení oka

$$\sigma_{otl} = \frac{P}{F_2} \quad (7.4)$$

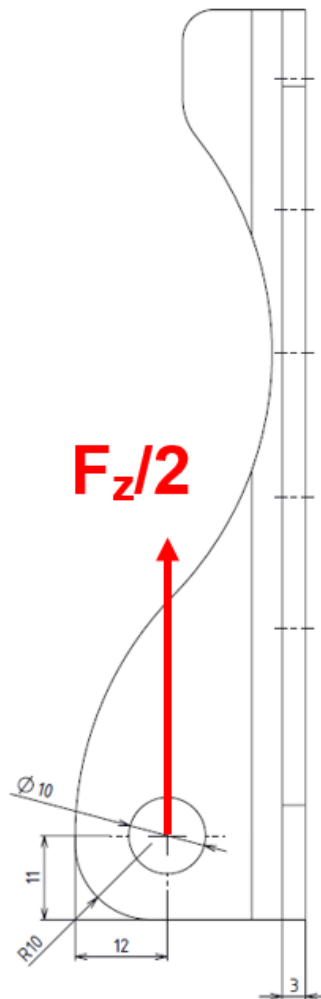
$$F_1 = dt \quad (7.5)$$

Podmínka

$$\sigma_{otl} \leq \sigma_{pk\ otl} \quad (7.5)$$

Kde:

$\sigma_{pk\ otl}$... Hodnota získaná z grafu [19]



Obrázek 7.4 - Geometrie zadního závěsu – stabilizátor

Tabulka 7.4 - Výsledky pevnostní kontroly – zadní závěs - ST

Zadní závěs - ST		
Mez pevnosti materiálu	390	Mpa
Mez kluzu materiálu	255	Mpa
a/d	1	-
t/d	0,3	-
$\sigma_{pk\ otl}/R_m$	0,76	-
P	727,822	[N]
F2	30	mm ²
σ_{otl}	24,2607	Mpa
$\sigma_{pk\ otl}$	193,8	Mpa

$\sigma_{otl} \leq \sigma_{pk\ otl}$ takže součást **vyhovuje**

7.4 Kontrola zadního závěsu – trup

7.4.1 Kontrola oka

Utržení

$$\sigma = (1,15 \div 1,2) \frac{P}{F_1} \quad (7.1)$$

Kde:

P ... Aplikovaná síla

$$F_1 = 2ct \quad (7.2)$$

Podmínka

$$\sigma < R_m \quad (7.3)$$

Kde:

R_m ... Mez pevnosti materiálu. (Pro výpočet uvažována mez kluzu)

Vysmyknutí čepu a roztržení oka

$$\sigma_{otl} = \frac{P}{F_2} \quad (7.4)$$

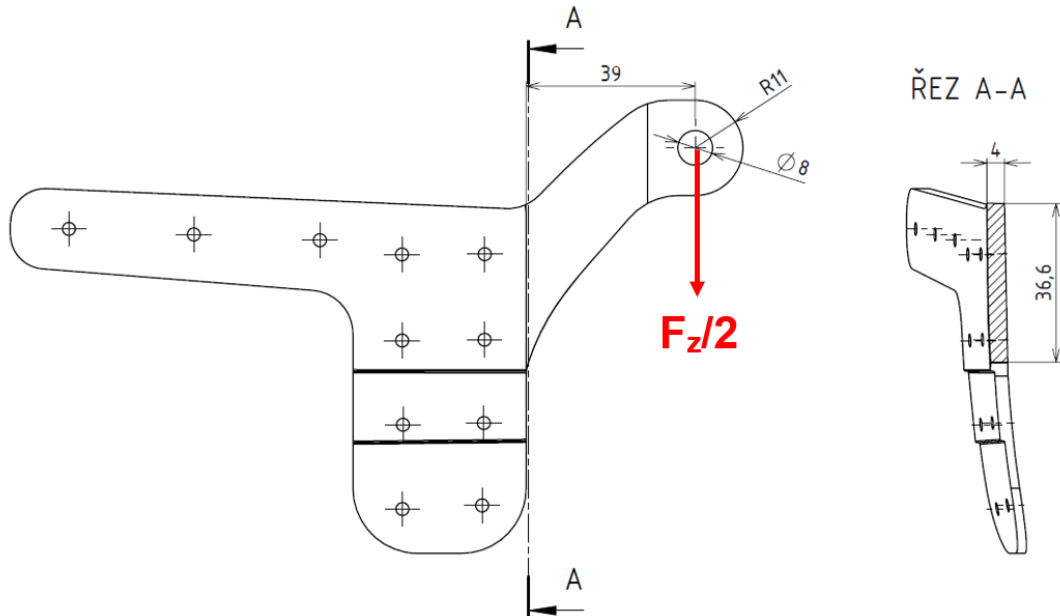
$$F_1 = dt \quad (7.5)$$

Podmínka

$$\sigma_{otl} \leq \sigma_{pk\ otl} \quad (7.5)$$

Kde:

$\sigma_{pk\ otl}$... Hodnota získaná z grafu [19]



Obrázek 7.5 - Geometrie zadního závěsu – trup

Tabulka 7.5 - Výsledky pevnostní kontroly – zadní závěs – trup

Zadní závěs - trup		
Mez pevnosti materiálu	390	Mpa
Mez kluzu materiálu	255	Mpa
a/d	1,37	-
t/d	0,5	-
$\sigma_{pk\ otl}/R_m$	1,12	-
P	727,822	[N]
F1	56	mm ²
σ	15,5962	Mpa
F2	32	mm ²
σ_{otl}	22,7444	Mpa
$\sigma_{pk\ otl}$	285,6	Mpa

$\sigma < R_m$ a $\sigma_{otl} \leq \sigma_{pk\ otl}$ takže součást **vyhovuje**

7.4.2 Kontrola na ohyb



$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} \quad (7.6)$$

$$M_o = \frac{F_z}{2} \cdot d = 727,82 \cdot 39 = 28\,385 \text{ Nmm}$$

$$M_o = 1014 \text{ mm}^3$$

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} = \frac{28\,385}{1014} = 30 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{dov} = 255 \text{ MPa}$$


$$\sigma_o < \sigma_{dov}$$

$\sigma_o \leq \sigma_{dov}$ takže součást **vyhovuje**



8 Návrh letové zkoušky

8.1 Vyvážení

 LETECKÝ ÚSTAV Institute of Aerospace Engineering	Průkaz plnění požadavků letové způsobilosti ultralehkých letadel UL-2 Kapitola B. Letové vlastnosti III. Řiditelnost a obratnost Podélné vyvážení Metodika zkoušky, Palubní záznam

Konfigurace	Letoun:	Vzletová hmotnost:	Posádka:	Meteo-podmínky:	Čas vzletu:
	Pozn.značka:	Centráž:			Čas přistání:
	Výr.číslo:	Palivo před/po:			

Metodika zkoušky	Cíl: Ověřit, zda rychlosti pro dosažení vyváženého rovnovážného stavu kolem podélné osy leží v rozmezí rychlostí od $1,3 V_{S1}$ do $2 V_{S1}$ pro všechny režimy chodu motoru a krajní polohy těžiště.
	Podmínky zkoušky: <ul style="list-style-type: none"> - Klidné ovzduší bez turbulencí - Znalost pádové rychlosti V_{S1} (klapky zasunuty, podvozek zatažen, je-li zatahovací) - Stanovit rozsah rychlostí pro ověření vyvažitelnosti: od $1,3 V_{S1} = \dots \text{ km/h IAS}$ do $2 V_{S1} = \dots \text{ km/h IAS}$ Postup: <ol style="list-style-type: none"> 1. Vzlet, přechod do stoupání, zavřít vzlakové klapky a zasunout podvozek (je-li zatahovací) 2. Vyvážit na $1,3 V_{S1}$ a zahájit stoupání při MTV až minimálně na rychlost $2 V_{S1}$. Zjistit, zda lze letoun podélně vyvážit v celém rozsahu těchto rychlostí. Letoun nesmí klopit, je-li podélné řízení uvolněno a směrové a příčné drženo v neutrální poloze 3. Zjištěné rychlosti zaznamenat do tabulky níže 4. Nastoupat do předepsané výšky, přejít do horizontálního letu, klapky a podvozek dle tabulky, výkon motoru dle potřeby pro udržení rychlosti postupně v rozmezí od $1,3 V_{S1}$ až do $2V_{S1}$. Zjistit, zda lze letoun podélně vyvážit v celém rozsahu těchto rychlostí. 5. Zjištěné rychlosti zaznamenat do tabulky níže 6. Přejít do sestupného letu, klapky a podvozek dle tabulky, výkon motoru na volnoběh, rychlost klesání postupně od $1,3 V_{S1}$ až do $2 V_{S1}$. Zjistit, zda lze letoun podélně vyvážit v celém rozsahu těchto rychlostí. 7. Zjištěné rychlosti zaznamenat do tabulky níže 8. Provést přistání a zhodnotit naměřené výsledky.

Poř. č.	Centráž	Režim letu	Výška letu	Výkon motoru [ot/min]	Klapky	Podvozek	Zjištěné rychlosti IAS (od-do) Podélná vyvažitelnost Letoun nesmí klopit, je-li podélné řízení uvolněno a směrové a příčné drženo v neutrální poloze	Hodnocení Leží zjištěné rychlosti pro dosažení vyváženého rovnovážného stavu kolem boční v rozmezí rychlostí od $1,3 V_{S1}$ do $2 V_{S1}$? ANO – NE
1.	Krajní přední	Stoupání	do 5000 ft	Maximální vzletový	Zavřeny	Zasunut (je-li zatahovací)		
2.		Horizont	5000 ft	75 % MTV				
3.		Klesání	z 5000 ft	Volnoběh				
1.	Krajní zadní	Stoupání	do 5000 ft	Maximální vzletový	Zavřeny	Zasunut (je-li zatahovací)		
2.		Horizont	5000 ft	75 % MTV				
3.		Klesání	z 5000 ft	Volnoběh				



8.2 Podélná statická stabilita

Průkaz plnění požadavků letové způsobilosti ultralehkých letadel

UL-2 Kapitola B. Letové vlastnosti

IV. Stabilita

Podélná statická stabilita

Metodika zkoušky, Palubní záznam

Konfigurace	Letoun:	Vzletová hmotnost:	Posádka:	Meteo-podmínky:	Čas vzletu:
	Pozn.značka:	Centráž:			Čas přistání:
	Výrobní.číslo:	Palivo před/po:			

Metodika zkoušky	<p>Cíl: Ověřit, zda v celém myslitelném rozsahu rychlostí je sklon křivky závislosti síly do řízení na rychlosti pozitivní a tak velký, že každá podstatná změna rychlosti vyvolá takovou změnu síly do řízení, která se pilotovi výrazně projeví. Ověřit, zda letoun vykazuje snahu se navrátit do původního vyváženého režimu letu poté, co z něj byl vyrušen vnějším zásahem (po uvolnění řídicí páky ustálení rychlosti v rozmezí $\pm 15\%$ původní vyvážené rychlosti). Ověřit, zda pro dosažení a udržení rychlosti nižší než byla původní vyvážená rychlost je potřeba řídicí páku přitáhnout a pro dosažení a udržení rychlosti vyšší než byla původní vyvážená rychlost je jí potřeba potlačit.</p> <p>Podmínky zkoušky:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Klidné ovzduší bez turbulencí - Znalost optimální rychlosti stoupaní V_y, pádové rychlost v přistávací konfiguraci V_{s0}, max. rychlosti letu s vysunutými klapkami V_{FE} - Doporučen je siloměr pro měření síly na řídicí páku (jinak odhad a posudek pilota) <p>Postup:</p> <ol style="list-style-type: none"> 9. Vzlet, přechod do stoupaní 10. Nastavit 75 % max. trvalého výkonu, klapky a podvozek dle tabulky 11. Vyvážit na danou rychlost letu. 12. Lehce přitáhnout řídicí páku tak, aby byla dosažena a udržena rychlost o 5% nižší než daná rychlost. Zaznamenat, jakou silou bylo potřeba tahat za řídicí páku. Síla na přitážení by se měla zvyšovat a být jasně identifikovatelná pilotem. 13. Po dosažení rychlosti $V_y - 5\%$ pomalu uvolnit řídicí páku a sledovat a zaznamenat, zda se rychlost navrátí do rozmezí $\pm 10\%$ původní vyvážené rychlosti. 14. Zcela analogicky pokračovat pro všechny ostatní konfigurace viz tabulka 15. Provést přistání a zhodnotit výsledky. <p>Hodnocení:</p> <p>Pro získání a udržení rychlosti nižší, než je původní vyvážená rychlost je potřeba řídicí páku přitahovat – letoun má pozitivní podélnou statickou stabilitu; tlačit – letoun má negativní podélnou statickou stabilitu (nepřípustné); není potřeba přitahovat – letoun má neutrální podélnou statickou stabilitu</p> <p>Pro získání a udržení rychlosti vyšší, než je původní vyvážená rychlost je potřeba řídicí páku tlačit – letoun má pozitivní podélnou statickou stabilitu; přitahovat – letoun má negativní podélnou statickou stabilitu (nepřípustné); není potřeba tlačit – letoun má neutrální podélnou statickou stabilitu</p>
-------------------------	----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Pof. č.	Režim letu	Výška letu nad zemí	Výkon motoru [ot/min]	Klapky	Podvozek	Vyvážená rychlost letu IAS [km/h]	Manévr	Rychlost po manévru	Je třeba pro udržení snížené (zvýšené) rychlosti tahat (tlačit)?	Velikost síly, kterou se musí tahat (tlačit) řídicí páka (měření nebo odhad pilota)	Návratová rychlost po pomalém uvolnění řídicí páky IAS [km/h]	Byla návratová rychlost v rozmezí $\pm 10\%$ původní vyvážené rychlosti?	Vyvolá podstatná změna rychlosti takovou změnu velikosti síly, že ji pilot jasně rozpozná?	Hodnocení stability. Vykazuje letoun pozitivní, neutrální, statickou stabilitu?
1.	Stoupaní	Začít ve 2000 ft	Nejméně 75 % Max.trvalého	Vzlet	Zasunut (je-li zatahovací)	$V_y =$	Přitáhnout	$V_y - 5\% =$						
2.								$V_y - 10\% =$						
3.								$V_y - 15\% =$						
4.							$V_y =$	Potlačit	$V_y + 5\% =$					
5.								$V_y + 10\% =$						
6.								$V_y + 15\% =$						
7.	Horizont	5000 ft	75 % Max.trvalého	Zasunuty	Zasunut (je-li zatahovací)	Vyjde z výkonu	Přitáhnout	$IAS - 5\% =$						
8.								$IAS - 10\% =$						
9.								$IAS - 15\% =$						
10.							Vyjde z výkonu	Potlačit	$IAS + 5\% =$					
11.								$IAS + 10\% =$						
12.								$IAS + 15\% =$						
13.	Klesání	Z 5000 ft	Volnoběh	Přistání	Vysunut	$1,3 V_{S1} =$	Přitáhnout	$1,2 V_{S1} =$						
14.								$1,1 V_{S1} =$						
15.							$1,3 V_{S1} =$	Potlačit	$1,4 V_{S1} =$					
16.								$V_{FE} =$						



9 Závěr

Hlavním cílem diplomové práce „Návrh stavitelného stabilizátoru letounu JA-400“ bylo vytvořit konstrukční řešení pro mechanickou a elektrickou verzi stavění horizontálního stabilizátoru za účelem vyvážení letounu.

V úvodu práce je letmý náhled do historie letectví, kde se se stavitelným stabilizátorem můžeme setkat poprvé, následovaný výčtem dalších možností vyvážení letounu.

Hlavní část práce pak tvoří samotný konstrukční návrh uložení a ovládaní horizontálního stabilizátoru. Původní myšlenka měla kompletně zachovat celkovou geometrii letounu, avšak okolnosti, a především značně omezený prostor pro zástavbu zavěšení a ovládaní, podnítily návrh nových dílů a konečná poloha stabilizátoru je o 18 mm posunutá dozadu oproti původní verzi.

Pro návrh bylo nezbytné určit zatížení vodorovných ocasních ploch pro všechny letové případy a pro všechny hmotové konfigurace. Pro přesnější výsledky byl použit vyšší předpis, konkrétně CS-VLA, který povoluje vzlet letadel s hmotností do 750 kg. Zjištěním zatížení na vodorovné ocasní plochy mohl být proveden rozbor sil na jednotlivé závěsy a byla provedena jejich pevnostní kontrola. Nově navržená konstrukce bude podléhat statické zkoušce na vyrobeném prototypu.

Posouzení možnosti zařazení tohoto konstrukčního řešení do sériové výroby je v tuto chvíli velice obtížné. Vypočítané letové výkony jsou pouhým odhadem a skutečné letové výkony se zjistí až při záletu vyrobeného prototypu. Teprve po prozkoumání reálných letových výkonů se firma ZALL JIHLAVAN airplanes, s.r.o. rozhodne, zda se vyplatí zvýšení hmotnosti konstrukce a zvednutí nákladů na výrobu (nemluvě o zdlouhavém procesu certifikace) za účelem zvýšení maximální rychlosti v horizontálním letu a většího doletu.



10 Bibliografie

- [1] | *ASTM F2245*. Washington, DC: ASTM International, 2012.
- [2] | *UL 2 (2019): část IV*. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2019. Dostupné také z: http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2%20%C4%8D%C3%A1st%20VI_26.3.2019.pdf
- [3] | *CS - VLA. 1*. Praha: ÚCI, 2019. Dostupné také z: https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/CS-VLA_konsolidovane_amdt_1_opr1CR_CZ.pdf
- [4] | *JA-400* [online]. In: . [cit. 2020-06-05]. Dostupné z: <http://www.skyleader.aero/produkt/skyleader-400/>
- [5] | *Interní zpráva SKYLEADER: [3]*.
- [6] | *Kombinace vyvažovací a odlehčovací plošky* [online]. In: . [cit. 2020-06-05]. Dostupné z: https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/84876/F2-BP-2019-Pelc-Karel-BP_Trim_Pelc.pdf?sequence=-1&isAllowed=y
- [7] | *Funkce stavitelného stabilizátoru* [online]. In: . [cit. 2020-06-05]. Dostupné z: https://dspace.vsb.cz/bitstream/handle/10084/87861/SED377_FMMI_B3922_3902R040_2011.pdf?sequence=1&isAllowed=n
- [8] | Foresight. BLACKBURN, Al. *Aces Wild: The Race for Mach 1* [online]. 1st ed. Wilmington: A Scholarly Resources Inc., 1999, s. 9-11 [cit. 2020-06-04]. ISBN 0-8420-2732-7. Dostupné z: https://books.google.cz/books?id=mo-mV3ZPjukC&printsec=frontcover&hl=cs&source=gbs_ge_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false
- [9] | *Waco 10* [online]. In: . [cit. 2020-06-05]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Waco_10#/media/File:Waco_10_\(GXE\)_01.JPG](https://en.wikipedia.org/wiki/Waco_10#/media/File:Waco_10_(GXE)_01.JPG)
- [10] | *Waco 10*. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2020 [cit. 2020-06-04]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Waco_10
- [11] | *Cessna 180*. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2020-06-04]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_180
- [12] | *Cessna 180. Aopa* [online]. Frederick MC: Aircraft Owners and Pilots Association, 2020 [cit. 2020-06-04]. Dostupné z: <https://www.aopa.org/go-fly/aircraft-and-ownership/aircraft-fact-sheets/cessna-180>
- [13] | *Airplane Response During the Pitch Upset: Flight Control System. Federal Aviation Administration* [online]. Washington: Federal Aviation Administration, 2019 [cit. 2020-06-04]. Dostupné z:



- https://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=3&LLID=66&LLTypeID=2#null
- [14] A65BHL 30KG. In: *Huizhou AGF-RC Electronic Technology Co.* [online]. Huizhou City [cit. 2020-06-23]. Dostupné z: <https://www.agfrc.com/index.php?id=2118>
- [15] *Interní zpráva SKYLEADER: [9].* 2019.
- [16] *Interní zpráva SKYLEADER: [2].*
- [17] *Interní zpráva SKYLEADER: [5].*
- [18] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [19] ČTVERÁK, J., V. MERTL a A. PÍŠTĚK. *Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí*. Brno: Letecký ústav, 1997.
- [20] *Plán letounu B-2 Chummy* [online]. In: . [cit. 2020-06-05]. Dostupné z: https://outerzone.co.uk/plan_details.asp?ID=10245
- [21] *B-2 Chummy* [online]. In: . [cit. 2020-06-05]. Dostupné z: <http://www.airwar.ru/enc/law1/chummy.html>
- [22] *Cessna 180* [online]. In: . [cit. 2020-06-05]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_180#/media/File:Cessna.180a.g-btsm.arp.jpg
- [23] *Boeing B-707* [online]. In: . [cit. 2020-06-05]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/b/bf/N931NA_Boeing_707_%28_KC-135A_%29_NASA_Tail_%28288739056118%29.jpg/2304px-N931NA_Boeing_707_%28_KC-135A_%29_NASA_Tail_%28288739056118%29.jpg



11 Seznam obrázků

Obrázek 1.1 - Použitý souřadnicový systém.....	14
Obrázek 1.2 - JA-400 Skyleader [4]	15
Obrázek 1.3 - Muška letounu JA - 400	16
Obrázek 1.4 - Geometrie křídla JA - 400	18
Obrázek 1.5 - Rozložení těžišť pro hmotový rozbor	19
Obrázek 2.1 - Rozložení sil pro vyvážení	22
Obrázek 2.2 - Výškové kormidlo JA-400	22
Obrázek 2.3 - Kombinace vyvažovací a odlehčovací plošky [6]	23
Obrázek 2.4 - Funkce stavitelného stabilizátoru [7].....	24
Obrázek 2.5 - Plán letounu B-2 Chummy [20]	24
Obrázek 2.6 - Letoun B-2 Chummy [21]	25
Obrázek 2.7 - Waco biplane 10 [9]	25
Obrázek 2.8 - Cessna 180 [22].....	26
Obrázek 2.9 - Ocas letounu B-707 [23]	26
Obrázek 3.1 - Geometrie stavění stabilizátoru	27
Obrázek 3.2 - Návrh zadního zavěšení	28
Obrázek 3.3 - Rozložení – zadní závěsy	29
Obrázek 3.4 - Přední zavěšení stabilizátoru.....	29
Obrázek 3.5 - Pohled na přední zavěšení	30
Obrázek 3.6 - Uložení stavěcího šroubu	31
Obrázek 3.7 - Rozložení sil na šroubu	32
Obrázek 3.8 - Servomotor [14]	32
Obrázek 3.9 - Detail přenosu kroutícího momentu	33
Obrázek 4.1 - Rozložení sil pro výpočet vyvažovacího zatížení.....	36
Obrázek 5.1 - Základní geometrie VOP	48
Obrázek 5.2 - Rozložení vyvažovacího zatížení podle dodatku B [3].....	50
Obrázek 5.3 - Rozložení poryvového zatížení podle dodatku B [3].....	53
Obrázek 5.4 - Rozložení manévrovacího zatížení podle dodatku B [3].....	57
Obrázek 5.5 - Průměrná maximální provozní zatížení řídicích ploch [3]	67
Obrázek 5.6 - Rozložení zatížení po hloubce vyvažovací plošky	68
Obrázek 6.1 - Síly působící na letoun v horizontálním letu [18].....	70
Obrázek 6.2 - Síly působící na letoun ve stoupavém letu [18].....	73
Obrázek 7.1 - Obecná geometrie oka [19]	77
Obrázek 7.2 - Geometrie předního závěsu - stabilizátor	78
Obrázek 7.3 - Geometrie předního závěsu - trup	80
Obrázek 7.4 - Geometrie zadního závěsu – stabilizátor	81
Obrázek 7.5 - Geometrie zadního závěsu – trup.....	83



12 Seznam tabulek

Tabulka 1.1 - Vybrané hmotnostní konfigurace	20
Tabulka 1.2 - Odhadnuté momenty setrvačnosti.....	21
Tabulka 3.1 - Hodnota maximálních sil na závěsy	31
Tabulka 3.2 - Specifikace servomotoru [14].....	32
Tabulka 3.3 - Porovnání hmotnostní konstrukcí.....	33
Tabulka 4.1 - Vstupní hodnoty pro výpočet zatížení VOP.....	34
Tabulka 4.2 - Přehled letových případů pro vyvažovací zatížení	35
Tabulka 4.3 - Vyvažovací zatížení VOP.....	37
Tabulka 4.4 - Vyvažovací zatížení – poryvový případ.....	39
Tabulka 4.5 - Přírůstek síly na VOP od poryvu	41
Tabulka 4.6 - Přehled celkových zatížení VOP od poryvu	42
Tabulka 4.7 - Vyvažovací síla na VOP pro manévrový případ.....	44
Tabulka 4.8 - Zatížení VOP od manévru.....	46
Tabulka 4.9 - Celkové zatížení od manévru.....	47
Tabulka 4.10 - Přehled výsledků zatížení VOP.....	48
Tabulka 5.1 - Základní geometrické údaje VOP [16].....	49
Tabulka 5.2 - Základní geometrické údaje VK [16]	49
Tabulka 5.3 - Základní geometrické údaje vyvažovací plošky [16]	49
Tabulka 5.4 - Rozdělení zatížení - vyvažovací případ	52
Tabulka 5.5 - Rozdělení zatížení – poryvový případ	55
Tabulka 5.6 - Rozdělení zatížení - manévrovací případ.....	59
Tabulka 5.7 - Zjištěné průběhy na VOP - vyvažovací případ	61
Tabulka 5.8 - Zjištěné průběhy na VOP - poryvový případ	62
Tabulka 5.9 - Zjištěné průběhy na VOP - manévrovací případ	63
Tabulka 5.10 - Zatížení vyvažovací plošky	69
Tabulka 6.1 - Vstupní hodnoty výpočtu výkonů	70
Tabulka 6.2 - Maximální rychlost	73
Tabulka 6.3 - Přehled výsledků pro klouzavý let.....	75
Tabulka 7.1 - Rozdělní sil na závěsy	76
Tabulka 7.2 - Výsledky pevnostní kontroly – přední závěs - ST	78
Tabulka 7.3 - Výsledky pevnostní kontroly – přední závěs – trup	80
Tabulka 7.4 - Výsledky pevnostní kontroly – zadní závěs - ST	82
Tabulka 7.5 - Výsledky pevnostní kontroly – zadní závěs – trup	83



13 Seznam grafů

Graf 1.1 - Hmotová obálka	20
Graf 5.1 - Průběh spojitého zatížení - vyvažovací případ	53
Graf 5.2 - Průběh spojitého zatížení – poryvový případ	56
Graf 5.3 - Průběh spojitého zatížení - manévrovací případ	60
Graf 5.4 - Posouvající síla - VK	63
Graf 5.5 - Ohybový moment - VK	64
Graf 5.6 - kroutící moment - VK.....	64
Graf 5.7 - Posouvající síla - stabilizátor	65
Graf 5.8 - Ohybový moment - stabilizátor	65
Graf 5.9 - Kroutící moment - stabilizátor.....	66
Graf 5.10 - Průběh zatížení na vyvažovací plošce	69
Graf 6.1 - Polára letounu	71
Graf 6.2 - Detail poláry letounu.....	71
Graf 6.3 - Potřebný a využitelný výkon	72
Graf 6.4 - Potřebný a využitelný tah	72
Graf 6.5 - Stoupací rychlosti	74
Graf 6.6 - Průběh maximálních stoupacích rychlostí	74
Graf 6.7 - Rychlostní polára a klouzavost.....	75
Graf 7.1 - Graf závislostí geometrie oka	77

14 Přílohy

14.1 Zatížení při obratech CS_VLA

CS-VLA 423 Zatížení při obratech [3]

Každá vodorovná ocasní plocha musí být navržena na zatížení při obratech vyvolaných jednou z následujících podmínek (a) plus (b) nebo (c) nebo (d):

(a) Náhlé vychýlení řídicího výškovky při rychlosti VA do (1) maximální výchylky nahoru; a (2) maximální výchylky dolů, dané dorazy nebo silou pilota, podle toho co je rozhodující. Může být použito průměrné zatížení podle B11 v Dodatku B a rozložení podle obrázku B7 v Dodatku B.

(b) Náhlé vychýlení výškového kormidla směrem nahoru při rychlostech větších než VA s následující výchylkou směrem dolů, způsobí následující kombinace normálních a úhlových zrychlení:

Podmínky	Normální zrychlení (n)	Úhlové zrychlení (radián/sec ²)
Zatížení nahoru	1,0	$+ \frac{20,1}{V} n_m (n_m - 1,5)$
Zatížení dolů	n_m	$- \frac{20,1}{V} n_m (n_m - 1,5)$

kde:

(1) n_m = maximální provozní kladný násobek, použitý při návrhu; a

(2) V = Výchozí rychlost (m/s)

Podmínky uvedené v tomto odstavci vyvolají zatížení odpovídající zatížením, která se mohou vyskytnout při „řízeném obratu“ (obrat, při kterém je řízení výškového kormidla rychle vychýleno jedním směrem a potom rychle přemístěno v opačném směru). Výchylky se mají provádět v takovém časovém sledu, aby nedošlo k překročení maximální provozního násobku při obratech. Celkové zatížení ocasních ploch jak pro podmínky ve směru nahoru, tak i dolů je dáno součtem vyvažovacích zatížení ocasních ploch při rychlosti V a specifikované hodnoty normálního násobku n, zvětšené o přírůstek zatížení z obratu v důsledku stanoveného úhlového zrychlení. Pro výpočet přírůstku zatížení z obratu je možno použít obrázek B2 v Dodatku B a pro rozložení po hloubce je možné použít obrázek B7 (pro zatížení směrem dolů) a obrázek B8 (pro zatížení směrem nahoru).

(c) Pro rychlou výchylku výškového kormidla je třeba uvažovat tyto případy:

(i) Rychlost V_A , maximální výchylka nahoru;

(ii) Rychlost V_A , maximální výchylka dolů;

(iii) Rychlost V_D , jedna třetina maximální výchylky nahoru;

(iv) Rychlost V_D , jedna třetina maximální výchylky dolů.

Musí být splněny tyto předpoklady:



(A) Letoun je na počátku ve vodorovném letu a jeho poloha a vzdušná rychlost se nemění.

(B) Zatížení jsou vyvážena setrvačnými silami.

(d) Pro rychlou výchylku výškového kormidla, aby se normální zrychlení změnilo z počáteční hodnoty na konečnou hodnotu, jsou uvažovány tyto případy (viz obr. 1):

Rychlost	Počáteční podmínky	Konečné podmínky	Změna násobku
V_A	A_1	A	$n_1 - 1$
	A	A_1	$1 - n_1$
	A_1	G	$n_4 - 1$
	G	A_1	$1 - n_4$
V_D	D_1	D	$n_2 - 1$
	D	D_1	$1 - n_2$
	D_1	E	$n_3 - 1$
	E	D_1	$1 - n_3$

(viz CS-VLA 33)

Pro účel tohoto výpočtu může být zanedbán rozdíl mezi rychlostí V_A a hodnotou rychlosti odpovídající bodu G obálky obrátů.

Musí být splněny tyto předpoklady:

- (1) Letoun je na počátku ve vodorovném letu, jeho poloha a rychlost se nemění;
- (2) Zatížení jsou vyvážena setrvačnými silami;
- (3) Přírůstek aerodynamického zatížení ocasních ploch je dán:

$$\Delta P = \Delta n Mg \left[\frac{x_{cg}}{l_t} - \frac{S_{ht}}{S} \frac{a_{ht}}{a} \left(1 - \frac{d_\varepsilon}{d_\alpha} \right) - \frac{\rho_0}{2} \left(\frac{S_{ht} a_{ht} l_t}{M} \right) \right]$$

Kde:

ΔP = přírůstek zatížení na vodorovných ocasních plochách, kladný směrem nahoru (N)

Δn = změna násobku

M = hmotnost letounu (kg)

g = gravitační zrychlení (m/s^2)



X_{cg} = podélná vzdálenost těžiště letounu za aerodynamickým středem letounu bez vodorovné ocasní plochy (m)

S_{ht} = plocha vodorovných ocasních ploch (m^2)

a_{ht} = stoupání vztlakové čáry horizontálních ocasních ploch v radiánech

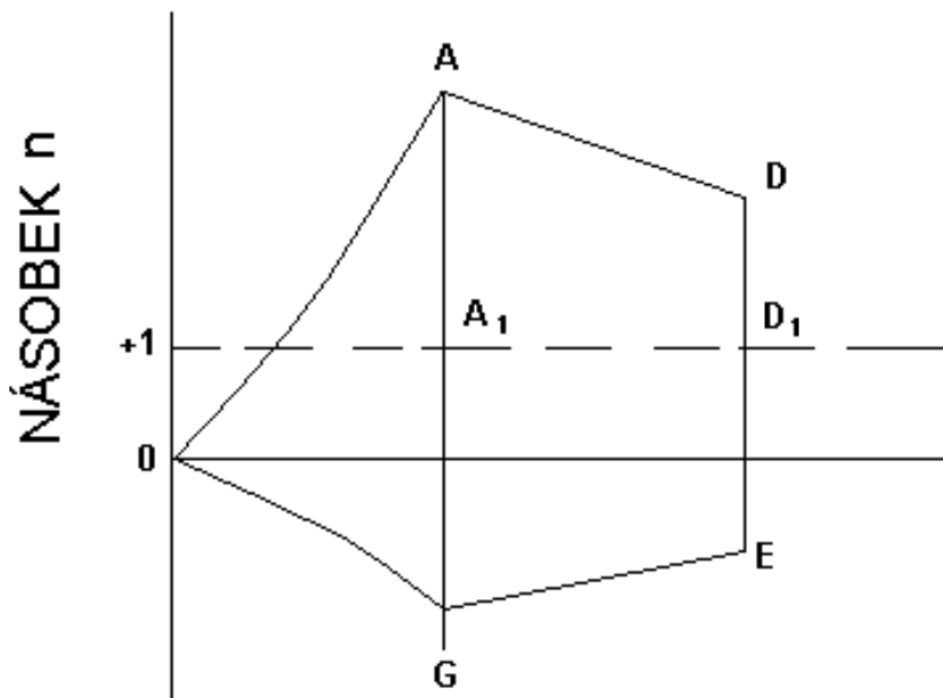
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ = derivace srázového úhlu podle úhlu náběhu

ρ_0 = hustota vzduchu na hladině moře (kg/m^3)

l_t = rameno ocasních ploch (m)

S = plocha křídla (m^2)

a = sklon vztlakové čáry křídla v radiánech



14.2 Výkres sestavy předního zavěšení

