



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

Rekonstrukce křídla historického stíhacího letounu

Reconstruction of the historic fighter wing

Diplomová práce

Studijní program: N 3958 LETECTVÍ A KOSMONAUTIKA

Studijní obor: 3906T008 Letecká a kosmická technika

Vedoucí práce: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.

Bc. Pavel Trybenekr

Praha 2016

Anotační list

Jméno autora: Pavel Trybenekr

Název DP: Rekonstrukce křídla historického stíhacího letounu

Anglický název: Reconstruction of the historic fighter wing

Rok: 2016

Obor studia: 3906T008 Letadlová a kosmická technika

Ústav: *Ústav letadlové techniky*

Vedoucí DP: *Ing. Jiří Brabec, Ph.D.*

Bibliografické údaje:

počet stran	116
počet obrázků	70
počet tabulek	41
počet příloh	10

Klíčová slova: replika letounu, AVIA B-135, křídlo, výpočet zatížení, pevnostní výpočet, konstrukční návrh, hmotový rozbor, 3D model

Keywords: aircraft replica, AVIA B-135, wing, load calculation, structure calculation, design, weight analysis, 3D model

Vysoká škola: ČVUT v Praze

Fakulta: STROJNÍ

Ústav: ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

Akademický rok: 2015/2016

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

pro: Bc. Pavla TRYBENEKRA

obor: 3906T008 Letadlová a kosmická technika

Název tématu: Rekonstrukce křídla historického stíhacího letounu

Zásady pro vypracování:

Pro vypracování projektu proveďte:

- rozbor relevantních částí zvoleného stavebního předpisu
- sestavení 3D modelu křídla
- stanovení zatížení křídla
- pevnostní kontrolu křídla
- hmotový rozbor křídla

Rozsah grafických prací: Dle doporučení vedoucího DP

Rozsah průvodní zprávy: cca 60 stran

Seznam odborné literatury: Dle doporučení vedoucího DP

Předměty SZZ: Aerodynamika a mechanika letu
Letadlová technika
Technologie a údržba letadlové techniky

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Jiří Brabec**

Datum zadání diplomové práce: 30. října 2015

Termín odevzdání diplomové práce: 15. ledna 2016

Neodevzdá-li student diplomovou práci včas, je povinen tuto skutečnost předem písemně zdůvodnit, pokud bude omluva (předaná prostřednictvím studijního oddělení děkanovi) děkanem uznána, určí děkan studentovi náhradní termín konání státní závěrečné zkoušky (zůstávají dva termíny SZZ). Pokud tuto skutečnost student řádně neomluví, nebo omluva nebude děkanem uznána, určí děkan studentovi termín pro opakování státní závěrečné zkoušky. SZZ je možné opakovat pouze jednou (SZŘ čl. 22, odst. 3, 4).

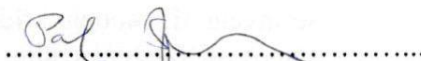
Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použitá literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

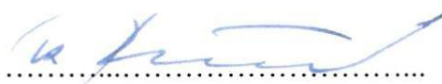
Zadání diplomové práce převzal dne: 30.10.2015



Ing. Robert Theiner, Ph.D.
vedoucí ústavu




.....
diplomant


.....
Prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
děkan Fakulty strojní

V Praze dne 13.října 2015

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu §60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne:

.....

Bc. Pavel Trybenekr

Poděkování

Děkuji Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D. za trpělivost při vedení diplomové práce a jeho podněty, které práci obohatily. Děkuji své rodině za podporu a zázemí po dobu celého vysokoškolského studia a především v průběhu tvorby této práce.

Obsah

1. Úvod.....	21
2. Technický popis	22
2.1 Technický popis letounu	22
2.2 Křídlo	22
2.3 Základní technická data letounu Avia B-135	22
2.3.1 Geometrie letounu	22
2.3.2 Geometrie křídla.....	22
2.3.3 Geometrie VOP	23
2.3.4 Geometrie SOP.....	23
2.3.5 Geometrie podvozku	23
2.3.6 Hmotnosti.....	23
2.3.7 Rychlosti a omezení	24
2.4 Prototypový vývoj letounu Avia B-135 – změny v konstrukci křídla.....	24
2.4.1 B-35.1	24
2.4.2 B-35.2.....	24
2.4.3 B-35.3 (B-135.1 – B-135.3)	24
2.5 Třípohledový výkres letounu	26
3. Rozbor relevantních stavebních předpisů.....	27
3.1 Součinitel bezpečnosti, provozní a početní zatížení.....	27
3.1.1 Předpis CS-23 [4].....	27
3.1.2 Předpis Cina [18].....	27
3.1.3 Souhrn	27
3.2 Návrhové rychlosti letu, letová zatížení	28
3.2.1 Předpis CS-23 [4].....	28
3.2.2 Předpis Cina [18].....	31
3.2.3 Souhrn	32
3.3 Nesymetrická zatížení	32
3.3.1 Předpis CS-23 [4].....	32
3.3.2 Předpis Cina [18].....	33
3.3.3 Souhrn	33
4. Konstrukční návrh a tvorba 3D modelu křídla.....	34
4.1 Nosníky	34
4.2 Žebra	35

4.3 Potah.....	37
4.4 Sestava křídla	38
4.5 Systém číslování dílů	39
5. Zatížení křídla	40
5.1 Rozbor hmot ovlivňujících zatížení křídla.....	40
5.1.1 Uvažované letové konfigurace	40
5.1.2 Základní rozložení hmot v křídle ovlivňujících výpočet:.....	40
5.2 Letová obálka	41
5.2.1 Návrhové rychlosti letu	41
5.2.2 Provozní násobky zatížení při obratech.....	42
5.2.3 Násobky zatížení při poryvech.....	42
5.2.4 Omezení pro let s vysunutými vztlakovými klapkami	44
5.2.5 Letová obálka provozních násobků – letová konfigurace č.2	44
5.2.6 Letová obálka provozních násobků – letová konfigurace č.3	45
5.3 Letové případy zatížení	45
5.4 Aerostatické podklady zatížení	47
5.4.1 Rozložení lokálních součinitelů vztlaku pro nulový vztlak křídla	47
5.4.2 Jednotkové rozložení lokálních součinitelů vztlaku křídla	47
5.4.3 Rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu C_{m0} při nulovém součiniteli vztlaku .	48
5.4.4 Nesymetrické zatížení	48
5.4.5 Vysunutí vztlakových klapek.....	55
5.4.6 Výsledné rozložení vztlaku	56
5.5 Stanovení zatížení křídla	56
5.5.1 Rozložení spojitého zatížení po rozpětí křídla	57
5.5.2 Posouvající síla.....	58
5.5.3 Ohybový moment.....	60
5.5.4 Celkový přehled složek maximálního zatížení křídla	63
5.5.5 Krouticí moment	64
5.5.6 Krouticí moment k ose předního nosníku	64
6. Dimenzování a pevnostní kontrola křídla	68
6.1 Namáhání ohybovým momentem	68
6.1.1 Využití potahu při ohybu.....	68
6.1.2 Redukce průřezu a poloha neutrální osy	69
6.1.3 Celkový moment setrvačnosti průřezu.....	70
6.1.4 Maximální napětí v průřezu a pevnostní kontrola.....	71
6.2 Namáhání posouvající silou a krouticím momentem	74

6.2.1 Ohybově elastická osa	74
6.2.2 Rozdělení posouvající síly mezi nosníky	74
6.2.3 Elastická osa	75
6.2.4 Smykový tok v potahu.....	78
6.2.5 Napětí v potahu	78
6.2.6 Kritické napětí v potahu a jistota výpočtu	78
6.2.7 Smykové toky ve stojinách od posouvající síly	79
6.2.8 Výsledný smykový tok ve stojinách.....	79
6.2.9 Napětí ve stojinách	80
6.2.10 Kritické napětí ve stojinách a jistota výpočtu	80
6.2.11 Vliv výřezu pro podvozkovou šachtu.....	81
6.2.12 Pevnostní kontrola žebra	85
6.3 Závěsy křídla.....	86
6.3.1 Zatížení závěsů.....	86
6.3.2 MKP kontrola závěsů	86
6.3.3 Kontrola závěsů na otláčení	88
6.3.4 Kontrola šroubů závěsu	89
7. Hmotový rozbor křídla	90
8. Závěr	91
9. Přehled použité literatury	92
10. Přílohy.....	94

Přílohy

10.1 Základní parametry zatížení	94
10.2 Charakteristiky průřezů křídla.....	95
10.3 Letový případ č.2.....	97
10.4 Letový případ č.3.....	100
10.5 Letový případ č.13a.....	105
10.6 Pevnostní kontrola stojiny zadního nosníku.....	106
10.7 MKP kontrola závěsů	107
10.8 Diagram vzpěrné pevnosti borového dřeva.....	109
10.9 Diagram maximální přípustné pevnosti překližky	110
10.10 Statistika vybraných stíhacích letounů zařazených do služby v letech 1936 - 1939.....	111

Přiložené přílohy

1. Systémový výkres křídla

2. Datový nosič

- 3D model křídla
- Diplomová práce v elektronické podobě
- Výpočtové soubory

Seznam obrázků

Obr. 1: Vývoj tvaru křídla letounu B-135, převzato z [2]	25
Obr. 2: Třípohledový výkres letounu B-135, převzato z [1]	26
Obr. 3: Letová obálka [4]	28
Obr. 4: Řez nosníky letounu Avia B-135 při pevnostní zkoušce trupu [20]	34
Obr. 5: 3D model poloviny předního nosníku (pro přehlednost s průhlednými stojinami)	35
Obr. 6: Střední žebra se dvěma stojinami	35
Obr. 7: 3D model žebra se dvěma stojinami	35
Obr. 8: 3D model předního žebra s jednou stojinou	35
Obr. 9: Řez v místě zapuštění žeber	35
Obr. 10: 3D model středních žeber v místě palivových nádrží	36
Obr. 11: Přerušení žebra na systémovém výkresu [21]	36
Obr. 12: Umístění modelu podvozku v křídle	36
Obr. 13: Pohled na rohové náklížky žeber v 3D modelu	37
Obr. 14: Doporučený způsob napojení potahu [13]	37
Obr. 15: Řez potahem v místě napojení v 3D modelu	38
Obr. 16: 3D model sestavy křídla	38
Obr. 17: Pohled na podvozkovou šachtu	39
Obr. 18: Hmotnostní obálka odlehčeného letounu, převzato z [1]	40
Obr. 19: Závislost součinitele k na tvaru profilu [16]	43
Obr. 20: Letová obálka provozních násobků pro letovou konfiguraci č.2	44
Obr. 21: Letová obálka provozních násobků pro letovou konfiguraci č.3	45
Obr. 22: Momentová rovnováha letounu	46
Obr. 23: Rozložení lokálních součinitelů vztlaku pro $C_{LW}=0$	47
Obr. 24: Jednotkové rozložení lokálních součinitelů vztlaku křídla	47
Obr. 25: Rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu při nulovém součiniteli vztlaku	48
Obr. 26: Střední aerodynamické tětíva křídélka	48
Obr. 27: Střední aerodynamické tětíva části křídla v místě křídélka	49
Obr. 28: Rozložení lokálních součinitelů vztlaku od kladných výchylek křídélek	53
Obr. 29: Rozložení lokálních součinitelů vztlaku od záporných výchylek křídélek	53
Obr. 30: Rozložení vztlaku od tlumení klonění	54
Obr. 31: Rozložení lokálních souč. klopivého momentu C_{m0} při kladných výchylkách křídélek	54
Obr. 32: Rozložení lokálních souč. klopivého momentu C_{m0} při záporných výchylkách křídélek	55
Obr. 33: Rozložení lokálních součinitelů vztlaku při plně vysunutě vztlakové klapce a $C_{LW}=0$	56
Obr. 34: Rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu při nulovém součiniteli vztlaku a maximální výchylce vztlakové klapky	56
Obr. 35: Aerodynamická souřadnicová soustava, smysl momentů a sil	57
Obr. 36: Průběh posouvající síly T_R po rozpětí pro jednotlivé letové případy	59
Obr. 37: Převod posouvající síly mezi různými souřadnicovými soustavami	59
Obr. 38: Maximální složky posouvající síly	60
Obr. 39: Maximální ohybový moment	61
Obr. 40: Maximální složky ohybového momentu	62
Obr. 41: Schéma sil krut	64
Obr. 42: Průběh M_K k elastické ose pro jednotlivé letové případy a let. konfiguraci č.2	66
Obr. 43: Obálka maximálního krouticího momentu k elastické ose	67
Obr. 44: Nosný průřez křídla	68
Obr. 45: Schéma průřezu pro výpočet štíhlosti podélníku	72

Obr. 46: Smykové toky v křídle	75
Obr. 47: OEO a EO vzhledem k půdorysu křídla.....	77
Obr. 48: Průběh přídatného ohybového momentu v místě výřezu pro podvozkovou šachtu.....	82
Obr. 49: Přídatné osové síly v pásnicích v místě výřezu podvozkové šachty	83
Obr. 50: Rozklad krouticího momentu.....	84
Obr. 51: Zatížení předního závěsu při letovém případě č.2	87
Obr. 52: Zatížení předního závěsu při letovém případě č.3	87
Obr. 53: Průběh napětí v konstrukci předního závěsu při letovém případě č.3 a let. konfiguraci č.2... 88	
Obr. 54: Průběh napětí v konstrukci předního závěsu při letovém případě č.2 a let. konfiguraci č.2. 107	
Obr. 55: Průběh napětí v konstrukci zadního závěsu při letovém případě č.2 a let. konfiguraci č.2 .. 107	
Obr. 56: Průběh napětí v konstrukci zadního závěsu při letovém případě č.3 a let. konfiguraci č.2 .. 108	
Obr. 57: Diagram vzpěrné pevnosti dřeva [22].....	109
Obr. 58: Diagram maximální přípustné pevnosti překližky [22]	110
Obr. 59: Hawker Hurricane MK. I [24]	111
Obr. 60: Nakajima Ki-27a [24]	111
Obr. 61: Polikarpov I-16 [25].....	112
Obr. 62: Morane-Saulnier MS.406 [23]	112
Obr. 63: Fiat G.50 [23].....	113
Obr. 64: Mitsubishi A5M4 [24]	113
Obr. 65: Messerschmitt BF 109 B-1 [25].....	114
Obr. 66: Fokker D.XXI [24].....	114
Obr. 67: Curtiss P-36A [24]	115
Obr. 68: Supermarine Spitfire PR Mk.IA [25].....	115
Obr. 69: Dewoitine D.520 C1 [25].....	116
Obr. 70: Bloch MB.152 C.1 [24]	116

Seznam tabulek

Tab. 1: Letové konfigurace uvažované ve výpočtu.....	40
Tab. 2: Početní hodnoty dílčích hmotností letounu.....	41
Tab. 3: Základní parametry zatížení – letová konfigurace č.2	46
Tab. 4: Hodnoty použité pro výpočet b_{SATa}	49
Tab. 5: Hodnoty použité pro výpočet b_{SATwa} a z_{SATwa}	50
Tab. 6: Vypočtené hodnoty výchylek křidélek v závislosti na rychlosti letu.....	51
Tab. 7: Použité hodnoty a vypočtené ΔC_{la}	52
Tab. 8: Vypočtené hodnoty $\Delta\alpha_{0a}$	52
Tab. 9: Vypočtené hodnoty ΔC_{m0a}	54
Tab. 10: Maximální složky zatížení	63
Tab. 11: Hodnoty maximálního krouticího momentu k elastické ose.....	67
Tab. 12: Výčet materiálů použitých v nosné konstrukci křídla.....	69
Tab. 13: Pevnostní kontrola tlačných podélníků	73
Tab. 14: Poloha ohybově elastické osy	74
Tab. 15: Jednotkové posouvající síly	75
Tab. 16: Vzdálenost centra smyku od náběžné hrany	77
Tab. 17: Kontrola potahu	79
Tab. 18: Kontrola stojiny předního nosníku.....	81
Tab. 19: Přídavná osová napětí v pásnicích od M_k pro letový případ č.2 a let. konfiguraci č.2	83
Tab. 20: Přídavná osová napětí v pásnicích od ΔT_m pro letový případ č. 2 při let. konfiguraci č.2.....	84
Tab. 21: Jistoty pásnic nosníků v místě podv. šachty pro let. případ č.13a při let. konfiguraci č.2	85
Tab. 22: Vlastnosti materiálu L-CM3	86
Tab. 23: Početní zatížení závěsů křídla.....	86
Tab. 24: Výsledné hodnoty zatížení závěsů	87
Tab. 25: Hmotový rozbor křídla letounu Avia B-135	90
Tab. 26: Základní parametry zatížení – letová konfigurace č.1	94
Tab. 27: Základní parametry zatížení – letová konfigurace č.3	94
Tab. 28: Charakteristiky průřezů křídla pro kladný násobek	95
Tab. 29: Charakteristiky průřezů křídla pro záporný násobek	96
Tab. 30: Letový případ č.2 - namáhání předního nosníku.....	97
Tab. 31: Letový případ č.2 - namáhání zadního nosníku	98
Tab. 32: Letový případ č.2 - namáhání potahu.....	99
Tab. 33: Letový případ č.3 - namáhání podélníků	100
Tab. 34: Letový případ č.3 - namáhání předního nosníku.....	101
Tab. 35: Letový případ č.3 - namáhání zadního nosníku	102
Tab. 36: Letový případ č.3 - namáhání potahu.....	103
Tab. 37: Přídavná osová napětí v pásnicích od M_k pro letový případ č.3 a let. konfiguraci č.2.....	104
Tab. 38: Přídavná osová napětí v pásnicích od ΔT_m pro let. případ č. 3 při let. konfiguraci č.2	104
Tab. 38: Přídavná osová napětí v pásnicích od M_k pro letový případ č.13a a let. konfiguraci č.2.....	105
Tab. 40: Přídavná osová napětí v pásnicích od ΔT_m pro let. případ č. 13a při let. konfiguraci č.2.....	105
Tab. 41: Kontrola stojiny zadního nosníku	106

Seznam použitých symbolů

$(C_{Lw})_{\max}$	[1]	Maximální součinitel vztlaku křídla
$(C_{l\delta})_{\text{theory}}$	[1]	Vztlaková účinnost prosté klapky
$(C_l^\alpha)_\infty$	$[\text{rad}^{-1}]$	Stoupání vztlakové čáry (profilová hodnota)
\bar{c}	[ft]	Střední geometrická tětíva křídla
C_l^α	$[\text{rad}^{-1}]$	Stoupání vztlakové čáry křídla
A	$[\text{mm}^2]$	Plocha průřezu
$A_{i,N}$	$[\text{mm}^2]$	Plocha pásnice nosníku
$A_{P,N}$	$[\text{mm}^2]$	Plocha průřezu předního nosníku
$A_{\text{Podélníků}}$	$[\text{mm}^2]$	Plocha průřezu podélníků
A_R	$[\text{mm}^2]$	Redukovaný průřez
$A_{R_bePotahu}$	$[\text{mm}^2]$	Redukovaná plocha průřezu účinné šířky potahu
A_{R_Potahu}	$[\text{mm}^2]$	Redukovaná plocha průřezu potahu
$A_{R_Stojin_P.N.}$	$[\text{mm}^2]$	Redukovaná plocha průřezu stojin předního nosníku
$A_{R_Stojin_Z.N.}$	$[\text{mm}^2]$	Redukovaná plocha průřezu stojin zadního nosníku
$A_{Z.N.}$	$[\text{mm}^2]$	Plocha průřezu zadního nosníku
b	[mm]	Hloubka profilu
b	[mm]	Šířka elementu
b_e	[mm]	Účinná šířka potahu
b_{SATa}	[mm]	Střední aerodynamická tětíva křídélka
b_{SATwa}	[mm]	Střední aerodynamická křídla v místě tětíva křídélka
C_D	[1]	Součinitel odporu
C_d	[1]	Místní součinitel odporu
C_{dW}	[1]	Součinitel odporu křídla
C_L	[1]	Součinitel vztlaku (obecně)
C_{la}	[1]	Místní součinitel vztlaku od výchylky křídélek
C_{lf}	[1]	Místní součinitel vztlaku od výchylky klapek
C_{ln}	[1]	Lokální součinitel vztlaku pro jednotkové rozložení
C_{ltl}	[1]	Místní součinitel vztlaku od tlumení klonění
C_{Lw}	[1]	Součinitel vztlaku křídla
$C_{l\delta}/(C_{l\delta})_{\text{theory}}$	[1]	Korekční faktor vztlaku prosté klapky
C_m	[1]	Součinitel klopivého momentu
C_{m0}	[1]	Lokální součinitel klopivého momentu při nulovém C_{Lw}
C_{m0M}	[1]	Součinitel klopivého momentu pro vysoké rychlosti
E	$[\text{kg}\cdot\text{cm}^{-2}]$	Modul pružnosti v ohybu
E_0	$[\text{kg}\cdot\text{cm}^{-2}]$	Základní modul pružnosti
$E_{\text{Podélníků}}$	$[\text{kg}\cdot\text{cm}^{-2}]$	Modul pružnosti v ohybu podélníků
E_{Potahu}	$[\text{kg}\cdot\text{cm}^{-2}]$	Modul pružnosti v ohybu potahu
f	[1]	Koeficient bezpečnosti
F	[N]	Osová síla v šroubu
fd	[1]	Násobek provozního zatížení dle předpisu CINA
F_N	[N]	Normálová složka zatížení závěsu
fr	[1]	Násobek početního zatížení dle předpisu CINA
F_T	[N]	Tečná složka zatížení závěsu

g	$[\text{m}\cdot\text{s}^{-2}]$	Gravitační zrychlení
G	$[\text{kg}\cdot\text{cm}^{-2}]$	Modul pružnosti ve smyku
h	$[\text{mm}]$	Výška elementu
h_p	$[\text{mm}]$	Výška přední stojiny
h_z	$[\text{mm}]$	Výška zadní stojiny
i	$[\text{mm}]$	Poloměr setrvačnosti
J_C	$[\text{mm}^4]$	Celkový moment setrvačnosti průřezu
J_i	$[1]$	Jistota
J_{in}	$[\text{mm}^4]$	Moment setrvačnosti průřezu vnějšího okraje výřezu
J_{out}	$[\text{mm}^4]$	Moment setrvačnosti průřezu vnitřního okraje výřezu
J_x	$[\text{mm}^4]$	Moment setrvačnosti průřezu
$J_{x_P.N.}$	$[\text{mm}^4]$	Moment setrvačnosti průřezu předního nosníku
$J_{x_Podélníků}$	$[\text{mm}^4]$	Moment setrvačnosti průřezu podélníků
$J_{x_Z.N.}$	$[\text{mm}^4]$	Moment setrvačnosti průřezu zadního nosníku
J_{xR}	$[\text{mm}^4]$	Redukovaný moment setrvačnosti průřezu
J_{xR_Potahu}	$[\text{mm}^4]$	Red. moment setrvačnosti průřezu potahu
$J_{xR_Stojin_P.N.}$	$[\text{mm}^4]$	Red. moment setrvačnosti průřezu stojin předního nosníku
$J_{xR_Stojin_Z.N.}$	$[\text{mm}^4]$	Red. moment setrvačnosti průřezu stojin zadního nosníku
k	$[1]$	Součinitel daný závislostí na tvaru profilu
k'	$[1]$	Korekční faktor pro nelinearity při velkých výchylkách
k_{a_ib}	$[1]$	Poměrná vzdálenost inflexního bodu od vnějšího okraje výřezu
k_{b_ib}	$[1]$	Poměrná vzdálenost inflexního bodu od vnitřního okraje výřezu
k_g	$[1]$	Zmírňující součinitel porvyvu
L	$[\text{N}]$	Vztlaková síla letounu ve vyváženém stavu
l	$[\text{m}]$	Rozpětí křídla
l_0	$[\text{m}]$	Délka výřezu v potahu
l_a	$[\text{m}]$	Délka křídélka
L_{VOP}	$[\text{N}]$	Vyvažovací síla na VOP
M	$[1]$	Machovo číslo
m	$[\text{kg}]$	Hmotnost letounu v uvažované letové konfiguraci
m_a	$[\text{kg}]$	Hmotnost křídélek
m_{ac}	$[\text{kg}]$	Hmotnost řízení křídélek
M_C	$[1]$	Machovo číslo pro návrhovou cestovní rychlost
M_D	$[1]$	Machovo číslo pro rychlost strmého letu
m_f	$[\text{kg}]$	Hmotnost klapek vč. řízení
m_{HP}	$[\text{kg}]$	Hmotnost hlavního podvozku
M_K	$[\text{N}\cdot\text{m}]$	Celkový krouticí moment k elastické ose
M_{k_a}	$[\text{N}\cdot\text{m}]$	Krouticí moment od aerodynamických sil
M_{k_cm0}	$[\text{N}\cdot\text{m}]$	Krouticí moment od klopivého momentu
M_{k_m}	$[\text{N}\cdot\text{m}]$	Krouticí moment od vlastní hmoty křídla
M_{K_max}	$[\text{N}\cdot\text{m}]$	Maximální krouticí moment k elastické ose
M_{K_min}	$[\text{N}\cdot\text{m}]$	Minimální krouticí moment k elastické ose
M_{k_mp}	$[\text{N}\cdot\text{m}]$	Krouticí moment od hmoty paliva
M_{k_PN}	$[\text{N}\cdot\text{m}]$	Krouticí moment k ose předního nosníku
M_n	$[\text{N}\cdot\text{m}]$	Normálová složka ohybového momentu

M_o	[N.m]	Ohybový moment
M_{ok}	[N.m]	Přídavný ohybový moment od ΔT_m
m_p	[kg]	Hmotnost paliva v křídle
M_{pi}	[N.m]	Přídavný ohybový moment od krouticího momentu
M_R	[N.m]	Výsledný moment
M_t	[N.m]	Tečná složka ohybového momentu
m_w	[kg]	Hmotnost křídla vč. křidélek, klapek a řízení
m_{w0}	[kg]	Hmotnost křídla bez křidélek, klapek a řízení
M_x	[N.m]	Moment kolem osy x
m_x^δ	[1]	Součinitel účinnosti křidélek
$m_x^{\omega x}$	[1]	Derivace tlumení klonění
M_y	[N.m]	Moment kolem osy y
M_{ybVOP}	[N.m]	Moment letounu k NB bez VOP
m_{ybVOP}	[1]	Součinitel klopivého momentu letounu bez VOP
M_z	[N.m]	Moment kolem osy z
n	[1]	Násobek zatížení
N_{pi}	[N]	Přídavné osově síly
p	[MPa]	Kontaktní tlak
p_d	[MPa]	Dovolený kontaktní tlak
Q	[Pa]	Dynamický tlak
q_k	[N.m ⁻¹]	Spojité krutové zatížení
q_k	[N.mm ⁻¹]	Smykový tok
q_m	[N.m ⁻¹]	Spojité zatížení od vlastních hmotových sil
q_{mp}	[N.m ⁻¹]	Spojité zatížení od hmoty paliva
q_p	[N.mm ⁻¹]	Smykový tok v přední stojině od posouvající síly
q_{pc}	[N.mm ⁻¹]	Celkový smykový tok v přední stojině
q_v	[N.mm ⁻¹]	Výsledný smykový tok
q_{x_a}	[N.m ⁻¹]	Spojité zatížení ve směru osy x od aerodynamických sil
q_z	[N.mm ⁻¹]	Smykový tok v zadní stojině od posouvající síly
q_{z_a}	[N.m ⁻¹]	Spojité zatížení ve směru osy z od aerodynamických sil
q_{z_m}	[N.m ⁻¹]	Spojité zatížení ve směru osy z od hmotových sil
q_{zc}	[N.mm ⁻¹]	Celkový smykový tok v zadní stojině
R	[mm]	Poloměr zakřivení potahu
R_m	[MPa]	Mez pevnosti materiálu
$R_{p(0,2)}$	[MPa]	Smluvní mez kluzu materiálu
s	[ft]	Vzdálenost vletnutí do poryvu
S	[m ²]	Plocha křídla
s_1	[mm]	Délka horního potahu
s_2	[mm]	Délka dolního potahu
S_a	[mm ²]	Plocha křídélka
S_n	[m ²]	Plocha příčného řezu palivové nádrže
S_w	[mm ²]	Plocha křídla v místě křídélka
T	[N]	Celková posouvající síla působící na stojiny
t_1	[mm]	Tloušťka horního potahu
t_2	[mm]	Tloušťka dolního potahu
T_{jP}	[1]	Jednotková posouvající síla působící na přední nosník

T_{jz}	[1]	Jednotková posouvající síla působící na zadní nosník
T_{MK}	[N]	Přídavná posouvající síla od kroutícího momentu
T_n	[N]	Normálová složka posouvající síly
t_p	[mm]	Tloušťka potahu
T_p	[N]	Posouvající síla působící na přední stojinu
t_p	[mm]	Tloušťka přední stojiny
t_{pe}	[mm]	Efektivní tloušťka potahu
T_R	[N]	Výsledná posouvající síla
$t_{sž}$	[mm]	Tloušťka stojiny žebra
T_x	[N]	Posouvající síla ve směru osy x
T_z	[N]	Posouvající síla ve směru osy z
T_z	[N]	Posouvající síla působící na zadní stojinu
t_z	[mm]	Tloušťka zadní stojiny
U	[ft.s ⁻¹]	Rychlost poryvu
U	[mm ²]	Plocha dutiny
U_{de}	[ft.s ⁻¹]	Linearizovaná rychlost poryvu
v	[km.h ⁻¹]	Rychlost daného letového případu
v_a	[km.h ⁻¹]	Návrhová obratová rychlost
v_{a_min}	[km.h ⁻¹]	Minimální návrhová obratová rychlost
v_c	[km.h ⁻¹]	Návrhová cestovní rychlost
v_{c_min}	[kt]	Minimální návrhová cestovní rychlost
v_d	[km.h ⁻¹]	Návrhová rychlost strmého letu
v_{d_min}	[kt]	Minimální návrhová rychlost strmého letu
v_F	[km.h ⁻¹]	Rychlost letounu s plně vysunutými vztlakovými klapkami
V_n	[m ³]	Celkový objem palivové nádrže
v_s	[km.h ⁻¹]	Výpočetní pádová rychlost
v_{SF}	[km.h ⁻¹]	Pádová rychlost s plně vysunutými vztlakovými klapkami
W	[lb]	Hmotnost letounu
W_{cs}	[N]	Zatížení křídla od hmotnosti letounu
x_{CS}	[mm]	Vzdálenost působíště posouvající síly od středu smyku
x_{EO}	[m]	Vzdálenost elastické osy od NH
x_{HN}	[m]	Vzdálenost osy hlavního nosníku od NH
x_{HP}	[m]	Vzdálenost těžiště hlavního podvozku od NH
x_{NBbVOP}	[m]	Poloha NB letounu bez VOP na b_{SAT}
x_{OEO}	[mm]	Vzdálenost ohybově elastické osy od NH
x_P	[m]	Vzdálenost těžiště paliva od NH
$x_{P.N.}$	[mm]	Vzdálenost předního nosníku od NH
x_T	[m]	Vzdálenost a těžiště letounu od NH
x_{T0}	[m]	Poloha těžiště letounu na b_{SAT}
x_{Ti}	[mm]	Poloha těžiště jednotlivých položek v GSS
$x_{Z.N.}$	[mm]	Vzdálenost zadního nosníku od NH
y_{Ti}	[mm]	Poloha těžiště jednotlivých položek v GSS
z_c	[mm]	Vzdálenost těžiště potahu a těžiště podélníku
z_d	[mm]	Vzdálenost těžiště průřezu a těžiště podélníku
z_h	[mm]	Vzdálenost těžiště průřezu a těžiště potahu

Z_m	[mm]	Maximální vzdálenost krajního vlákna průřezu od neutrální osy
$Z_{P.N.}$	[mm]	Vzdálenost těžiště průřezu předního nosníku od NO
$Z_{Podélníků}$	[mm]	Vzdálenost těžiště průřezu podélníků od NO
Z_{R_Potahu}	[mm]	Vzdálenost těžiště průřezu potahu od NO
$Z_{R_Stojin_P.N.}$	[mm]	Vzdálenost těžiště průřezu stojin předního nosníku od NO
$Z_{R_Stojin_Z.N.}$	[mm]	Vzdálenost těžiště průřezu stojin zadního nosníku od NO
$Z_{Z.N.}$	[mm]	Vzdálenost těžiště průřezu zadního nosníku od NO
α	[°]	Úhel nabíhajícího proudu
δ	[rad]	Výchylka křídélka (klapky)
ΔC_{la}	[1]	Přírůstek souč. vztlaku na profilu vlivem vychýlení křídélka
ΔC_{lf}	[1]	Přírůstek souč. vztlaku na profilu vlivem vysunutí vztl. kl.
ΔC_{m0a}	[1]	Přírůstek souč. klopivého momentu vlivem vychýlení křídélka
ΔC_{m0f}	[1]	Přírůstek souč. klopivého momentu vlivem vysunutí vztl. kl.
ΔZ_{NO}	[mm]	Odchylna polohy skutečné neutrální osy nosníků
$\Delta \alpha_{0a}$	[rad]	Změna nulového úhlu náběhu vlivem vychýlení křídélka
$\Delta \alpha_{0f}$	[rad]	Změna nulového úhlu náběhu vlivem vysunutí vztl. kl.
λ	[1]	Štíhlost
μ_g	[1]	Hmotnostní poměr letounu
ρ	[kg.cm ⁻³]	Hustota vzduchu v nadmořské výšce
ρ_0	[kg.cm ⁻³]	Hustota vzduchu na hladině moře
σ_C	[kg.cm ⁻²]	Celkové maximální napětí
σ_d	[kg.cm ⁻²]	Maximální dovolené napětí
σ_k	[kg.cm ⁻²]	Kritické napětí
σ_{kv}	[kg.cm ⁻²]	Kritické napětí výztuhy
σ_{M0k}	[kg.cm ⁻²]	Přídavná osová napětí od M_{ok}
σ_{max}	[kg.cm ⁻²]	Maximální napětí v průřezu
σ_{nkor}	[kg.cm ⁻²]	Korigované kritické napětí v nosnících
σ_{pi}	[kg.cm ⁻²]	Přídavná osová napětí v pásnicích od N_{pi}
σ_{vkor}	[kg.cm ⁻²]	Korigované kritické napětí ve výztuhách
τ_k	[1]	Součinitel poměrné hloubky křídélka
τ_k	[kg.cm ⁻²]	Kritické napětí
$\tau_{sž}$	[kg.cm ⁻²]	Napětí ve stojině žebra
ω_x	[rad]	Úhlová rychlost
υ	[mm ⁻¹]	Zkrut dutiny

Seznam použitých zkratk

AC	Aerodynamický střed
EO	Elastická osa
GSS	Globální souřadný systém
MKP	Metoda konečných prvků
NB	Neutrální bod
NH	Náběžná hrana
OEO	Ohybově elastická osa
SOP	Svislá ocasní plocha
VOP	Vodorovná ocasní plocha

Seznam použitých programů

Microsoft Word 2010

Microsoft Excel 2010

Catia V5R21

Glauert (GNU GPL2)

Ansys R16

Gimp 2.8.4

Inscap 0.91

PDFCreator 1.7.0

Anotace

TRYBENEKR, P.: *Rekonstrukce křídla historického stíhacího letounu*. Praha: ČVUT - České vysoké učení technické, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, 2016, 116 s. Vedoucí práce: Brabec, J.

Tato diplomová práce se zabývá rekonstrukcí křídla československého předválečného stíhacího letounu AVIA B-135. Na základě dochovaných historických materiálů původního letounu je proveden jeho konstrukční návrh včetně detailního 3D modelu, stanoveno zatížení a provedena pevnostní kontrola zohledňující současný stavební předpis CS-23. Následně je zpracován hmotový rozbor rekonstruovaného křídla.

Absract

TRYBENEKR, P.: *Reconstruction of the historic fighter wing*. Prague: ČVUT – Czech Technical University, Faculty of Mechanical Engineering, Department of Aerospace Engineering, 2016, 116 p. Thesis head: Brabec, J.

This thesis deals with design of the wing for the replica of Czechoslovakian pre-war fighter AVIA B-135. Based on the preserved historical materials is made engineering design including detailed 3D model, defined its load and made stress analysis taking into account current construction regulation CS-23. At last, mass analysis of designed wing is done.

1. Úvod

Z pohledu konstrukčního a technologického vývoje letadel měla pro letecký průmysl velký význam první světová válka, která silně ovlivnila další vývoj tohoto odvětví. Touha mocností po technologické převaze vyžadovala navrhování letadel se stále lepšími výkony a zapříčinila významný pokrok v dějinách letectví. Také český letecký průmysl reagoval v meziválečném období na začínající éru jednoplošníků a v roce 1936 oslovilo ministerstvo obrany firmu Avia za účelem vývoje jednomístného stíhacího letounu s jednou nosnou plochou. Začal tedy vznikat první jednoplošný stíhací letoun s nosným potahem, který kdy byl v republice vyroben.

Cílem této diplomové práce je provést rekonstrukci křídla předválečného stíhacího letounu československé výroby Avia B-135. Certifikace tohoto letounu proběhla ve 30. letech 20. století podle tehdejších československých předpisů a rekonstruované křídlo by mělo být základem pro stavbu repliky Avie B-135 dle stavebního předpisu současného, tj. CS-23.

K původnímu letounu se dochovala část dokumentace, nicméně většina byla zasažena povodní v roce 2002, která postihla i archiv Národního technického muzea. K dispozici tedy zůstal pouze zlomek výkresů, archiv fotografií a dvě zprávy vyhodnocující zkoušky letounu provedené v Letecko-technickém zkušebním ústavu Praha. V průběhu tvorby diplomové práce byla nicméně část materiálů postižených povodní rozmrazena a na povrch se začaly dostávat některé nové, doposud neznámé konstrukční detaily a hodnoty. Je tak i vysoce pravděpodobné, že po dokončení záchranných operací probíhajících na dokumentaci vyplynou na povrch další nové a neznámé podrobnosti konstrukce křídla, které však nemohly být zohledněny při rekonstrukci, kterou se zabývá tato diplomová práce.

První kapitola obsahuje seznámení s technickými daty a konstrukcí letounu. Následně je zpracován výběr statí z předpisu CS-23, který ovlivňuje certifikaci nového křídla, a z *Pravidel o minimálních podmínkách pro vydání osvědčení o způsobilosti létání*, neboli z předpisu CINA, platném v době vývoje letounu Avia B-135. Po seznámení s rozdíly v dnešním a tehdejším stavebním předpisu pokračuje diplomová práce kapitolou zabývající se popisem a konstrukčními detaily jednotlivých částí 3D modelu křídla. Zde je třeba upozornit, že práce se zabývá pouze pevnou částí křídla, nikoliv řízením, konstrukcí křidélek a vztlakových klapek. Následuje stanovení násobků zatížení křídla, je proveden rozbor hmot ovlivňující zatížení, jsou vypočteny návrhové rychlosti letu a sestavena letová obálka provozních násobků. V návaznosti na letovou obálku jsou shromážděny a dopočteny aerostatické podklady potřebné pro výpočet a stanovení zatížení. Další kapitola se zabývá dimenzováním křídla a pevnostní kontrolou, která obsahuje také kontrolu závěsů pomocí metody konečných prvků. Na závěr je zpracován hmotový rozbor a provedeno srovnání s hodnotami původního letounu.

V příloze je závěrem zpracována statistika podobných typů letounů konstruovaných v zahraničí ve stejném časovém období, umožňující srovnání použitých konstrukčních materiálů a letových výkonů. Je zde ukázáno, že ačkoliv byla v době vzniku B-135 dřevěná konstrukce na ústupu a ve světě se začala prosazovat konstrukce celokovová, výkony tohoto československého letounu ani zdaleka nezaostávaly za jeho konkurenty.

2. Technický popis

2.1 Technický popis letounu

AVIA B-135 byl jednomístný samonosný dolnokřídový jednoplošník smíšené konstrukce s klasickými ocasními plochami a zatahovacím podvozkem.

2.2 Křídlo

Křídlo letounu bylo konstruováno jako průběžné dvounosníkové celodřevěné konstrukce s eliptickým půdorysem a rovnou náběžnou hranou. Každá polovina křídla disponuje 25 žebry s profily NACA (23020 u kořene křídla a 23012 u konce křídla), kterými jsou osazeny dva skříňové nosníky. Vnější potah tvoří tzv. pancéřová překližka o síle 1,2mm, na které byl na vnější straně nalepen 0,2mm hliníkový plech. Ta zvyšovala odolnost křídla proti vnějším vlivům a zajišťovala jeho hladký povrch. Za nosný potah je uvažována pouze část mezi nosníky křídla, tvořena překližkou různých tloušťek po rozpětí. Pro zvýšení stability potahu bylo křídlo dále vyztuženo šesti podélníky. Jako spojovací materiál nosníků a žebířek byl použit kaurit, překližky byly klíženy bakelitem. Z důvodu umístění olejového chladiče mezi náběžnou hranu a nosník levé poloviny křídla není levé a pravé křídlo totožné a liší se počtem použitých náběžných žebířek. S trupem je křídlo spojeno pomocí kování a čtyřech čepů. [2], [3]

Aerodynamicky i staticky vyvážená friseho křídélka byla uložena na kuličkových ložiscích. Byly tvořeny svařovanou kostrou z ocelových trubek a plátěným potahem. Jejich řízení bylo diferencováno (16° nahoru, 12° dolů) a byly ovládány táhly. [2], [15]

Vztlakové klapky byly celokovové, s duralovými žebry i potahem, s maximální výchylkou 55°. Ovládání bylo zajištěno hydraulickým čerpadlem, které mělo náhon od pohonné jednotky. V případě závady bylo možno využít záložní čerpadlo ruční. [2], [3]

2.3 Základní technická data letounu Avia B-135

Základní technická data letounu Avia B-135 jsou převzata z [1] a [2].

2.3.1 Geometrie letounu

Rozpětí	10,85 m
Délka	8,5 m
Výška	2,6 m

2.3.2 Geometrie křídla

Plocha křídla	17 m ²
Geometrická štíhlost	6,92
Hloubka SAT	1700 mm
Hloubka kořenového profilu	2117 mm
Hloubka koncového profilu	718 mm

Kořenový profil křídla	NACA 23020
Koncový profil křídla	NACA 23012
Plocha křidélek	1,15 m ²
Výchylka křidélek nahoru	Pravé 16°35' Levé 16°00'
Výchylka křidélek dolů	Pravé 11°10' Levé 11°50'
Maximální výchylka vztakové klapky	55°
Rozpětí klapky	2808 mm

2.3.3 Geometrie VOP

Plocha VOP	2,234 m ²
Rozpětí VOP	3,2 m
Plocha stabilizátoru	1,152 m ²
Plocha výškového kormidla	1,082 m ²
Výchylka nahoru	27°50'
Výchylka dolů	24°50'

2.3.4 Geometrie SOP

Plocha SOP	1,462 m ²
Plocha kýlovky	0,480 m ²
Plocha směrového kormidla	0,982 m ²
Výchylka kormidla	±28°50'

2.3.5 Geometrie podvozku

Rozchod	2,51 m
Rozvor	5,373 m
Rozměr hlavní pneumatiky	650 x 180 mm
Rozměr ostruhové pneumatiky	290 x 110 mm

2.3.6 Hmotnosti

Prázdná hmotnost	1905,5 kg
Maximální množství paliva	234,0 kg
Olej	24,0 kg
Hmotnost výstroje a paliva	225 kg
Maximální vzletová hmotnost (MTOW)	2440 kg

2.3.7 Rychlosti a omezení

Max. rychlost v horizontálním letu v_H	521 km/h
Min. rychlost v horizontálním letu	221 km/h
Cestovní rychlost (horizontální let) v_c	372 km/h
Max. návrhová rychlost v_D	715 km/h
Minimální rychlost v_{so}	197 km/h (čistý letoun) 174 km/h (vysunuté klapky a podvozek)

2.4 Prototypový vývoj letounu Avia B-135 – změny v konstrukci křídla

2.4.1 B-35.1

Stavba prvního prototypu nového samonosného dolnoplošníku s eliptickým křídlem a pevným podvozkem byla zahájena koncem roku 1937. Trup letounu byl klasické příhradové konstrukce z ocelových trubek, konstrukce křídla byla dřevěná s potahem z pancéřové překližky. Ta byla použita i jako potah pevných částí ocasních ploch. [2]

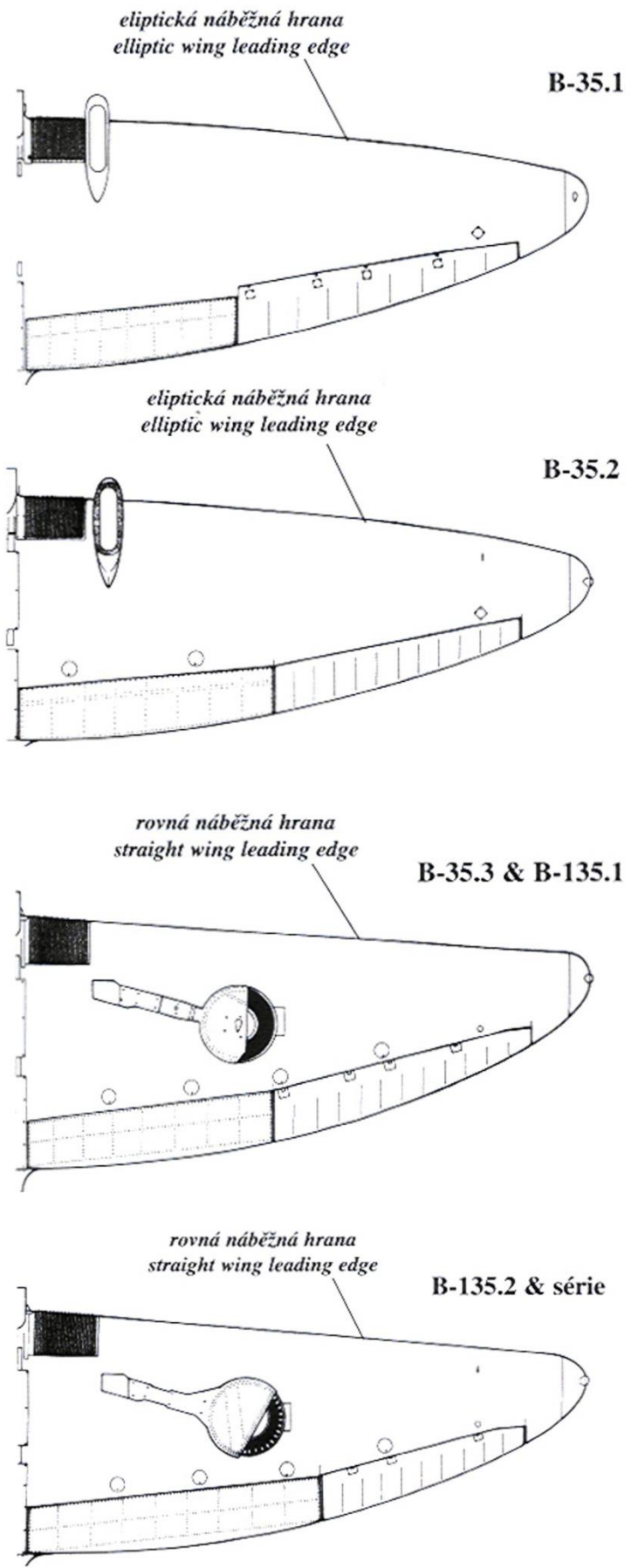
Většina sestav tohoto letounu uspokojivě prošla pevnostními zkouškami, jako nedostatečné se však ukázalo křídlo s nosníky s kaseinovým klížením. Bylo tedy vyrobeno nové křídlo s nosníky klíženými kauritem, u něhož došlo k poruše teprve při násobku $n=14,8$, což více než splňovalo předepsaný násobek $n=13$. [2]

2.4.2 B-35.2

Druhý prototyp se od verze první odlišoval především lehce zmenšenými křídélky a zvětšenými vztlačovými klapkami. Konstrukce křídla byla zachována, a jelikož stále ještě nebyl k dispozici zatahovací mechanismus podvozku, tak i podvozek u druhého prototypu zůstal pevný. [2]

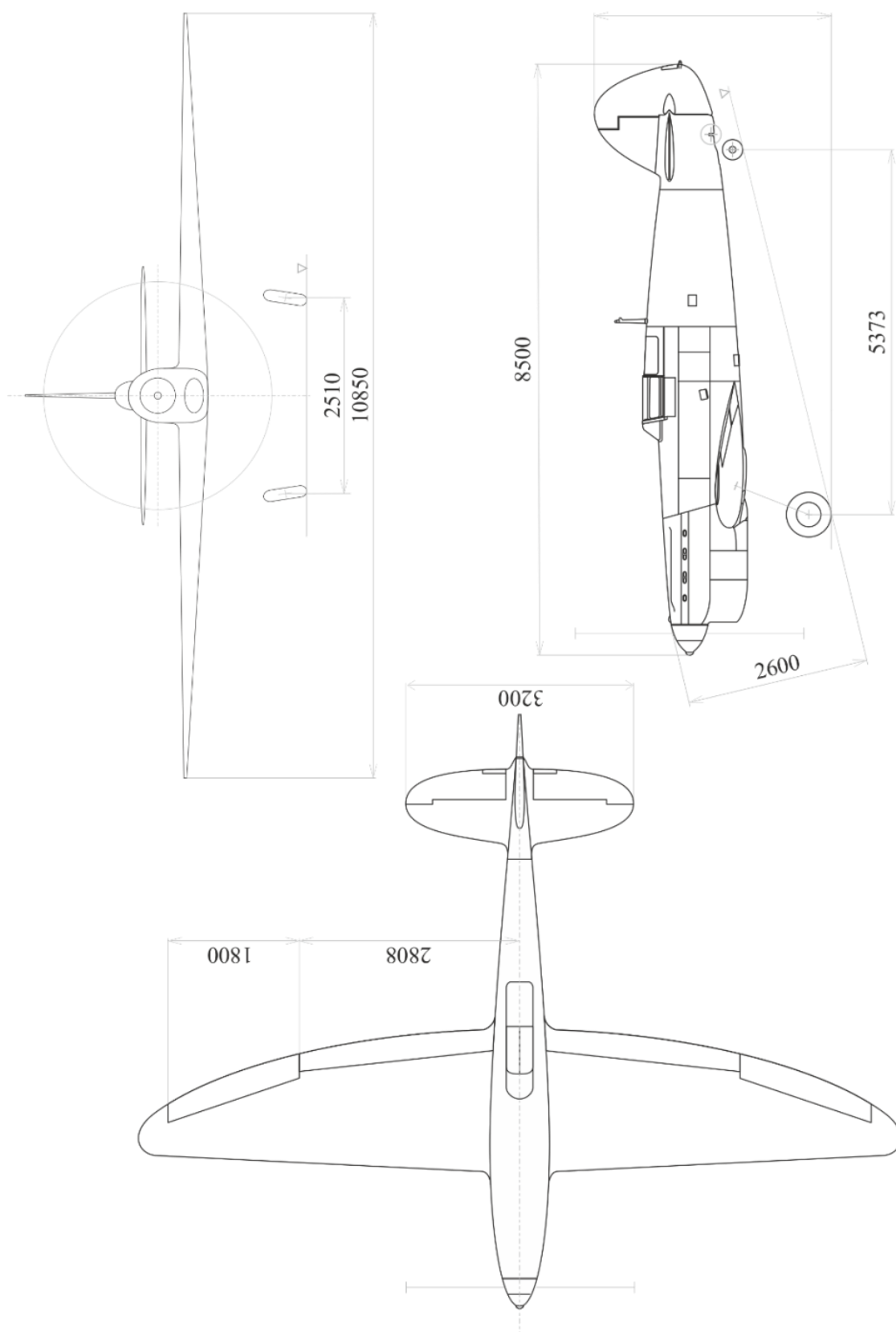
2.4.3 B-35.3 (B-135.1 – B-135.3)

U prototypu třetího se konečně podařilo vyřešit pevnost křídla v oblasti uložení podvozku, ve které se během pevnostních zkoušek objevovaly trhliny v potahu, a letoun dostal plně zatažitelný podvozek od francouzské firmy Messier. Křídlo letounu bylo pozměněno a získalo rovnou náběžnou hranu, především z důvodu zjednodušení výroby. Opětovně došlo ke zmenšení křídélek a ke zvětšení klapek, kterým bylo zvětšeno rozpětí. Dále bylo vyřešeno nevyhovující konstrukční řešení palivových nádrží v křídle, ke kterým v předchozích prototypy nebyl umožněn přístup a nebyla tak proveditelná jejich kontrola. [2]



Obr. 1: Vývoj tvaru křídla letounu B-135, převzato z [2]

2.5 Třípohledový výkres letounu



Obr. 2: Třípohledový výkres letounu B-135, převzato z [1]

3. Rozbor relevantních stavebních předpisů

Vývoj letounu Avia B-35, respektive B-135, probíhal na základě dobových zvyklostí a zkušeností 30. a 40. let minulého století a jeho rozdíly vůči současným předpisům jsou zásadní v certifikaci repliky tohoto letounu. V této kapitole jsou uvedeny úseky předpisu CS-23, přijatého Zákonem o civilním letectví v České republice v roce 1997 ve verzi poslední novely zákona z roku 2004 [4], důležité v otázce konstrukce křídla této repliky, a dále vybrané statě z „Pravidel o minimálních podmínkách pro vydání osvědčení o způsobilosti k létání (CINA)“, které byly platné v době vývoje letounu Avia B-135.

3.1 Součinitel bezpečnosti, provozní a početní zatížení

3.1.1 Předpis CS-23 [4]

CS 23.303 Součinitel bezpečnosti

„Pokud není stanoveno jinak, musí být používán součinitel bezpečnosti hodnoty 1,5.“

CS 23.305 Pevnost a deformace

„(a) Konstrukce musí být schopna snášet provozní zatížení bez výskytu škodlivých trvalých deformací. Při každém zatížení až do provozního zatížení nesmí deformace narušit bezpečný provoz.“

(b) Konstrukce musí být schopna snášet početní zatížení bez porušení po dobu nejméně 3 sekund, mimo lokální poruchy nebo konstrukční nestability, které se vyskytnou v rozmezí provozního a početního zatížení, ale které jsou přípustné jen v případě, že konstrukce odolá požadovanému početnímu zatížení po dobu nejméně 3 sekund. Pokud je ale průkaz pevnosti prováděn dynamickými zkouškami napodobujícími skutečné podmínky zatížení, doba 3 sekund se neuplatňuje.“

3.1.2 Předpis Cina [18]

Kapitola I. Všeobecné podmínky pro výpočet a zkoušku

*„Zkoušky nebo výpočty budou provedeny za použití těchto pravidel: Budou se uvažovati pro každý případ dvě zatížení, jímž různé části avionu musí stejně vyhověti. Tato dvě zatížení se budou vztahovati jednak k mezi pevnosti, jednak k mezi trvalé deformace. Ziskají se násobením normálního zatížení násobky f_r a f_d . Pro stanovení násobku f_r v každém z uvažovaných případů, vychází se ze skutečného namáhání, kterým jest avion podroben ve službě, a připouští se, že žádná z jeho částí se nesmí zlomit, pokud nebyla vystavena zatížení alespoň **dvakrát** tak velkému, než jest zatížení, vyplývající z těchto namáhání. Pro stanovení násobku f_d se vychází z těchže namáhání jak uvedeno a připouští se, že žádná z částí avionu nesmí dosáhnouti své meze trvalé deformace, pokud nebyla podrobena zatížení alespoň rovnému $5/4$ zatížení, vyplývajícího z těchto namáhání.“*

*Při zkoušce musí působení zatížení trvati alespoň **jednu minutu**.“*

3.1.3 Souhrn

Snížený koeficient bezpečnosti $f=1,5$, vyžadovaný předpisem CS-23, nevyžaduje robustnost konstrukce původního letounu, nicméně v rámci zachování rozložení hmot a co nejvyšší podobnosti repliky se svým vzorem se nepředpokládají významné změny v konstrukci a dimenzování křídla a celý letoun tedy bude dimenzován opět s koeficientem bezpečnosti $f=2$.

3.2 Návrhové rychlosti letu, letová zatížení

3.2.1 Předpis CS-23 [4]

CS 23.333 Letová obálka

Obratová obálka

„Předpokládá se, že kromě případů, které jsou omezeny maximálními (statickými) součiniteli vztlaku, je letoun vystaven symetrickým obrátům, ze kterých vyplynou následující provozní násobky zatížení:

- (1) Kladný násobek zatížení při obrátech, jak je stanoven v CS 23.337 při všech rychlostech až do v_D ;
- (2) Záporný násobek zatížení při obrátech, jak je stanoven v CS 23.337 při rychlosti v_C ; a
- (3) Násobky měnící se lineárně s rychlostí od stanovené hodnoty při v_C do 0,0 při v_D –pro letouny kategorie normální.“

Poryvová obálka

„Předpokládá se, že letoun je ve vodorovném letu vystaven symetrickým vertikálním poryvům. Výsledné provozní násobky zatížení musí odpovídat těmto podmínkám:

- (i) Při rychlosti v_C musí být vzaty v úvahu kladné (nahoru) i záporné (dolů) poryvy o rychlosti 50 ft/s od nulové výšky do výšky 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Rychlost poryvu smí být lineárně snižována z 50 ft/s v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) na hodnotu 25 ft/s ve výšce 15 240 m (50 000 ft); a
- (ii) Při rychlosti v_D musí být vzaty v úvahu kladné i záporné poryvy o intenzitě 25 ft/s od nulové výšky do výšky 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Rychlost poryvu smí být lineárně snižována z 25 ft/s v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) na hodnotu 12,5 ft/s ve výšce 15 240 m (50 000 ft).
- (iii) Musí být splněny následující předpoklady:

Poryv má tvar:

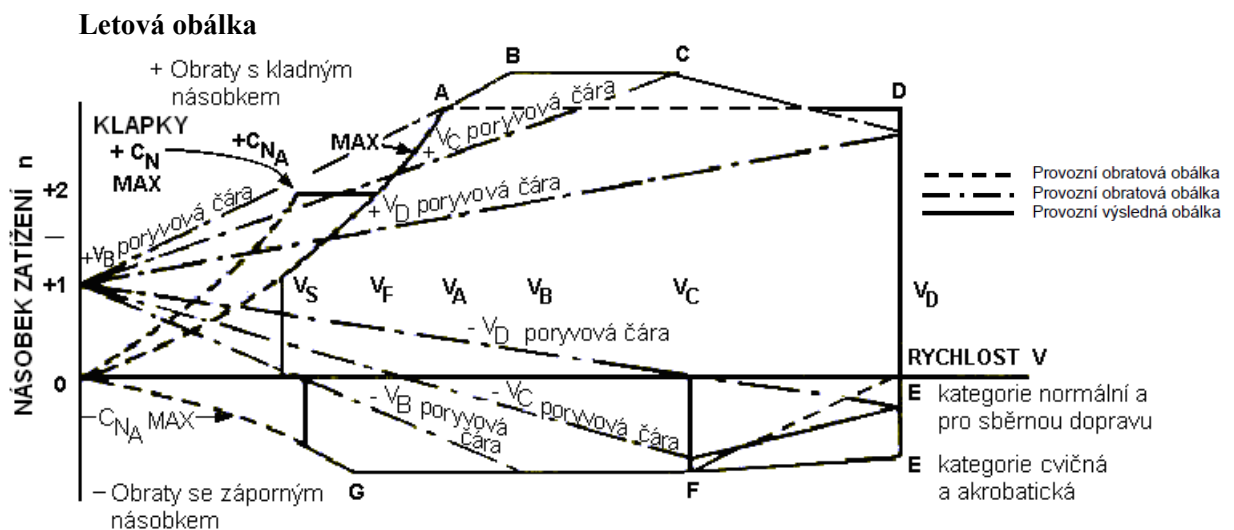
$$U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi s}{25\bar{c}} \right) \quad (1)$$

kde:

s = vzdálenost vletnutí do poryvu (ft);

\bar{c} = střední geometrická tětiva křídla (ft);

U_{de} = rychlost poryvu odvozená podle pododstavce (1) lineárně s rychlostí mezi v_C a v_D .“



Obr. 3: Letová obálka [4]

CS 23.335 Návrhové rychlosti letu

Návrhová cestovní rychlost v_C

„Pro v_C platí následující ustanovení:

- (1) v_C (v uzlech) nesmí být menší než:
 - (i) $33\sqrt{W/S}$ (pro letouny kategorie normální)
kde W/S = plošné zatížení křídla při maximální návrhové vzletové hmotnosti v lb.ft².
- (2) Pro hodnoty W/S větší než 20 může být součinitel 33 snížen lineárně s W/S na hodnotu 28,6 pro $W/S = 100$.
- (3) v_C nemusí být v nulové nadmořské výšce větší než $0,9 v_H$
- (4) V nadmořských výškách, ve kterých je stanovena rychlost prostřednictvím M_D , může být zvolena hodnota cestovní rychlosti omezená stlačitelností, M_C .“

Návrhová rychlost strmého letu v_D

„Pro v_D platí následující ustanovení:

- (1) v_D/M_D nesmí být menší než $1,25 v_C/M_C$; a
- (2) Je-li v_C min minimální požadovaná návrhová cestovní rychlost, nesmí být v_D menší než:
 - (i) $1,55 v_{Cmin}$ pro letouny kategorie normální
- (3) Pro hodnoty W/S větší než 20 mohou být součinitelé u v_{Cmin} uváděné v pododstavci (2) sníženy lineárně s W/S na hodnotu 1,35 pro $W/S = 100$.
- (4) Vyhovění požadavkům uvedeným v pododstavcích (1) a (2) není nutné prokazovat v tom případě, je-li v_D/M_D zvolena tak, že nejmenší hodnota v rozpětí rychlostí mezi v_C/M_C a v_D/M_D je větší z následujících hodnot:
 - (i) Výsledná zvýšení rychlosti, které vznikne, když se letoun potlačí z počátečních podmínek ustáleného letu při v_C/M_C a poletí 20 sekund po dráze skloněné proti původní dráze letu o $7,5^\circ$ dolů, a potom se vybere s násobkem zatížení 1,5 (přírůstkem zrychlení 0,5g). Až do zahájení vybírání se musí předpokládat použití nejméně 75% maximálního trvalého výkonu u pístových motorů.
 - (ii) 0,05 Machova čísla pro letouny kategorie normální, (v nadmořských výškách, ve kterých je stanovena M_D)“

Návrhová obratová rychlost v_A

„Pro v_A platí následující ustanovení:

- (1) v_A nesmí být menší než $v_s \sqrt{n}$, kde:
 - (i) v_s je vypočtená pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami při návrhové hmotnosti obvykle stanovená pro maximální součinitel normálové síly letounu C_{NA}
 - (ii) n je provozní násobek zatížení při obratech použitý v návrhu.
- (2) Hodnota v_A nemusí převyšovat hodnotu v_C použitou v návrhu.“

CS 23.337 Provozní násobky zatížení při obratech

(a) „Kladný provozní násobek zatížení při obratech (n) nesmí být menší než:

$$n = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000} \quad (2)$$

pro letouny kategorie normální

(b) Záporný provozní násobek zatížení při obratech nesmí být menší než:
0,4krát kladný násobek – pro letouny kategorie normální

- (c) Nižší hodnoty provozních násobků, než jsou stanoveny v tomto odstavci, smí být použity, pokud konstrukční provedení letounu znemožňuje stanovené hodnoty násobků překročit za letu.“

CS 23.341 Násobky zatížení při poryvech

- (a) „Každý letoun musí být navržen pro zatížení každé nosné aerodynamické plochy způsobené poryvy specifikovanými v CS 23.333 (c).
 (c) Není-li k dispozici racionálnější výpočet, musí být násobky zatížení při poryvech vypočteny následovně:

$$n = \pm \frac{k_g \rho_0 U_{de} v C_l^\alpha}{2 \left(\frac{W_{CS}}{S}\right)} \quad (3)$$

Kde:

$$k_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \text{zmírňující součinitel poryvu}; \quad (4)$$

$$\mu_g = \frac{2 \left(\frac{W_{CS}}{S}\right)}{\rho C_l^\alpha g} = \text{hmotnostní poměr letounu}; \quad (5)$$

U_{de} = odvozené rychlosti poryvů podle CS 23.333 (c) ($m \cdot s^{-1}$);

ρ_0 = hustota vzduchu na hladině moře ($kg \cdot m^{-3}$);

ρ = hustota vzduchu v uvažované nadmořské výšce ($kg \cdot m^{-3}$);

W_{CS}/S = plošné zatížení křídla od hmotnosti letounu při vybraném případě zatížení ($N \cdot m^{-2}$)

\bar{C} = střední geometrická tětiva (m);

g = gravitační zrychlení ($m \cdot s^{-2}$);

V = ekvivalentní rychlost letu letounu (EAS) ($m \cdot s^{-2}$); a

C_l^α = sklon křivky součinitele normálové síly C_{NA} na radián, zavede-li se racionální metodou současné působení poryvových zatížení na křídla a vodorovné ocasní plochy. Sklon křivky vztlaku křídla C_L na radián může být použit, když se poryvové zatížení použije pouze na křídla a poryvová zatížení vodorovných ocasních ploch se berou jako zvláštní případ zatížení.“

CS 23.343 Návrhové zatížení palivem

- (a) „Uvažované kombinace zatížení musí zahrnovat všechna zatížení palivem od nulového po maximální zatížení palivem.
 (b) Je-li palivo nesené v křídlech, musí být stanovena maximální dovolená hmotnost letounu s prázdnými palivovými nádržemi (nádrží) v křídlech jako „maximální hmotnost s nulovým množstvím paliva v křídle“, jestliže je menší než maximální hmotnost letounu.“

CS 23.345 Zařízení pro zvýšení vztlaku

- (a) „Jsou-li na letounu použity vztlakové klapky nebo podobná zařízení pro zvýšení vztlaku, používaná při vzletu, přiblížení na přistání nebo při přistání, předpokládá se, že letoun s úplně vysunutými vztlakovými klapkami při rychlosti v_F bude vystaven symetrickým obrátům a poryvům v rozsahu daném následujícími podmínkami:
 (1) obraty do kladného provozního násobku zatížení 2,0; a
 (2) kladné a záporné poryvy o rychlosti $7,62 m \cdot s^{-1}$ ($25 ft \cdot s^{-1}$) působící kolmo na dráhu letu při vodorovném letu.
 (b) Uvažovaná hodnota rychlosti v_F nesmí být menší než $1,4 v_S$, nebo $1,8 v_{SF}$ (volí se hodnota, která je větší), kde:

- (1) v_S je vypočtená pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami při návrhové hmotnosti; a
 - (2) v_{SF} je vypočtená pádová rychlost s plně vysunutými vztlakovými klapkami při návrhové hmotnosti.
- (c) Při určování vnějších zatížení letounu jako celku mohou být tah vrtule, vrtulový proud i klopivé zrychlení považovány za nulové.
- (d) Vztlakové klapky, jejich ovládací mechanismus a jejich nosná konstrukce musí být navrženy pro podmínky uvedené v pododstavci (a). Navíc jsou-li vztlakové klapky plně vysunuty při v_F , musí být při výpočtu zvlášť uvažovány následující podmínky:
- (1) Čelní poryvy o rychlosti $7,6 \text{ m.s}^{-1}$ (25 ft.s^{-1}) (EAS), kombinované s vrtulovým proudem odpovídajícím 75 % maximálního trvalého výkonu motoru; a
 - (2) Účinek vrtulového proudu odpovídajícího maximálnímu vzletovému výkonu motoru. “

3.2.2 Předpis Cina [18]

Kapitola II. Zkoušky a pevnostní výpočty nosné soustavy

Hlavní uvažované případy:

„První případ. – Let s působištem odporu v krajní přední poloze

Násobky zatížení, kterých jest použití, jsou tyto:

Celková váha avionu: od 1000-5000kg

$f_r = 7$ až 5

$f_d = 4.375$ až 3.125

Násobky zatížení pro aviony, jichž celková váha jest obsažena mezi 1000 až 5000 kg se mění lineárně.

Druhý případ. – Horizontální let při maximální rychlosti.

Má se za to, že avion letí horizontálně maximální rychlostí, které může dosáhnouti, aniž výkon a počet otáček motoru překročí své příslušné mezinárodní hodnoty. Násobky zatížení, kterých jest použití, budou vždy rovny třem čtvrtinám násobků, odpovídajícím prvnímu případu.

Třetí případ. – Let při zvýšené rychlosti.

Tento případ zahrnuje různé okolnosti letu, při nichž střed vztlaku je umístěn velmi vzadu, úměrně k celku povrchu nosného systému.

Bude se předpokládati, že avion vykonává let v přímé čáře a má rychlost vyšší o $p\%$ než rychlost, uvažovaná v druhém případě letu. Připustí se mimo to, že stroj jest vystaven sestupujícímu nárazu větru, kolmému k jeho dráze. Intensita tohoto nárazu větru bude stanovena příslušnými úřady podle některé z těchto dvou hypothes:

(a) všechny hodnoty obsažené mezi 0 a 5 metry za vteřinu

(b) taková hodnota, že dosažený náběh odpovídá nulové nostnosti stroje. Přípustné číslice pro procento p a násobky zatížení:

Celková váha avionu: od 1000-5000kg

Hodnoty procenta p : 40-30%

$f_r = 2$, $f_d = 1,25$ “

Dodatečné případy:

Kromě hlavních případů, které předcházejí, ověří se, že nosný systém vyhovuje podmínkám, plynoucím z těchto dodatečných případů:

- (a) „Zjistí se, že nosný systém jest schopen snést účinek poryvů, jichž síly a směry budou ustanoveny příslušnými úřady;
- (b) Předpokládá se nosný systém postupně v poloze každého z obou hlavních případů 1 a 2; použije se násobků zatížení, resp. polovičních násobků zatížení, shora uvedených, a ověří se za těchto podmínek, že po zlámání vzpěry nebo obdobné součásti nevznikne v žádné části nosného systému namáhání větší, než jest jeho namáhání na mezi pevnosti.“

3.2.3 Souhrn

Ačkoliv vzletové hmotnosti odpovídal minimální početní násobek $fr=6,3$, letoun Avia B-135 byl konstruován pro splnění početního násobku $fr=13$. To představuje maximální uvažované zatížení $n=6,5$ a tomu odpovídající provozní násobek dle předpisu CINA $fd=8,1$. Je zajímavostí, že tehdejší předpis nevyžadoval ověření konstrukce na zatížení násobkem záporným. Provoz repliky letounu se předpokládá v kategorii normální se zvýšeným provozním násobkem kladným $n=6,0$ a záporným $n=-3,0$. Třetímu letovému případu, při maximální vzletové hmotnosti $m_{TOW}=2440\text{kg}$, odpovídá let při rychlosti o 36,4% vyšší, než je rychlost v letovém případě druhém, tedy 710,6km/h. Dle dostupných zdrojů byla návrhová rychlost strmého letu stanovena na 715km/h. Letová obálka a výpočet rychlostí jednotlivých letových případů pro repliku letounu je podrobně zpracován v kapitole 5.2.

3.3 Nesymetrická zatížení

3.3.1 Předpis CS-23 [4]

CS 23.347 Nesymetrické letové podmínky

- (a) „Předpokládá se, že letoun je vystaven nesymetrickým letovým podmínkám podle CS 23.349 a 23.351. Nevyvážené aerodynamické momenty kolem těžiště musí být vyrovnány racionálním nebo konzervativním způsobem s uvažováním základních hmot, které vyvozují reakční setrvačné síly.“

CS 23.349 Podmínky klonění

„Konstrukce křídla a jeho vyztužení musí být navrženy pro následující podmínky zatížení:

- (a) Nesymetrické zatížení křídel pro příslušnou kategorii letounu. Jestliže z těchto hodnot vyplývají nereálná zatížení, klonivá zrychlení směji být získána následující modifikací symetrických letových podmínek podle CS 23.333 (d):
- (1) Pro letouny kategorie normální se předpokládá, že v podmínce A obálky působí 100% aerodynamického zatížení poloviny rozpětí křídla na jedné straně letounu, a 75% tohoto zatížení na druhé straně.
- (b) Zatížení, vznikající od vychýlení křidélek a rychlostí stanovených podle CS 23.455 v kombinaci s násobkem zatížení letounu o velikosti nejméně dvou třetin kladného násobku zatížení při obratech, který byl použit při návrhu. Jestliže následující hodnoty vedou na nereálná zatížení, smí být účinek pohybu křidélek na krut křídla započítán přičtením následujícího přírůstku k základnímu součiniteli výsledného momentu profilu nosné plochy na části rozpětí křídla s křídélky u kritické podmínky stanovené podle CS 23.333 (d):

$$\Delta C_m = -0,01 \delta$$

kde: ΔC_m je přírůstek součinitele výsledného momentu; a δ je výchylka křídélka směrem dolů ve stupních u kritické podmínky.“

3.3.2 Předpis Cina [18]

Kapitola II. Zkoušky a pevnostní výpočty nosné soustavy

Dodatečné případy:

(d) „Zjistí se, že nosný systém může snést nesymetrické síly, způsobené pohyby křidélek“

3.3.3 Souhrn

Obecně lze o předpisu CINA říci, že je ve srovnání s dnešními předpisy velmi stručný a nedisponuje striktními definicemi dodatečných zatížení, stejně tak v otázce zatížení nesymetrických.

4. Konstrukční návrh a tvorba 3D modelu křídla

Podrobné detaily vlastní konstrukce křídla bohužel nejsou známy a tvorba 3D modelu tak vychází především z jediného dochovaného kompletního systémového výkresu křídla z roku 1941, několika dochovaných fotografií a zprávy z pevnostních zkoušek. Je zde tedy i určitá pravděpodobnost, že během následného vývoje letounu došlo k určitým konstrukčním změnám.

Jednotlivé konstrukční prvky byly při absenci podrobnější dokumentace navrženy dle dobových standardů a s použitím materiálů, které v konstrukci stejných částí u jiných letounů dřevěné konstrukce převládaly.

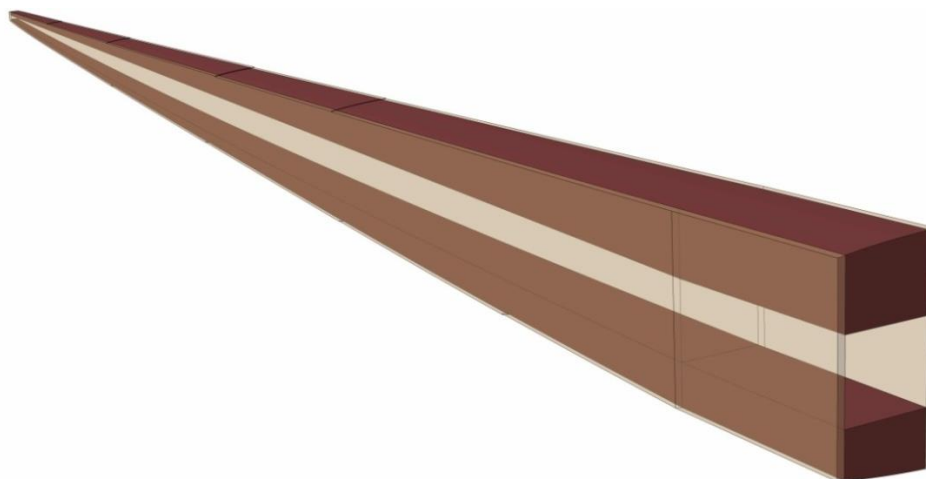
Vlastní 3D model je vytvořen v programu Catia V5R21 a je umístěn na příloženém DVD. Vnější tvar křídla byl převzat z geometrie vytvořené v diplomové práci Šulce [1].

4.1 Nosníky

Podrobnosti konstrukce nosníků křídla zachycuje dobová fotografie z pevnostních zkoušek letounu a vyčíslení profilů, kde je v jednotlivých řezech po rozpětí křídla možno odečíst šířku nosníku. Jedná se o skříňové nosníky s širokými pásnicemi a dvěma stojinami, které jsou z možných celodřevěných konstrukčních řešení nejvýhodnější svoji vysokou pevností a tuhostí. Materiál pásnic se díky mimořádným pevnostním vlastnostem předpokládá borové dřevo, které bylo, jak uvádí Šulženko [11], využíváno ke konstrukci pásnic například u letounu MIG-3 a JAK-1. Aby se zajistila větší homogennost materiálu a bylo možné zvýšit přípustné napětí ze spodní meze na střední hodnotu, bývaly pásnice namísto použití masivu slepeny z několika lamel. Stojiny jsou navrženy z březové překližky s napříč orientovanými vlákny a u původního letounu měly proměnnou tloušťku podél rozpětí křídla. Dimenze stojin byly hrubě naznačeny v částečně dochované zprávě ze zkoušek křídla [21]. V místě uchycení podvozku a závěsů křídel se mezi nosníky předpokládá zesílení pomocí „veklízků“, ty bývaly dle Šulženka [11] vyrobeny z jasanového dřeva.



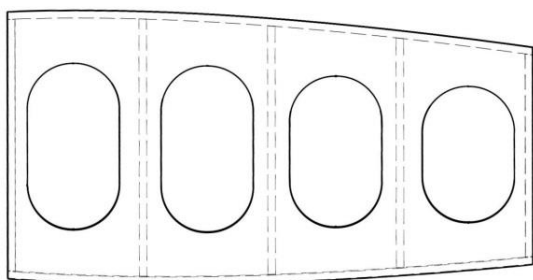
Obr. 4: Řez nosníky letounu Avia B-135 při pevnostní zkoušce trupu [20]



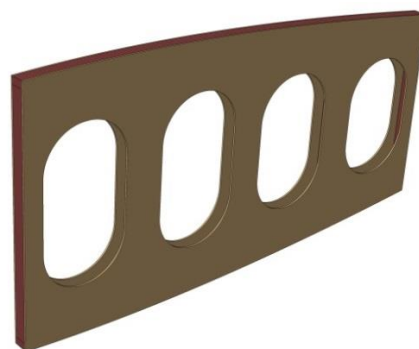
Obr. 5: 3D model poloviny předního nosníku (pro přehlednost s průhlednými stojinami)

4.2 Žebra

O konstrukci žebel letounu Avia B-135 toho není příliš známo. Ze systémového výkresu lze však vyčíst, že jsou konstruována jako dělená, skládající se z předního, středního a zadního dílu, a vyskytují se zde ve dvou různých tloušťkách. Z tohoto detailu bylo usouzeno, že dle tloušťky se jedná o žebro buď s jednou anebo se dvěma stojinami. Žebra jsou tak navržena jako panelová a jejich stojina je odlehčena oválnými otvory.

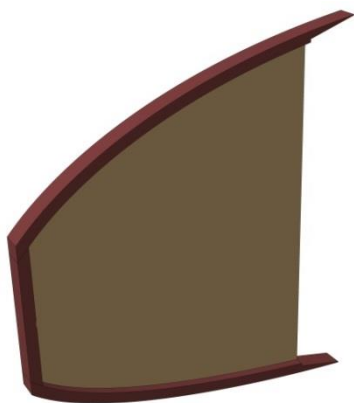


Obr. 6: Střední žebra se dvěma stojinami

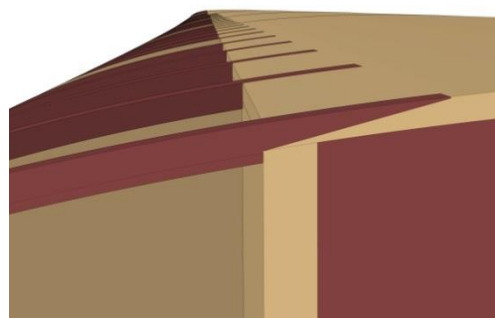


Obr. 7: 3D model žebra se dvěma stojinami

Většina předních a zadních žebel je dle systémového výkresu zapuštěna do nosného potahu křídla.

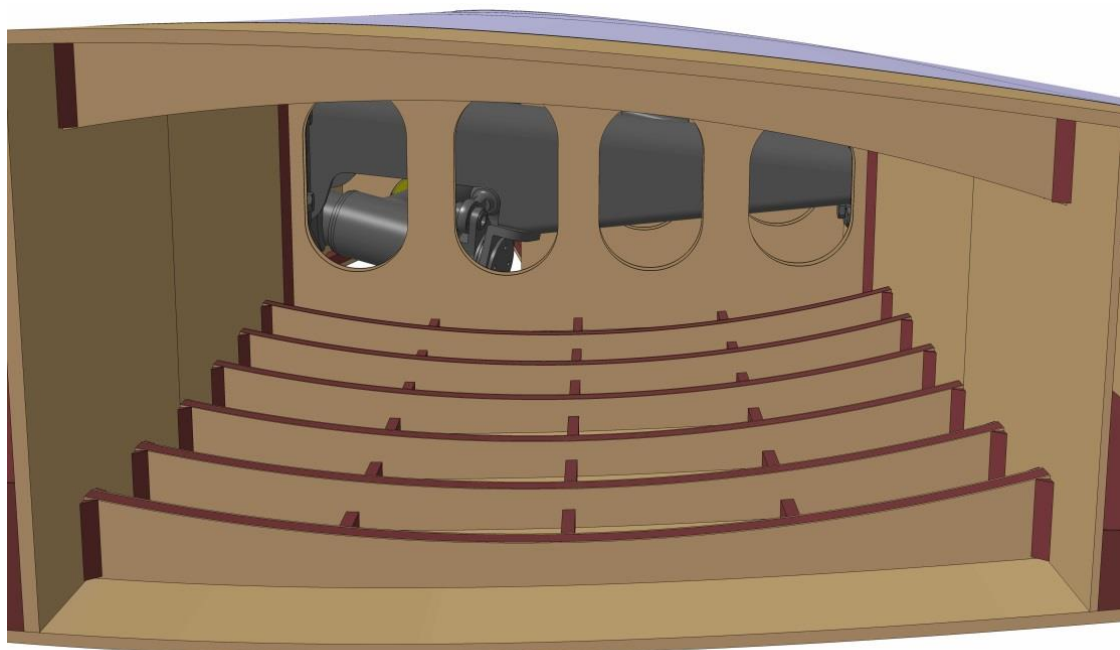


Obr. 8: 3D model předního žebra s jednou stojinou



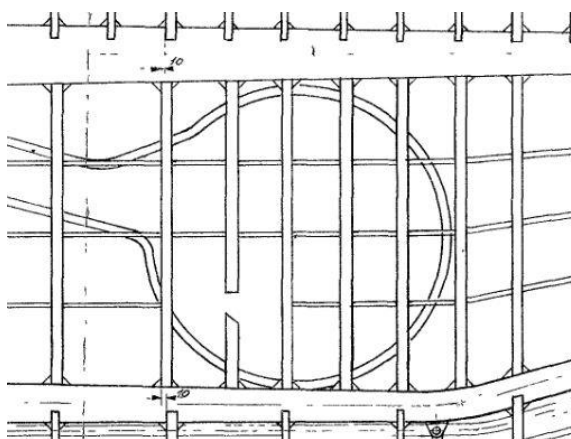
Obr. 9: Řez v místě zapuštění žebel

V místě palivových nádrží, jak je možno poznat z Obr. 4, jsou střední žebra rozdělena na horní a dolní část a tvarem kopírují tvar nádrží.

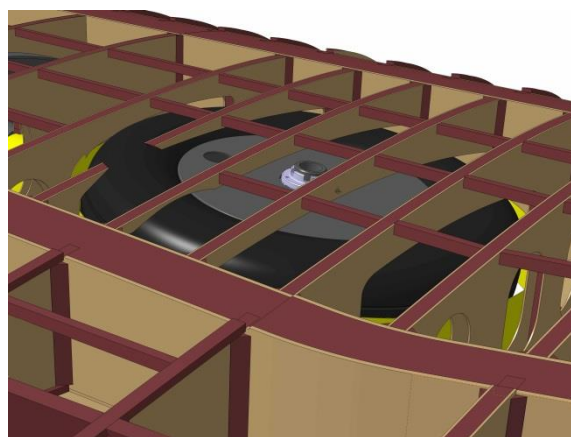


Obr. 10: 3D model středních žeber v místě palivových nádrží

Na dobovém systémovém výkrese je nad podvozkovou šachtou naznačeno přerušení středního žebra č.7a. Důvod této konstrukční zajímavosti byl objasněn po umístění hotového 3D modelu zavřeného podvozku, který je součástí diplomové práce Čermáka [12], do modelu křídla. Na základě kinematiky zavírání podvozku je podvozek v zavřené poloze vytočen a nízká stavební výška křídla v daném místě tak nutí k přerušení žebra. Avia B-135 však není jediným letounem, který se potýkal s podobným problémem. Jak je známo, tak letoun Supermarine Spitfire měl v horním potahu v místě kol zavřeného podvozku dokonce vyboulení v horním potahu.

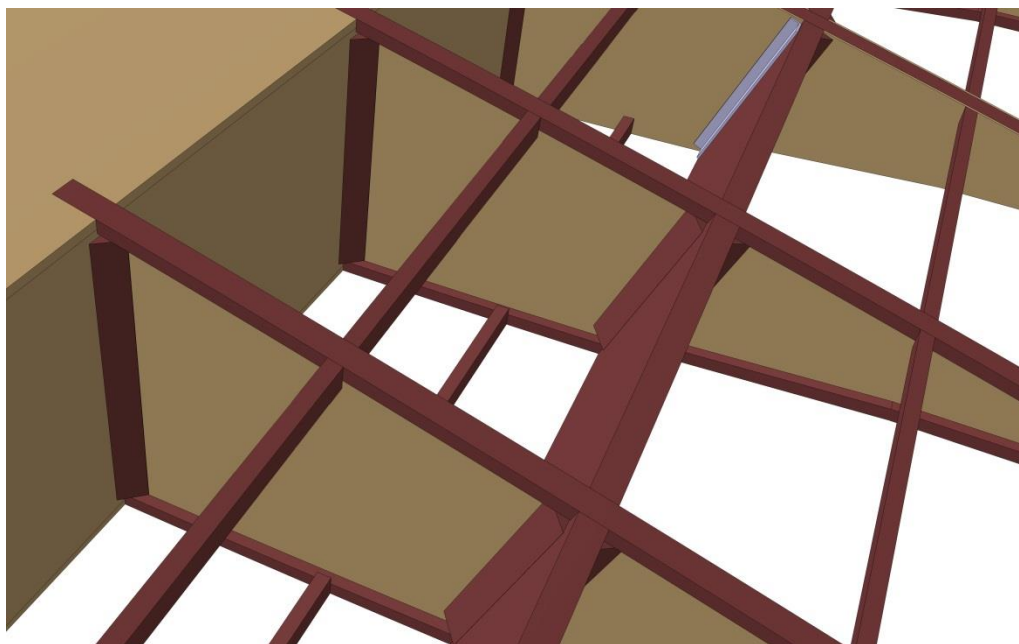


Obr. 11: Přerušení žebra na systémovém výkrese [21]



Obr. 12: Umístění modelu podvozku v křídle

Z důvodu dělené konstrukce jsou žebra v místě jejich přerušení a v kontaktu s náběžnou a odtokovou lištou zesílena rohovými náklížky, dle systémového výkresu z lipového dřeva.

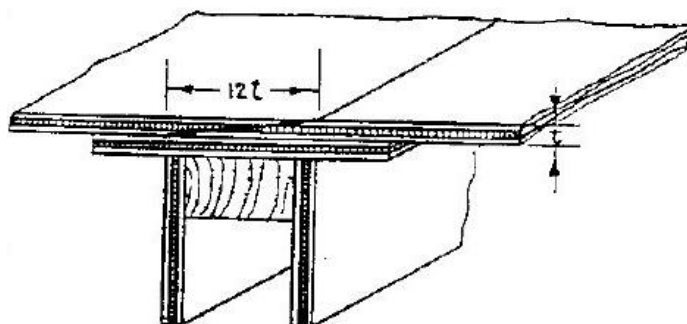


Obr. 13: Pohled na rohové náklížky žeber v 3D modelu

4.3 Potah

Díky dochování výkresu, obsahující vyčíslení profilů, jsou známy krom šířky nosníků v řezech po rozpětí křídla i hodnoty jednotlivých tloušťek potahu a přibližná místa jejich napojení. Změna tloušťky po rozpětí je předpokládána vždy v místě žebra a jednotlivá napojení potahu jsou navržena dle doporučení pro letecké dřevěné konstrukce [13]. Doporučovaný způsob napojení jednotlivých částí potahu je znázorněn na Obr. 14, řez 3D modelem křídla v místě napojení potahu pak na Obr. 15.

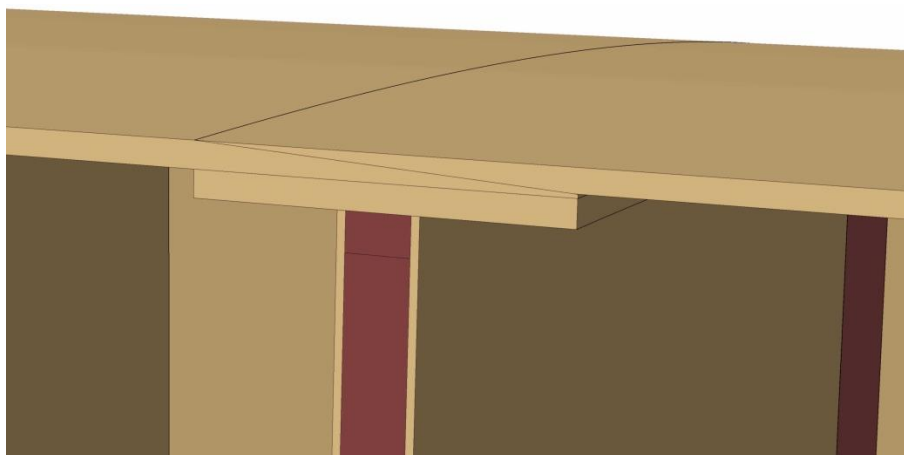
Nosný potah je dále včetně předních a zadních žeber potažen již dříve zmíněnou pancéřovou překližkou, materiálem použitým k výrobě nosného potahu je předpokládána dle dobových trendů březová překližka.



Better

Scarf Joint Made
Upon Splice Plate

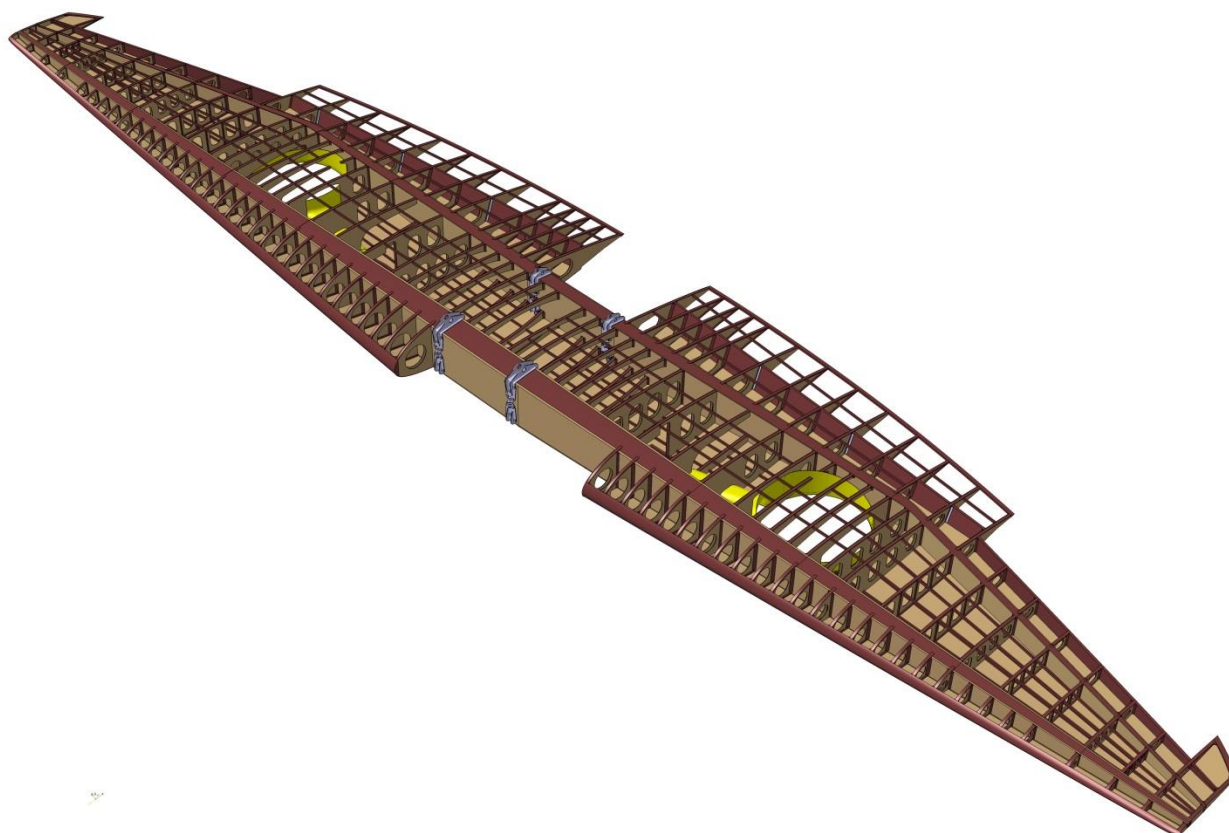
Obr. 14: Doporučený způsob napojení potahu [13]



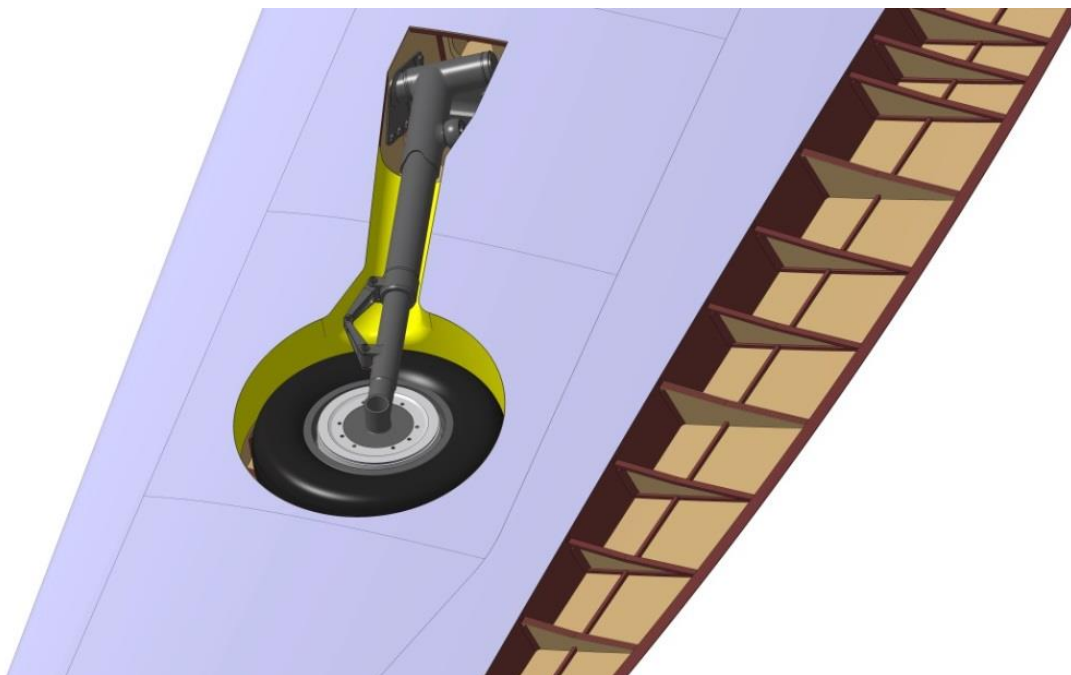
Obr. 15: Řez potahem v místě napojení v 3D modelu

4.4 Sestava křídla

Na Obr. 16 je na 3D modelu křídla s odkrytým potahem znázorněna celá sestava včetně podélníků, náběžných hran, odtokových hran, nosníků křidélek a nosníků vztlakových klapek. Náběžné a odtokové hrany byly dle systémového výkresu vyrobeny ze smrkového dřeva, u nosníků křidélek i klapek je navržen stejný materiál. Podélníky jsou z důvodu zachování stability na tlačené straně průřezu navrženy stejně jako pásnice z borového dřeva. Na Obr. 17 je následně zobrazeno uložení modelu podvozku [12] v křídle s potahem včetně pancéřové překližky.



Obr. 16: 3D model sestavy křídla



Obr. 17: Pohled na podvozkovou šachtu

4.5 Systém číslování dílů

Pro rekonstrukci křídla bylo navázáno na systém číslování dílů diplomové práce Čermáka [12], které je následující:

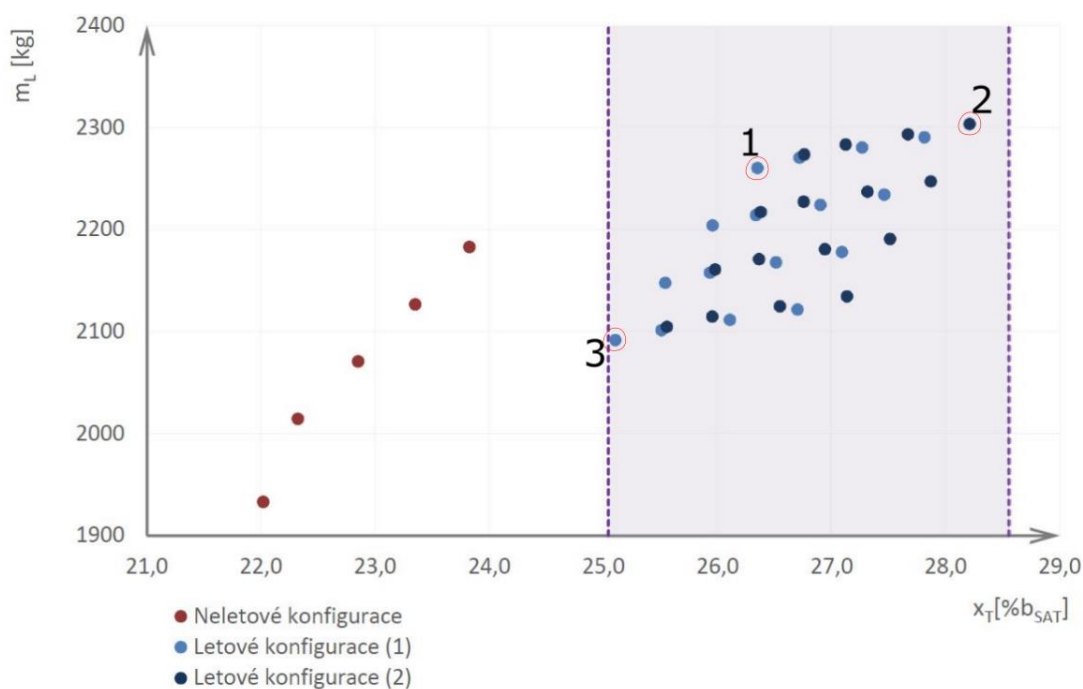
abcd-eee-ff_gg_nazev

- a** označení projektu (v tomto případě **B**)
- b** označení skupiny (pro křídlo **1**)
- c** označení podskupiny
 - 0** křídlo
 - 1** pevná část
 - 2** křídélko
 - 3** klapka
- d** označení umístění dílu
 - 0** díl bez zrcadlového obrazu
 - 1** levý díl
 - 2** pravý díl
- eee** trojmístné číslo označující sestavu
- ff** číslo označující díl (pro sestavu **00**)
- gg** dvojmístné číslo indexu změny
- nazev** název dílu nebo sestavy, použitý pro usnadnění orientace v dílech

5. Zatížení křídla

5.1 Rozbor hmot ovlivňujících zatížení křídla

Na Obr. 18 je zobrazena hmotnostní obálka repliky letounu Avia B-135 počítající s demontáží výzbroje a výstroje nevhodné pro repliku letounu, která spočívá především ve zbraňovém systému, původním radiovybavení a kyslíkovém zařízení. [1]



Obr. 18: Hmotnostní obálka odlehčeného letounu, převzato z [1]

5.1.1 Uvažované letové konfigurace

Z hmotnostní obálky byly pro výpočet prošetřeny následující kritické letové konfigurace (v Obr. 18 označené čísly 1-3), převzaté z [1]:

i [1]	Konfigurace	m_i [kg]	x_{Ti} [mm]	x_{Ti} [%b _{SAT}]
1	Prázdný letoun + olej + palivo (100%) + pilot1	2260	3490	26,4
2	Prázdný letoun + olej + palivo (100%) + pilot2 + padák + zavazadla (100%)	2303	3522	28,2
3	Prázdný letoun + olej + palivo (25%) + pilot1	2091	3469	25,1

Tab. 1: Letové konfigurace uvažované ve výpočtu

5.1.2 Základní rozložení hmot v křídle ovlivňujících výpočet:

V průběhu tvorby této diplomové práce došlo díky rozmrazení části dokumentace z archivu Národního technického muzea [21], týkajících se Avie B-135, k upřesnění hodnot hmotností určitých částí letounu. Stanovení zatížení křídla již bylo tedy stanoveno s využitím skutečné hmotnosti křídla původního letounu. Hmotnost podvozku a poloha jeho těžiště byla převzata z diplomové práce Čermáka [12], těžiště křídla bylo získáno z 3D modelu v programu Catia a tato hodnota následně upravena o hmotu křídélek, klapek a jejich řízení. Hmotnost křídélek, klapek a jejich řízení byla opět

převzata z [21], poloha jejich těžiště byla odhadnuta. Hodnoty potřebné pro následné výpočty jsou uvedeny v Tab. 2.

Položka	Označení	m_i [kg]	x_i [mm]	Y_{Ti} [mm]	x_{Ti} [% b_{SAT}]
Křídélka	m_a	16	4102	-	-
Řízení křidélek	m_{ac}	8	4242	-	-
Klapky vč. řízení	m_f	20	4602	-	-
Křídlo bez křidélek, klapek a řízení	m_{w0}	429	3657	-	-
Křídlo vč. křidélek, klapek a řízení	m_w	473	3722	-	39,8
Hmotnost paliva v křídle	m_p	93,75	3754	-	41,7
Podvozek hlavní	m_{HP}	131,2	3712	1979	39,3

Tab. 2: Početní hodnoty dílčích hmotností letounu

5.2 Letová obálka

5.2.1 Návrhové rychlosti letu

5.2.1.1 Návrhová cestovní rychlost V_c

Podle [4] nesmí být pro letoun kategorie normální návrhová cestovní rychlost v_c v uzlech menší než:

$$v_{c_min} = 33 \cdot \sqrt{W/S} = 33 \cdot \sqrt{5077/182,99} = 173,8 \text{ kt} = 320,4 \text{ km/h} \quad (6)$$

kde W/S označuje plošné zatížení křídla při maximální vzletové hmotnosti lb/ft^2 .

Návrhová cestovní rychlost byla stanovena stejná jako u původního letounu z dostupné dokumentace, tj. 372 km/h, což vyhovuje stavebnímu předpisu CS-23.

5.2.1.2 Návrhová rychlost strmého letu

Podle [4] nesmí být návrhová rychlost strmého letu pro letoun kategorie normální menší než:

$$v_{d_min} = 1,40 \cdot v_{c_min} = 1,4 \cdot 173,8 = 243,3 \text{ kt} = 450,6 \text{ km/h} \quad (7)$$

Návrhová rychlost strmého letu byla stanovena stejná jako u původního letounu, tj. 715 km/h, což vyhovuje stavebnímu předpisu CS-23.

5.2.1.3 Návrhová obratová rychlost V_A

Podle [4] nesmí být návrhová obratová rychlost menší než:

$$v_{a_min} = v_s \cdot \sqrt{n} = 133 \cdot \sqrt{6} \doteq 326 \text{ km/h} \quad (8)$$

kde v_s je vypočtená pádová rychlost se zasunutými vztakovými klapkami při návrhové hmotnosti.

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot (C_{Lw})_{max} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2303 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,59 \cdot 17}} \doteq 133 \text{ km/h} \quad (9)$$

kde maximální součinitel vztaku $(C_{Lw})_{max} = 1,59$ byl převzat z [1].

5.2.2 Provozní násobky zatížení při obratech

Kladný provozní násobek nesmí být pro letouny kategorie normální dle [4] menší než:

$$n = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000} = 2,1 + \frac{24000}{5077 + 10000} = 3,69 \quad (10)$$

Konstrukce repliky letounu předpokládá zvýšený provozní násobek stanovený na nejvyšší kladný $n = +6$.

Záporný provozní násobek zatížení při obratech nesmí být pro letoun kategorie normální dle [4] menší než 0,4krát násobek kladný:

$$n = 0,4 \cdot 6 = 2,4 \quad (11)$$

Konstrukce repliky letounu předpokládá zvýšený provozní násobek stanovený na nejvyšší záporný $n = -3$.

5.2.3 Násobky zatížení při poryvech

Podle [4] musí být při absenci racionálnějšího výpočtu násobky zatížení při poryvech vypočteny následovně:

$$n = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho \cdot U_{de} \cdot v \cdot C_l^\alpha}{2 \cdot (W_{cs} / S)} \quad (12)$$

$$\mu_g = \frac{2 \cdot (W / S)}{\rho \cdot \bar{C} \cdot C_l^\alpha \cdot g} = \frac{2 \cdot (m / S)}{\rho \cdot b_{SAT} \cdot C_l^\alpha} = \frac{2 \cdot (2303 / 17)}{1,225 \cdot 1,709 \cdot 4,526} = 28,59 \quad (13)$$

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 28,59}{5,3 + 28,59} = 0,74 \quad (14)$$

kde k_g je zmírňující součinitel poryvu, μ_g je hmotnostní poměr letounu, \bar{C} je střední geometrická tětiva, C_l^α je stoupání vztlakové čáry, U_{de} jsou rychlosti poryvů a W_{cs}/S je plošné zatížení křídla od hmotnosti letounu při vybraném způsobu zatížení. Při rychlosti v_c musí být dle [4] vzaty v úvahu kladné i záporné poryvy o rychlosti 50ft/s a při rychlosti v_D kladné i záporné poryvy o intenzitě 25 ft/s.

Dle Špundy [16] je při vyšších rychlostech, odpovídajících

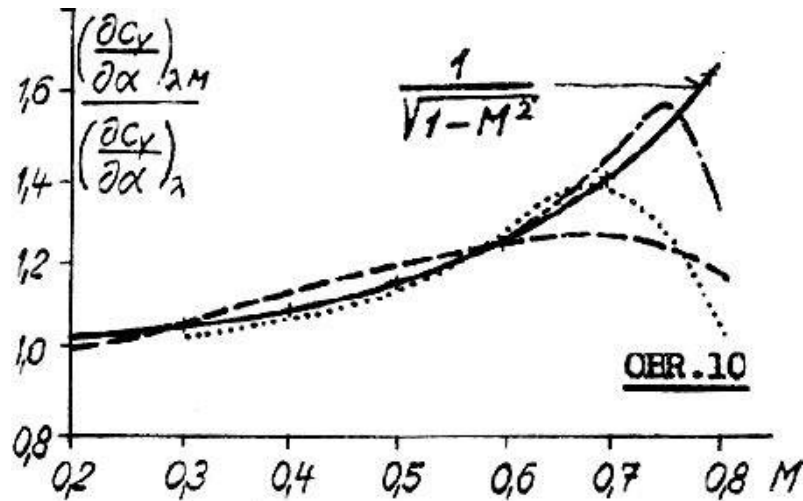
$$M = \frac{v}{a} > 0,4, \quad (15)$$

nutno uvažovat vliv stlačitelnosti vzduchu a směrnice vztlakové čáry $\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$ pak stoupá s rostoucím

Machovým číslem přibližně podle vztahu:

$$\left(\frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \right)_M = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \cdot \frac{k}{\sqrt{1 - M^2}} \quad (16)$$

kde k je součinitel závisející na tvaru profilu a pro první přiblížení je zvolen dle Špundy [16] (Obr. 19) jako $k=1$.



Obr. 19: Závislost součinitele k na tvaru profilu [16]

Pro rychlost V_D tedy platí:

$$M = \frac{v}{a} = \frac{198,61}{340,26} = 0,584 \quad (17)$$

kde a je rychlost zvuku pro MSA

$$\left(\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}\right)_M = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \cdot \frac{k}{\sqrt{1-M^2}} = 4,526 \cdot \frac{1}{\sqrt{1-0,584^2}} \doteq 5,57 \text{ rad}^{-1} \quad (18)$$

$$\mu_g = \frac{2 \cdot (m/S)}{\rho \cdot C \cdot a} = \frac{2 \cdot (2303/17)}{1,225 \cdot 1,709 \cdot 5,57} \doteq 23,23 \quad (19)$$

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 23,23}{5,3 + 23,23} \doteq 0,72 \quad (20)$$

Výpočet násobku zatížení při poryvu o rychlosti $u = 50 \text{ ft/s}$ ($15,24 \text{ m/s}$) rychlosti V_c :

$$n = 1 \pm \frac{0,72 \cdot 1,225 \cdot 15,24 \cdot 103,33 \cdot 4,526}{2 \cdot (22592,4/17)} = 1 \pm 2,43 \quad (21)$$

Pro kladný násobek: $n = 3,43$

Pro záporný násobek: $n = -1,43$

Výpočet násobku zatížení při poryvu o rychlosti $u = 25 \text{ ft/s}$ ($7,62 \text{ m/s}$) na rychlosti V_D :

$$n = 1 \pm \frac{0,72 \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot 198,61 \cdot 5,57}{2 \cdot (22592,4/17)} = 1 \pm 2,80 \quad (22)$$

Pro kladný násobek: $n = 3,8$

Pro záporný násobek: $n = -1,8$

5.2.4 Omezení pro let s vysunutými vztlakovými klápkami

Podle [4] se u letounu s plně vysunutými vztlakovými klápkami při rychlosti V_F předpokládá vystavení obrátům do kladného provozního násobku zatížení $n=2$ a kladným a záporným poryvům o rychlosti $7,62\text{m/s}$ působícím kolmo na dráhu letu při vodorovném letu.

Rychlost V_F nesmí být menší než:

$$v_F = 1,4 \cdot v_s = 1,4 \cdot 133 = 186,2 \text{ km/h} \quad (23)$$

nebo

$$v_F = 1,8 \cdot v_{SF} = 1,8 \cdot 109,6 = \boxed{197,28 \text{ km/h}} \quad (24)$$

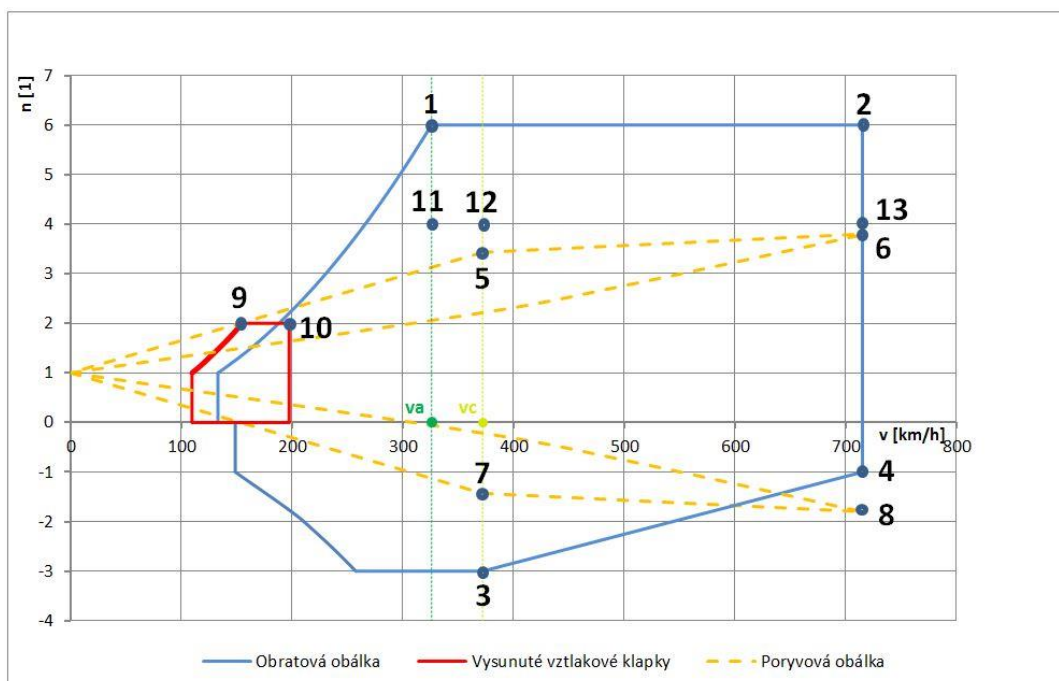
přičemž z vypočtených hodnot v_F se volí hodnota větší. v_{SF} je vypočtená pádová rychlost s plně vysunutými vztlakovými klápkami při návrhové hmotnosti:

$$v_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot (C_{Lwkl})_{\max} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2303 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 2,34 \cdot 17}} = 109,6 \text{ km/h} \quad (25)$$

Výpočet násobku zatížení při poryvu o rychlosti $u = 25\text{ft/s}$ ($7,62 \text{ m/s}$) rychlosti V_F :

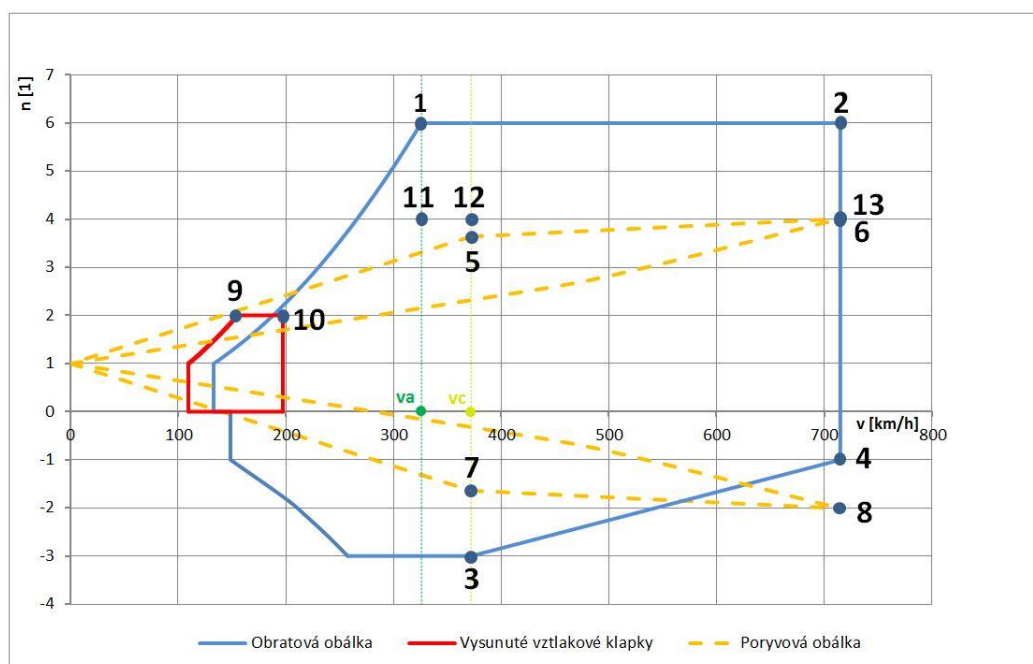
$$n = 1 \pm \frac{0,75 \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot 56,4 \cdot 4,526}{2 \cdot (22592,4/17)} = 1 \pm 0,67 \rightarrow n = 1,67 \quad (26)$$

5.2.5 Letová obálka provozních násobků – letová konfigurace č.2



Obr. 20: Letová obálka provozních násobků pro letovou konfiguraci č.2

5.2.6 Letová obálka provozních násobků – letová konfigurace č.3



Obr. 21: Letová obálka provozních násobků pro letovou konfiguraci č.3

5.3 Letové případy zatížení

Pro výsledné zatížení křídla letounu je dále nutné stanovit součinitel vztlaku křídla odpovídající danému letovému případu. Výpočet byl rozdělen na:

1. Vyvažovací případy – do výpočtu dosazovány násobky z letové obálky
2. Poryvové případy - do výpočtu dosazovány násobky od poryvu
3. Klapkové případy – do výpočtu dosazen předpisem vyžadovaný násobek 2
4. Křídélkové případy – výpočet s 2/3 násobku z případů vyvažovacích

Při výpočtu byly použity následující vztahy (ukázkově dosazeno pro letový případ č.1 při letové konfiguraci č.2, schéma k výpočtu je znázorněno na Obr. 22):

Vyvažovací síla na VOP:

$$L_{VOP} = \frac{1}{L'_{VOP}} \left[M_{ybVOP} + n \cdot m \cdot g (x_{T0} - x_{NBbVOP}) \right] = \frac{1}{4,717} \cdot [-7724,5 + 6 \cdot 2303 \cdot 9,81 \cdot (0,482 - 0,394)]$$

$$= 887,2N \quad (27)$$

kde moment letounu k NB bez VOP M_{ybVOP} a vzdálenost AC VOP od NB letounu bez VOP L'_{VOP} jsou určeny vztahy:

$$M_{ybVOP} = m_{ybVOP} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot b_{SAT} = -0,053 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 90,5^2 \cdot 17 \cdot 1,709 = -7724,5N \cdot m \quad (28)$$

$$L'_{VOP} = L_{VOP} + (x_{ACK} - x_{NBbVOP}) \cdot b_{SAT} = 4,683 + (0,25 - 0,23) \cdot 1,709 = 4,717m \quad (29)$$

a hodnoty m_{ybVOP} , x_{T0} , x_{NBbVOP} , L_{VOP} byly převzaty z [1].

Vztlková síla letounu ve vyváženém stavu:

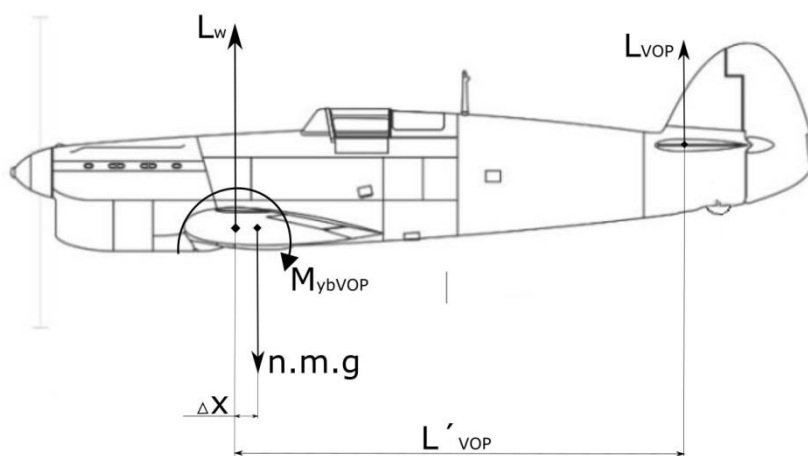
$$L = n \cdot m \cdot g - L_{VOP} = 6 \cdot 2303 \cdot 9,81 - 887,2 = 134667,4N \quad (30)$$

Hledaný součinitel vztlaku křídla:

$$C_{Lw} = \frac{2 \cdot L}{S \cdot \rho \cdot v^2} = \frac{2 \cdot 134667,4}{17 \cdot 1,225 \cdot 90,5^2} = 1,580 \quad (31)$$

Dynamický tlak:

$$Q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 = 0,5 \cdot 1,225 \cdot 90,5^2 = 5015 Pa \quad (32)$$



Obr. 22: Momentová rovnováha letounu

Parametry α , C_D byly dopočítány pomocí rovnic vztlakové čáry a parabolické poláry uvedené v [1]. Výsledné hodnoty pro všechny letové případy a letovou konfiguraci č.2 jsou uvedeny v Tab. 3, pro letové konfigurace 1 a 3 pak v příloze diplomové práce.

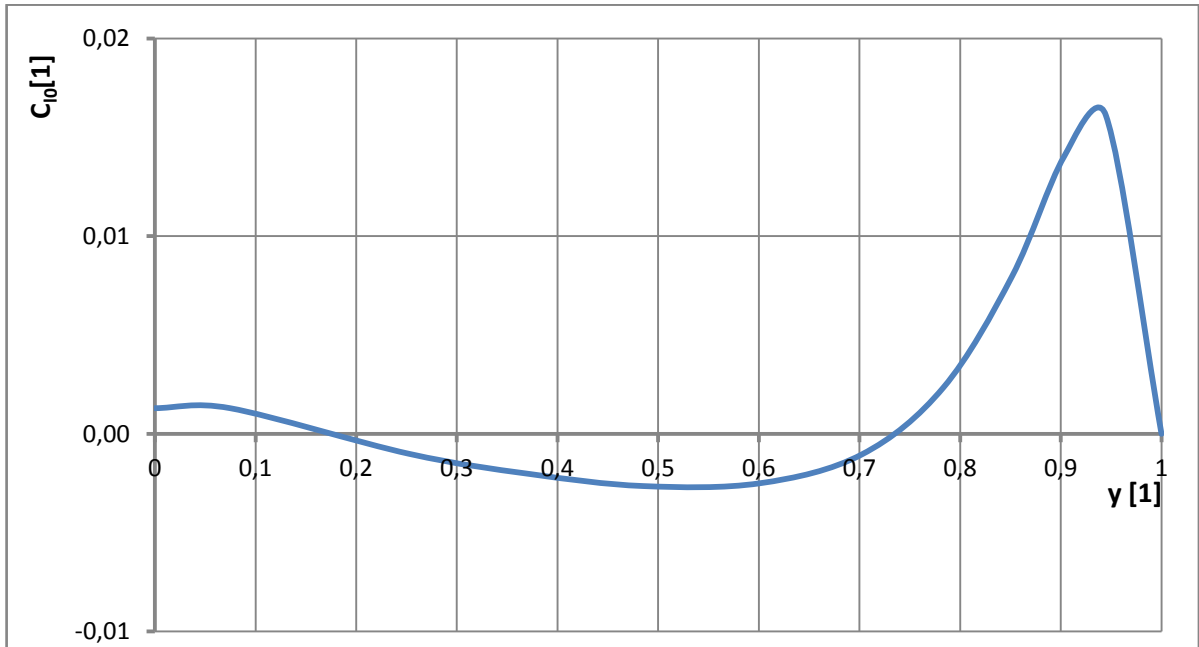
	Případ	n	v	v	L	C_{Lw}	Q	L_{VOP}	α	C_D	Výchylka křídélka/ klapky [°]
		[1]	[km/h]	[m/s]	[N]	[1]	[Pa]	[N]	[rad]	[1]	
Vyvažovací	1	6,00	325,7	90,5	134667,4	1,58	5015,0	887,2	0,327	0,121	-
	2	6,00	715,0	198,6	140917,2	0,34	24160,9	-5362,7	0,055	0,011	-
	3	-3,00	372,0	103,3	-64380,2	-0,58	6540,1	-3397,1	-0,148	0,021	-
	4	-1,00	715,0	198,6	-14284,7	-0,03	24160,9	-8307,8	-0,028	0,006	-
Poryvné	5	3,43	372,0	103,3	78183,9	0,70	6540,1	-691,9	0,134	0,029	-
	6	3,80	715,0	198,6	92139,5	0,22	24160,9	-6288,3	0,029	0,008	-
	7	-1,43	372,0	103,3	-29570,6	-0,27	6540,1	-2736,6	-0,079	0,009	-
	8	-1,80	715,0	198,6	-32022,0	-0,08	24160,9	-8644,4	-0,038	0,006	-
Klapkové	9	2	155,0	43,1	44714,2	2,32	1135,9	470,7	0,489	0,351	55
	10	2	197,3	54,8	44944,1	1,44	1840,1	240,8	0,296	0,199	55
Křídélkové	11a	4,00	335,0	93,1	90418,2	1,00	5303,8	-48,5	0,200	0,052	16,6
	12a	4,00	372,0	103,3	90821,8	0,82	6540,1	-452,0	0,159	0,037	14,9
	13a	4,00	715,0	198,6	96573,8	0,24	24160,9	-6204,1	0,031	0,009	5,5
	11b	4,00	335,0	93,1	90418,2	1,00	5303,8	-48,5	0,200	0,052	-11,8
	12b	4,00	372,0	103,3	90821,8	0,82	6540,1	-452,0	0,159	0,037	-10,7
	13b	4,00	715,0	198,6	96573,8	0,24	24160,9	-6204,1	0,031	0,009	-3,9

Tab. 3: Základní parametry zatížení – letová konfigurace č.2

5.4 Aerostatické podklady zatížení

5.4.1 Rozložení lokálních součinitelů vztlaku pro nulový vztlak křídla

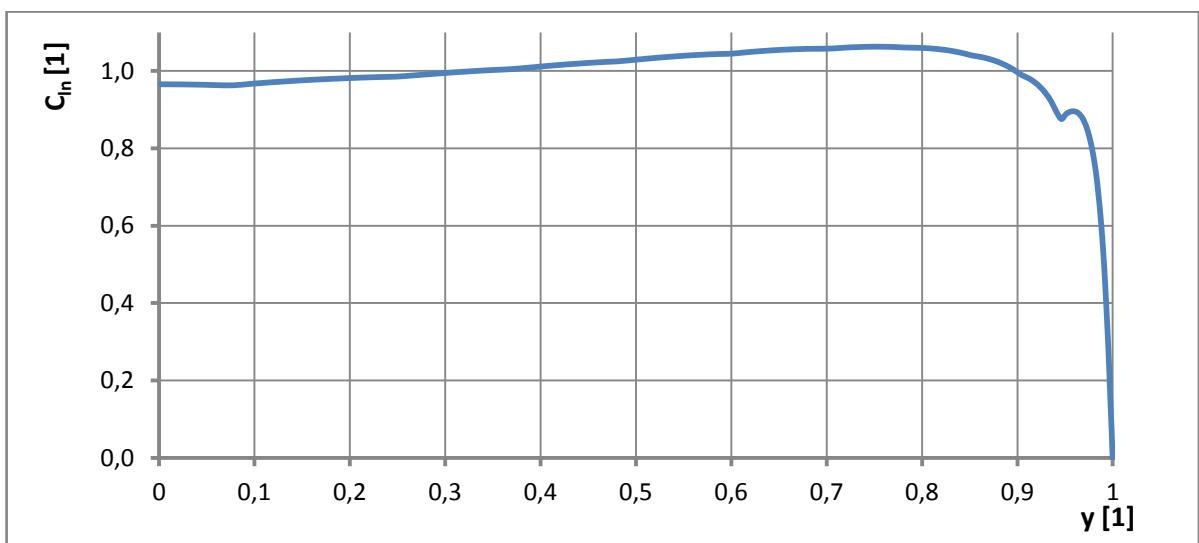
Hodnoty rozložení lokálních součinitelů vztlaku pro nulový vztlak křídla byly převzaty z [1].



Obr. 23: Rozložení lokálních součinitelů vztlaku pro $C_{LW}=0$

5.4.2 Jednotkové rozložení lokálních součinitelů vztlaku křídla

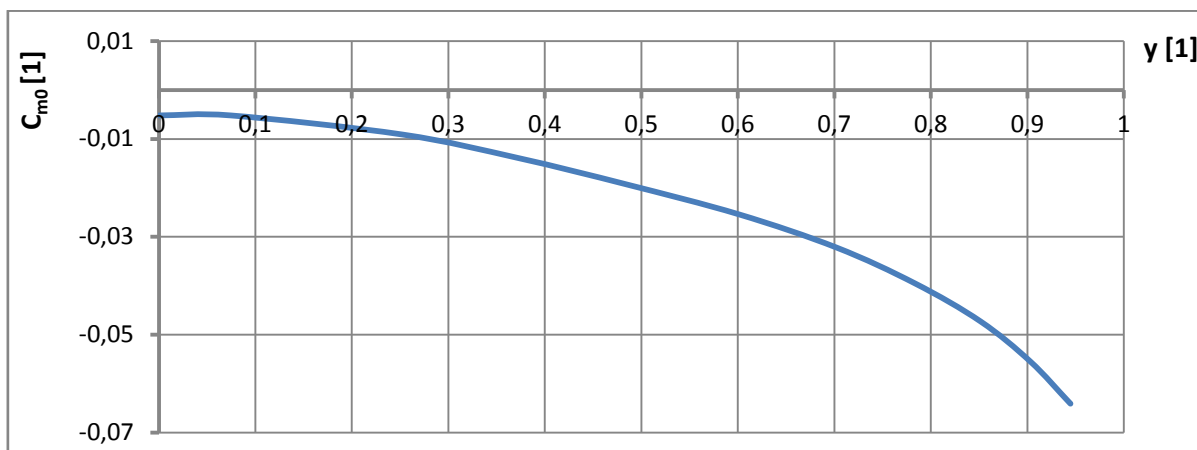
Hodnoty jednotkového rozložení lokálních součinitelů vztlaku křídla C_{ln} byly převzaty z [1].



Obr. 24: Jednotkové rozložení lokálních součinitelů vztlaku křídla

5.4.3 Rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu C_{m0} při nulovém součiniteli vztlaku

Na základě závislosti součinitele klopivého momentu na poměrné tloušťce profilu t/b , vyjádřené v [1], a znalosti závislosti poměrné tloušťky profilu na rozpětí [1] bylo stanoveno rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu C_{m0} při nulovém součiniteli vztlaku po rozpětí křídla:



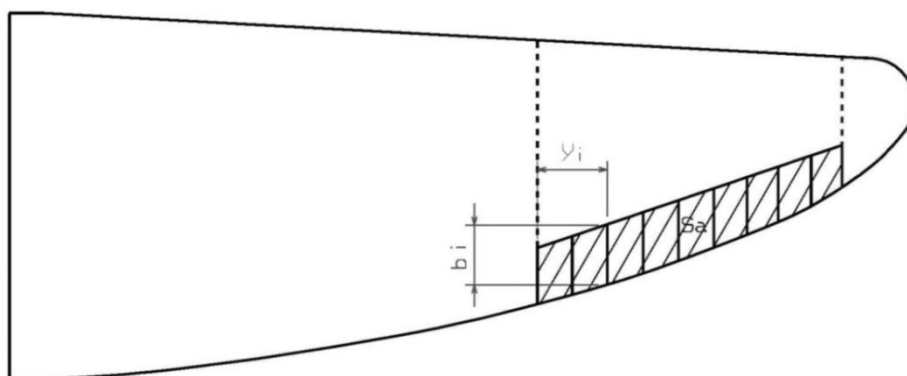
Obr. 25: Rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu při nulovém součiniteli vztlaku

5.4.4 Nesymetrické zatížení

Podle Roskama [6] byl proveden zjednodušený výpočet přírůstku součinitele vztlaku na profilu vlivem vychýlení křídélka do předpisem požadované polohy a dopočítán úhel nulového vztlaku profilu s takto vychýleným křídélkem. Výpočet byl proveden pouze pro profily v místě b_{SATa} a b_{SATwa} .

5.4.4.1 Střední aerodynamická tětíva křídélka b_{SATa}

Výpočet střední aerodynamické tětivy křídélka b_{SATa} a křídla po rozpětí křídélka b_{SATwa} byl proveden pomocí numerické integrace za účelem získání potřebných údajů pro stanovení úhlu nulového vztlaku křídla s plně vychýleným křídélkem. Pro potřeby výpočtu bylo křídélko rozděleno na 9 částí, odměřeny potřebné hodnoty a pro výpočet délky střední aerodynamické tětivy a její souřadnice použity součtové vzorce [5].



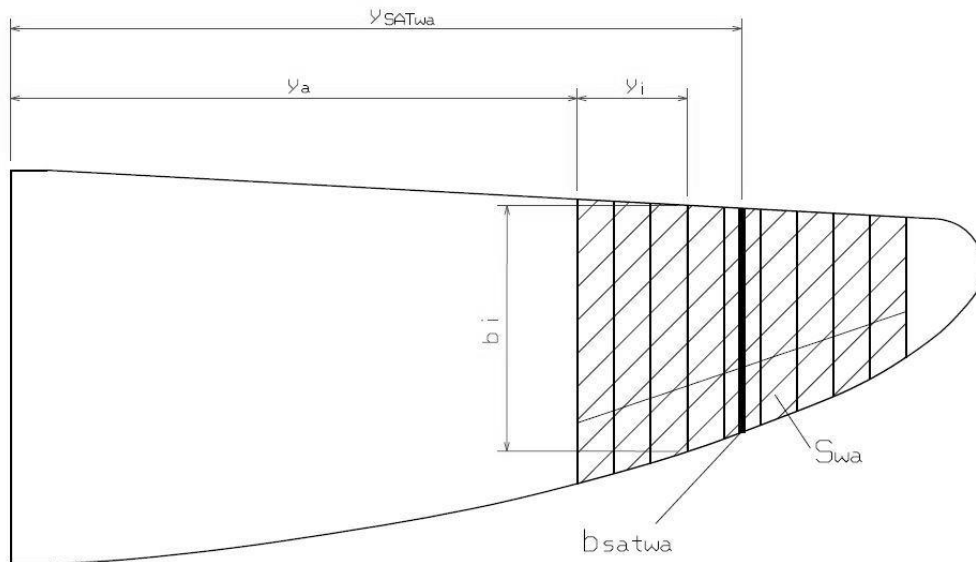
Obr. 26: Střední aerodynamické tětíva křídélka

i	b _i	b _i ²	y _i	y _{i+1} - y _i	$\frac{b_i^2 + b_{i+1}^2}{2} \cdot (y_{i+1} - y_i)$
[1]	[mm]	[mm ²]	[mm]	[mm]	[mm ³]
1	300	89700	0	196	18287578
2	311	96908	196	196	19457031
3	319	101633	392	196	20102184
4	322	103491	588	196	20240125
5	321	103041	784	196	19871523
6	316	99730	980	196	18895934
7	305	93086	1176	196	17466859
8	292	85147	1372	196	15315061
9	267	71129	1568	192	11508627
10	221	48753	1760	-	-
Σ					161144921

Tab. 4: Hodnoty použité pro výpočet b_{SATa}

$$b_{SATa} = \frac{1}{S_a} \cdot \int_0^{l_a} b(y)^2 \cdot dy \doteq \frac{1}{S_a} \cdot \sum_1^{11} \frac{b_i^2 + b_{i+1}^2}{2} (y_{i+1} - y_i) = \frac{161144921}{530646} \doteq 304 \text{ mm} \quad (33)$$

5.4.4.2 Střední aerodynamická tětva části křídla v místě křídélka b_{SATwa}



Obr. 27: Střední aerodynamické tětva části křídla v místě křídélka

i	b _i	b _i ²	y _i	y _{i+1} - y _i	$\frac{b_i^2 + b_{i+1}^2}{2} \cdot (y_{i+1} - y_i)$	$\frac{b_i \cdot z_i + b_{i+1} \cdot z_{i+1}}{2} \cdot (y_{i+1} - y_i)$
[1]	[mm]	[mm ²]	[mm]	[mm]	[mm ³]	[mm ³]
1	1525	2326235	0	196	437211367	28066730
2	1461	2135105	196	196	399759437	81630158
3	1394	1944072	392	196	361921717	129771169
4	1323	1749006	588	196	322988002	171763698
5	1244	1546790	784	196	283317809	206904734
6	1159	1344208	980	196	244667840	235067504
7	1074	1152402	1176	196	207882377	256063769
8	984	968846	1372	196	170872656	267600094
9	880	774752	1568	192	128693460	259586458
10	752	565805	1760	-	-	-
Σ					2557314664	1636454314

Tab. 5: Hodnoty použité pro výpočet b_{SATwa} a z_{SATwa}

$$b_{SATwa} = \frac{1}{S_{wa}} \cdot \int_0^{l_a} b(y)^2 \cdot dy \doteq \frac{1}{S_{wa}} \cdot \sum_1^{11} \frac{b_i^2 + b_{i+1}^2}{2} (y_{i+1} - y_i) = \frac{2557314664}{2085664} \doteq 1226 \text{ mm} \quad (34)$$

$$y_{SATwa} = y_a + \frac{1}{S_{wa}} \cdot \int_0^{l_a} b(y) \cdot y(y) \cdot dz \doteq y_a + \frac{1}{S_{wa}} \cdot \sum_1^{11} \frac{b_i \cdot y_i + b_{i+1} \cdot y_{i+1}}{2} (y_{i+1} - y_i) =$$

$$= 3215 + \frac{1636454314}{2085664} \doteq 4000 \text{ mm} \quad (35)$$

5.4.4.3 Výchylka křídélka

Výchylka křídélka musí být dle předpisu CS-23:

- Maximální při rychlosti v_a
- Při rychlosti v_c taková, aby rychlost klonění nebyla menší než při rychlosti V_a
- Při rychlosti v_d taková, aby rychlost klonění nebyla menší než je 1/3 rychlosti klonění při rychlosti v_a

Úhlová rychlost se dle Daňka [8] vypočítá jako:

$$\omega_x = -\frac{2 \cdot v}{l} \cdot \frac{m_x^\delta}{m_x^{\omega x}} \cdot \delta \quad (36)$$

kde:

δ je výchylka křídélka

m_x^δ je součinitel účinnosti křidélek

$m_x^{\omega x}$ je derivace tlumení klonění

Součinitel účinnosti křidélek $m_x^{\delta k}$ lze dle Smetany [9] vypočítat jako:

$$m_x^\delta = 2 \cdot \tau_k \cdot C_l^\alpha \cdot \frac{S_{wa}}{S} \cdot \frac{l_a}{l} = 2 \cdot 0,352 \cdot 4,526 \cdot \frac{2,086}{17} \cdot \frac{1,76}{10,85} = 0,063 \quad (37)$$

kde:

τ_k je součinitel pro poměr hloubky frieseho křídélka odečtený z [9], figure 41]

S_{wa} je plocha části křídla ovlivněná křídélkem

l_a je délka křídélka

Derivaci tlumení klonění $m_x^{\omega x}$ lze dle Smetany [9] vypočítat jako:

$$m_x^{\omega x} = (m_x^{\omega x})_{C_l^\alpha = 2\pi/\text{rad}} \cdot \left(\frac{\lambda + 4}{\frac{2\pi}{C_l^\alpha} \cdot \lambda + 4} \right) = 0,33 \cdot \left(\frac{6,92 + 4}{\frac{2\pi}{4,526} \cdot 6,92 + 4} \right) = 0,265 \quad (38)$$

kde derivace tlumení klonění pro stoupání vztlakové čáry $2\pi/\text{rad}$ je odečtena z [[9], figure 34] jako závislost zúžení křídla na jeho štihosti. Výpočet této derivace zanedbává vliv ocasních ploch a součinitel odporu. Jejich vliv je natolik malý (dle [19] VOP přinese zvýšení tlumení o cca 3%, SOP pak zvýšení o 2%), že pro první přiblížení zatížení křídla, které je úkolem této diplomové práce, je lze zanedbat.

Maximální hodnota výchylek křidélek byla převzata ze zprávy o letových zkouškách letounu Avia B-135 [7] jako $\delta^+ = 11^\circ 50''$ pro výchylku kladnou a $\delta^- = 16^\circ 35''$ pro výchylku zápornou. Pro výpočet úhlové rychlosti byly tyto hodnoty zprůměrovány a ze získané úhlové rychlosti byly dopočteny výchylky křidélek pro rychlosti V_c a V_d .

Rychlost	ω_x [rad]	δ_k [rad]
v_a	-1,01845	0,248
v_c	-1,01845	0,223
v_d	-0,33948	0,074

Tab. 6: Vypočtené hodnoty výchylek křidélek v závislosti na rychlosti letu

5.4.4.4 Přírůstek součinitele vztlaku profilu

Přírůstek součinitele vztlaku na profilu vlivem vychýlení klapky, resp. v tomto případě křídélka, je dle [6] dáno vztahem:

$$\Delta C_l = \delta \cdot \left[C_{l\delta} / (C_{l\delta})_{theory} \right] \cdot (C_{l\delta})_{theory} \cdot k' \quad (39)$$

kde:

$(C_{l\delta})_{theory}$ je vztlková účinnost prosté klapky, určená dle [6], figure 8.14] na základě poměrné tloušťky profilu t/c a poměrné hloubky klapky c_f/c . Poměrná tloušťka profilu byla odečtena z výkresu pro profil v místě b_{SATwa} jako $t/c=0,13$ a poměrná hloubka klapky byla určena jako poměr $b_{SAT\alpha}/b_{SATwa}=0,25$.

$C_{l\delta}/(C_{l\delta})_{theory}$ je korekční faktor vztlaku prosté klapky, určený dle [6], figure 8.15] na základě poměrné hloubky klapky a stoupání vztlakové čáry profilu. Stoupání vztlakové čáry pro poměrnou tloušťku profilu v místě b_{SATwa} bylo určeno dle grafu [1] jako $(C_l^\alpha)_\alpha = 6,05 \text{ rad}^{-1} \approx 0,1055 \text{ deg}^{-1}$.

k' je korekční faktor pro nelinearity při velkých výchylkách klapky, určený dle [6], figure 8.13] na základě poměrné hloubky klapky a její výchylky.

Vypočtené výchylky křidélek δ uvažují stejnou výchylku křidélek v kladném i záporném směru. Vzhledem k diferenciaci křidélek letounu Avia B-135 byly na základě poměru výchylek, uvedených ve zprávě z letových zkoušek [7], k vypočteným středním výchylkám dopočítány výchylky rozdílové a

jejich přičtení, případně odečtení, k výchylkám středním odpovídá skutečným výchylkám diferencovaným.

	Střední výchylka na V_a	Rozdílová výchylka na V_a	Střední výchylka na V_c	Rozdílová výchylka na V_a	Střední výchylka na V_d	Rozdílová výchylka na V_d
Veličina	Hodnota	Hodnota	Hodnota	Hodnota	Hodnota	Hodnota
δ [rad]	0,248	0,041	0,223	0,037	0,074	0,012
δ [°]	14,21	2,35	12,78	2,12	4,24	0,07
$(C_{l\delta})_{theory}$ [rad ⁻¹]	4,15	4,15	4,15	4,15	4,15	4,15
$C_{l\delta} / (C_{l\delta})_{theory}$ [rad ⁻¹]	0,93	0,93	0,93	0,93	0,93	0,93
k' [1]	1	1	1	1	1	1
ΔC_{la} [1]	0,94	0,16	0,85	0,14	0,28	0,05

Tab. 7: Použité hodnoty a vypočtené ΔC_{la}

5.4.4.5 Změna úhlu nulového vztlaku

Změnu úhlu nulového vztlaku pro profily ovlivněné vychýleným křídélkem lze při znalosti stoupání vztlakové čáry profilu a přírůstku součinitele vztlaku profilu vlivem vychýlení křídélka (zjednodušeno na přírůstek součinitele vztlaku v místě b_{SATwa}) vyjádřit jako:

$$\Delta\alpha_{0a} = (-1) \cdot \frac{\Delta C_{la}}{(C_l^\alpha)_\infty} \quad (40)$$

Po dosazení pro kladnou střední výchylku na rychlosti V_a :

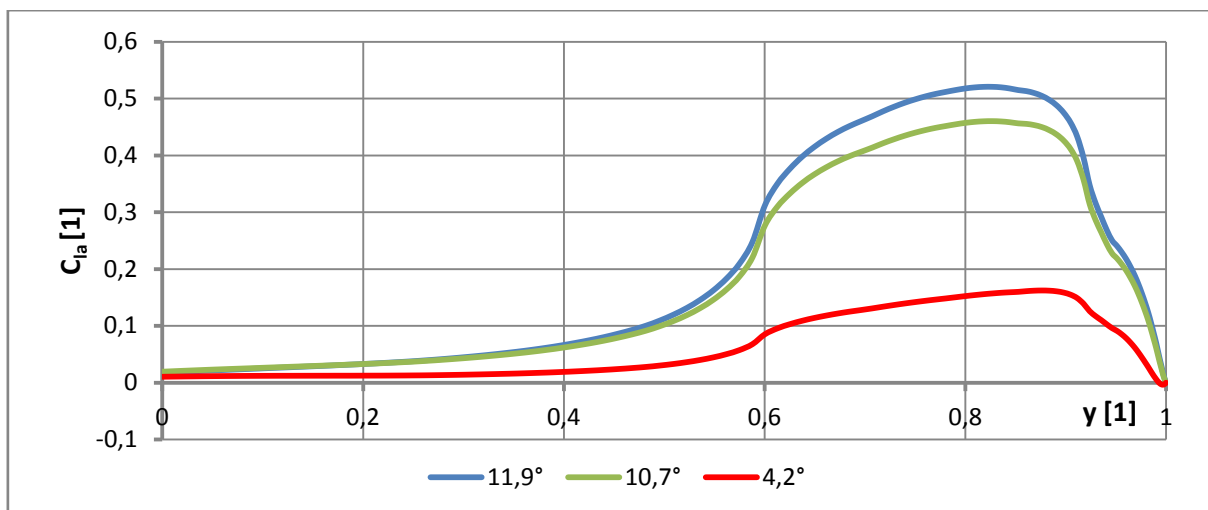
$$\Delta\alpha_{0a} = (-1) \cdot \frac{0,94}{6,05} = -0,1554 \text{ rad} \quad (41)$$

	Střední výchylka na V_a	Rozdílová výchylka na V_a	Střední výchylka na V_c	Rozdílová výchylka na V_a	Střední výchylka na V_d	Rozdílová výchylka na V_d
Veličina	Hodnota	Hodnota	Hodnota	Hodnota	Hodnota	Hodnota
$\Delta\alpha_{0a}$ [rad]	0,1554	0,0261	0,1405	0,0235	0,0468	0,0078

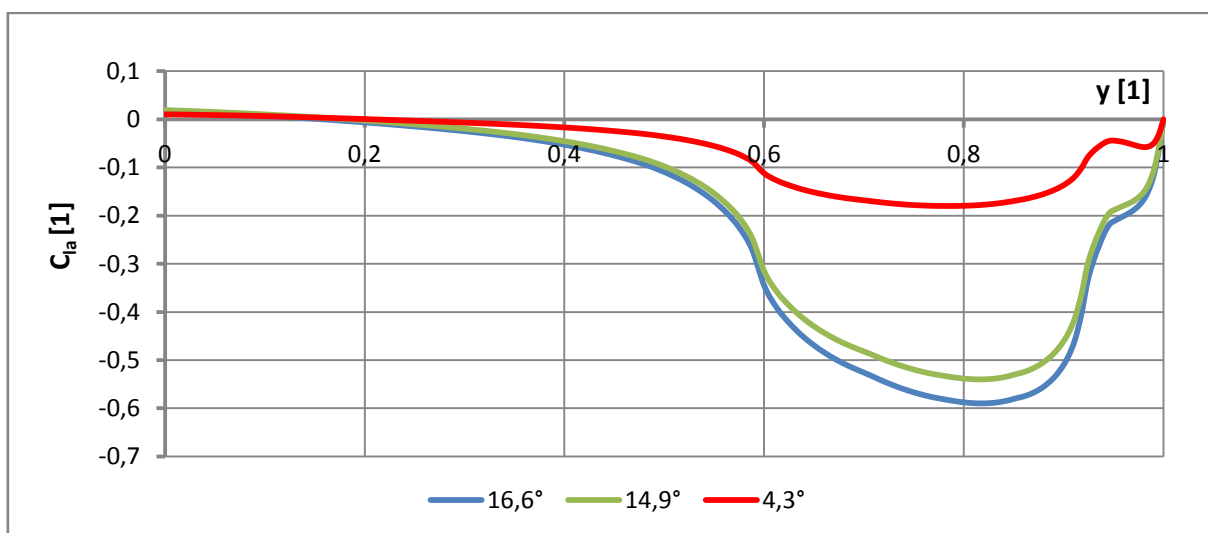
Tab. 8: Vypočtené hodnoty $\Delta\alpha_{0a}$

5.4.4.6 Nulové rozložení vztlaku s plně vychýleným křídélkem

Pomocí volně šiřitelného výpočetního programu Glauert, využívajícího Glauertovo řešení Prandtlovy teorie nosných podkovitých vírů, bylo stanoveno rozložení lokálních součinitelů vztlaku pro nulový vztlak křídla při daných výchylkách křídélka. Křídlo bylo za účelem výpočtu rozděleno na 27 geometrických řezů, kde pro každý řez byla určena vzdálenost od osy souměrnosti na ose z , délka tětiny profilu $b(y)$, úhel nulového vztlaku profilu $\alpha_0(y)$ a stoupání vztlakové čáry profilu $(C_l^\alpha)_\infty(y)$. Po délce rozpětí křídélka byly nejprve k hodnotám úhlu nulového vztlaku profilu na jedné polovině křídla přičteny, na druhé odečteny hodnoty $\Delta\alpha_{0a}$ od vypočtených středních hodnot výchylek křidélek pro rychlosti v_a , v_c , v_d a následně samostatně přičteny pouze hodnoty $\Delta\alpha_{0a}$ od výchylek rozdílových. Získané průběhy rozložení lokálních součinitelů vztlaku pro střední a rozdílové výchylky byly sečteny.



Obr. 28: Rozložení lokálních součinitelů vzlaku od kladných výchylek křidélek



Obr. 29: Rozložení lokálních součinitelů vzlaku od záporných výchylek křidélek

5.4.4.7 Tlumení klonění

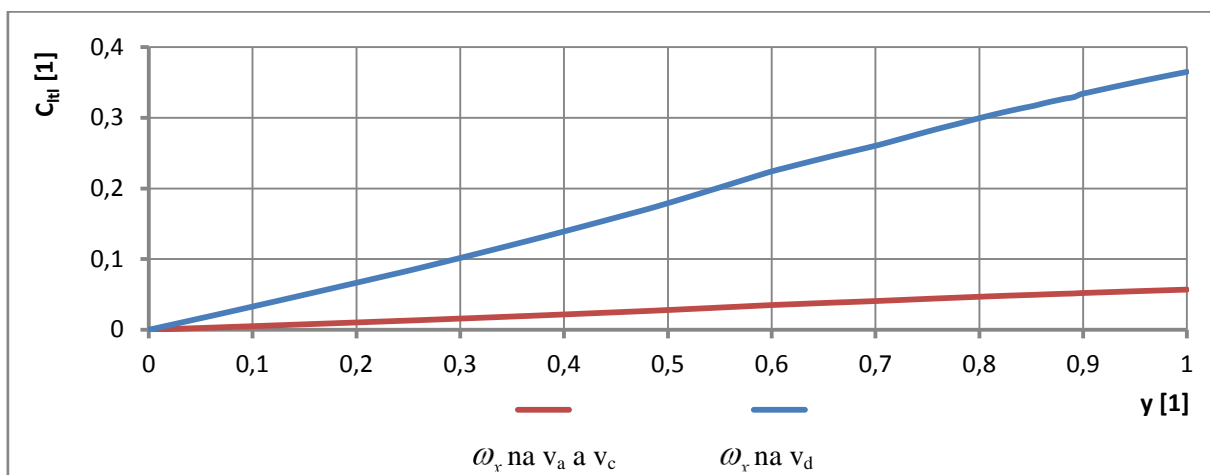
Podle Howea [10], kloněním letounu dochází ke změnám úhlu náběhu po rozpětí a vzniká tak aerodynamické kroucení křídla, které může být považováno jako přidavné zatížení. Využívaje Schrenkovu hypotézu, normální rozložení vzlaku od klonění lze podle [10] získat jako:

$$(c_y \cdot b)_{kl} = \frac{\omega_x \cdot y}{v} \cdot C_l^\alpha \cdot \left(\frac{b(y)}{2} + \frac{2 \cdot S}{\pi \cdot l} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{l} \right)^2} \right) \quad (42)$$

kde:

- ω_x je úhlová rychlost klonění, určená v kapitole 5.4.4.3
- y je poloha řezu po rozpětí

Výsledné rozložení vztlaku od tlumení klonění pro rychlosti v_a , v_c , v_d a jim odpovídající úhlové rychlosti klonění:



Obr. 30: Rozložení vztlaku od tlumení klonění

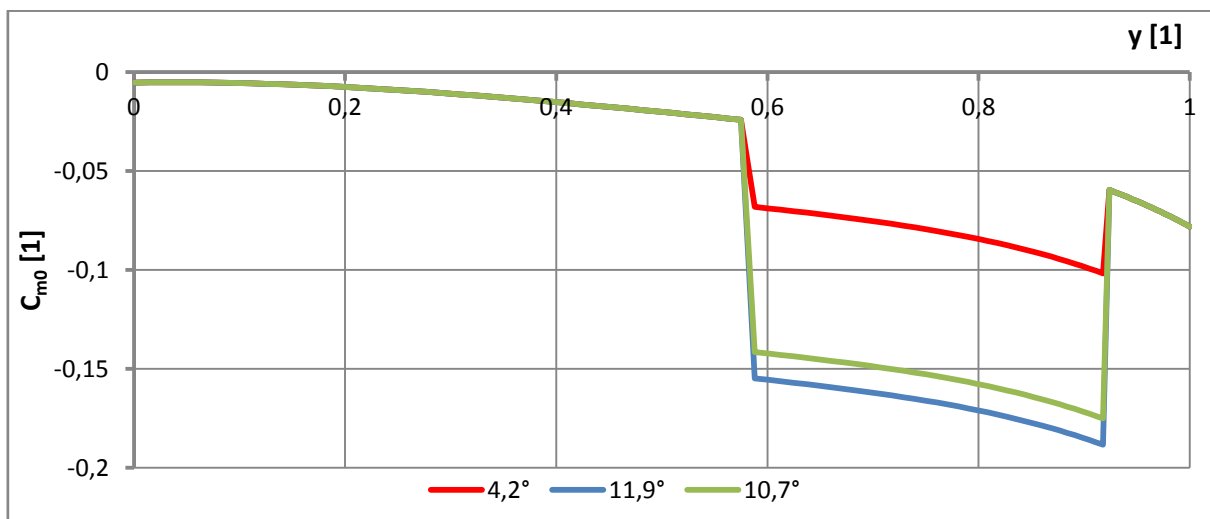
5.4.4.8 Přírůstek součinitele klopivého momentu ΔC_{m0a}

Přírůstek hodnoty součinitele klopivého momentu pro profily ovlivněné vychýleným křídélkem (zjednodušeno na přírůstek součinitele klopivého momentu v místě b_{SATwa}) byl odečten dle [6], figure 8.92], v závislosti na poměrné hloubce křídélka a jeho výchylce, jako:

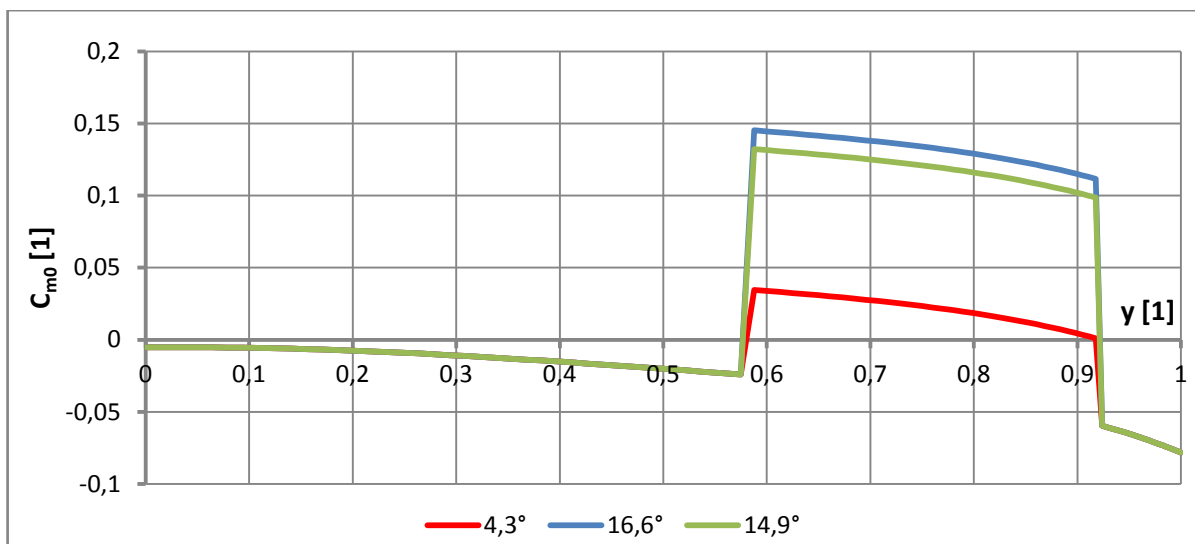
	Kladná výchylka na V_a	Záporná výchylka na V_a	Kladná výchylka na V_c	Záporná výchylka na V_a	Kladná výchylka na V_d	Záporná výchylka na V_d
Veličina	Hodnota	Hodnota	Hodnota	Hodnota	Hodnota	Hodnota
δ [rad]	0,289	0,207	0,261	0,186	0,087	0,062
ΔC_{m0a} [1]	0,1554	0,0261	0,1405	0,0235	0,0468	0,0078

Tab. 9: Vypočtené hodnoty ΔC_{m0a}

Průběh rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu po rozpětí křídla po přičtení přírůstku ΔC_{m0a} pro profily ovlivněné vychýleným křídélkem a rychlosti v_a , v_c , v_d :



Obr. 31: Rozložení lokálních souč. klopivého momentu C_{m0} při kladných výchylkách křidélek



Obr. 32: Rozložení lokálních souč. klopivého momentu C_{m0} při záporných výchylkách křidélek

5.4.5 Vysunutí vztlakových klapek

5.4.5.1 Přírůstek součinitele vztlaku profilu

Přírůstek součinitele vztlaku na profilu vlivem vysunutí vztlakové klapky byl převzat z [1] jako $\Delta C_{l_f} = 1,25$.

5.4.5.2 Změna nulového úhlu náběhu

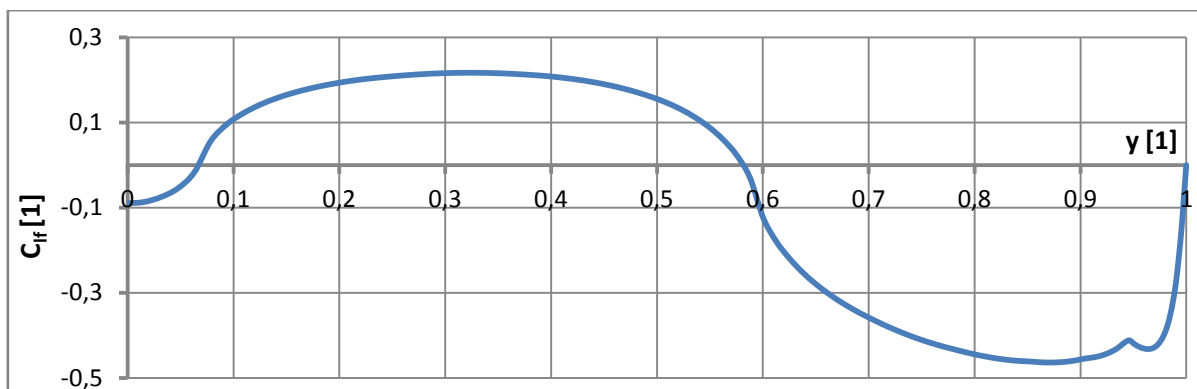
Změnu nulového úhlu náběhu pro profily ovlivněné vysunutou vztlakovou klapkou lze při znalosti stoupání vztlakové čáry profilu a přírůstku součinitele vztlaku profilu vlivem vychýlení vztlakové klapky (zjednodušeno na přírůstek součinitele vztlaku v místě b_{SATwk}) vyjádřit jako:

$$\Delta\alpha_{0f} = (-1) \cdot \frac{\Delta C_{l_f}}{(C_{l^a})_{\infty}} = (-1) \cdot \frac{1,25}{5,759} = -0,2171 \text{ rad} \quad (43)$$

Stoupání vztlakové čáry pro poměrnou tloušťku profilu v místě b_{SATwk} bylo převzato z [1].

5.4.5.3 Nulové rozložení vztlaku s plně vysunutou vztlakovou klapkou

Stejně jako pro případ vychýleného křídélka bylo i pro plně vysunutou vztlakovou klapku řešeno rozložení lokálních součinitelů vztlaku pro nulový vztlak křídla pomocí volně šířitelného výpočetního programu Glauert. Křídlo bylo za účelem výpočtu opět rozděleno na 27 geometrických řezů a pro každý řez určena vzdálenost od osy souměrnosti na ose z , délka tětiny profilu $b(y)$, úhel nulového vztlaku profilu $\alpha_0(y)$ a stoupání vztlakové čáry profilu $(C_{l^a})_{\infty}(y)$. Po délce rozpětí vztlakové klapky byly k hodnotám úhlu nulového vztlaku profilu přičteny hodnoty $\Delta\alpha_{0f}$ od plně vysunuté vztlakové klapky a následně hledán úhel nulového vztlaku křídla s takto vychýlenou klapkou.



Obr. 33: Rozložení lokálních součinitelů vzlaku při plně vysunutí vztakové klapce a $C_{LW}=0$

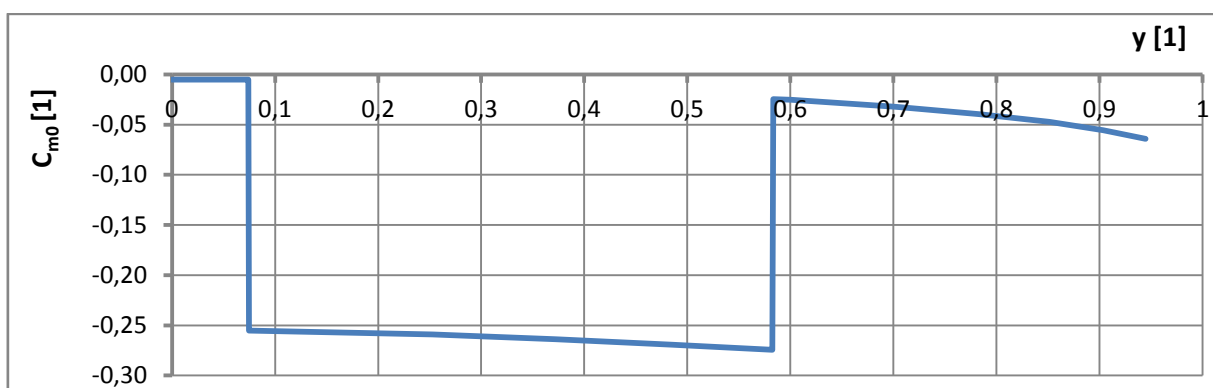
5.4.5.4 Přírůstek součinitele klopivého momentu ΔC_{m0f}

Přírůstek hodnoty součinitele klopivého momentu pro profily ovlivněné vysunutou vztakovou klapkou byl převzat z [1] jako:

$$\Delta C_{m0f} = -0,25$$

Kde je opět uvažováno zjednodušení na přírůstek součinitele klopivého momentu v místě b_{SAT2} .

Průběh rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu po rozpětí křídla po přičtení přírůstku ΔC_{m0f} pro profily ovlivněné vysunutou vztakovou klapkou:



Obr. 34: Rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu při nulovém součiniteli vzlaku a maximální výchylce vztakové klapky

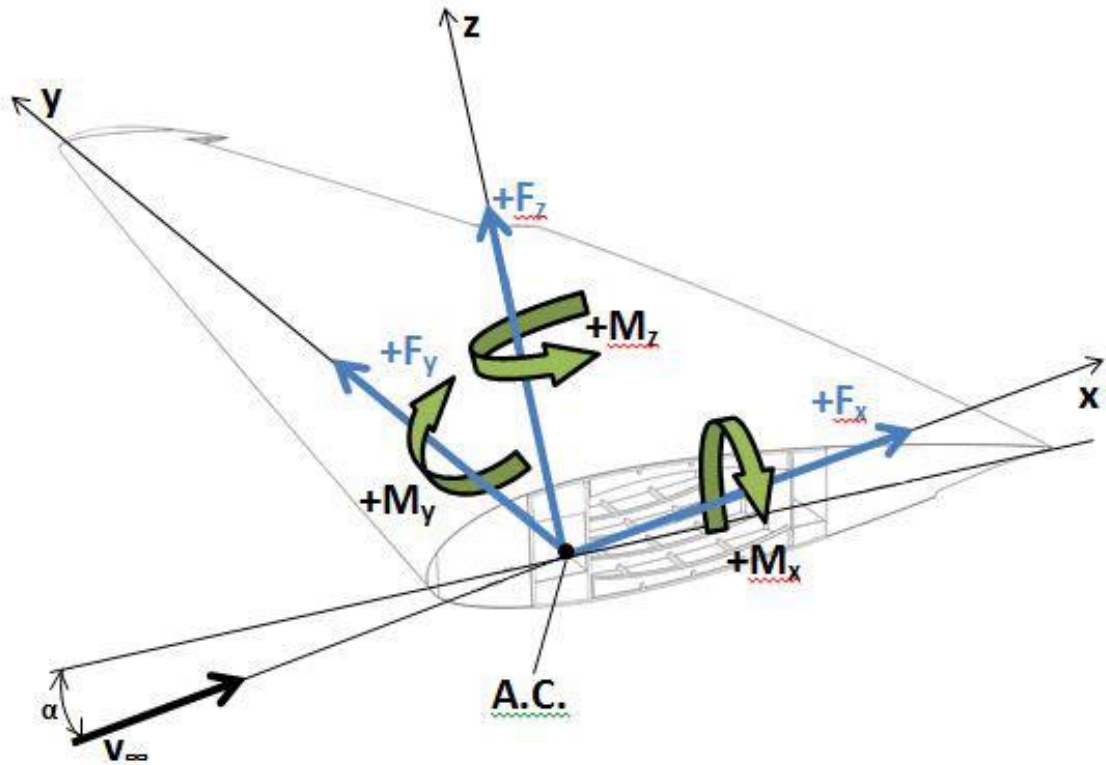
5.4.6 Výsledné rozložení vzlaku

Výsledné rozložení vzlaku je určeno pomocí součtu jednotlivých příspěvků, určených v předchozích kapitolách, a lze ho vyjádřit pomocí vztahu:

$$C_l = C_{l_n} \cdot C_{LW} + C_{l_0} + C_{l_a} + C_{l_f} + C_{l_{it}} \quad (44)$$

5.5 Stanovení zatížení křídla

S využitím výše uvedených aerodynamických podkladů a s uvažováním vlivu vlastních hmot je dále stanoveno jeho zatížení. Toto zatížení křídla je vyjádřeno v aerodynamické souřadnicové soustavě a je v něm samostatně vypočtena posouvající síla a ohybový moment. Vlastní hmotnost samotného křídla a systémů v něm umístěných, uvažovaných v zatížení křídla, je uvedena v hmotovém rozboru v kapitole 5.1.



Obr. 35: Aerodynamická souřadnicová soustava, smysl momentů a sil

5.5.1 Rozložení spojitého zatížení po rozpětí křídla

Do spojitého zatížení vstupují síly aerodynamické, které byly určeny v předchozích kapitolách, a síly hmotové. Rozložení spojitého zatížení po rozpětí lze určit jako:

$$q_{z_a} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_l \cdot b \quad (45)$$

$$q_{x_a} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_d \cdot b \quad (46)$$

$$q_{z_m} = -(q_m + q_{mp}) \quad (47)$$

kde:

q_{z_a} je složka spojitého zatížení ve směru osy z od aerodynamických sil

q_{z_m} je složka spojitého zatížení ve směru osy z od hmotových sil

q_{x_a} je složka spojitého zatížení ve směru osy x od aerodynamických sil

Protože se jedná, jak už bylo uvedeno, o první přiblížení zatížení křídla, rozložení místních součinitelů odporu C_d je určeno zjednodušeným postupem. Pro každý daný letový případ se na základě známého součinitele vzlaku odečte z poláry odpovídající součinitel odporu a tím je následně přenásobeno normální rozložení vzlaku:

$$C_d = C_m \cdot C_{dw} \quad (48)$$

Rozložení spojitého zatížení od hmotových sil je uvažováno pro výpočet krouticího momentu a posouvající síly. Průběh rozložení hmot křídla se předpokládá přímo úměrný hloubce křídla, odpovídající spojitě zatížení tedy je dle vztahu:

$$q_m = \frac{m_w}{S} \cdot b(y) \cdot n \cdot g \quad (49)$$

kde násobek n je použit z jednotlivých případů zatížení (Tab. 10.1).

Mimo vlastní hmoty křídla se uvažuje i zatížení od hmotových sil v místě palivové nádrže. Průběh spojitého zatížení od hmoty paliva v místě palivových nádrží je dán vztahem:

$$q_{mp} = \frac{n \cdot g \cdot m_p}{2 \cdot V_n} \cdot S_n(y) \quad (50)$$

kde:

$S_n(y)$ je plocha příčného řezu palivové nádrže v daném místě

V_n je celkový objem palivové nádrže

Dle [2] nesly palivo tři hliníkové nádrže svařené z plechu, jedna o objemu 120l, umístěná ve střední části křídla mezi nosníky, a dvě postranní o objemu 125l. Hustota paliva pro výpočet zatížení je uvažována 750 kg/m^3 . Plocha příčného řezu palivové nádrže je dle známého objemu odhadnuta na $0,218 \text{ m}^2$ a uvažována konstantní po celé její délce.

5.5.2 Posouvající síla

Dle Schwedlerovy věty lze průběh posouvajících sil určit integrací průběhů spojitých zatížení.

Pro posouvající sílu od spojitého zatížení ve směru osy z :

$$T_z = \int_0^{l/2} (q_{z_a} + q_{z_m}) dy - n \cdot g \cdot m_{HP} \quad (51)$$

kde hmotu podvozku uvažujeme pouze v úseku od roviny symetrie do polohy těžiště hlavního podvozku ($y=1979 \text{ mm}$).

Pro posouvající sílu od spojitého zatížení ve směru osy x :

$$T_x = \int_0^{l/2} q_{x_a} dy \quad (52)$$

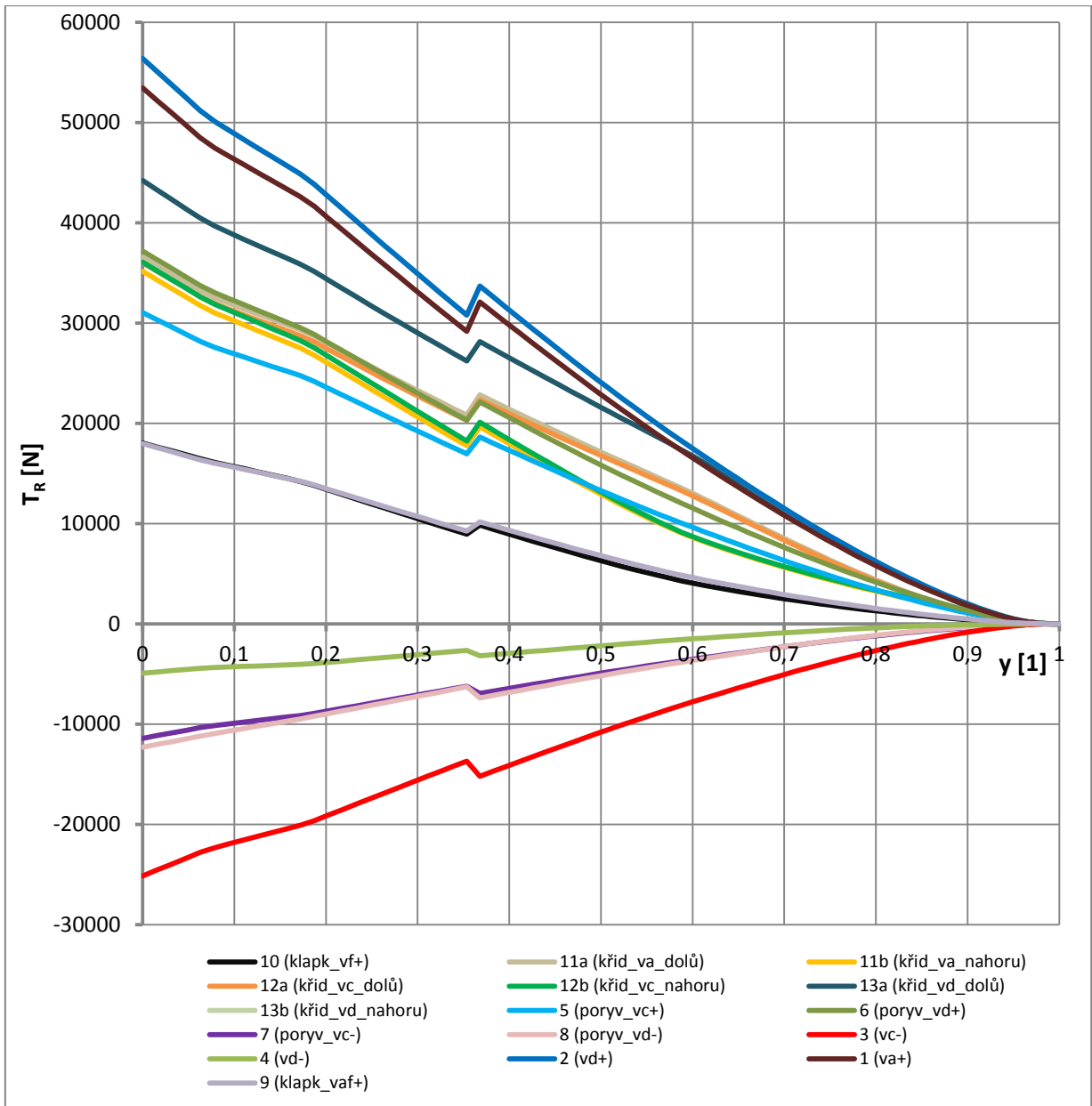
Z toho vyplývající výsledná posouvající síla:

$$T_R = \sqrt{T_z^2 + T_x^2} \quad (53)$$

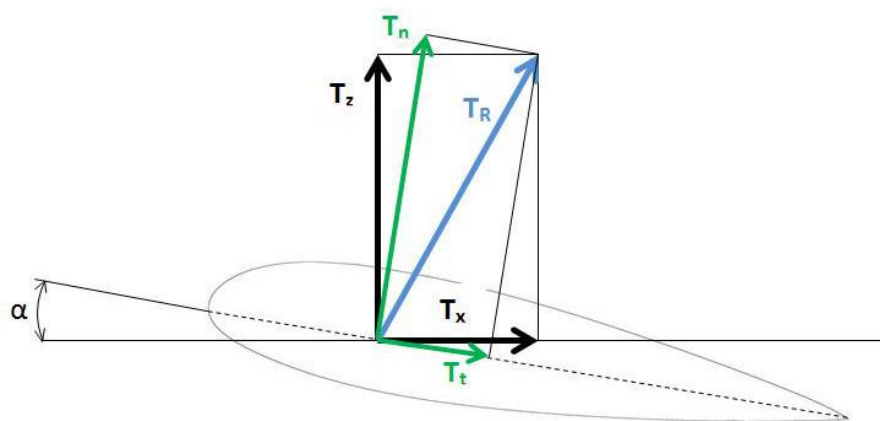
Výsledná posouvající síla vychází největší pro letový případ č. 2, tj. maximální kladný násobek na rychlosti v_D .

Výsledná posouvající síla vychází nejmenší pro letový případ č. 3, tj. maximální záporný násobek na rychlosti v_C .

Průběh maximální posouvající síly je znázorněn na Obr. 36.



Obr. 36: Průběh posouvající síly T_R po rozpětí pro jednotlivé letové případy



Obr. 37: Převod posouvající síly mezi různými souřadnicovými soustavami

Podle silového schématu v Obr. 37 je možné provést přepočítání posouvajících sil do souřadnicového systému křídla jako:

$$T_n = T_x \cdot \sin \alpha + T_z \cdot \cos \alpha \quad (54)$$

$$T_t = T_x \cdot \cos \alpha - T_z \cdot \sin \alpha \quad (55)$$

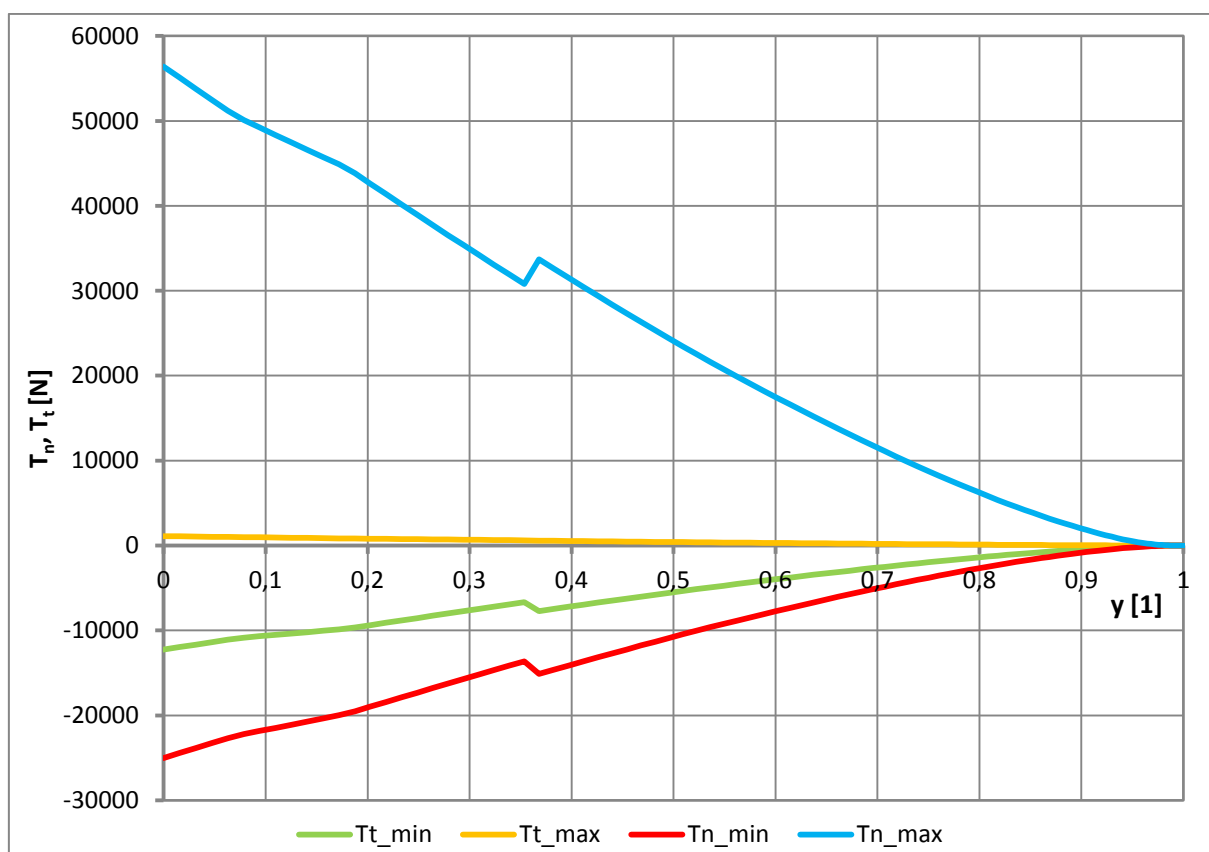
Největší výsledná normálová složka posouvající síly vychází pro letový případ č. 2, tj. maximální kladný násobek na rychlosti v_D .

Nejmenší výsledná normálová složka posouvající síly vychází pro letový případ č. 3, tj. maximální záporný násobek na rychlosti v_C .

Největší výsledná tečná složka posouvající síly vychází pro letový případ č. 4, tj. násobek $n=-1$ na rychlosti v_D .

Nejmenší výsledná tečná složka posouvající síly vychází pro letový případ č. 1, tj. maximální násobek na návrhové obrátové rychlosti v_A .

Průběh těchto maximálních složek posouvající síly je znázorněn na Obr. 38.



Obr. 38: Maximální složky posouvající síly

5.5.3 Ohybový moment

Dle Schwedlerovy věty lze průběh ohybového momentu určit integrací průběhu posouvajících sil po rozpětí.

Pro ohybový moment kolem osy x:

$$M_x = \int_0^{l/2} T_z dz \quad (56)$$

Pro ohybový moment kolem osy z:

$$M_z = \int_0^{l/2} T_x dz \quad (57)$$

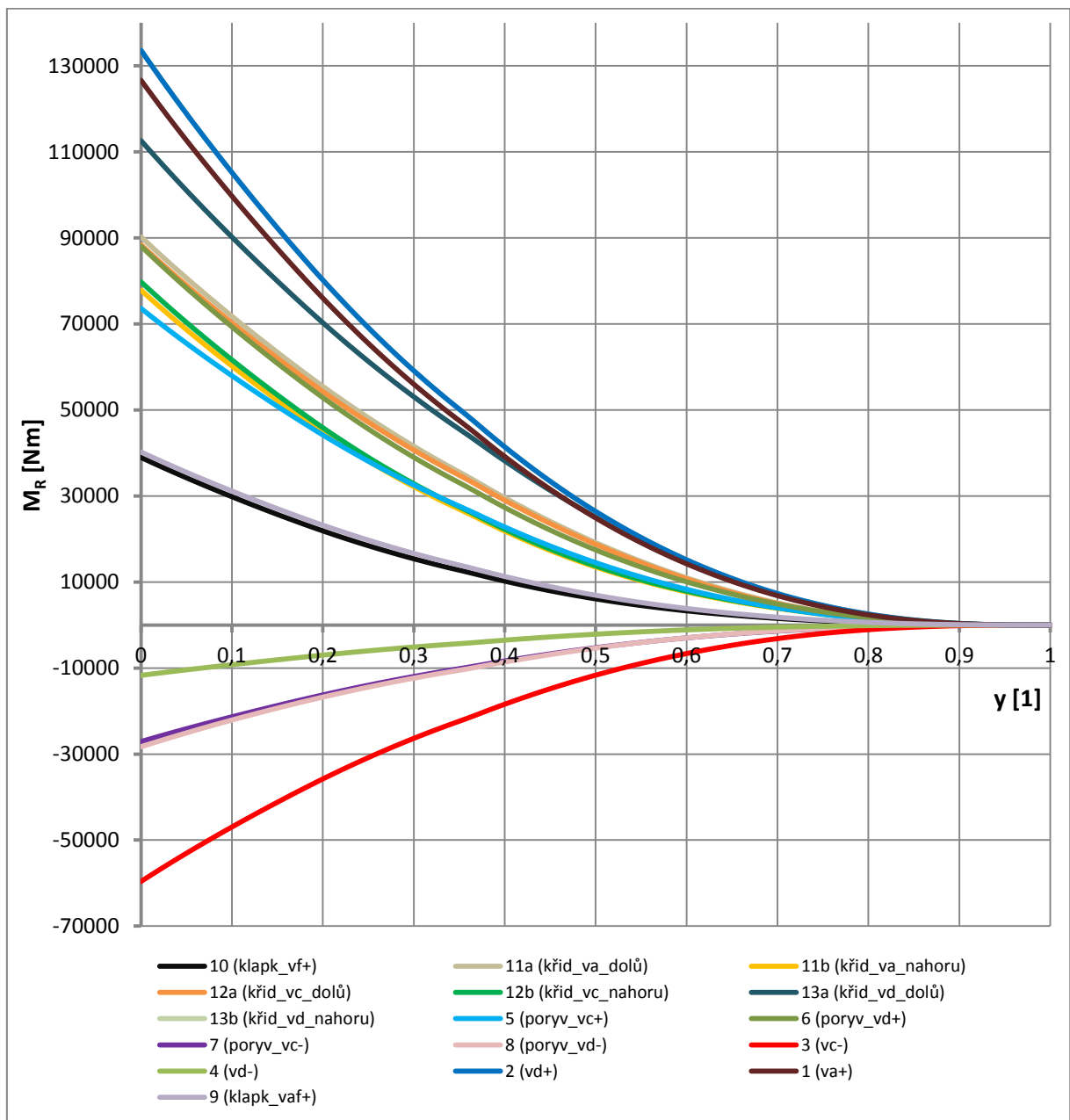
Z toho vyplývající výsledný ohybový moment:

$$M_R = \sqrt{M_z^2 + M_x^2} \quad (58)$$

Největší výsledný ohybový moment vychází pro letový případ č. 2, tj. maximální kladný násobek na rychlosti v_D .

Nejmenší výsledný ohybový moment vychází pro letový případ č. 3, tj. maximální záporný násobek na rychlosti v_C .

Průběh maximálního ohybového momentu je znázorněn na Obr. 39.



Obr. 39: Maximální ohybový moment

Podobně jako u posouvající síly, ohybový moment lze převést do souřadnicové soustavy křídla jako:

$$M_n = M_z \cdot \sin \alpha + M_x \cdot \cos \alpha \quad (59)$$

$$M_t = M_z \cdot \cos \alpha - M_x \cdot \sin \alpha \quad (60)$$

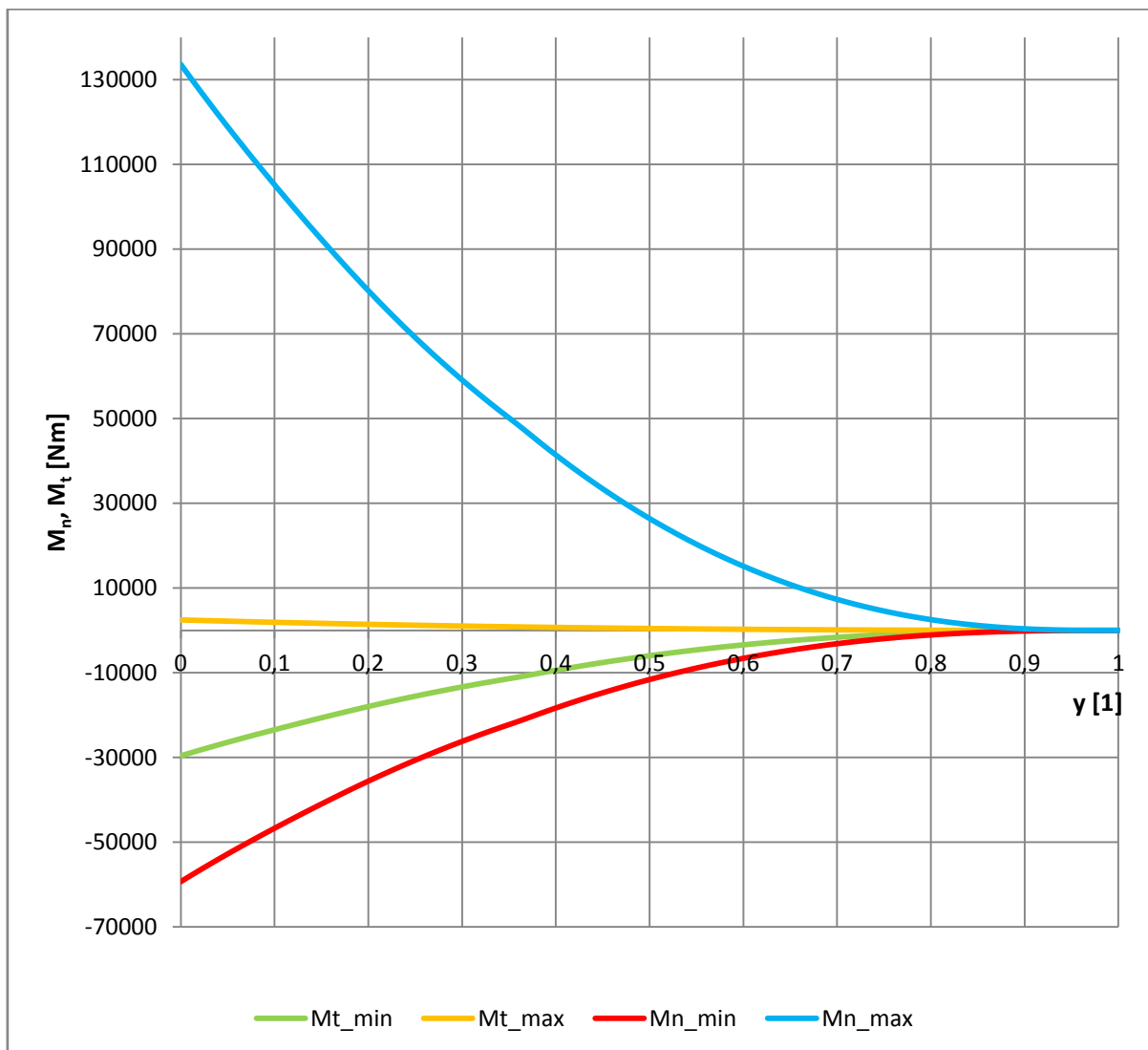
Největší výsledná normálová složka ohybového momentu vychází pro letový případ č. 2, tj. maximální kladný násobek na rychlosti v_D .

Nejmenší výsledná normálová složka ohybového momentu vychází pro letový případ č. 3, tj. maximální záporný násobek na rychlosti v_C .

Největší výsledná tečná složka ohybového momentu vychází pro letový případ č. 4, tj. násobek $n=-1$ na rychlosti v_D .

Nejmenší výsledná tečná složka ohybového momentu vychází pro letový případ č. 1, tj. maximální násobek na návrhové obrátové rychlosti v_A .

Průběh těchto maximálních složek ohybového momentu je znázorněn na Obr. 40.



Obr. 40: Maximální složky ohybového momentu

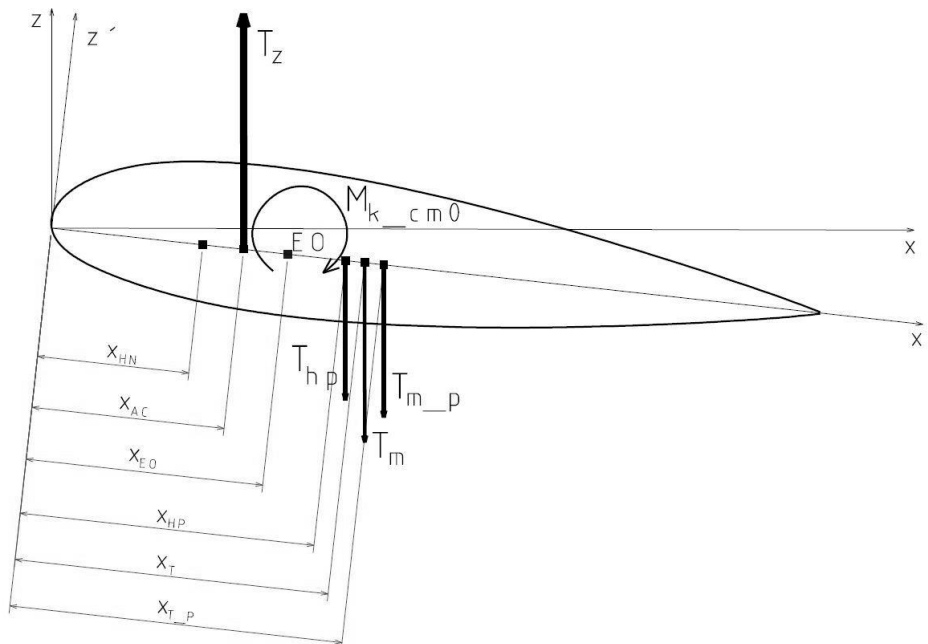
5.5.4 Celkový přehled složek maximálního zatížení křídla

y [m]	Složky maximálního zatížení						Složky minimálního zatížení					
	T _R [N]	T _N [N]	T _T [N]	M _R [Nm]	M _N [Nm]	M _T [Nm]	T _R [N]	T _N [N]	T _T [N]	M _R [Nm]	M _N [Nm]	M _T [Nm]
0	56410,4	56405,2	1100,7	133597,8	133581,8	2466,7	-25144,5	-25015,7	-12261,4	-59616,5	-59297,5	-29602,4
0,256	52494,9	52490,4	1034,0	119658,1	119643,3	2193,5	-23389,9	-23271,1	-11370,7	-53404,2	-53116,8	-26577,5
0,511	49222,7	49218,3	964,9	106724,3	106710,6	1938,5	-21953,6	-21841,6	-10683,7	-47640,4	-47382,3	-23776,9
0,764	46612,6	46608,0	894,0	94601,8	94589,2	1703,3	-20840,7	-20732,4	-10203,1	-42227,2	-41996,9	-21134,8
1,017	43840,5	43835,8	825,0	83143,3	83131,9	1486,0	-19639,0	-19535,4	-9665,0	-37098,2	-36894,8	-18616,2
1,266	40161,4	40157,2	762,8	72686,1	72675,7	1288,3	-17972,5	-17878,4	-8823,4	-32416,0	-32237,1	-16314,6
1,514	36552,1	36548,5	701,8	63174,7	63165,3	1106,7	-16332,5	-16247,7	-7996,5	-28162,5	-28005,9	-14229,1
1,757	33072,6	33069,6	643,2	54716,4	54707,7	943,3	-14747,8	-14672,0	-7198,2	-24386,8	-24249,5	-12383,2
1,997	33697,8	33692,3	567,5	47027,1	47019,2	796,6	-15207,4	-15120,4	-7710,0	-20953,6	-20834,3	-10698,0
2,232	30461,2	30456,2	513,1	39489,7	39483,0	669,6	-13728,3	-13649,8	-6965,9	-17554,2	-17454,3	-8973,9
2,463	27352,2	27347,6	461,0	32813,6	32807,9	557,1	-12305,7	-12235,3	-6250,5	-14547,8	-14465,1	-7447,7
2,688	24403,4	24399,3	411,6	26992,5	26987,9	459,0	-10955,1	-10892,5	-5571,6	-11931,7	-11863,9	-6118,0
2,907	21636,7	21633,0	365,3	21953,0	21949,2	374,0	-9687,4	-9632,1	-4934,2	-9672,2	-9617,3	-4968,1
3,119	19072,6	19069,4	322,5	17639,6	17636,6	301,1	-8512,8	-8464,2	-4343,4	-7743,8	-7699,9	-3985,1
3,325	16690,4	16687,5	282,7	13957,5	13955,1	238,8	-7422,2	-7380,0	-3794,6	-6103,2	-6068,6	-3147,2
3,523	14471,9	14469,4	245,6	10873,4	10871,5	186,5	-6408,4	-6371,9	-3283,8	-4734,4	-4707,7	-2446,7
3,714	12395,7	12393,6	210,9	8308,5	8307,0	142,9	-5462,1	-5431,1	-2806,2	-3601,2	-3580,9	-1865,3
3,896	10485,5	10483,6	179,0	6227,3	6226,2	107,4	-4594,7	-4568,6	-2367,5	-2686,6	-2671,5	-1394,7
4,069	8752,0	8750,5	149,9	4564,4	4563,6	79,0	-3811,6	-3790,0	-1970,3	-1960,0	-1949,0	-1019,8
4,234	7183,7	7182,4	123,5	3250,7	3250,2	56,5	-3107,7	-3090,2	-1611,9	-1389,7	-1381,9	-724,5
4,389	5792,0	5790,9	100,0	2246,1	2245,7	39,2	-2488,2	-2474,3	-1295,1	-956,5	-951,2	-499,4
4,534	4567,8	4567,0	79,3	1495,8	1495,6	26,2	-1948,8	-1937,9	-1017,7	-635,2	-631,7	-332,0
4,67	3495,9	3495,2	61,0	948,3	948,1	16,6	-1481,9	-1473,6	-776,1	-402,4	-400,1	-210,2
4,794	2594,0	2593,5	45,5	571,5	571,4	10,1	-1094,4	-1088,3	-574,1	-243,0	-241,7	-126,6
4,909	1831,8	1831,5	32,3	317,6	317,6	5,6	-771,6	-767,4	-404,7	-136,0	-135,3	-70,5
5,012	1215,2	1215,0	21,5	161,2	161,2	2,8	-514,4	-511,6	-268,6	-70,0	-69,6	-35,9
5,104	733,9	733,8	12,9	72,1	72,1	1,3	-316,0	-314,2	-163,1	-32,1	-31,9	-16,2
5,185	388,0	388,0	6,8	27,2	27,2	0,5	-172,5	-171,6	-87,3	-12,5	-12,4	-6,2
5,312	59,4	59,4	1,1	1,8	1,8	0,0	-28,7	-28,6	-13,7	-0,9	-0,9	-0,4
5,425	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0

Tab. 10: Maximální složky zatížení

5.5.5 Kroucí moment

Kroucí moment na křídle vzniká součtem příspěvku kroucího momentu od sil aerodynamických a sil hmotových. Výpočet je proveden na základě schématu v Obr. 41 nejprve k ose předního nosníku (vyjímaje hmotu podvozku) a následně je kroucí moment přepočten k elastické ose.



Obr. 41: Schéma sil krut

5.5.6 Kroucí moment k ose předního nosníku

$$M_{k_PN} = M_{k_cm0} + M_{k_a} + M_{k_m} + M_{k_mp} \quad (61)$$

kde jednotlivé složky lze vypočítat jako:

Od klopivého momentu:

$$M_{k_cm0} = \int_0^{l/2} q_k dy \quad (62)$$

kde q_k je spojitě krutové zatížení, stanovené na základě rozložení lokálních součinitelů klopivého momentu C_{m0} pro různé letové případy, uvedeného v kapitole 5.4. To lze vypočítat jako:

$$q_k = C_{m0} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot b(y)^2 \quad (63)$$

Dle Špundy [16] je při vyšších rychlostech, odpovídajících $M > 0,4$, i u výpočtu krutového zatížení nutno uvažovat vliv stlačitelnosti vzduchu. Součinitel klopivého momentu lze pro vysoké rychlosti vyjádřit jako:

$$C_{m0M} = C_{m0} \frac{\left(1 + \frac{M^2}{5}\right)^2}{\sqrt{1 - M^2}} \quad (64)$$

Od aerodynamických sil:

$$M_{k_a} = \int_0^{l/2} q_{z_a} \cdot (x_{AC} - x_{HN}) \cdot \cos \alpha dy \quad (65)$$

Od vlastní hmoty křídla:

$$M_{k_m} = \int_0^{l/2} q_m (x_T - x_{HN}) \cdot \cos \alpha dy \quad (66)$$

Od hmoty paliva:

$$M_{k_mp} = \int_0^{l/2} q_{mp} (x_P - x_{HN}) \cdot \cos \alpha dy \quad (67)$$

Poloha těžiště křídla x_T , paliva x_P a poloha těžiště podvozku x_{HP} je uvedena v hmotovém rozboru kapitoly 8.

5.5.6.1 Přepočet krouticího momentu k elastické ose křídla

Celkový krouticí moment k elastické ose křídla uvažující i hmotu podvozku lze vypočítat jako:

$$M_k = M_{k_PN} + (T_z + T_m) \cdot (x_{EO} - x_{HN}) \cdot \cos \alpha + m_{hp} \cdot n \cdot (x_{HP} - x_{EO}) \cdot \cos \alpha dy \quad (68)$$

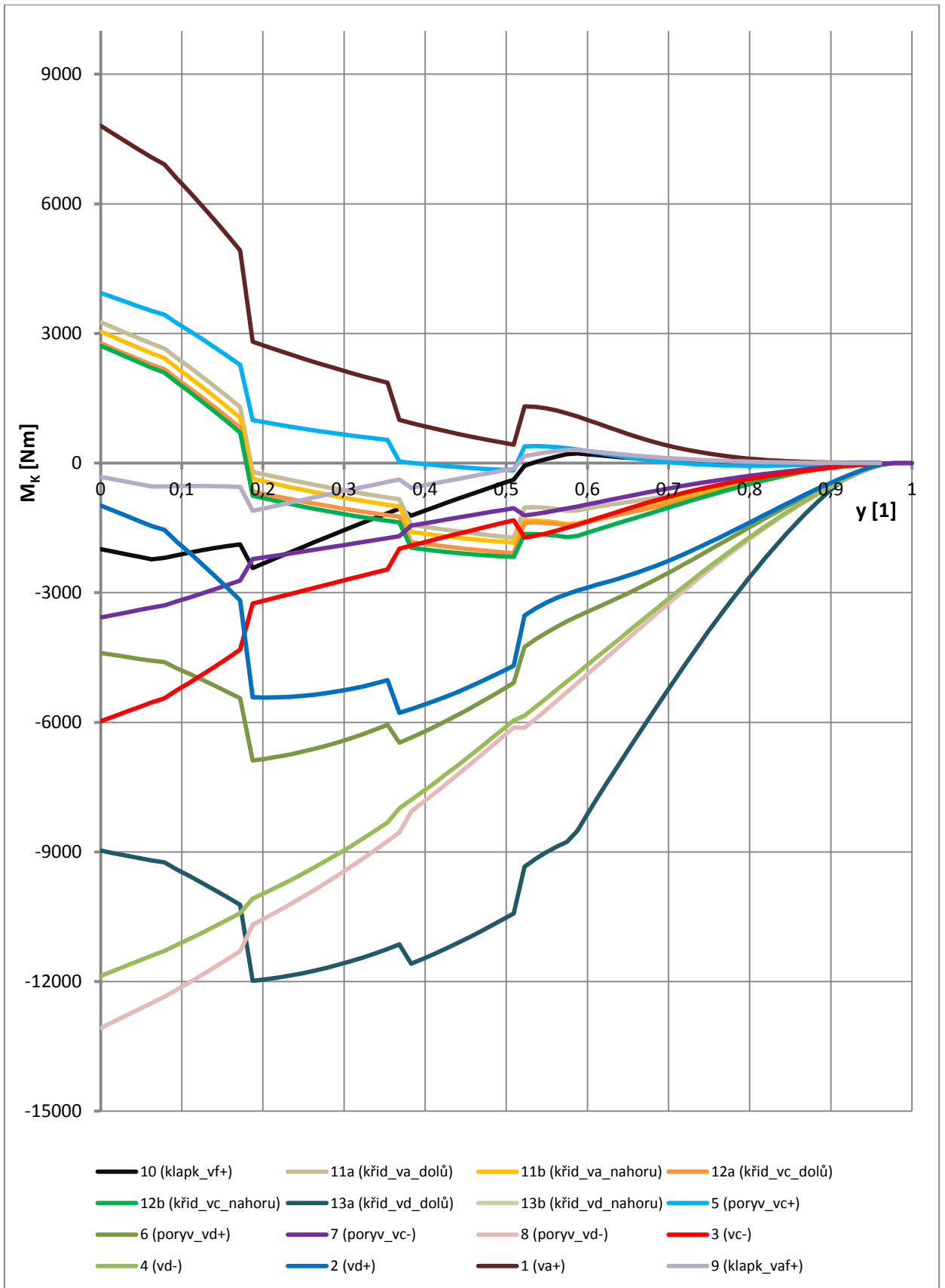
Poloha elastické osy je určena v kapitole 6.2.3.

Přehled průběhu krouticího momentu pro jednotlivé letové případy při maximální vzletové hmotnosti je uveden na Obr. 42.

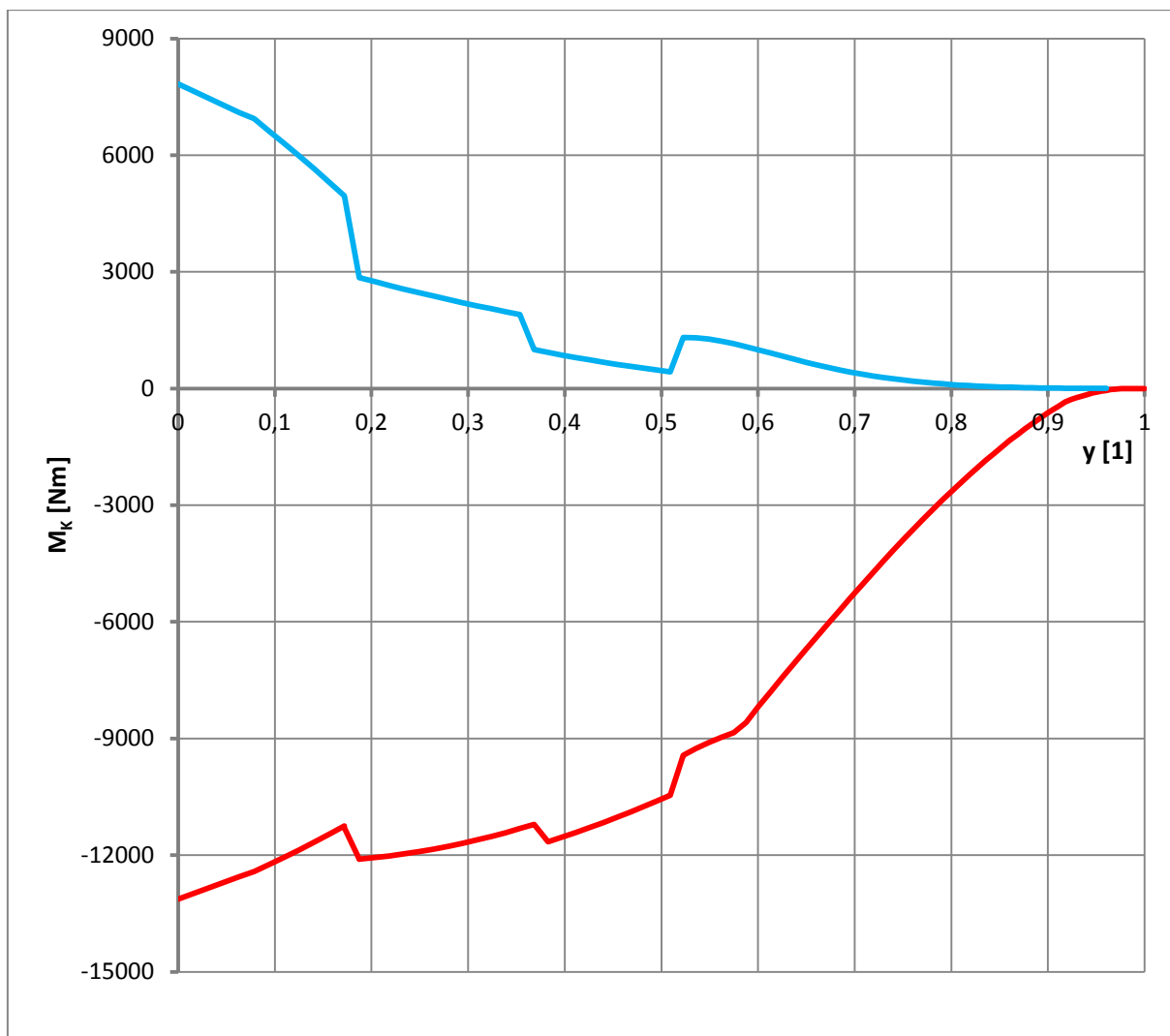
Krouticí moment k elastické ose křídla je maximální pro letový případ č.1 při letové konfiguraci č.2, tj. maximální kladný násobek při rychlosti v_A .

Krouticí moment k elastické ose křídla je minimální od osy symetrie letounu do polohy 0,93m po rozpětí pro letový případ č. 8 při letové konfiguraci č.1, tj. záporný poryv na v_D . Od polohy 0,93m a zbývající části rozpětí křídla je krouticí moment minimální pro letový případ č. 13a při letové konfiguraci č.3, tj. kladná výchylka křídélka na rychlosti v_D .

Obálka maximálního krouticího momentu je uvedena na Obr. 43, jednotlivé maximální hodnoty pak v Tab. 11.



Obr. 42: Průběh M_K k elastické ose pro jednotlivé letové případy a let. konfiguraci č.2



Obr. 43: Obálka maximálního krouticího momentu k elastické ose

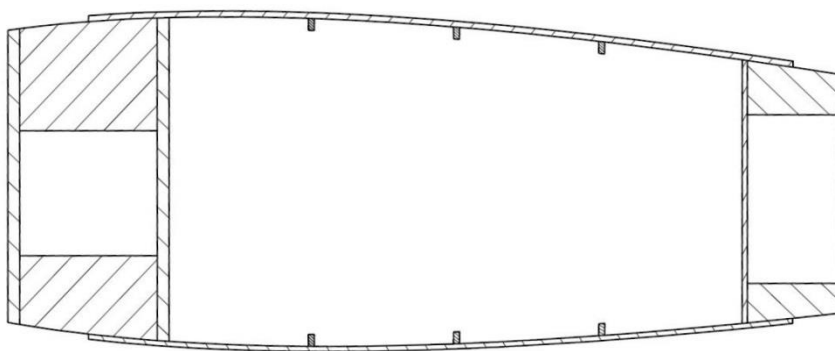
y [mm]	0	0,256	0,511	0,764	1,017	1,266	1,514	1,757	1,997	2,232
M_{k_max} [Nm]	7806	7256	6582	5616	2809	2517	2249	2007	999	797
M_{k_min} [Nm]	-13133	-12703	-12235	-11663	-12101	-11968	-11771	-11519	-11207	-11415
y [mm]	2,463	2,688	2,907	3,119	3,325	3,523	3,714	3,896	4,069	4,234
M_{k_max} [Nm]	621	473	1304	1153	915	677	477	327	217	141
M_{k_min} [Nm]	-11025	-10605	-9255	-8851	-7796	-6712	-5699	-4751	-3893	-3120
y [mm]	4,389	4,534	4,67	4,794	4,909	5,012	5,104	5,185	5,255	5,275
M_{k_max} [Nm]	89	55	34	20	12	9	8	7	4	2
M_{k_min} [Nm]	-2438	-1844	-1328	-903	-547	-280	-154	-66	-20	-10

Tab. 11: Hodnoty maximálního krouticího momentu k elastické ose

6. Dimenzování a pevnostní kontrola křídla

6.1 Namáhání ohybovým momentem

Vzhledem k silnému potahu vyztuženému mohutnými podélníky a tlustým stojinám obou nosníků lze předpokládat zachycení ohybového momentu nejen pásnicemi nosníků, ale i zbývající částí nosného průřezu, který je znázorněn na Obr. 44. Ačkoliv potah zcela pokrývá pásnice, jako nosná část je uvažován pouze úsek mezi jejich pomyslnými rovinami symetrie, a to z důvodu zapouštění předních a zadních žebër do potahu. Vzhledem k tomu, že podélníky jsou konstruovány jako dělené, jsou uvažovány vždy pouze na tlačené straně průřezu. V místě výřezu pro podvozek na spodní straně křídla není potah ani podélníky v průřezu uvažován, i když se tento úsek pravděpodobně v určité minimální míře do zachycení momentu zapojuje.



Obr. 44: Nosný průřez křídla

6.1.1 Využití potahu při ohybu

Dle Špundy [14], na tažené straně křídla se při zachycení ohybového momentu podílí potah téměř jako plnohodnotná část průřezu, protože v průběhu ohýbání křídla je žebry nucen prodlužovat se současně s podélnými výztuhami, respektive v případě Avie B-135 i přímo s nosníky, na kterých se uvažuje vetknutí potahu. Tím v něm vznikají podélná tahová ohybová napětí, která však nedosahují plných hodnot, které by odpovídaly přímkovému rozložení ohybového napětí. Účinnost potahu bývá na tažené straně 70-90%, pro první přiblížení pevnostního výpočtu, které je obsahem této práce, byla stanovena účinnost 85%. Snížení napětí v potahu je do výpočtu momentu setrvačnosti zavedeno uvažováním tzv. efektivní tloušťky potahu t_{pe} , zmenšené v poměru účinnosti na:

$$t_{pe} = 0,85 \cdot t_p \quad (69)$$

Na tlačené straně průřezu dochází dle Špundy [14] při překročení kritického tlakového napětí potahu k vyboulení a další zvyšování ohybového zatížení již vzrůstá podélné tlakové napětí jen v okolí tuhého spojení s podélnými výztuhami. Ohybová pevnost konstrukce s vyztuženým potahem je tak určena hodnotou kritického tlakového napětí podélných výztuh σ_{kv} , ve středních vybočených částech polí potahu mezi podélnými výztuhami zůstává tlakové ohybové podélné napětí přibližně na hodnotě σ_{pk} . Při výpočtu momentu setrvačnosti tlačené strany potahu je tak nutno uvažovat pouze účinnou šířku potahu b_e , představující potah s plnou hodnotou ohybového napětí, umožňující ekvivalentní náhradu za celou šířku potahu s napětím sníženým v místě zvlnění. Účinnou šířku potahu s vetknutými okraji lze získat jako [14]:

$$b_e = 2,52 \cdot t_p \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_{kv}}} \quad (70)$$

kde za kritické napětí výztuhy σ_v je z důvodu různého modulu pružnosti potahu a výztuhy dosazeno kritické napětí korigované [14]:

$$\sigma_{vkor} = \sigma_v \frac{E_p}{E_v} \quad (71)$$

Ukázkový výpočet pro řez v místě žebra č.9, vlastnosti použitých materiálů jsou zmíněny v další kapitole:

$$\sigma_{vkor} = 443,4 \cdot \frac{30000}{100000} = 133 \text{ kg/cm}^2 = 13,0 \text{ MPa} \quad (72)$$

$$b_e = 2,52 \cdot 0,4 \cdot \sqrt{\frac{30000}{133}} = 15,14 \text{ cm} = 151,4 \text{ mm} \quad (\text{pro srovnání: } b=197 \text{ mm}) \quad (73)$$

Hodnoty účinných šířek potahu v ostatních řezech po rozpětí křídla jsou uvedeny v příloze mezi charakteristikami průřezů.

6.1.2 Redukce průřezu a poloha neutrální osy

V programu Catia byly v řezech 3D modelu křídla opraveny rozměry potahu s přihlédnutím na jeho efektivní tloušťku a účinnou šířku a následně odečtena jejich plocha a vzdálenosti těžišť průřezů jednotlivých částí (nosníky, potah, podélníky, stojiny) od neutrální osy nosníků. S pomocí softwaru tak bylo jednoduše získáno přibližné natočení neutrální osy, její polohu však bylo nutné poopravit o další části průřezu a u nich uvažovat různorodost použitých materiálů. To lze dle Špundy [14] zohlednit pomocí redukce průřezu částí z nestejného materiálu na jeden zvolený základní modul pružnosti E_o jako:

$$A_R = A \cdot \frac{E}{E_o} \quad (74)$$

kde:

A_R je získaný redukováný průřez

A je plocha původního průřezu

E je modul pružnosti části průřezu, který chceme redukovat

Výčet použitých materiálů částí průřezu, jejich moduly pružnosti a pevnosti v tahu i tlaku jsou uvedeny v Tab. 12, jednotlivé hodnoty jsou získány z [22].

Prvek	Materiál	Směr vláken	E [kg/cm ²]	G [kg/cm ²]	σ_k tlak [kg/cm ²]	σ_d tah [kg/cm ²]
Pásnice nosníků	Borové dřevo	Podélně	100 000	NEUVAŽOVÁNO	480	800
Podélníky						
Stojiny nosníků	Březová překližka	Napříč	70 000	10 000	420	540
Potah	Březová překližka	Diagonálně	30 000	35 000	400	400-270 (dle t)

Tab. 12: Výčet materiálů použitých v nosné konstrukci křídla

Jako základní modul pružnosti bylo zvoleno $E=100\,000 \text{ kg/cm}^2$.

Odchylka polohy skutečné neutrální osy od neutrální osy nosníků byla vypočtena pomocí vzorce pro výpočet těžiště s užitím redukovaného průřezu:

$$\Delta z_{NO} = \frac{\sum A_i \cdot z_i}{A} = \frac{A_{P.N.} \cdot z_{P.N.} + A_{Z.N.} \cdot z_{Z.N.} + A_{Podélníků} \cdot z_{Podélníků} + A_{R_Potahu} \cdot z_{Potahu} + A_{R_Stojin_P.N.} \cdot z_{Stojin_P.N.} + A_{R_Stojin_Z.N.} \cdot z_{Stojin_Z.N.}}{A_{P.N.} + A_{Z.N.} + A_{R_Potahu} + A_{R_Stojin_P.N.} + A_{R_Stojin_Z.N.}} \quad (75)$$

kde z_i značí vzdálenost těžiště jednotlivých ploch od odměřené společné neutrální osy nosníků. V případě těžiště nad neutrální osou je uvažováno kladné znaménko z_i , u těžiště pod neutrální osou pak znaménko záporné.

Ukázka výpočtu odchylky polohy neutrální osy pro řez v místě závěsu křídla:

$$\Delta z_{NO} = \frac{35453 \cdot (-0,60) + 10438 \cdot 2,03 + 384 \cdot 162,72 + 10817 \cdot \frac{30000}{100000} \cdot 1,69 + 10145 \cdot \frac{70000}{100000} \cdot (-12,75) + 3532 \cdot \frac{70000}{100000} \cdot (-13,22) + 3532 \cdot \frac{70000}{100000}}{35453 + 10438 + 10817 \cdot \frac{30000}{100000} + 10145 \cdot \frac{70000}{100000}} = -1,03mm \quad (76)$$

6.1.3 Celkový moment setrvačnosti průřezu

Celkový moment setrvačnosti složeného průřezu lze podle Steinerovy věty spočítat jako:

$$J_x = \sum (J_{xi} + A_i \cdot z_{ii}^2) \quad (77)$$

kde:

J_{xi} jsou momenty setrvačnosti jednotlivých částí průřezu k vlastní těžišťové ose

A_i jsou plochy jednotlivých částí průřezu

z_{ii} jsou vzdálenosti těžišť jednotlivých částí průřezu od neutrální osy celkového průřezu

U výpočtu celkového momentu setrvačnosti byly uvažovány různé moduly pružnosti jednotlivých částí. Za plochy průřezu byly dosazeny průřezy redukované, jednotlivé momenty setrvačnosti částí k vlastním těžišťovým osám, které byly opět odečteny z řezů 3D modelu křídla v programu Catia, byly opět redukovány stejným způsobem jako plochy:

$$J_{xR} = J_x \cdot \frac{E}{E_o} \quad (78)$$

Ukázka výpočtu celkového momentu setrvačnosti pro řez v místě závěsu křídla:

$$\begin{aligned}
 J_x &= J_{x_P.N.} + A_{P.N.} \cdot (z_{P.N.} - \Delta z_{NO})^2 + J_{x_Z.N.} + A_{Z.N.} \cdot (z_{Z.N.} - \Delta z_{NO})^2 + J_{x_Podélníkú} \\
 &+ A_{Podélníkú} \cdot (z_{Podélníkú} - \Delta z_{NO})^2 + J_{xR_Potahu} + A_{R_Potahu} \cdot (z_{Potahu} - \Delta z_{NO})^2 + J_{xR_Stojin_P.N.} \\
 &+ A_{R_Stojin_P.N.} \cdot (z_{Stojin_P.N.} - \Delta z_{NO})^2 + J_{xR_Stojin_Z.N.} + A_{R_Stojin_Z.N.} \cdot (z_{Stojin_Z.N.} - \Delta z_{NO})^2 \\
 &= 605366462 + 35453 \cdot (-0,598 + 1,03)^2 + 157246974 + 10438 \cdot (2,03 + 1,03)^2 + 9217,9 \\
 &+ 384 \cdot (162,72 + 1,03)^2 + 362285680 \cdot \frac{30000}{100000} + 10817,2 \cdot \frac{30000}{100000} \cdot (1,69 + 1,03)^2 \\
 &+ 111848521 \cdot \frac{70000}{100000} + 10145 \cdot \frac{70000}{100000} \cdot (-12,75 + 1,03)^2 + 25700662 \cdot \frac{70000}{100000} \\
 &+ 3532 \cdot \frac{70000}{100000} \cdot (-13,22 + 1,03)^2 = 979360369 \text{ mm}^4 \quad (79)
 \end{aligned}$$

Přehled charakteristik všech průřezů pro kladný i záporný násobek je uveden v příloze diplomové práce. Kompletní hodnoty včetně vzdáleností jednotlivých těžišť od neutrální osy jsou uvedeny v souboru příloženém na DVD, vytvořeném v programu Excel.

6.1.4 Maximální napětí v průřezu a pevnostní kontrola

Dle Špundy [14], maximální napětí v průřezu lze určit z ohybové pevnostní podmínky:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_o \cdot z_m}{J_c} \leq \sigma_{krit} \quad (80)$$

kde:

M_o je ohybový moment zatížení křídla v uvažovaném řezu

z_m je maximální vzdálenost krajního vlákna nosného průřezu od neutrální osy

J_c je celkový moment setrvačnosti příčného průřezu, účinného při ohybu

Jako nejvíce tlakem namáhaná část průřezu se díky nejvzdálenějším vláknům jeví podélníky. Kritické tlakové napětí pro borové dřevo bylo odečteno z diagramu [7] v závislosti na štíhlosti. Diagram vzpěrné pevnosti dřeva je uveden v příloze.

Jak uvádí Špunda [14], při určování poloměru setrvačnosti i se při výpočtu momentu setrvačnosti průřezu výztuhy uvažuje jako součást účinného průřezu i určitá část (~2/3) účinné šířky potahu. Vzhledem k tlustému potahu Avie B-135 je pro adekvátnost výpočtu počítáno s 1/3 účinné šířky potahu. Schéma průřezu pro výpočet štíhlosti je naznačeno na Obr. 45.

Ukázkový výpočet štíhlosti pro řez v místě závěsu křídla pro podélník o rozměrech 8 x 16mm, tloušťce potahu 7mm a účinné šířce potahu 164mm, při výpočtu je zanedbáno zakřivení potahu a uvažuje se rozdílný modul pružnosti podélníku a potahu:

$$A_{R_be\ Potahu} = \frac{1}{3} \cdot b_e \cdot t_p \cdot \frac{E_{Potahu}}{E_{Podélníkú}} = \frac{1}{3} \cdot 164 \cdot 7 \cdot \frac{30000}{100000} = 114,8 \text{ mm}^2 \quad (81)$$

$$J_{xR_Potahu} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 \cdot \frac{E_{Potahu}}{E_{Podélníkú}} = \frac{1}{12} \cdot \frac{1}{3} b_e \cdot t_p^3 \cdot \frac{E_{Potahu}}{E_{Podélníkú}} = \frac{1}{36} \cdot 164 \cdot 7^3 \cdot \frac{30000}{100000} = 468,8 \text{ mm}^4 \quad (82)$$

$$A_{Podélníkú} = b \cdot h = 8 \cdot 16 = 128 \text{ mm}^2 \quad (83)$$

$$J_{x_Podélníku} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 8 \cdot 16^3 = 2730,7 \text{ mm}^4 \quad (84)$$

$$z_c = \left(\frac{t_p}{2} + \frac{h}{2} \right) = \left(\frac{7}{2} + \frac{16}{2} \right) = 11,5 \text{ mm} \quad (85)$$

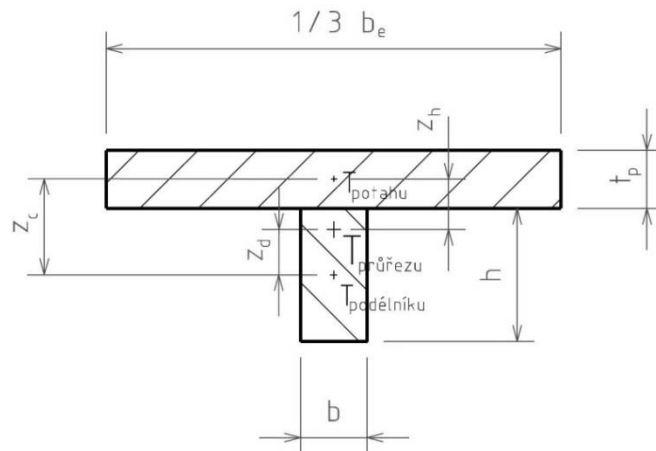
$$z_d = z_c \cdot \frac{A_{R_Potahu}}{A_{Podélníku} + A_{R_Potahu}} = 11,5 \cdot \frac{114,8}{128 + 114,8} = 5,44 \text{ mm} \quad (86)$$

$$z_h = z_c \cdot \frac{A_{Podélníku}}{A_{Podélníku} + A_{R_Potahu}} = 11,5 \cdot \frac{128}{128 + 114,8} = 6,06 \text{ mm} \quad (87)$$

$$i = \sqrt{\frac{J_x}{A}} = \sqrt{\frac{\sum J_{xi} + A_i \cdot z_i^2}{\sum A_i}} = \sqrt{\frac{J_{x_Podélníku} + A_{Podélníku} \cdot z_d^2 + J_{xR_Potahu} + A_{R_Potahu} \cdot z_h^2}{A_{Podélníku} + A_{R_Potahu}}} \\ = \sqrt{\frac{2730,7 + 128 \cdot 5,44^2 + 468,8 + 114,8 \cdot 6,06^2}{128 + 114,8}} = 6,79 \text{ mm} \quad (88)$$

Z toho vycházející štíhlost podélníku pro řez v místě závěsu křídla:

$$\lambda = \frac{l}{i} = \frac{131}{6,79} = 19,3 \quad (89)$$



Obr. 45: Schéma průřezu pro výpočet štíhlosti podélníku

Kritické napětí σ_{krit} je pro štíhlost 19,3 odečteno 471 kg/cm^2 ($46,2 \text{ MPa}$). Nejvyšší početní napětí v krajním tlačném vláknu podélníku v místě závěsu křídla pro ohybový moment 115217 Nm , odpovídající celkovému ohybovému momentu pro kritický letový případ č.2 je tedy:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_o \cdot f \cdot z_m}{J_c} = \frac{115216740 \cdot 2 \cdot 180,9}{979360369} = 42,6 \text{ MPa} = 434,4 \text{ kg / cm}^2 \quad (90)$$

kde f značí součinitel bezpečnosti

Jistotu tlačené části křídla v místě závěsu lze vypočítat jako:

$$Ji = \frac{\sigma_k}{\sigma_{\max}} = \frac{470,6}{434,4} = 1,08 \quad (91)$$

Jistoty a ostatní početní hodnoty tlačných podélníků v ostatních řezech křídla po rozpětí jsou uvedeny v Tab. 13. Jednotka kg/cm² je zde použita pro snadnější odečet z diagramu vzpěrné pevnosti.

Je třeba poznamenat, že diagram vzpěrné pevnosti dřeva je velmi starého data a lze jen velmi těžko dohledat, jaká byla kritéria výběru materiálu pro pevnostní zkoušku. To se týká i ostatních pevnostních hodnot a v případě uskutečnění stavby repliky letounu B-135 by tedy bylo více než vhodné provést pevnostní zkoušky dřeva dnes dostupného a případně tomu přizpůsobit dimenze prvků křídla či volbu materiálu vlastního. Zkoušky vzpěrné pevnosti by bylo optimální provést pro podélníky včetně potahu a ověřit tím vliv potahu na zvýšení kritického napětí.

Místo řezu	y [mm]	Rozměr podélníku [mm]	λ [1]	σ _k [kg/cm ²]	M _o [Nm]	J _c [mm ⁴]	z _m [mm]	σ _{max} [kg/cm ²]	J _i [1]
závěs	340	8x16	19,3	470,6	115216,7	979360369	180,9	433,9	1,08
1	405	8x16	18,3	471,6	111882,7	978847101	180,9	421,7	1,12
2	690	8x16	17,2	472,4	97961,4	845815333	175,7	415,1	1,14
3	967,5	8x16	17,3	472,4	85415,4	717644809	169,1	410,6	1,15
4	1267	8x22	28,7	452,8	72902,1	562122667	155,7	411,8	1,10
5	1544,5	8x22	27,2	456,9	62211,3	448505331	146,1	413,2	1,11
6	1822	8x22	28,9	452,2	52367,7	347678148	135,7	416,8	1,08
7	2099,5	8x16	17,9	471,9	43368,0	262278102	129,0	434,9	1,09
8	2377	8x16	17,9	471,9	35220,4	194999652	118,0	434,6	1,09
9	2654,5	8x16	19,3	470,6	27938,8	139757600	108,7	443,2	1,06
10	2932	8x24	29,9	449,1	21537,4	112967574	106,7	414,7	1,08
11	3209,5	8x22	32,7	439,1	16025,5	82885093	96,8	381,5	1,15
12	3487	8x16	42,9	384,8	11403,0	58083164	88,3	353,7	1,09
13	3764,5	8x16	44,6	372,7	7655,6	39156516	77,5	309,2	1,21
14	4042	8x16	46,0	362,6	4750,9	24277955	68,1	271,7	1,33
15	4319,5	8x16	45,5	366,1	2634,1	14340287	57,7	216,1	1,69
16	4590	8x16	41,6	393,5	1252,6	7905989	47,8	154,4	2,55
17	4826,5	8x16	37,6	416,4	517,3	4036317	39,6	103,4	4,03
18	5034,5	8x16	35,9	425,4	164,8	1770827	30,6	58,0	7,34
19	5239	8x16	0,0	480	16,7	449254	18,8	14,2	33,75

Tab. 13: Pevnostní kontrola tlačných podélníků

Jako nejvíce kritické místo pro namáhání podélníků tlakem se jeví podélník mezi žebry č.9 a 10, kde jistota nabývá hodnoty 1,06. U podélníků mezi žebry 4-5, 5-6, 10-11 a 11-12 byly po ověření výpočtem upraveny rozměry průřezu pro zajištění vyšší vzpěrné pevnosti.

Jako nejvíce tahem namáhaná část průřezu se jeví přední nosník, díky téměř dvojnásobné pevnosti borového dřeva v tahu oproti tlaku však výpočet nabývá vysokých jistot. Nejvyšší početní napětí v krajním taženém vláknu předního nosníku v místě závěsu křídla pro letový případ č.2 je tedy:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_o \cdot f \cdot z_m}{J_c} = \frac{115216740 \cdot 2 \cdot 200,9}{979360369} = 47,3 \text{ MPa} = 482,3 \text{ kg / cm}^2 \quad (92)$$

Jistota tažené části křídla v místě závěsu:

$$J_i = \frac{\sigma_{krit}}{\sigma_{max}} = \frac{800}{482,3} = 1,66 \quad (93)$$

Jako nejvíce kritické místo se jeví řez v místě žebra č.9, kde jistota nabývá hodnoty 1,36. Jistoty a ostatní početní hodnoty předního nosníku namáhaného tahem jsou uvedeny formou tabulky v příloze diplomové práce. Zde jsou uvedeny i výsledné hodnoty pro tlačenu pásnici obou nosníků, taženou část potahu a následně i hodnoty výpočtu pro letový případ č.3, který byl proveden stejným způsobem. V místě podvozkové šachty jsou výsledné hodnoty u obou nosníků upraveny o přídavná osová napětí řešená v kapitole 6.2.11.

6.2 Namáhání posouvající silou a krouticím momentem

6.2.1 Ohybově elastická osa

Pro určení elastické osy křídla je na základě použitého postupu výpočtu nutno nejprve určit polohu ohybově elastické osy, získané poměrem ohybových tuhostí nosníků. Ta lze vypočítat jako:

$$x_{OEO} = \frac{J_{x_{P.N.}} \cdot x_{P.N.} + J_{x_{Z.N.}} \cdot x_{Z.N.}}{J_{x_{P.N.}} + J_{x_{Z.N.}}} \quad (94)$$

kde x_i značí vzdálenosti od náběžné hrany po hloubce křídla, tyto vzdálenosti byly pro oba nosníky odměřeny v programu Catia.

Pro řez v místě závěsu křídla je pak poloha ohybově elastické osy (dále jen OEO):

$$x_{OEO} = \frac{605393965,9 \cdot 419,9 + 157278838 \cdot 1245,4}{605393965,9 + 157278838} = 590,2 \quad (95)$$

Poloha ohybově elastické osy v jednotlivých řezech je uvedena v Tab. 14.

Místo řezu	Závěs	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x_{OEO} [mm]	590	590	574	556	540	518	495	475	450	424
Místo řezu	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
x_{OEO} [mm]	398	388	373	354	330	298	264	229	191	148

Tab. 14: Poloha ohybově elastické osy

6.2.2 Rozdělení posouvající síly mezi nosníky

Namáhání nosníků posouvající silou se přerozdělí opět poměrem jejich ohybových tuhostí. S využitím znalosti ohybově elastické osy lze tak jednotkovou posouvající sílu působící na přední a zadní nosník v místě závěsu křídla vypočítat jako:

$$T_{jP} = \frac{x_{OEO} - x_{Z.N.}}{x_{P.N.} - x_{Z.N.}} = \frac{590,2 - 1245,4}{419,9 - 1245,4} = 0,79 \quad (96)$$

$$T_{jZ} = 1 - T_{jP} = 0,21 \quad (97)$$

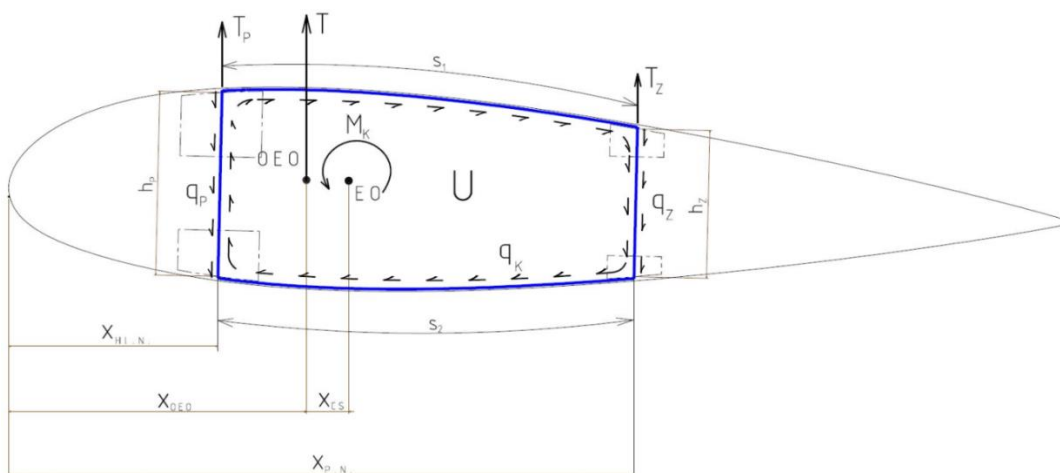
Jednotkové posouvající síly na předním a zadním nosníku v jednotlivých řezech křídla jsou uvedeny v Tab. 15.

Místo řezu	Závěs	1	2	3	4	5	6	7	8	9
T_{jP} [1]	0,79	0,79	0,79	0,79	0,79	0,80	0,80	0,81	0,81	0,82
T_{jZ} [1]	0,21	0,21	0,21	0,21	0,21	0,20	0,20	0,19	0,19	0,18
Místo řezu	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
T_{jP} [1]	0,82	0,79	0,76	0,73	0,70	0,68	0,65	0,64	0,65	0,70
T_{jZ} [1]	0,18	0,21	0,24	0,27	0,30	0,32	0,35	0,36	0,35	0,30

Tab. 15: Jednotkové posouvající síly

6.2.3 Elastická osa

Jak je zřejmé z již dříve zmíněného nosného průřezu, daný případ se řeší jako nesouměrná jednodutinová konstrukce se dvěma nosníky. Ačkoliv jsou nosníky ve skutečnosti skříňové, výpočet je zjednodušen uvažováním pouze jedné stojiny o dvojnásobné tloušťce na každém nosníku. Poloha elastické osy je určována jako vzdálenost x_{cs} od OEO, základní schéma doplňující výpočet je uvedeno na Obr. 46. Je nutno podotknout, že kladný směr krouticího momentu je pro všechny následující výpočty zvolen opačný oproti kapitole uvádějíci zatížení.



Obr. 46: Smykové toky v křídle

Uvažujeme-li působíště posouvající síly v OEO, vyvolává tato síla ke středu smyku moment M_k :

$$M_k = T \cdot x_{cs} \quad (98)$$

Dle Bredtova vztahu, tento moment lze získat také jako:

$$M_k = 2 \cdot U \cdot q_k \quad (99)$$

kde U značí plochu uvažované dutiny a q_k pak reakční smykový tok po obvodu střednice stěny.

Smykový tok lze tedy s využitím výše uvedených rovnic vyjádřit jako:

$$q_k = \frac{T \cdot x_{cs}}{2 \cdot U} \quad (100)$$

Druhá rovnice řešení vychází z deformační podmínky [15], kde zkrut ν dutiny při působení síly ve středisku smyku musí být roven nule:

$$\nu = \frac{1}{2 \cdot U} \oint \frac{q_v \cdot ds}{G \cdot t} = 0 \quad (101)$$

V křivkovém integrálu vystupuje výsledný smykový tok q_v a integrační cesta vede ve zvoleném smyslu smykového toku q_k kolem příslušné dutiny. Protože všechny dílčí smykové toky, tloušťky t_i a moduly pružnosti ve smyku G_i jsou konstantní veličiny, lze daný integrál vypočítat jako:

$$v = \frac{1}{2 \cdot U} \left(\frac{q_k \cdot s_1}{G_1 \cdot t_1} + \frac{q_{zc} \cdot h_z}{G_z \cdot t_z} + \frac{q_k \cdot s_2}{G_2 \cdot t_2} + \frac{q_{pc} \cdot h_p}{G_p \cdot t_p} \right) = 0 \quad (102)$$

kde q_{pc} a q_{zc} značí celkové smykové toky ve stojně předního a zadního nosníku:

$$q_{pc} = q_k - q_p \quad (103)$$

$$q_{zc} = q_k + q_z \quad (104)$$

Smykové toky q_p a q_z od posouvajících sil ve stojnách lze vyjádřit jako:

$$q_p = \frac{T_p}{h_p} \quad (105)$$

$$q_z = \frac{T_z}{h_z} \quad (106)$$

Dosazením vyjádřených smykových toků do deformační podmínky je získána výsledná vzdálenost centra smyku x_{cs} od OEO:

$$x_{cs} = \frac{2 \cdot U \cdot \left(-\frac{T_z}{G_z \cdot t_z} + \frac{T_p}{G_p \cdot t_p} \right)}{\frac{T \cdot s_1}{G_1 \cdot t_1} + \frac{T \cdot h_z}{G_z \cdot t_z} + \frac{T \cdot s_2}{G_2 \cdot t_2} + \frac{T \cdot h_p}{G_p \cdot t_p}} \quad (107)$$

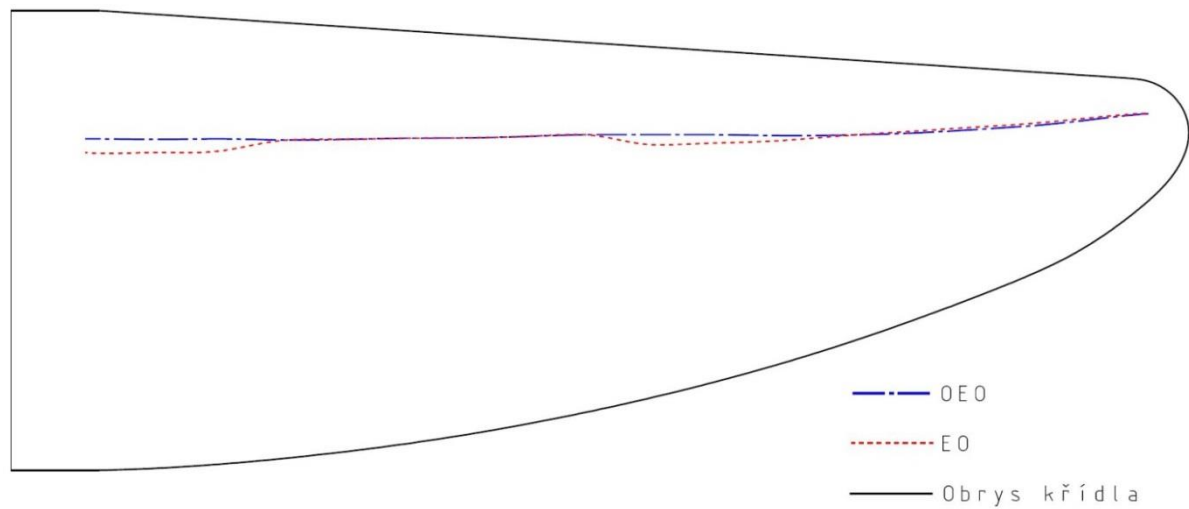
Pro řez v místě závěsu křídla při užití jednotkových posouvajících sil z Tab. 15 a velikosti dutiny U změřené v programu Catia:

$$x_{cs} = \frac{2 \cdot 304392,9 \cdot \left(-\frac{0,21}{10000 \cdot 12} + \frac{0,79}{10000 \cdot 28} \right)}{\frac{1 \cdot 832,8}{35000 \cdot 7} + \frac{1 \cdot 309}{10000 \cdot 12} + \frac{1 \cdot 831,3}{35000 \cdot 7} + \frac{1 \cdot 380,9}{10000 \cdot 28}} = 63,4 \text{ mm} \quad (108)$$

Vzdálenost centra smyku od náběžné hrany pro řez v místě závěsu křídla je tedy:

$$x_{EO} = x_{OEO} + x_{cs} = 590,2 + 63,4 = 653,6 \text{ mm} \quad (109)$$

V Tab. 16 jsou v jednotlivých řezech uvedeny geometrické rozměry potřebné k výpočtu a výsledná vzdálenost elastické osy od náběžné hrany. V místě výřezu v potahu pro podvozkovou šachtu je uvažováno zachycení krouticího momentu pouze nosníky. Poloha OEO a elastické osy je dále zobrazena na Obr. 47.



Obr. 47: OEO a EO vzhledem k půdorysu křídla

	U [mm ²]	t ₁ [mm]	s ₁ [mm]	t _z [mm]	h _z [mm]	t ₂ [mm]	s ₂ [mm]	t _p [mm]	h _p [mm]	x _{cs} [mm]	x _{eo} [mm]
Závěs	304392,9	7	832,8	12	309,0	7	831,3	28	380,9	63,4	653,5
1	304572,8	7	702,0	12	308,9	7	831,8	28	380,9	66,7	656,9
2	296767,6	7	835,5	12	300,1	7	834,0	28	368,0	60,4	634,5
3	287536,8	7	836,2	12	289,0	5	836,2	28	354,0	52,7	608,3
4	NEUVAŽOVÁNO									0	539,7
5										0	517,9
6										0	494,8
7										0	475,0
8										0	450,0
9										0	424,5
10	180749,2	4	810,3	10	170,2	3	809,0	20	225,8	52,6	450,4
11	151648,4	4	730,6	10	165,5	3	729,6	20	206,6	39,2	426,7
12	124141,4	4	651,0	10	158,4	3	650,3	20	187,0	27,1	399,6
13	98467,04	3	571,4	6	148,6	2	571,0	16	166,8	1,7	355,8
14	75416,55	3	492,0	6	136,0	2	491,7	16	146,1	-5,6	324,0
15	54603,62	3	412,6	6	121,5	2	412,4	16	125,2	-10,0	288,4
16	37307,76	2	335,3	6	105,7	2	335,3	16	104,9	-10,4	253,0
17	24537,29	2	267,7	6	89,1	2	267,7	16	86,2	-10,0	218,6
18	14909,56	2	208,4	6	70,7	2	208,4	16	68,5	-6,6	183,9
19	7117,947	2	150,0	6	47,4	2	150,0	16	46,9	-1,7	146,6

Tab. 16: Vzdálenost centra smyku od náběžné hrany

6.2.4 Smykový tok v potahu

Vztah pro výpočet smykového toku v potahu lze získat vyjádřením z Bredtova vztahu. Ukázkový výpočet pro smykový tok od minimálního krouticího momentu v místě závěsu křídla:

$$q_k = \frac{f \cdot M_k}{2 \cdot U} = \frac{2 \cdot (-12564100)}{2 \cdot 304392,9} = -41,3 N \cdot mm^{-1} \quad (110)$$

Přehled smykových toků od minimálního krouticího momentu v ostatních řezech je uveden v Tab. 17.

6.2.5 Napětí v potahu

Napětí v potahu lze získat jako (dosazeno pro horní potah a minimální smykový tok v místě závěsu křídla):

$$\tau_1 = \frac{|q_k|}{t_1} = \frac{|-41,3|}{7} = 5,9 MPa \quad (111)$$

kde tloušťky potahu v jednotlivých řezech jsou uvedeny v Tab. 16.

Přehled napětí v potahu v ostatních řezech je uveden v Tab. 17.

6.2.6 Kritické napětí v potahu a jistota výpočtu

Dle [22], kritické napětí překližkových obdélníkových polí lze vypočítat jako (dosazeno pro řez horním potahem v místě závěsu křídla):

$$\tau_k = 6 \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 + 0,15 \cdot E \cdot \left(\frac{t}{R}\right) = 6 \cdot 7845 \cdot \left(\frac{7}{163,5}\right)^2 + 0,15 \cdot 7845 \cdot \left(\frac{7}{5010}\right) = 87,92 MPa \quad (112)$$

kde poloměr zakřivení potahu R byl změřen v programu Catia z 3D modelu křídla, šířka pole b byla vybrána jako největší možná v daném řezu (potah je dělen třemi podélníky) a modul pružnosti v ohybu $E=80000 \text{ kg/cm}^2$ byl převzat opět z [22]. Jako tloušťka potahu t zde byla pro adekvátnost výpočtu uvažována tloušťka potahu včetně 1,2mm pancéřové překližky.

V řezech, kde vyšlo kritické napětí potahu vyšší, než tabulková diagonální pevnost ve smyku [22], bylo za kritické napětí považována právě tato maximální hodnota materiálu, pro březovou překližku

$$\tau_k = 315 \text{ kg/cm}^2 = 30,9 MPa$$

Jistotu lze získat jako:

$$Ji = \frac{\tau_k}{\tau} = \frac{30,9}{5,9} = 5,24 \quad (113)$$

Přehled jistot a dalších parametrů výpočtu pro maximální napětí v horním i dolním potahu od krouticího momentu je uveden v Tab. 17.

	b [mm]	R ₁ [mm]	R ₂ [mm]	M _k [N.m]	q _k [N.mm]	Horní potah			Dolní potah		
						τ [MPa]	τ _k [MPa]	J _i [1]	τ [MPa]	τ _k [MPa]	J _i [1]
Závěs	163,5	5010	5083	12564,1	41,3	5,9	30,9	5,24	5,9	30,9	5,24
1	163,5	5070	5050	12441,3	40,8	5,8	30,9	5,29	5,8	30,9	5,29
2	165,7	6600	6700	11840,7	39,9	5,7	30,9	5,42	5,7	30,9	5,42
3	170,7	6620	6670	11599,9	40,3	5,8	30,9	5,36	8,1	30,9	3,83
4	NEUVAŽOVÁNO										
5											
6											
7											
8											
9											
10	193,5	7080	5923	9200,4	50,9	12,7	30,9	2,43	17,0	23,0	1,36
11	173	6560	5300	8463,1	55,8	14,0	30,9	2,21	18,6	28,7	1,54
12	152,8	5940	4760	6900,3	55,6	13,9	30,9	2,22	18,5	30,9	1,67
13	132	5340	3960	5429,9	55,1	18,4	30,9	1,68	27,6	28,6	1,04
14	111	4760	3590	4035,5	53,5	17,8	30,9	1,73	26,8	30,9	1,15
15	91,3	4260	3090	2735,2	50,1	16,7	30,9	1,85	25,0	30,9	1,23
16	71	1410	1470	1607,6	43,1	21,5	30,9	1,43	21,5	30,9	1,43
17	56	1300	1360	796,9	32,5	16,2	30,9	1,90	16,2	30,9	1,90
18	84,5	1410	1470	278,3	18,7	9,3	30,9	3,31	9,3	30,9	3,31
19	58,4	1380	1380	7,0	1,0	0,5	30,9	62,84	0,5	30,9	62,84

Tab. 17: Kontrola potahu

6.2.7 Smykové toky ve stojinách od posouvající síly

Dosažením do rovnic (105) a (106) jsou získány smykové toky ve stojinách od posouvající síly. Ukázkový výpočet pro smykový tok ve stojině předního nosníku pro letový případ č. 1 při letové konfiguraci č.2 v místě závěsu křídla:

$$q_p = \frac{f \cdot T_p}{h_p} = \frac{f \cdot T_{jP} \cdot T_N}{h_p} = \frac{2 \cdot 0,79 \cdot 48569,8}{366,8} = 209,2 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1} \quad (114)$$

Ukázkový výpočet pro smykový tok v zadní stojině pro letový případ č. 2 při letové konfiguraci č.2 v místě závěsu křídla:

$$q_z = \frac{f \cdot T_z}{h_z} = \frac{f \cdot T_{jz} \cdot T_N}{h_z} = \frac{2 \cdot 0,21 \cdot 51256,2}{294,9} = 73,0 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1} \quad (115)$$

6.2.8 Výsledný smykový tok ve stojinách

Výsledný smykový tok ve stojinách nosníků lze získat jako součet jednotlivých složek, dle Obr. 46. V místě výřezu v potahu pro podvozkovou šachtu dochází k přerušení dutiny a dle Špundy [15] je zde pak smykový tok q_k dvojnásobný ve srovnání se smykovým tokem v nepřerušené dutině. Z poměru velikostí smykových toků od posouvající síly a od krouticího momentu je zřejmé, že

ve stojinách je dominantní složka od posouvající síly u předního i zadního nosníku. Pro stojinu předního nosníku je nejvíce kritický letový případ č. 1 při letové konfiguraci č. 2 a výsledný smykový tok pro řez v místě závěsu křídla je tedy (za q_k dosazen smykový tok od odpovídajícího krouticího momentu pro daný letový případ a konfiguraci) :

$$q_{pc} = q_k - q_p = -46,7 - 209,2 = -255,9 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1} \quad (116)$$

Pro stojinu zadního nosníku je nejvíce kritický letový případ č. 2 při letové konfiguraci č. 2 a výsledný smykový tok pro řez v místě závěsu křídla je tedy (za q_k opět dosazen smykový tok od odpovídajícího krouticího momentu pro daný letový případ a konfiguraci) :

$$q_{zc} = q_k + q_z = 9,5 + 73,0 = 82,5 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1} \quad (117)$$

Výsledné hodnoty smykového toku pro ostatní řezy stojiny předního nosníku jsou uvedeny v Tab. 18.

6.2.9 Napětí ve stojinách

Analogicky jako u potahu, napětí ve stojinách lze získat jako (dosazeno pro stojinu předního nosníku a řez v místě závěsu křídla):

$$\tau = \frac{|q_{pc}|}{t_p} = \frac{|-255,9|}{28} = 9,14 \text{ MPa} = -93,2 \text{ kg} / \text{cm}^2 \quad (118)$$

kde tloušťka stojiny předního nosníku t_s je opět vzhledem ke dvěma stojinám v každém nosníku brána jako dvojnásobek skutečné tloušťky.

Výsledné hodnoty napětí ve stojině předního nosníku pro ostatní řezy jsou uvedeny v Tab. 18.

6.2.10 Kritické napětí ve stojinách a jistota výpočtu

K určení kritického smykového napětí ve stojinách byl použit diagram maximální přípustné pevnosti překližky z [22], který je uveden v příloze diplomové práce. Na základě tohoto diagramu lze díky rozměrovým poměrům stojin uvažovat ve všech početních řezech maximální pevnost ve smyku (podél nebo napříč vláken) březové překližky, a to $\tau_k = 200 \text{ kg/cm}^2 = 19,6 \text{ Mpa}$.

Jistotu lze opět získat jako (dosazeno pro stojinu předního nosníku):

$$J_i = \frac{\tau_k}{\tau} = \frac{200}{93,2} = 2,15 \quad (119)$$

Přehled jistot a dalších parametrů výpočtu pro maximální napětí v jednotlivých řezech stojiny předního nosníku je uveden v Tab. 18, pro stojinu zadního nosníku pak v tabulce, která je součástí přílohy diplomové práce.

	t_p [mm]	T_N [N]	M_k [N.m]	q_{kp} [N.mm]	q_p [N.mm]	q_{pc} [N.mm]	τ [kg/cm ²]	τ_k [kg/cm ²]	J_i [1]
Závěs	28	48569,8	-7079,9	-46,7	209,2	-255,7	-93,1	200	2,15
1	28	47785,1	-6958,7	-46,1	205,8	-251,5	-91,6	200	2,18
2	28	44949,9	-5908,2	-40,0	200,7	-240,6	-87,6	200	2,28
3	28	42143,1	-2654,3	-28,4	195,9	-214,4	-78,1	200	2,56
4	24	38184,6	-2516,4	-46,5	184,8	-228,3	-97,0	200	2,06
5	24	34186,4	-2217,0	-45,7	176,8	-216,5	-92,0	200	2,17
6	24	30540,5	-1946,2	-39,8	168,0	-204,5	-86,9	200	2,30
7	20	30768,2	-908,2	-18,5	182,1	-199,9	-101,9	200	1,96
8	20	27045,4	-684,4	-43,5	172,3	-186,5	-95,1	200	2,10
9	20	23563,8	-493,2	-39,7	164,5	-175,5	-89,5	200	2,23
10	20	20262,3	-422,3	-14,3	151,9	-156,6	-79,8	200	2,50
11	20	17103,0	-1051,6	-13,9	135,5	-149,3	-76,1	200	2,63
12	20	14070,6	-722,4	-11,6	118,9	-130,5	-66,6	200	3,00
13	16	11172,9	-431,8	-8,8	102,1	-110,9	-70,7	200	2,83
14	16	8440,3	-228,4	-6,1	83,8	-89,8	-57,3	200	3,49
15	16	5926,1	-109,5	-4,0	67,1	-71,1	-45,3	200	4,41
16	16	3758,1	-48,2	-2,6	48,9	-51,5	-32,8	200	6,09
17	16	2163,0	-17,8	-1,5	33,7	-35,2	-22,4	200	8,92
18	16	1052,8	-4,9	-0,7	21,2	-21,9	-14,0	200	14,33
19	16	286,9	-2,3	-0,6	9,4	-10,0	-6,4	200	31,36

Tab. 18: Kontrola stojiny předního nosníku

6.2.11 Vliv výřezu pro podvozkovou šachtu

Poloha podvozkové šachty u letounu Avia B-135 byla u jednotlivých prototypů pozměněna v závislosti na použitém podvozku a není dohledatelná její přesná poloha a tvar u verze, které se týká tento projekt repliky letounu. Podvozková šachta byla tedy navržena na základě modelu podvozku Čermáka [12] a jeho kinematiky. Následující výpočet řeší zatížení křídla bez uvažování kovových žebek zajišťujících uchycení podvozku k nosníkům. Tato žebra zcela jistě pomohou v zachycení krouticího momentu, takže výpočet uvažující pouze potah je na bezpečné straně. Vliv výřezu na stojiny nosníků byl již zmíněn v kapitole 6.2.8.

V místě výřezu v potahu vzniká dle Špundy [15] přídatný ohybový moment, který má nulovou hodnotu v tzv. inflexním bodu. Při nesteré tuhosti průřezů křídla na obou stranách místa výřezu v potahu je tento inflexní bod blíže okraji s menší tuhostí, jeho poměrná vzdálenost k_{a_ib} od vnějšího okraje výřezu je tedy vyjádřena z poměru tuhostí těchto dvou průřezů křídlem po okrajích výřezu v potahu jako:

$$k_{a_ib} = \frac{J_{out}}{J_{in} \cdot J_{out}} = \frac{132353191}{635934855 \cdot 132353191} = 0,172 \quad (120)$$

Od vnitřního okraje výřezu pak:

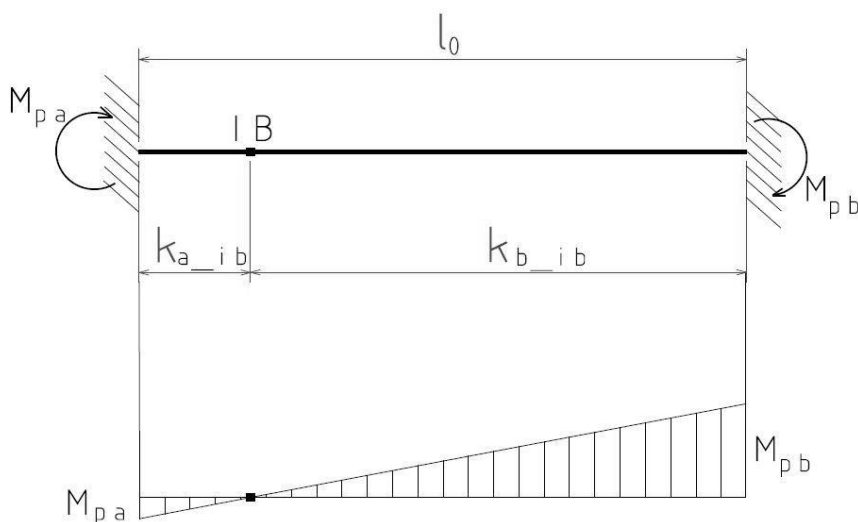
$$k_{b_ib} = 1 - k_{a_ib} = 1 - 0,172 = 0,828 \quad (121)$$

kde indexy *in* a *out* označují polohu řezu křídlem jako na vnitřní, případně vnější straně výřezu v potahu pro podvozkovou šachtu.

Přídavný ohybový moment na okraji výřezu lze potom spočítat jako (dosazeno pro krouticí moment v řezu křídla místem vnějšího okraje výřezu pro podvozkovou šachtu pro letový případ č. 2, tj. maximální kladný násobek na rychlosti v_D a letovou konfiguraci č.2):

$$M_{pa} = k_{i_ib} \cdot l_0 \cdot \frac{M_k}{b} = k_{a_ib} \cdot l_0 \cdot \frac{M_k}{b} = 0,172 \cdot 1,624 \cdot \frac{4672,8}{0,842} = 1550,2 N \cdot m \quad (122)$$

kde l_0 značí délku výřezu v potahu směrem po rozpětí, b pak vzdálenost mezi osami nosníků. Schéma je naznačeno na Obr. 48.



Obr. 48: Průběh přídavného ohybového momentu v místě výřezu pro podvozkovou šachtu

Přídavné ohybové momenty dále vyvozují v pásnicích obou nosníků přídavné osové síly N_p :

$$N_{pi} = \pm M_{pi} / h = \pm(1550,2 / 0,23) = \pm 6740,0 N \quad (123)$$

kde h značí výšku daného nosníku.

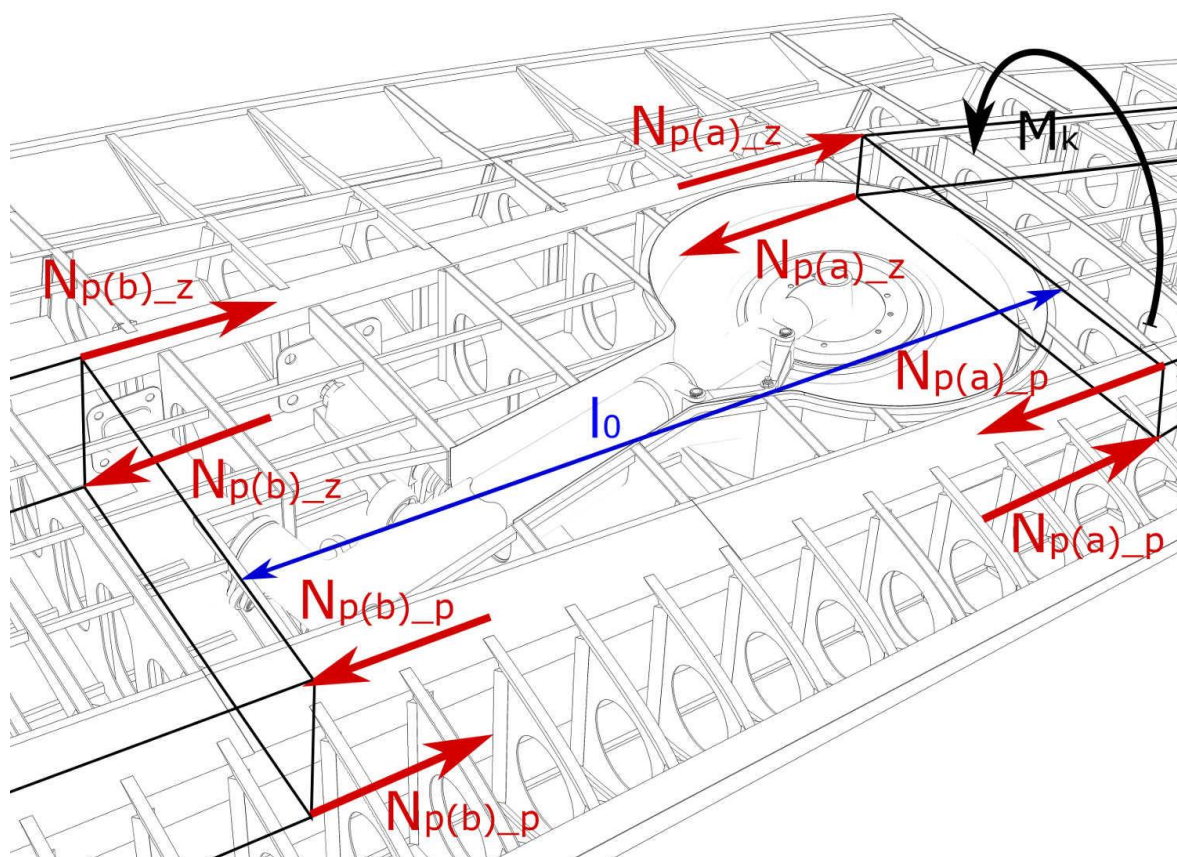
Schéma upřesňující znaménko sil v jednotlivých pásnicích je naznačeno na Obr. 48.

Tyto přídavné osové síly následně v pásnicích vyvozují přídavná osová napětí σ_p (dosazeno pro taženou pásnici předního nosníku):

$$\sigma_p = \frac{N_{pi}}{A_{i,N}} = \frac{6740}{3538,8} = 1,9 MPa = 19,4 kg / cm^2 \quad (124)$$

kde $A_{i,N}$ značí plochu řešené pásnice nosníku (dosazeno pro dolní pásnici předního nosníku v řezu křídla místem vnějšího okraje výřezu pro podvozkovou šachtu).

Výpočet byl proveden pro případy zatížení nosníků maximálním ohybovým momentem, tj. letový případ č.2 při hmotové konfiguraci č.2 reprezentující největší kladné zatížení a dále letový případ č.3 při hmotové konfiguraci č.2 představující největší záporné zatížení. Dále byl výpočtem ověřen i letový případ č. 13a, u kterého se v místě podvozkové šachty vyskytují největší absolutní hodnoty krouticího momentu. Výčet přídavných osových napětí v pásnicích nosníků v jednotlivých řezech pro letový případ č. 2 je uveden v Tab. 19. Přídavná osová napětí v případě kladného znaménka danou pásnici přitěžují a v případě znaménka záporného pak odlehčují. Výsledné hodnoty pro dva zbylé řešené případy jsou uvedeny v příloze diplomové práce.



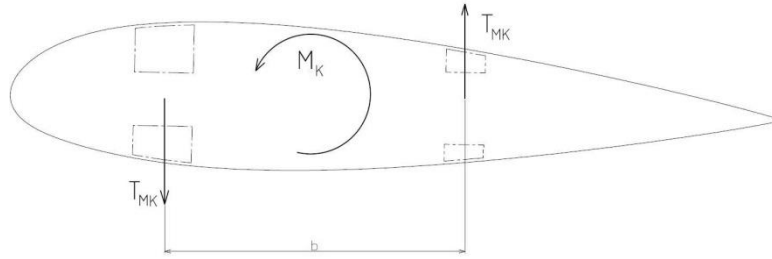
Obr. 49: Přídavné osové síly v pásnicích v místě výřezu podvozkové šachty

Řez /žebro	M_k [N.m]	M_p [N.m]	h_p [m]	h_z [m]	Přední nosník			Zadní nosník		
					N_p [N]	σ_p [kg/cm ²]	σ_p [kg/cm ²]	N_p [N]	σ_p [kg/cm ²]	σ_p [kg/cm ²]
Vnitřní	5421,8	8720,7	0,332	0,268	±26267,1	-17,3	-24,5	±32539,8	70,4	98,9
4	5405,9	7942,7	0,326	0,264	±24364,0	-17,3	-23,5	±30131,5	67,3	96,9
5	5305,0	6143,5	0,309	0,248	±19856,3	-16,3	-23,5	±24772,3	61,2	95,9
6	5112,0	4344,4	0,291	0,231	±14934,4	-14,3	-20,4	±18839,6	53,0	88,7
7	5667,4	2545,3	0,274	0,214	±9296,1	-10,2	-15,3	±11916,1	37,7	65,3
8	5309,4	746,1	0,254	0,193	±2933,0	-4,1	-6,1	±3866,0	14,3	25,5
9	4875,3	901,1	0,235	0,172	±3836,0	6,1	10,2	±5238,7	-23,5	-40,8
Vnější	4672,8	1550,2	0,230	0,164	±6739,9	10,2	19,4	±9452,3	-45,9	-81,6

Tab. 19: Přídavná osová napětí v pásnicích od M_k pro letový případ č.2 a let. konfiguraci č.2

Výše uvedený výpočet uvažuje pouze se zatížením od krouticího momentu odpovídajícímu hodnotě v místě vnějšího okraje výřezu pro podvozkovou šachtu, neřeší však další zatížení od přírůstku krouticího momentu v řešené oblasti. Obecně lze dle Špundy [14] rozložit krouticí moment na dvojici sil (dosazeno pro krouticí moment v místě vnějšího okraje výřezu pro podvozkovou šachtu pro letový případ č. 2 a letovou konfiguraci č.2) dle schématu na Obr. 50:

$$T_{MK} = \frac{M_k}{b} = \frac{-4672,8}{0,748} = 6247,1N \quad (125)$$



Obr. 50: Rozklad krouticího momentu

Jednotlivé přírůstky ΔT_{MK} přidavných posouvajících sil od přírůstku krouticího momentu v oblasti podvozkové šachty pak dále generují přidavný ohybový moment M_{ok} , který zatěžuje, případně odlehčuje, jednotlivé nosníky:

$$M_{ok} = \int_0^{l_0} \Delta T_{MK} dy \quad (126)$$

Tento ohybový moment opět jeden nosník odlehčuje, druhý přitěžuje a vyvolává v nich další přidavná osová napětí σ_{Mok} , která jsou určena stejným způsobem jako v kapitole 6.1.4. Přehled jednotlivých parametrů výpočtu a výsledných přidavných osových napětí v místě podvozkové šachty v jednotlivých řezech pro letový případ č. 2 a letovou konfiguraci č.2 jsou uvedeny v Tab. 20. Tabulky s výslednými hodnotami pro letový případ č.3 a č.13a jsou uvedeny v příloze diplomové práce.

Řez /žebro	M_k [N.m]	b [m]	T_{MK} [N]	ΔT_{MK} [N]	M_{ok} [N.m]	Přední nosník		Zadní nosník	
						H. pásnice σ_{Mok} [kg/cm ²]	D. pásnice σ_{Mok} [kg/cm ²]	H. pásnice σ_{Mok} [kg/cm ²]	D. pásnice σ_{Mok} [kg/cm ²]
Vnitřní	5421,8	0,6995	7750,9	56,7	1497,8	-7,9	-9,0	6,3	7,6
4	5405,9	0,7026	7694,2	241,2	1324,1	-7,2	-9,0	5,6	7,0
5	5305,0	0,7118	7452,9	361,8	989,5	-6,3	-8,1	4,7	6,3
6	5112,0	0,7209	7091,1	671,4	755,3	-5,8	-7,7	4,2	5,9
7	5667,4	0,7301	7762,5	579,9	334,7	-3,2	-4,2	2,3	3,3
8	5309,4	0,7392	7182,6	664,9	75,1	-0,9	-1,2	0,6	0,9
9	4875,3	0,748	6517,7	270,7	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Vnější	4672,8	0,748	6247,1	0,0	0,0	0,0	0,0	6,3	7,6

Tab. 20: Přidavná osová napětí v pásnicích od ΔT_{MK} pro letový případ č. 2 při let. konfiguraci č.2

Celkové maximální napětí v průřezu nosníků pro oblast podvozkové šachty lze pak určit součtem jednotlivých složek (dosazeno pro taženou pásnici předního nosníku v řezu křídla místem vnějšího okraje výřezu pro podvozkovou šachtu pro letový případ č. 2 a letovou konfiguraci č.2):

$$\sigma_c = \sigma_{max} + \sigma_{pi} + \sigma_{Moki} = 503,5 + 19,4 + 0 = 522,9 \text{ g / cm}^2 \quad (127)$$

Po porovnání výsledných napětí pro jednotlivé letové případy se s jistotou 1,07 jako nejvíce kritický jeví řez taženou pásnicí zadního nosníku pro letový případ č.13a (kladná výchylka křídélka na rychlosti v_D) při letové konfiguraci č.2. Přehled celkových maximálních napětí v průřezu pásnic nosníků pro tento kritický letový případ v jednotlivých řezech a jejich jistoty, získané obdobným výpočtem jako v kapitole 6.1.4, je uveden v Tab. 21. Pro letový případ č.2 a č.3 jsou výsledné hodnoty započteny v Tab. 30, Tab. 31, Tab. 34 a Tab. 35 v příloze diplomové práce.

Řez /žebro	Přední nosník				Zadní nosník			
	H. pásnice		D. pásnice		H. pásnice		D. pásnice	
	σ_c [kg/cm ²]	Ji [1]	σ_c [kg/cm ²]	Ji [1]	σ_c [kg/cm ²]	Ji [1]	σ_c [kg/cm ²]	Ji [1]
Vnitřní	313,1	1,52	348,1	2,30	442,1	1,07	560,7	1,43
4	306,4	1,56	377,8	2,12	421,2	1,12	584,2	1,37
5	314,8	1,51	398,8	2,01	402,6	1,17	598,0	1,34
6	325,8	1,46	427,3	1,87	380,4	1,23	601,9	1,33
7	355,8	1,34	465,8	1,72	355,4	1,31	560,8	1,43
8	372,9	1,28	515,7	1,55	297,7	1,55	482,7	1,66
9	401,4	1,19	579,2	1,38	217,1	2,09	335,8	2,38
Vnější	385,7	1,23	522,2	1,53	163,7	2,77	180,0	4,45

Tab. 21: Jistoty pásnic nosníků v místě podv. šachty pro let. případ č.13a při let. konfiguraci č.2

6.2.12 Pevnostní kontrola žebra

V této práci je řešen pouze výpočet středového žebra č.3, které je jako první nedělené na horní a dolní část (mezi závěsy a žebrem 3 jsou umístěny palivové nádrže). Jedná se o skříňové žebro se dvěma stojinami, řešena je pouze stabilita stojiny žebra. Výpočet byl proveden pro stojinu bez uvažování odlehčovacích otvorů. Jako materiál je navržena březová překližka s vlákny napříč, stejně jako v případě stojin nosníků. Vlastnosti materiálu jsou uvedeny v Tab. 12.

Výpočet smykového toku a napětí ve stojině:

$$q_k = \frac{f \cdot M_k}{2 \cdot U} = \frac{2 \cdot (-11599900)}{2 \cdot 287536,8} = -40,3 N \cdot mm^{-1} \quad (128)$$

$$\tau_{sž} = \frac{|q_k|}{2 \cdot t_{sž}} = \frac{|-40,3|}{2 \cdot 2} = 10,1 MPa \quad (129)$$

K určení kritického smykového napětí ve stojinách žebra byl použit diagram maximální přípustné pevnosti překližky z [22], který je uveden v příloze diplomové práce. Pro dané rozměry žebra bylo pro nejvíce kritické pole odečteno $\tau_k = 200 \text{ kg/cm}^2 = 19,6 \text{ Mpa}$, což se přesně rovná maximální pevnosti ve smyku (podél nebo napříč vláken) březové překližky.

Výpočet jistoty pro stojinu bez odlehčovacích otvorů žebra č.3:

$$Ji = \frac{\tau_k}{\tau_{sž}} = \frac{19,6}{10,1} = 1,94 \quad (130)$$

V diplomové práci není vzhledem k absenci vhodných diagramů řešen výpočet stojiny žebra s uvažováním odlehčovacích otvorů, v případě realizace stavby repliky by bylo vhodné takto odlehčená žebra podrobit náležitým pevnostním zkouškám. Výpočet pro stojinu bez odlehčovacích otvorů má nicméně velkou jistotu $Ji = 1,94$ a případné pevnostní problémy po odlehčení stojiny by bylo do určité míry možno řešit změnou orientace vláken překližky.

6.3 Závěsy křídla

Pro rekonstrukci závěsů existuje opět jen velmi omezené množství podkladů. Byly tedy navrženy v podobě 3D modelu v programu Catia na základě dobových fotografií a výkresu, veškeré rozměry musely být odhadnuty. Jedná se o svařovanou konstrukci, jako materiál byla především díky dobré svařitelnosti zvolena chromo-molybdenová ocel L-CM3 s vlastnostmi uvedenými v Tab. 22 [23].

Název	ČSN	AISI	$R_{p(0,2)}$ [MPa]	R_m [MPa]	Tažnost [%]
L-CM3	15 130	4130	700	880 - 1030	10

Tab. 22: Vlastnosti materiálu L-CM3

6.3.1 Zatížení závěsů

Závěsy jsou zatíženy posouvající silou, rozdělenou na přední a zadní závěs dle ohybové tuhosti nosníků (viz kapitola 6.2.2), a dále také dvojicí sil T_{MK} krouticího momentu (viz Obr. 50). Maximální hodnoty početního zatížení závěsů jsou uvedeny v Tab. 23. Při rozboru jednotlivých zatížení bylo zjištěno, že zadní závěs je namáhán pouze kladným smyslem sil. Ukázkový výpočet pro normálovou složku zatížení předního závěsu při letovém případě č.2 a letové konfiguraci č.2:

$$F_N = (T_n + T_{MK}) \cdot f = (40492 - 1749) \cdot 2 = 77486N \quad (131)$$

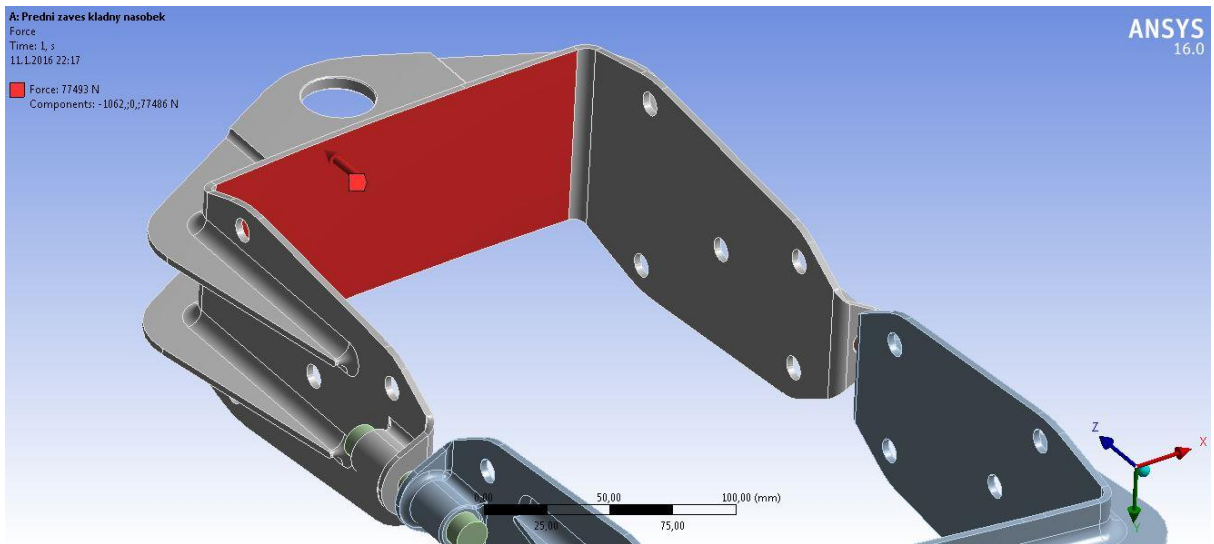
Letový případ	Přední závěs					Zadní závěs				
	T_n [N]	T_t [N]	T_{mk} [N]	F_N [N]	F_T [N]	T_n [N]	T_t [N]	T_{mk} [N]	F_N [N]	F_T [N]
2	40492	-531	-1749	77486	-1062	10764	-141	1749	25026	-282
3	-17951	-1817	-6685	-49272	-3634	-4772	-483	6685	3826	-966

Tab. 23: Početní zatížení závěsů křídla

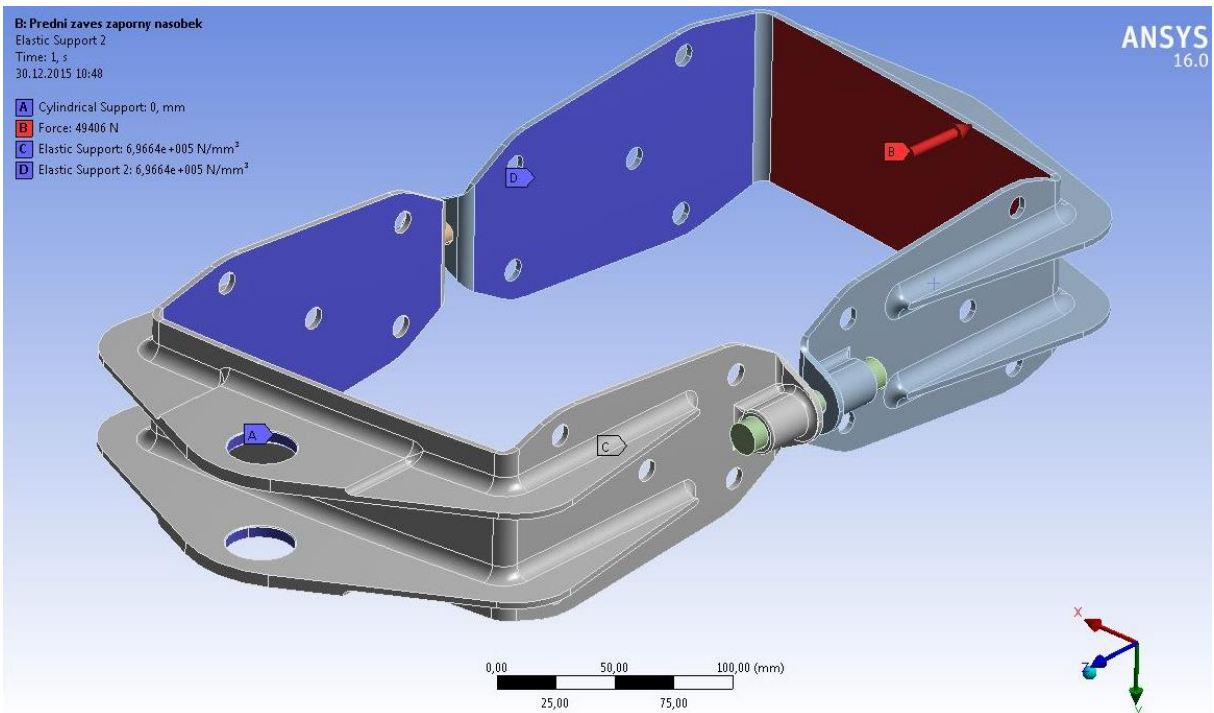
6.3.2 MKP kontrola závěsů

Pevnostní kontrola závěsů křídla na početní zatížení proběhla pomocí MKP v programu ANSYS, v modulu *Static Structural*, na základě 3D modelů závěsů importovaných z programu Catia.

Závěs byl za účelem výpočtu vetknut pomocí válcové podpory v místě čepu závěsu, šrouby spojující horní a dolní polovinu závěsu byly nahrazeny absolutně tuhým čepem. V místě kontaktu závěsu se stojinou nosníku byla zavedena elastická podpora nahrazující tuhost nosníku (na Obr. 52 označeno jako „C“ a „D“) a zatížení bylo simulováno zavedením odpovídající síly na horní, případně dolní plochu místa kontaktu závěsu s nosníkem (na Obr. 51 a Obr. 52 označeno jako „B“, dle případu zatížení). Výsledná maximální napětí a jistoty jsou uvedeny v Tab. 24.



Obr. 51: Zatížení předního závěsu při letovém případě č.2

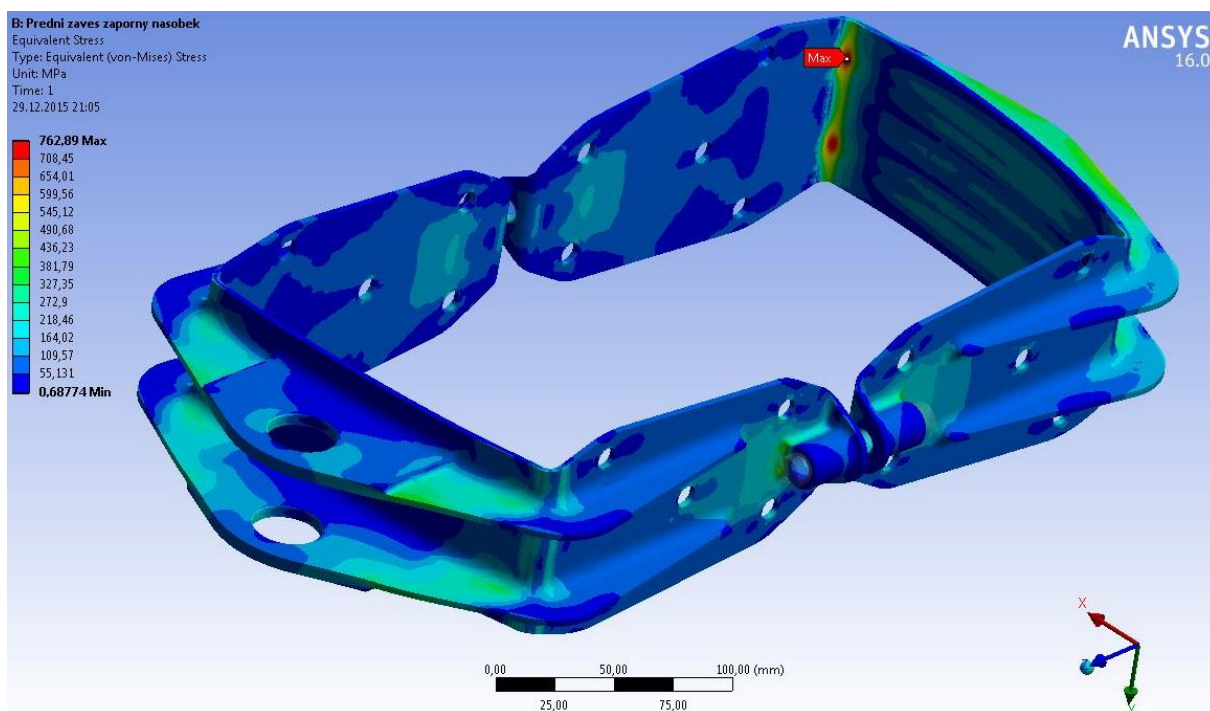


Obr. 52: Zatížení předního závěsu při letovém případě č.3

Letový případ	R_m [MPa]	Přední zaves		Zadní zaves	
		σ_{MAX} [MPa]	J_i [1]	σ_{MAX} [MPa]	J_i [1]
2	880	354	2,49	209	4,21
3	880	763	1,15	NEŘEŠENO	

Tab. 24: Výsledné hodnoty zatížení závěsů

Jako nejvíce kritický se jeví letový případ č.3 při letové konfiguraci č.2, kdy jsou zatěžovány obě poloviny závěsu. Simulovaný výpočet na rozdíl od reálného zatížení neuvažuje uchycení k nosníku pomocí deseti šroubů, které by závěs odlehčily, zmenšily celkovou deformaci závěsu a snížily maximální napětí. Na druhou stranu neuvažuje ani vliv technologie výroby, která zaručeně sníží mez pevnosti materiálu. Za mez pevnosti je brána nejnižší hodnota z rozsahu uvedeném v materiálovém listu. Průběh napětí v konstrukci předního závěsu pro kritický letový případ č.3 při letové konfiguraci č.2 je zobrazen na Obr. 53, vyobrazení ostatních řešených případů předního a zadního závěsu jsou zařazeny do přílohy diplomové práce.



Obr. 53: Průběh napětí v konstrukci předního závěsu při letovém případě č.3 a let. konfiguraci č.2

6.3.3 Kontrola závěsů na otláčení

U nepohyblivých rozebíratelných ocelových čepových spojů lze dle Špundy [17] stanovit dovolený kontaktní tlak jako (dosazeno pro L-CM3):

$$p_d = 0,6 \cdot R_m = 0,6 \cdot 880 = 528 \text{ MPa} \quad (132)$$

Kontaktní tlak a jistotu lze potom spočítat jako (dosazeno pro maximální zatížení předního závěsu):

$$p = \frac{F}{2 \cdot a \cdot D} = \frac{77486}{2 \cdot 5 \cdot 30} = 258,3 \text{ MPa} \quad (133)$$

$$J_i = \frac{528}{258,3} = 2,04 \quad (134)$$

kde a značí šířku kontaktní plochy, D průměr čepu

Zadní závěs je navrhnut se stejnou šířkou kontaktní plochy jako závěs přední, takže nevyžaduje důkladnější kontrolu.

6.3.4 Kontrola šroubů závěsu

Pro spojení obou polovin závěsu byly navrženy šrouby se šestihrannou hlavou ISO 4014 M10x80 – 8.8, které mají mez pevnosti v tahu $R_m=800\text{MPa}$. Vzhledem k minimálním deformacím MKP modelu se předpokládá pouze namáhání tahem, napětí a jistotu v šroubu lze získat jako:

$$\sigma = \frac{F}{2 \cdot A_s} = \frac{F}{2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \left(\frac{d_2 + d_3}{2}\right)^2} = \frac{77486}{2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \left(\frac{9,026 + 8,160}{2}\right)^2} = 668,1\text{MPa} \quad (135)$$

$$J_i = \frac{800}{668,1} = 1,20 \quad (136)$$

7. Hmotový rozbor křídla

V této kapitole je proveden hmotový rozbor křídla na základě 3D modelu vytvořeném v programu Catia V5. U všech dílů modelu byla aplikována hustota použitého materiálu, získaná z tabulek [22]. Jednotlivé hodnoty pro celé křídlo včetně závěsů jsou uvedeny v Tab. 25, výpis hodnot jednotlivých dílů není proveden z důvodu jejich enormního počtu.

m [kg]	G_x [mm]	G_y [mm]	G_z [mm]	I_{ox} [kg.m ²]	I_{oy} [kg.m ²]	I_{oz} [kg.m ²]
416,5	3660,5	9,3	1456,9	1900,4	76,7	1964,8

Tab. 25: Hmotový rozbor křídla letounu Avia B-135

Pro křídlo včetně závěsů vychází hmotnost z 3D modelu 416,5kg. Hmotnost křídla včetně závěsů bez uvažování křidélek, klapek, řízení, elektroinstalace a nádrží (které model také neobsahuje), uvedená ve zprávě ze zkoušek [21], činí 448kg. Zde je třeba upozornit, že 3D model dále neuvažuje hmotnost lepidla, použitého při výrobě křídla, hmotnost laku a ani hmotnost hřebíků, kterých bylo dle dobových fotografií použito odhadem několik kilogramů. Součástí 3D modelu není ani olejový chladič, umístěný mezi náběžnou hranou a nosíkem levé poloviny křídla, a koncové oblouky. Z výsledné hodnoty hmotnosti modelu lze tedy usuzovat, že návrh a dimenzování jednotlivých částí křídla proběhl v odpovídajícím měřítku a rozdílových 31,5kg tedy pravděpodobně činil spojovací materiál, povrchová úprava a další chybějící prvky. Lze také předpokládat, že po provedení důkladné pevnostní kontroly všech 81 částí žeber by se mohlo provést jejich odlehčení a došlo by k další úspoře hmotnosti.

8. Závěr

V diplomové práci byl proveden rozbor relevantních částí stavebních předpisů CS-23 a CINA, a seznámení s rozdíly v dnešním a tehdejším stavebním předpisu. Konstrukce křídla byla koncipována jako replika stíhacího letounu, takže ačkoliv se provoz letounu předpokládá v kategorii normální, byl zvýšen provozní násobek a součinitel bezpečnosti, aby bylo zachováno rozložení hmot a pokud možno co nejvyšší podobnost repliky se svým vzorem. Dále byl proveden rozbor hmot ovlivňujících zatížení, vypočteny návrhové rychlosti letu, sestavena obálka provozních násobků a po shromáždění aerostatických podkladů, potřebných pro výpočet, bylo stanoveno zatížení křídla. Jednou ze základních úloh diplomové práce byla pevnostní kontrola hlavních nosných částí a návrh odpovídajících dimenzí. Byl také sestaven detailní 3D model křídla v programu Catia a rozměry jeho dílů byly upraveny dle pevnostních výpočtů. Následně byl zpracován hmotový rozbor křídla a provedeno srovnání s hodnotami původního letounu. Tímto bylo splněno zadání diplomové práce ve všech bodech.

Nad rámec zadání byla provedena pevnostní kontrola závěsů křídla pomocí metody konečných prvků v programu Ansys a zpracována statistika podobných typů letounů konstruovaných v zahraničí ve stejném časovém období, jako probíhal vývoj Avie B-135.

Konstrukční návrh částí křídla byl ovlivněn množstvím a kvalitou dostupných materiálů. Základní rozměry byly známy z dochovaných výkresů, ale jednotlivé konstrukční detaily musely být navrženy s pomocí dochovaných fotografií nebo, v případě jejich absence, na základě dobových trendů. U jednotlivých zdrojů však bylo v mnoha případech velmi složité odlišit jednotlivé verze letounu a není tak možné zaručit, že se konstrukční návrh zcela shoduje se sériovou verzí Avie B-135.

Tato diplomová práce zdaleka nepokrývá celou problematiku konstrukce křídla letounu a poskytuje velké množství prostoru pro navazující činnost. V návaznosti na toto první přiblížení dané problematiky by bylo vhodné dořešit návrh a pevnostní kontrolu všech použitých žeber křídla a pokračovat v práci Čermáka [12] v otázce dimenzování žeber uchycení podvozku. Dále se lze věnovat konstrukci řízení, křídélek, klapek či navrhnout koncové oblouky.

9. Přehled použité literatury

- [1] ŠULC, J. *Koncepční studie repliky historického stíhacího letounu*. Praha, 2014, 130s. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní. Ústav letadlové techniky. Vedoucí práce Ing. Jiří Brabec.
- [2] BÍLÝ, M., BERNÁD, D., KUČERA, P. *Avia B-35, B-135*. 1. vyd. Praha: MBI, 2003, 88 s. ISBN 80-865-2403-5.
- [3] KRYBUS, J. *Monografie: AVIA B-35 & B-135*. Letectví a kosmonautika. Praha: Magnet-Press, 1975, č. 9, s. 27-30.
- [4] CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE PRO LETOUNY KATEGORIE NORMÁLNÍ, CVIČNÁ, AKROBATICKÁ A PRO SBĚRNOU DOPRAVU: CS-23. In: Evropská agentura pro bezpečnost letectví. Ústav pro civilní letectví, 2012. Dostupné z: http://www.caa.cz/file/6289_1_1/
- [5] MIKULA, J. *Konstrukce a projektování letadel II*. Česká technika: Nakladatelství ČVUT, 2005, 246s.
- [6] ROSKAM, J. *Airplane Design VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corp., 1989, 550s.
- [7] FLUGTECHNISCHE VERSUCHSANSTAL. *Musterprüfungen des Flugzeuges Avia: B135-2*. FVA Praha-Letňany, 1941.
- [8] DANĚK, M. *Mechanika letu*. Brno: Ediční středisko VUT Brno, 1985, 202s.
- [9] SMETANA, Frederick O. *Riding and handling qualities of light aircraft*. Washington D.C.: National aeronautics and space administration, 1972, 407s.
- [10] HOWE, Denis. *Aircraft loading and structural layout*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004, 591 p. ISBN 9781563477041.
- [11] ŠULŽENKO, Michail Nikolajevič. *Konstrukce letadel*. 2. opr. vyd. Praha: SNTL, 1954. 417, [2] s. Řada strojnické literatury.
- [12] ČERMÁK, M. *Rekonstrukce přistávacího zařízení historického stíhacího letounu*. Praha, 2015, 157s. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní. Ústav letadlové techniky. Vedoucí práce Ing. Jaromír Kučera.
- [13] *Design of wood aircraft structures*. 2d ed. Washington: Subcommittee on Air Force-Navy-Civil Aircraft Design Criteria, Munitions Board, Aircraft Committee, 1951, xi, 234s.
- [14] ŠPUNDA, Jaromír. *Pevnost leteckých konstrukcí: Nosná soustava – křídla letounu*. 2. dopl. vyd. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1955, 146 s.

- [15] ŠPUNDA, Jaromír. *Pevnostní výpočet a navrhování materiálově úsporných tenkostěnných konstrukcí. 5. část*. Praha: Dům techniky ČVTS, 1973. 197 s. Stavba strojů; Sv. 28. Přednáškové cykly Domu techniky ČVTS v Praze.
- [16] ŠPUNDA, Jaromír. *Stavební mechanika a pevnost letounu: požadavky pro dosažení letové způsobilosti podle pevnostních předpisů a výpočet zatížení letounu a jeho částí*. 1. vyd. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1961, 193 s.
- [17] ŠPUNDA, Jaromír. *Stavební mechanika a pevnost letounu: Část IV*. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1970, 197s.
- [18] CHVÁTAL, František, ed. *Pravidla o minimálních podmínkách pro vydávání osvědčení o způsobilosti k létání (Cina)*. V Praze: Ministerstvo dopravy-letecký odbor, 1947. 64 s.
- [19] NOVOTNÝ, Petr. *Zatížení letounu*. 2005, 122s.
- [20] Soukromý archiv Václava Šorela
- [21] Archiv Národního technického muzea
- [22] Archiv ústavu letadlové techniky ČVUT
- [23] *Evektor*. [online]. 2016 [cit. 2016-01-01]. Dostupné z: <http://shop.evektor.cz/Fotografie/Zbozi/Original/norma%20lcm.jpg>
- [24] *Aviastar.org*. [online]. 2016 [cit. 2016-01-01]. Dostupné z: <http://www.aviastar.org/>
- [25] *Airpages.ru*. [online]. 2016 [cit. 2016-01-01]. Dostupné z: <http://www.airpages.ru/>

10. Přílohy

10.1 Základní parametry zatížení

	Případ	n [1]	v [km/h]	v [m/s]	L [N]	C _{Lw} [1]	Q [Pa]	L _{VOP} [N]	α [rad]	C _D [1]	Výchylka křídélka/ klapky [°]
Vyvažovací	1	6,00	323	89,64	133020	1,59	4921	3	0,330	0,122	-
	2	6,00	715	198,61	139301	0,34	24161	-6277	0,054	0,011	-
	3	-3,00	372	103,33	-63572	-0,57	6540	-2940	-0,147	0,021	-
	4	-1,00	715	198,61	-14015	-0,03	24161	-8155	-0,028	0,006	-
Poryvové	5	3,48	372	103,33	78355	0,70	6540	-1201	0,135	0,029	-
	6	3,83	715	198,61	91773	0,22	24161	-6860	0,028	0,008	-
	7	-1,48	372	103,33	-30280	-0,27	6540	-2532	-0,081	0,009	-
	8	-1,83	715	198,61	-32194	-0,08	24161	-8378	-0,038	0,006	-
Klapkové	9	2	154	42,66	44168	2,33	1115	173	0,493	0,354	55
	10	2	195	54,30	44394	1,45	1806	-53	0,298	0,200	55
Křídélkové	11a	4,00	335	93,06	89341	0,99	5304	-658	0,198	0,051	16,6
	12a	4,00	372	103,33	89744	0,81	6540	-1062	0,157	0,036	14,9
	13a	4,00	715	198,61	95496	0,23	24161	-6814	0,030	0,008	5,5
	11b	4,00	335	93,06	89341	0,99	5304	-658	0,198	0,051	-11,8
	12b	4,00	372	103,33	89744	0,81	6540	-1062	0,157	0,036	-10,7
	13b	4,00	715	198,61	95496	0,23	24161	-6814	0,030	0,008	-3,9

Tab. 26: Základní parametry zatížení – letová konfigurace č.1

	Případ	n [1]	v [km/h]	v [m/s]	L [N]	C _{Lw} [1]	Q [Pa]	L _{VOP} [N]	α [rad]	C _D [1]	Výchylka křídélka/ klapky [°]
Vyvažovací	1	6,00	310	86,22	123653	1,60	4553	-577	0,331	0,123	-
	2	6,00	715	198,61	130054	0,32	24161	-6977	0,049	0,011	-
	3	-3,00	372	103,33	-58948	-0,53	6540	-2590	-0,138	0,019	-
	4	-1,00	715	198,61	-12474	-0,03	24161	-8039	-0,027	0,006	-
Poryvové	5	3,64	372	103,33	76249	0,69	6540	-1583	0,130	0,028	-
	6	4,01	715	198,61	89535	0,22	24161	-7279	0,027	0,008	-
	7	-1,64	372	103,33	-31257	-0,28	6540	-2384	-0,083	0,010	-
	8	-2,01	715	198,61	-33039	-0,08	24161	-8192	-0,038	0,006	-
Klapkové	9	2	148	41,03	41059	2,34	1031	-33	0,495	0,356	55
	10	2	188	52,23	41268	1,45	1671	-242	0,299	0,201	55
Křídélkové	11a	4,00	335	93,06	83176	0,92	5304	-1125	0,183	0,045	16,6
	12a	4,00	372	103,33	83579	0,75	6540	-1529	0,145	0,032	14,9
	13a	4,00	715	198,61	89331	0,22	24161	-7281	0,027	0,008	5,5
	11b	4,00	335	93,06	83176	0,92	5304	-1125	0,183	0,045	-11,8
	12b	4,00	372	103,33	83579	0,75	6540	-1529	0,145	0,032	-10,7
	13b	4,00	715	198,61	89331	0,22	24161	-7281	0,027	0,008	-3,9

Tab. 27: Základní parametry zatížení – letová konfigurace č.3

10.2 Charakteristiky průřezů křídla

Kladný násobek:

Místo řezu	J_x P. N. [mm ⁴]	A P. N. [mm ²]	J_x Z. N. [mm ⁴]	A Z. N. [mm ²]	J_x Potahu [mm ⁴]	A Potahu [mm ²]	J_x Stojin P. N. [mm ⁴]	A Stojin P. N. [mm ²]	J_x Stojin Z. N. [mm ⁴]	A Stojin Z. N. [mm ²]	J_x Podělníků [mm ⁴]	A Podělníků [mm ²]	J celkový [mm ⁴]
závěs	605366462	35453	157246974	10438	362285680	10817	111848521	10146	25700662	3532	9218	384	979360369
1	605366534	35453	157264109	10438	360546713	10761	111848522	10146	25700664	3532	9218	384	978847101
2	512076894	31586	135358845	9473	343390020	10857	97160256	9460	23262473	3403	9242	384	845815333
3	425939376	27982	112311709	8503	321628947	10887	83265209	8778	20503751	3250	9262	384	717644809
4	354117236	24805	93506997	7711	292842	5878	71259021	8136	17925886	3095	22768	528	562122667
5	279523702	21475	71717890	6731	298503	5894	58500500	7430	14818582	2893	22773	528	448505331
6	213932180	18336	52817976	5791	302085	5909	46869991	6724	11806984	2671	22766	528	347678148
7	163481927	15695	39283353	5082	255192	4398	37570611	6081	9305311	2457	9261	384	262278102
8	118895722	13118	27046734	4301	256288	5091	28924543	5419	6842007	2208	5473	256	194999652
9	84548566	10865	18103910	3626	239015	4206	21848648	4792	4781768	1950	9227	384	139757600
10	61863124	9195	13134857	2974	60293123	4886	16860610	4264	3627825	1629	29314	576	112967574
11	42199641	7495	10907762	2629	48769327	4658	12199779	3707	3151180	1502	22510	528	82885093
12	27718235	6016	8571440	2266	37203479	4267	8513021	3179	2593833	1357	8824	384	58083164
13	17284724	4731	6271818	1891	26603028	3747	5661543	2679	1998859	1197	8673	384	39156516
14	10644906	3741	4497050	1585	12618282	2315	3685211	2236	1490200	1042	8547	384	24277955
15	5815635	2809	2780135	1230	7874096	1941	2150117	1796	979781	867	8450	384	14340287
16	2964283	2073	1574985	927	4517539	1578	1161245	1404	588975	699	8379	384	7905989
17	1460264	1551	822763	688	2069233	993	611458	1092	333690	554	8335	384	4036317
18	608344	1104	324575	442	980909	773	278637	812	150965	409	2730	384	1770827
19	146136	649	63684	197	310143	557	77881	512	38964	250	2730	384	449254

Tab. 28: Charakteristiky průřezů křídla pro kladný násobek

Záporný násobek:

Místo řezu	J _x P. N. [mm ⁴]	A P. N. [mm ²]	J _k Z. N. [mm ⁴]	A Z. N. [mm ²]	J _k Potahu [mm ⁴]	A Potahu [mm ²]	J _k Stojin P. N. [mm ⁴]	A Stojin P. N. [mm ²]	J _k Stojin Z. N. [mm ⁴]	A Stojin Z. N. [mm ²]	J _x Podelníků [mm ⁴]	A Podelníků [mm ²]	J celkový [mm ⁴]
závěs	605366462	35453	157246974	10438	362587912	10816	111848521	10146	25700662	3532	9160	384	983960359
1	605366534	35453	157264109	10438	360423367	10759	111848522	10146	25700664	3532	9160	384	983430794
2	512076894	31586	135358845	9473	343627502	10856	97160256	9460	23262473	3403	9205	384	850059859
3	425939376	27982	112311709	8503	321811868	10886	83265209	8778	20503751	3250	9235	384	722055818
4	354117236	24805	93506997	7711	250184	5123	71259021	8136	17925886	3095			509780135
5	279523702	21475	71717890	6731	255101	5136	58500500	7430	14818582	2893			404360826
6	213932180	18336	52817976	5791	258210	5149	46869991	6724	11806984	2671			311298824
7	163481927	15695	39283353	5082	213344	4316	37570611	6081	9305311	2457			236596721
8	118895722	13118	27046734	4301	214122	4327	28924543	5419	6842007	2208			173403916
9	84548566	10865	18103910	3626	228660	4594	21848648	4792	4781768	1950			125525893
10	61863124	9195	13134857	2974	60744874	4887	16860610	4264	3627825	1629	9230	384	113672952
11	42199641	7495	10907762	2629	49678751	4590	12199779	3707	3151180	1502	9038	384	83896286
12	27718235	6016	8571440	2266	38044265	4170	8513021	3179	2593833	1357	8874	384	59648546
13	17284724	4731	6271818	1891	26994513	3658	5661543	2679	1998859	1197	8737	384	40260949
14	10644906	3741	4497050	1585	13018286	2242	3685211	2236	1490200	1042	8624	384	25075797
15	5815635	2809	2780135	1230	8122110	1880	2150117	1796	979781	867	8530	384	14841886
16	2964283	2073	1574985	927	4781722	1578	1161245	1404	588975	699	8468	384	8192409
17	1460264	1551	822763	688	2068436	993	611458	1092	333690	554	8444	384	4127894
18	608344	1104	324575	442	980438	773	278637	812	150965	409	2730	128	1639132
19	146136	649	63684	197	309963	558	77881	512	38964	250	2730	128	421925

Tab. 29: Charakteristiky průřezů křídla pro záporný násobek

10.3 Letový případ č.2

Namáhání předního nosníku:

Místo řezu	y [mm]	λ [1]	σ_k [kg/cm ²]	M_0 [Nm]	J_c [mm ⁴]	z_{n_tlak} [mm]	z_{m_tah} [mm]	σ_{max_tlak} [kg/cm ²]	J_i_tlak [1]	σ_{max_tah} [kg/cm ²]	J_i_tah [1]
závěs	340	1,8	479,1	115216,7	979360369	177,7	200,9	426,4	1,12	482,1	1,66
1	405	4,0	477,3	111882,7	978847101	177,7	200,9	414,3	1,15	468,3	1,71
2	690	4,0	477,3	97961,4	845815333	171,6	194,5	405,2	1,18	459,4	1,74
3	967,5	4,3	477,2	85415,4	717644809	164,6	187,7	399,5	1,19	455,6	1,76
4	1267	4,6	477,0	72902,1	562122667	150,6	188,2	373,9	1,28	464,8	1,72
5	1544,5	4,9	476,8	62211,3	448505331	140,8	180,7	376,1	1,27	480,2	1,67
6	1822	5,3	476,7	52367,7	347678148	130,1	172,7	380,1	1,25	502,2	1,59
7	2099,5	5,7	476,5	43368,0	262278102	122,8	162,5	400,9	1,19	528,2	1,51
8	2377	6,2	476,3	35220,4	194999652	111,1	154,2	404,6	1,18	560,8	1,43
9	2654,5	6,9	476,1	27938,8	139757600	100,8	144,4	416,7	1,14	598,8	1,34
10	2932	7,4	475,9	21537,4	112967574	98,3	130,0	382,2	1,25	505,5	1,58
11	3209,5	8,2	475,7	16025,5	82885093	88,7	119,7	349,6	1,36	471,8	1,70
12	3487	9,2	475,4	11403,0	58083164	80,6	107,2	322,9	1,47	429,3	1,86
13	3764,5	10,5	475,1	7655,6	39156516	70,5	96,4	281,0	1,69	384,3	2,08
14	4042	11,8	474,8	4750,9	24277955	61,8	85,3	246,5	1,93	340,5	2,35
15	4319,5	27,0	457,5	2634,1	14340287	52,2	73,0	195,7	2,34	273,4	2,93
16	4590	28,2	454,2	1252,6	7905989	43,2	60,7	139,6	3,25	196,1	4,08
17	4826,5	28,7	452,7	517,3	4036317	36,0	49,3	94,1	4,81	128,8	6,21
18	5034,5	33,1	437,6	164,8	1770827	27,3	39,4	51,8	8,45	74,7	10,71
19	5239	-	480	16,7	449254	17,3	26,9	13,1	36,66	20,4	39,18

Tab. 30: Letový případ č.2 - namáhání předního nosníku

Namáhání zadního nosníku:

Místo řezu	Y [mm]	λ [1]	σ_k [kg/cm ²]	Mo [Nm]	Jc [mm ⁴]	z _m _tlak [mm]	z _m _tah [mm]	σ_{max_tlak} [kg/cm ²]	Ji_tlak [1]	σ_{max_tah} [kg/cm ²]	Ji_tah [1]
závěs	340	4,0	477,3	115217	979360369	141,9	166,17	340,5	1,40	398,7	2,01
1	405	9,0	475,5	111883	978847101	142,0	166,13	331,0	1,44	387,3	2,07
2	690	9,0	475,5	97961	845815333	137,7	160,73	325,4	1,46	379,6	2,11
3	967,5	18,8	471,1	85415	717644809	130,3	156,48	316,3	1,49	379,8	2,11
4	1267	19,6	470,4	72902	562122667	116,5	158,42	381,2	1,23	489,8	1,63
5	1544,5	20,6	469,2	62211	448505331	105,6	153,07	364,9	1,29	498,8	1,60
6	1822	22,0	467,4	52368	347678148	94,6	145,96	347,7	1,34	502,1	1,59
7	2099,5	23,2	465,5	43368	262278102	88,1	134,79	337,0	1,38	494,6	1,62
8	2377	25,4	461,3	35220	194999652	77,7	124,38	301,0	1,53	447,3	1,79
9	2654,5	28,3	454,0	27939	139757600	69,7	110,61	261,0	1,74	370,3	2,16
10	2932	28,5	453,4	21537	112967574	72,0	98,37	279,9	1,62	382,5	2,09
11	3209,5	29,2	451,3	16026	82885093	68,8	95,87	271,1	1,66	378,0	2,12
12	3487	30,6	446,8	11403	58083164	66,4	90,08	265,9	1,68	360,7	2,22
13	3764,5	32,8	438,7	7656	39156516	61,1	84,68	243,6	1,80	337,6	2,37
14	4042	34,9	430,0	4751	24277955	56,5	77,93	225,4	1,91	311,0	2,57
15	4319,5	38,5	411,5	2634	14340287	50,4	68,70	188,7	2,18	257,4	3,11
16	4590	39,7	404,6	1253	7905989	44,2	58,28	142,8	2,83	188,3	4,25
17	4826,5	40,6	399,4	517	4036317	38,3	48,18	100,0	3,99	125,9	6,35
18	5034,5	51,4	318,6	165	1770827	29,4	38,27	55,7	5,72	72,6	11,01
19	5239	-	480	17	449254	17,9	26,34	13,5	35,49	20,0	40,07

Tab. 31: Letový případ č.2 - namáhání zadního nosníku

Účinné šířky potahu v tlaku, namáhání potahu tahem:

Místo řezu	Tlačená strana				Tážená strana				
	V [mm]	t _p [mm]	b [mm]	σ _{vikor} [kg/cm ²]	b _e [mm]	t _p [mm]	σ _d [kg/cm ²]	σ _{nikor} [kg/cm ²]	J _{i_tah} [I]
závěs	340	7	164	130,2	164	7	315	144,6	2,18
1	405	7	164	126,5	164	7	315	140,5	2,24
2	690	7	168	124,5	168	7	315	137,8	2,29
3	967,5	7	173	123,2	173	5	315	136,7	2,30
4	1267	7	176	123,5	176				
5	1544,5	7	180	124,0	180				
6	1822	6	184	125,1	184				
7	2099,5	6	189	130,5	189				
8	2377	6	193	130,4	193				
9	2654,5	4	197	133,0	148				
10	2932	4	193	124,4	151	3	360	151,7	2,37
11	3209,5	4	173	114,5	157	3	360	141,5	2,54
12	3487	4	153	106,1	163	3	360	128,8	2,80
13	3764,5	3	132	92,8	132	2	360	115,3	3,12
14	4042	3	112	81,5	112	2	360	102,2	3,52
15	4319,5	3	92	64,8	92	2	360	82,0	4,39
16	4590	2	73	46,3	73	2	360	58,8	6,12
17	4826,5	2	56	31,0	56	2	360	38,7	9,31
18	5034,5	2	84	17,4	84	2	360	22,4	16,07
19	5239	2	58	4,3	58	2	360	6,1	58,77

Tab. 32: Letový případ č.2 - namáhání potahu

10.4 Letový případ č.3

Namáhání podélníků tlakem:

Místo řezu	V [mm]	Rozměr podélníku [mm]	t_p [mm]	b_e [mm]	λ [1]	σ_k [kg/cm ²]	Mo [Nm]	Jc [mm ⁴]	z_m [mm]	σ_{max} [kg/cm ²]	Ji [1]
závěs	340	8x16	7	164	19,3	470,6	51419,1	983960360	199,8	211,9	2,21
1	405	8x16	7	164	18,3	471,6	49931,8	983430794	199,8	205,8	2,28
2	690	8x16	7	168	17,2	472,4	43721,5	850059859	193,9	202,3	2,32
3	967,5	8x16	5	173	18,5	471,4	38120,8	722055818	187,9	201,2	2,33
NEUVAŽOVÁNO											
10	2932	8x16	3	153	44,2	375,8	9492,1	113672952	130,2	220,6	1,70
11	3209,5	8x16	3	160	44,8	371,3	7028,4	83896286	118,8	201,9	1,83
12	3487	8x16	3	153	45,0	370,1	4970,9	59648546	106,8	180,6	2,04
13	3764,5	8x16	2	120	47,6	350,5	3312,9	40260949	94,9	158,1	2,20
14	4042	8x16	2	112	48,7	341,6	2038,4	25075797	82,5	135,5	2,50
15	4319,5	8x16	2	92	48,2	345,7	1120,2	14841886	68,8	104,7	3,27
16	4590	8x16	2	73	41,6	393,3	530,0	8192409	55,3	72,3	5,39
17	4826,5	8x16	2	56	37,6	416,6	221,3	4127894	42,7	47,0	8,92
18	5034,5	8x16	2	84	35,6	426,6	75,2	1639132	34,7	34,6	13,13
19	5239	8x16	2	58	-	480	11,9	421925	22,4	16,3	37,32

Tab. 33: Letový případ č.3 - namáhání podélníků

Namáhání předního nosníku:

Místo řezu	γ [mm]	λ [1]	σ_k [kg/cm ²]	M_0 [Nm]	J_c [mm ⁴]	z_{rn_tlak} [mm]	z_{rn_tah} [mm]	σ_{max_tlak} [kg/cm ²]	J_i_tlak [1]	σ_{max_tah} [kg/cm ²]	J_i_tah [1]
závěs	340	2,5	478,5	51419,1	983960359	196,7	182,0	209,6	2,28	193,9	4,13
1	405	5,5	476,6	49931,7	983430794	196,7	182,0	203,6	2,34	188,4	4,25
2	690	5,6	476,5	43721,5	850059859	189,9	176,1	199,2	2,39	184,8	4,33
3	967,5	12,0	474,8	38120,8	722055818	182,8	169,5	196,8	2,41	182,5	4,38
4	1267	12,8	474,5	32527,3	546799881	185,4	153,4	234,9	2,02	191,5	4,18
5	1544,5	14,1	474,1	27740,8	435165027	177,7	143,8	240,3	1,97	194,3	4,12
6	1822	16,0	473,2	23327,3	336339863	169,6	133,3	247,8	1,91	197,4	4,05
7	2099,5	17,9	471,9	19287,9	256743189	160,6	124,7	251,8	1,87	198,4	4,03
8	2377	20,6	469,1	15629,4	189050881	151,7	113,6	257,9	1,82	194,6	4,11
9	2654,5	23,8	464,4	12361,2	137427403	143,1	102,2	260,9	1,78	184,7	4,33
10	2932	26,5	458,8	9492,1	113672952	123,6	104,8	210,4	2,18	178,4	4,48
11	3209,5	30,0	448,9	7028,4	83896286	112,0	96,3	191,3	2,35	164,6	4,86
12	3487	34,0	433,9	4970,9	59648546	100,2	87,7	170,3	2,55	149,0	5,37
13	3764,5	38,7	410,4	3312,9	40260949	88,6	78,2	148,7	2,76	131,3	6,09
14	4042	42,7	386,3	2038,4	25075797	76,9	70,2	127,5	3,03	116,4	6,87
15	4319,5	47,0	355,4	1120,2	14841886	64,1	61,1	98,7	3,60	94,0	8,51
16	4590	44,7	372,5	530,0	8192409	51,8	52,1	68,3	5,45	68,8	11,63
17	4826,5	43,1	383,5	221,3	4127894	40,1	45,1	43,9	8,74	49,4	16,21
18	5034,5	50,9	323,3	75,2	1639132	33,1	33,5	31,0	10,44	31,4	25,47
19	5239	-	480	11,9	421925	21,5	22,7	12,4	38,77	13,1	61,30

Tab. 34: Letový případ č.3 - namáhání předního nosníku

Namáhání zadního nosníku:

Místo řezu	Y [mm]	λ [1]	σ_k [kg/cm ²]	Mo [Nm]	Jc [mm ⁴]	z _n _tlak [mm]	z _n _tah [mm]	σ_{max_tlak} [kg/cm ²]	Ji_tlak [1]	σ_{max_tah} [kg/cm ²]	Ji_tah [1]
závěs	340	5,5	476,6	51419,1	983960359	161,9	146,2	172,5	2,76	155,8	5,13
1	405	12,3	474,7	49931,7	983430794	161,8	146,3	167,6	2,83	151,4	5,28
2	690	12,2	474,7	43721,5	850059859	156,2	142,3	163,8	2,90	149,3	5,36
3	967,5	26,6	458,6	38120,8	722055818	151,6	135,2	163,2	2,81	145,6	5,50
4	1267	28,1	454,6	32527,3	546799881	155,5	119,3	158,2	2,87	95,1	8,41
5	1544,5	31,9	442,1	27740,8	435165027	150,1	108,6	165,7	2,67	90,1	8,88
6	1822	36,6	421,7	23327,3	336339863	142,8	97,7	174,8	2,41	89,2	8,97
7	2099,5	40,3	401,6	19287,9	256743189	132,9	90,0	183,6	2,19	101,1	7,91
8	2377	45,4	367,1	15629,4	189050881	121,9	80,2	197,8	1,86	120,7	6,63
9	2654,5	49,5	335,5	12361,2	137427403	109,2	71,1	206,9	1,62	141,8	5,64
10	2932	49,4	335,9	9492,1	113672952	91,9	78,4	156,5	2,15	133,6	5,99
11	3209,5	51,3	319,7	7028,4	83896286	88,2	76,4	150,7	2,12	130,6	6,13
12	3487	53,4	301,1	4970,9	59648546	83,0	73,5	141,1	2,13	124,9	6,41
13	3764,5	56,3	274,2	3312,9	40260949	76,9	68,9	129,1	2,12	115,5	6,92
14	4042	57,0	266,7	2038,4	25075797	69,5	64,9	115,2	2,31	107,6	7,44
15	4319,5	58,7	250,6	1120,2	14841886	59,8	59,2	92,1	2,72	91,1	8,78
16	4590	52,2	312,0	530,0	8192409	49,4	53,1	65,1	4,79	70,1	11,41
17	4826,5	48,7	341,7	221,3	4127894	39,0	47,4	42,6	8,02	51,9	15,42
18	5034,5	60,0	237,4	75,2	1639132	32,0	35,6	30,0	7,92	33,4	23,98
19	5239	-	480	11,9	421925	20,9	23,3	12,0	39,89	13,4	59,80

Tab. 35: Letový případ č.3 - namáhání zadního nosníku

Účinné šířky potahu v tlaku, namáhání potahu tahem:

Místo řezu	Tlačená strana					Tažená strana				
	Y [mm]	t _p [mm]	b [mm]	σ _{vikor} [kg/cm ²]	b _e [mm]	t _p [mm]	σ _d [kg/cm ²]	σ _{nikor} [kg/cm ²]	Ji_tah [1]	
závěs	340	7	164	63,9	164	7	315	58,2	5,41	
1	405	7	164	62,1	164	7	315	56,5	5,57	
2	690	7	168	61,0	168	7	315	55,4	5,68	
3	967,5	5	173	60,7	173	7	315	54,7	5,75	
4	1267					7	58,9	315	5,34	
5	1544,5					7	59,3	315	5,32	
6	1822					6	59,8	315	5,27	
7	2099,5					6	60,7	315	5,19	
8	2377					6	60,9	315	5,17	
9	2654,5					4	59,7	315	5,27	
10	2932	3	193	66,5	161	4	315	53,5	5,89	
11	3209,5	3	173	60,9	168	4	315	49,4	6,38	
12	3487	3	153	54,5	153	4	315	44,7	7,04	
13	3764,5	2	132	47,8	127	3	360	39,4	9,14	
14	4042	2	112	41,0	112	3	360	34,9	10,31	
15	4319,5	2	92	31,7	92	3	360	28,2	12,76	
16	4590	2	73	21,9	73	2	360	20,6	17,45	
17	4826,5	2	56	14,0	56	2	360	14,8	24,31	
18	5034,5	2	84	9,7	84	2	360	9,4	38,21	
19	5239	2	58	3,9	58	2	360	3,9	91,95	

Tab. 36: Letový případ č.3 - namáhání potahu

Přídavná osová napětí v nosnících od M_k :

Řez /žebro	M_k [N.m]	M_p [N.m]	h_p [m]	h_z [m]	Přední nosník			Zadní nosník		
					N_p [N]	σ_p [kg/cm ²]	σ_p [kg/cm ²]	N_p [N]	σ_p [kg/cm ²]	σ_p [kg/cm ²]
Vnitřní	-3138,5	5048,2	0,332	0,268	±15205,4	104,0	145,8	±18836,6	-416,0	-582,3
4	-3033,2	4597,8	0,326	0,264	±14103,8	104,0	145,8	±17442,5	-394,6	-572,1
5	-2790,1	3556,4	0,309	0,248	±11494,4	93,8	135,6	±14340,1	-364,0	-572,1
6	-2548,5	2514,9	0,291	0,231	±8645,2	83,6	124,4	±10905,8	-312,0	-520,1
7	-1888,0	1473,4	0,274	0,214	±5381,3	62,2	93,8	±6898,0	-218,2	-384,4
8	-1645,5	431,9	0,254	0,193	±1697,8	20,4	31,6	±2238,0	-83,6	-156,0
9	-1410,8	-253,6	0,235	0,172	±1079,4	-20,4	-31,6	±1474,1	62,2	114,2
Vnější	-1314,9	-436,2	0,23	0,164	±1896,6	-31,6	-52,0	±2659,8	135,6	239,6

Tab. 37: Přídavná osová napětí v pásnicích od M_k pro letový případ č.3 a let. konfiguraci č.2

Přídavná osová napětí v pásnicích od ΔT_{MK} :

Řez /žebro	M_k [N.m]	b [m]	T_{MK} [N]	ΔT_{MK} [N]	M_{ok} [N.m]	Přední nosník		Zadní nosník	
						σ_{Mok} [kg/cm ²]	σ_{Mok} [kg/cm ²]	σ_{Mok} [kg/cm ²]	σ_{Mok} [kg/cm ²]
Vnitřní	-3138,5	0,6995	-4486,8	-169,7	1147,0	-9,3	-8,6	7,7	6,9
4	-3033,2	0,7026	-4317,2	-397,3	1267,0	-10,3	-8,5	8,6	6,6
5	-2790,1	0,7118	-3919,8	-384,7	1544,5	-7,4	-6,0	6,3	4,5
6	-2548,5	0,7209	-3535,1	-949,2	1822,0	-4,1	-3,2	3,4	2,3
7	-1888,0	0,7301	-2585,9	-359,8	2099,5	-2,1	-1,6	1,7	1,2
8	-1645,5	0,7392	-2226,1	-340,0	2377,0	-0,6	-0,4	0,5	0,3
9	-1410,8	0,748	-1886,1	-128,2	2654,5	0,0	0,0	0,0	0,0
Vnější	-1314,9	0,748	-1757,9	0,0	2771,5	0,0	0,0	0,0	0,0

Tab. 38: Přídavná osová napětí v pásnicích od ΔT_{MK} pro let. případ č. 3 při let. konfiguraci č.2

10.5 Letový případ č.13a

Přídavná osová napětí v nosnících od M_k :

Řez /žebro	M_k [N.m]	M_p [N.m]	h_p [m]	h_z [m]	Přední nosník			Zadní nosník		
					N_p [N]	σ_p [kg/cm ²]	σ_p [kg/cm ²]	N_p [N]	σ_p [kg/cm ²]	σ_p [kg/cm ²]
Vnitřní	-11450,4	18417,5	0,332	0,268	±55474,3	-37,5	-51,7	±68721,9	149,0	208,7
4	-11335,1	16774,4	0,326	0,264	±51455,2	-36,4	-50,6	±63635,8	142,6	205,3
5	-11024,6	12974,7	0,309	0,248	±41935,2	-33,8	-48,6	±52317,5	130,1	202,8
6	-10652,8	9175,1	0,291	0,231	±31540,4	-29,2	-43,9	±39787,9	111,9	187,5
7	-11619,7	5375,5	0,2738	0,214	±19632,8	-20,8	-32,9	±25166,0	79,4	138,7
8	-11174,9	1575,8	0,254	0,193	±6194,2	-7,7	-12,8	±±8164,8	30,1	54,2
9	-10671,7	-2013,5	0,235	0,172	±8571,9	12,6	22,1	±11706,6	-51,6	-90,8
Vnější	-10441,9	-3464,0	0,23	0,164	±15061,1	23,6	43,4	±21122,2	-101,4	-182,3

Tab. 39: Přídavná osová napětí v pásnicích od M_k pro letový případ č.13a a let. konfiguraci č.2

Přídavná osová napětí v pásnicích od ΔT_{MK} :

Řez /žebro	M_k [N.m]	b [m]	T_{MK} [N]	ΔT_{MK} [N]	M_{ok} [N.m]	Přední nosník		Zadní nosník	
						σ_{Mok} [kg/cm ²]	σ_{Mok} [kg/cm ²]	σ_{Mok} [kg/cm ²]	σ_{Mok} [kg/cm ²]
Vnitřní	-11450,4	0,6995	-16369,4	-236,3	1147,0	-9,8	-11,2	7,8	9,3
4	-11335,1	0,7026	-16133,1	-644,8	1267,0	-8,7	-10,9	6,8	9,2
5	-11024,6	0,7118	-15488,3	-711,3	1544,5	-7,5	-9,7	5,6	8,2
6	-10652,8	0,7209	-14777,0	1138,2	1822,0	-7,2	-9,6	5,3	8,1
7	-11619,7	0,7301	-15915,2	-797,6	2099,5	-3,9	-5,1	2,8	4,3
8	-11174,9	0,7392	-15117,6	-850,7	2377,0	-1,0	-1,4	0,7	1,1
9	-10671,7	0,748	-14266,9	-307,1	2654,5	0,0	0,0	0,0	0,0
Vnější	-10441,9	0,748	-13959,8	0,0	2771,5	0,0	0,0	0,0	0,0

Tab. 40: Přídavná osová napětí v pásnicích od ΔT_{MK} pro let. případ č. 13a při let. konfiguraci č.2

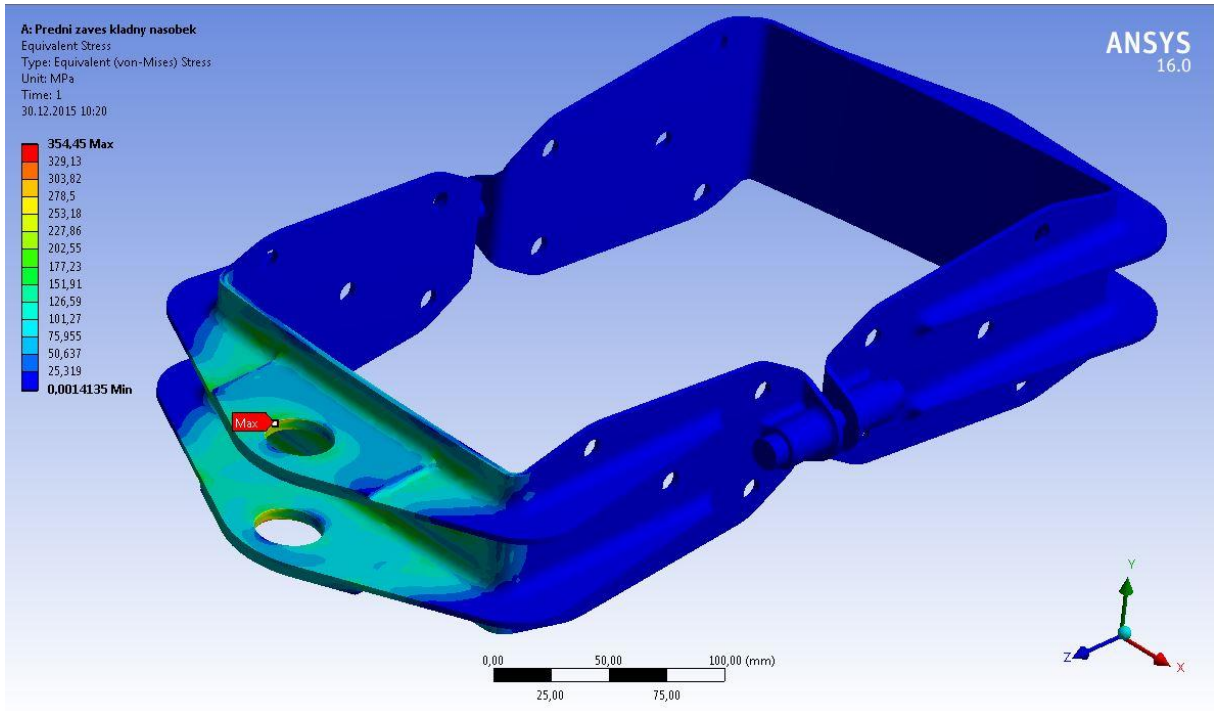
10.6 Pevnostní kontrola stojiny zadního nosníku

	t_p [mm]	T_N [N]	M_k [N.m]	q_{kz} [N.mm]	q_z [N.mm]	q_{zc} [N.mm]	τ [kg/cm ²]	τ_k [kg/cm ²]	J_i [1]
Závěs	12	51256,2	1452,9	9,5	73,0	82,5	70,1	200	2,85
1	12	50422,4	1490,8	9,8	71,8	81,6	69,4	200	2,88
2	12	47377,8	2376,7	16,0	69,6	85,6	72,8	200	2,75
3	12	44376,0	4097,2	28,5	67,8	96,3	81,8	200	2,44
4	12	40215,9	5405,9	46,7	64,1	64,1	54,5	200	3,67
5	12	36039,8	5305,0	47,5	58,1	58,1	49,4	200	4,05
6	12	32225,1	5112,0	47,9	55,9	55,9	47,5	200	4,21
7	10	32268,1	5667,4	55,7	57,4	57,4	58,5	200	3,42
8	10	28479,4	5309,4	55,5	56,0	56,0	57,1	200	3,50
9	10	24844,1	4875,3	54,6	52,0	52,0	53,0	200	3,77
10	10	21349,4	3318,8	36,7	47,1	83,8	85,5	200	2,34
11	10	18007,8	2931,6	38,7	47,7	86,4	88,1	200	2,27
12	10	14836,1	2638,4	42,5	47,1	89,6	91,3	200	2,19
13	6	11844,5	2305,8	46,8	45,2	92,0	156,4	200	1,28
14	6	9038,1	1890,5	50,1	41,4	91,5	155,6	200	1,29
15	6	6427,8	1410,5	51,7	35,3	87,0	147,8	200	1,35
16	6	4110,4	929,3	49,8	28,6	78,4	133,3	200	1,50
17	6	2340,7	539,8	44,0	19,8	63,8	108,4	200	1,84
18	6	1080,0	241,4	32,4	11,3	43,7	74,3	200	2,69
19	6	244,0	10,5	3,0	3,4	6,3	10,7	200	18,60

Tab. 41: Kontrola stojiny zadního nosníku

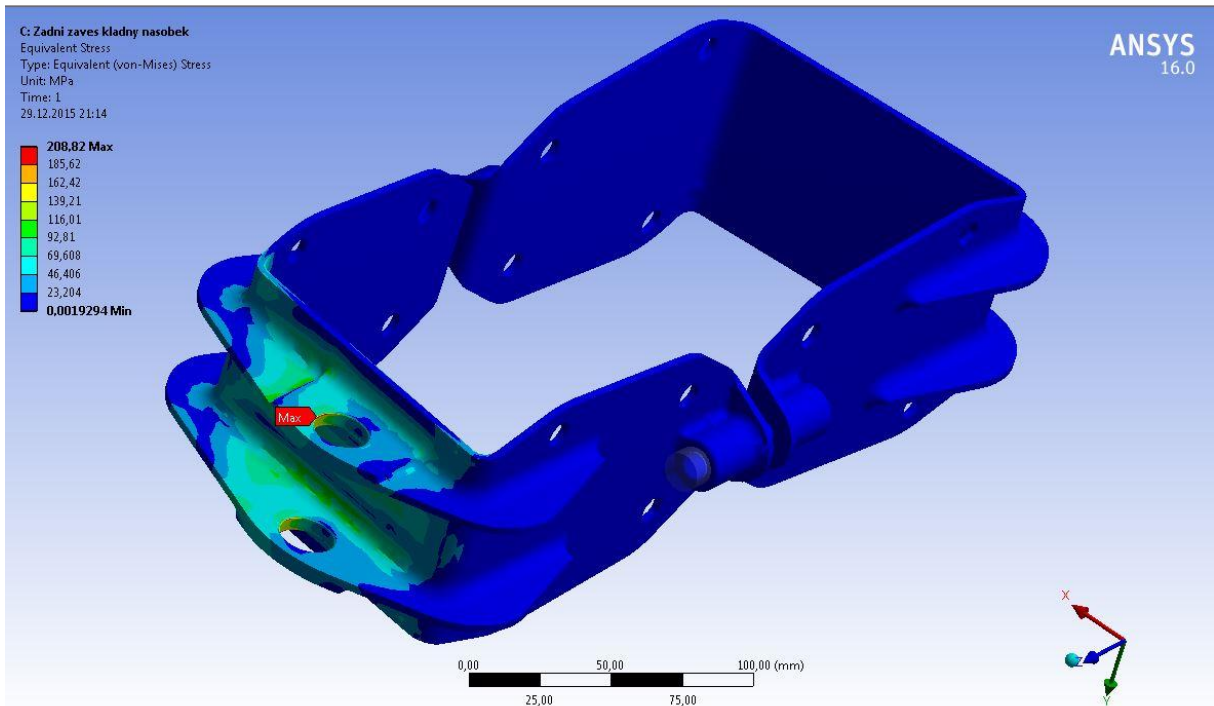
10.7 MKP kontrola závěsů

Přední závěs, letový případ č.2:



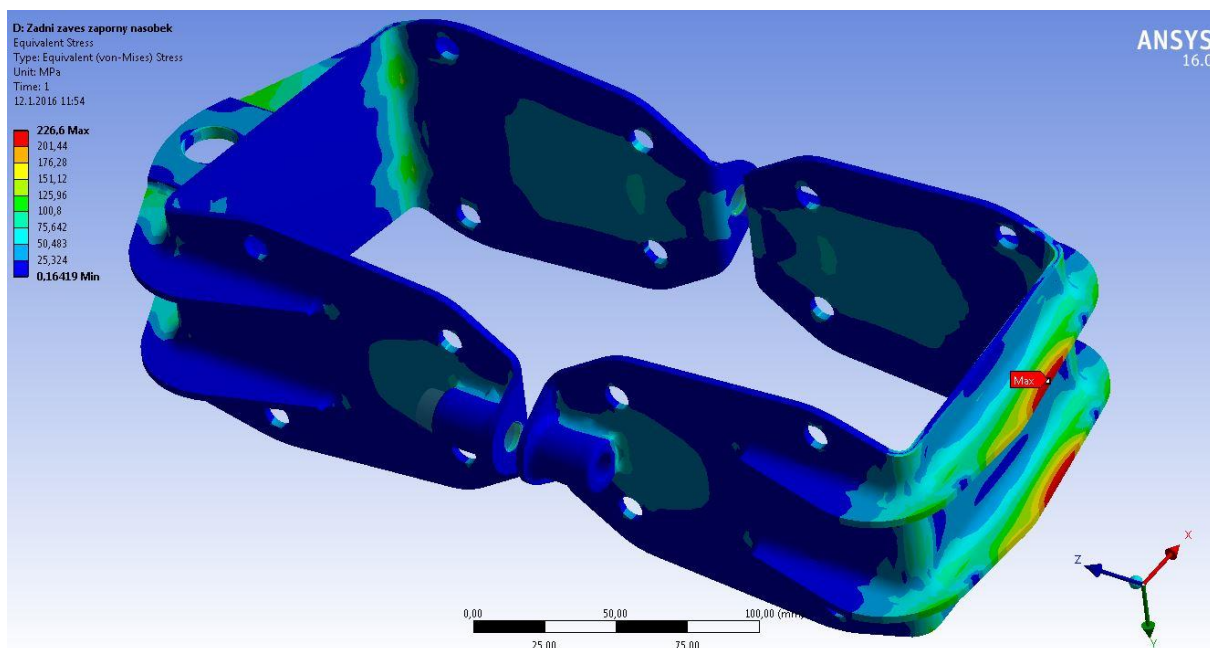
Obr. 54: Průběh napětí v konstrukci předního závěsu při letovém případě č.2 a let. konfiguraci č.2

Zadní závěs, letový případ č.2:



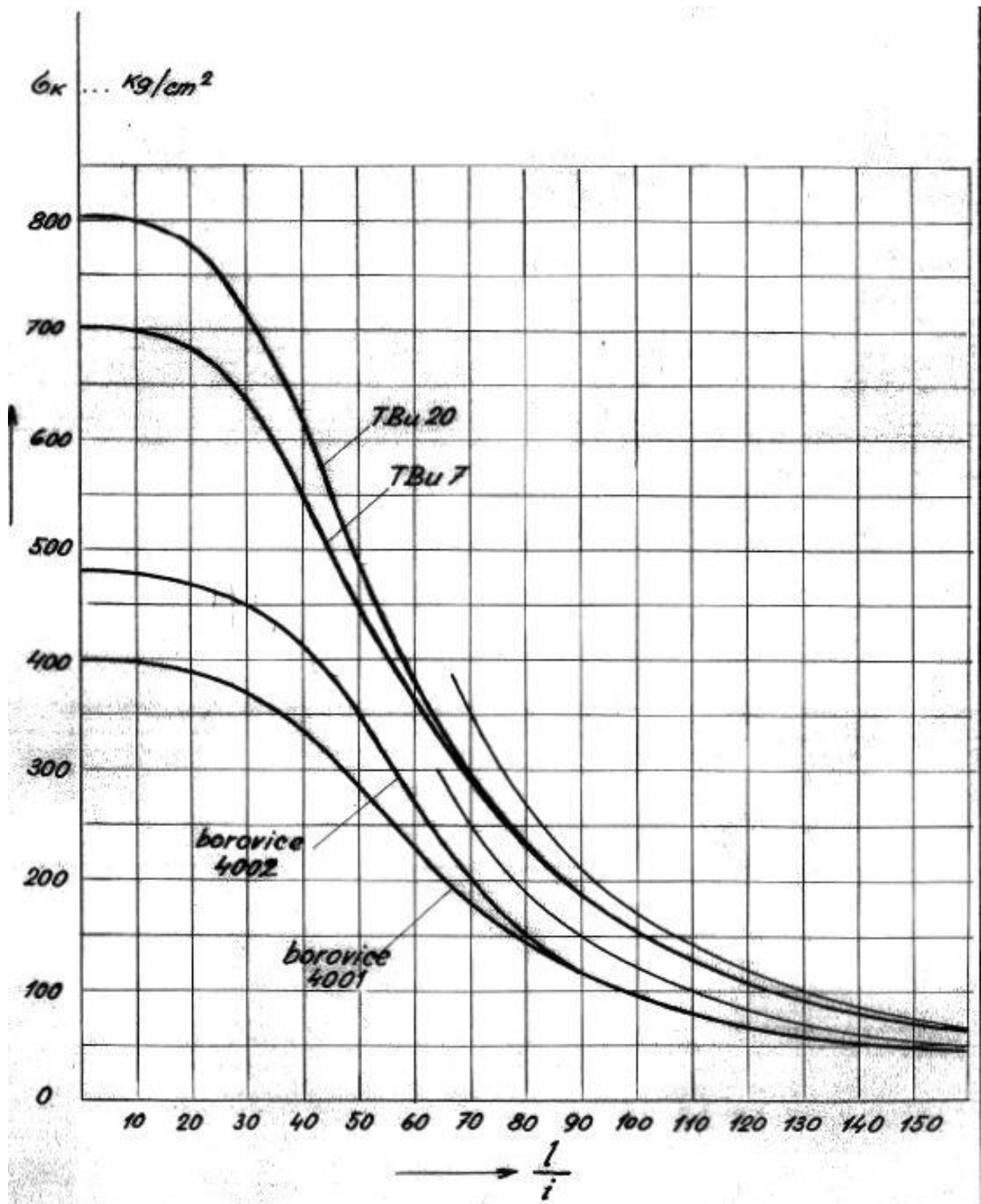
Obr. 55: Průběh napětí v konstrukci zadního závěsu při letovém případě č.2 a let. konfiguraci č.2

Zadní závěs, letový případ č.3:



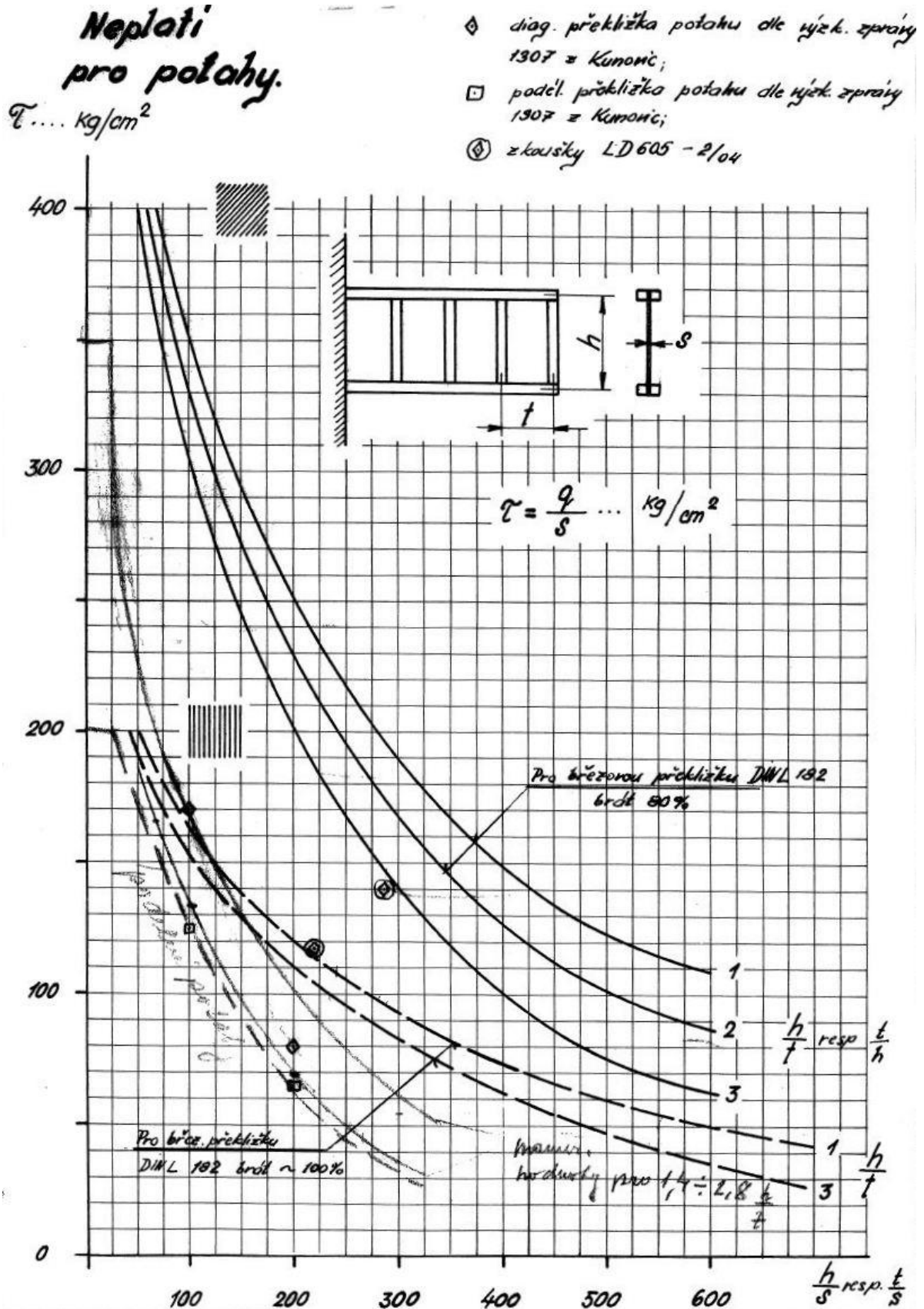
Obr. 56: Průběh napětí v konstrukci zadního závěsu při letovém případě č.3 a let. konfiguraci č.2

10.8 Diagram vzpěrné pevnosti borového dřeva



Obr. 57: Diagram vzpěrné pevnosti dřeva [22]

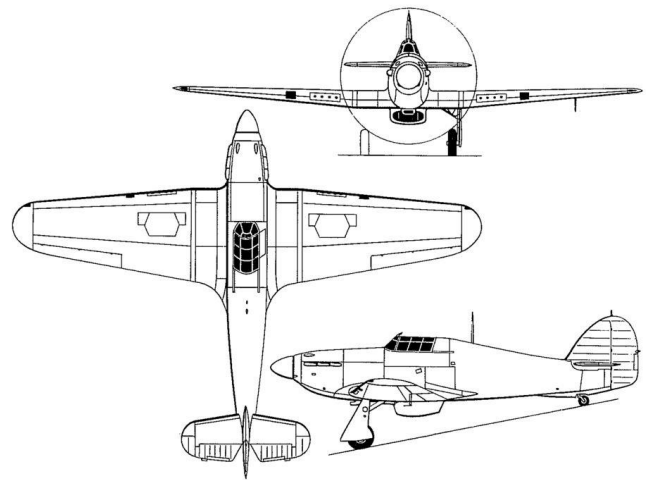
10.9 Diagram maximální přípustné pevnosti překližky



Obr. 58: Diagram maximální přípustné pevnosti překližky [22]

10.10 Statistika vybraných stíhacích letounů zařazených do služby v letech 1936 - 1939

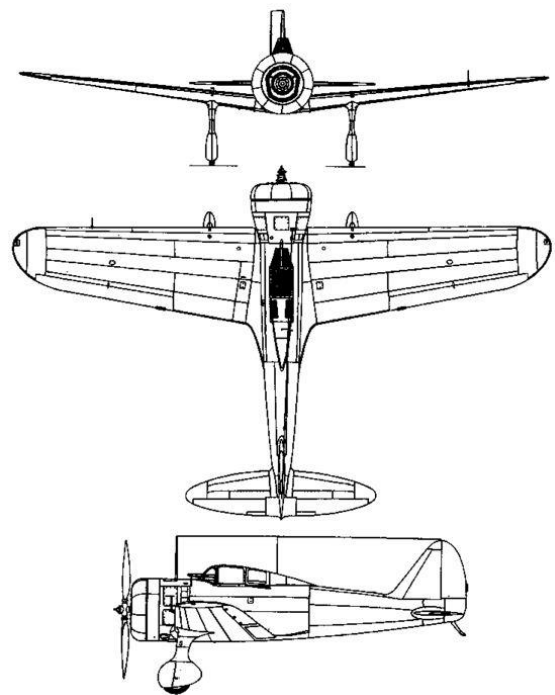
Typ:	Hawker Hurricane Mk.I
Země původu:	Velká Británie
První vzlet:	1935
MTOW:	3651 kg
Rozpětí:	12,19 m
Plocha křídla:	23,97 m ²
Plošné zatížení:	117,67 kg/m ²
Max. rychlost:	527,9 km/h



Obr. 59: Hawker Hurricane MK. I [24]

Popis konstrukce: Trup příhradové šroubované a částečně nýtované konstrukce, od kabiny dozadu trup tvarován dřevěnými přepážkami spojenými dřevěnými podélníky. Tato zadní část trupu a ocasní plochy potažena plátnem, v přední části trupu tvořil potah duralový plech. Křídlo dvounosníkové dělené na tři části. U prvních sériově vyráběných kusů kovová kostra křídel potažena plátnem, později tvořil potah duralový plech.

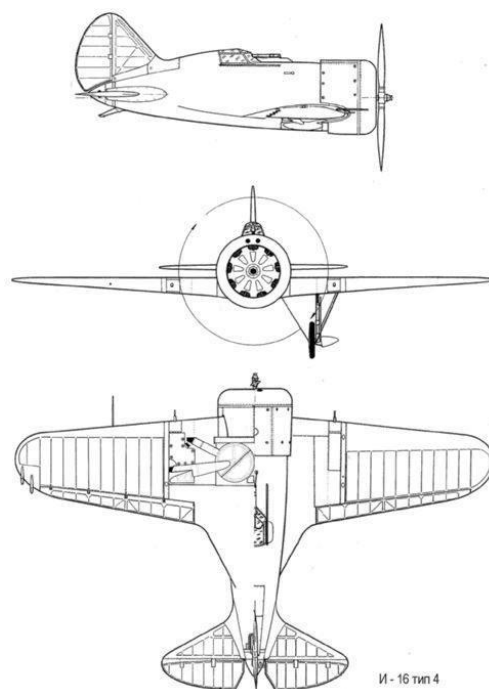
Typ:	Nakajima Ki-27a
Země původu:	Japonsko
První vzlet:	1936
MTOW:	1790 kg
Rozpětí:	11,31 m
Plocha křídla:	18,56 m ²
Plošné zatížení:	96,44 kg/m ²
Max. rychlost:	470 km/h



Obr. 60: Nakajima Ki-27a [24]

Popis konstrukce: Celokovová konstrukce, kormidla potaženy plátnem

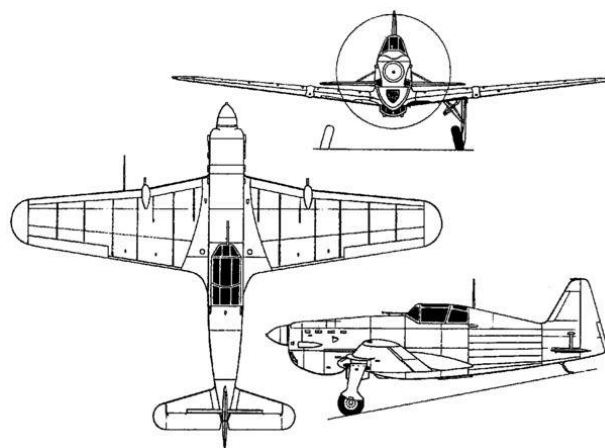
Typ:	Polikarpov I-16
Země původu:	SSSR
První vzlet:	1938
MTOW:	1716 kg
Rozpětí:	9,004 m
Plocha křídla:	14,54 m ²
Plošné zatížení:	118,01 kg/m ²
Max. rychlost:	448 km/h



Obr. 61: Polikarpov I-16 [25]

Popis konstrukce: Smíšená konstrukce, trup celodřevěná překližková skořepina, křídlo dvounosníkové s nosníky z chrom-molybdenové oceli, stojiny a žebra z duralu. Potah náběžných hran a centrolánu z duralového plechu, zbytek potahu tvoří plátno.

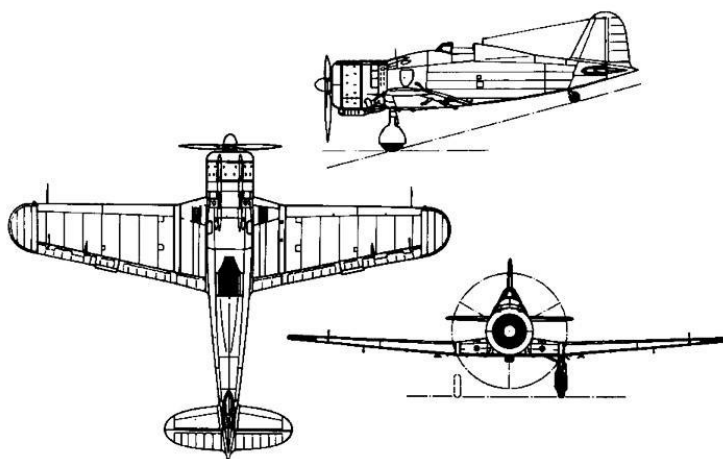
Typ:	Morane-Saulnier MS.406
Země původu:	Francie
První vzlet:	1938
MTOW:	2720 kg
Rozpětí:	10,62 m
Plocha křídla:	16,00 m ²
Plošné zatížení:	141,9 kg/m ²
Max. rychlost:	486 km/h



Obr. 62: Morane-Saulnier MS.406 [23]

Popis konstrukce: Smíšená konstrukce – trup letounu tvořen celokovovou kostrou, motor kryt duralovými plechy, okolí kabiny Plymaxem (dřevěná překližka potažena tenkou vrstvou hliníkového plechu) a zbytek trupu potažen plátnem. Křídlo samonosné dvounosníkové potažené také Plymaxem, potah kormidel plátěný.

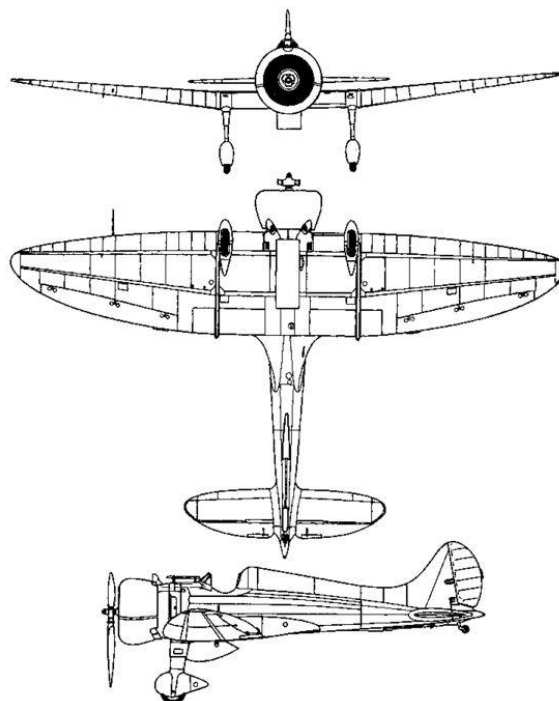
Typ:	Fiat G.50
Země původu:	Itálie
První vzlet:	1937
MTOW:	2475 kg
Rozpětí:	10,96 m
Plocha křídla:	18,27 m ²
Plošné zatížení:	131,53 kg/m ²
Max. rychlost:	473 km/h



Obr. 63: Fiat G.50 [23]

Popis konstrukce: Celokovový trup poloskořepinové konstrukce s hliníkovým potahem, centroplán tvořen příhradovou konstrukcí z ocelových trubek, křídla duralové s hliníkovým potahem.

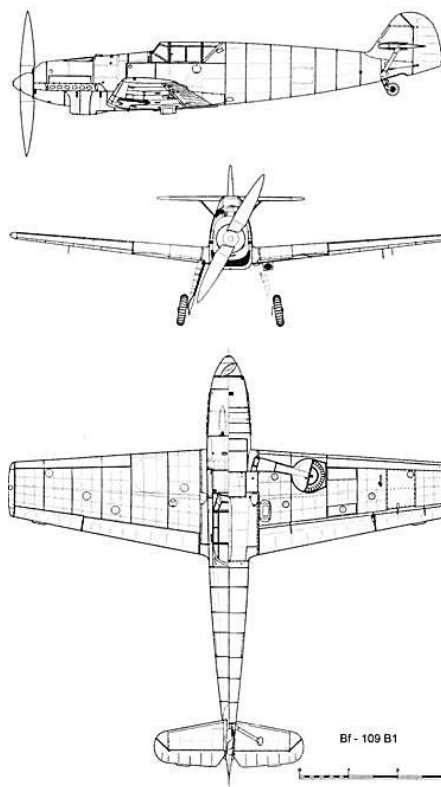
Typ:	Mitsubishi A5M4
Země původu:	Japonsko
První vzlet:	1938
MTOW:	1822 kg
Rozpětí:	11,00 m
Plocha křídla:	17,8 m ²
Plošné zatížení:	93,88 kg/m ²
Max. rychlost:	435 km/h



Obr. 64: Mitsubishi A5M4 [24]

Popis konstrukce: Celokovová konstrukce, trup poloskořepinový, potah hliníkový se zapuštěnými nýty. Kormidla potaženy plátnem.

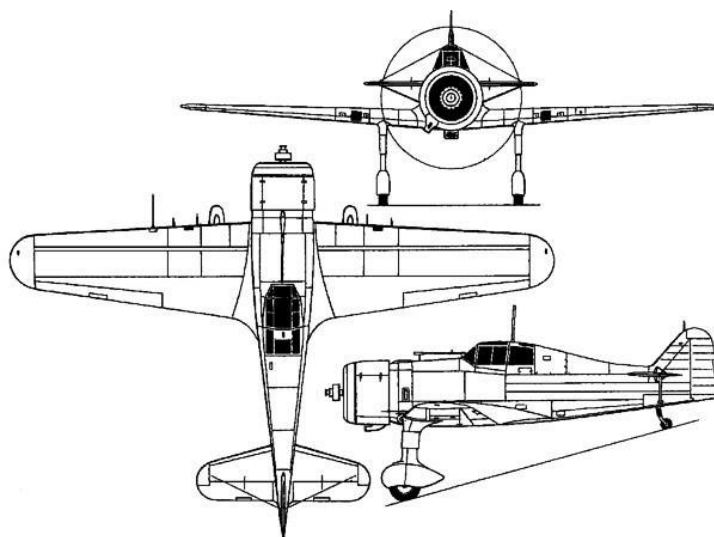
Typ:	Messerschmitt BF 109 B-1
Země původu:	Německo
První vzlet:	1937
MTOW:	2200 kg
Rozpětí:	9,87 m
Plocha křídla:	16,20 m ²
Plošné zatížení:	135,8 kg/m ²
Max. rychlost:	450 km/h



Obr. 65: Messerschmitt BF 109 B-1 [25]

Popis konstrukce: Celokovová konstrukce, trup tvořen duralovou poloskořepinou montovanou ze dvou polovin, každá polovina trupu vyztužena pěti duralovými podélníky. Křídlo jedonosníkové (Messerschmittův patent) zavěšené na třech bodech, kormidla potaženy plátnem.

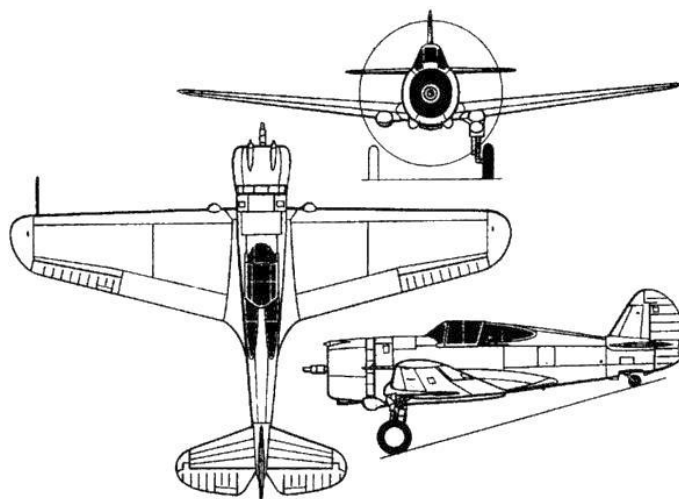
Typ:	Fokker D.XXI
Země původu:	Nizozemí
První vzlet:	1936
MTOW:	2050 kg
Rozpětí:	11,00 m
Plocha křídla:	16,20 m ²
Plošné zatížení:	126,54 kg/m ²
Max. rychlost:	446 km/h



Obr. 66: Fokker D.XXI [24]

Popis konstrukce: Trup tvořen příhradovou konstrukcí z ocelových trubek z velké části potaženou plátnem, křídlo samonosné celodřevěné.

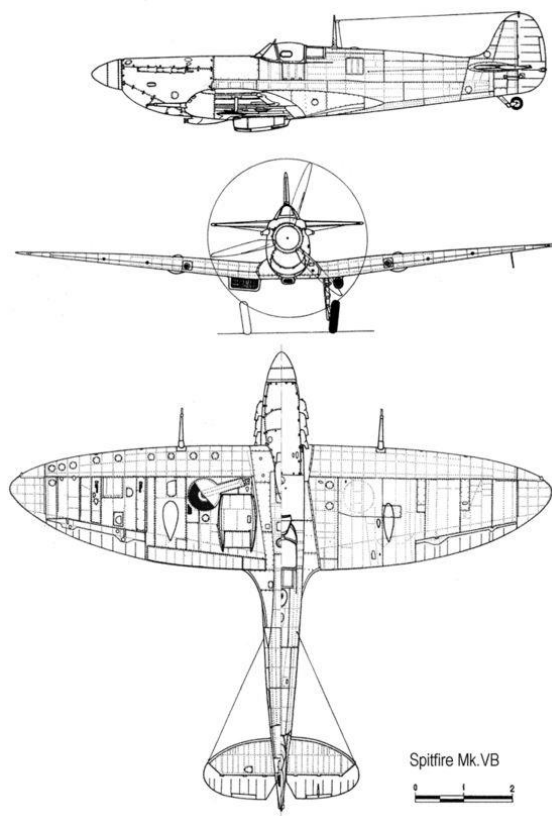
Typ: Curtiss P-36A
Země původu: USA
První vzlet: 1938
MTOW: 2728 kg
Rozpětí: 11,38 m
Plocha křídla: 21,93 m²
Plošné zatížení: 113,37 kg/m²
Max. rychlost: 482,8 km/h



Obr. 67: Curtiss P-36A [24]

Popis konstrukce: Celokovová konstrukce, potah trupu a křídla tvořen duralovým plechem, kormidla potaženy plátnem.

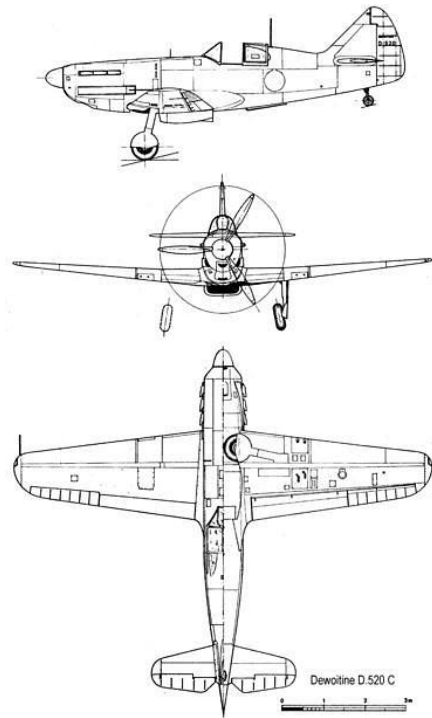
Typ: Supermarine Spitfire PR Mk.IA
Země původu: Velká Británie
První vzlet: 1939
MTOW: 2670 kg
Rozpětí: 11,227 m
Plocha křídla: 22,48 m²
Plošné zatížení: 118,76 kg/m²
Max. rychlost: 568,1 km/h



Obr. 68: Supermarine Spitfire PR Mk.IA [25]

Popis konstrukce: Celokovová konstrukce, trup skořepinový se čtyřmi podélníky, potah trupu z alcladového plechu, křídlo jednonosíkové, kormidla potaženy plátnem.

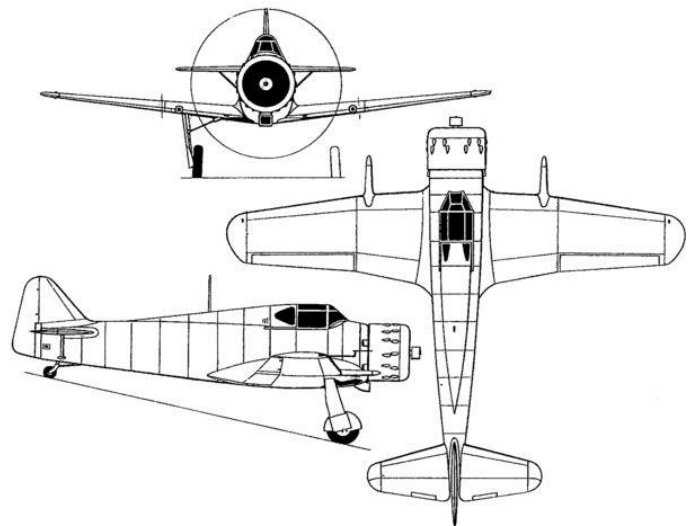
Typ:	Dewoitine D.520 C1
Země původu:	Francie
První vzlet:	1938
MTOW:	2780 kg
Rozpětí:	10,20 m
Plocha křídla:	15,95 m ²
Plošné zatížení:	174,29 kg/m ²
Max. rychlost:	538 km/h



Obr. 69: Dewoitine D.520 C1 [25]

Popis konstrukce: Celokovová konstrukce, trup letounu tvořen poloskořepinovou konstrukcí se čtyřmi hlavními podélníky a minimem přepážek, křídlo celistvé průběžné s jedním duralovým nosníkem a duralovými žebry. Křídlo a spodní část vztlakových klapek potaženo duralovým plechem, kormidla potaženy plátnem.

Typ:	Bloch MB.152 C.1
Země původu:	Francie
První vzlet:	1938
MTOW:	2800 kg
Rozpětí:	10,542 m
Plocha křídla:	17,32 m ²
Plošné zatížení:	158,66 kg/m ²
Max. rychlost:	510 km/h



Obr. 70: Bloch MB.152 C.1 [24]

Popis konstrukce: Celokovová konstrukce, trup třídílný celokovový, křídlo dvounosíkové, potah křídla včetně křidélek a klapek duralový.