

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA BH534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

AVIA BH534 AIRPLANE DESIGN AS ULTRALIGHT

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. MARTIN KOZELSKÝ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

doc. Ing. JAROSLAV JURAČKA, Ph.D.

BRNO 2010

Brně 19.05.2010

Martin Kozelský

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2009/2010

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Martin Kozelský

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

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

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

Konstrukční návrh letounu Avia BH534 v ultralehkém provedení

v anglickém jazyce:

Avia BH534 airplane design as ultralight

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Provedení předběžného návrhu dvojpláštníku v provedení UL letounu při dodržení podobnosti s letounem Avia BH534.

Cíle diplomové práce:

Provedení předběžného aerodynamického zhodnocení letounu, předběžný návrh konstrukce, detailní návrh a pevnostní kontrola konstrukce nosných ploch.

Brně 19.05.2010

Martin Kozelský

Seznam odborné literatury:

Kunetka, L., Ultralehký dvoumístný dvouplošný letoun, diplomová práce, Brno, 1998

Roskam, J., Airplane Design, University of Kansas, Laurence, USA, 1990

Čalkovský, Konstrukce a pevnost letadel, VAAZ, 1984,

Předpis UL-2

Vedoucí diplomové práce: doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2009/2010.

V Brně, dne 20.11.2009

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Brně 19.05.2010

Martin Kozelský

Abstrakt:

Tato diplomová práce je zaměřena na získání podkladů pro realizaci nosných ploch ultralehké repliky dvouplošníku letounu Avia BH534. V úvodní části této práce je porovnávána replika letounu s předlohou, další části popisují základní aerodynamické charakteristiky letounu, konstrukci nosných ploch a pevnostní výpočet nosných ploch.

Abstract:

The object of the diploma thesis is a preparation of fundamental bases for realization aerofoils of the replica of the biplane aircraft BH534 Avia. The preamble of the work balances replica against the real historic aircraft. As next the basic aerodynamics characteristics, construction of aerofoils and strenght calculation of the aerofoils are described.

Klíčová slova:

Základní rozměry, polára letounu, výkony letounu, manévrová a poryvová obálka, zatížení nosných ploch, konstrukce nosných ploch, pevnostní výpočet nosných ploch.

Keywords:

Basic dimensions, drag polar, performance of the aircraft, manoeuvre and gust envelope, aerofoils loading, aerofoils construction, aerofoils strenght calculation.

Bibliografická citace:

KOZELSKÝ, M. *Konstrukční návrh letounu Avia BH534 v ultralehkém provedení*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 120 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.

MÍSTOPŘÍSEŽNÉ PROHLÁŠENÍ:

Místopřísežně prohlašuji, že jsem byl, seznámen s předpisy pro vypracování diplomové práce a že jsem celou diplomovou práci, včetně příloh, vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury.

V Brně dne

.....
Jméno

Brně 19.05.2010

Martin Kozelský

PODĚKOVÁNÍ:

Rád bych poděkoval za cenné rady a připomínky svému vedoucímu diplomové práce doc. Ing. Juračkovi, Ph.D., a dále také Ing. Šošovičkovi, Ph.D., Ing. Plhalovi, Ph.D. a Ing. Šplíchalovi.

1. Úvod	4
1.1 Replika letounu Avia B-534.....	4
1.2 Předloha repliky Avia B-534	4
1.3 Charakteristiky letounu.....	4
1.4 Nákres letounu.....	5
2. Návrh základních geometrických charakteristik částí letounu	6
2.1 Návrh základních geometrických charakteristik horního křídla a spodního křídla	6
2.2 Návrh základních geometrických charakteristik ocasních ploch.....	8
3. Základní aerodynamický výpočet letounu	9
3.1 Aerodynamické charakteristiky profilu.....	9
3.2 Aerodynamické charakteristiky křídel	13
3.3 Aerodynamické charakteristiky celého letounu	15
3.4 Polára letounu.....	20
3.5 Rozložení vztlaku na horní a spodní křídlo dvouplošníku	22
4. Výkony letounu.....	26
4.1 Výpočet potřebných tahů a výkonů	26
4.2 Výpočet využitelných tahů a výkonů	28
5. Obrátová a poryvová obálka	32
5.1 Pádová rychlost.....	32
5.2 Návrhová rychlost obratu	32
5.3 Návrhová cestovní rychlost.....	32
Návrhová cestovní rychlost byla zvolena.....	32
5.3 Maximální návrhová rychlost	33
5.4 Pádová rychlost v letu na zádech	33
5.5 Obrátová rychlost v letu na zádech	33
5.6 Provozní násobky obrátů.....	33
5.7 Provozní násobky od poryvu.....	33
6. Výpočet zatížení křídla.....	35
6.1 Definice případů zatížení.....	35
6.2 Výpočty pro vzdušné zatížení křídel	36
7. Konstrukce křídla	53
7.1 Základní popis konstrukce	54
7.2 Jednotlivé části konstrukce.....	55
8. Souhrn použitých materiálů a jejich charakteristiky.....	61
9. Pevnostní výpočet konstrukce	61
9.1 Postup výpočtu pomocí programu Patran a Nastran	61
9.2 Grafické výstupy z programu Patran	63
9.3 Vzorce použité pro analýzu výsledků	65
9.4 Výsledky výpočtů nosníkových prvků konstrukce.....	66
9.5 Výsledky výpočtů výztužných lan	70
9.6 Určení součinitelů pro výpočet oka	76
9.7 Pevnostní výpočet oka s ohledem na deformaci oka.....	82
10. Závěr.....	95
11. Použitá literatura	96
13. Seznam použitých symbolů	98
14. Seznam příloh.....	99

1. Úvod

1.1 Replika letounu Avia B-534

Cílem této diplomové práce je konstrukční návrh repliky prvorepublikového stíhacího letounu Avia B-534 v ultralehké verzi, tedy podle předpisu UL 2. Původní letoun byl jednomístný, jednomotorový dvouplošník s pevným záďovým podvozkem. Navrhovaný letoun bude jeho 70% zmenšeninou.

1.2 Předloha repliky Avia B-534

Letoun Avia B-534 je jednomístný, jednomotorový dvouplošník. Konstrukce trupu, křídél i ocasních ploch byla kovová, potažená částečně duralem a částečně plátnem. Letoun byl poháněn dvanáctiválcovým motorem Avia, nebo motorem Hispano-Suiza 12Y, letoun byl vybaven dvoulistou, nestavitelnou, kovovou, nebo dřevěnou vrtulí. Podvozek Avie byl pevný se záďovým kolem.

1.3 Charakteristiky letounu

Rozpětí: 9,40 m

Délka: 8,20 m

Výška: 3,15 m

Nosná plocha: 23,56 m²

Maximální vzletová hmotnost: 2120 kg

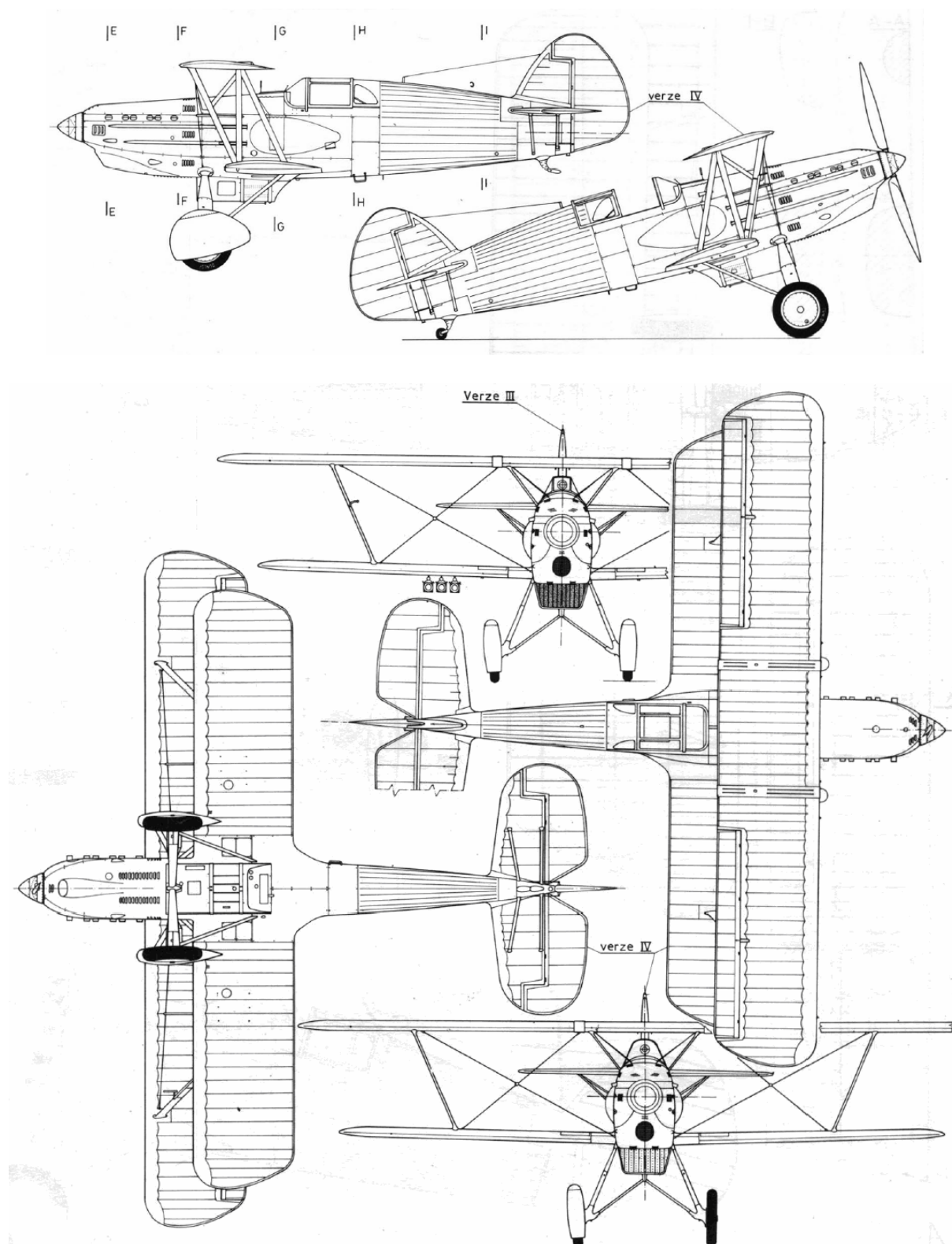
Maximální rychlost: 406 km/h

Dolet: 600 km

Dostup: 10600 m

Stoupavost: 15 m/s

1.4 Nákres letounu



Obr. 1 Nákres skutečného letounu Avia B-534

2. Návrh základních geometrických charakteristik částí letounu

U křídla je nutné pro další výpočet určit půdorysný tvar, aerodynamické a geometrické kroucení, vzepětí, úhel šípu, úhel nastavení a profil ve všech řezech křídla. U ocasních ploch je to obdobné. Dále se do těchto geometrických charakteristik zahrnou základní rozměry dalších částí letounu, pro usnadnění následujících výpočtů.

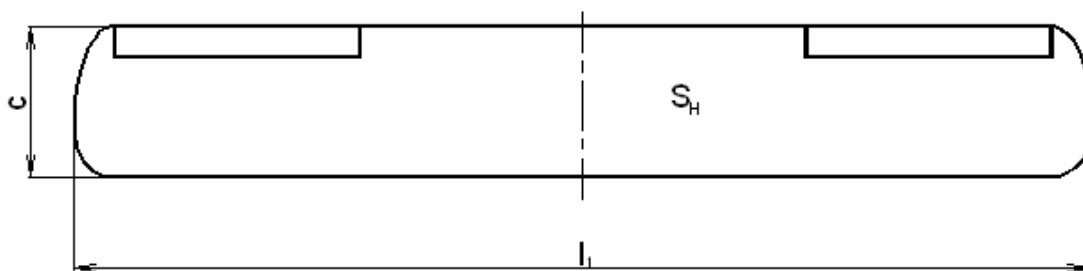
2.1 Návrh základních geometrických charakteristik horního křídla a spodního křídla

1. Profil křídel

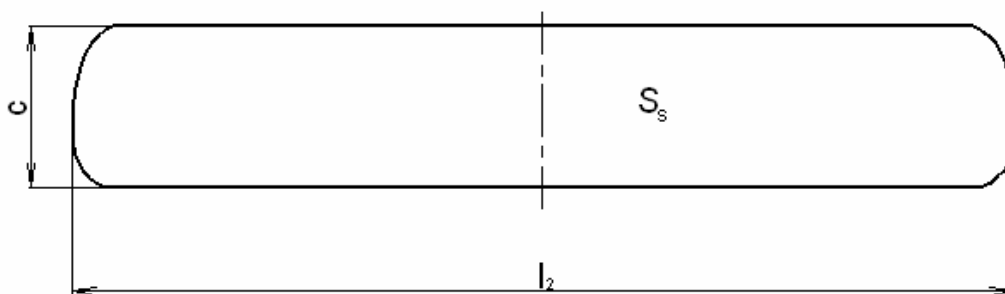
Jako profil horního i spodního křídla je zvolen NACA 4412, obě křídla jsou stejně hluboká a mají obdélníkový tvar, profily budou tedy ve všech řezech křídla stejné.

2. Náskres křídel a určení jejich rozpětí, hloubky a plochy

Náskres horního křídla



Obr. 2 Náskres horního křídla



Obr. 3 Náskres spodního křídla

Hloubka horního i spodního křídla $c = 1000 \text{ mm} = 1 \text{ m}$

Rozpětí horního křídla: $l_1 = 6750 \text{ mm} = 6,75 \text{ m}$

Rozpětí spodního křídla: $l_2 = 5870 \text{ mm} = 5,87 \text{ m}$

Plocha horního křídla: $S_H = 6,535 \text{ m}^2$

Plocha spodního křídla: $S_S = 5,655 \text{ m}^2$

Celková nosná plocha dvouplošníku: $S = S_H + S_S = 6,535 + 5,655 = 12,19 \text{ m}^2$

3. Určení štíhlosti křídel

$$\text{Horní křídlo: } \lambda_H = \frac{l_1^2}{S_H} = \frac{6,75^2}{6,535} = 7 \quad (1)$$

$$\text{Spodní křídlo: } \lambda_S = \frac{l_2^2}{S_S} = \frac{5,87^2}{5,655} = 6 \quad (1)$$

3. Vzepětí

Vzepětí horního křídla je nulové, vzepětí spodního křídla je 1,5°.

4. Aerodynamické a geometrické kroucení křídla

Díky obdélníkovému tvaru křídla není nutné provádět ani aerodynamické, ani geometrické kroucení.

5. Úhel šípu a úhel nastavení

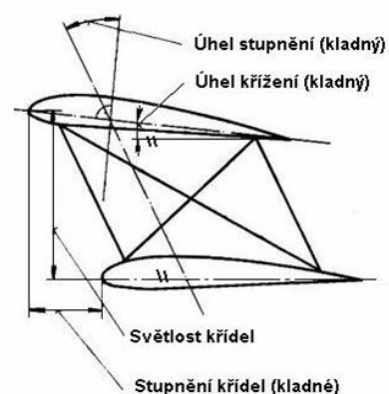
Letoun má horní i spodní křídlo přímé, proto bude úhel šípu nulový, podobně tomu bude s úhlem nastavení obou křídel, který bude také nulový.

6. Geometrické charakteristiky vzájemné polohy horního a spodního křídla

Stupnění: $s = 450 \text{ mm} = 0,45 \text{ m}$

Světlost: $H = 1100 \text{ mm} = 1,1 \text{ m}$

Úhel křížení: $\delta = 0^\circ$

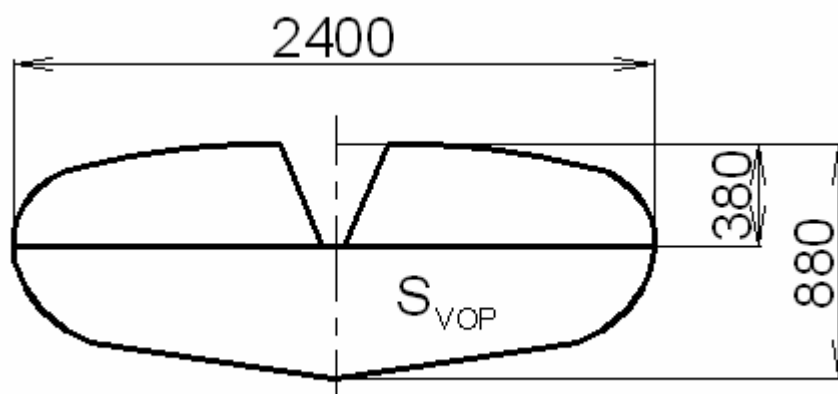


Obr.4 Nákres vzájemné polohy křídel

2.2 Návrh základních geometrických charakteristik ocasních ploch

2.2.1 Vodorovné ocasní plochy

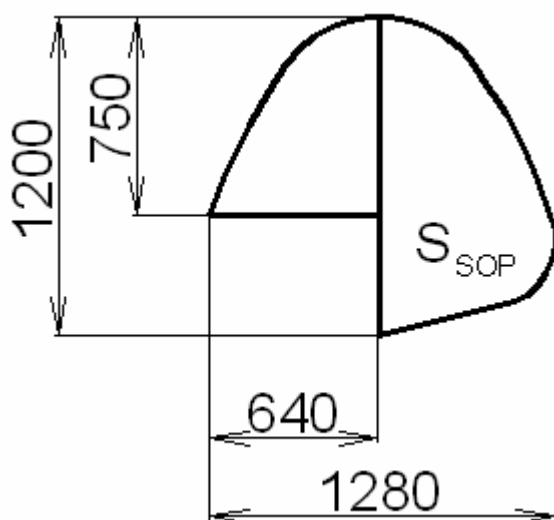
Plocha VOP: $S_{VOP} = 1,621 \text{ m}^2$



Obr. 5 Náčres vodorovných ocasních ploch

2.2.2 Svislé ocasní plochy

Plocha SOP: $S_{SOP} = 0,889 \text{ m}^2$



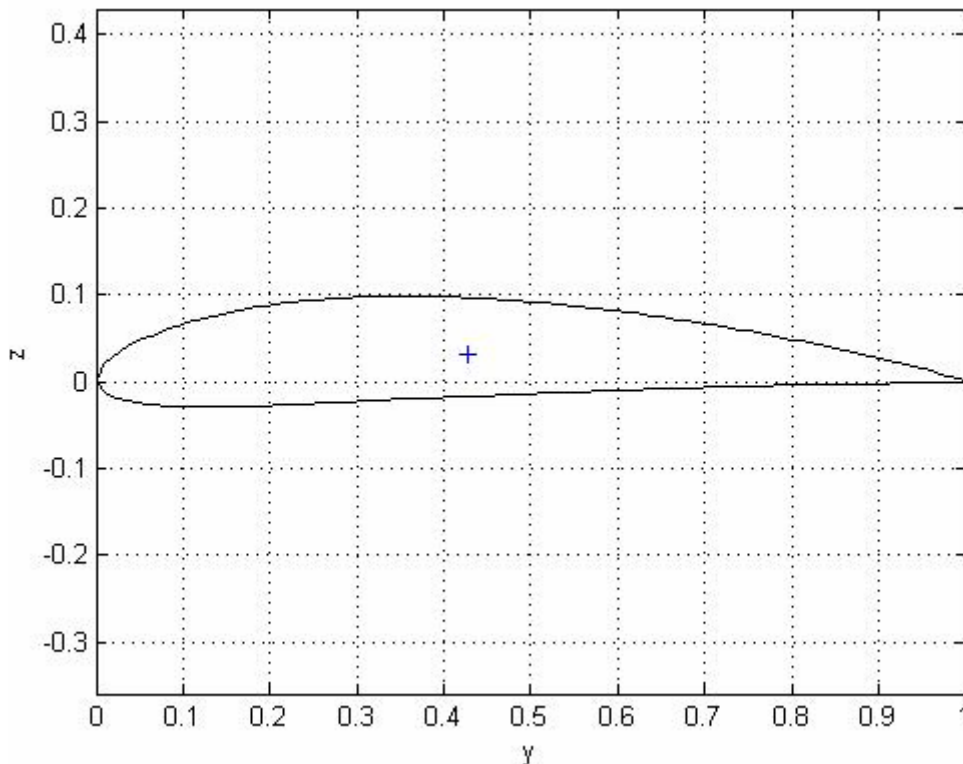
Obr. 6 Náčres svislých ocasních ploch

3. Základní aerodynamický výpočet letounu

3.1 Aerodynamické charakteristiky profilu

Profil horního i spodního křídla je stejný NACA 4412, také jejich hloubka je shodná. Reynoldsovo a Machovo číslo bude pro profil horního i spodního profilu stejné.

3.1.1 Tvar profilu NACA 4412



Obr. 7 Nákres profilu NACA 4412

3.1.2 Výpočet Reynoldsova čísla:

Pro výpočet Reynoldsova čísla bude zvolena pádová rychlost $v_{s0} = 65 \text{ km.h}^{-1} = 18,056 \text{ m.s}^{-1}$, hloubka profilu $c = 1 \text{ m}$ a kinematická viskozita pro 0m MSA je $\nu = 0,00001455 \text{ m}^2.\text{s}^{-1}$. Maximální rychlost bude zvolena $200 \text{ km.h}^{-1} = 55,556 \text{ m.s}^{-1}$.

$$\text{Re}_{\min.} = \frac{v_{s0} \cdot c}{\nu} = \frac{18,056 \cdot 1}{0,00001455} = 1240962 \quad (2)$$

$$\text{Re}_{\max.} = \frac{v \cdot c}{\nu} = \frac{55,556 \cdot 1}{0,00001455} = 3818282 \quad (2)$$

3.1.3 Výpočet Machova čísla:Rychlost zvuku pro 0m MSA je $a = 340,294 \text{ m.s}^{-1}$

$$M = \frac{v}{a} = \frac{18,056}{340,294} = 0,053 \quad (3)$$

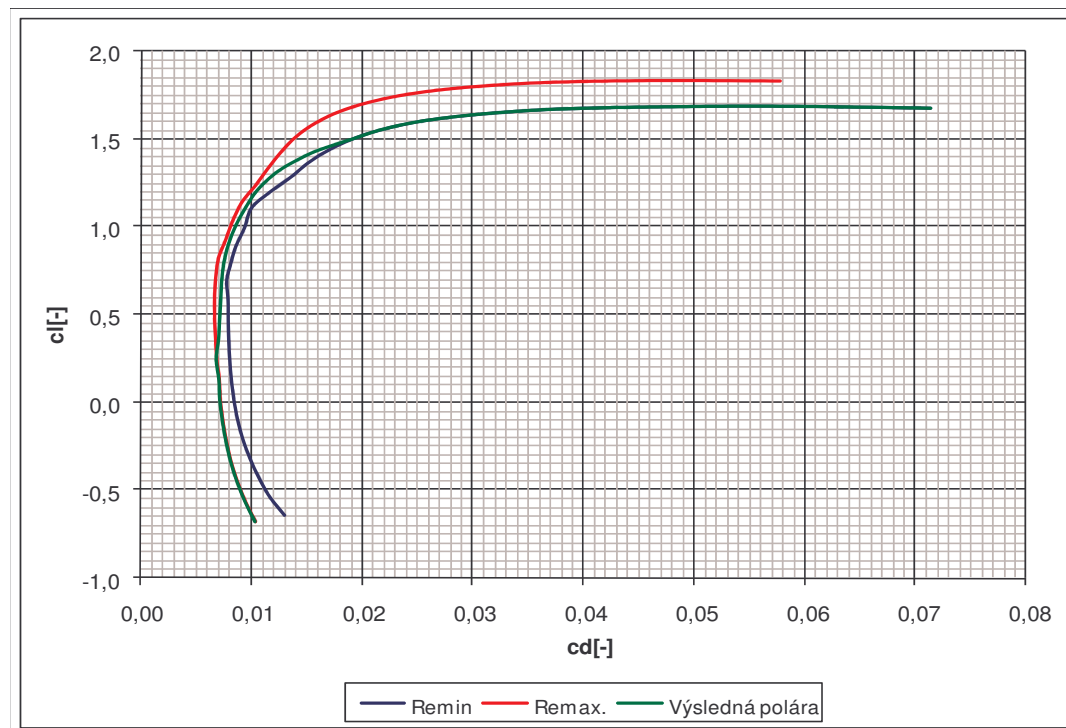
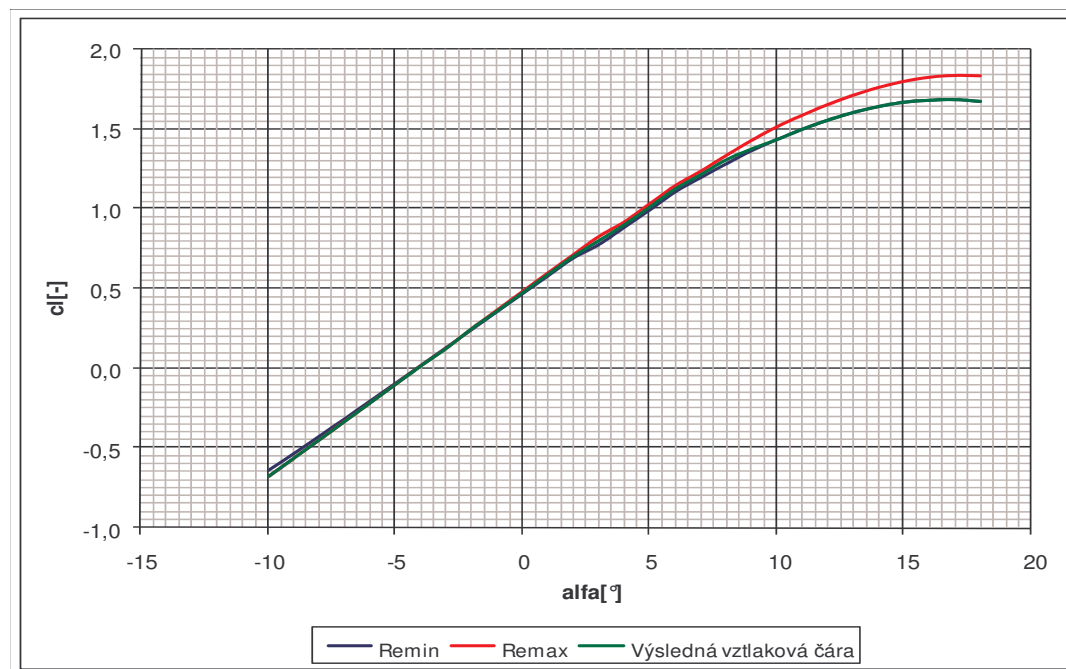
$$M = \frac{v}{a} = \frac{55,556}{340,294} = 0,163 \quad (3)$$

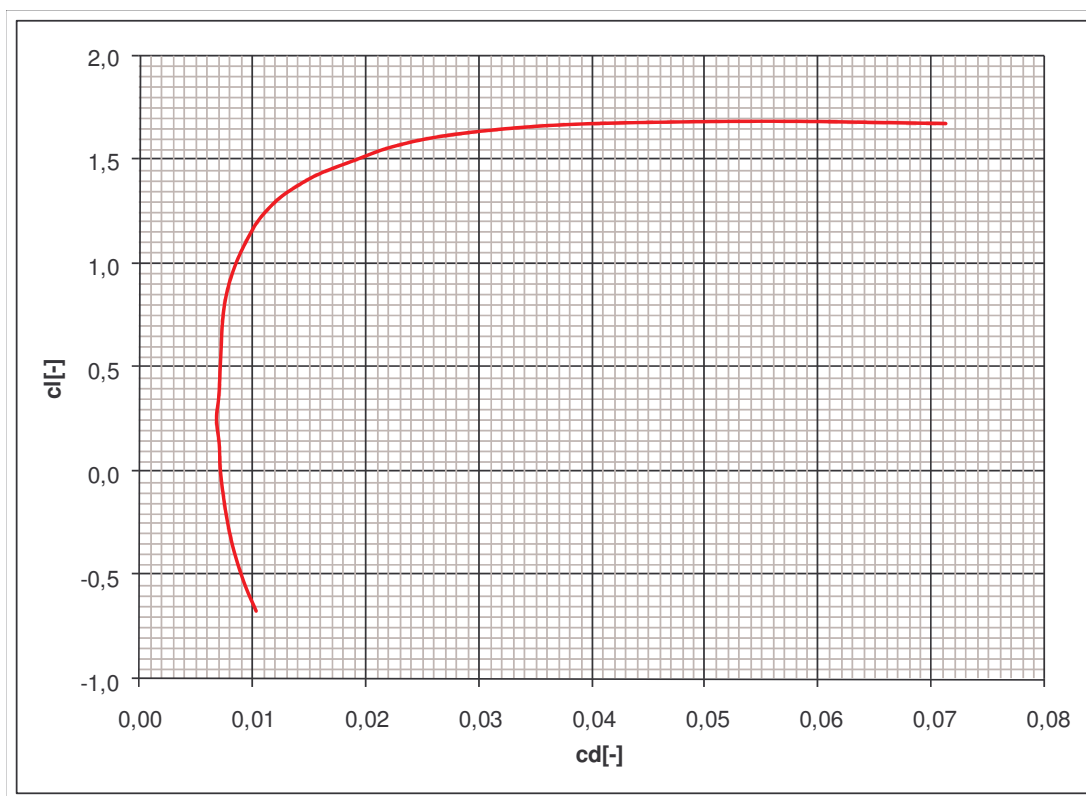
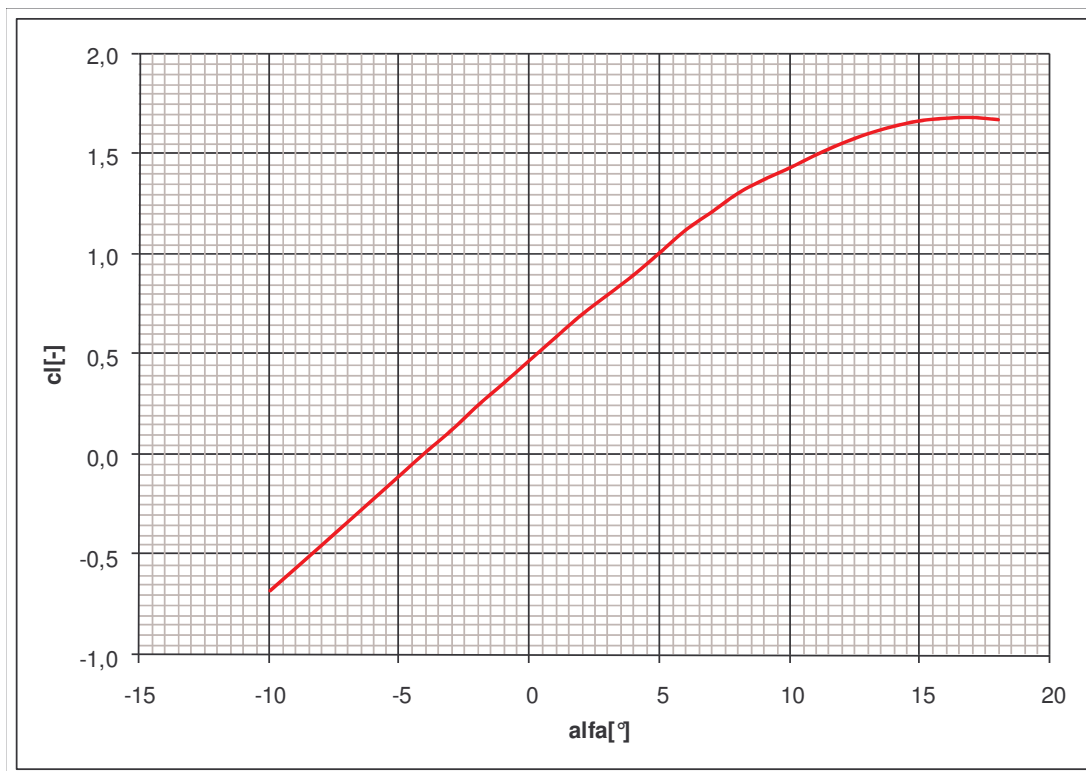
3.1.4 Určení poláry profilu

Výsledná polára profilu byla stanovena proložením dvou polár pro maximální a minimální Reynoldsové číslo, a to v místě mezi třetinou od počátku poláry pro maximální Reynoldsové číslo a třetinou od konce poláry pro minimální Reynoldsové číslo.

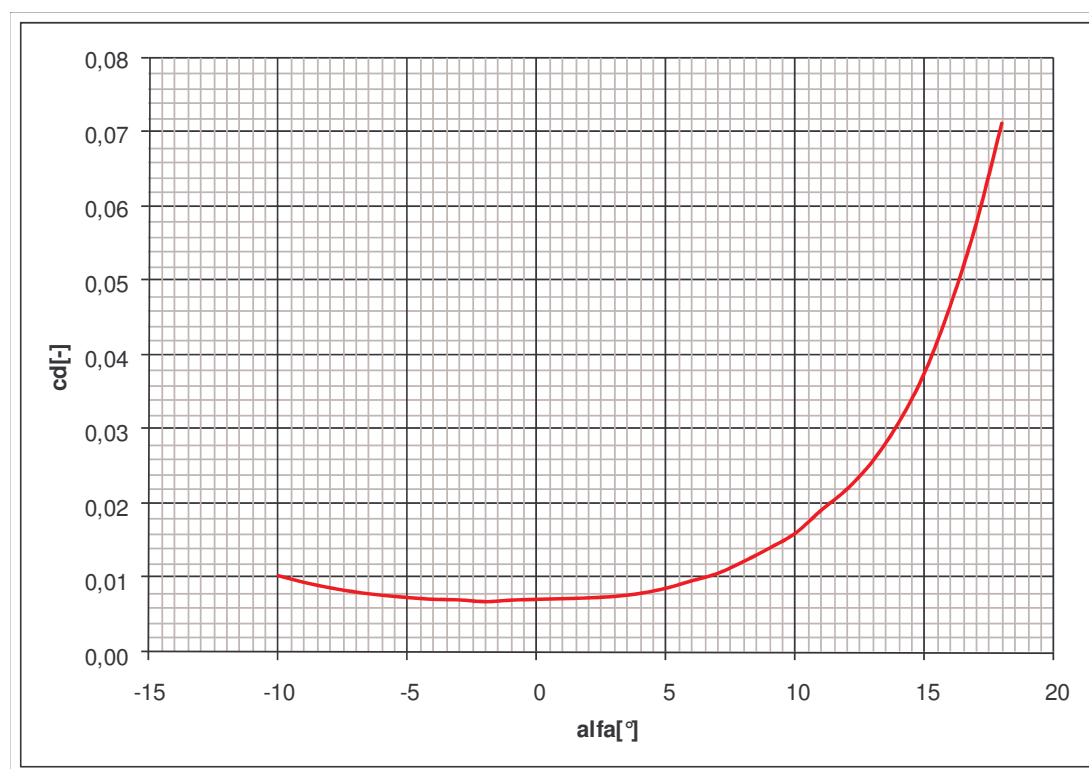
Tab. 1 Tabulka hodnot aerodynamických součinitelů

	Profilová polára pro Remin.		Profilová polára pro Remax.		Výsledná profilová polára	
α_p	C_{LP}	C_{DP}	C_{LP}	C_{DP}	C_{LP}	C_{DP}
[°]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]
-10	-0,6401	0,0129	-0,6762	0,0103	-0,6762	0,0103
-9	-0,5340	0,0116	-0,5620	0,0094	-0,5620	0,0094
-8	-0,4259	0,0106	-0,4472	0,0087	-0,4472	0,0087
-7	-0,3158	0,0098	-0,3314	0,0081	-0,3314	0,0081
-6	-0,2044	0,0091	-0,2154	0,0077	-0,2154	0,0077
-5	-0,0928	0,0087	-0,0994	0,0073	-0,0994	0,0073
-4	0,0192	0,0083	0,0169	0,0071	0,0169	0,0071
-3	0,1315	0,0081	0,1276	0,0070	0,1276	0,0070
-2	0,2438	0,0080	0,2501	0,0068	0,2501	0,0068
-1	0,3563	0,0079	0,3667	0,0067	0,3615	0,0070
0	0,4689	0,0078	0,4834	0,0066	0,4762	0,0071
1	0,5811	0,0078	0,5995	0,0066	0,5903	0,0072
2	0,6928	0,0077	0,7144	0,0067	0,7036	0,0073
3	0,7770	0,0080	0,8271	0,0070	0,8021	0,0075
4	0,8854	0,0085	0,9186	0,0075	0,9020	0,0079
5	0,9938	0,0093	1,0316	0,0082	1,0127	0,0086
6	1,1071	0,0099	1,1446	0,0091	1,1259	0,0096
7	1,1962	0,0116	1,2348	0,0103	1,2155	0,0106
8	1,2828	0,0135	1,3334	0,0114	1,3081	0,0122
9	1,3652	0,0151	1,4281	0,0126	1,3766	0,0140
10	1,4353	0,0169	1,5135	0,0139	1,4353	0,0160
11	1,4998	0,0191	1,5865	0,0155	1,4998	0,0191
12	1,5569	0,0220	1,6528	0,0177	1,5569	0,0220
13	1,6051	0,0257	1,7109	0,0205	1,6051	0,0257
14	1,6423	0,0309	1,7600	0,0244	1,6423	0,0309
15	1,6696	0,0376	1,7980	0,0296	1,6696	0,0376
16	1,6821	0,0466	1,8242	0,0365	1,6821	0,0466
17	1,6859	0,0577	1,8351	0,0459	1,6859	0,0577
18	1,6749	0,0713	1,8329	0,0577	1,6749	0,0713

α_P – Úhel náběhu profilu c_{LP} – Součinitel vztlaku profilu c_{DP} – Součinitel odporu profilu**Graf č. 1 Určení výsledné poláry a vztlakové čáry profilu****Graf č. 2 Určení vztlakové čáry profilu**

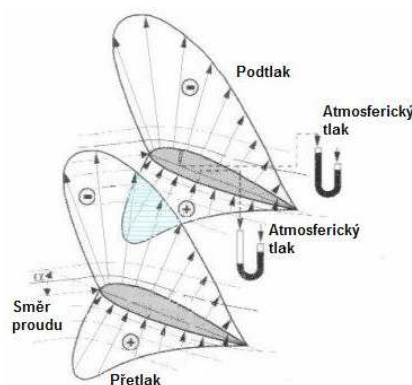
Graf č. 3 Výsledná polára profilu**Graf č.4 Výsledná vztlaková čára**

Graf č. 5 Výsledná odporová čára



3.2 Aerodynamické charakteristiky křídel

Aerodynamické charakteristiky křídel ovlivňují jejich zakončení, tedy indukovaný odpor. U dvouplošníků nastává při výpočtu indukovaného odporu problém s interakcí křídel. Je to způsobeno tím, že tlak na spodní straně horního křídla zasahuje do oblasti tlaku na horní straně spodního křídla. Popis této aerodynamické interakce dvouplošníků je uveden v Munkově teorii v NACA Report No. 151, nebo lit.[1].



Obr. 8 Nákres rozložení tlaků dvouplošníku

3.2.1 Výpočet součinitele indukovaného odporu

$$c_{di} = \frac{c_L^2 S}{\pi (k l_1)^2} \quad (4)$$

Ve výše uvedeném vzorci je použit součinitel vztlaku c_L , hodnota nosné plochy S , rozpětí většího křídla l_1 a Munkův součinitel rozpětí k . Munkův součinitel rozpětí závisí na hodnotě μ , což je poměr rozpětí menšího křídla k rozpětí většího křídla a

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

závisí také na poměru světlosti křídel k rozpětí většího křídla. Podle těchto dvou hodnot se potom součinitel k určí z grafu č. 6. Výsledné hodnoty součinitele indukovaného odporu jsou zapsány v Tab. 2 v kapitole 3.4

3.2.2 Poměr rozpětí menšího křídla k rozpětí většího křídla

$$\mu = \frac{l_2}{l_1} = \frac{5,870}{6,750} = 0,9 \quad (5)$$

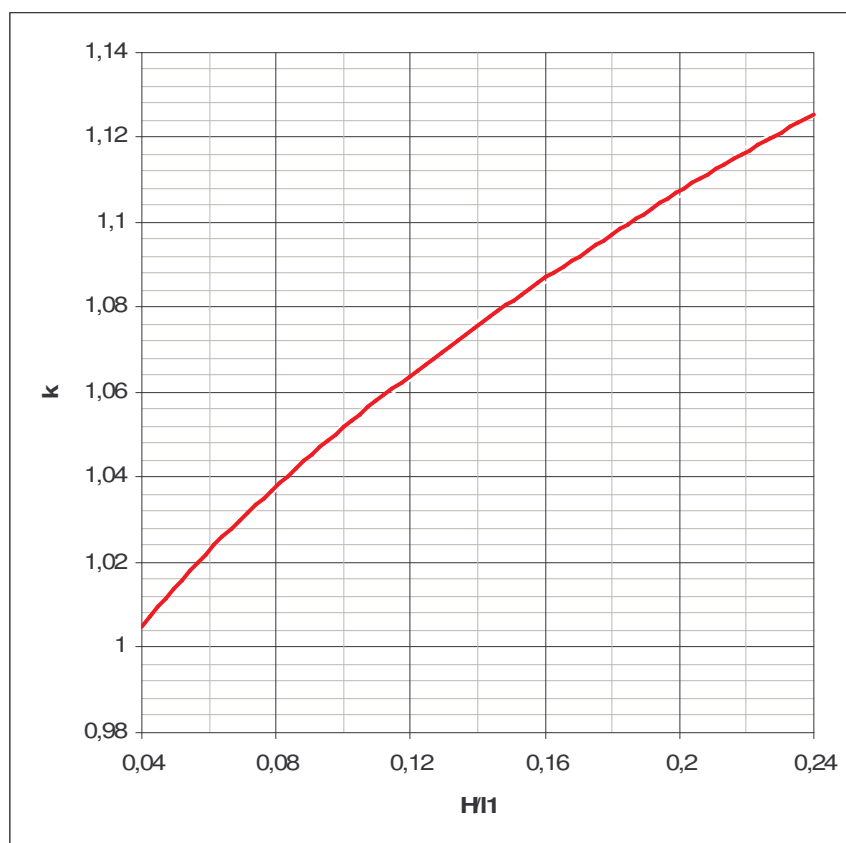
3.2.3 Poměr světlosti křídel k rozpětí většího křídla

$$\frac{H}{l_1} = \frac{1,1}{6,750} = 0,16 \quad (6)$$

3.2.4 Určení Munkova součinitele rozpětí k

Součinitel k se určí pomocí dvou výše uvedených hodnot z grafu č. 6.

Graf č. 6 Munkův součinitel rozpětí pro dvouplošníky s křídly o stejné hloubce pro hodnotu $\mu = 0,9$



Pro poměr $H/l_1=0,16$ vychází, po odečtení z grafu, hodnota Munkova součinitele $k=1,087$.

3.2.5 Interakční součinitel pro úhel náběhu dvouplošníku

$$\frac{H}{c} = \frac{1,1}{1} = 1,1 \quad (7)$$

Poměru světlosti k hloubce profilu rovnému 1,1 odpovídá interakční součinitel úhlu náběhu dvouplošníku $I = 0,055$.

3.2.6 Indukovaný úhel náběhu

$$\alpha_i = \frac{57,3 \cdot c_L}{\pi} \cdot \frac{S}{(k \cdot l_1)^2} + I \cdot \frac{53,7 \cdot c_L}{\pi} \quad (8)$$

Výsledné hodnoty indukovaného úhlu náběhu jsou zapsány v Tab. 2 v kapitole 3.4

3.2.7 Celkový úhel náběhu

$$\alpha = \alpha_p + \alpha_i \quad (9)$$

V tomto vzorci je α_∞ úhel náběhu profilu a α_i výše zmíněný indukovaný úhel náběhu. Výsledné hodnoty indukovaného úhlu náběhu jsou zapsány v Tab. 2 v kapitole 3.4.

3.2.8 Součinitel odporu křídla

Součinitel odporu křídla je dán součtem součinitele odporu profilu a součinitele indukovaného odporu.

$$c_{DKR} = c_{DP} + c_{Di} \quad (10)$$

Výsledné hodnoty součinitele odporu křídla jsou zapsány v Tab. 2 v kapitole 3.4

3.2.9 Určení maximálního součinitele vztlaku křídla

U křídla dojde vlivem jeho konečnosti také ke snížení vztlaku, hodnotu tohoto omezení součinitele vztlaku jsem určil pomocí programu Glauert III, ve kterém jsem zadal jednoduché křídlo, které má stejný profil, stejnou plochu a stejnou štíhlost jako obě křídla dvouplošníku. Vypočtený součinitel vztlaku křídla vyšel 1,57, ale jak je známo, součinitel vztlaku dvouplošníku o stejné štíhlosti a stejné ploše je menší než u jednoduchého křídla, proto byl snížen na hodnotu 1,5.

3.3 Aerodynamické charakteristiky celého letounu

K vytvoření poláry letounu musíme přičíst k odporu křídla také škodlivé odpory od dalších částí letounu, od trupu, ocasních ploch, podvozku, N vzpěr, výztužných lan a případně i dalších částí letounu vyvolávající škodlivý odpor.

3.3.1 Výpočet škodlivého odporu obecně

$$c_{Xi} = \frac{c'_{Xi} \cdot S_{Xi}}{S} \quad (11)$$

V tomto vzorci je c'_{Xi} součinitel škodlivého odporu jednotlivých částí, S_{Xi} je plocha průřezu jednotlivých částí, převážně se jedná o čelní průřezy, pouze u ocasních ploch je tato plocha průřezu půdorysem ocasních ploch a nakonec S je nosná plocha letounu, v tomto případě součet plochy spodního a horního křídla.

3.3.2 Škodlivý odpor trupu

Reynoldsovo číslo trupu

$$Re_{TR} = \frac{v \cdot l_{TR}}{\nu} = \frac{55,556 \cdot 5,18}{0,00001455} = 19778669 \quad (12)$$

Rychlost $v = 200 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = 55,556 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, hloubka trupu je $l_{TR} = 5,18 \text{ m}$ a kinematická viskozita pro 0m MSA je $\nu = 0,00001455 \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$.

Štíhlost trupu

$$\lambda_{TR} = \frac{l_{TR}}{\sqrt{S_{TR \max}}} = \frac{5,18}{\sqrt{0,531}} = 7,1 \quad (13)$$

Čelní průřez trupu je $S_{TR \max} = 0,531 \text{ m}^2$

Součinitel škodlivého odporu trupu

$$c'_{XTR} = 0,1$$

Minimální hodnota součinitele odporu trupu

$$c_{XTR \min} = \frac{c'_{XTR} \cdot S_{XTR}}{S} = \frac{0,1 \cdot 0,531}{12,19} = 0,00436 \quad (14)$$

Konečný součinitel odporu trupu

Součinitel odporu trupu je závislý na úhlu náběhu trupu a konstantě K , která je podle lit.[1] rovna pro eliptické průřezy 0,0015. Úhel náběhu trupu je takový úhel, který svírá osa trupu s osou letounu při nulovém odporu. Úhel náběhu trupu je tedy roven rozdílu úhlu náběhu letounu a úhlu náběhu při nejmenším odporu.

$$c_{XTR} = c_{XTR \min} \cdot (1 + K \cdot \alpha_T^2) = 0,00436(1 + 0,0015 \cdot \alpha_T^2) \quad (15)$$

$$\alpha_T = \alpha - \alpha_{CD_{min.}} = \alpha - 8,15 \quad (16)$$

Výsledné hodnoty součinitele škodlivého odporu trupu a úhlu náběhu trupu jsou zapsány v Tab. 2 v kapitole 3.4

3.3.3 Součinitel škodlivého odporu čelního chladiče

Aby byla dodržena tvarová podobnost se skutečným letounem, bude na spodní části trupu připevněna tvarová napodobenina chladiče, což znamená zvýšení škodlivého odporu, proto je v tomto rozboru zahrnut i tento vzorec:

Součinitel škodlivého odporu chladiče $c'_{XCH} = 1,1$

Čelní plocha chladiče: $S_{XCH} = 0,0802$

$$c_{XCH} = \frac{c'_{XCH} \cdot S_{XCH}}{S} = \frac{1,1 \cdot 0,0802}{12,19} = 0,00724 \quad (17)$$

3.3.4 Škodlivý odpor ocasních ploch

Součinitel škodlivého odporu ocasních ploch $c'_{XOP} = 0,012$ až $0,018 \Rightarrow$ volím hodnotu $0,016$

Půdorysná plocha ocasních ploch: $S_{XOP} = S_{VOP} + S_{SOP} = 1,621 + 0,0252 = 1,6462 \text{ m}^2$

$$c_{XOP} = \frac{c'_{XOP} \cdot S_{XOP}}{S} = \frac{0,016 \cdot 1,6462}{12,19} = 0,00216 \quad (18)$$

3.3.5 Škodlivý odpor podvozku

Součinitel škodlivého odporu kola: $c'_{XKOL} = 0,18$

Čelní plocha kola: $S_{XKOL} = 0,038 \text{ m}^2$

Jelikož máme dvě kola hlavního podvozku, musíme počítat s dvojnásobným součinitelem škodlivého odporu

$$c_{XKOL} = \frac{2 \cdot (c'_{XKOL} \cdot S_{XKOL})}{S} = \frac{2 \cdot (0,18 \cdot 0,038)}{12,19} = 0,00112 \quad (19)$$

Součinitel škodlivého odporu ostruhy: $c'_{XOST} = 0,2$

Čelní plocha ostruhy: $S_{XOST} = 0,012 \text{ m}^2$

$$c_{XOST} = \frac{c'_{XOST} \cdot S_{XOST}}{S} = \frac{0,2 \cdot 0,012}{12,19} = 0,000197 \quad (20)$$

3.3.6 Škodlivý odpor N vzpěr*Štíhlost*

$$\lambda_v = \frac{l_v}{d_v} = \frac{0,020}{0,016} = 1,25 \quad (21)$$

V tomto vzorci je l_v výška průřezu vzpěry a d_v je šířka průřezu vzpěry.

Reynoldsovo číslo vzpěry

$$Re_v = \frac{v \cdot d_v}{\nu} = \frac{55,556 \cdot 0,016}{0,00001455} = 61093 \quad (22)$$

Rychlost $v = 200 \text{ km.h}^{-1} = 55,556 \text{ m.s}^{-1}$, šířka průřezu vzpěry je $d_v = 0,016$ a kinematická viskozita pro 0m MSA je $\nu = 0,00001455 \text{ m}^2.\text{s}^{-1}$

Pro Reynoldsovo číslo $Re = 61093$ je součinitel škodlivého odporu N vzpěr roven $c'_{xv} = 0,12$, aby byl do výpočtu zahrnut také vliv odporu připevnění vzpěry na obou koncích, připočítává se k délce vzpěry 2,3 m, potom je čelní plocha vzpěry mezi křídly rovna $S_{xvkk} = 0,0544 \text{ m}^2$ a čelní plocha vzpěry mezi trupem a křídlem je rovna $S_{xvTK} = 0,0456 \text{ m}^2$

$$c_{xvkk} = \frac{2 \cdot (c'_{xv} \cdot S_{xv})}{S} = \frac{2 \cdot (0,12 \cdot 0,0544)}{12,19} = 0,00107 \quad (23)$$

$$c_{xvTK} = \frac{2 \cdot (c'_{xv} \cdot S_{xvTK})}{S} = \frac{2 \cdot (0,12 \cdot 0,0456)}{12,19} = 0,000898 \quad (24)$$

3.3.7 Škodlivý odpor výztužných lan

Plocha výztužných lan je počítána pro součet všech délek lan, což je 9500 mm a pro průměr lan 5 mm.

Reynoldsovo číslo

$$Re_{DR} = \frac{v \cdot d_{DR}}{\nu} = \frac{55,556 \cdot 0,005}{0,00001455} = 19091 \quad (25)$$

Rychlost $v = 200 \text{ km.h}^{-1} = 55,556 \text{ m.s}^{-1}$, průměr lana $d_{DR} = 0,005 \text{ m}$ a kinematická viskozita pro 0m MSA je $\nu = 0,00001455 \text{ m}^2.\text{s}^{-1}$ Součinitel škodlivého odporu výztužného lana pro $Re = 19091$ je $c'_{xDR} = 1$ a čelní plocha lana je $S_{DR} = 0,01425$.

$$c_{XDR} = \frac{(c'_{XDR} \cdot S_{XDR})}{S} = \frac{(1,0,01425)}{12,19} = 0,00117 \quad (26)$$

3.3.8 Celkový škodlivý odpor

Celkový škodlivý odpor dostaneme součtem škodlivých odporů jednotlivých částí, k nim se potom musí ještě připočítat 10% jako oprava, která je způsobena vzájemnou interakcí částí letounu.

$$c_{D\dot{s}} = c_{XTR} + c_{XCH} + c_{XOP} + c_{XKOL} + c_{XOST} + c_{XVKK} + c_{XVTK} + c_{XDR} \quad (27)$$

Odpor trupu, jak už bylo zmíněno výše, je závislý na úhlu α_T , a proto je vzorec pro výpočet celkového škodlivého odporu upraven do následujícího tvaru:

$$\begin{aligned} c_{D\dot{s}}' &= c_{XTR \min} \cdot (1 + 0,0015 \cdot \alpha_T^2) + c_{XCH} + c_{XOP} + c_{XKOL} + c_{XOST} + c_{XVKK} + c_{XVTK} + c_{XDR} \\ c_{D\dot{s}}' &= 0,00436(1 + 0,0015 \cdot \alpha_T^2) + 0,00724 + 0,00216 + 0,00112 + 0,000197 + 0,00107 + \\ &0,000898 + 0,00117 \\ c_{D\dot{s}}' &= 0,00436(1 + 0,0015 \cdot \alpha_T^2) + 0,01386 \end{aligned} \quad (28)$$

Výsledné hodnoty součinitele celkového škodlivého odporu jsou zapsány v Tab. 2 v kapitole 3.4

Pro zahrnutí vzájemné interakce částí letounu se vzorec dále upraví na tvar:

$$c_{D\dot{s}} = c_{D\dot{s}}' + 0,1 \cdot c_{D\dot{s}}' \quad (29)$$

Výsledné hodnoty součinitele celkového škodlivého odporu se zahrnutím interakce jsou zapsány v Tab. 2 v kapitole 3.4

3.3.9 Součinitel odporu letounu

Součinitel odporu letounu se vypočítá součtem součinitele odporu křídla a součinitele celkového škodlivého odporu.

$$c_{DLET} = c_{DKR} + c_{D\dot{s}} \quad (30)$$

Výsledné hodnoty součinitele odporu letounu jsou zapsány v Tab. 2 v kapitole 3.4

3.3.10 Určení maximálního součinitele vztlaku letounu

Připočtením ostatních částí letounu ke křídlu, nenaroste jen odpor, ale také se ještě více sníží maximální součinitel vztlaku. Podle lit.[2] lze počítat s tím, že se součinitel vztlaku sníží o 5%.

$$c_{LLET} = \frac{c_{LKR}}{1,05} = \frac{1,5}{1,05} = 1,4286 \quad (31)$$

Maximální součinitel letounu tedy bude 1,4286.

3.4 Polára letounu

Tab. 2 Tabulka hodnot součinitelů vztlaku, součinitelů odporu a úhlů náběhu křídel a celého letounu

Křídla					Letoun			
$C_{LKŘ}$	C_{Di}	α_i	α	$C_{DKŘ}$	C_{LLET}	α_T	$C_{DŠ}$	C_{DLET}
[-]	[-]	[°]	[°]	[-]	[-]	[°]	[-]	[-]
-0,6762	0,03297	-3,4	-13,4	0,0433	-0,6762	-18,4	0,02248	0,0657
-0,5620	0,02278	-2,9	-11,9	0,0322	-0,5620	-16,9	0,02208	0,0542
-0,4472	0,01442	-2,3	-10,3	0,0231	-0,4472	-15,3	0,02171	0,0448
-0,3314	0,00792	-1,7	-8,7	0,0160	-0,3314	-13,7	0,02138	0,0374
-0,2154	0,00335	-1,1	-7,1	0,0110	-0,2154	-12,1	0,02109	0,0321
-0,0994	0,00071	-0,5	-5,5	0,0081	-0,0994	-10,5	0,02083	0,0289
0,0169	0,00002	0,1	-3,9	0,0071	0,0169	-8,9	0,02061	0,0277
0,1276	0,00117	0,6	-2,4	0,0082	0,1276	-7,4	0,02043	0,0286
0,2501	0,00451	1,3	-0,7	0,0113	0,2501	-5,7	0,02027	0,0316
0,3615	0,00942	1,8	0,8	0,0164	0,3615	-4,2	0,02016	0,0366
0,4762	0,01635	2,4	2,4	0,0234	0,4762	-2,6	0,02008	0,0435
0,5903	0,02513	3,0	4,0	0,0323	0,5903	-1,0	0,02004	0,0524
0,7036	0,03570	3,6	5,6	0,0430	0,7036	0,6	0,02004	0,0630
0,8021	0,04639	4,1	7,1	0,0539	0,8021	2,1	0,02007	0,0740
0,9020	0,05867	4,6	8,6	0,0666	0,9020	3,6	0,02013	0,0867
1,0127	0,07396	5,1	10,1	0,0826	1,0127	5,1	0,02023	0,1028
1,1259	0,09140	5,7	11,7	0,1010	1,1259	6,7	0,02036	0,1214
1,2155	0,10654	6,2	13,2	0,1171	1,2155	8,2	0,02052	0,1377
1,3081	0,12339	6,6	14,6	0,1356	1,3081	9,6	0,02070	0,1563
1,3766	0,13665	7,0	16,0	0,1507	1,3766	11,0	0,02090	0,1716
1,4353	0,14856	7,3	17,3	0,1646	1,4286	12,3	0,02112	0,1857
1,5000	0,16221	7,6	18,6	0,1813				

α_P – úhel náběhu

C_{LP} – součinitel vztlaku profilu

C_{DP} – součinitel odporu profilu

C_{mP} – součinitel klopivého momentu profilu

C_{Di} – součinitel indukovaného odporu

α_i – indukovaný úhel náběhu

α – celkový úhel náběhu

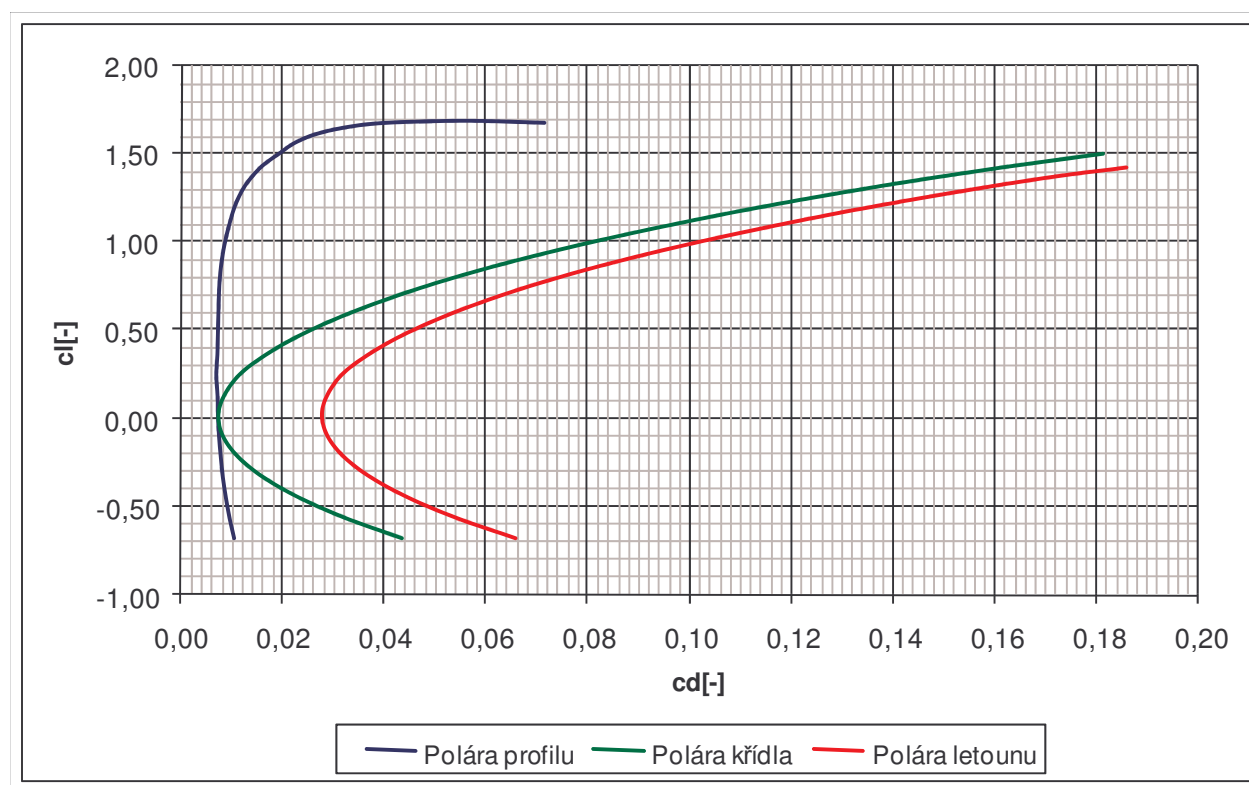
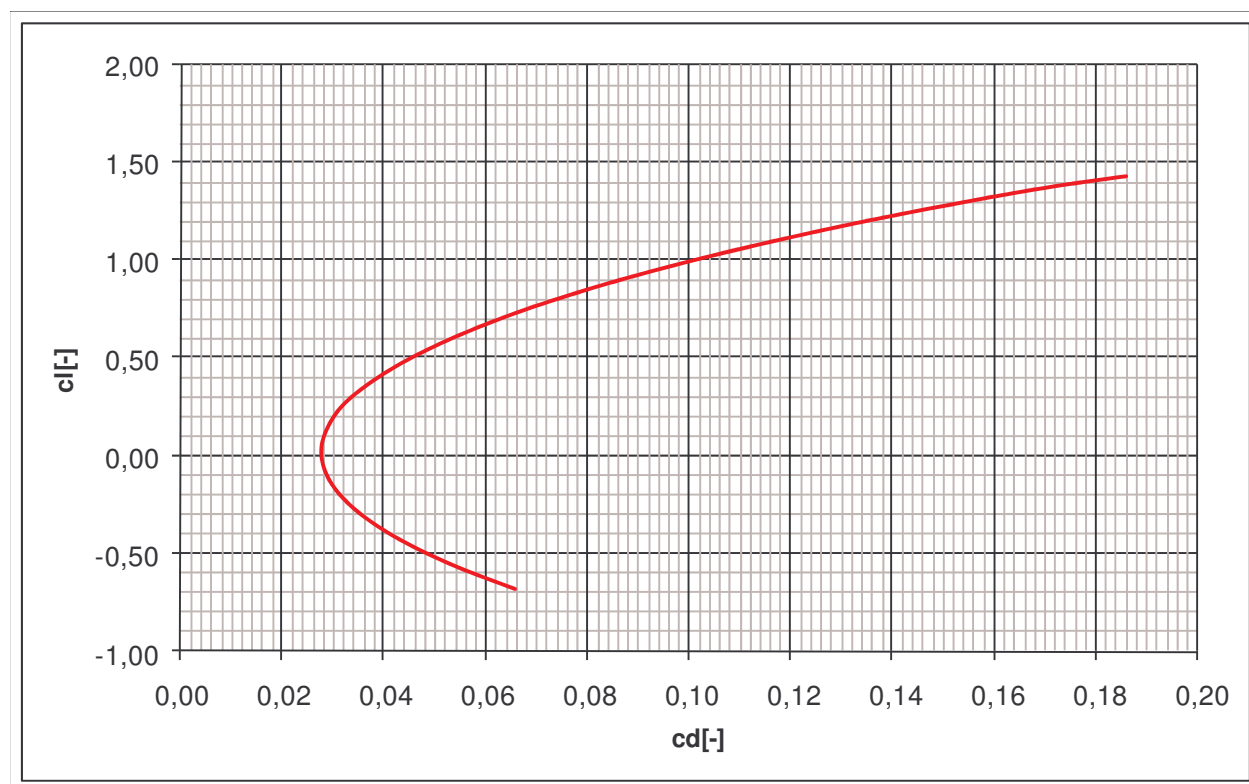
α_T – úhel, který svírá osa trupu s polohou osy při minimálním odporu

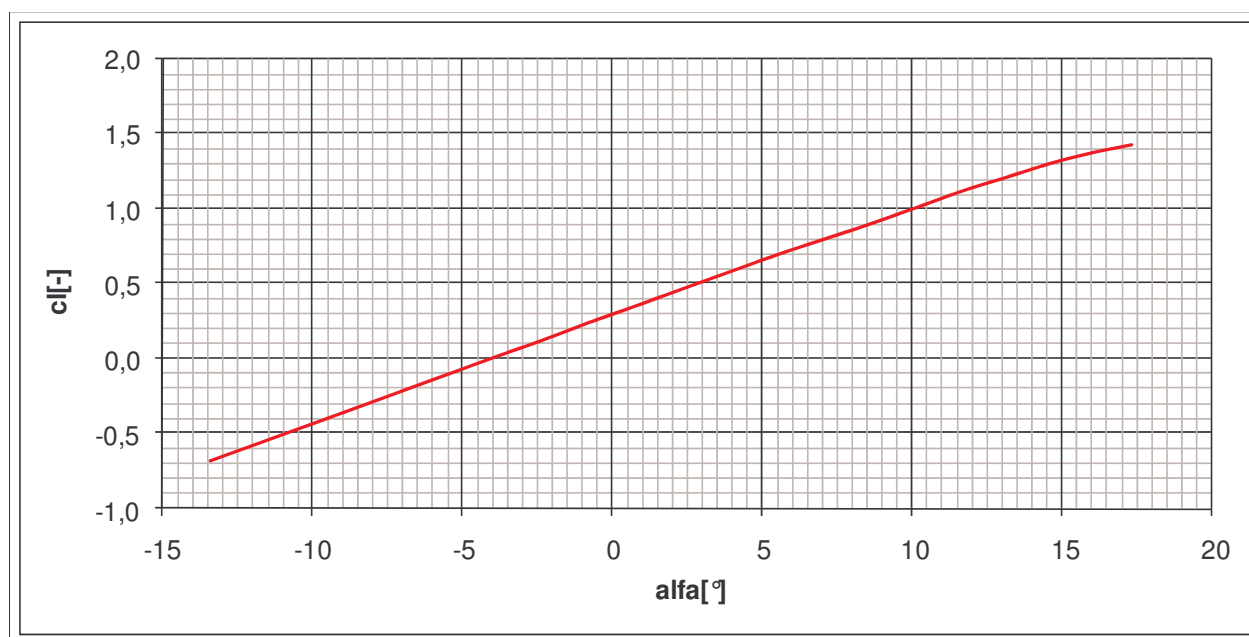
$C_{DKŘ}$ – součinitel odporu křídla

$C_{DŠ}$ – součinitel škodlivého odporu

$C_{DŠ+i}$ – součinitel škodlivého odporu s vlivem interakce jednotlivých částí

C_{DLET} – součinitel odporu letounu

Graf č. 7 Porovnání polár profilu, křídla a letounu**Graf č. 8 Polára letounu**

Graf č. 9 Vztlaková čára letounu

3.5 Rozložení vztlaku na horní a spodní křídlo dvouplošníku

Přerozdělení vztlaku na obě křídla je velmi důležité pro určení zatížení jednotlivých křídel, a tedy pro jejich pevnostní výpočet. Použijeme přitom vzorce z lit.[1].

3.5.1 Vzorec pro výpočet součinitele vztlaku horního křídla

$$c_{LH} = c_L + \Delta c_{LH} \quad (32)$$

$$\Delta c_{LH} = K_1 + K_2 \cdot c_L \quad (33)$$

Konstanty K_1 a K_2 závisí na základních charakteristikách dvouplošného uspořádání křídel: světlosti, střední hloubce křídel, poměru hloubek obou křídel, na jejich tloušťce, přesazení, křížení a na rozdílu rozpětí obou křídel.

3.5.2 Konstanta K_1

$$K_1 = (K_{10} + K_{11} + K_{12} + K_{13}) \frac{c_2}{c_1} = ((-0,0197) + 0,0162 + 0 + (-0,02)) \frac{1}{1} = -0,0235 \quad (34)$$

Kde c_1 je hloubka horního křídla a c_2 je hloubka spodního křídla, dále konstanty:

K_{10} – je konstanta, která závisí na poměru tloušťky křídel a světlosti dvouplošníku.

$$\frac{t}{H} = \frac{0,12}{1,1} = 0,109 \quad (35)$$

V tomto vzorci je t tloušťka křídla, a tedy i profilu, což je podle označení profilu 12% z hloubky profilu, tato hloubka je $c = 1$ m, potom je tloušťka profilu rovna 0,12 m. Světlost dvouplošníku je $H = 1,1$ m.

Pro poměr $t/H = 0,109$ je $K_{10} = -0,0197$

K_{11} – je konstanta, která závisí na relativním přesunu, na poměru tloušťky křídel a světlosti dvouplošníku.

$$\text{Pro } t/H = 0,109 \text{ je } \frac{K_{11}}{(s/c)} = 0,036 \Rightarrow K_{11} = 0,036 \cdot (s/c) = 0,036 \cdot (0,45/1) = 0,0162 \quad (36)$$

K_{12} – je konstanta, která závisí na křížení křídel a na poměru světlosti dvouplošníku a hloubce spodního křídla.

$$\frac{H}{c} = \frac{1,1}{1} = 1,1 \quad (37)$$

V tomto vzorci je $c = 1\text{m}$ hloubka spodního křídla a $H = 1,1\text{m}$ je světlost dvouplošníku.

$$\text{Pro poměr } H/c = 1,1 \text{ je } \frac{K_{12}}{\delta} = 0,062 \Rightarrow K_{12} = 0,062 \cdot \delta = 0,062 \cdot 0 = 0 \quad (38)$$

K_{13} – je konstanta, která závisí na rozdílu rozpětí horního a spodního křídla a také na hodnotě součtu předešlých tří hodnot.

$$\frac{l_1 - l_2}{l_1} = \frac{6,75 - 5,87}{6,75} = 0,13 \quad (39)$$

$$K_{10} + K_{11} + K_{12} = -0,0197 + 0,0162 + 0 = -0,0035 \quad (40)$$

Pro poměr $\frac{l_1 - l_2}{l_1} = 0,13$ a součet koeficientů $-0,0035$ je $K_4 = -0,02$

3.5.3 Konstanta K_2

$$K_2 = [(C_2 \cdot K_{20}) + K_{21} + K_{22}] \cdot \frac{c_2}{c_1} = [(0,78 \cdot 0,1265) + 0 + 0,053] \cdot \frac{1}{1} = 0,1517 \quad (41)$$

Kde c_1 je hloubka horního křídla a c_2 je hloubka spodního křídla, dále konstanty:

C_2 – opravný součinitel, závislý na poměru světlosti a hloubky spodního křídla a na štíhlosti obou křídel dvouplošníku.

Pro poměr $H/c = 1,1$ a pro štíhlost křídel $\Lambda = 7$ je $C_2 = 0,78$

K_{20} – je konstanta, která závisí na poměru přesazení křídel a na střední hloubce spodního křídla, tato konstanta je vyjádřena vzorcem:

$$K_{20} = \left[0,05 + 0,17 \cdot \left(\frac{s}{c} \right) \right] = \left[0,05 + 0,17 \cdot \left(\frac{0,45}{1} \right) \right] = 0,1265 \quad (42)$$

K_{21} – je konstanta, která závisí na křížení křídel a je vyjádřena vzorcem:

$$K_{21} = -0,0186 \cdot \delta = -0,0186 \cdot 0 = 0 \quad (43)$$

K_{22} – je konstanta, která závisí na rozdílu rozpětí horního a spodního křídla a na součtu výše uvedených hodnot.

$$K_{20} \cdot C_2 + K_{21} = 0,1265 \cdot 0,78 + 0 = 0,9065 \quad (44)$$

Pro poměr $\frac{l_1 - l_2}{l_1} = 0,13$ a součet koeficientů 0,9065 je $K_{22} = 0,053$

3.5.4 Součinitel vztlaku horního křídla

$$\Delta c_{LH} = K_1 + K_2 \cdot c_L = -0,0235 + 0,1517 \cdot c_L \quad (45)$$

$$c_{LH} = c_L + \Delta c_{LH} = c_L + (-0,0235 + 0,1517 \cdot c_L) \quad (46)$$

Výsledné hodnoty součinitelů vztlaku horního křídla jsou zapsány v tab. 3 v kapitole 3.5.6.

3.5.5 Součinitel vztlaku spodního křídla

$$\Delta c_{LS} = -\Delta c_{LH} \cdot \frac{S_H}{S_S} = (0,0235 - 0,1517 \cdot c_L) \cdot \frac{S_H}{S_S} \quad (47)$$

$$\begin{aligned} c_{LS} &= c_L + \Delta c_{LS} = c_L + \left[(0,0235 - 0,1517 \cdot c_L) \cdot \frac{S_H}{S_S} \right] = c_L + \left[(0,0235 - 0,1517 \cdot c_L) \cdot \frac{6,19}{5,31} \right] = \\ &= c_L + [(0,0235 - 0,1517 \cdot c_L) \cdot 1,166] \end{aligned} \quad (48)$$

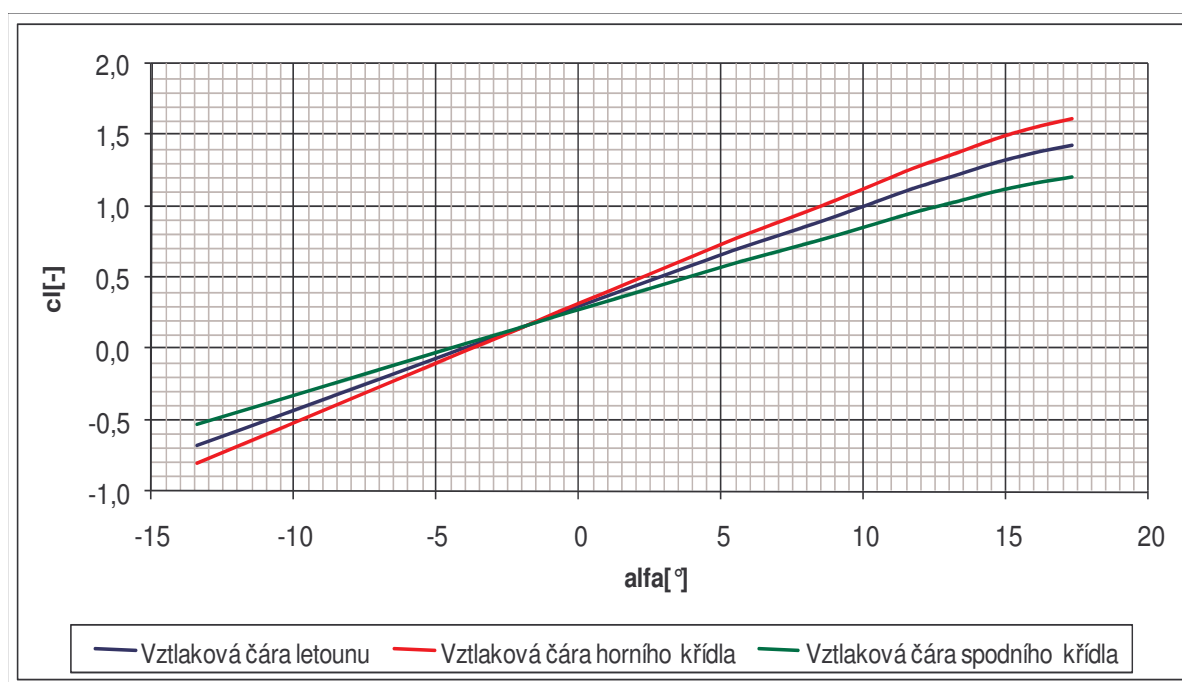
Výsledné hodnoty součinitelů vztlaku spodního křídla jsou zapsány v tab. 3 v kapitole 3.5.6.

3.5.6 Výsledné hodnoty součinitelů vztlaku horního a spodního křídla

Tab. 3 Tabulka hodnot vztlaků horního a spodního křídla

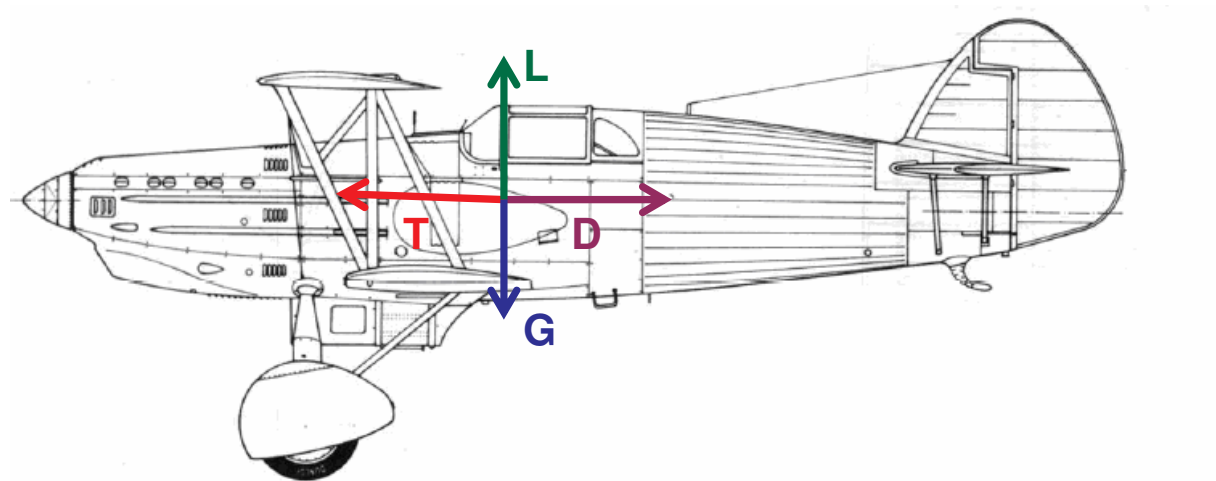
α	$C_{L\text{ LET}}$	C_{LH}	C_{LS}
[°]	[-]	[-]	[-]
-13,4	-0,6762	-0,8023	-0,5292
-11,9	-0,5620	-0,6708	-0,4352
-10,3	-0,4472	-0,5385	-0,3407
-8,7	-0,3314	-0,4052	-0,2454
-7,1	-0,2154	-0,2716	-0,1499
-5,5	-0,0994	-0,1380	-0,0544
-3,9	0,0169	-0,0040	0,0413
-2,4	0,1276	0,1235	0,1324
-0,7	0,2501	0,2645	0,2333
0,8	0,3615	0,3928	0,3250
2,4	0,4762	0,5249	0,4193
4,0	0,5903	0,6563	0,5133
5,6	0,7036	0,7868	0,6065
7,1	0,8021	0,9002	0,6876
8,6	0,9020	1,0153	0,7699
10,1	1,0127	1,1428	0,8610
11,7	1,1259	1,2731	0,9541
13,2	1,2155	1,3764	1,0279
14,6	1,3081	1,4830	1,1041
16,0	1,3766	1,5619	1,1605
17,3	1,4286	1,6218	1,2033

Graf č. 10 Porovnání vztlakových čar horního křídla, spodního křídla a obou křídel letounu



4. Výkony letounu

4.1 Výpočet potřebných tahů a výkonů



Obr. 9 Náskres sil působících na letoun

4.1.1 Výpočty součinitelů vztlaků

Pro zvolený rozsah rychlostí je nutné spočítat součinitelé vztlaku. Vzorec pro výpočet těchto hodnot získáme z rovnice rovnováhy mezi vztlakem a tíhou letounu.

$$L = G$$

$$c_L \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S = m \cdot g \quad (49)$$

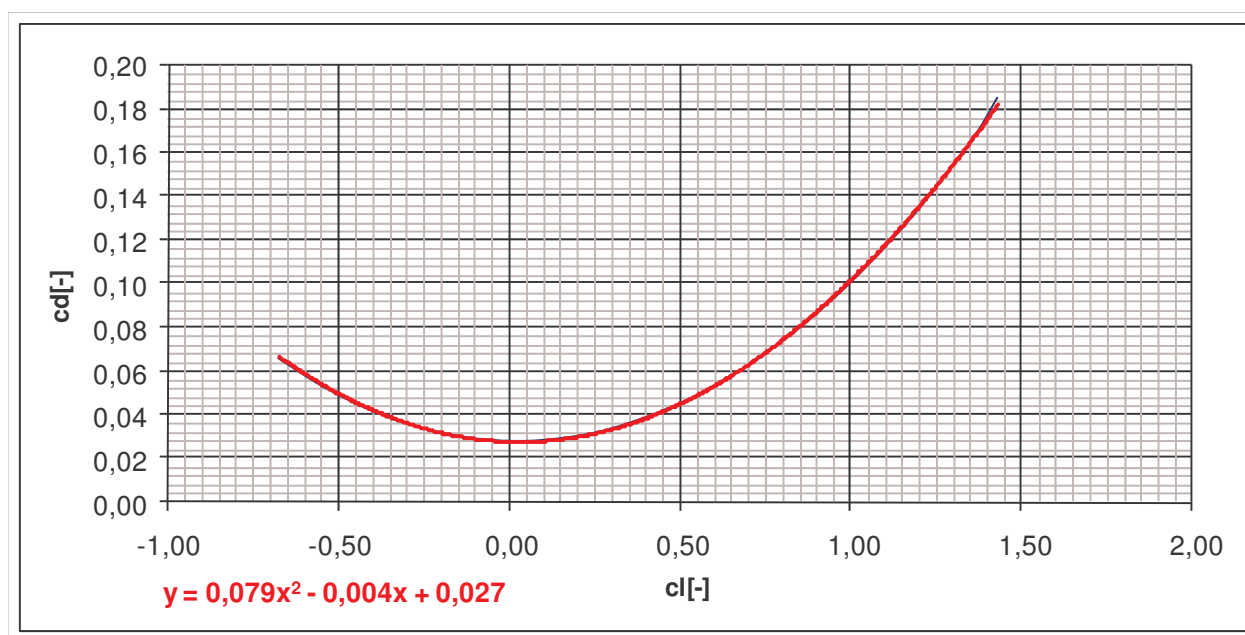
$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v^2}$$

4.1.2 Určení součinitelů odporů

Součinitelé odporů se určí z poláry letounu. V programu Excell jsem určil rovnici náhrady poláry polynomem druhého stupně, z této poláry jsem poté určil součinitelé odporu pro dané součinitelé vztlaku.

$$c_D = 0,0792 \cdot c_L^2 - 0,0044 \cdot c_L + 0,0272$$

Graf č. 11 Polára letounu a rovnice náhrady polynomem druhého stupně



Pro výpočet potřebného tahu využijeme rovnici rovnováhy mezi tahem a odporem. Potřebný tah je vypočítán pomocí výše uvedeného součinitele odporu.

$$T_p = D$$

$$T_p = c_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho v^2 \cdot S \quad (50)$$

4.1.4 Výpočet potřebného výkonu

Potřebný výkon je vypočítán jako součin tahu a rychlosti.

$$P_p = T_p \cdot v \quad (51)$$

Tab. 4 Vypočtené hodnoty součinitelů vztlaků a odporů, potřebného tahu a potřebného výkonu.

v	v	c_L	c_D	P_p	T_p
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[-]	[-]	[W]	[N]
60	16,7	2,1285	0,3767	13020	781
80	22,2	1,1973	0,1355	11099	499
100	27,8	0,7663	0,0703	11255	405
120	33,3	0,5321	0,0473	13076	392
140	38,9	0,3909	0,0376	16504	424
160	44,4	0,2993	0,0330	21617	486
180	50,0	0,2365	0,0306	28549	571
200	55,6	0,1916	0,0293	37464	674
220	61,1	0,1583	0,0285	48545	794
240	66,7	0,1330	0,0280	61979	930

V – rychlost letu

c_L – součinitel vztlaku letounu

c_D – součinitel odporu letounu

P_p – potřebný výkon

T_p – potřebný tah

4.2 Výpočet využitelných tahů a výkonů

Výpočet využitelných tahů a výkonů závisí na charakteristikách použitého motoru a na charakteristikách použité vrtule.

4.2.1 Popis vrtule

Použil jsem vrtuli firmy Woodcomp SR 32. Jedná se o pevnou, dřevěnou, dvoulistou vrtuli o průměru 1800 mm, která je určena přímo pro Mikron IIIA.



Obr. 10 Vrtule Woodcomp

4.2.2 Popis motoru

Pro pohon dvouplošníku byl vybrán motor Mikron III A. Jedná se o čtyřdobý, zážehový čtyřválec, chlazení je prováděno vzduchem, typ rozvodů je OHV, motor je plněn spádovým karburátorem, do kterého stálý přívod paliva zajišťuje membránové čerpadlo.

Základní technické údaje:

Hmotnost: 70 kg

Počet válců: 4

Smysl otáčení: vlevo

Vrtání válce: 90 mm

Zdvih pístu: 90 mm

Zdvihový objem jednoho válce: 0,611 l

Celkový zdvihový objem válců: 2,44 l

Kompresní poměr: 6:1

Délka motoru: 758 mm

Šířka motoru: 357 mm

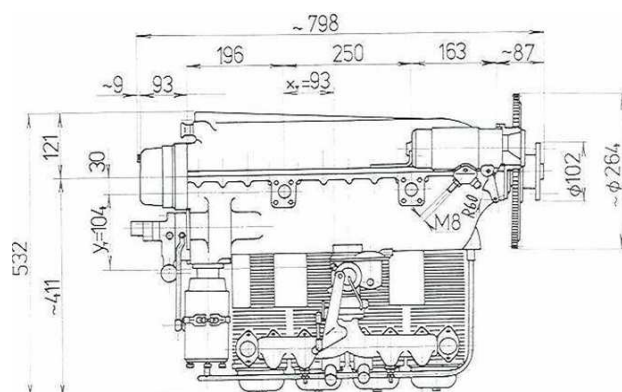
Výška motoru: 530 mm

Maximální trvalý výkon: 48kW/2600 min⁻¹

Maximální cestovní výkon: 35kW/2350 min⁻¹

Brně 19.05.2010

Martin Kozelský

**Obr. 11 Boční výkres Mikronu IIIA****Obr. 12 Fotografie Mikronu IIIA**

4.2.3 Výpočet využitelného výkonu

Důležitou hodnotou pro určení využitelného výkonu jsou charakteristiky vrtule, hlavně účinnost vrtule. Problémem je, že většina výrobců tyto charakteristiky vrtule neuvádí, proto byla použita pro výpočet charakteristik vrtule lit.[4], ze které byla vzata univerzální křivka účinnosti. Pomocí této křivky se dají charakteristiky vrtule určit.

Základem výpočtu je určení rychlosti při maximálním trvalém výkonu motoru sníženým o účinnost vrtule, tento výkon udává výrobce. Maximální trvalý výkon a rychlost určuje průsečík křivek potřebných a využitelných výkonů.

Pro výpočet využitelného výkonu byla použita maximální účinnost vrtule 78%. Tuto hodnotu je nutné snížit koeficientem vlivu zástavby, vzorec pro jeho výpočet je uveden níže. Koeficient vyšel 0,99, účinnost se tedy sníží o 1%.

$P_V = P_M \cdot \eta_{VRT} = 48000 \cdot 0,77 = 36960W \Rightarrow$ pro tento výkon jsem odečetl z grafu potřebných výkonů rychlost $v = 198 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = 55 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Pro tuto rychlost a otáčky při maximálním trvalém výkonu jsem určil maximální postupový poměr J_M . Protože mezi vrtulí a motorem není žádný reduktor, jsou otáčky vrtule stejné jako otáčky motoru.

$$n_{VRT} = n_{MOT} \quad (52)$$

$$J_M = \frac{v}{n_{VRT} \cdot D_{VRT}} = \frac{55}{43,333 \cdot 1,8} = 0,71 \quad (53)$$

4.2.4 Postupový poměr

Výše uvedeným výpočtem jsem spočítal jeden bod křivky využitelných výkonů, pro zjištění dalších bodů je nutno spočítat postupový poměr i pro další rychlosti, zvolil jsem rozsah rychlostí 60 – 210 $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$ a krok 20 $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$. Dále jsou uvedeny vzorce pro výpočet využitelných výkonů pro tyto rychlosti.

$$J = \frac{v}{n_{VRT} \cdot D_{VRT}} \quad (54)$$

4.2.5 Normalizovaný postupový poměr

$$L = \frac{J}{J_M} \quad (55)$$

4.2.6 Normalizovaná účinnost

Pro pevnou nestavitelnou vrtuli platí tyto dva vzorce:

$$\text{Pokud je } L < 1: E = 1 - (1 - L)^2 \cdot (0,3669 \cdot L + 1) \quad (56)$$

$$\text{Pokud je } L > 1: E = 1 - (1 - L)^2 \cdot [88,036 \cdot (L - 1)^2 + 2,6247 \cdot (L - 1) + 1,3669] \quad (57)$$

4.2.7 Účinnost vrtule

$$\eta_{VRT} = E \cdot \eta_{VRTM} \quad (58)$$

Tato účinnost se musí ještě snížit o koeficient vlivu zástavby. Tento koeficient je závislý na hodnotě Z, která je poměrem průměru trupu a průměru vrtule. Přitom průměr trupu se určuje ve vzdálenosti jednoho průměru vrtule od roviny vrtule. Pro tento letoun je hodnota průměru trupu $D_{TR} = 0,86$ m.

$$Z = \frac{D_{TR}}{D_{VRT}} = \frac{0,86}{1,8} = 0,478 \quad (59)$$

Tato hodnota Z je dále dosazena do vzorce pro výpočet koeficientu vlivu zástavby, který je pro pevnou nestavitelnou vrtuli:

$$\begin{aligned} k_{ZAST} &= 1,05263 - 0,00722 \cdot Z - 0,16462 \cdot Z^2 - 0,18341 \cdot Z^3 = \\ &= 1,05263 - 0,0072 \cdot 0,478 - 0,16462 \cdot 0,478^2 - 0,18341 \cdot 0,478^3 = 0,992 \end{aligned} \quad (60)$$

4.2.8 Účinnost vrtule s uvažováním zástavby

$$\eta_{VRTZ} = \eta_{VRTM} \cdot k_{ZAST} \quad (61)$$

4.2.9 Využitelný výkon

$$P_V = P_{MOT} \cdot \eta_{VRTZ} \quad (62)$$

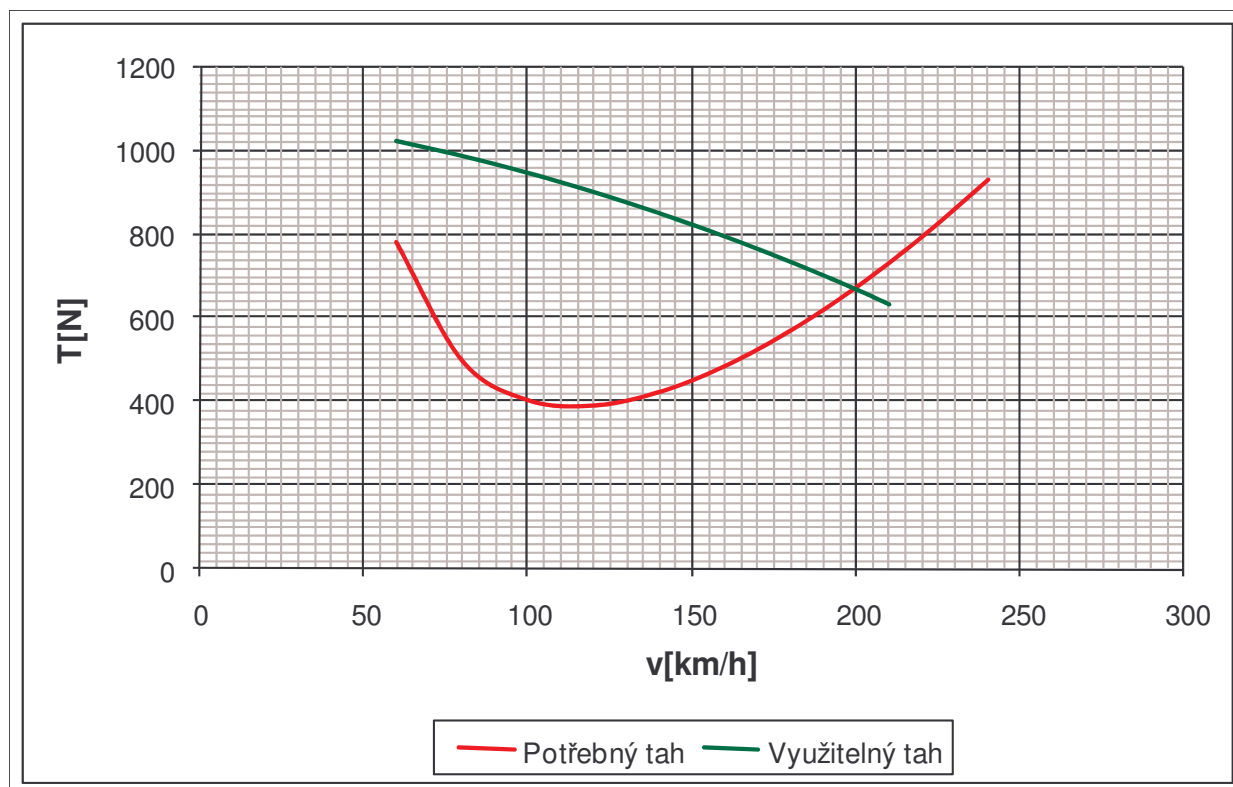
4.2.10 Využitelný tah

$$T_v = \frac{P_v}{v} \quad (63)$$

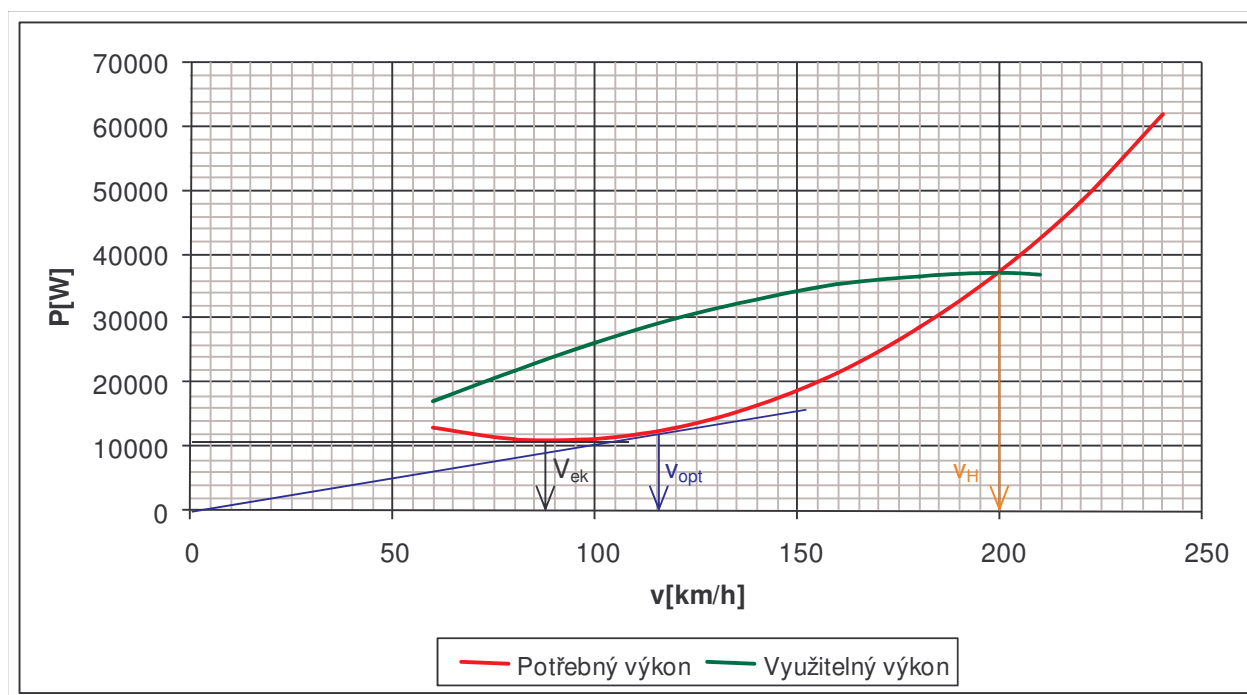
Tab. 5 Vypočtené hodnoty účinností, využitelných tahů a využitelných výkonů

v	v	J	J _M	L	E	η _{VRTM}	η _{VRTZ}	P _v	T _v
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[W]	[N]
60	16,7	0,214	0,705	0,303	0,4602	0,359	0,356	17093	1026
80	22,2	0,285	0,705	0,404	0,5922	0,462	0,458	21994	990
100	27,8	0,356	0,705	0,505	0,7096	0,554	0,549	26356	949
120	33,3	0,427	0,705	0,606	0,8103	0,632	0,627	30095	903
140	38,9	0,499	0,705	0,707	0,8919	0,696	0,690	33127	852
160	44,4	0,570	0,705	0,808	0,9522	0,743	0,737	35367	796
180	50,0	0,641	0,705	0,909	0,9890	0,771	0,765	36731	735
200	55,6	0,712	0,705	1,010	0,9999	0,780	0,774	37135	668
210	58,3	0,748	0,705	1,061	0,9932	0,775	0,769	36888	632

Graf č. 12 Využitelné a potřebné tahy



Graf č. 13 Využitelné a potřebné výkony



Maximální rychlost v horizontálním letu:

$$v_H = 198 \text{ km.h}^{-1}$$

Optimální rychlost v horizontálním letu:

$$v_{opt} = 115 \text{ km.h}^{-1}$$

Ekonomická rychlost v horizontálním letu:

$$v_{ek} = 88 \text{ km.h}^{-1}$$

5. Obrátová a poryvová obálka

5.1 Pádová rychlost

Pádová rychlost se vypočítá z podmínky rovnováhy $L=G$ a pomocí maximálního součinitele vztlaču letounu $c_{Lmax.} = 1,4286$.

$$m \cdot g = c_{Lmax.} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 S \Rightarrow v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{Lmax.} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 450 \cdot 9,81}{1,4286 \cdot 1,225 \cdot 12,19}} = 20,344 \text{ m.s}^{-1} = 73 \text{ km.h}^{-1} \quad (64)$$

5.2 Návrhová rychlost obratu

$$v_A = v_{s1} \cdot \sqrt{n_1} = 20,344 \cdot \sqrt{4} = 40,688 \text{ m.s}^{-1} = 146 \text{ km.h}^{-1} \quad (65)$$

5.3 Návrhová cestovní rychlost

Návrhová cestovní rychlost byla zvolena $v_C = 165 \text{ km.h}^{-1}$

5.3 Maximální návrhová rychlost

$$v_D = 1,2 \cdot v_H = 1,2 \cdot 55 = 66 \text{ m.s}^{-1} = 238 \text{ km.h}^{-1} \quad (66)$$

5.4 Pádová rychlost v letu na zádech

Tato rychlost se vypočítá pomocí minimálního součinitele vztlaku letounu $c_{L\min.} = -0,68$

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{L\min.} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 450 \cdot 9,81}{0,68 \cdot 1,225 \cdot 12,19}} = 29,487 \text{ m.s}^{-1} = 106 \text{ km.h}^{-1} \quad (67)$$

5.5 Obratová rychlost v letu na zádech

$$v_G = v_{SG} \cdot \sqrt{n_4} = 29,487 \cdot \sqrt{2} = 41,669 \text{ m.s}^{-1} = 150 \text{ km.h}^{-1} \quad (68)$$

5.6 Provozní násobky obrátů

Minimální hodnoty těchto násobků jsou stanoveny předpisem UL2. Jejich hodnoty jsou uvedeny v tab. 6.

Tab. 6 Hodnoty násobků obrátové obálky

n_1	+4,0
n_2	+4,0
n_3	-1,5
n_4	-2,0

5.7 Provozní násobky od poryvu

Relativní hmotnostní poměr letounu μ

$$\mu = \frac{2 \frac{m}{S}}{\rho_0 \cdot c \cdot a} = \frac{2 \cdot \left(\frac{450}{12,19} \right)}{1,225 \cdot 1,4,3} = 14,016 \quad (69)$$

Zmírňující součinitel k

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} = \frac{0,88 \cdot 14,016}{5,3 + 14,016} = 0,639 \quad (70)$$

Násobek při rychlosti v_A a kladném poryvu

$$n_A^+ = 1 + \frac{0,5 \cdot k \cdot \rho_0 \cdot U \cdot v_A \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}} = 1 + \frac{0,5 \cdot 0,639 \cdot 1,225 \cdot 15 \cdot 40,688 \cdot 4,3}{\left(\frac{450 \cdot 9,81}{12,19} \right)} = 3,84 \quad (71)$$

Násobek při rychlosti v_A a záporném poryvu

$$n_A^- = 1 - \frac{0,5 \cdot k \cdot \rho_0 \cdot U \cdot v_A \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}} = 1 - \frac{0,5 \cdot 0,639 \cdot 1,225 \cdot 15 \cdot 40,688 \cdot 4,3}{\left(\frac{450,9,81}{12,19} \right)} = -1,84 \quad (71)$$

Násobek při rychlosti v_D a kladném poryvu

$$n_D^+ = 1 + \frac{0,5 \cdot k \cdot \rho_0 \cdot U \cdot v_D \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}} = 1 + \frac{0,5 \cdot 0,639 \cdot 1,225 \cdot 7,5 \cdot 66 \cdot 4,3}{\left(\frac{450,9,81}{12,19} \right)} = 3,38 \quad (71)$$

Násobek při rychlosti v_D a záporném poryvu

$$n_D^- = 1 - \frac{0,5 \cdot k \cdot \rho_0 \cdot U \cdot v_D \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}} = 1 - \frac{0,5 \cdot 0,639 \cdot 1,225 \cdot 7,5 \cdot 66 \cdot 4,3}{\left(\frac{450,9,81}{12,19} \right)} = -1,38 \quad (71)$$

5.8 Nesymetrické křídélkové případy

Musí se uvážit, že na letoun při rychlosti v_A a při maximální výchylce křidélek působí násobek $n = 2,66$.

Musí se uvážit, že na letoun při rychlosti v_D a při 1/3 maximální výchylky křidélek působí násobek $n = 2,66$.

Tab. 7 Souhrn hodnot tvořících body obálky

Případy	Rychlost	Násobek
	[km.h ⁻¹]	[-]
Symetrický případ pro v_S	73	1
Symetrický případ pro v_{SG}	106	1
Symetrický případ v bodě A	146	4
Symetrický případ v bodě D	238	4
Symetrický případ v bodě E	238	-1,5
Symetrický případ v bodě G	150	-2
Kladný poryvový případ pro v_A	146	3,84
Záporný poryvový případ pro v_A	146	-1,84
Kladný poryvový případ pro v_D	238	3,38
Záporný poryvový případ pro v_D	238	-1,38
Nesymetrický křídélkový případ pro v_A	146	2,66
Nesymetrický křídélkový případ pro v_D	238	2,66

Manévrovací a poryvová obálka je zobrazena v příloze.

6. Výpočet zatížení křídla

6.1 Definice případů zatížení

Případy zatížení, které je třeba řešit, jsou dány obálkou zatížení, rozhodující zatížení budou symetrické případy v bodech obálky A, D, E, G a nesymetrické křídélkové případy v bodech obálky A a D.

6.1.1 Určení součinitelů vztlaku horního a spodního křídla pro definované případy zatížení

Pro výpočet zatížení horního a spodního křídla je nutno znát součinitele vztlaků.

Symetrický případ v bodě A obálky

Pro rychlost $v_A = 40,688 \text{ m.s}^{-1}$ a kladný násobek $n = 4$

$$c_{LA} = \frac{2 \cdot n_A \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_A^2} = \frac{2 \cdot 4 \cdot 450,9,81}{1,225 \cdot 12,19 \cdot 40,688^2} = 1,4286 \quad (72)$$

Pro tento součinitel vztlaku se pomocí vztlakové čáry letounu určí úhel náběhu, ve kterém se letoun v daném režimu letu nachází. Pomocí vztlakové čáry v grafu č. 10 se pro stejný úhel náběhu určí hodnota součinitele vztlaku pro horní a pro spodní křídlo $c_{LAH} = 1,62$, $c_{LAS} = 1,20$.

Symetrický případ v bodě D obálky

Pro rychlost $v_D = 66 \text{ m.s}^{-1}$ a kladný násobek $n = 4$

$$c_{LD} = \frac{2 \cdot n_D \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_D^2} = \frac{2 \cdot 4 \cdot 450,9,81}{1,225 \cdot 12,19 \cdot 66^2} = 0,5428 \quad (72)$$

Pomocí vztlakové čáry v grafu č. 10 se určí hodnota součinitele vztlaku pro horní a pro spodní křídlo $c_{LDH} = 0,61$, $c_{LDS} = 0,50$.

Symetrický případ v bodě E obálky

Pro rychlost $v_E = v_D = 66 \text{ m.s}^{-1}$ a záporný násobek $n = -1,5$

$$c_{LE} = \frac{2 \cdot n_E \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_E^2} = \frac{2 \cdot (-1,5) \cdot 450,9,81}{1,225 \cdot 12,19 \cdot 66^2} = -0,2036 \quad (72)$$

Pomocí vztlakové čáry v grafu č. 10 se určí hodnota součinitele vztlaku pro horní a pro spodní křídlo $c_{LEH} = -0,28$, $c_{LES} = -0,15$.

Symetrický případ v bodě G obálky

Pro rychlost $v_G = 41,669 \text{ m.s}^{-1}$ a záporný násobek $n = -2$

$$c_{LG} = \frac{2.n_G.m.g}{\rho.S.v_G^2} = \frac{2.(-2).450.9,81}{1,225.12,19.41,669^2} = -0,6810 \quad (72)$$

Pomocí vztlakové čáry v grafu č. 10 se určí hodnota součinitele vztlaku pro horní a pro spodní křídlo $c_{LGH} = -0,8$, $c_{LGS} = -0,51$.

Nesymetrický křídélkový případ v bodě A obálky

$$c_{LNA} = \frac{2.n_{NA}.m.g}{\rho.S.v_A^2} = \frac{2.2,66.450.9,81}{1,225.12,19.40,688^2} = 0,9500 \quad (72)$$

Pomocí vztlakové čáry v grafu č. 10 se určí hodnota součinitele vztlaku pro horní a pro spodní křídlo $c_{LNAH} = 1,11$.

Nesymetrický křídélkový případ v bodě D obálky

$$c_{LND} = \frac{2.n_{ND}.m.g}{\rho.S.v_D^2} = \frac{2.2,66.450.9,81}{1,225.12,19.66^2} = 0,3610 \quad (72)$$

Pomocí vztlakové čáry v grafu č. 10 se určí hodnota součinitele vztlaku pro horní a pro spodní křídlo $c_{LNDH} = 0,37$.

6.2 Výpočty pro vzdušné zatížení křídel**6.2.1 Rozložení součinitele vztlaku po polorozpětí**

Pro výpočet rozložení součinitele vztlaku po polorozpětí slouží tento vzorec:

Symetrické případy zatížení

$$c_L(y) = c_{LH} \cdot c_{LK\ddot{R}} + c_{L0} \quad (73)$$

Nesymetrické případy zatížení

$$c_L(y) = c_{LH} \cdot c_{LK\ddot{R}} + c_{L0} + c_{LSYM} + c_{LANTISYM} + c_{LTLUM} \quad (74)$$

Ve vzorci pro symetrické případy je c_{LH} normálové rozložení vztlaku a je c_{L0} nulové rozložení vztlaku. Jelikož je hodnota c_{LH} závislá pouze na geometrických charakteristikách křídla a pro c_{L0} platí to samé, můžeme pro výpočet těchto hodnot použít program Glauert III. Z výsledků dále vidíme, že součinitel nulového rozložení vztlaku je po celém rozpětí nulové, to je dáno jeho závislostí na kroucení křídla, které není nutné na tomto letounu použít. Podobné je to u nesymetrických případů, kde

ještě navíc přibývají hodnoty, c_{LSYM} symetrické křídélkové rozložení vztlaku, $c_{LANTISYM}$ antisymetrické křídélkové rozložení vztlaku a c_{LTLUM} rozložení vztlaku od tlumení.

6.2.2 Určení výchylek křidélek a přírůstku součinitele vztlaku na křídélkách

Při výpočtu křídélkových případů pomocí programu Glauert III je nutné zadat výchylky křidélek a přírůstek součinitele vztlaku.

Obecný vzorec pro výpočet přírůstku vztlaku křídélka:

$$\Delta c_L = \frac{\partial c_L}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \cdot \delta_{KR} \quad (75)$$

$\frac{\partial c_L}{\partial \alpha}$ - sklon vztlakové čáry profilu

$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta}$ - zobecněná účinnost křídélka, která se určí pomocí grafu z manuálu programu Glauert III, lit.[7].

δ_{KR} - výchylka křídélka

Pro rychlost v_A a maximální výchylku křidélek

Maximální výchylka nahoru: $\delta_H = -25^\circ$

Maximální výchylka dolů: $\delta_D = 15^\circ$

Přírůstek vztlaku pro výchylku nahoru:

$$\Delta c_L = \frac{\partial c_L}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \cdot \left(\delta_H \frac{\pi}{180} \right) = 4,1,0,64 \cdot \left((-25) \frac{\pi}{180} \right) = -1,145 \quad (75)$$

Přírůstek vztlaku pro výchylku dolů:

$$\Delta c_L = \frac{\partial c_L}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \cdot \left(\delta_D \frac{\pi}{180} \right) = 4,1,0,64 \cdot \left(15 \frac{\pi}{180} \right) = 0,687 \quad (75)$$

Pro rychlost v_D a 1/3 maximální výchylky křidélek

$$\text{Maximální výchylka nahoru: } \delta_{H1/3} = \frac{1}{3} \delta_H = \frac{1}{3} (-25) = -8,3^\circ \quad (76)$$

$$\text{Maximální výchylka dolů: } \delta_{D1/3} = \frac{1}{3} \delta_D = \frac{1}{3} 15 = 5^\circ \quad (76)$$

Přírůstek vztlaku pro výchylku nahoru:

$$\Delta c_L = \frac{\partial c_L}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \left(\delta_{H1/3} \frac{\pi}{180} \right) = 4,1.0,64 \cdot \left((-8,3) \frac{\pi}{180} \right) = -0,380 \quad (75)$$

Přírůstek vztlaku pro výchylku dolů:

$$\Delta c_L = \frac{\partial c_L}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \left(\delta_{D1/3} \frac{\pi}{180} \right) = 4,1.0,64 \cdot \left(5 \frac{\pi}{180} \right) = 0,228 \quad (75)$$

6.2.3 Rozložení spojitého zatížení po polorozpětí

Pro výpočet rozložení spojitého zatížení po polorozpětí slouží tento vzorec:

$$q_{VZD} = c_L(y) \cdot c(y) \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \quad (77)$$

$$L = n \cdot G$$

(78)

$$c_{LK\check{R}} \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S = n \cdot m \cdot g \Rightarrow \frac{\rho \cdot v^2}{2} = \frac{n \cdot m \cdot g}{c_{LK\check{R}} \cdot S}$$

$$q_{VZD}(y) = \frac{n \cdot m \cdot g \cdot c_L(y) \cdot c(y)}{c_{LK\check{R}} \cdot S_{K\check{R}}} \quad (79)$$

V tomto vzorci je n násobek pro daný případ zatížení, m hmotnost letounu, g je gravitační zrychlení, $S_{K\check{R}}$ je plocha křídla a $c_{LK\check{R}}$ je výše vypočítaný součinitel vztlaku křídla pro daný případ zatížení, $c(y)$ je hloubka křídla.

6.2.4 Výpočet liniového zatížení od krouticího momentu

Symetrické případy zatížení

$$q_{Mk}(y) = c_{mo}(y) \cdot \frac{\rho v^2}{2} \cdot c^2(y) \quad (80)$$

6.2.5 Výpočet spojitého zatížení od tíhy křídel

$$q_{GK\check{R}}(y) = \frac{m_{K\check{R}} \cdot g \cdot n \cdot c(y)}{S} \quad (81)$$

6.2.6 Celkové liniové zatížení

$$q_C = q_{VZD}(y) - q_{GK\check{R}}(y) \quad (82)$$

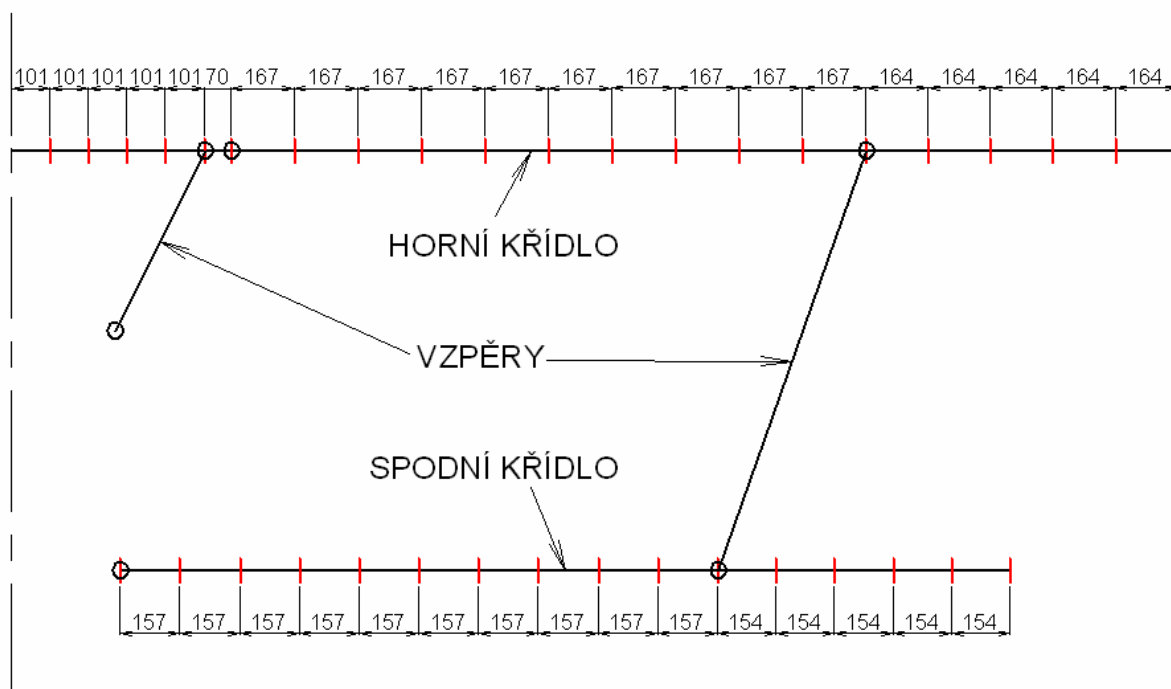
6.2.7 Vypočet výsledné síly z celkového liniového zatížení

$$F_c = \frac{q_c}{\Delta y} \quad (83)$$

Hodnoty Δy jsou délky elementů, na které jsou jednotlivé části nosníků rozděleny.

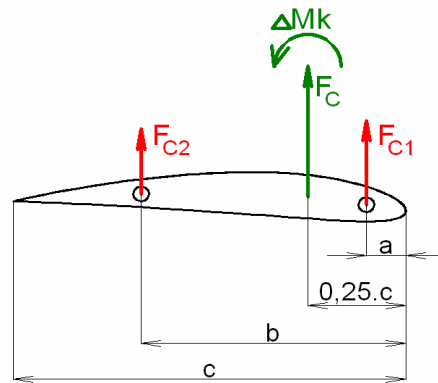
6.2.8 Určení hodnot Δy

Rozdělení nosníků na elementy bylo provedeno s ohledem na pozdější modelování konstrukce v programu MSC.Patran a to tak, aby síly působily přesně v místech nodů po rozdělení konstrukce v Patranu.



Obr. 13 Rozdělení nosníků

6.2.9 Rozdělení výsledné síly na přední a zadní nosník



Obr. 14 Náskres působících sil a momentů

Síly na nosníky se rozdělí pomocí silové a momentové rovnováhy. Hodnoty rozměrů jsou: $a = 100 \text{ mm}$, $c = 1000 \text{ mm}$, $b = 675 \text{ mm}$.

$$\sum F = 0 \Rightarrow F_{C1} + F_{C2} = F_C \quad (84)$$

$$\sum M = 0 \Rightarrow F_{C1} \cdot a - F_C \cdot (0,25 \cdot c) + F_{C2} \cdot b - \Delta Mk = 0$$

$$F_{C2} = F_C - F_{C1} \quad (85)$$

$$F_{C1} = \frac{-F_C \cdot [b - (0,25 \cdot c)] + \Delta Mk}{(a - b)} \quad (86)$$

6.2.10 Výpočet početního zatížení

Početní zatížení se získá vynásobením sil součinitelem bezpečnosti pro letecké konstrukce $f = 1,5$.

$$\begin{aligned} F_{P1} &= F_{C1} \cdot f \\ F_{P2} &= F_{C2} \cdot f \end{aligned} \quad (87)$$

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ**Tab. 8 Tabulka vypočtených hodnot liniového zatížení horního křídla pro případ A**

y	c	C _{Ln}	C _{L0}	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
3,375	1	0,0000	0	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,983	1	0,8219	0	1,3315	1190,575	64,381	1126,194
2,819	1	0,8959	0	1,4514	1297,769	64,381	1233,388
2,655	1	0,9459	0	1,5324	1370,197	64,381	1305,816
2,491	1	0,9819	0	1,5907	1422,345	64,381	1357,965
2,327	1	1,0091	0	1,6347	1461,746	64,381	1397,366
2,162	1	1,0300	0	1,6686	1492,021	64,381	1427,641
1,995	1	1,0468	0	1,6958	1516,357	64,381	1451,977
1,828	1	1,0602	0	1,7175	1535,768	64,381	1471,387
1,661	1	1,0710	0	1,7350	1551,412	64,381	1487,032
1,494	1	1,0798	0	1,7493	1564,160	64,381	1499,779
1,327	1	1,0870	0	1,7609	1574,589	64,381	1510,209
1,160	1	1,0929	0	1,7705	1583,136	64,381	1518,755
0,993	1	1,0976	0	1,7781	1589,944	64,381	1525,564
0,826	1	1,1015	0	1,7844	1595,594	64,381	1531,213
0,659	1	1,1044	0	1,7891	1599,795	64,381	1535,414
0,540	1	1,1061	0	1,7919	1602,257	64,381	1537,876
0,455	1	1,1071	0	1,7935	1603,706	64,381	1539,325
0,354	1	1,1080	0	1,7950	1605,009	64,381	1540,629
0,253	1	1,1087	0	1,7961	1606,023	64,381	1541,643
0,152	1	1,1091	0	1,7967	1606,603	64,381	1542,222
0,051	1	1,1093	0	1,7971	1606,892	64,381	1542,512
0,000	1	1,1094	0	1,7972	1607,037	64,381	1542,657

Tab. 9 Tabulka vypočtených hodnot sil působících na horní křídlo pro případ A

F _C	ΔM _K	F _{C1}	F _{C2}	F _{P1}	F _{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
184,696	-16,962	137	48	205	72
202,276	-16,962	150	53	224	79
214,154	-16,962	158	56	237	84
222,706	-16,962	165	58	247	87
229,168	-16,962	169	60	254	90
238,416	-17,273	176	62	264	93
242,480	-17,273	179	63	269	95
245,722	-17,273	182	64	272	96
248,334	-17,273	184	65	275	97
250,463	-17,273	185	65	278	98
252,205	-17,273	186	66	280	99
253,632	-17,273	187	66	281	99
254,769	-17,273	188	66	283	100
255,713	-17,273	189	67	284	100
256,414	-17,273	190	67	284	100
107,651	-7,240	80	28	119	42
155,472	-10,446	115	41	172	61

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

155,603	-10,446	115	41	173	61
155,706	-10,446	115	41	173	61
155,764	-10,446	115	41	173	61
155,794	-10,446	115	41	173	61

Tab. 10 Tabulka vypočtených hodnot liniového zatížení spodního křídla pro případ A

y	c	C _{Ln}	C _{L0}	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
2,935	1	0,0000	0	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,548	1	0,8357	0	1,0028	1210,565	48,285	1162,280
2,394	1	0,9080	0	1,0896	1315,296	48,285	1267,011
2,240	1	0,9578	0	1,1494	1387,435	48,285	1339,149
2,086	1	0,9940	0	1,1928	1439,873	48,285	1391,588
1,932	1	1,0212	0	1,2254	1479,274	48,285	1430,988
1,777	1	1,0426	0	1,2511	1510,273	48,285	1461,988
1,620	1	1,0596	0	1,2715	1534,899	48,285	1486,613
1,463	1	1,0732	0	1,2878	1554,599	48,285	1506,314
1,306	1	1,0841	0	1,3009	1570,389	48,285	1522,103
1,149	1	1,0929	0	1,3115	1583,136	48,285	1534,851
0,992	1	1,1000	0	1,3200	1593,421	48,285	1545,135
0,835	1	1,1056	0	1,3267	1601,533	48,285	1553,247
0,678	1	1,1101	0	1,3321	1608,051	48,285	1559,766
0,521	1	1,1134	0	1,3361	1612,832	48,285	1564,546
0,364	1	1,1158	0	1,3390	1616,308	48,285	1568,023
0,000	1	1,1181	0	1,3417	1619,640	48,285	1571,354

Tab. 11 Tabulka vypočtených hodnot sil působících na spodní křídlo pro případ A

F _C	ΔM _K	F _{C1}	F _{C2}	F _{P1}	F _{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
178,991	-15,824	132	47	198	70
195,120	-15,824	144	51	216	76
206,229	-15,824	152	54	229	81
214,304	-15,824	158	56	238	84
220,372	-15,824	163	58	244	86
229,532	-16,133	170	60	254	90
233,398	-16,133	172	61	259	91
236,491	-16,133	175	62	262	93
238,970	-16,133	177	62	265	94
240,972	-16,133	178	63	267	94
242,586	-16,133	179	63	269	95
243,860	-16,133	180	64	270	95
244,883	-16,133	181	64	271	96
245,634	-16,133	182	64	272	96
246,180	-16,133	182	64	273	96

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ**Tab. 12 Tabulka vypočtených hodnot liniového zatížení horního křídla pro případ D**

y	c	C _{Ln}	C _{L0}	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
3,375	1	0,0000	0	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,983	1	0,8219	0	0,5014	1190,575	64,381	1126,194
2,819	1	0,8959	0	0,5465	1297,769	64,381	1233,388
2,655	1	0,9459	0	0,5770	1370,197	64,381	1305,816
2,491	1	0,9819	0	0,5990	1422,345	64,381	1357,965
2,327	1	1,0091	0	0,6156	1461,746	64,381	1397,366
2,162	1	1,0300	0	0,6283	1492,021	64,381	1427,641
1,995	1	1,0468	0	0,6385	1516,357	64,381	1451,977
1,828	1	1,0602	0	0,6467	1535,768	64,381	1471,387
1,661	1	1,0710	0	0,6533	1551,412	64,381	1487,032
1,494	1	1,0798	0	0,6587	1564,160	64,381	1499,779
1,327	1	1,0870	0	0,6631	1574,589	64,381	1510,209
1,160	1	1,0929	0	0,6667	1583,136	64,381	1518,755
0,993	1	1,0976	0	0,6695	1589,944	64,381	1525,564
0,826	1	1,1015	0	0,6719	1595,594	64,381	1531,213
0,659	1	1,1044	0	0,6737	1599,795	64,381	1535,414
0,540	1	1,1061	0	0,6747	1602,257	64,381	1537,876
0,455	1	1,1071	0	0,6753	1603,706	64,381	1539,325
0,354	1	1,1080	0	0,6759	1605,009	64,381	1540,629
0,253	1	1,1087	0	0,6763	1606,023	64,381	1541,643
0,152	1	1,1091	0	0,6766	1606,603	64,381	1542,222
0,051	1	1,1093	0	0,6767	1606,892	64,381	1542,512
0,000	1	1,1094	0	0,6767	1607,037	64,381	1542,657

Tab. 13 Tabulka vypočtených hodnot sil působících na horní křídlo pro případ D

F _C	ΔM _K	F _{C1}	F _{C2}	F _{P1}	F _{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
184,696	-44,782	137	48	205	72
202,276	-44,782	150	53	224	79
214,154	-44,782	158	56	238	84
222,706	-44,782	165	58	247	87
229,168	-44,782	169	60	254	90
238,416	-45,601	176	62	264	93
242,480	-45,601	179	63	269	95
245,722	-45,601	182	64	273	96
248,334	-45,601	184	65	275	97
250,463	-45,601	185	65	278	98
252,205	-45,601	186	66	280	99
253,632	-45,601	188	66	281	99
254,769	-45,601	188	66	283	100
255,713	-45,601	189	67	284	100
256,414	-45,601	190	67	284	100
107,651	-19,114	80	28	119	42

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

155,472	-27,579	115	41	172	61
155,603	-27,579	115	41	173	61
155,706	-27,579	115	41	173	61
155,764	-27,579	115	41	173	61
155,794	-27,579	115	41	173	61

Tab. 14 Tabulka vypočtených hodnot liniového zatížení spodního křídla pro případ D

y	c	C _{Lh}	C _{L0}	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
z	c	cln	cl0	cl(y)	qv	qG	qc
2,935	1	0,0000	0	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,548	1	0,8357	0	0,4179	1210,565	48,285	1162,280
2,394	1	0,9080	0	0,4540	1315,296	48,285	1267,011
2,240	1	0,9578	0	0,4789	1387,435	48,285	1339,149
2,086	1	0,9940	0	0,4970	1439,873	48,285	1391,588
1,932	1	1,0212	0	0,5106	1479,274	48,285	1430,988
1,777	1	1,0426	0	0,5213	1510,273	48,285	1461,988
1,620	1	1,0596	0	0,5298	1534,899	48,285	1486,613
1,463	1	1,0732	0	0,5366	1554,599	48,285	1506,314
1,306	1	1,0841	0	0,5421	1570,389	48,285	1522,103
1,149	1	1,0929	0	0,5465	1583,136	48,285	1534,851
0,992	1	1,1000	0	0,5500	1593,421	48,285	1545,135
0,835	1	1,1056	0	0,5528	1601,533	48,285	1553,247
0,678	1	1,1101	0	0,5551	1608,051	48,285	1559,766
0,521	1	1,1134	0	0,5567	1612,832	48,285	1564,546
0,364	1	1,1158	0	0,5579	1616,308	48,285	1568,023

Tab. 15 Tabulka vypočtených hodnot sil působících na spodní křídlo pro případ D

F _C	ΔM _K	F _{C1}	F _{C2}	F _{P1}	F _{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
178,991	-42,051	132	47	198	70
195,120	-42,051	144	51	216	76
206,229	-42,051	152	54	229	81
214,304	-42,051	158	56	237	84
220,372	-42,051	163	58	244	86
229,532	-42,870	170	60	254	90
233,398	-42,870	172	61	259	91
236,491	-42,870	175	62	262	93
238,970	-42,870	177	62	265	94
240,972	-42,870	178	63	267	94
242,586	-42,870	179	63	269	95
243,860	-42,870	180	64	270	96
244,883	-42,870	181	64	271	96
245,634	-42,870	181	64	272	96
246,180	-42,870	182	64	273	96

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ**Tab. 16** Tabulka vypočtených hodnot liniového zatížení horního křídla pro případ E

y	c	C _{Ln}	C _{L0}	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
3,375	1	0,0000	0	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,983	1	0,8219	0	-0,2301	-446,466	-24,143	-422,323
2,819	1	0,8959	0	-0,2509	-486,663	-24,143	-462,521
2,655	1	0,9459	0	-0,2649	-513,824	-24,143	-489,681
2,491	1	0,9819	0	-0,2749	-533,380	-24,143	-509,237
2,327	1	1,0091	0	-0,2825	-548,155	-24,143	-524,012
2,162	1	1,0300	0	-0,2884	-559,508	-24,143	-535,365
1,995	1	1,0468	0	-0,2931	-568,634	-24,143	-544,491
1,828	1	1,0602	0	-0,2969	-575,913	-24,143	-551,770
1,661	1	1,0710	0	-0,2999	-581,780	-24,143	-557,637
1,494	1	1,0798	0	-0,3023	-586,560	-24,143	-562,417
1,327	1	1,0870	0	-0,3044	-590,471	-24,143	-566,328
1,160	1	1,0929	0	-0,3060	-593,676	-24,143	-569,533
0,993	1	1,0976	0	-0,3073	-596,229	-24,143	-572,086
0,826	1	1,1015	0	-0,3084	-598,348	-24,143	-574,205
0,659	1	1,1044	0	-0,3092	-599,923	-24,143	-575,780
0,540	1	1,1061	0	-0,3097	-600,846	-24,143	-576,704
0,455	1	1,1071	0	-0,3100	-601,390	-24,143	-577,247
0,354	1	1,1080	0	-0,3102	-601,879	-24,143	-577,736
0,253	1	1,1087	0	-0,3104	-602,259	-24,143	-578,116
0,152	1	1,1091	0	-0,3105	-602,476	-24,143	-578,333
0,051	1	1,1093	0	-0,3106	-602,585	-24,143	-578,442
0,000	1	1,1094	0	-0,3106	-602,639	-24,143	-578,496

Tab. 17 Tabulka vypočtených hodnot sil působících na horní křídlo pro případ E

F _C	ΔM _K	F _{C1}	F _{C2}	F _{P1}	F _{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
-69,261	-44,782	-51	-18	-77	-27
-75,853	-44,782	-56	-20	-84	-30
-80,308	-44,782	-59	-21	-89	-32
-83,515	-44,782	-62	-22	-92	-33
-85,938	-44,782	-63	-22	-95	-34
-89,406	-45,601	-66	-23	-99	-35
-90,930	-45,601	-67	-24	-101	-36
-92,146	-45,601	-68	-24	-102	-36
-93,125	-45,601	-69	-24	-103	-37
-93,924	-45,601	-69	-25	-104	-37
-94,577	-45,601	-70	-25	-105	-37
-95,112	-45,601	-70	-25	-105	-37
-95,538	-45,601	-71	-25	-106	-38
-95,892	-45,601	-71	-25	-106	-38
-96,155	-45,601	-71	-25	-106	-38
-40,369	-19,114	-30	-11	-45	-16

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

-58,302	-27,579	-43	-15	-65	-23
-58,351	-27,579	-43	-15	-65	-23
-58,390	-27,579	-43	-15	-65	-23
-58,412	-27,579	-43	-15	-65	-23
-58,423	-27,579	-43	-15	-65	-23

Tab. 18 Tabulka vypočtených hodnot liniového zatížení spodního křídla pro případ E

y	c	C _{Lh}	C _{L0}	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
2,935	1	0,0000	0	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,548	1	0,8357	0	-0,1254	-453,962	-18,107	-435,855
2,394	1	0,9080	0	-0,1362	-493,236	-18,107	-475,129
2,240	1	0,9578	0	-0,1437	-520,288	-18,107	-502,181
2,086	1	0,9940	0	-0,1491	-539,952	-18,107	-521,845
1,932	1	1,0212	0	-0,1532	-554,728	-18,107	-536,621
1,777	1	1,0426	0	-0,1564	-566,352	-18,107	-548,245
1,620	1	1,0596	0	-0,1589	-575,587	-18,107	-557,480
1,463	1	1,0732	0	-0,1610	-582,975	-18,107	-564,868
1,306	1	1,0841	0	-0,1626	-588,896	-18,107	-570,789
1,149	1	1,0929	0	-0,1639	-593,676	-18,107	-575,569
0,992	1	1,1000	0	-0,1650	-597,533	-18,107	-579,426
0,835	1	1,1056	0	-0,1658	-600,575	-18,107	-582,468
0,678	1	1,1101	0	-0,1665	-603,019	-18,107	-584,912
0,521	1	1,1134	0	-0,1670	-604,812	-18,107	-586,705
0,364	1	1,1158	0	-0,1674	-606,116	-18,107	-588,009
0,000	1	1,1181	0	-0,1677	-607,365	-18,107	-589,258

Tab. 19 Tabulka vypočtených hodnot sil působících na spodní křídlo pro případ E

F _C	ΔM _K	F _{C1}	F _{C2}	F _{P1}	F _{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
-67,122	-42,051	-50	-17	-75	-26
-73,170	-42,051	-54	-19	-81	-29
-77,336	-42,051	-57	-20	-86	-30
-80,364	-42,051	-59	-21	-89	-31
-82,640	-42,051	-61	-21	-92	-32
-86,075	-42,870	-64	-22	-96	-34
-87,524	-42,870	-65	-23	-97	-34
-88,684	-42,870	-66	-23	-98	-35
-89,614	-42,870	-66	-23	-99	-35
-90,364	-42,870	-67	-23	-100	-35
-90,970	-42,870	-67	-24	-101	-35
-91,447	-42,870	-68	-24	-101	-36
-91,831	-42,870	-68	-24	-102	-36
-92,113	-42,870	-68	-24	-102	-36
-92,317	-42,870	-68	-24	-102	-36

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ**Tab. 20** Tabulka vypočtených hodnot liniového zatížení horního křídla pro případ G

y	c	C_{Ln}	C_{L0}	$C_L(y)$	q_v	q_G	q_c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
3,375	1	0,0000	0	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,983	1	0,8219	0	-0,6575	-595,288	-32,190	-563,097
2,819	1	0,8959	0	-0,7167	-648,884	-32,190	-616,694
2,655	1	0,9459	0	-0,7567	-685,099	-32,190	-652,908
2,491	1	0,9819	0	-0,7855	-711,173	-32,190	-678,982
2,327	1	1,0091	0	-0,8073	-730,873	-32,190	-698,683
2,162	1	1,0300	0	-0,8240	-746,011	-32,190	-713,820
1,995	1	1,0468	0	-0,8374	-758,179	-32,190	-725,988
1,828	1	1,0602	0	-0,8482	-767,884	-32,190	-735,694
1,661	1	1,0710	0	-0,8568	-775,706	-32,190	-743,516
1,494	1	1,0798	0	-0,8638	-782,080	-32,190	-749,890
1,327	1	1,0870	0	-0,8696	-787,295	-32,190	-755,104
1,160	1	1,0929	0	-0,8743	-791,568	-32,190	-759,378
0,993	1	1,0976	0	-0,8781	-794,972	-32,190	-762,782
0,826	1	1,1015	0	-0,8812	-797,797	-32,190	-765,607
0,659	1	1,1044	0	-0,8835	-799,897	-32,190	-767,707
0,540	1	1,1061	0	-0,8849	-801,129	-32,190	-768,938
0,455	1	1,1071	0	-0,8857	-801,853	-32,190	-769,663
0,354	1	1,1080	0	-0,8864	-802,505	-32,190	-770,314
0,253	1	1,1087	0	-0,8870	-803,012	-32,190	-770,821
0,152	1	1,1091	0	-0,8873	-803,301	-32,190	-771,111
0,051	1	1,1093	0	-0,8874	-803,446	-32,190	-771,256
0,000	1	1,1094	0	-0,8875	-803,519	-32,190	-771,328

Tab. 21 Tabulka vypočtených hodnot sil působících na horní křídlo pro případ G

F_c	ΔM_k	F_{c1}	F_{c2}	F_{p1}	F_{p2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
-92,348	-17,788	-68	-24	-102	-36
-101,138	-17,788	-75	-26	-112	-40
-107,077	-17,788	-79	-28	-119	-42
-111,353	-17,788	-82	-29	-123	-44
-114,584	-17,788	-85	-30	-127	-45
-119,208	-18,113	-88	-31	-132	-47
-121,240	-18,113	-90	-32	-134	-47
-122,861	-18,113	-91	-32	-136	-48
-124,167	-18,113	-92	-32	-138	-49
-125,232	-18,113	-93	-33	-139	-49
-126,102	-18,113	-93	-33	-140	-49
-126,816	-18,113	-94	-33	-141	-50
-127,385	-18,113	-94	-33	-141	-50
-127,856	-18,113	-94	-33	-142	-50
-128,207	-18,113	-95	-33	-142	-50
-53,826	-7,592	-40	-14	-60	-21

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

-77,736	-10,955	-57	-20	-86	-30
-77,802	-10,955	-57	-20	-86	-30
-77,853	-10,955	-58	-20	-86	-30
-77,882	-10,955	-58	-20	-86	-31
-77,897	-10,955	-58	-20	-86	-31

Tab. 22 Tabulka vypočtených hodnot liniového zatížení spodního křídla pro případ G

y	c	C _{Lh}	C _{L0}	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
2,935	1	0,0000	0	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,548	1	0,8357	0	-0,4262	-605,283	-24,143	-581,140
2,394	1	0,9080	0	-0,4631	-657,648	-24,143	-633,505
2,240	1	0,9578	0	-0,4885	-693,717	-24,143	-669,575
2,086	1	0,9940	0	-0,5069	-719,937	-24,143	-695,794
1,932	1	1,0212	0	-0,5208	-739,637	-24,143	-715,494
1,777	1	1,0426	0	-0,5317	-755,137	-24,143	-730,994
1,620	1	1,0596	0	-0,5404	-767,449	-24,143	-743,307
1,463	1	1,0732	0	-0,5473	-777,300	-24,143	-753,157
1,306	1	1,0841	0	-0,5529	-785,194	-24,143	-761,052
1,149	1	1,0929	0	-0,5574	-791,568	-24,143	-767,425
0,992	1	1,1000	0	-0,5610	-796,710	-24,143	-772,568
0,835	1	1,1056	0	-0,5639	-800,766	-24,143	-776,624
0,678	1	1,1101	0	-0,5662	-804,026	-24,143	-779,883
0,521	1	1,1134	0	-0,5678	-806,416	-24,143	-782,273
0,364	1	1,1158	0	-0,5691	-808,154	-24,143	-784,011
0,000	1	1,1181	0	-0,5702	-809,820	-24,143	-785,677

Tab. 23 Tabulka vypočtených hodnot sil působících na spodní křídlo pro případ G

F _C	ΔM _K	F _{C1}	F _{C2}	F _{P1}	F _{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
-89,496	-16,7034	-66	-23	-99	-35
-97,560	-16,7034	-72	-25	-108	-38
-103,115	-16,7034	-76	-27	-114	-40
-107,152	-16,7034	-79	-28	-119	-42
-110,186	-16,7034	-81	-29	-122	-43
-114,766	-17,0288	-85	-30	-127	-45
-116,699	-17,0288	-86	-30	-129	-46
-118,246	-17,0288	-87	-31	-131	-46
-119,485	-17,0288	-88	-31	-133	-47
-120,486	-17,0288	-89	-31	-134	-47
-121,293	-17,0288	-90	-32	-135	-47
-121,930	-17,0288	-90	-32	-135	-48
-122,442	-17,0288	-91	-32	-136	-48
-122,817	-17,0288	-91	-32	-136	-48
-123,090	-17,0288	-91	-32	-137	-48

Tab. 24 Tabulka hodnot liniového zatížení spodního křídla pro případ A kř. dolů

y	c	C _{Ln}	C _{L0}	C _{LKSYM.}	C _{LKANTIS.}	C _{LTLUM}	C _{L(y)}	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
3,375	1	0,0000	0	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,983	1	0,8219	0	-0,0474	0,4571	-0,4962	0,8258	716,665	42,813	673,852
2,819	1	0,8959	0	-0,0609	0,5344	-0,5140	0,9539	827,869	42,813	785,056
2,655	1	0,9459	0	-0,0670	0,5743	-0,5134	1,0438	905,887	42,813	863,074
2,491	1	0,9819	0	-0,0697	0,5956	-0,5020	1,1138	966,601	42,813	923,788
2,327	1	1,0091	0	-0,0700	0,6044	-0,4835	1,1710	1016,234	42,813	973,421
2,162	1	1,0300	0	-0,0681	0,6023	-0,4598	1,2177	1056,761	42,813	1013,948
1,995	1	1,0468	0	-0,0637	0,5889	-0,4323	1,2548	1088,999	42,813	1046,186
1,828	1	1,0602	0	-0,0559	0,5599	-0,4020	1,2788	1109,805	42,813	1066,992
1,661	1	1,0710	0	-0,0412	0,5029	-0,3697	1,2808	1111,530	42,813	1068,717
1,494	1	1,0798	0	-0,0026	0,3489	-0,3358	1,2091	1049,279	42,813	1006,465
1,327	1	1,0870	0	0,0366	0,1918	-0,3006	1,1344	984,444	42,813	941,631
1,16	1	1,0929	0	0,0517	0,1302	-0,2645	1,1305	981,102	42,813	938,289
0,993	1	1,0976	0	0,0604	0,0932	-0,2276	1,1443	993,093	42,813	950,280
0,826	1	1,1015	0	0,0661	0,0679	-0,1901	1,1666	1012,384	42,813	969,571
0,659	1	1,1044	0	0,0698	0,0490	-0,1522	1,1925	1034,878	42,813	992,065
0,54	1	1,1061	0	0,0718	0,0380	-0,1250	1,2126	1052,310	42,813	1009,497
0,455	1	1,1071	0	0,0728	0,0310	-0,1053	1,2274	1065,163	42,813	1022,349
0,354	1	1,1080	0	0,0738	0,0234	-0,0820	1,2451	1080,522	42,813	1037,709
0,253	1	1,1087	0	0,0745	0,0164	-0,0586	1,2630	1096,037	42,813	1053,223
0,152	1	1,1091	0	0,0749	0,0097	-0,0352	1,2805	1111,262	42,813	1068,449
0,051	1	1,1093	0	0,0752	0,0032	-0,0117	1,2980	1126,468	42,813	1083,655
0	1	1,1094	0	0,0752	0,0000	0,0000	1,3066	1133,941	42,813	1091,128

Tab. 25 Tabulka sil působících na spodní křídlo pro případ A kř. dolů

F _C	ΔM _K	F _{C1}	F _{C2}	F _{P1}	F _{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
110,512	-16,962	82	29	123	43
128,749	-16,962	95	34	143	50
141,544	-16,962	105	37	157	55
151,501	-16,962	112	39	168	59
159,641	-16,962	118	42	177	62
169,329	-16,962	125	44	188	66
174,713	-16,962	129	46	194	68
178,188	-16,962	132	46	198	70
178,476	-16,962	132	47	198	70
168,080	-16,962	124	44	186	66
157,252	-16,962	116	41	174	61
156,694	-16,962	116	41	174	61
158,697	-16,962	117	41	176	62
161,918	-16,962	120	42	180	63
165,675	-16,962	122	43	184	65
70,665	-16,962	52	18	78	28
103,257	-16,962	76	27	115	40
104,809	-16,962	77	27	116	41

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

106,376	-16,962	79	28	118	42
107,913	-16,962	80	28	120	42
109,449	-16,962	81	29	121	43

Tab. 26 Tabulka hodnot liniového zatížení spodního křídla pro případ A kř. nahoru

y	c	C _{Ln}	C _{L0}	C _L SYM.	C _L KANTIS.	C _L TLUM	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
3,375	1	0,0000	0	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,983	1	0,8219	0	-0,0474	-0,4571	0,4963	0,9041	784,616	42,813	741,803
2,819	1	0,8959	0	-0,0609	-0,5343	0,5141	0,9133	792,635	42,813	749,822
2,655	1	0,9459	0	-0,0670	-0,5743	0,5135	0,9221	800,272	42,813	757,459
2,491	1	0,9819	0	-0,0697	-0,5956	0,5021	0,9267	804,229	42,813	761,416
2,327	1	1,0091	0	-0,0700	-0,6044	0,4836	0,9293	806,479	42,813	763,666
2,162	1	1,0300	0	-0,0681	-0,6022	0,4598	0,9328	809,515	42,813	766,702
1,995	1	1,0468	0	-0,0637	-0,5888	0,4323	0,9417	817,281	42,813	774,467
1,828	1	1,0602	0	-0,0559	-0,5598	0,4021	0,9632	835,916	42,813	793,103
1,661	1	1,0710	0	-0,0412	-0,5029	0,3697	1,0144	880,339	42,813	837,526
1,494	1	1,0798	0	-0,0026	-0,3489	0,3358	1,1829	1026,541	42,813	983,728
1,327	1	1,0870	0	0,0366	-0,1917	0,3007	1,3522	1173,459	42,813	1130,645
1,16	1	1,0929	0	0,0517	-0,1302	0,2646	1,3992	1214,289	42,813	1171,476
0,993	1	1,0976	0	0,0604	-0,0932	0,2277	1,4132	1226,454	42,813	1183,641
0,826	1	1,1015	0	0,0661	-0,0678	0,1902	1,4112	1224,656	42,813	1181,843
0,659	1	1,1044	0	0,0698	-0,0490	0,1522	1,3989	1213,999	42,813	1171,185
0,54	1	1,1061	0	0,0718	-0,0380	0,1251	1,3867	1203,400	42,813	1160,587
0,455	1	1,1071	0	0,0728	-0,0310	0,1054	1,3761	1194,209	42,813	1151,396
0,354	1	1,1080	0	0,0738	-0,0233	0,0820	1,3624	1182,319	42,813	1139,506
0,253	1	1,1087	0	0,0745	-0,0163	0,0586	1,3475	1169,368	42,813	1126,555
0,152	1	1,1091	0	0,0749	-0,0096	0,0352	1,3316	1155,608	42,813	1112,795
0,051	1	1,1093	0	0,0752	-0,0032	0,0117	1,3150	1141,221	42,813	1098,408
0	1	1,1094	0	0,0752	0,0000	0,0000	1,3066	1133,941	42,813	1091,128

Tab. 27 Tabulka sil působících na spodní křídlo pro případ A kř. nahoru

F _c	ΔM _K	F _{c1}	F _{c2}	F _{p1}	F _{p2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
121,656	-16,962	90	32	135	48
122,971	-16,962	91	32	136	48
124,223	-16,962	92	32	138	49
124,872	-16,962	92	33	138	49
125,241	-16,962	93	33	139	49
128,039	-16,962	95	33	142	50
129,336	-16,962	96	34	143	51
132,448	-16,962	98	35	147	52
139,867	-16,962	103	36	155	55
164,283	-16,962	121	43	182	64
188,818	-16,962	140	49	209	74
195,637	-16,962	145	51	217	77
197,668	-16,962	146	52	219	77

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

197,368	-16,962	146	51	219	77
195,588	-16,962	145	51	217	76
81,241	-16,962	60	21	90	32
116,291	-16,962	86	30	129	45
115,090	-16,962	85	30	128	45
113,782	-16,962	84	30	126	44
112,392	-16,962	83	29	125	44
110,939	-16,962	82	29	123	43

Tab. 28 Tabulka hodnot liniového zatížení spodního křídla pro případ D kř. dolů

y	c	C _{Ln}	C _{L0}	C _L SYM.	C _L KANTIS.	C _L TLUM	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
3,375	1	0,0000	0	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,983	1	0,8219	0	-0,0156	0,1520	-0,1650	0,2755	717,272	42,813	674,459
2,819	1	0,8959	0	-0,0201	0,1777	-0,1709	0,3182	828,390	42,813	785,577
2,655	1	0,9459	0	-0,0221	0,1910	-0,1707	0,3482	906,495	42,813	863,682
2,491	1	0,9819	0	-0,0230	0,1980	-0,1669	0,3714	966,948	42,813	924,135
2,327	1	1,0091	0	-0,0231	0,2010	-0,1607	0,3906	1016,842	42,813	974,028
2,162	1	1,0300	0	-0,0224	0,2003	-0,1528	0,4062	1057,542	42,813	1014,729
1,995	1	1,0468	0	-0,0210	0,1958	-0,1437	0,4184	1089,346	42,813	1046,533
1,828	1	1,0602	0	-0,0184	0,1862	-0,1336	0,4265	1110,325	42,813	1067,512
1,661	1	1,0710	0	-0,0136	0,1672	-0,1229	0,4270	1111,617	42,813	1068,804
1,494	1	1,0798	0	-0,0008	0,1160	-0,1116	0,4031	1049,539	42,813	1006,726
1,327	1	1,0870	0	0,0121	0,0638	-0,0999	0,3782	984,618	42,813	941,805
1,16	1	1,0929	0	0,0171	0,0433	-0,0879	0,3769	981,189	42,813	938,376
0,993	1	1,0976	0	0,0199	0,0310	-0,0757	0,3813	992,746	42,813	949,933
0,826	1	1,1015	0	0,0218	0,0226	-0,0632	0,3888	1012,124	42,813	969,311
0,659	1	1,1044	0	0,0230	0,0163	-0,0506	0,3973	1034,444	42,813	991,631
0,54	1	1,1061	0	0,0237	0,0126	-0,0415	0,4041	1051,963	42,813	1009,150
0,455	1	1,1071	0	0,0240	0,0103	-0,0350	0,4089	1064,642	42,813	1021,829
0,354	1	1,1080	0	0,0244	0,0078	-0,0272	0,4150	1080,349	42,813	1037,536
0,253	1	1,1087	0	0,0246	0,0054	-0,0195	0,4207	1095,342	42,813	1052,529
0,152	1	1,1091	0	0,0247	0,0032	-0,0117	0,4266	1110,568	42,813	1067,754
0,051	1	1,1093	0	0,0248	0,0011	-0,0039	0,4324	1125,861	42,813	1083,047
0	1	1,1094	0	0,0248	0,0000	0,0000	0,4353	1133,247	42,813	1090,434

Tab. 29 Tabulka sil působících na spodní křídlo pro případ D kř. dolů

F _C	ΔM _K	F _{C1}	F _{C2}	F _{P1}	F _{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
110,611	-44,631	82	29	123	43
128,835	-44,631	95	34	143	50
141,644	-44,631	105	37	157	55
151,558	-44,631	112	39	168	59
159,741	-44,631	118	42	177	62
169,460	-44,631	125	44	188	66
174,771	-44,631	129	46	194	68
178,275	-44,631	132	46	198	70

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

178,490	-44,631	132	46	198	70
168,123	-44,631	124	44	187	66
157,281	-44,631	116	41	174	61
156,709	-44,631	116	41	174	61
158,639	-44,631	117	41	176	62
161,875	-44,631	120	42	180	63
165,602	-44,631	122	43	184	65
70,640	-44,631	52	18	78	28
103,205	-44,631	76	27	115	40
104,791	-44,631	78	27	116	41
106,305	-44,631	79	28	118	41
107,843	-44,631	80	28	120	42
109,388	-44,631	81	28	121	43

Tab. 30 Tabulka hodnot liniového zatížení spodního křídla pro případ D kř. nahoru

y	c	C _{Ln}	C _{L0}	C _L SYM.	C _L KANTIS.	C _L TLUM	C _L (y)	q _v	q _G	q _c
[m]	[m]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[N.m]	[N.m]	[N.m]
3,375	1	0,0000	0	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,000	0,000	0,000
2,983	1	0,8219	0	-0,0156	-0,1520	0,1650	0,3015	784,963	42,813	742,150
2,819	1	0,8959	0	-0,0201	-0,1776	0,1709	0,3047	793,242	42,813	750,429
2,655	1	0,9459	0	-0,0221	-0,1909	0,1707	0,3077	801,053	42,813	758,240
2,491	1	0,9819	0	-0,0230	-0,1980	0,1669	0,3092	805,010	42,813	762,197
2,327	1	1,0091	0	-0,0231	-0,2009	0,1608	0,3102	807,520	42,813	764,707
2,162	1	1,0300	0	-0,0224	-0,2002	0,1529	0,3114	810,730	42,813	767,917
1,995	1	1,0468	0	-0,0210	-0,1958	0,1437	0,3142	818,062	42,813	775,249
1,828	1	1,0602	0	-0,0184	-0,1861	0,1337	0,3215	836,958	42,813	794,145
1,661	1	1,0710	0	-0,0136	-0,1672	0,1229	0,3384	880,947	42,813	838,133
1,494	1	1,0798	0	-0,0008	-0,1160	0,1117	0,3944	1026,888	42,813	984,075
1,327	1	1,0870	0	0,0121	-0,0637	0,1000	0,4506	1173,111	42,813	1130,298
1,16	1	1,0929	0	0,0171	-0,0432	0,0880	0,4663	1213,942	42,813	1171,129
0,993	1	1,0976	0	0,0199	-0,0309	0,0757	0,4708	1225,759	42,813	1182,946
0,826	1	1,1015	0	0,0218	-0,0225	0,0632	0,4701	1223,789	42,813	1180,975
0,659	1	1,1044	0	0,0230	-0,0162	0,0506	0,4660	1213,304	42,813	1170,491
0,54	1	1,1061	0	0,0237	-0,0126	0,0416	0,4620	1202,705	42,813	1159,892
0,455	1	1,1071	0	0,0240	-0,0103	0,0350	0,4583	1193,255	42,813	1150,442
0,354	1	1,1080	0	0,0244	-0,0077	0,0273	0,4540	1181,885	42,813	1139,072
0,253	1	1,1087	0	0,0246	-0,0054	0,0195	0,4489	1168,761	42,813	1125,948
0,152	1	1,1091	0	0,0247	-0,0032	0,0117	0,4436	1154,827	42,813	1112,014
0,051	1	1,1093	0	0,0248	-0,0010	0,0039	0,4381	1140,700	42,813	1097,887
0	1	1,1094	0	0,0248	0,0000	0,0000	0,4353	1133,247	42,813	1090,434

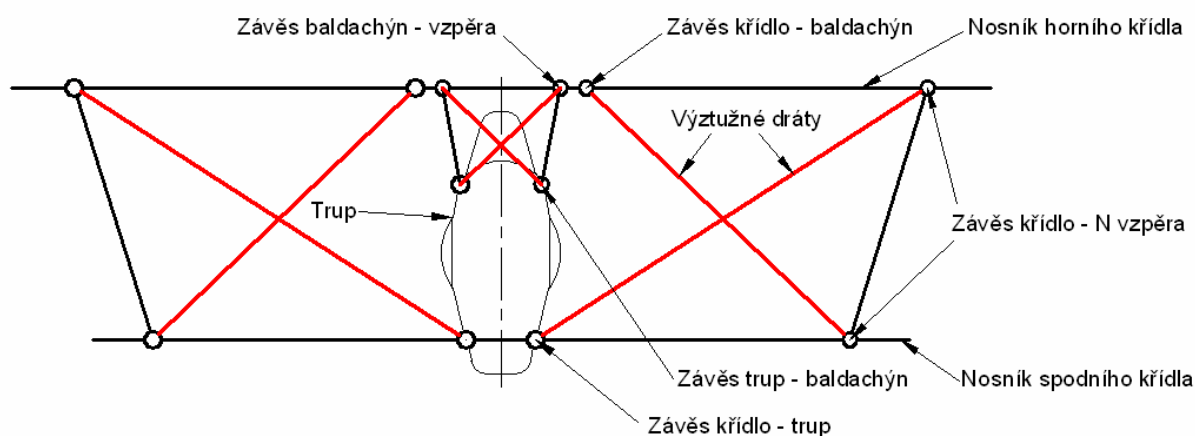
Tab. 31 Tabulka sil působících na spodní křídlo pro případ D kř. nahoru

F_C	ΔM_K	F_{C1}	F_{C2}	F_{P1}	F_{P2}
[N]	[N.m]	[N]	[N]	[N]	[N]
121,713	-44,631	90	32	135	48
123,070	-44,631	91	32	137	48
124,351	-44,631	92	32	138	49
125,000	-44,631	92	33	139	49
125,412	-44,631	93	33	139	49
128,242	-44,631	95	33	142	50
129,467	-44,631	96	34	144	51
132,622	-44,631	98	35	147	52
139,968	-44,631	104	36	155	55
164,341	-44,631	122	43	182	64
188,760	-44,631	140	49	209	74
195,579	-44,631	145	51	217	76
197,552	-44,631	146	51	219	77
197,223	-44,631	146	51	219	77
195,472	-44,631	145	51	217	76
81,192	-44,631	60	21	90	32
116,195	-44,631	86	30	129	45
115,046	-44,631	85	30	128	45
113,721	-44,631	84	30	126	44
112,313	-44,631	83	29	125	44
110,887	-44,631	82	29	123	43

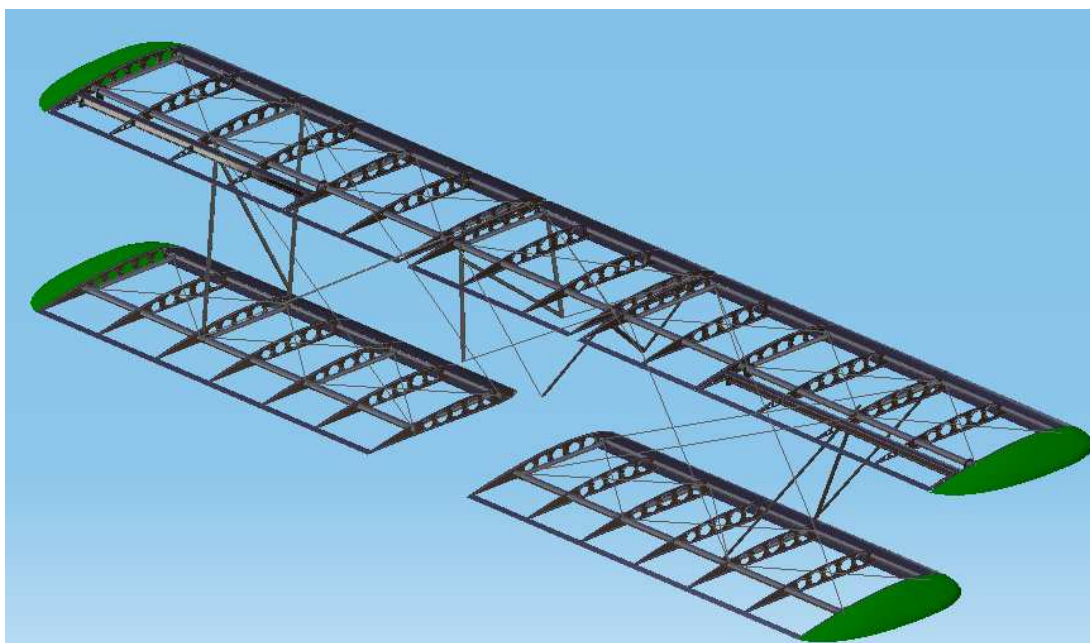
7. Konstrukce křídel

7.1 Základní popis konstrukce křídel

Způsob provedení konstrukce je u horního i spodního křídla téměř stejný. Každé křídlo se skládá ze dvou trubkových nosníků. Tyto nosníky budou spojeny pomocí žeber. Toto spojení bude realizováno pomocí vylisovaných kroužků, které budou k oběma částem přinýtované. Dále budou mezi nosníky vloženy trubkové rozpěrky, mezi nimiž budou do kříže připevněna výztužná lana. Náběžné hrany budou zakryty duralovým plechem, to samé platí i pro odtokové hrany, zbytek bude zakrývat plátěný potah. Křídla budou zavěšena na duralových závěsech, budou navzájem spojena N vzpěrou a vyztužena lany. Baldachýn horního křídla bude k trupu připevněn dvěma N vzpěrami.



Obr. 15 Schéma konstrukce při pohledu zepředu



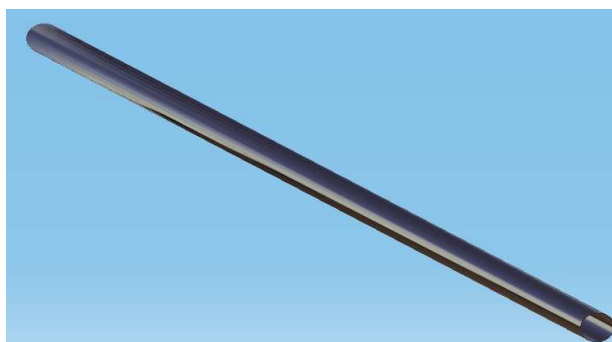
Obr.16 3D model konstrukce dvouplošníku vytvořený v programu Catia

7.2 Jednotlivé části konstrukce**7.2.1 Trubkové nosníky křídel**

Nosníky budou vyrobeny z duralových trubek o průměru 42 mm. Na horním křídle bude umístěn hlavní a pomocný nosník a navíc hlavní a pomocný nosník baldachýnu. Na spodním křídle bude také hlavní a dva pomocné nosníky.

Tab. 32 Rozměry nosníků

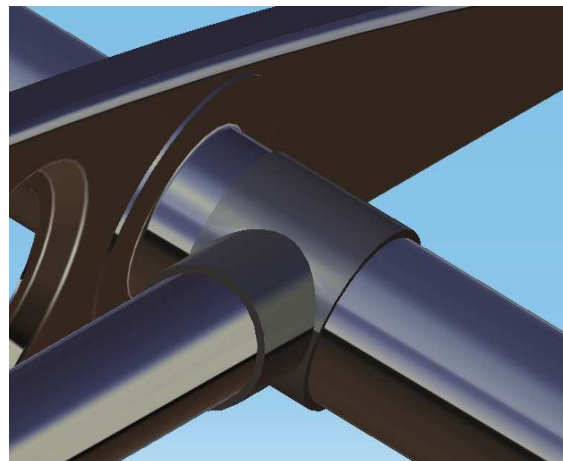
Část konstrukce	Délka	Průměr	Tloušťka	Plocha průřezu
	l [mm]	D [mm]	t [mm]	S [mm ²]
Hlavní nosník horního křídla	2490	42	1	128,740
Hlavní nosník spodního křídla	2340	42	1	128,740
Pomocný nosník horního křídla	2490	42	1	128,740
Pomocný nosník spodního křídla	2340	42	1	128,740
Hlavní nosník baldachýnu	1120	42	1	128,740
Pomocný nosník baldachýnu	1120	42	1	128,740

**Obr. 17 Trubkový nosník****7.2.2 Rozpěrka trubkových nosníků**

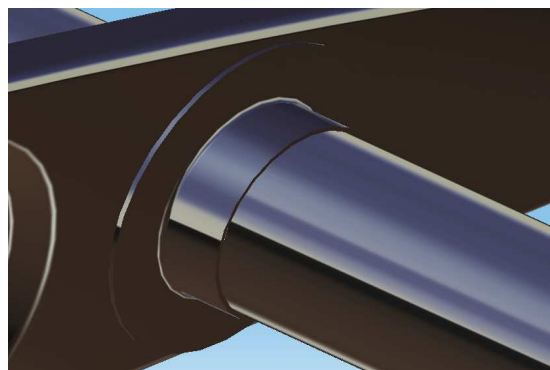
Rozpěrky budou vyrobeny z duralových trubek o průměru 30 mm. Na konstrukcích bude umístěno osmnáct těchto rozpěrek o stejné délce, které budou s hlavním a pomocným nosníkem spojeny kování. Toto kování bude svařeno z ocelových trubek.

Tab. 33 Rozměry rozpěrek

Část konstrukce	Délka	Průměr	Tloušťka	Plocha průřezu
	l [mm]	D [mm]	t [mm]	S [mm ²]
Rozpěrky	529	42	1	128,740

**Obr. 18 Rozpěrka nosníku****Obr. 19 Spojení rozpěrky a nosníku****7.2.3 Žebra**

Žebra budou tvarově dána profilem NACA 4412, budou opatřena odlehčujícími otvory, v oblasti křidélek budou žebra upravena tak, aby šla křídélka na daném křídle umístit a správně plnila svou funkci. Žebra budou k nosníku uchycena pomocí lisovaných kroužků.

**Obr. 20 Žebro****Obr. 21 Žebro v místě křidélek****Obr.22 Kroužek spojující žebro a nosník**

7.2.4 Náběžná hrana

Na náběžných hranách obou křídel bude přinýtován do tvaru profilu ohnutý duralový plech o tloušťce 0,5 mm. Plech zakrývá část žebra v délce 330 mm.

Tab. 34 Délky náběžných hran

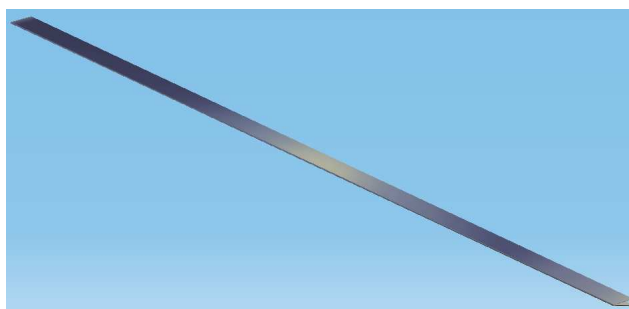
Část konstrukce	Délka	Tloušťka
	[mm]	[mm]
Náběžná hrana poloviny horního křídla	2475	0,5
Náběžná hrana poloviny spodního křídla	2325	0,5
Náběžná hrana baldachýnu	1125	0,5

**Obr. 23 Náběžná hrana****7.2.5 Odtoková hrana**

Odtoková hrana bude tvořena duralovým plechem o tloušťce 0,5 mm a je přinýtována k žebřím.

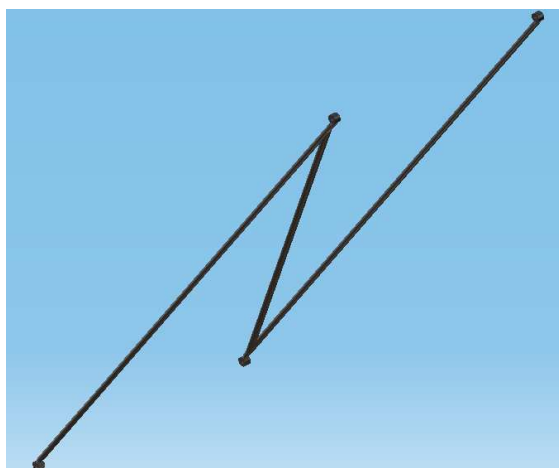
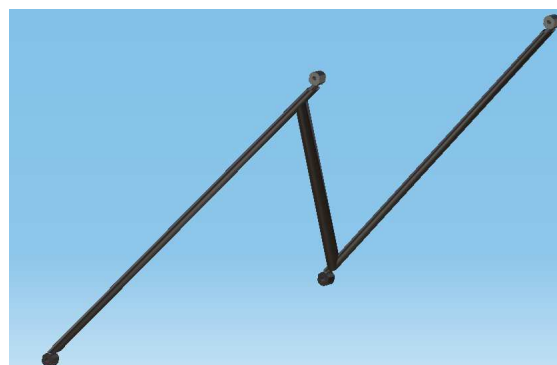
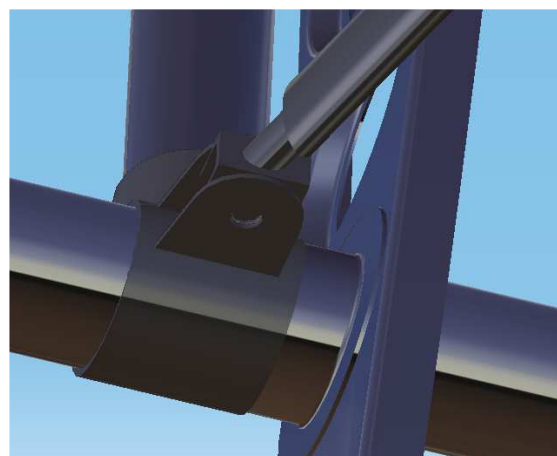
Tab. 35 Délky odtokových hran

Část konstrukce	Délka	Tloušťka
	[mm]	[mm]
Odtoková hrana poloviny horního křídla	811,3	0,5
Odtoková hrana poloviny spodního křídla	2325	0,5
Odtoková hrana baldachýnu	1125	0,5

**Obr. 24 Odtoková hrana**

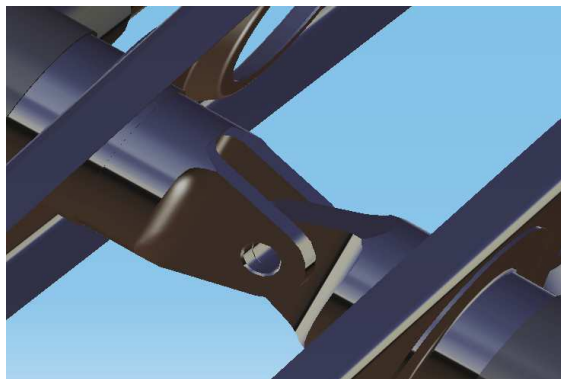
7.2.6 N – vzpěry mezi křídly a mezi baldachýnem a trupem

N – vzpěry zajišťují spojení mezi křídly dvouplošníku a spojení mezi baldachýnem a trupem. Vzpěry budou svařeny z ocelových trubek o průměru 18 mm a tloušťce 1mm. Tyto trubky budou ve speciálním přípravku vyválnčovány do eliptického tvaru. Na koncích vzpěr jsou umístěny závěsy, které jsou k trubce z části přišroubovány a z části přivařeny. Pomocí těchto závěsů je N – vzpěra spojena s kováním, které zároveň spojuje rozpěrku a nosník křídla.

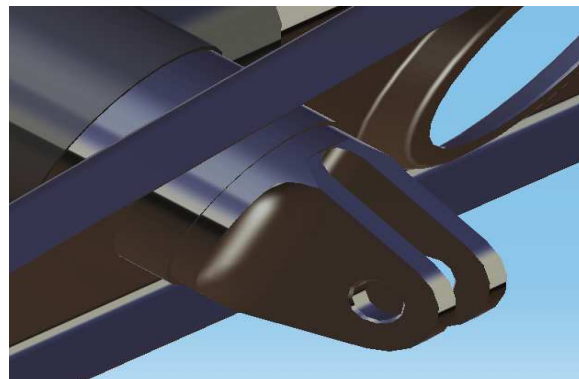
**Obr. 25 N-vzpěra křídlo-křídlo****Obr. 26 N-vzpěra křídlo-trup****Obr. 27 Detail závěsu N-vzpěry****Obr. 28 Detail spojení závěsu vzpěry a kování**

7.2.7 Závěsy křídel

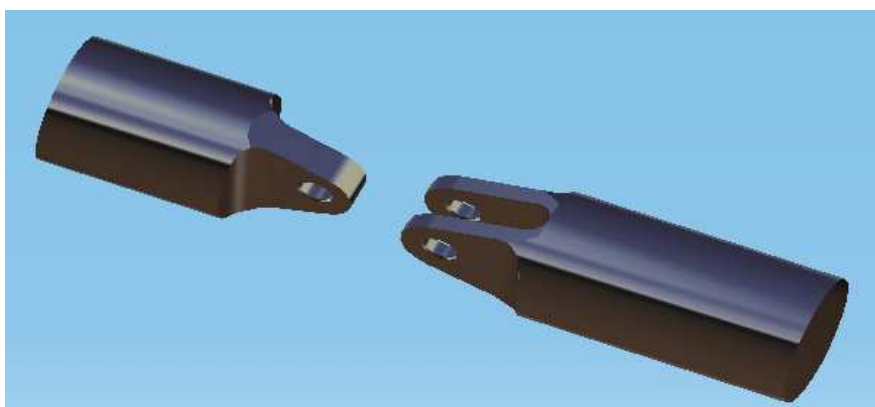
Závěsy křídel budou použity z letounu LK2-Sluka a vyrobeny z duralu. Na horní křídlo bylo použito kompletní závěsové spojení, jehož části budou zanáty v hlavním a pomocném nosníku křídla a protikus bude zanáty v hlavním a pomocném nosníku baldachýnu. Na spodní křídlo bude použita polovina tohoto závěsového spojení, která bude opět zanáta v hlavním a pomocném nosníku křídla. Protikus bude vyroben z oceli a bude navařen na prutovou konstrukci trupu.



Obr.29 Spojení závěsů na horním křídle



Obr.30 Závěs na spodním křídle



Obr. 31 Detail závěsů horního křídla

7.2.8 Výztužná lana

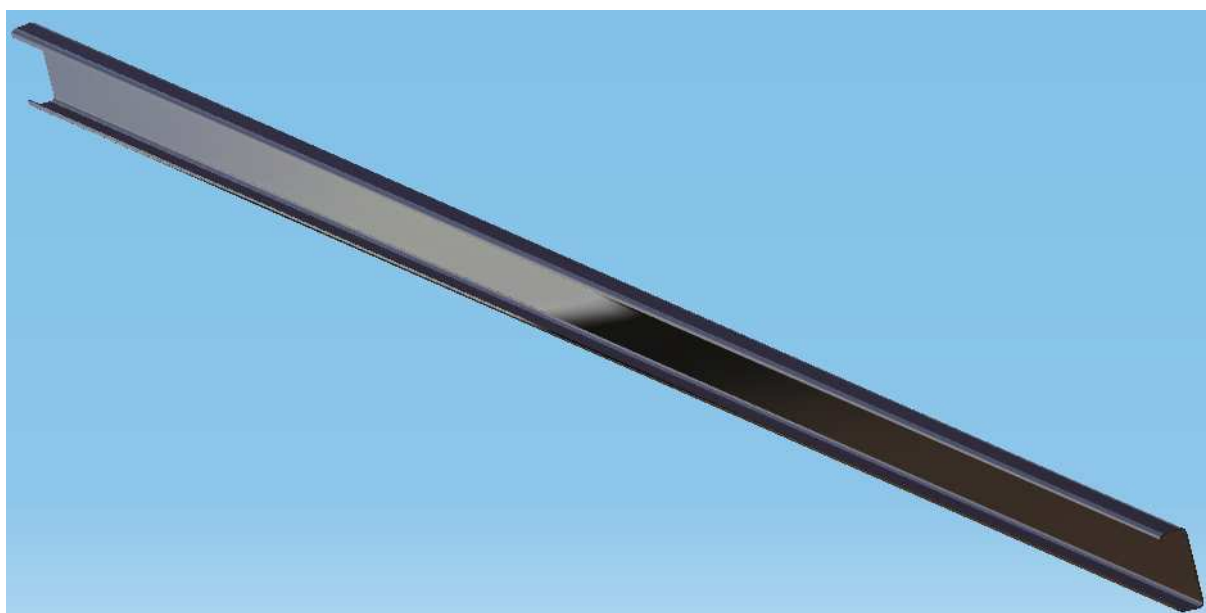
Jedná se o soustavu lan vyztužujících celou konstrukci. Hlavní nosná lana byla vybrána podle normy ONL 3725. Jejich jmenovitý průměr bude 5 mm a nosný průřez lana bude $10,36 \text{ mm}^2$. Ostatní výztužná lana budou mít jmenovitý průměr 3,15 mm a nosný průřez lana budou mít $4,18 \text{ mm}^2$. Konce lan budou ke konstrukci uchyceny pomocí očnic a nalisovaných objímek, které jsou zvoleny podle normy ONL 3726. Jmenovitá pevnost lana bude $200 \text{ kp/mm}^2 = 1961 \text{ MPa}$. Podle předpisu UL2 mají nosná lana zvyšující součinitel bezpečnosti 2.

7.2.9 Potah

Na potah celé konstrukce křídel i křidélek bude použito plátno.

7.2.10 Křidélka letounu

Křidélka letounu jsou umístěna na koncích horních křídel. Jejich délka je 1630mm. Nosník křidélek bude ohnutý z duralového plechu o tloušťce 1 mm a jeho průřez bude mít tvar C. Žebra v přední i zadní části budou vylisována z plechu o tloušťce 0,6 mm a budou mít odlehčovací otvory. Náběžná hrana bude vyrobena z duralového plechu o tloušťce 0,5 mm a bude přinýtována k žebřům a horní i spodní části nosníku. Odtoková hrana bude vyrobena ze stejného plechu jako náběžná hrana, a bude také přinýtována k žebřům.

**Obr. 32 Křidélko****Obr. 33 Nosník křidélek**

8. Souhrn použitých materiálů a jejich charakteristiky

Tab. 36 Přehled části konstrukce a jejich materiál

Část konstrukce	Označení	R _m	R _{p0.2}
	[-]	[MPa]	[MPa]
Hlavní nosník horního křídla	Z 424253.61	407	270
Hlavní nosník spodního křídla	Z 424253.61	407	270
Pomocný nosník horního křídla	Z 424253.61	407	270
Pomocný nosník spodního křídla	Z 424253.61	407	270
Hlavní nosník baldachýnu	Z 424253.61	407	270
Pomocný nosník baldachýnu	Z 424253.61	407	270
Žebra křídel	Z 424253.61	407	270
Rozpěrky	Z 424253.61	407	270
Kování	L-CM3.6	640	440
N-vzpěra křídlo – křídlo	L-CM3.6	640	440
N-vzpěra křídlo – trup	L-CM3.6	640	440
Spojovací kroužky	Z 424253.61	407	270
Výztužné dráty	ONL 3725	1961	-
Náběžné hrany	Z 424253.61	407	270
Odtokové hrany	Z 424253.61	407	270
Nosník křídélka	Z 424253.61	407	270
Žebra křídélka	Z 424253.61	407	270
Náběžná hrana křídélka	Z 424253.61	407	270
Odtoková hrana křídélka	Z 424253.61	407	270

9. Pevnostní výpočet konstrukce

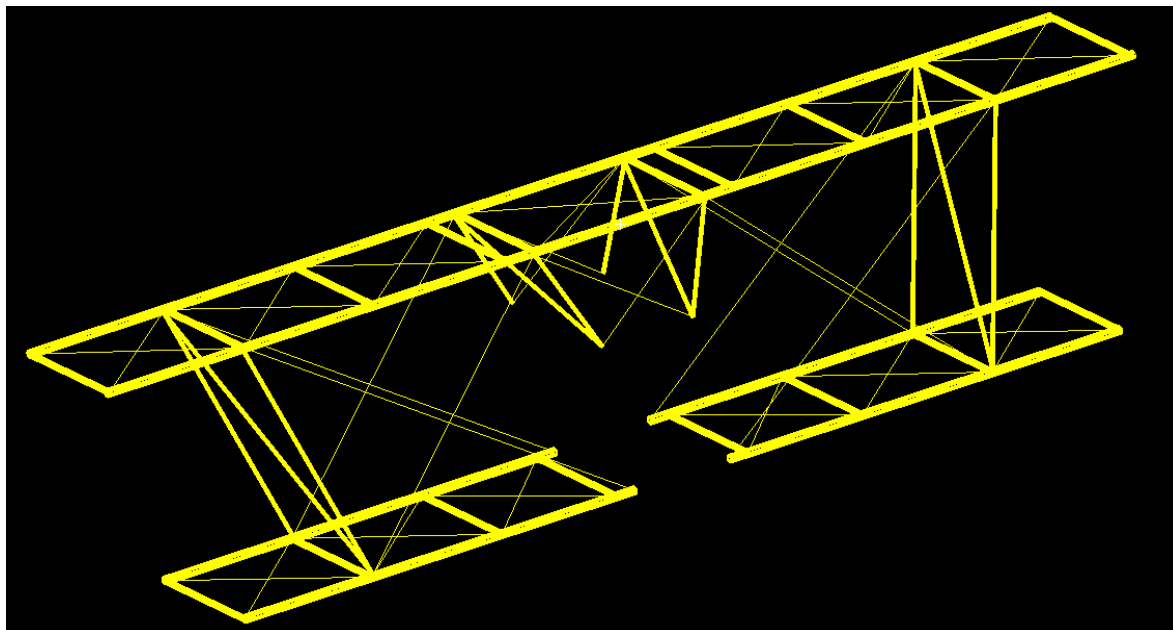
Pevnostní výpočet konstrukce byl proveden pomocí programu MSC Patran a MSC Nastran. Pomocí těchto programů byla konstrukce počítaná metodou konečných prvků.

9.1 Postup výpočtu pomocí programu Patran a Nastran

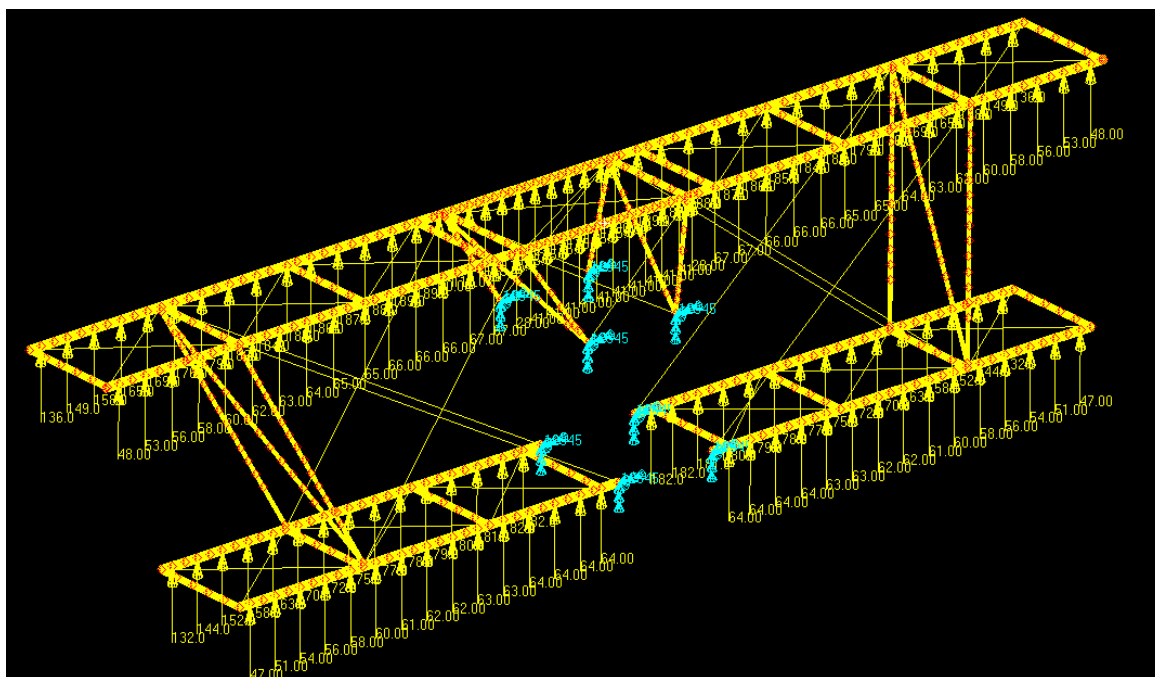
Nejdříve bylo nutné vytvořit model konstrukce. Tento model byl vytvořen pomocí bodů a přímek. Po vytvoření modelu bylo nutné jeho části rozdělit na elementy. Délka elementů je stejná jako u dříve počítaných zatěžujících sil. Po rozdělení se musely nadefinovat jednotlivé materiály a to podle modulu pružnosti a Poissonova čísla. Dále se každému prvku konstrukce musely přidat vlastnosti, hlavně průřezové charakteristiky. V této části bylo také definováno, o jaký prvek se bude jednat, byly použity dva druhy prvků a to ROD – prut, definovaný na všechny výztužné dráty a BEAM – nosník, definovaný na zbytek konstrukce. Pro správné namodelování spoje mezi vzpěrami a nosníkem je namodelovaná vazba, která má povolenou pouze rotaci v ose y. Dále byla provedena analýza všech předešlých úkonů, která shrne vše do jednoho textového souboru. V tomto souboru ještě bylo nutné nadefinovat, že všechny prvky typu ROD se budou dále chovat jako pružina s tlumičem, což zahrnuje nelineárně pružné chování výztužných drátů. Dále byl tento soubor načten do

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

programu Nastran, který provedl výpočet konstrukce a vytvořil soubor, který se zpětně načetl do programu Patran, který zobrazil výsledky výpočtu.



Obr. 34 Model nosné konstrukce vytvořené v programu Patran



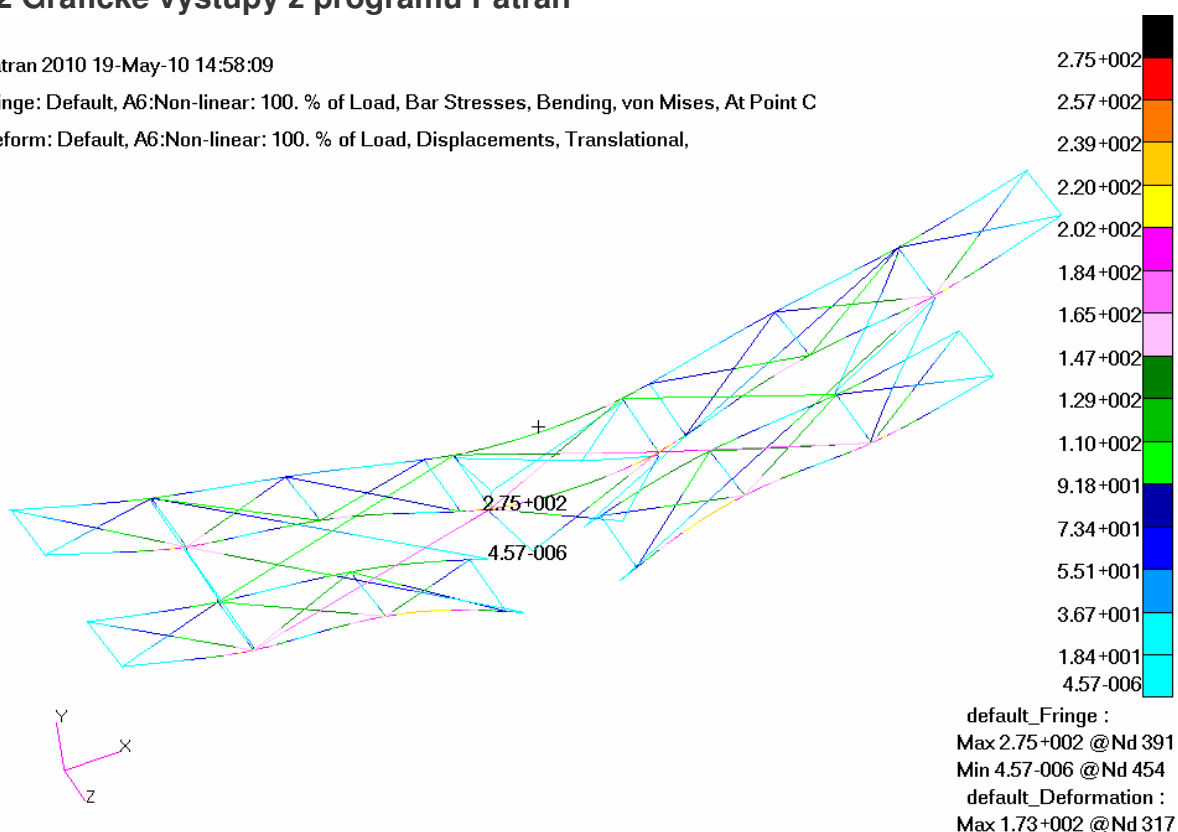
Obr. 35 Model nosné konstrukce se zadanými silami a vazbami

9.2 Grafické výstupy z programu Patran

Patran 2010 19-May-10 14:58:09

Fringe: Default, A6:Non-linear: 100. % of Load, Bar Stresses, Bending, von Mises, At Point C

Deform: Default, A6:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational,

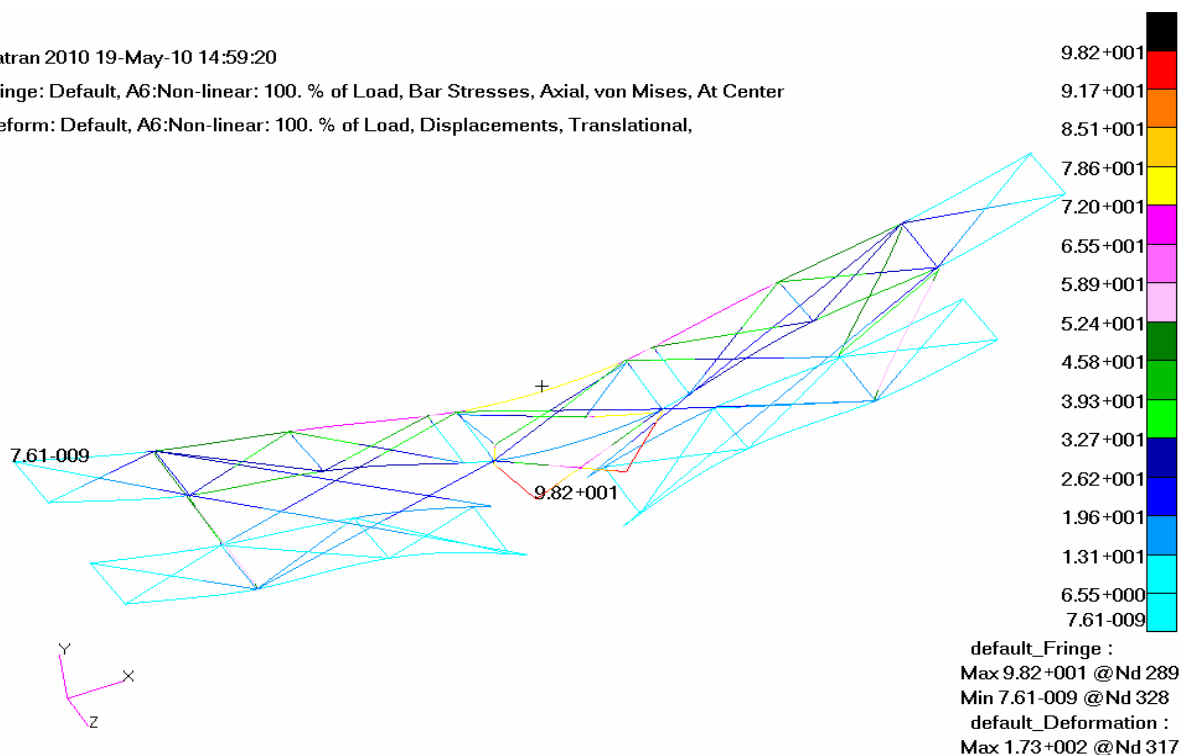


Obr. 36 Průběh ohybového napětí na nosné konstrukci pro případ A

Patran 2010 19-May-10 14:59:20

Fringe: Default, A6:Non-linear: 100. % of Load, Bar Stresses, Axial, von Mises, At Center

Deform: Default, A6:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational,



Obr. 37 Průběh osového napětí na nosné konstrukci pro případ A

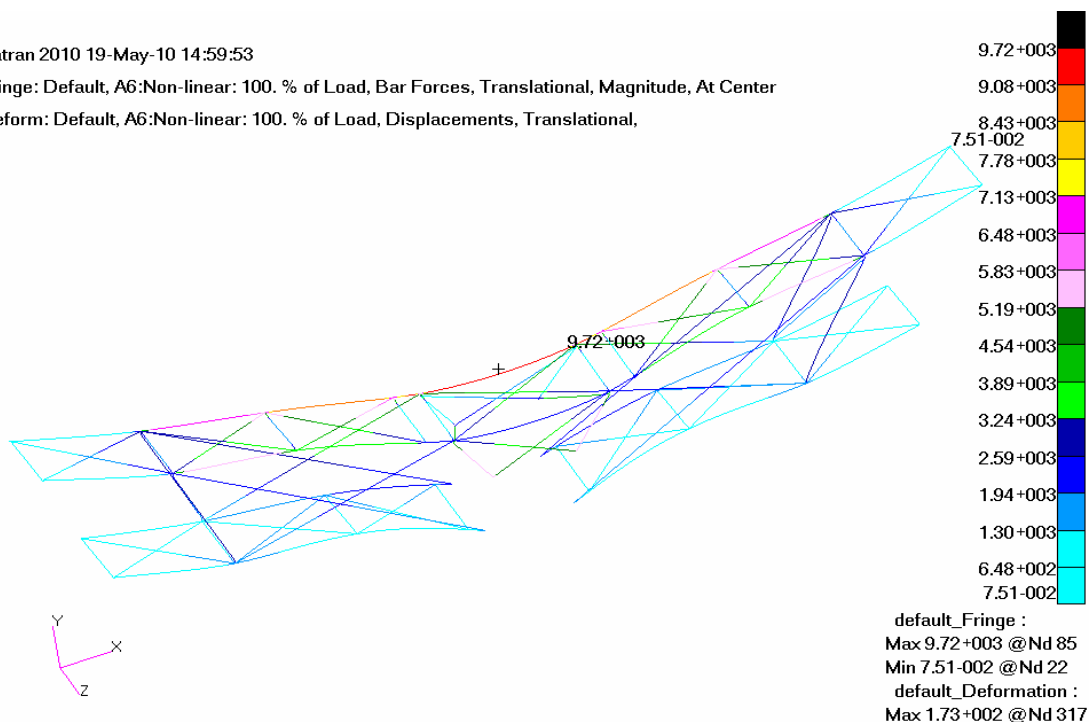
Brně 19.05.2010

Martin Kozelský

Patran 2010 19-May-10 14:59:53

Fringe: Default, A6:Non-linear: 100. % of Load, Bar Forces, Translational, Magnitude, At Center

Deform: Default, A6:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational,

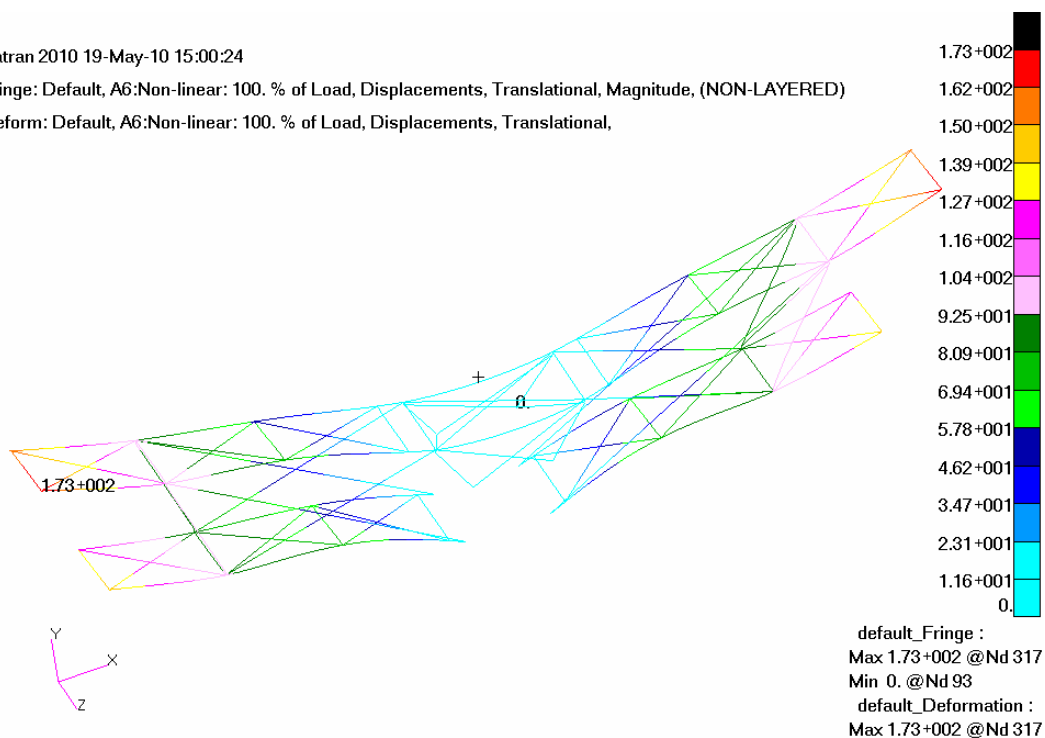


Obr. 38 Průběh posouvající síly na nosné konstrukci pro případ A

Patran 2010 19-May-10 15:00:24

Fringe: Default, A6:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A6:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational,



Obr. 39 Průhyby na nosné konstrukci pro případ A

Maximální průhyb je podle předpokladů na konci křídla a jeho hodnota je 173 mm. Průhyby pro případy letu na zádech jsou menší. Grafické výstupy tohoto i ostatních případů zatížení jsou také v příloze.

Brně 19.05.2010

Martin Kozelský

9.3 Vzorce použité pro analýzu výsledků

9.3.1 Podmínka plasticity $\tau_{\max}$.

$$\sigma_{RED} = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2} \quad (88)$$

σ – normálové napětí

τ - smykové napětí

9.3.2 Vzorec pro výpočet smykového napětí od posouvající síly

$$\tau = \frac{T}{S} \quad (89)$$

T – posouvající síla

S – plocha průřezu

9.3.3 Vzorec pro výpočet součinitele rezervy

$$\eta = \frac{Rm}{\sigma_{RED}} \quad (90)$$

Rm - mez pevnosti materiálu, tuto mez lze použít, pokud mez kluzu je minimálně 60% meze pevnosti.

σ_{RED} - redukované napětí

9.3.4 Vzorec pro výpočet osového napětí ve výztužných lanech

Výpočet osového napětí má pro lana namáhaná tahem i tlakem stejný vzorec, ale při namáhání tlakem nepůsobí v lanech téměř žádné síly, a proto bude napětí v tlaku minimální.

$$\sigma_N = \frac{N}{S} \quad (91)$$

N – osová síla působící v drátech

S – plocha průřezu drátu

9.3.5 Vzorec pro výpočet součinitele rezervy výztužných lan

$$\eta_L = \frac{Rm}{\sigma_N} \quad (92)$$

Rm – mez pevnosti materiálu

σ_N - osově napětí

9.3.6 Posouzení bezpečnosti v ohybu lana

V normě ONL 3726 je uvedena hodnota zatížení při přetržení lana s oky, síla působící v laně musí být menší, než hodnota zatížení při přetržení. Pro průměr 5 mm je $F_{PP} = 1606 \text{ kp} = 15749 \text{ N}$ a pro průměr 3,15 mm je $F_{PP} = 555 \text{ kp} = 5442 \text{ N}$.

$$\eta_{LO} = \frac{F_{PP}}{F_L} \quad (93)$$

F_{PP} - hodnota zatížení při přetržení lana

F_L - vypočtená síla v lanu

9.4 Výsledky výpočtů nosíkových prvků konstrukce

Pro pevnostní výpočet byly použity maximální hodnoty napětí a posouvajících sil z jednotlivých částí konstrukce.

Tab. 37 Pevnostní výpočet nosíkových prvků konstrukce pro případ A

Část konstrukce	S	σ_o	σ_N	T	τ	σ_{RED}	$R_{P0,2}$	η
	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[N]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[-]
Hlavní nosník h. křídlo	128,740	275	46	5830	45	333,3	407	1,22
Hlavní nosník s. křídlo	128,740	220	20	1940	15	241,5	407	1,69
Pomocný nosník h. křídlo	128,740	147	72	9080	71	260,5	407	1,56
Pomocný nosník s. křídlo	128,740	147	20	3240	25	174,0	407	2,34
Hlavní nosník bal.	128,740	275	33	3240	25	311,8	407	1,31
Pomocný nosník bal.	128,740	165	79	9720	76	286,6	407	1,42
N vzpěry křídlo- křídlo	62,800	184	59	3240	52	263,9	640	2,43
N vzpěry křídlo - trup	62,800	202	98	5830	93	353,0	640	1,81
Rozpěrka č. 1	91,060	202	46	5830	64	278,9	407	1,46
Rozpěrka č. 2	91,060	92	52	6480	71	202,6	407	2,01
Rozpěrka č. 3	91,060	129	46	5830	64	216,7	407	1,88
Rozpěrka č. 4	91,060	184	33	3240	36	228,1	407	1,78
Rozpěrka č. 5	91,060	18	7	648	7	28,7	407	14,17
Rozpěrka č. 6	91,060	92	20	1940	21	119,3	407	3,41
Rozpěrka č. 7	91,060	165	13	1940	21	183,1	407	2,22
Rozpěrka č. 8	91,060	165	7	1940	21	176,8	407	2,30
Rozpěrka č. 9	91,060	18	20	648	7	40,6	407	10,03

Tab. 38 Pevnostní výpočet nosíkových prvků konstrukce pro případ D

Část konstrukce	S	σ_o	σ_N	T	τ	σ_{RED}	$R_{P0,2}$	η
	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[N]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[-]
Hlavní nosník h. křídlo	128,740	275	46	5830	45	333,3	407	1,22
Hlavní nosník s. křídlo	128,740	220	20	1940	15	241,5	407	1,69
Pomocný nosník h. křídlo	128,740	147	72	9080	71	260,5	407	1,56
Pomocný nosník s. křídlo	128,740	147	20	3240	25	174,0	407	2,34
Hlavní nosník bal.	128,740	275	33	3240	25	311,8	407	1,31
Pomocný nosník bal.	128,740	165	79	9720	76	286,6	407	1,42
N vzpěry křídlo- křídlo	62,800	184	59	3240	52	263,9	640	2,43
N vzpěry křídlo - trup	62,800	202	98	5830	93	353,0	640	1,81
Rozpěrka č. 1	91,060	202	46	5830	64	278,9	407	1,46
Rozpěrka č. 2	91,060	92	52	6480	71	202,6	407	2,01
Rozpěrka č. 3	91,060	129	46	5830	64	216,7	407	1,88
Rozpěrka č. 4	91,060	184	33	3240	36	228,1	407	1,78
Rozpěrka č. 5	91,060	18	7	648	7	28,7	407	14,17
Rozpěrka č. 6	91,060	92	20	1940	21	119,3	407	3,41
Rozpěrka č. 7	91,060	165	13	1940	21	183,1	407	2,22
Rozpěrka č. 8	91,060	165	7	1940	21	176,8	407	2,30
Rozpěrka č. 9	91,060	18	20	648	7	40,6	407	10,03

Tab. 39 Pevnostní výpočet nosíkových prvků konstrukce pro případ E

Část konstrukce	S	σ_o	σ_N	T	τ	σ_{RED}	$R_{P0,2}$	η
	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[N]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[-]
Hlavní nosník h. křídlo	128,740	101	13,8	1970	15	119	407	3,43
Hlavní nosník s. křídlo	128,740	94	23	2820	22	125	407	3,26
Pomocný nosník h. křídlo	128,740	61	23	2250	17	91	407	4,50
Pomocný nosník s. křídlo	128,740	61	13,8	1970	15	80	407	5,06
Hlavní nosník bal.	128,740	94	23	1970	15	121	407	3,36
Pomocný nosník bal.	128,740	54	96,7	4230	33	164	407	2,48
N vzpěry křídlo- křídlo	62,800	74	13,8	845	13	92	640	6,98
N vzpěry křídlo - trup	62,800	61	68,9	3940	63	180	640	3,55
Rozpěrka č. 1	91,060	61	23	1970	22	94	407	4,33
Rozpěrka č. 2	91,060	34	13,8	1410	15	57	407	7,19
Rozpěrka č. 3	91,060	47	9,19	1410	15	64	407	6,34
Rozpěrka č. 4	91,060	74	9,19	845	9	85	407	4,78
Rozpěrka č. 5	91,060	7	4,59	282	3	13	407	31,56
Rozpěrka č. 6	91,060	20	13,8	2250	25	60	407	6,79
Rozpěrka č. 7	91,060	67	13,8	2250	25	95	407	4,29
Rozpěrka č. 8	91,060	61	9,19	845	9	72	407	5,64
Rozpěrka č. 9	91,060	13	4,59	233	3	19	407	21,76

Tab. 40 Pevnostní výpočet nosíkových prvků konstrukce pro případ G

Část konstrukce	S	σ_o	σ_N	T	τ	σ_{RED}	$R_{P0,2}$	η
	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[N]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[-]
Hlavní nosník h. křídlo	128,740	117	30,5	2650	21	153	407	2,66
Hlavní nosník s. křídlo	128,740	117	30,5	4170	32	161	407	2,53
Pomocný nosník h. křídlo	128,740	78	30,5	3030	24	118	407	3,44
Pomocný nosník s. křídlo	128,740	70	18,3	2270	18	95	407	4,28
Hlavní nosník bal.	62,800	117	30,5	2650	42	170	640	3,77
Pomocný nosník bal.	62,800	70	48,7	5680	90	216	640	2,96
N vzpěry křídlo- křídlo	91,060	39	18,3	1140	13	63	407	6,51
N vzpěry křídlo - trup	91,060	78	91,4	4920	54	201	407	2,03
Rozpěrka č. 1	91,060	78	30,5	2270	25	119	407	3,41
Rozpěrka č. 2	91,060	39	18,3	1890	21	71	407	5,75
Rozpěrka č. 3	91,060	55	12,2	1890	21	79	407	5,18
Rozpěrka č. 4	91,060	94	12,2	1140	13	109	407	3,75
Rozpěrka č. 5	91,060	16	6,09	379	4	23	407	17,52
Rozpěrka č. 6	91,060	39	30,5	2270	25	86	407	4,76
Rozpěrka č. 7	91,060	78	30,5	2270	25	119	407	3,41
Rozpěrka č. 8	91,060	78	12,2	1140	13	94	407	4,35
Rozpěrka č. 9	91,060	8	6,09	379	4	16	407	25,15

Tab. 41 Pevnostní výpočet nosíkových prvků konstrukce pro případ A kř. dolů

Část konstrukce	S	σ_o	σ_N	T	τ	σ_{RED}	$R_{P0,2}$	η
	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[N]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[-]
Hlavní nosník h. křídlo	128,740	167	37	4600	36	216,3	407	1,88
Hlavní nosník s. křídlo	128,740	228	23	2560	20	254,4	407	1,60
Pomocný nosník h. křídlo	128,740	122	56	7160	56	209,7	407	1,94
Pomocný nosník s. křídlo	128,740	137	23	2560	20	165,1	407	2,47
Hlavní nosník bal.	128,740	198	23	2560	20	224,8	407	1,81
Pomocný nosník bal.	128,740	122	61	7670	60	218,0	407	1,87
N vzpěry křídlo- křídlo	62,800	167	56	3580	57	250,3	640	2,56
N vzpěry křídlo - trup	62,800	137	70	4090	65	244,4	640	2,62
Rozpěrka č. 1	91,060	137	37	4090	45	196,0	407	2,08
Rozpěrka č. 2	91,060	76	42	5630	62	170,9	407	2,38
Rozpěrka č. 3	91,060	91	37	4600	51	163,4	407	2,49
Rozpěrka č. 4	91,060	122	33	2560	28	164,5	407	2,47
Rozpěrka č. 5	91,060	15	5	512	6	22,8	407	17,84
Rozpěrka č. 6	91,060	76	14	2560	28	106,1	407	3,84
Rozpěrka č. 7	91,060	167	14	1540	17	184,1	407	2,21
Rozpěrka č. 8	91,060	167	23	2560	28	198,4	407	2,05
Rozpěrka č. 9	91,060	15	5	512	6	22,8	407	17,84

Tab. 42 Pevnostní výpočet nosíkových prvků konstrukce pro případ A kř. nahoru

Část konstrukce	S	σ_o	σ_N	T	τ	σ_{RED}	$R_{P0,2}$	η
	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[N]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[-]
Hlavní nosník h. křídlo	128,740	167	37	4600	36	216,3	407	1,88
Hlavní nosník s. křídlo	128,740	228	23	2560	20	254,4	407	1,60
Pomocný nosník h. křídlo	128,740	122	56	7160	56	209,7	407	1,94
Pomocný nosník s. křídlo	128,740	137	23	2560	20	165,1	407	2,47
Hlavní nosník bal.	128,740	198	23	2560	20	224,8	407	1,81
Pomocný nosník bal.	128,740	122	61	7670	60	218,0	407	1,87
N vzpěry křídlo- křídlo	62,800	167	61	3580	57	254,5	640	2,52
N vzpěry křídlo - trup	62,800	137	70	4090	65	244,4	640	2,62
Rozpěrka č. 1	91,060	137	37	4090	45	196,0	407	2,08
Rozpěrka č. 2	91,060	76	42	5630	62	170,9	407	2,38
Rozpěrka č. 3	91,060	91	37	4600	51	163,4	407	2,49
Rozpěrka č. 4	91,060	122	33	2560	28	164,5	407	2,47
Rozpěrka č. 5	91,060	15	5	512	6	22,8	407	17,84
Rozpěrka č. 6	91,060	76	14	2560	28	106,1	407	3,84
Rozpěrka č. 7	91,060	167	14	1540	17	184,1	407	2,21
Rozpěrka č. 8	91,060	167	23	2560	28	198,4	407	2,05
Rozpěrka č. 9	91,060	15	5	512	6	22,8	407	17,84

Tab. 43 Pevnostní výpočet nosíkových prvků konstrukce pro případ D kř. dolů

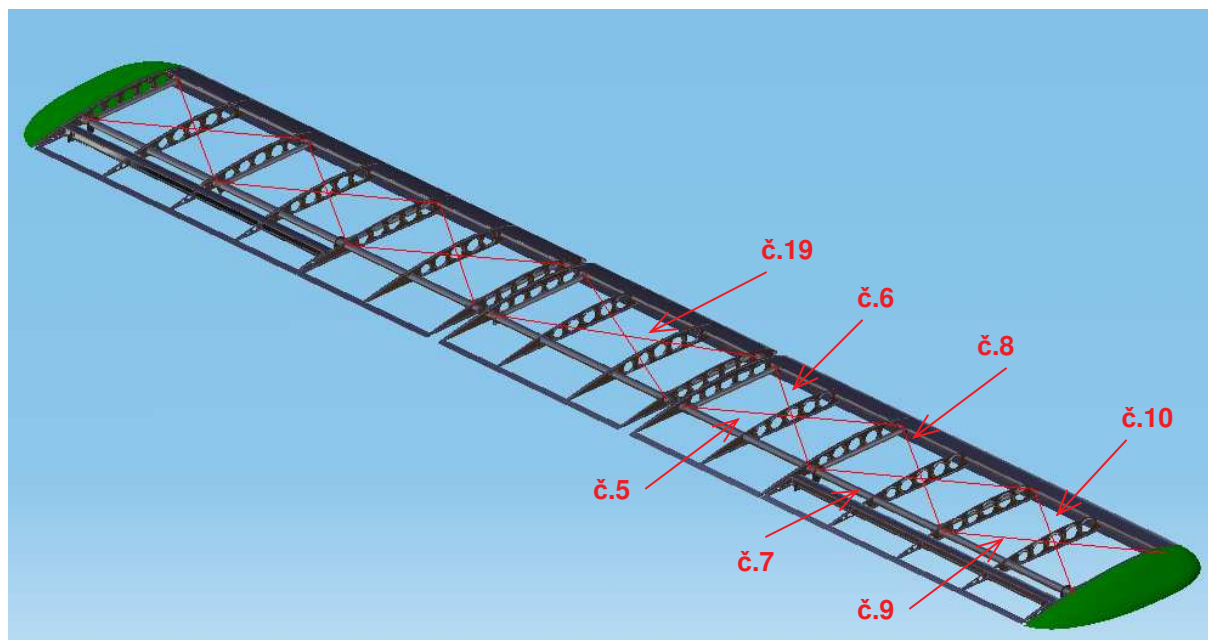
Část konstrukce	S	σ_o	σ_N	T	τ	σ_{RED}	$R_{P0,2}$	η
	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[N]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[-]
Hlavní nosník h. křídlo	128,740	167	37	4610	36	216,4	407	1,88
Hlavní nosník s. křídlo	128,740	228	23	2560	20	254,4	407	1,60
Pomocný nosník h. křídlo	128,740	122	42	7170	56	198,1	407	2,05
Pomocný nosník s. křídlo	128,740	137	23	2560	20	165,1	407	2,47
Hlavní nosník bal.	128,740	198	23	2560	20	224,8	407	1,81
Pomocný nosník bal.	128,740	122	60	7680	60	218,0	407	1,87
N vzpěry křídlo- křídlo	62,800	167	56	3580	57	250,3	640	2,56
N vzpěry křídlo - trup	62,800	137	70	4100	65	244,6	640	2,62
Rozpěrka č. 1	91,060	137	37	4100	45	196,1	407	2,08
Rozpěrka č. 2	91,060	76	42	5630	62	170,9	407	2,38
Rozpěrka č. 3	91,060	91	37	4610	51	163,5	407	2,49
Rozpěrka č. 4	91,060	122	28	2560	28	160,1	407	2,54
Rozpěrka č. 5	91,060	15	5	512	6	22,8	407	17,84
Rozpěrka č. 6	91,060	76	14	2560	28	106,1	407	3,84
Rozpěrka č. 7	91,060	167	14	1540	17	184,1	407	2,21
Rozpěrka č. 8	91,060	167	23	2560	28	198,4	407	2,05
Rozpěrka č. 9	91,060	15	5	512	6	22,8	407	17,84

Tab. 44 Pevnostní výpočet nosíkových prvků konstrukce pro případ D kř. nahoru

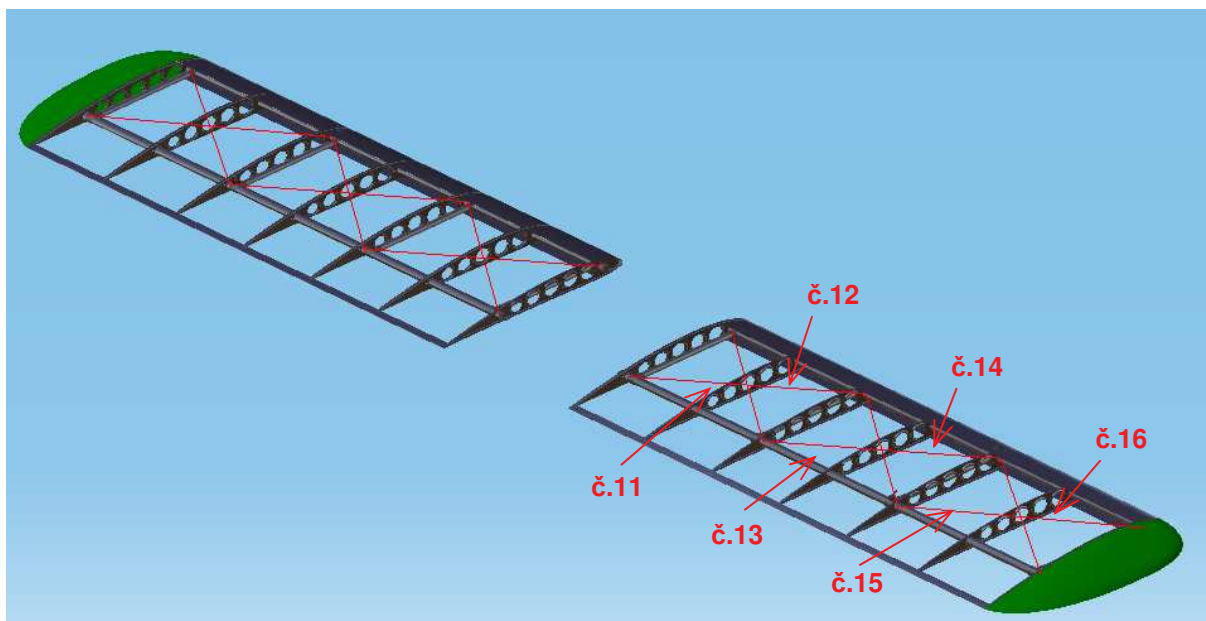
Část konstrukce	S	σ_o	σ_N	T	τ	σ_{RED}	$R_{P0,2}$	η
	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[N]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[-]
Hlavní nosník h. křídlo	128,740	167	37	4610	36	216,4	407	1,88
Hlavní nosník s. křídlo	128,740	228	23	2560	20	254,4	407	1,60
Pomocný nosník h. křídlo	128,740	122	42	7170	56	198,1	407	2,05
Pomocný nosník s. křídlo	128,740	137	23	2560	20	165,1	407	2,47
Hlavní nosník bal.	128,740	198	23	2560	20	224,8	407	1,81
Pomocný nosník bal.	128,740	122	60	7680	60	218,0	407	1,87
N vzpěry křídlo- křídlo	62,800	167	60	3580	57	254,4	640	2,52
N vzpěry křídlo - trup	62,800	137	70	4100	65	244,6	640	2,62
Rozpěrka č. 1	91,060	137	37	4100	45	196,1	407	2,08
Rozpěrka č. 2	91,060	76	42	5630	62	170,9	407	2,38
Rozpěrka č. 3	91,060	91	37	4610	51	163,5	407	2,49
Rozpěrka č. 4	91,060	122	28	2560	28	160,1	407	2,54
Rozpěrka č. 5	91,060	15	5	512	6	22,8	407	17,84
Rozpěrka č. 6	91,060	76	14	2560	28	106,1	407	3,84
Rozpěrka č. 7	91,060	167	14	1540	17	184,1	407	2,21
Rozpěrka č. 8	91,060	167	23	2560	28	198,4	407	2,05
Rozpěrka č. 9	91,060	15	5	512	6	22,8	407	17,84

9.5 Výsledky výpočtů výztužných lan

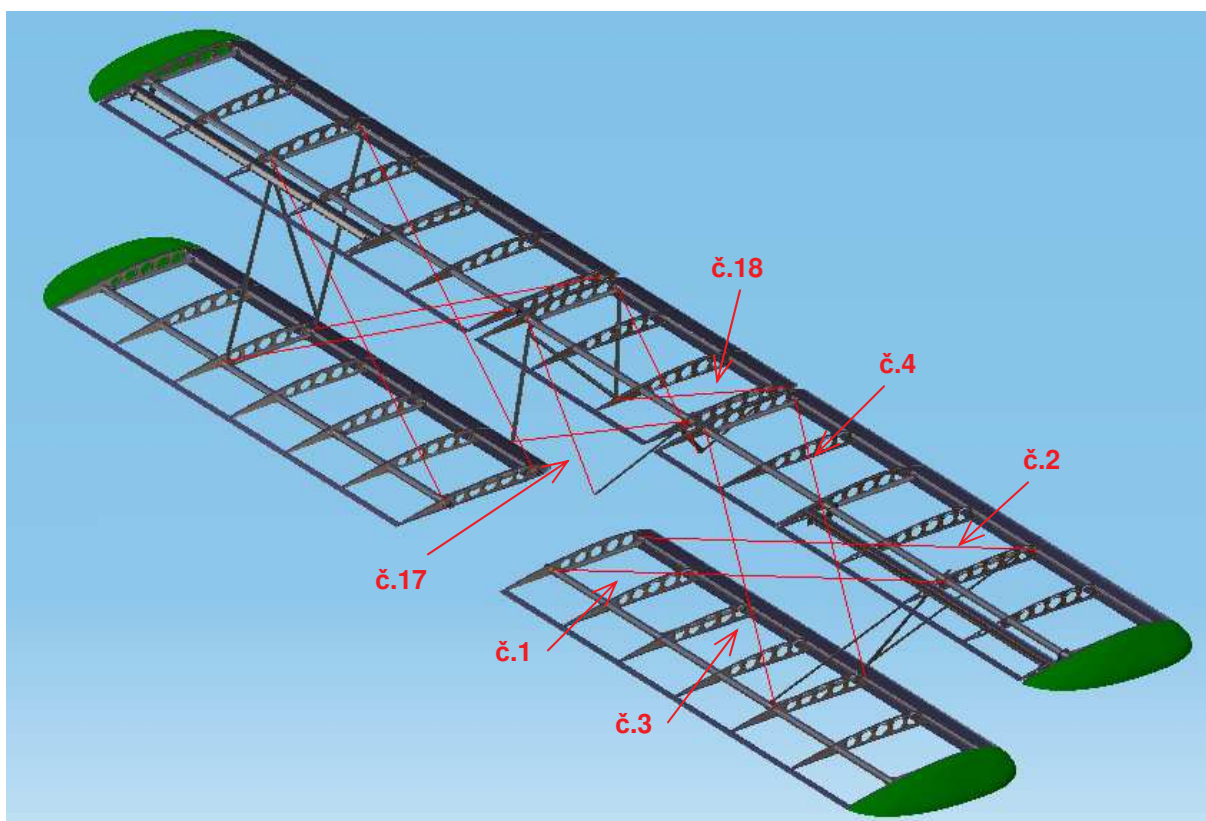
9.5.1 Označení lan



Obr. 40 Výztužná lana na horním křídle



Obr. 41 Výztužná lana na spodním křídle



Obr. 42 Hlavní výztužná nosná lana dvouplošníku

Hlavní výztužná nosná lana dvouplošníku jsou označena č. 1-4. Pro druhou polovinu křídla jsou hodnoty symetrické. Další výztužná lana horního a spodního křídla jsou označena č. 5-16 a pro druhou polovinu křídla jsou hodnoty rovněž symetrické. Poslední výztužná lana jsou lana baldachýnu č.17-19, která jsou opět symetrická k lanům, se kterými se kříží. Místa v tabulkách vyplněná pomlčkou mají téměř nulové

Brně 19.05.2010 Martin Kozelský

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

působící síly a tím také téměř nulové osově napětí a jejich bezpečnost vychází mnohonásobná.

Tab. 45 Pevnostní výpočet prutových prvků konstrukce pro případ A

Část konstrukce	S	N	σ_N	Rm	η_L	η_{Lo}
	[mm ²]	[N]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
Výztužné lano č. 1	10,36	7368,000	711	1961	2,8	2,1
Výztužné lano č. 2	10,36	6345,000	612	1961	3,2	2,5
Výztužné lano č. 3	10,36	0,444	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 4	10,36	0,392	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 5	4,18	2568,000	614	1961	3,2	2,1
Výztužné lano č. 6	4,18	0,086	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 7	4,18	0,107	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 8	4,18	2239,000	536	1961	3,7	2,4
Výztužné lano č. 9	4,18	726,000	174	1961	11,3	7,5
Výztužné lano č. 10	4,18	847,000	203	1961	9,7	6,4
Výztužné lano č. 11	4,18	384,000	92	1961	21,3	14,2
Výztužné lano č. 12	4,18	428,000	102	1961	19,2	12,7
Výztužné lano č. 13	4,18	0,047	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 14	4,18	1058,000	253	1961	7,7	5,1
Výztužné lano č. 15	4,18	149,000	36	1961	55,0	36,5
Výztužné lano č. 16	4,18	1190,000	285	1961	6,9	4,6
Výztužné lano č. 17	4,18	70,991	17	1961	115,5	76,7
Výztužné lano č. 18	4,18	49,205	12	1961	166,6	110,6
Výztužné lano č. 19	4,18	0,009	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 20	4,18	0,009	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 21	4,18	0,560	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 22	4,18	0,418	0	1961	-	-

Tab. 46 Pevnostní výpočet prutových prvků konstrukce pro případ D

Část konstrukce	S	N	σ_N	Rm	η_L	η_{Lo}
	[mm ²]	[N]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
Výztužné lano č. 1	10,36	7368,000	711	1961	2,8	2,1
Výztužné lano č. 2	10,36	6345,000	612	1961	3,2	2,5
Výztužné lano č. 3	10,36	0,444	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 4	10,36	0,392	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 5	4,18	2568,000	614	1961	3,2	2,1
Výztužné lano č. 6	4,18	0,086	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 7	4,18	0,107	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 8	4,18	2239,000	536	1961	3,7	2,4
Výztužné lano č. 9	4,18	726,000	174	1961	11,3	7,5
Výztužné lano č. 10	4,18	847,000	203	1961	9,7	6,4
Výztužné lano č. 11	4,18	384,000	92	1961	21,3	14,2
Výztužné lano č. 12	4,18	428,000	102	1961	19,2	12,7

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

Výztužné lano č. 13	4,18	0,047	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 14	4,18	1058,000	253	1961	7,7	5,1
Výztužné lano č. 15	4,18	149,000	36	1961	55,0	36,5
Výztužné lano č. 16	4,18	1190,000	285	1961	6,9	4,6
Výztužné lano č. 17	4,18	70,991	17	1961	115,5	76,7
Výztužné lano č. 18	4,18	49,205	12	1961	166,6	110,6
Výztužné lano č. 19	4,18	0,009	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 20	4,18	0,009	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 21	4,18	0,560	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 22	4,18	0,418	0	1961	-	-

Tab. 47 Pevnostní výpočet prutových prvků konstrukce pro případ E

Část konstrukce	S	N	σ_N	Rm	η_L	η_{Lo}
	[mm ²]	[N]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
Výztužné lano č. 1	10,36	0,074	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 2	10,36	0,052	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 3	10,36	2418,000	233	1961	8,4	6,5
Výztužné lano č. 4	10,36	1778,000	172	1961	11,4	8,9
Výztužné lano č. 5	4,18	0,054	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 6	4,18	1119,000	268	1961	7,3	4,9
Výztužné lano č. 7	4,18	988,000	236	1961	8,3	5,5
Výztužné lano č. 8	4,18	0,049	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 9	4,18	122,000	29	1961	67,2	44,6
Výztužné lano č. 10	4,18	29,000	7	1961	282,7	187,7
Výztužné lano č. 11	4,18	37,000	9	1961	221,5	147,1
Výztužné lano č. 12	4,18	0,001	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 13	4,18	377,000	90	1961	21,7	14,4
Výztužné lano č. 14	4,18	0,023	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 15	4,18	371,000	89	1961	22,1	14,7
Výztužné lano č. 16	4,18	0,018	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 17	4,18	0,015	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 18	4,18	212,000	51	1961	38,7	25,7
Výztužné lano č. 19	4,18	118,000	28	1961	69,5	46,1
Výztužné lano č. 20	4,18	54,000	13	1961	151,8	100,8
Výztužné lano č. 21	4,18	236,000	56	1961	34,7	23,1
Výztužné lano č. 22	4,18	0,007	0	1961	-	-

Tab. 48 Pevnostní výpočet prutových prvků konstrukce pro případ G

Část konstrukce	S	N	σ_N	Rm	η_L	η_{Lo}
	[mm ²]	[N]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
Výztužné lano č. 1	10,36	0,100	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 2	10,36	0,074	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 3	10,36	3277,000	316	1961	6,2	4,8

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

Výztužné lano č. 4	10,36	2494,000	241	1961	8,1	6,3
Výztužné lano č. 5	4,18	0,068	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 6	4,18	1467,000	351	1961	5,6	3,7
Výztužné lano č. 7	4,18	1287,000	308	1961	6,4	4,2
Výztužné lano č. 8	4,18	0,064	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 9	4,18	199,000	48	1961	41,2	27,3
Výztužné lano č. 10	4,18	73,000	17	1961	112,3	74,5
Výztužné lano č. 11	4,18	80,000	19	1961	102,5	68,0
Výztužné lano č. 12	4,18	14,000	3	1961	585,5	388,7
Výztužné lano č. 13	4,18	573,000	137	1961	14,3	9,5
Výztužné lano č. 14	4,18	0,035	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 15	4,18	569,000	136	1961	14,4	9,6
Výztužné lano č. 16	4,18	0,026	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 17	4,18	0,009	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 18	4,18	68,000	16	1961	120,5	80,0
Výztužné lano č. 19	4,18	169,000	40	1961	48,5	32,2
Výztužné lano č. 20	4,18	66,000	16	1961	124,2	82,5
Výztužné lano č. 21	4,18	113,000	27	1961	72,5	48,2
Výztužné lano č. 22	4,18	12,000	3	1961	683,1	453,5

Tab. 49 Pevnostní výpočet prutových prvků konstrukce pro případ A kř. dolů

Část konstrukce	S	N	σ_N	Rm	η_L	η_{Lo}
	[mm ²]	[N]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
Výztužné lano č. 1	10,36	6177	596	1961	3,3	2,5
Výztužné lano č. 2	10,36	5438	525	1961	3,7	2,9
Výztužné lano č. 3	10,36	0,375	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 4	10,36	0,336	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 5	4,18	1912	457	1961	4,3	2,8
Výztužné lano č. 6	4,18	0,071	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 7	4,18	0,08	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 8	4,18	1681	402	1961	4,9	3,2
Výztužné lano č. 9	4,18	441	106	1961	18,6	12,3
Výztužné lano č. 10	4,18	552	132	1961	14,8	9,9
Výztužné lano č. 11	4,18	285	68	1961	28,8	19,1
Výztužné lano č. 12	4,18	359	86	1961	22,8	15,2
Výztužné lano č. 13	4,18	0,056	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 14	4,18	1155	276	1961	7,1	4,7
Výztužné lano č. 15	4,18	0,002	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 16	4,18	1170	280	1961	7,0	4,7
Výztužné lano č. 17	4,18	0,007	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 18	4,18	300	72	1961	27,3	18,1
Výztužné lano č. 19	4,18	143	34	1961	57,3	38,1
Výztužné lano č. 20	4,18	0,001	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 21	4,18	85	20	1961	96,4	64,0
Výztužné lano č. 22	4,18	0,016	0	1961	-	-

Tab. 50 Pevnostní výpočet prutových prvků konstrukce pro případ A kř. nahoru

Část konstrukce	S	N	σ_N	Rm	η_L	η_{LO}
	[mm ²]	[N]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
Výztužné lano č. 1	10,36	5865	566	1961	3,5	2,7
Výztužné lano č. 2	10,36	5357	517	1961	3,8	2,9
Výztužné lano č. 3	10,36	0,811	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 4	10,36	0,759	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 5	4,18	1832	438	1961	4,5	3,0
Výztužné lano č. 6	4,18	0,071	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 7	4,18	0,078	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 8	4,18	1597	382	1961	5,1	3,4
Výztužné lano č. 9	4,18	446	107	1961	18,4	12,2
Výztužné lano č. 10	4,18	551	132	1961	14,9	9,9
Výztužné lano č. 11	4,18	291	70	1961	28,2	18,7
Výztužné lano č. 12	4,18	362	87	1961	22,6	15,0
Výztužné lano č. 13	4,18	0,057	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 14	4,18	1149	275	1961	7,1	4,7
Výztužné lano č. 15	4,18	0,008	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 16	4,18	1161	278	1961	7,1	4,7
Výztužné lano č. 17	4,18	0,007	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 18	4,18	300	72	1961	27,3	18,1
Výztužné lano č. 19	4,18	143	34	1961	57,3	38,1
Výztužné lano č. 20	4,18	0,001	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 21	4,18	85	20	1961	96,4	64,0
Výztužné lano č. 22	4,18	0,016	0	1961	-	-

Tab. 51 Pevnostní výpočet prutových prvků konstrukce pro případ D kř. dolů

Část konstrukce	S	N	σ_N	Rm	η_L	η_{LO}
	[mm ²]	[N]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
Výztužné lano č. 1	10,36	6181,000	597	1961	3,3	2,5
Výztužné lano č. 2	10,36	5441,000	525	1961	3,7	2,9
Výztužné lano č. 3	10,36	0,375	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 4	10,36	0,337	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 5	4,18	1912,000	457	1961	4,3	2,8
Výztužné lano č. 6	4,18	0,071	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 7	4,18	0,080	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 8	4,18	1681,000	402	1961	4,9	3,2
Výztužné lano č. 9	4,18	445,000	106	1961	18,4	12,2
Výztužné lano č. 10	4,18	556,000	133	1961	14,7	9,8
Výztužné lano č. 11	4,18	285,000	68	1961	28,8	19,1
Výztužné lano č. 12	4,18	360,000	86	1961	22,8	15,1
Výztužné lano č. 13	4,18	0,056	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 14	4,18	1156,000	277	1961	7,1	4,7

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

Výztužné lano č. 15	4,18	0,002	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 16	4,18	1171,000	280	1961	7,0	4,6
Výztužné lano č. 17	4,18	0,007	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 18	4,18	306,000	73	1961	26,8	17,8
Výztužné lano č. 19	4,18	0,014	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 20	4,18	0,001	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 21	4,18	90,000	22	1961	91,1	60,5
Výztužné lano č. 22	4,18	0,017	0	1961	-	-

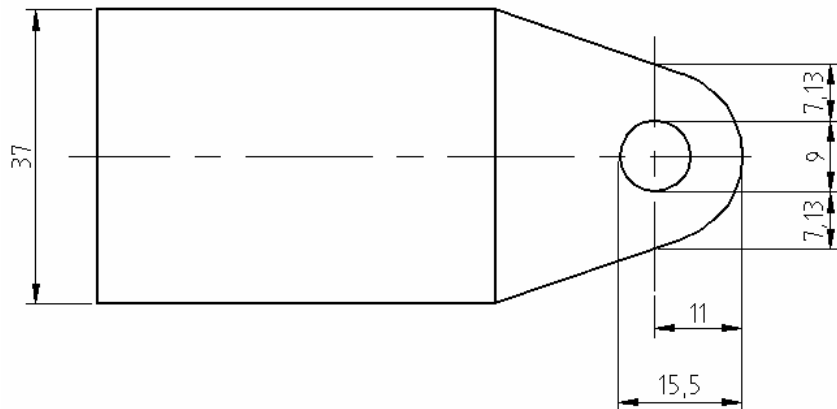
Tab. 52 Pevnostní výpočet prutových prvků konstrukce pro případ D kř. nahoru

Část konstrukce	S	N	σ_N	Rm	η_L	η_{Lo}
	[mm ²]	[N]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
Výztužné lano č. 1	10,36	5865,000	566	1961	3,5	2,7
Výztužné lano č. 2	10,36	5358,000	517	1961	3,8	2,9
Výztužné lano č. 3	10,36	0,812	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 4	10,36	0,759	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 5	4,18	1832,000	438	1961	4,5	3,0
Výztužné lano č. 6	4,18	0,072	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 7	4,18	0,078	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 8	4,18	1597,000	382	1961	5,1	3,4
Výztužné lano č. 9	4,18	446,000	107	1961	18,4	12,2
Výztužné lano č. 10	4,18	511,000	122	1961	16,0	10,6
Výztužné lano č. 11	4,18	291,000	70	1961	28,2	18,7
Výztužné lano č. 12	4,18	362,000	87	1961	22,6	15,0
Výztužné lano č. 13	4,18	0,057	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 14	4,18	1149,000	275	1961	7,1	4,7
Výztužné lano č. 15	4,18	0,008	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 16	4,18	1161,000	278	1961	7,1	4,7
Výztužné lano č. 17	4,18	0,007	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 18	4,18	306,000	73	1961	26,8	17,8
Výztužné lano č. 19	4,18	0,014	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 20	4,18	0,001	0	1961	-	-
Výztužné lano č. 21	4,18	90,000	22	1961	91,1	60,5
Výztužné lano č. 22	4,18	0,017	0	1961	-	-

9.6 Určení součinitelů pro výpočet oka

Pro pevnostní výpočet oka je nutné určit součinitele působení různých vlivů, které závisí především na rozměrových charakteristikách závěsů, jejich tolerancích a na směru působící síly. I přesto, že je na dvouplošníku nutné spočítat velmi mnoho závěsů, můžeme je všechny podle tvaru a rozměrů rozdělit do pěti typů.

9.6.1 Součinitelé pro výpočet závěsu č. 1



Obr. 43 Náskres závěsu č. 1

Vliv tloušťky oka a vzdálenosti otvoru od okraje oka

$$\frac{t}{d} = \frac{10}{9} = 1,1 ; \frac{a}{d} = \frac{11}{9} = 1,2 \Rightarrow \text{pro tyto dva poměry je součinitel } f_1 = 0,94$$

Vliv dovolené deformace oka

Při průměru $d = 9$ mm a toleranci tohoto průměru H8 je součinitel $f_2 = 1,05$

Vliv vůle dovolené při výrobě

Pro uložení H8 je součinitel $f_3 = 1$

Vliv druhu zatížení a významu částí draku

Pro zřídka rozebíraná spojovací kování křídel je součinitel $f_4 = 1$

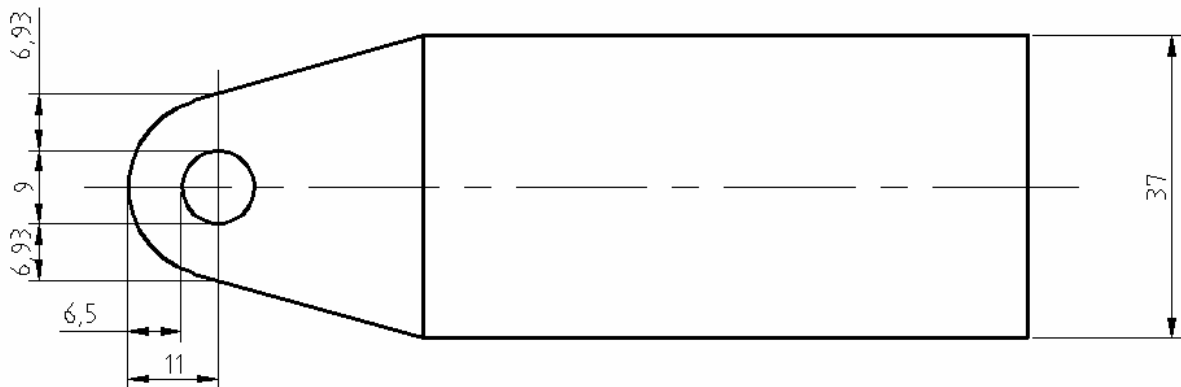
Vliv zúžení za okem

$$\frac{b_1}{b} = \frac{37}{23,26} = 1,59 \text{ pro tento poměr je součinitel } k_1 = 1$$

Vliv směru působící síly na oko

Pro sílu působící ve směru osy souměrnosti oka je součinitel $k_2 = 1$

9.6.2 Součinitelé pro výpočet závěsu č. 2



Obr. 44 Náskres závěsu č. 2

Vliv tloušťky oka a vzdálenosti otvoru od okraje oka

$$\frac{t}{d} = \frac{5}{9} = 0,6 ; \frac{a}{d} = \frac{11}{9} = 1,2 \Rightarrow \text{pro tyto dva poměry je součinitel } f_1 = 0,93$$

Vliv dovolené deformace oka

Při průměru $d = 9$ mm a toleranci tohoto průměru H8 je součinitel $f_2 = 1,05$

Vliv vůle dovolené při výrobě

Pro uložení H8 je součinitel $f_3 = 1$

Vliv druhu zatížení a významu částí draku

Pro zřídka rozebíraná spojovací kování křídel je součinitel $f_4 = 1$

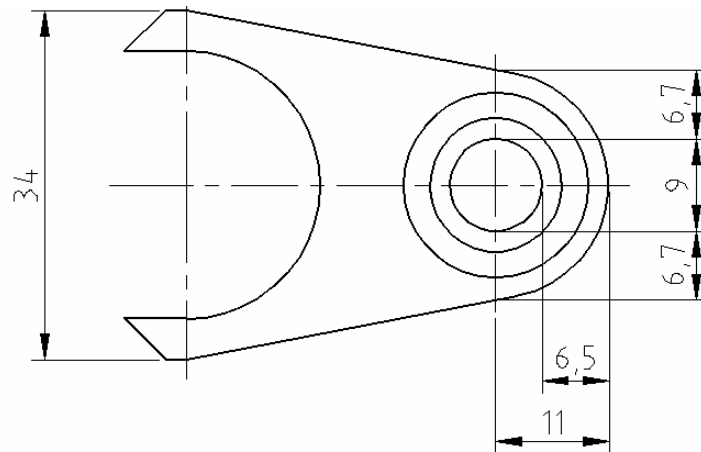
Vliv zúžení za okem

$$\frac{b_1}{b} = \frac{37}{22,86} = 1,62 \text{ pro tento poměr je součinitel } k_1 = 1$$

Vliv směru působící síly na oko

Pro sílu působící ve směru osy souměrnosti oka je součinitel $k_2 = 1$

9.6.3 Součinitelé pro výpočet závěsu č. 3



Obr. 45 Náskres závěsu č. 3

Vliv tloušťky oka a vzdálenosti otvoru od okraje oka

$$\frac{t}{d} = \frac{10}{9} = 1,1 ; \frac{a}{d} = \frac{11}{9} = 1,2 \Rightarrow \text{pro tyto dva poměry je součinitel } f_1 = 0,94$$

Vliv dovolené deformace oka

Při průměru $d = 9$ mm a toleranci tohoto průměru H8 je součinitel $f_2 = 1,05$

Vliv vůle dovolené při výrobě

Pro uložení H8 je součinitel $f_3 = 1$

Vliv druhu zatížení a významu částí draku

Pro zřídka rozebíraná spojovací kování křídel je součinitel $f_4 = 1$

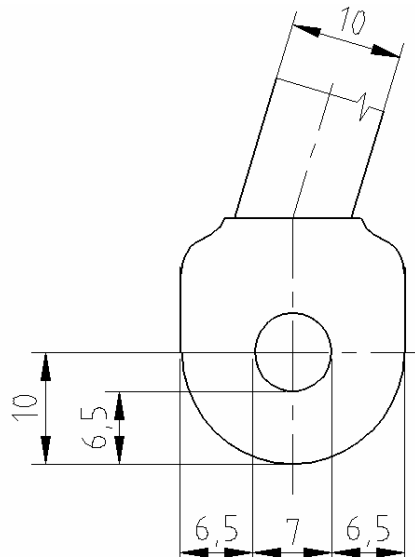
Vliv zúžení za okem

$$\frac{b_1}{b} = \frac{34}{22,4} = 1,51 \text{ pro tento poměr je součinitel } k_1 = 1$$

Vliv směru působící síly na oko

Pro sílu působící ve směru osy souměrnosti oka je součinitel $k_2 = 1$

9.6.4 Součinitelé pro výpočet závěsu č. 4



Obr. 46 Náskres závěsu č. 4

Vliv tloušťky oka a vzdálenosti otvoru od okraje oka

$$\frac{t}{d} = \frac{4}{7} = 0,57 ; \frac{a}{d} = \frac{10}{7} = 1,4 \Rightarrow \text{pro tyto dva poměry je součinitel } f_1 = 1,2$$

Vliv dovolené deformace oka

Při průměru $d = 7$ mm a toleranci tohoto průměru H8 je součinitel $f_2 = 1,075$

Vliv vůle dovolené při výrobě

Pro uložení H8 je součinitel $f_3 = 1$

Vliv druhu zatížení a významu částí draku

Pro zřídka rozebíraná spojovací kování křídel je součinitel $f_4 = 1$

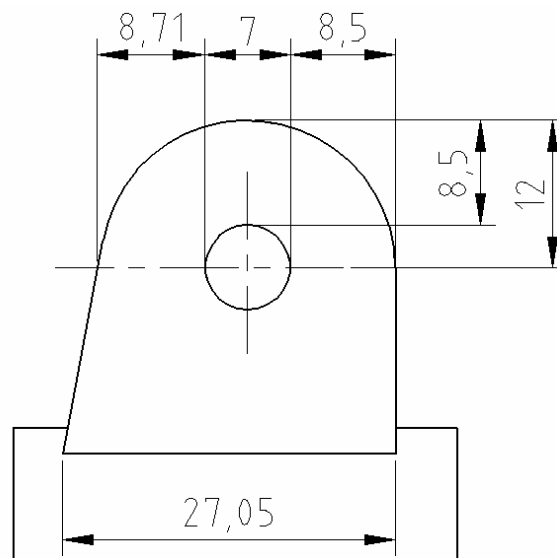
Vliv zúžení za okem

$$\frac{b_1}{b} = \frac{10}{20} = 0,5 \text{ pro tento poměr je součinitel } k_1 = 0,9$$

Vliv směru působící síly na oko

Pro sílu působící ve směru osy souměrnosti oka je součinitel $k_2 = 1$

9.6.5 Součinitelé pro výpočet závěsu č. 5



Obr. 47 Náskres závěsu č. 5

Vliv tloušťky oka a vzdálenosti otvoru od okraje oka

$$\frac{t}{d} = \frac{2}{9} = 0,2 ; \frac{a}{d} = \frac{12}{7} = 1,7 \Rightarrow \text{pro tyto dva poměry je součinitel } f_1 = 1,11$$

Vliv dovolené deformace oka

Při průměru $d = 7$ mm a toleranci tohoto průměru H8 je součinitel $f_2 = 1,075$

Vliv vůle dovolené při výrobě

Pro uložení H8 je součinitel $f_3 = 1$

Vliv druhu zatížení a významu částí draku

Pro zřídka rozebíraná spojovací kování křídel je součinitel $f_4 = 1$

Vliv zúžení za okem

$$\frac{b_1}{b} = \frac{20,05}{24,21} = 0,82 \text{ pro tento poměr je součinitel } k_1 = 1$$

Vliv směru působící síly na oko

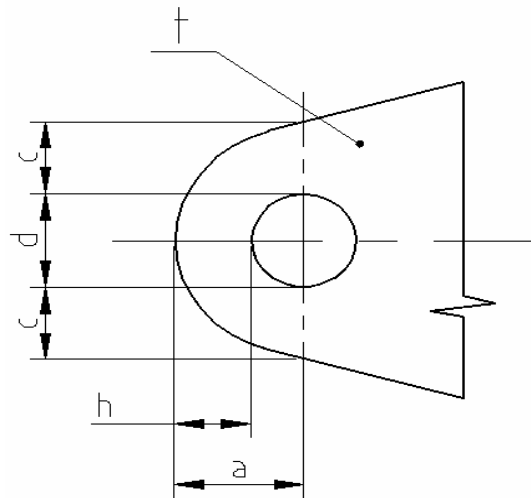
Pro sílu působící ve směru osy souměrnosti oka je součinitel $k_2 = 1$

Brně 19.05.2010

Martin Kozelský

9.7 Pevnostní výpočet oka s ohledem na deformaci oka

9.7.1 Vzorce pro pevnostní výpočet oka



Obr. 48 Náskres rozměrových hodnot použitých ve vzorcích

a) Utržení oka

$$\sigma = \frac{P}{F_1} \leq \sigma_{PK}, F_1 = 2 \cdot c \cdot t \quad (94)$$

$$\sigma_{PK} = 0,735 \cdot R_{p0,2} \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \frac{1}{0,75} \quad (95)$$

P – síla působící na oko

b) Vysmyknutí čepu a roztržení oka

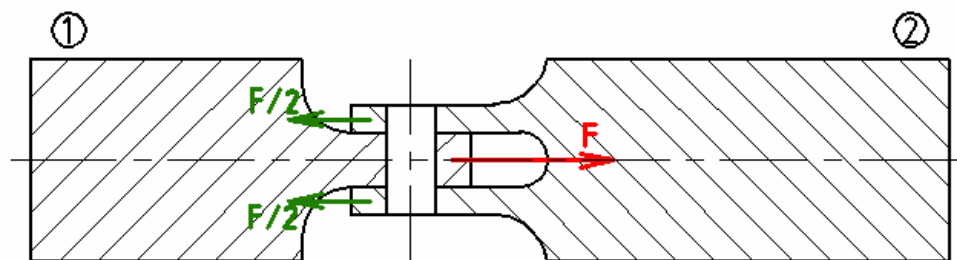
$$\sigma_{OTL} = \frac{P}{F_2} \leq \sigma_{PKOTL}, F_2 = d \cdot t \quad (96)$$

$$\sigma_{PKOTL} = R_{p0,2} \cdot f_1 \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \frac{1}{0,75} \quad (97)$$

P – síla působící na oko

9.7.2 Pevnostní výpočet ok závěsů mezi nosníky horního křídla a baldachýnem

Jde o spojení závěsů č. 1 a č. 2.



Obr. 49 Náskres spojení závěsů

Tab.53 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu předního závěsu horního křídla

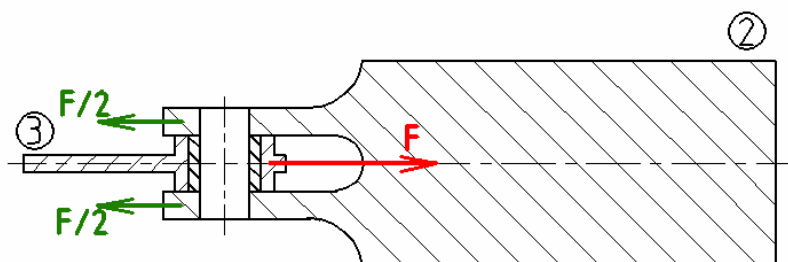
Závěs č. 1						Závěs č. 2					
		A	D	E	G			A	D	E	G
Utržení						Utržení					
F_y	[N]	1450	1450	477	633	F_y	[N]	1450	1450	477	633
F_x	[N]	1020	1020	1730	2290	$F_x/2$	[N]	510	510	865	1145
F_1	[mm ²]	142,6	142,6	142,6	142,6	F_1	[mm ²]	69,3	69,3	69,3	69,3
σ	[MPa]	7	7	12	16	σ	[MPa]	7	7	12	17
σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278	σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278
η	[-]	39	39	23	17	η	[-]	38	38	22	17
Vysmyknutí čepu a roztržení oka						Vysmyknutí čepu a roztržení oka					
F_2	[mm ²]	90	90	90	90	F_2	[mm ²]	45	45	45	45
σ_{OTL}	[MPa]	11	11	19	25	σ_{OTL}	[MPa]	11	11	19	25
σ_{PKOTL}	[MPa]	355	355	355	355	σ_{PKOTL}	[MPa]	352	352	352	352
η	[-]	31	31	18	14	η	[-]	31	31	18	14
		A_{ND}	A_{NN}	D_{ND}	D_{NN}			A_{ND}	A_{NN}	D_{ND}	D_{NN}
Utržení						Utržení					
F_y	[N]	947	947	946	946	F_y	[N]	947	947	946	946
F_x	[N]	1200	1200	1200	1200	$F_x/2$	[N]	600	600	600	600
F_1	[mm ²]	142,6	142,6	142,6	142,6	F_1	[mm ²]	69,3	69,3	69,3	69,3
σ	[MPa]	8	8	8	8	σ	[MPa]	9	9	9	9
σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278	σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278
η	[-]	33	33	33	33	η	[-]	32	32	32	32
Vysmyknutí čepu a roztržení oka						Vysmyknutí čepu a roztržení oka					
F_2	[mm ²]	90	90	90	90	F_2	[mm ²]	45	45	45	45
σ_{OTL}	[MPa]	13	13	13	13	σ_{OTL}	[MPa]	13	13	13	13
σ_{PKOTL}	[MPa]	355	355	355	355	σ_{PKOTL}	[MPa]	352	352	352	352
η	[-]	27	27	27	27	η	[-]	26	26	26	26

Tab. 54 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu zadního závěsu horního křídla

Závěs č. 1						Závěs č. 2					
		A	D	E	G			A	D	E	G
Utržení						Utržení					
F_y	[N]	512	512	427	298	F_y	[N]	512	512	427	298
F_x	[N]	9140	9140	2860	2460	$F_x/2$	[N]	4570	4570	1430	1230
F_1	[mm ²]	142,6	142,6	142,6	142,6	F_1	[mm ²]	69,3	69,3	69,3	69,3
σ	[MPa]	64	64	20	17	σ	[MPa]	66	66	21	18
σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278	σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278
η	[-]	4	4	14	16	η	[-]	4	4	13	16
Vysmyknutí čepu a roztržení oka						Vysmyknutí čepu a roztržení oka					
F_2	[mm ²]	90	90	90	90	F_2	[mm ²]	45	45	45	45
σ_{OTL}	[MPa]	102	102	32	27	σ_{OTL}	[MPa]	102	102	32	27
σ_{PKOTL}	[MPa]	355	355	355	355	σ_{PKOTL}	[MPa]	352	352	352	352
η	[-]	3	3	11	13	η	[-]	3	3	11	13
		A_{ND}	A_{NN}	D_{ND}	D_{NN}			A_{ND}	A_{NN}	D_{ND}	D_{NN}
Utržení						Utržení					
F_y	[N]	324	324	324	324	F_y	[N]	324	324	324	324
F_x	[N]	7290	7290	7300	7300	$F_x/2$	[N]	3645	3645	3650	3650
F_1	[mm ²]	142,6	142,6	142,6	142,6	F_1	[mm ²]	69,3	69,3	69,3	69,3
σ	[MPa]	51	51	51	51	σ	[MPa]	53	53	53	53
σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278	σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278
η	[-]	5	5	5	5	η	[-]	5	5	5	5
Vysmyknutí čepu a roztržení oka						Vysmyknutí čepu a roztržení oka					
F_2	[mm ²]	90	90	90	90	F_2	[mm ²]	45	45	45	45
σ_{OTL}	[MPa]	81	81	81	81	σ_{OTL}	[MPa]	81	81	81	81
σ_{PKOTL}	[MPa]	355	355	355	355	σ_{PKOTL}	[MPa]	352	352	352	352
η	[-]	4	4	4	4	η	[-]	4	4	4	4

9.7.3 Pevnostní výpočet ok závěsů mezi nosníky spodního křídla a baldachýnem

Jde o spojení závěsů č. 2 a č. 3.



Obr. 50 Náskres spojení závěsů

Tab. 55 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu předního závěsu spodního křídla

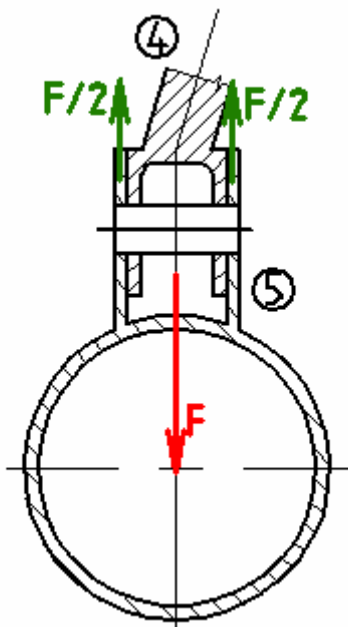
Závěs č. 3						Závěs č. 2					
		A	D	E	G			A	D	E	G
Utržení						Utržení					
F_y	[N]	620	620	217	299	F_y	[N]	620	620	217	299
F_x	[N]	317	317	2190	2900	$F_x/2$	[N]	158,5	158,5	1095	1450
F_1	[mm ²]	40,2	40,2	40,2	40,2	F_1	[mm ²]	69,3	69,3	69,3	69,3
σ	[MPa]	8	8	54	72	σ	[MPa]	2	2	16	21
σ_{PK}	[MPa]	453	453	453	453	σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278
η	[-]	57	57	8	6	η	[-]	121	121	18	13
Vysmyknutí čepu a roztržení oka						Vysmyknutí čepu a roztržení oka					
F_2	[mm ²]	27	27	27	27	F_2	[mm ²]	45	45	45	45
σ_{OTL}	[MPa]	12	12	81	107	σ_{OTL}	[MPa]	4	4	24	32
σ_{PKOTL}	[MPa]	579	579	579	579	σ_{PKOTL}	[MPa]	352	352	352	352
η	[-]	49	49	7	5	η	[-]	100	100	14	11
		A_{ND}	A_{NN}	D_{ND}	D_{NN}			A_{ND}	A_{NN}	D_{ND}	D_{NN}
Utržení						Utržení					
F_y	[N]	1040	1040	1040	1040	F_y	[N]	1040	1040	1040	1040
F_x	[N]	1220	1220	1220	1220	$F_x/2$	[N]	610	610	610	610
F_1	[mm ²]	40,2	40,2	40,2	40,2	F_1	[mm ²]	69,3	69,3	69,3	69,3
σ	[MPa]	30	30	30	30	σ	[MPa]	9	9	9	9
σ_{PK}	[MPa]	453	453	453	453	σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278
η	[-]	15	15	15	15	η	[-]	32	32	32	32
Vysmyknutí čepu a roztržení oka						Vysmyknutí čepu a roztržení oka					
F_2	[mm ²]	27	27	27	27	F_2	[mm ²]	45	45	45	45
σ_{OTL}	[MPa]	45	45	45	45	σ_{OTL}	[MPa]	14	14	14	14
σ_{PKOTL}	[MPa]	579	579	579	579	σ_{PKOTL}	[MPa]	352	352	352	352
η	[-]	13	13	13	13	η	[-]	26	26	26	26

Tab. 56 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu zadního závěsu spodního křídla

Závěs č. 3						Závěs č. 2					
		A	D	E	G			A	D	E	G
Utržení						Utržení					
F_y	[N]	159	159	125	172	F_y	[N]	159	159	125	172
F_x	[N]	1610	1610	827	1100	$F_x/2$	[N]	805	805	413,5	550
F_1	[mm ²]	40,2	40,2	40,2	40,2	F_1	[mm ²]	69,3	69,3	69,3	69,3
σ	[MPa]	40	40	21	27	σ	[MPa]	12	12	6	8
σ_{PK}	[MPa]	453	453	453	453	σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278
η	[-]	11	11	22	17	η	[-]	24	24	47	35
Vysmyknutí čepu a roztržení oka						Vysmyknutí čepu a roztržení oka					
F_2	[mm ²]	27	27	27	27	F_2	[mm ²]	45	45	45	45
σ_{OTL}	[MPa]	60	60	31	41	σ_{OTL}	[MPa]	18	18	9	12
σ_{PKOTL}	[MPa]	579	579	579	579	σ_{PKOTL}	[MPa]	352	352	352	352
η	[-]	10	10	19	14	η	[-]	20	20	38	29
		A_{ND}	A_{NN}	D_{ND}	D_{NN}			A_{ND}	A_{NN}	D_{ND}	D_{NN}
Utržení						Utržení					
F_y	[N]	456	456	456	456	F_y	[N]	456	456	456	456
F_x	[N]	2510	2510	2510	2510	$F_x/2$	[N]	1255	1255	1255	1255
F_1	[mm ²]	40,2	40,2	40,2	40,2	F_1	[mm ²]	69,3	69,3	69,3	69,3
σ	[MPa]	62	62	62	62	σ	[MPa]	18	18	18	18
σ_{PK}	[MPa]	453	453	453	453	σ_{PK}	[MPa]	278	278	278	278
η	[-]	7	7	7	7	η	[-]	15	15	15	15
Vysmyknutí čepu a roztržení oka						Vysmyknutí čepu a roztržení oka					
F_2	[mm ²]	27	27	27	27	F_2	[mm ²]	45	45	45	45
σ_{OTL}	[MPa]	93	93	93	93	σ_{OTL}	[MPa]	28	28	28	28
σ_{PKOTL}	[MPa]	579	579	579	579	σ_{PKOTL}	[MPa]	352	352	352	352
η	[-]	6	6	6	6	η	[-]	13	13	13	13

9.7.4 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu závěsů mezi kováním a N – vzpěrami

Jde o spojení závěsů č. 4 a č. 5.



Obr. 51 Náskres spojení závěsů

Tab. 57 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na utržení pro případ **A**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_1	σ	σ_{PK}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	879	439,5	1350	52	16,9	417	25
	879	439,5	1350	34,84	12,6	464	37
6	6740	3370	37,3	52	129,6	417	3
	6740	3370	37,3	34,84	96,7	464	5
7	439	219,5	4980	52	8,4	417	49
	439	219,5	4980	34,84	6,3	464	74
8	1600	800	33,8	52	30,8	417	14
	1600	800	33,8	34,84	23,0	464	20
9	578	289	1350	52	11,1	417	38
	578	289	1350	34,84	8,3	464	56
10	767	383,5	529	52	14,8	417	28
	767	383,5	529	34,84	11,0	464	42
11	578	289	1480	52	11,1	417	38
	578	289	1480	34,84	8,3	464	56
12	327	163,5	511	52	6,3	417	66
	327	163,5	511	34,84	4,7	464	99

Tab. 58 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na vysmyknutí čepu a roztržení oka pro případ **A**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_2	σ_{OTL}	σ_{PKOTL}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	879	439,5	1350	56	15,7	675	43
	879	439,5	1350	28	15,7	651	41
6	6740	3370	37,3	56	60,2	675	11
	6740	3370	37,3	28	120,4	651	5
7	439	219,5	4980	56	3,9	675	172
	439	219,5	4980	28	7,8	651	83
8	1600	800	33,8	56	14,3	675	47
	1600	800	33,8	28	28,6	651	23
9	578	289	1350	56	5,2	675	131
	578	289	1350	28	10,3	651	63
10	767	383,5	529	56	6,8	675	99
	767	383,5	529	28	13,7	651	48
11	578	289	1480	56	5,2	675	131
	578	289	1480	28	10,3	651	63
12	327	163,5	511	56	2,9	675	231
	327	163,5	511	28	5,8	651	111

Tab. 59 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na utržení pro případ **D**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_1	σ	σ_{PK}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	879	439,5	1350	52	16,9	417	25
	879	439,5	1350	34,84	12,6	464	37
6	6740	3370	37,3	52	129,6	417	3
	6740	3370	37,3	34,84	96,7	464	5
7	439	219,5	4980	52	8,4	417	49
	439	219,5	4980	34,84	6,3	464	74
8	1600	800	33,8	52	30,8	417	14
	1600	800	33,8	34,84	23,0	464	20
9	578	289	1350	52	11,1	417	38
	578	289	1350	34,84	8,3	464	56
10	767	383,5	529	52	14,8	417	28
	767	383,5	529	34,84	11,0	464	42
11	578	289	1480	52	11,1	417	38
	578	289	1480	34,84	8,3	464	56
12	327	163,5	511	52	6,3	417	66
	327	163,5	511	34,84	4,7	464	99

Tab. 60 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na vysmyknutí čepu a roztržení oka pro případ **D**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_2	σ_{OTL}	σ_{PKOTL}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	879	439,5	1350	56	15,7	675	43
	879	439,5	1350	28	15,7	651	41
6	6740	3370	37,3	56	60,2	675	11
	6740	3370	37,3	28	120,4	651	5
7	439	219,5	4980	56	3,9	675	172
	439	219,5	4980	28	7,8	651	83
8	1600	800	33,8	56	14,3	675	47
	1600	800	33,8	28	28,6	651	23
9	578	289	1350	56	5,2	675	131
	578	289	1350	28	10,3	651	63
10	767	383,5	529	56	6,8	675	99
	767	383,5	529	28	13,7	651	48
11	578	289	1480	56	5,2	675	131
	578	289	1480	28	10,3	651	63
12	327	163,5	511	56	2,9	675	231
	327	163,5	511	28	5,8	651	111

Tab. 61 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na utržení pro případ **E**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_1	σ	σ_{PK}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	647	323,5	234	52	12,4	417	34
	647	323,5	234	34,84	9,3	464	50
6	354	177	4000	52	6,8	417	61
	354	177	4000	34,84	5,1	464	91
7	428	214	1890	52	8,2	417	51
	428	214	1890	34,84	6,1	464	75
8	320	160	247	52	6,2	417	68
	320	160	247	34,84	4,6	464	101
9	245	122,5	57,9	52	4,7	417	89
	245	122,5	57,9	34,84	3,5	464	132
10	99,4	49,7	647	52	1,9	417	218
	99,4	49,7	647	34,84	1,4	464	325
11	104	52	110	52	2,0	417	209
	104	52	110	34,84	1,5	464	311
12	163	81,5	469	52	3,1	417	133
	163	81,5	469	34,84	2,3	464	198

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ**Tab. 62 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na vysmyknutí čepu a roztržení oka pro případ E**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_2	σ_{OTL}	σ_{PKOTL}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	647	323,5	234	56	11,6	675	58
	647	323,5	234	28	11,6	651	56
6	354	177	4000	56	3,2	675	214
	354	177	4000	28	6,3	651	103
7	428	214	1890	56	3,8	675	177
	428	214	1890	28	7,6	651	85
8	320	160	247	56	2,9	675	236
	320	160	247	28	5,7	651	114
9	245	122,5	57,9	56	2,2	675	308
	245	122,5	57,9	28	4,4	651	149
10	99,4	49,7	647	56	0,9	675	760
	99,4	49,7	647	28	1,8	651	367
11	104	52	110	56	0,9	675	727
	104	52	110	28	1,9	651	351
12	163	81,5	469	56	1,5	675	464
	163	81,5	469	28	2,9	651	224

Tab. 63 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na utržení pro případ G

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_1	σ	σ_{PK}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	860	430	316	52	16,5	417	25
	860	430	316	34,84	12,3	464	38
6	47,7	23,85	5320	52	0,9	417	455
	47,7	23,85	5320	34,84	0,7	464	677
7	570	285	2510	52	11,0	417	38
	570	285	2510	34,84	8,2	464	57
8	428	214	332	52	8,2	417	51
	428	214	332	34,84	6,1	464	75
9	324	162	77,3	52	6,2	417	67
	324	162	77,3	34,84	4,6	464	100
10	133	66,5	859	52	2,6	417	163
	133	66,5	859	34,84	1,9	464	243
11	140	70	147	52	2,7	417	155
	140	70	147	34,84	2,0	464	231
12	216	108	624	52	4,2	417	100
	216	108	624	34,84	3,1	464	150

Tab. 64 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na vysmyknutí čepu a roztržení oka pro případ **G**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_2	σ_{OTL}	σ_{PKOTL}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	860	430	316	56	15,4	675	44
	860	430	316	28	15,4	651	42
6	47,7	23,85	5320	56	0,4	675	1584
	47,7	23,85	5320	28	0,9	651	764
7	570	285	2510	56	5,1	675	133
	570	285	2510	28	10,2	651	64
8	428	214	332	56	3,8	675	177
	428	214	332	28	7,6	651	85
9	324	162	77,3	56	2,9	675	233
	324	162	77,3	28	5,8	651	113
10	133	66,5	859	56	1,2	675	568
	133	66,5	859	28	2,4	651	274
11	140	70	147	56	1,3	675	540
	140	70	147	28	2,5	651	260
12	216	108	624	56	1,9	675	350
	216	108	624	28	3,9	651	169

Tab. 65 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na utržení pro případ **A**
křídélko dolů

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_1	σ	σ_{PK}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	947	473,5	1030	52	18,2	417	23
	947	473,5	1030	34,84	13,6	464	34
6	3640	1820	858	52	70,0	417	6
	3640	1820	858	34,84	52,2	464	9
7	105	52,5	3840	52	2,0	417	207
	105	52,5	3840	34,84	1,5	464	308
8	909	454,5	489	52	17,5	417	24
	909	454,5	489	34,84	13,0	464	36
9	298	149	1120	52	5,7	417	73
	298	149	1120	34,84	4,3	464	108
10	765	382,5	506	52	14,7	417	28
	765	382,5	506	34,84	11,0	464	42
11	512	256	1280	52	9,8	417	42
	512	256	1280	34,84	7,3	464	63
12	334	167	539	52	6,4	417	65
	334	167	539	34,84	4,8	464	97

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ**Tab. 66 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na vysmyknutí čepu a roztržení oka pro případ **A křídélko dolů****

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_2	σ_{OTL}	σ_{PKOTL}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	947	473,5	1030	56	16,9	675	40
	947	473,5	1030	28	16,9	651	38
6	3640	1820	858	56	32,5	675	21
	3640	1820	858	28	65,0	651	10
7	105	52,5	3840	56	0,9	675	720
	105	52,5	3840	28	1,9	651	347
8	909	454,5	489	56	8,1	675	83
	909	454,5	489	28	16,2	651	40
9	298	149	1120	56	2,7	675	254
	298	149	1120	28	5,3	651	122
10	765	382,5	506	56	6,8	675	99
	765	382,5	506	28	13,7	651	48
11	512	256	1280	56	4,6	675	148
	512	256	1280	28	9,1	651	71
12	334	167	539	56	3,0	675	226
	334	167	539	28	6,0	651	109

Tab. 67 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na utržení pro případ **A křídélko nahoru**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_1	σ	σ_{PK}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	947	473,5	1030	52	18,2	417	23
	947	473,5	1030	34,84	13,6	464	34
6	3640	1820	858	52	70,0	417	6
	3640	1820	858	34,84	52,2	464	9
7	105	52,5	3840	52	2,0	417	207
	105	52,5	3840	34,84	1,5	464	308
8	909	454,5	489	52	17,5	417	24
	909	454,5	489	34,84	13,0	464	36
9	298	149	1120	52	5,7	417	73
	298	149	1120	34,84	4,3	464	108
10	765	382,5	506	52	14,7	417	28
	765	382,5	506	34,84	11,0	464	42
11	512	256	1280	52	9,8	417	42
	512	256	1280	34,84	7,3	464	63
12	334	167	539	52	6,4	417	65
	334	167	539	34,84	4,8	464	97

Tab. 68 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na vysmyknutí čepu a roztržení oka pro případ **A křídélko nahoru**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_2	σ_{OTL}	σ_{PKOTL}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	947	473,5	1030	56	16,9	675	40
	947	473,5	1030	28	16,9	651	38
6	3640	1820	858	56	32,5	675	21
	3640	1820	858	28	65,0	651	10
7	105	52,5	3840	56	0,9	675	720
	105	52,5	3840	28	1,9	651	347
8	909	454,5	489	56	8,1	675	83
	909	454,5	489	28	16,2	651	40
9	298	149	1120	56	2,7	675	254
	298	149	1120	28	5,3	651	122
10	765	382,5	506	56	6,8	675	99
	765	382,5	506	28	13,7	651	48
11	512	256	1280	56	4,6	675	148
	512	256	1280	28	9,1	651	71
12	334	167	539	56	3,0	675	226
	334	167	539	28	6,0	651	109

Tab. 69 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na utržení pro případ **D křídélko dolů**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_1	σ	σ_{PK}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	940	470	1030	52	18,1	417	23
	940	470	1030	34,84	13,5	464	34
6	3640	1820	852	52	70,0	417	6
	3640	1820	852	34,84	52,2	464	9
7	106	53	3840	52	2,0	417	205
	106	53	3840	34,84	1,5	464	305
8	909	454,5	489	13,08	69,5	417	6
	909	454,5	489	34,84	13,0	464	36
9	298	149	1120	52	5,7	417	73
	298	149	1120	34,84	4,3	464	108
10	765	382,5	506	52	14,7	417	28
	765	382,5	506	34,84	11,0	464	42
11	512	256	1280	52	9,8	417	42
	512	256	1280	34,84	7,3	464	63
12	334	167	540	52	6,4	417	65
	334	167	540	34,84	4,8	464	97

Tab. 70 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na vysmyknutí čepu a roztržení oka pro případ **D křídélko dolů**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_2	σ_{OTL}	σ_{PKOTL}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	940	470	1030	56	16,8	675	40
	940	470	1030	28	16,8	651	39
6	3640	1820	852	56	32,5	675	21
	3640	1820	852	28	65,0	651	10
7	106	53	3840	56	0,9	675	713
	106	53	3840	28	1,9	651	344
8	909	454,5	489	56	8,1	675	83
	909	454,5	489	28	16,2	651	40
9	298	149	1120	56	2,7	675	254
	298	149	1120	28	5,3	651	122
10	765	382,5	506	56	6,8	675	99
	765	382,5	506	28	13,7	651	48
11	512	256	1280	56	4,6	675	148
	512	256	1280	28	9,1	651	71
12	334	167	540	56	3,0	675	226
	334	167	540	28	6,0	651	109

Tab. 71 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na utržení pro případ **D křídélko nahoru**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_1	σ	σ_{PK}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	940	470	1030	52	18,1	417	23
	940	470	1030	34,84	13,5	464	34
6	3640	1820	852	52	70,0	417	6
	3640	1820	852	34,84	52,2	464	9
7	106	53	3840	52	2,0	417	205
	106	53	3840	34,84	1,5	464	305
8	909	454,5	489	52	17,5	417	24
	909	454,5	489	34,84	13,0	464	36
9	298	149	1120	52	5,7	417	73
	298	149	1120	34,84	4,3	464	108
10	765	382,5	506	52	14,7	417	28
	765	382,5	506	34,84	11,0	464	42
11	512	256	1280	52	9,8	417	42
	512	256	1280	34,84	7,3	464	63
12	334	167	540	52	6,4	417	65
	334	167	540	34,84	4,8	464	97

Tab. 72 Výsledné hodnoty pevnostního výpočtu oka na vysmyknutí čepu a roztržení oka pro případ **D křídélko nahoru**

Č.závěsu	F_y	$F_y/2$	F_x	F_z	σ_{OTL}	σ_{PKOTL}	η
	[N]	[N]	[N]	[mm ²]	[MPa]	[MPa]	[-]
5	940	470	1030	56	16,8	675	40
	940	470	1030	28	16,8	651	39
6	3640	1820	852	56	32,5	675	21
	3640	1820	852	28	65,0	651	10
7	106	53	3840	56	0,9	675	713
	106	53	3840	28	1,9	651	344
8	909	454,5	489	56	8,1	675	83
	909	454,5	489	28	16,2	651	40
9	298	149	1120	56	2,7	675	254
	298	149	1120	28	5,3	651	122
10	765	382,5	506	56	6,8	675	99
	765	382,5	506	28	13,7	651	48
11	512	256	1280	56	4,6	675	148
	512	256	1280	28	9,1	651	71
12	334	167	540	56	3,0	675	226
	334	167	540	28	6,0	651	109

10. Závěr

Cílem této práce byl základní aerodynamický návrh a pevnostní výpočet konstrukce repliky dvouplošníku podle předpisu UL-2. V úvodu této práce jsou pro porovnání uvedeny základní údaje a nákres skutečného letounu. Replika bude tvarově vypadat stejně jako skutečná předloha, ale bude rozměrově zmenšena na 70% předlohy. Dále byly určeny základní charakteristiky křídel, pro další aerodynamický výpočet.

Výhodou bylo, že křídlo má obdélníkový půdorys, což je z aerodynamického hlediska výhodné, protože křídlo nebylo nutné geometricky ani aerodynamicky kroutit. Další výhodou bylo, že křídlo má po celém rozpětí stejný profil NACA 4412, což se projevilo v zjednodušení výpočtu poláry letounu a bude také méně náročné na výrobu. Při výpočtu poláry bylo nutné počítat s interakcí horního a spodního křídla, což se projevilo při výpočtu indukovaného odporu a indukovaného úhlu náběhu, do kterých musel být zahrnut Munkův součinitel, který závisí na rozměrových charakteristikách dvouplošníku, a to na poměru rozpětí, světlosti a přesazení křídel. Další nutností bylo přepočítat součinitele vztahu na jednotlivá křídla. Dále byly pomocí poláry letounu vypočítány potřebné tahy a výkony, které se dále porovnávaly s tahy a výkony využitelnými. Tyto tahy a výkony se vypočítaly pomocí charakteristik motoru a použité vrtule. Při porovnání potřebných a využitelných výkonů byla získána maximální rychlost v horizontálním letu $v_H = 198 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$. Dalším krokem byl výpočet manévrové a poryvové obálky, tedy rychlostí a násobků ve všech režimech letu. Pro další výpočty zatížení a pevnosti byly použity zatěžující symetrické případy v bodech obálky A, D, E, F a nesymetrické křídélkové případy v bodech obálky A a D. Dalším krokem byl návrh konstrukce, která je založena na hlavním a pomocném trubkovém

KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

nosníku, vyztuženým ve více namáhaných místech dalšími duralovými trubkami a na hlavních výztužných lanech, přenášejících zatížení mezi horním a spodním křídlem. Spojení obou křídel dále zajišťují N – vzpěry. Dále se tato konstrukce pevnostně počítala pomocí programů Patran. Z výsledků vygenerovaných tímto programem byla vzata maxima ohybových a axiálních napětí, a také posouvajících sil z jednotlivých částí konstrukce. Pro případ A a D bylo vypočítáno největší ohybové napětí na hlavním nosníku horního křídla kolem uchycení N-vzpěr 275 MPa, největší axiální napětí bude v místě předních částí N-vzpěr křídlo-trup 98,2 MPa a největší posouvající síla bude působit na pomocném nosníku baldachýnu 9720 N. Pro případ E vyšlo největší ohybové napětí v místě hlavního nosníku spodního křídla kolem uchycení N-vzpěr 101 MPa, největší axiální napětí bude v místě předních částí N-vzpěr 68,9 MPa a největší posouvající síla bude na pomocném nosníku baldachýnu 4230 N. Pro poslední případ G bude největší ohybové napětí 117 MPa, největší axiální napětí bude 91,4 MPa a největší posouvající síla bude 5680 N a jejich působiště bude ve stejných místech jako u případu E. U nesymetrických případů zatížení vyšly hodnoty napětí a posouvajících sil menší, než u symetrických případů A a D. Dále bylo z těchto maxim spočítáno redukované napětí, které se dále porovnávalo s pevnostními charakteristikami použitého materiálu. Kontrola průhybů křídla ukázala, že maximální průhyb bude, podle očekávání, na konci křídel a jeho hodnota je 173 mm.

11. Použitá literatura

- [1] Brůha, O., Felber, V., Smolař, V.: Letecký průvodce díl 2, Praha, 1939
- [2] Roskam, J., Chuan-Tau, E.L.: Airplane Aerodynamics and Performance, University of Kansas, 1997
- [3] Sekanina, F.: Aerodynamický výpočet letadla, Praha, 1944
- [4] Filakovský, K., Klimiček, S.: Universal Propeller Characteristics, Brno
- [5] Lowry, J.T.: Performance of light aircraft, AIAA, 1999
- [6] Daněk, V.: Mechanika letu I, Brno, 1993
- [7] Vaněk, F., Hlinka, J.: Uživatelská příručka programu Glauert III, Brno, 2003
- [8] Čalkovský A. CSc.: Konstrukce a pevnost letadel II, VAAZ, Brno, 1971
- [9] Mertl, V.: Konstrukce a projektování letadel, Brno, 2000
- [10] Olšanský, O., Matějček, J.: Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů, Praha, 1999
- [11] Čtverák, J., Mertl, V., Píštěk, A.: Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí, VUT, Brno, 1997
- [12] UL 2 – I. část, LAA, Praha, 2002

[13] www.slavetind.cz, 2010

[14] www.woodcomp.cz, 2010

13. Seznam použitých symbolů

Symbol	Jednotky	Význam symbolu
c	[m]	hloubka křídla
l_1	[m]	rozpětí horního křídla
l_2	[m]	rozpětí spodního křídla
S_H	[m ²]	plocha horního křídla
S_S	[m ²]	plocha spodního křídla
S	[-]	nosná plocha dvouplošníku
λ	[m]	štíhlost
s	[m]	stupnění
H	[m]	světlost
δ	[°]	úhel křížení
S_{VOP}	[m ²]	plocha VOP
S_{SOP}	[m ²]	plocha SOP
R_e	[-]	Reynoldsovo číslo
ν	[m ² .s ⁻¹]	kinematická viskozita
M	[-]	Machovo číslo
a	[m.s ⁻¹]	Rychlost zvuku
α_P	[°]	Úhel náběhu profilu
C_{LP}	[-]	Součinitel vztlaku profilu
C_{DP}	[-]	Součinitel odporu profilu
C_{Di}	[-]	Součinitel indukovaného odporu
μ	[-]	Poměr rozpětí křídel
α_i	[°]	Indukovaný úhel náběhu
α	[°]	Celkový úhel náběhu
$C_{DKŘ}$	[-]	Součinitel odporu křídla
$C_{LKŘ}$	[-]	Součinitel vztlaku křídla
$C_{DŠ}$	[-]	Součinitel škodlivého odporu
C_{DLET}	[-]	Součinitel odporu letadla
C_{LLET}	[-]	Součinitel vztlaku letadla
C_{LH}	[-]	Součinitel vztlaku horního křídla
C_{LS}	[-]	Součinitel vztlaku spodního křídla
L	[N]	Vztlak letounu
G	[N]	Tíha letounu
m	[m]	Hmotnost
g	[m.s ⁻²]	Gravitační zrychlení
ρ	[kg.m ⁻³]	Hustota
T_P	[N]	Potřebný tah
T_V	[N]	Využitelný tah
P_P	[W]	Potřebný výkon
P_V	[W]	Využitelný výkon
n_{VRT}	[-]	Otáčky vrtule
J_M	[-]	Postupový poměr
D_{VRT}	[m]	Průměr vrtule
η_{VRT}	[-]	Účinnost vrtule
k_{ZAST}	[-]	Součinitel zástavby

Brně 19.05.2010

Martin Kozelský

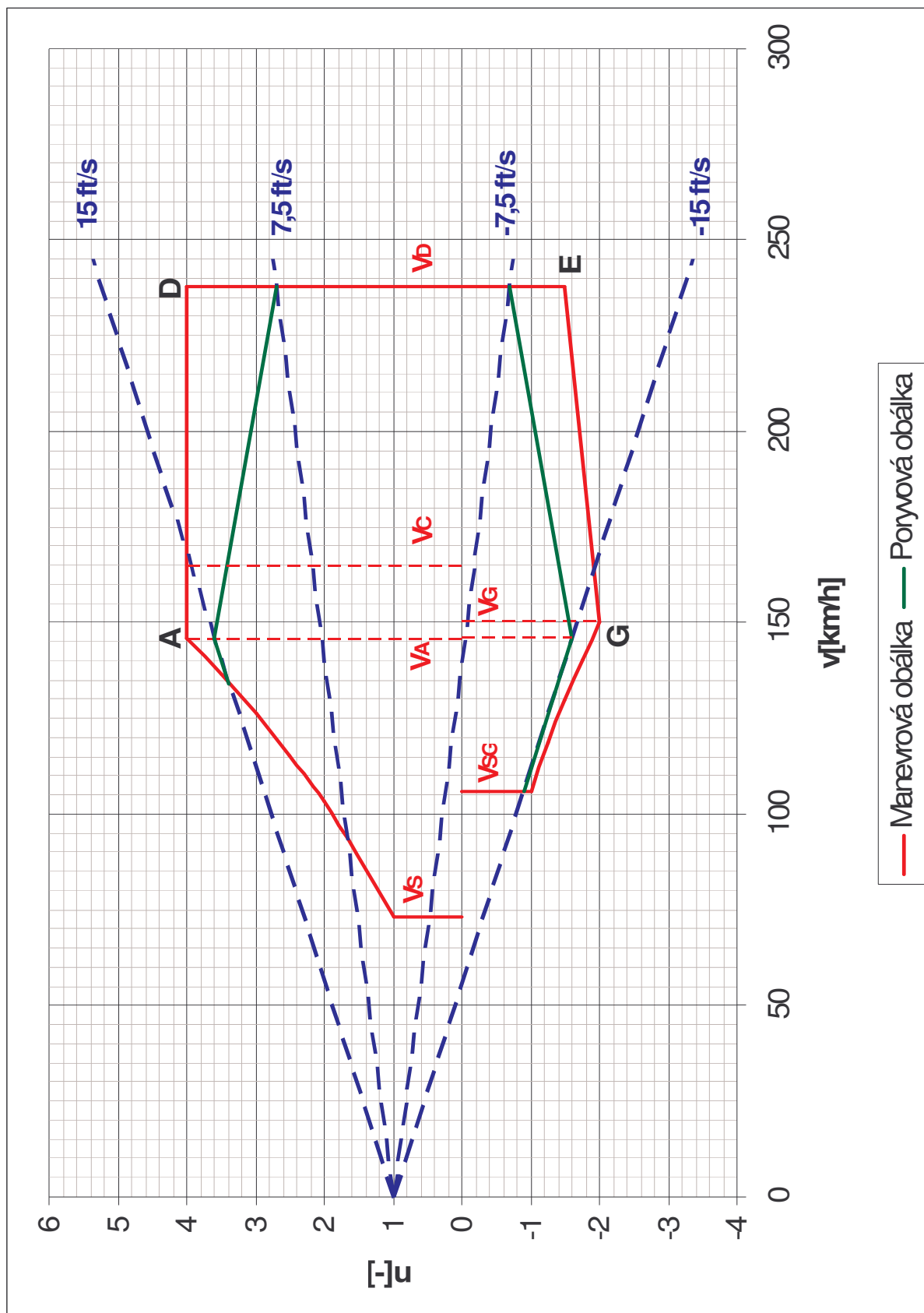
KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ

v_s	$[m.s^{-1}]$	Pádová rychlost
v_A	$[m.s^{-1}]$	Obratová rychlost
v_D	$[m.s^{-1}]$	Rychlost střemhlavého letu
v_{SG}	$[m.s^{-1}]$	Pádová rychlost v letu na zádech
v_G	$[m.s^{-1}]$	Obratová rychlost v letu na zádech
n	$[-]$	Násobek
q	$[N.m]$	Liniové zatížení
F	$[N]$	Síla
M_K	$[MPa]$	Krouticí moment
R_m	$[MPa]$	Mez pevnosti
$R_{P0,2}$	$[MPa]$	Mez kluzu
σ_{RED}	$[MPa]$	Redukované napětí
T	$[N]$	Posouvající síla
η	$[-]$	Součinitel rezervy
N	$[N]$	Osová síla
σ	$[MPa]$	Napětí v oku při kontrole na utržení
σ_N	$[MPa]$	Osové napětí
σ_{PK}	$[MPa]$	Dovolené napětí při kontrole na utržení
σ_{OTL}	$[MPa]$	Napětí v oku při kontrole na otlačení
σ_{PKOTL}	$[MPa]$	Dovolené napětí při kontrole na otlačení
τ	$[MPa]$	Smykové napětí

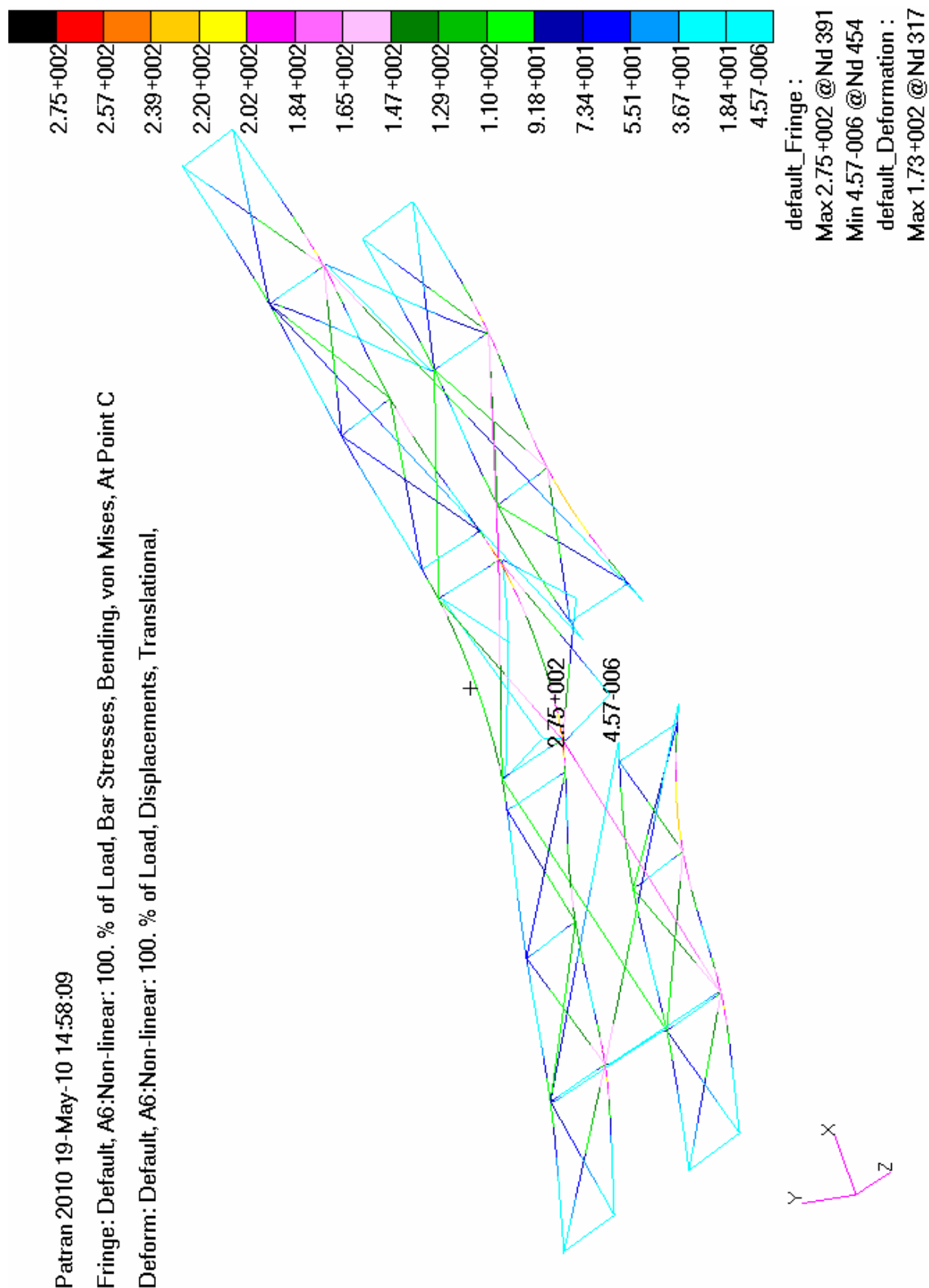
14. Seznam příloh

1. Manévrová a poryvová obálka letounu
2. Grafické výstupy z programu Patran pro případ v bodě obálky A a D
3. Grafické výstupy z programu Patran pro případ v bodě obálky E
4. Grafické výstupy z programu Patran pro případ v bodě obálky G
5. Grafické výstupy z programu Patran pro nesymetrický případ v bodě obálky A
6. Grafické výstupy z programu Patran pro nesymetrický případ v bodě obálky D
7. Výkresová dokumentace:
 - Systémový výkres horního křídla
 - Systémový výkres spodního křídla
 - Výrobní výkres žebra
 - Hlavní nosník horního křídla

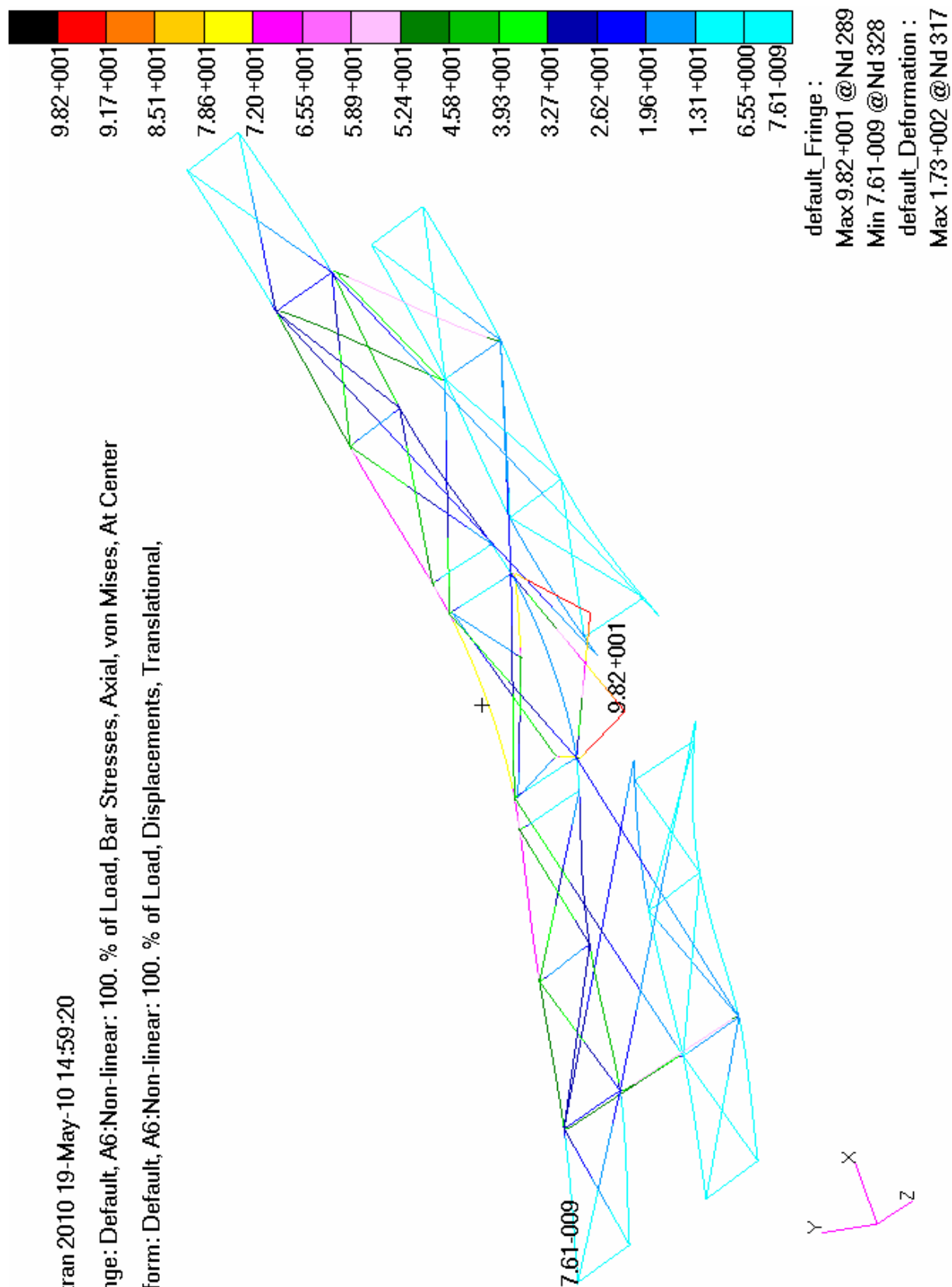
Příloha č. 1: Manévrová a poryvová obálka



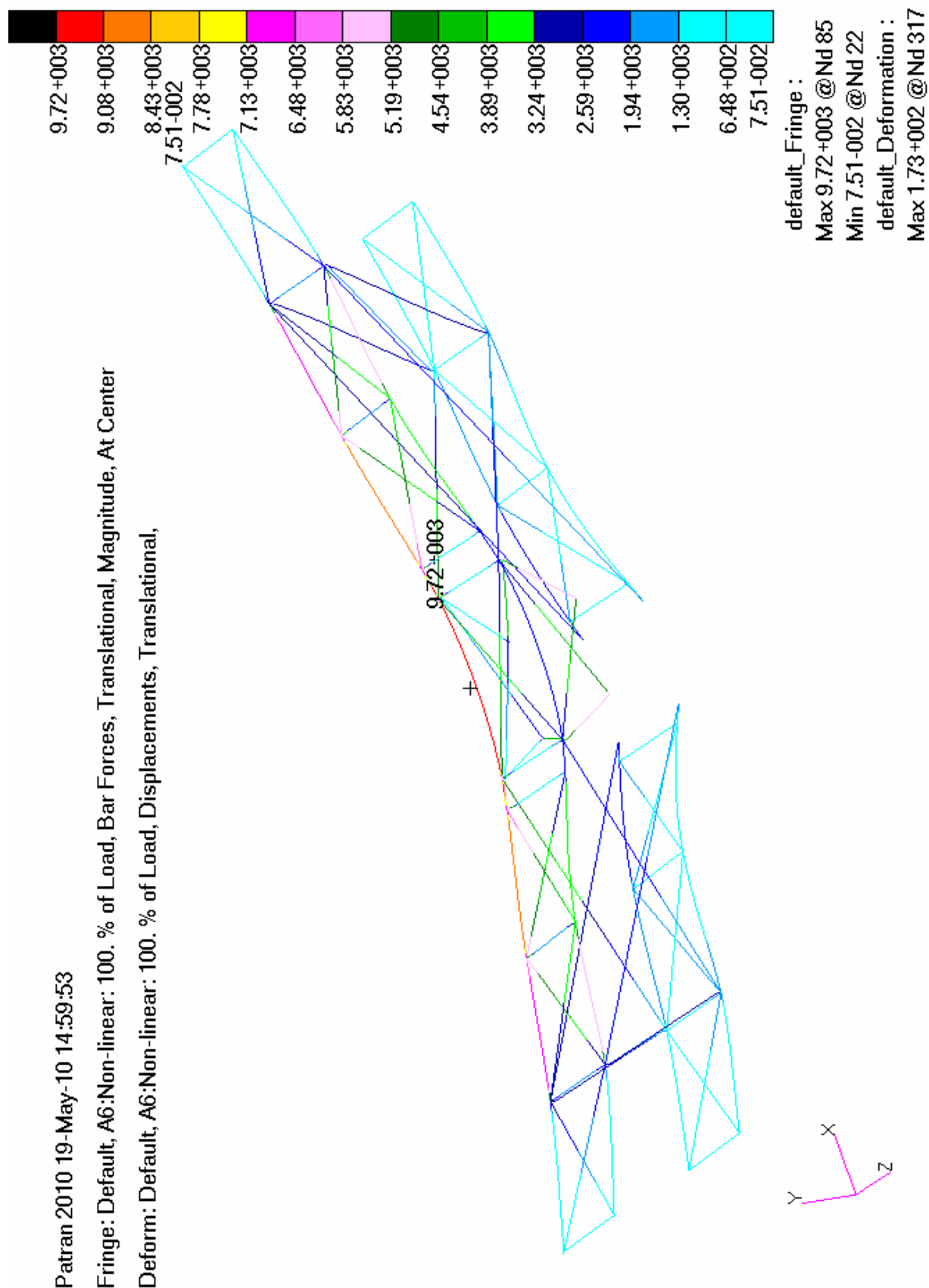
Příloha č. 2: Průběh ohybového napětí po konstrukci pro případ A a D



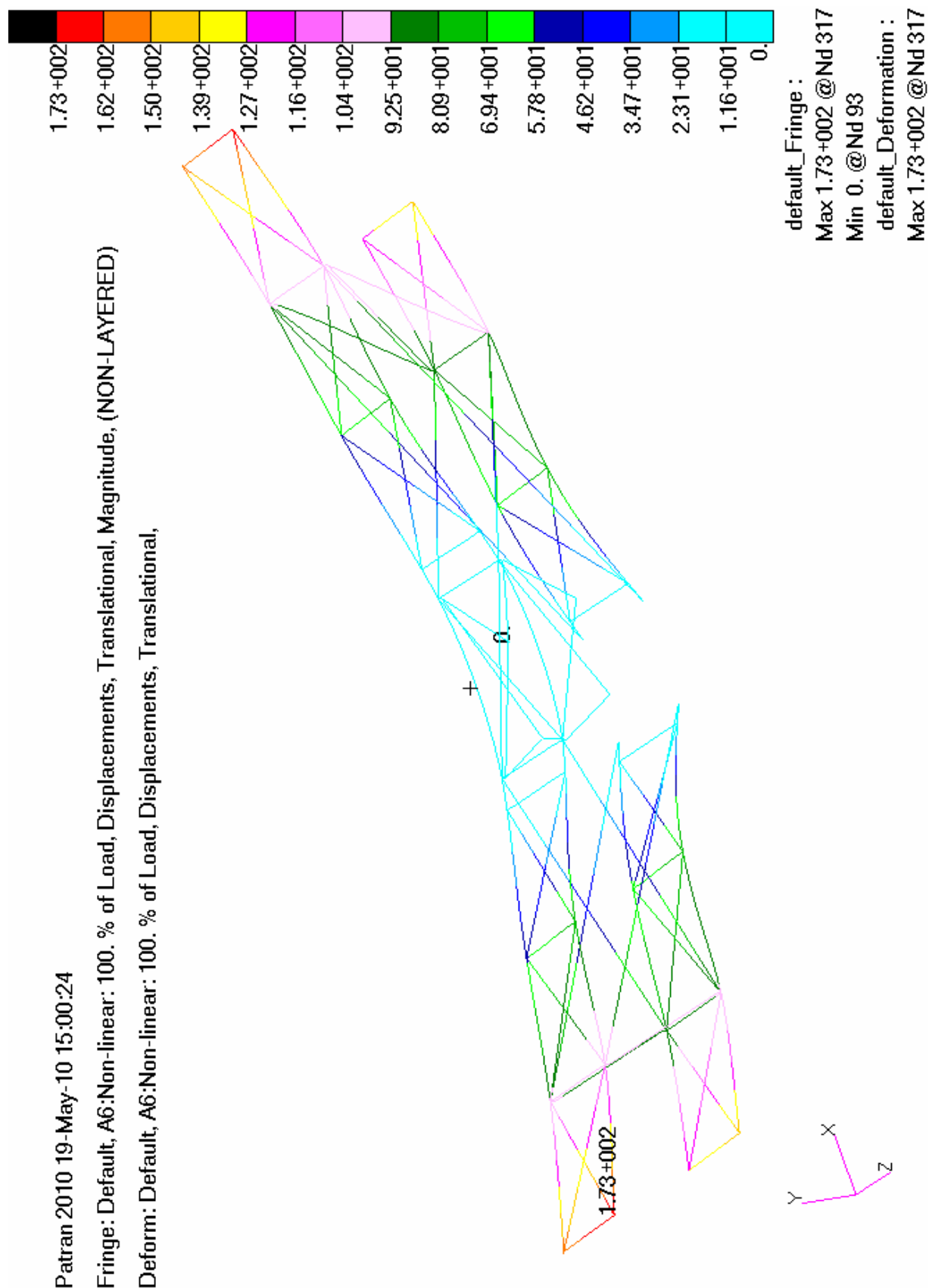
Průběh osového napětí po konstrukci pro případ A a D



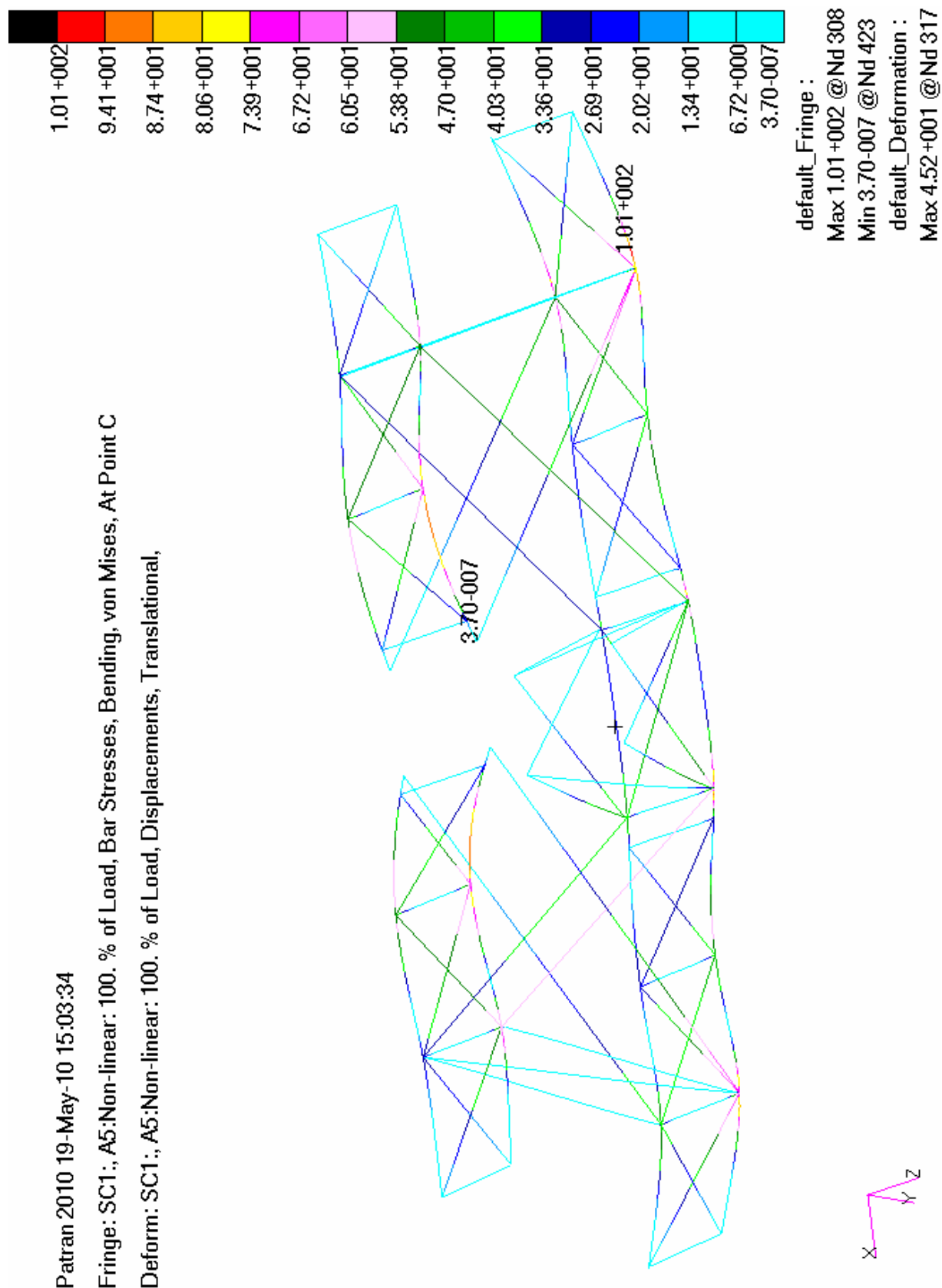
Průběh posouvající síly po konstrukci pro případ A a D

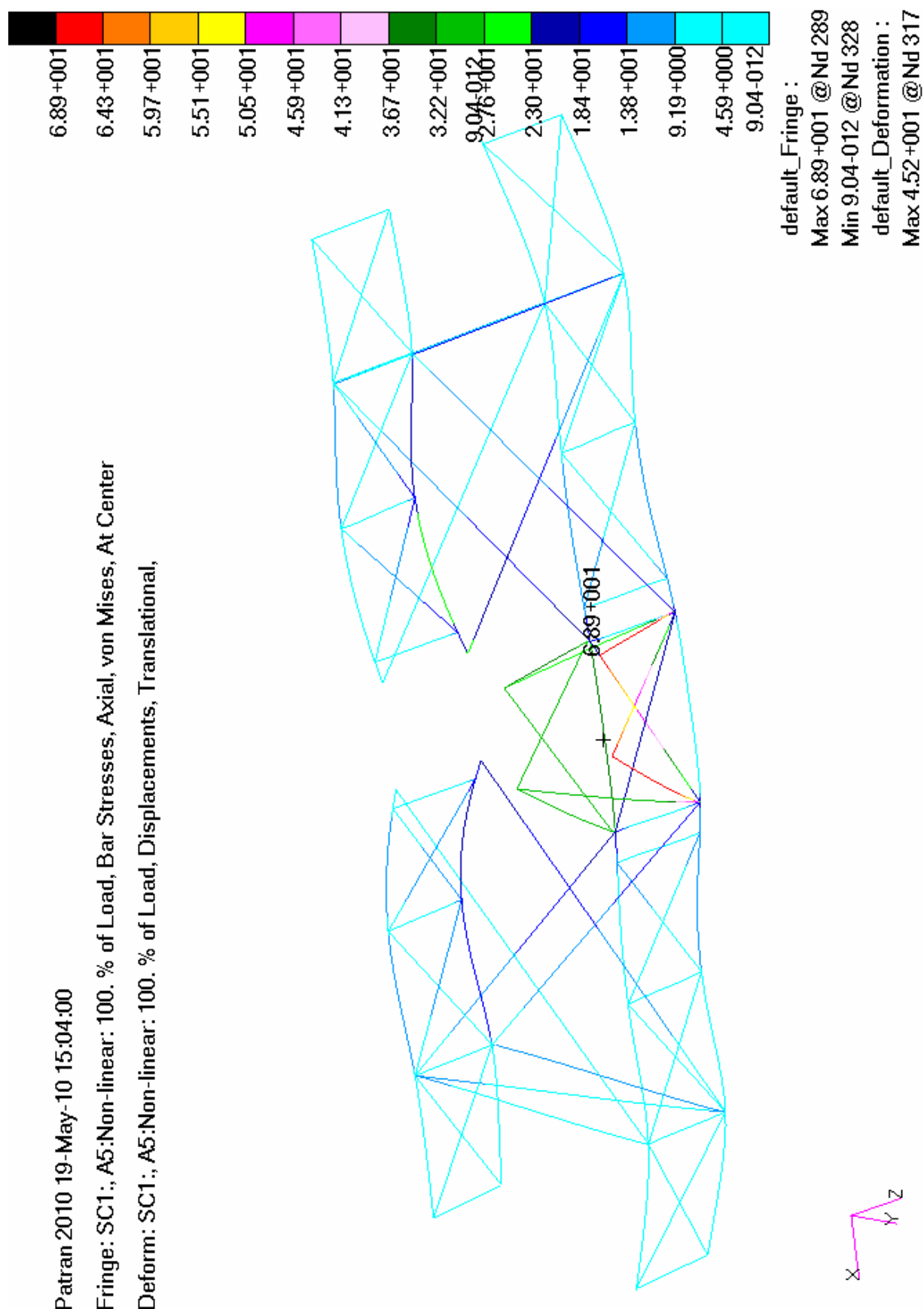


Průhyby konstrukce pro případ A a D

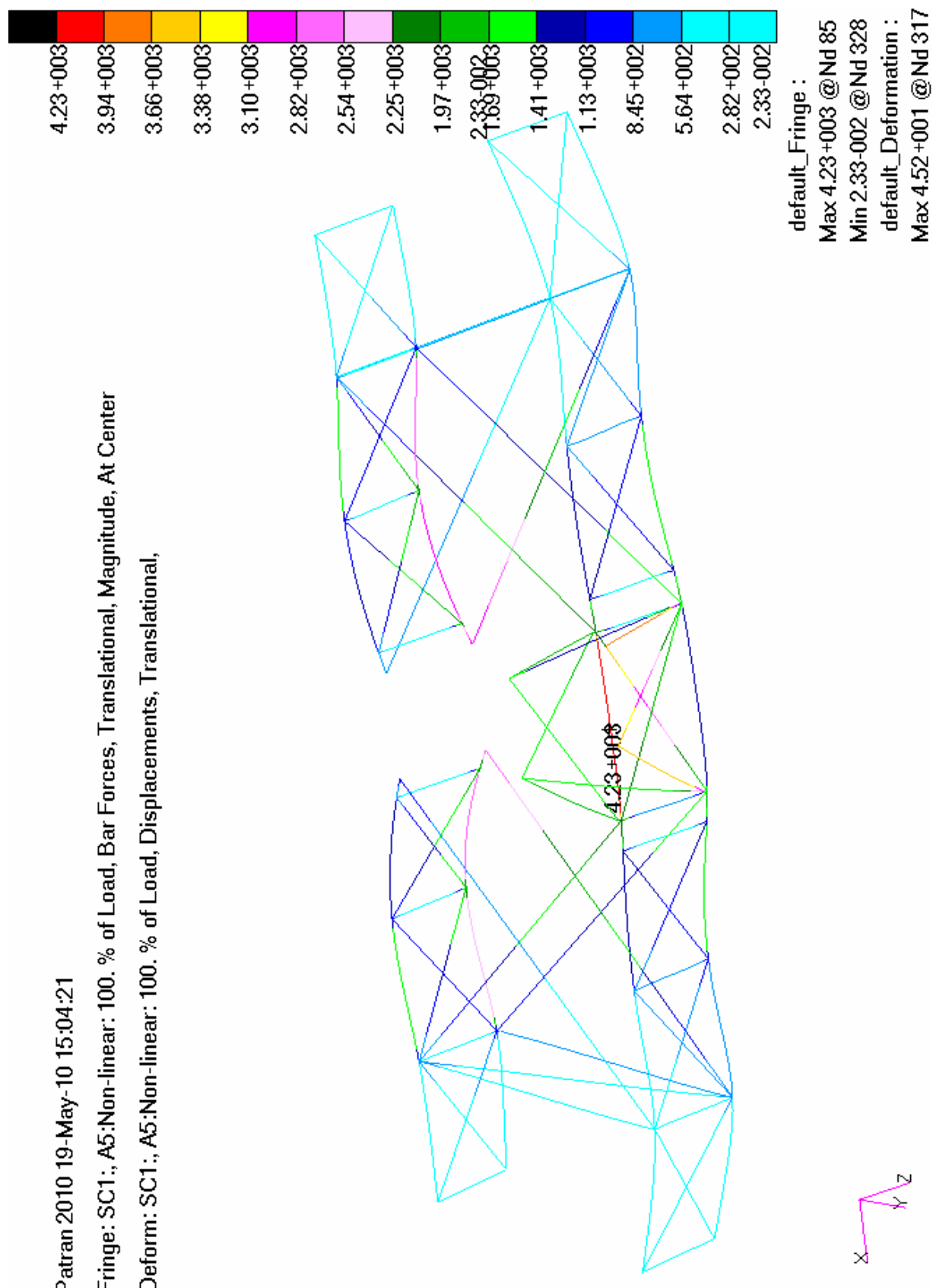


Příloha č. 3: Průběh ohybového napětí po konstrukci pro případ E

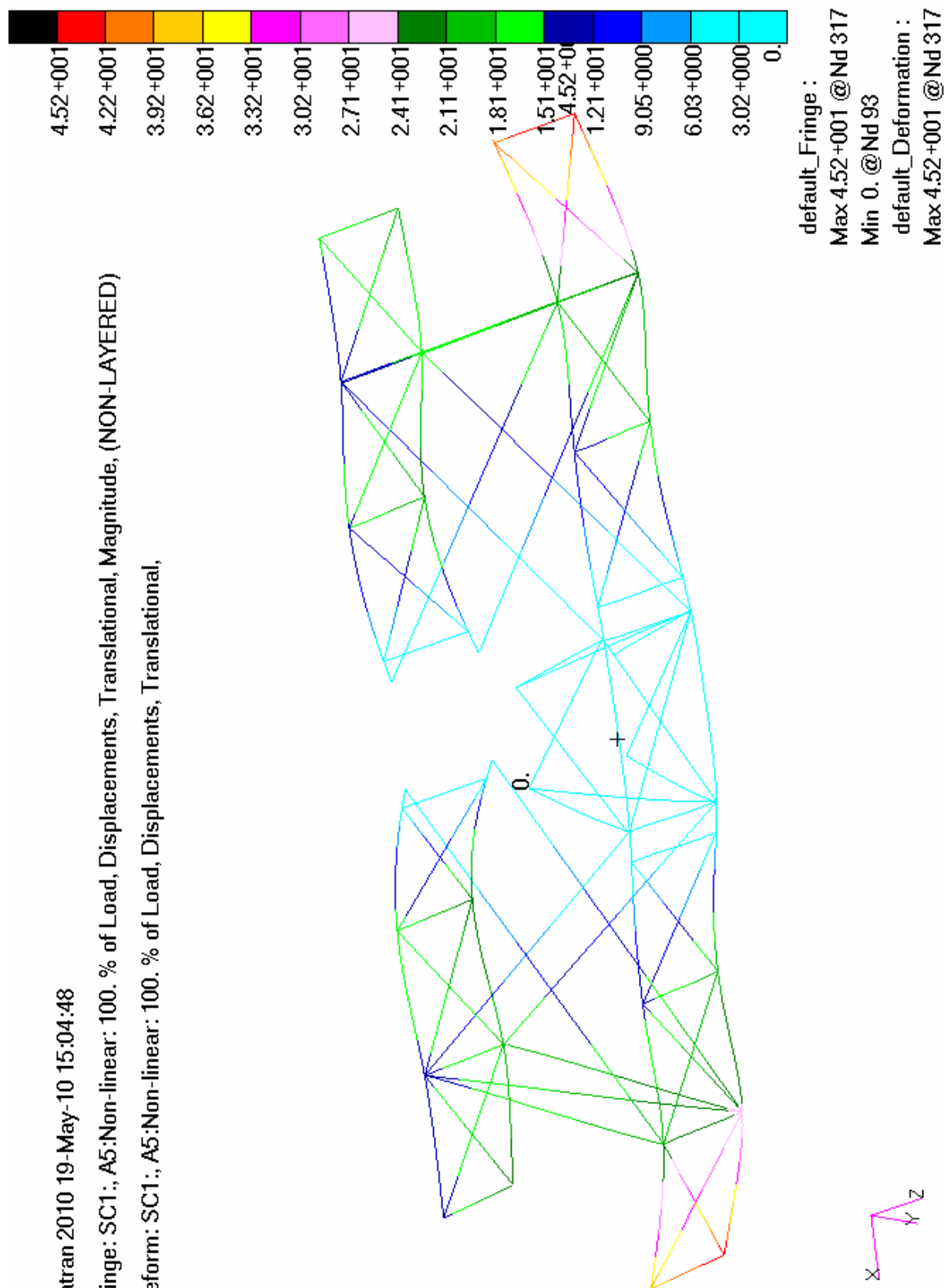


KONSTRUKČNÍ NÁVRH LETOUNU AVIA B 534 V ULTRALEHKÉM PROVEDENÍ**Průběh osového napětí po konstrukci pro případ E**

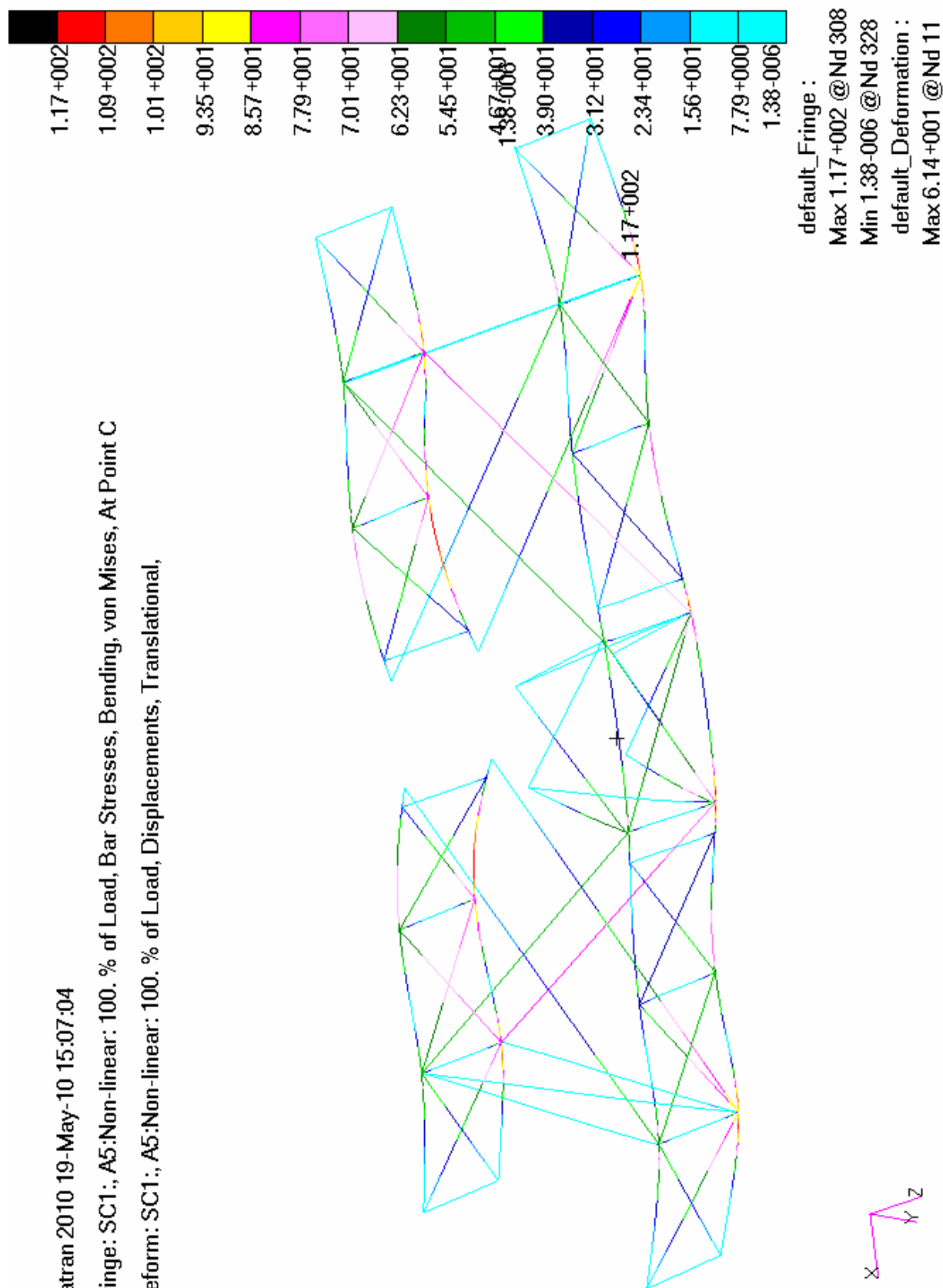
Průběh posouvající síly po konstrukci pro případ E



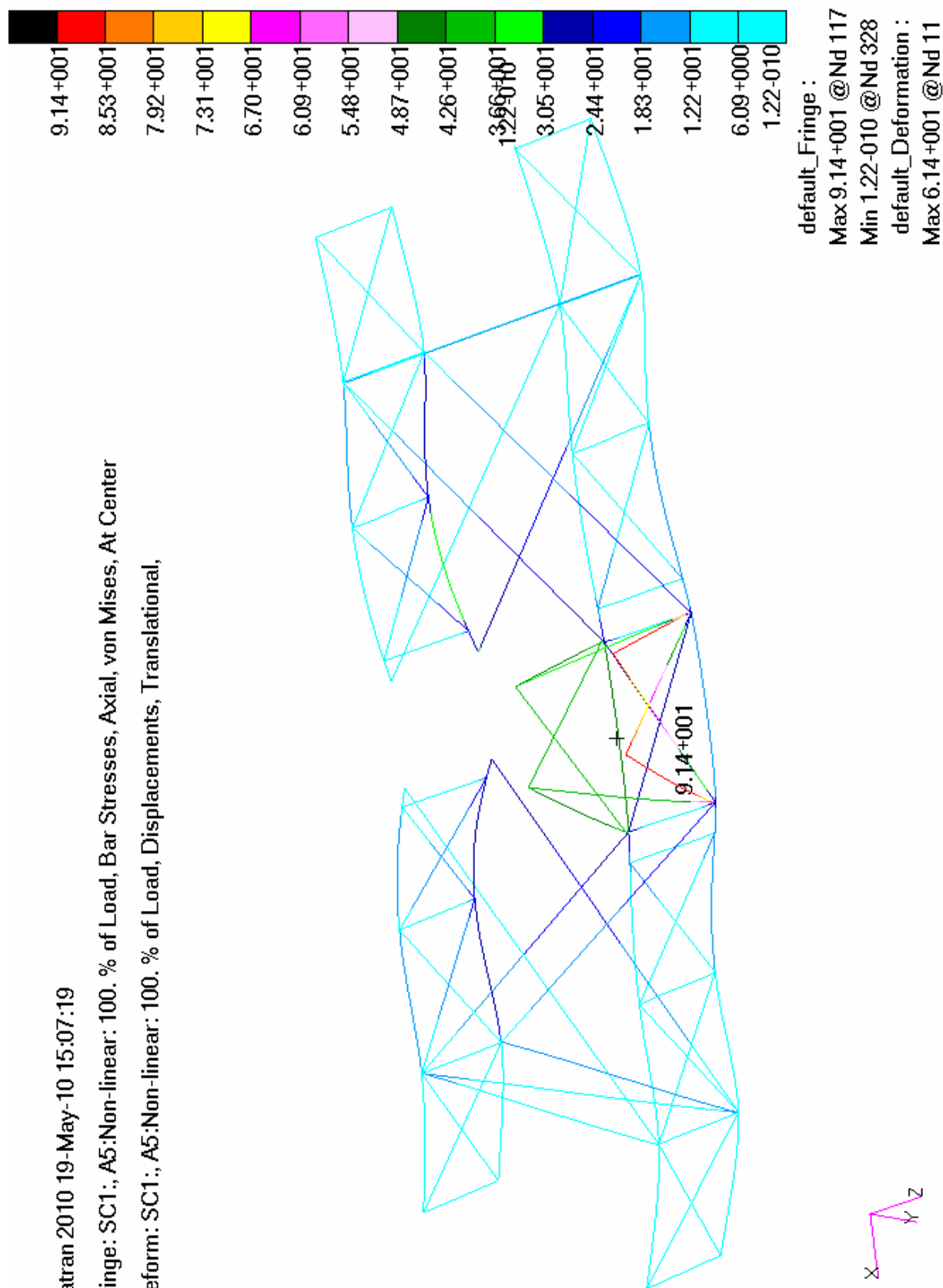
Průhyby konstrukce pro případ E



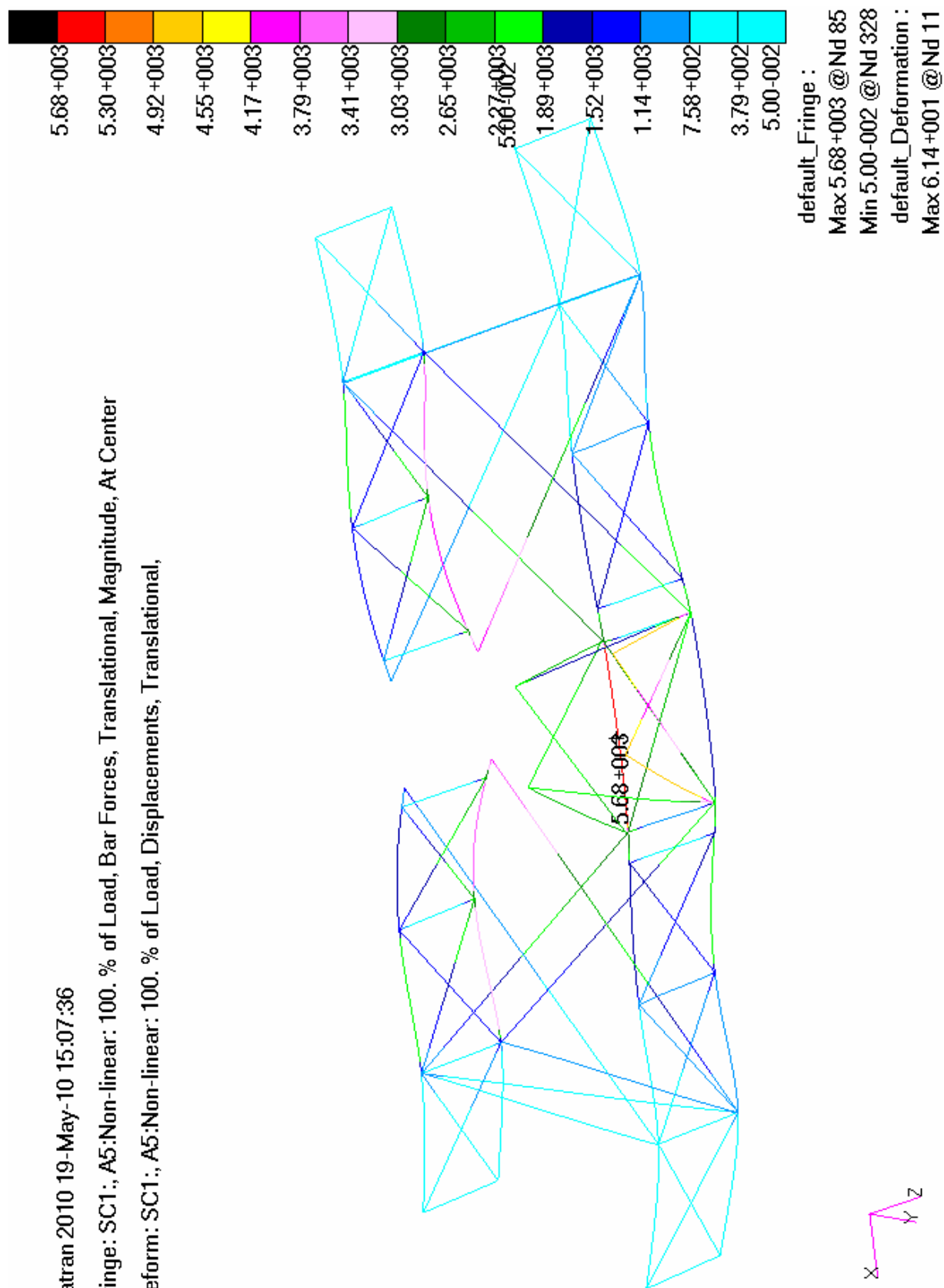
Příloha č. 4: Průběh ohybového napětí po konstrukci pro případ G



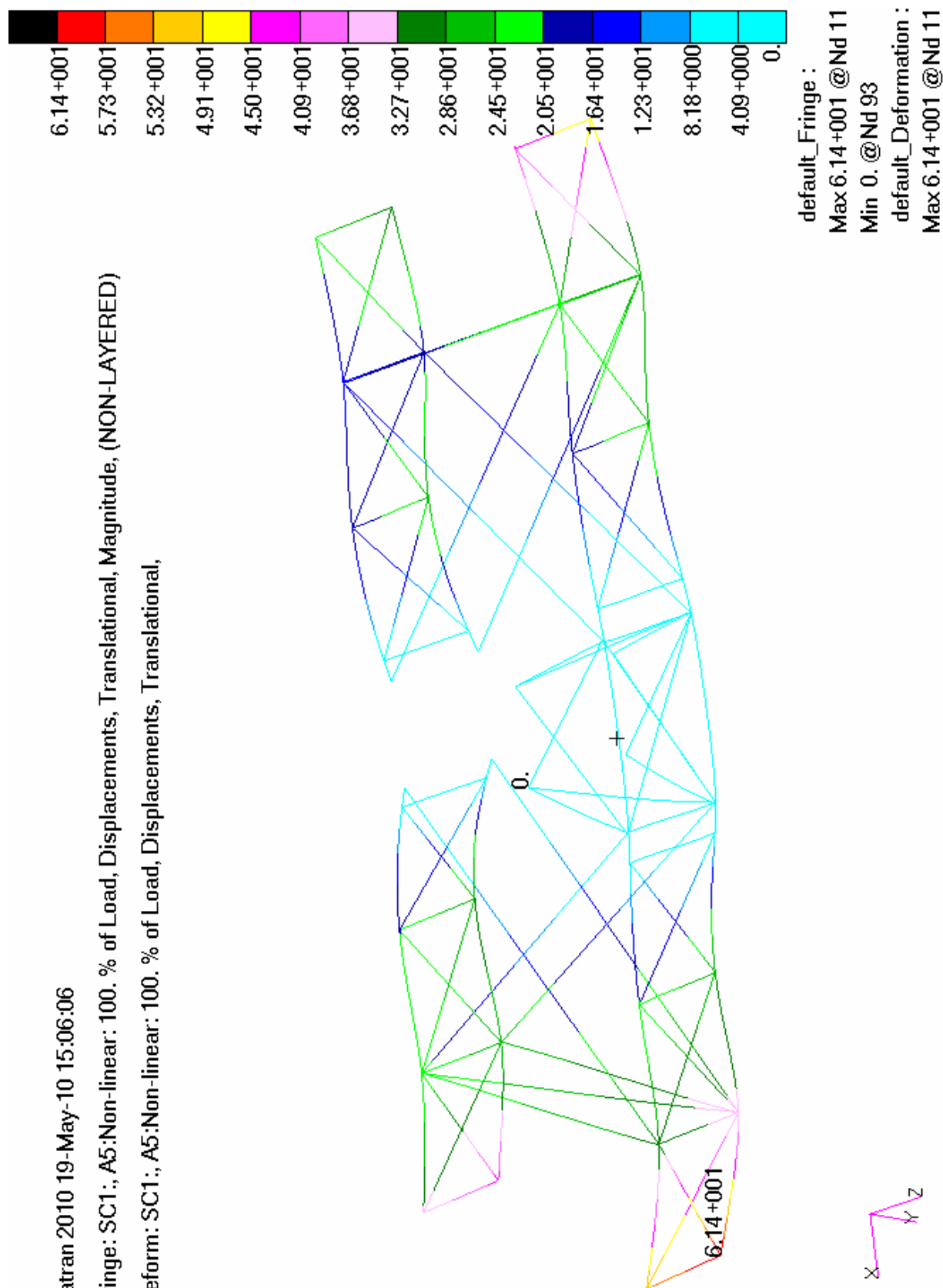
Průběh osového napětí po konstrukci pro případ G



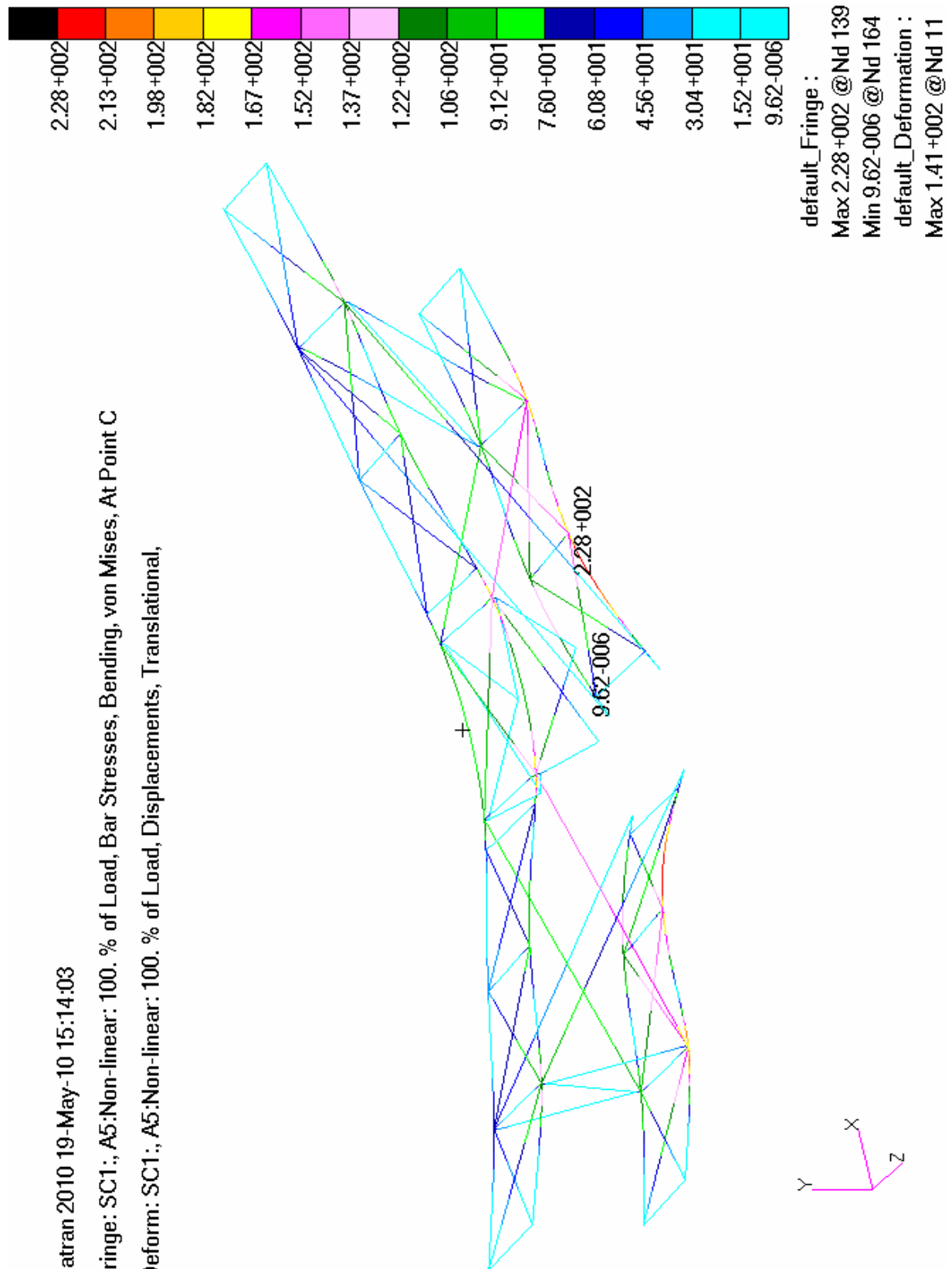
Průběh posouvající síly po konstrukci pro případ G



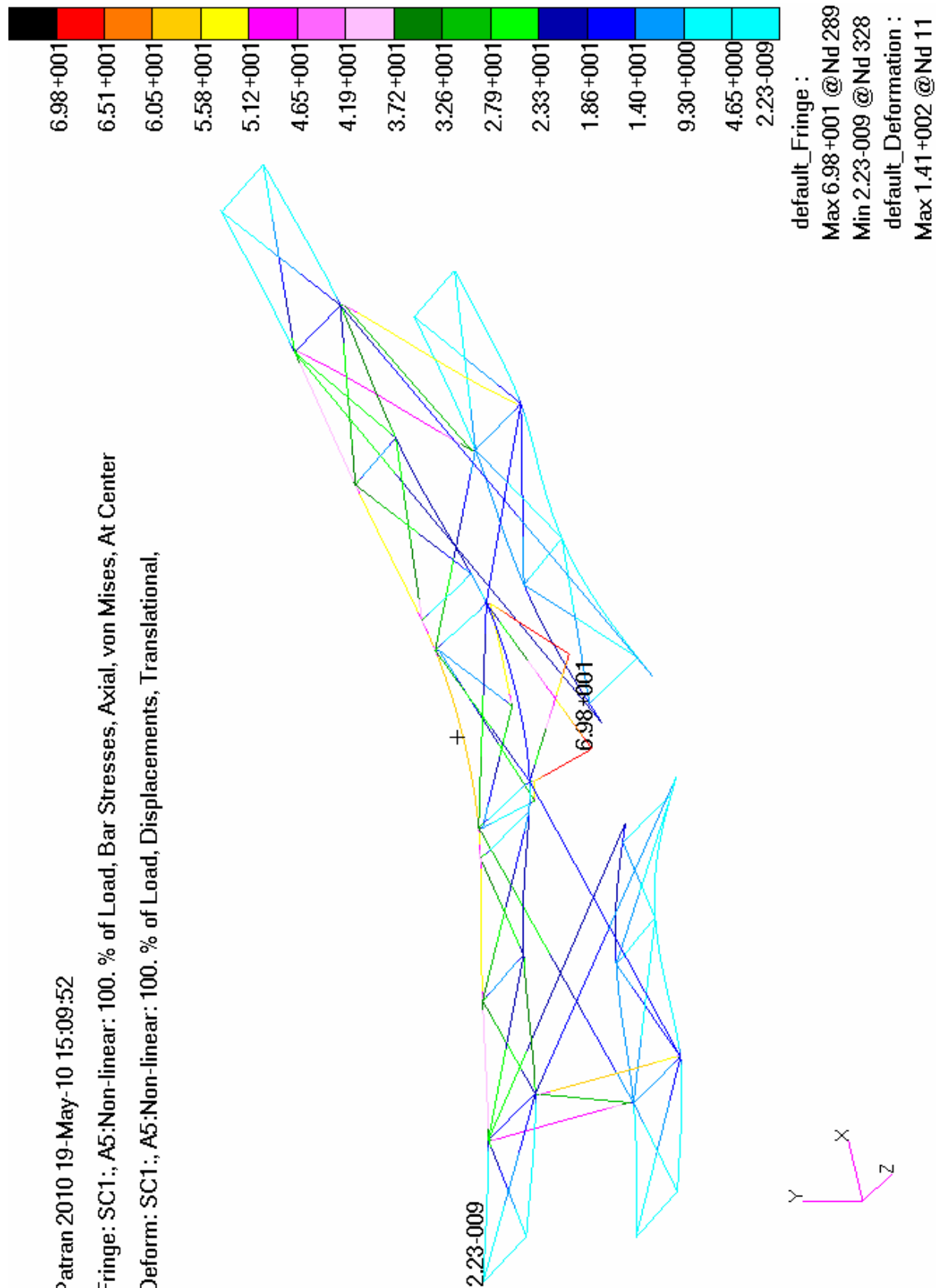
Průhyby konstrukce pro případ G



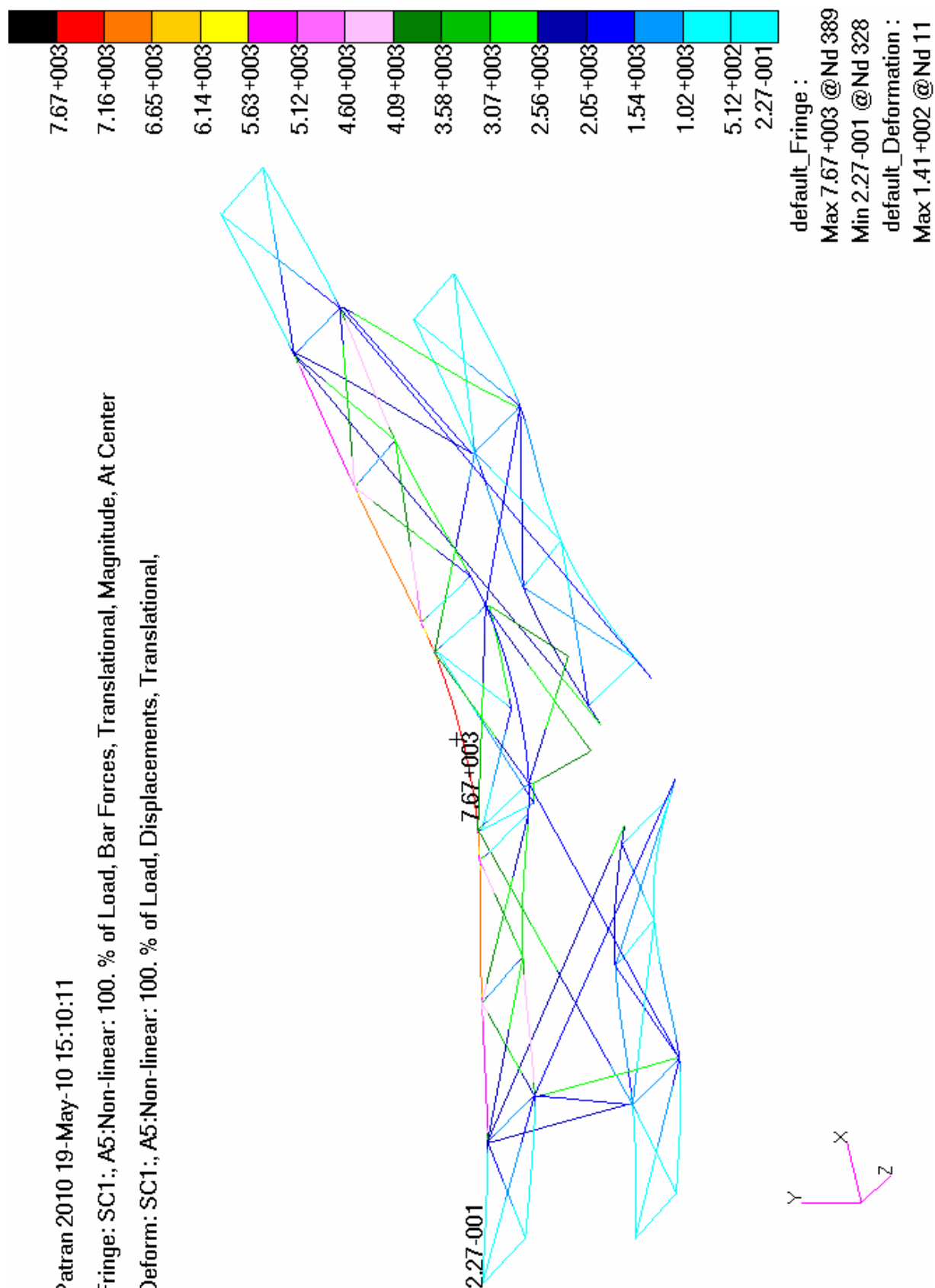
Příloha č. 5: Průběh ohybového napětí po konstrukci pro nesymetrický křídélkový případ A



Průběh osového napětí po konstrukci pro nesymetrický křídélkový případ A



Průběh posouvající síly po konstrukci pro nesymetrický křídélkový případ A

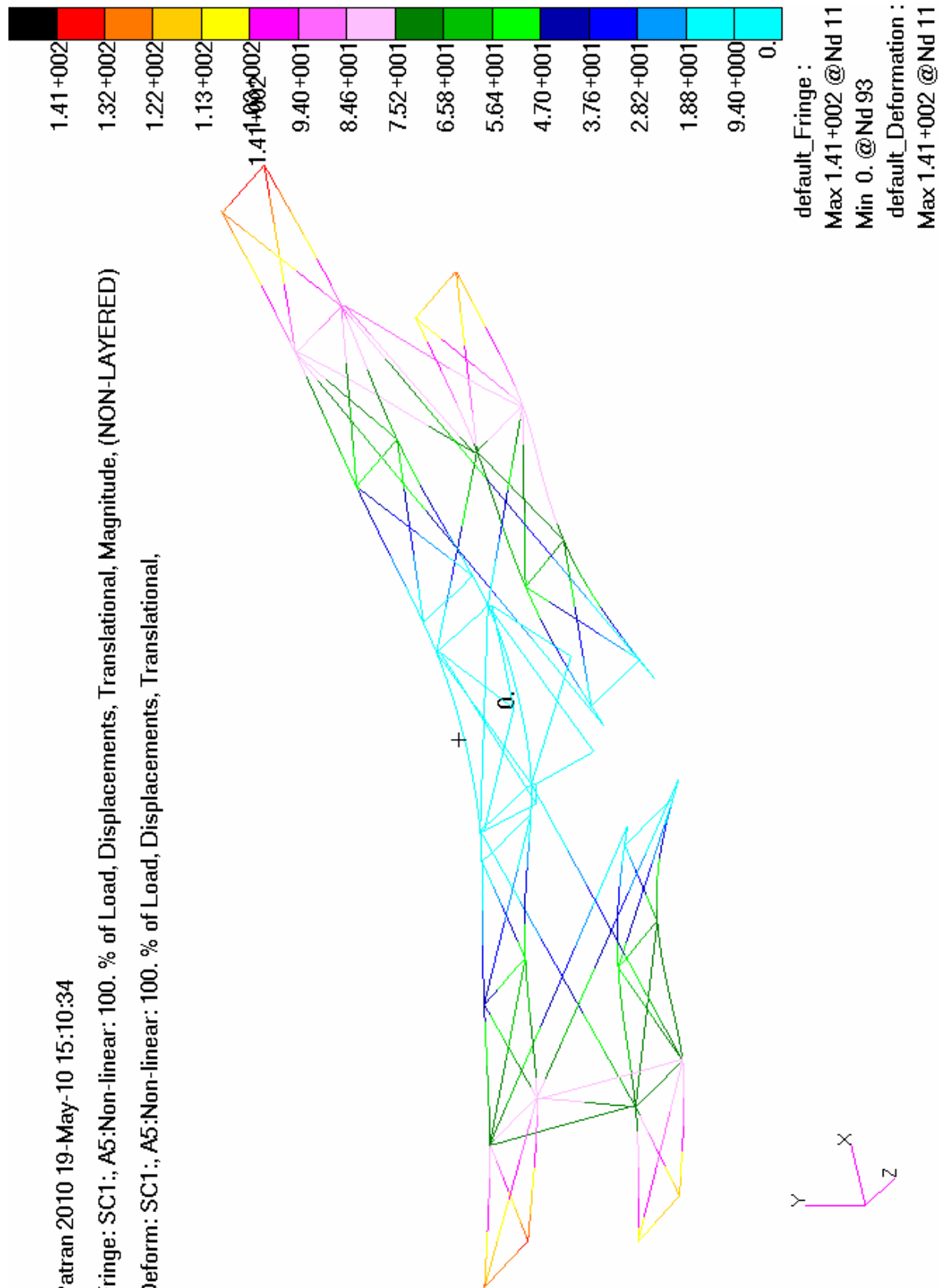


Patran 2010 19-May-10 15:10:11

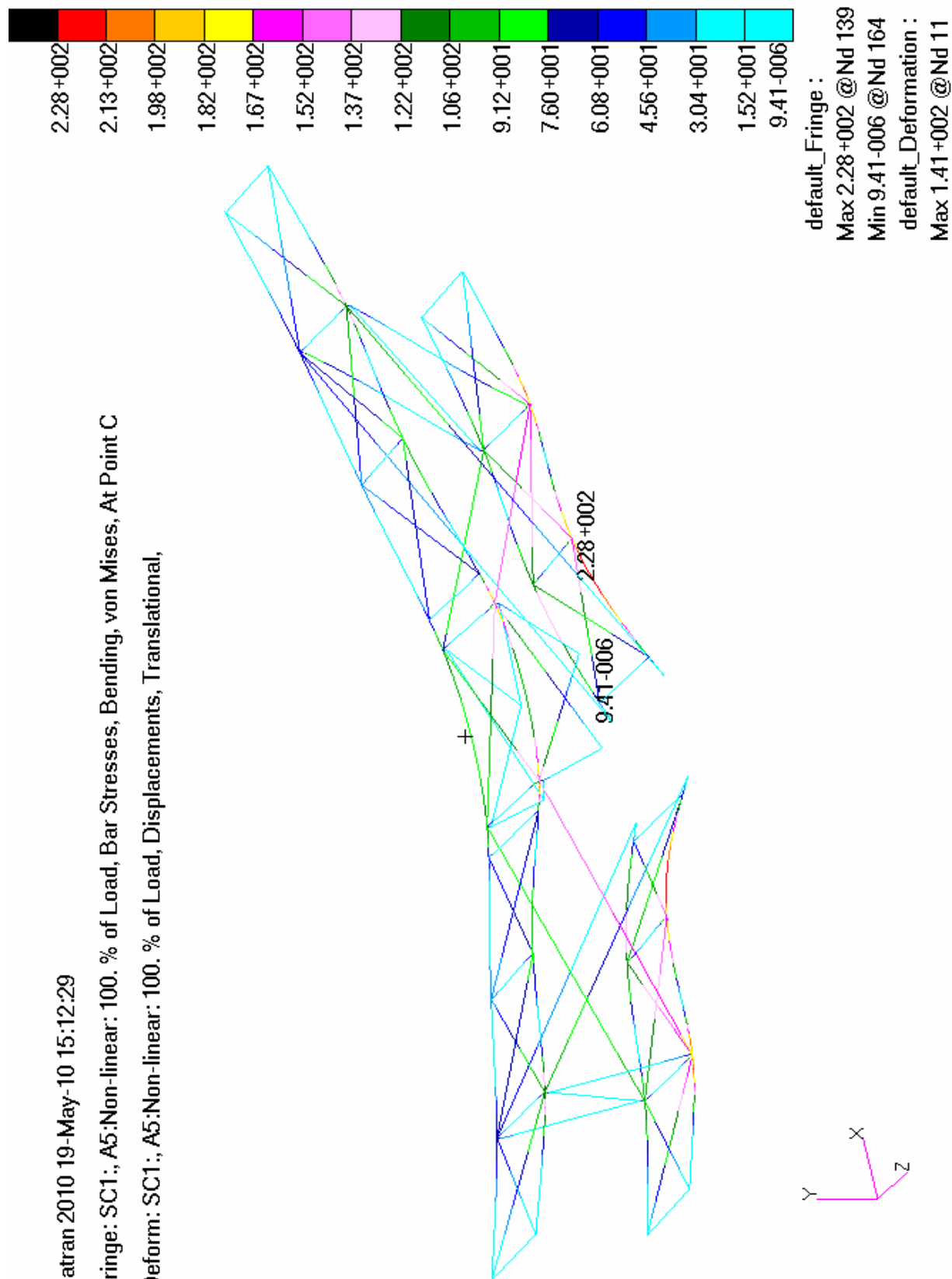
Fringe: SC1.; A5:Non-linear: 100. % of Load, Bar Forces, Translational, Magnitude, At Center

Deform: SC1.; A5:Non-linear: 100. % of Load, Displacements, Translational,

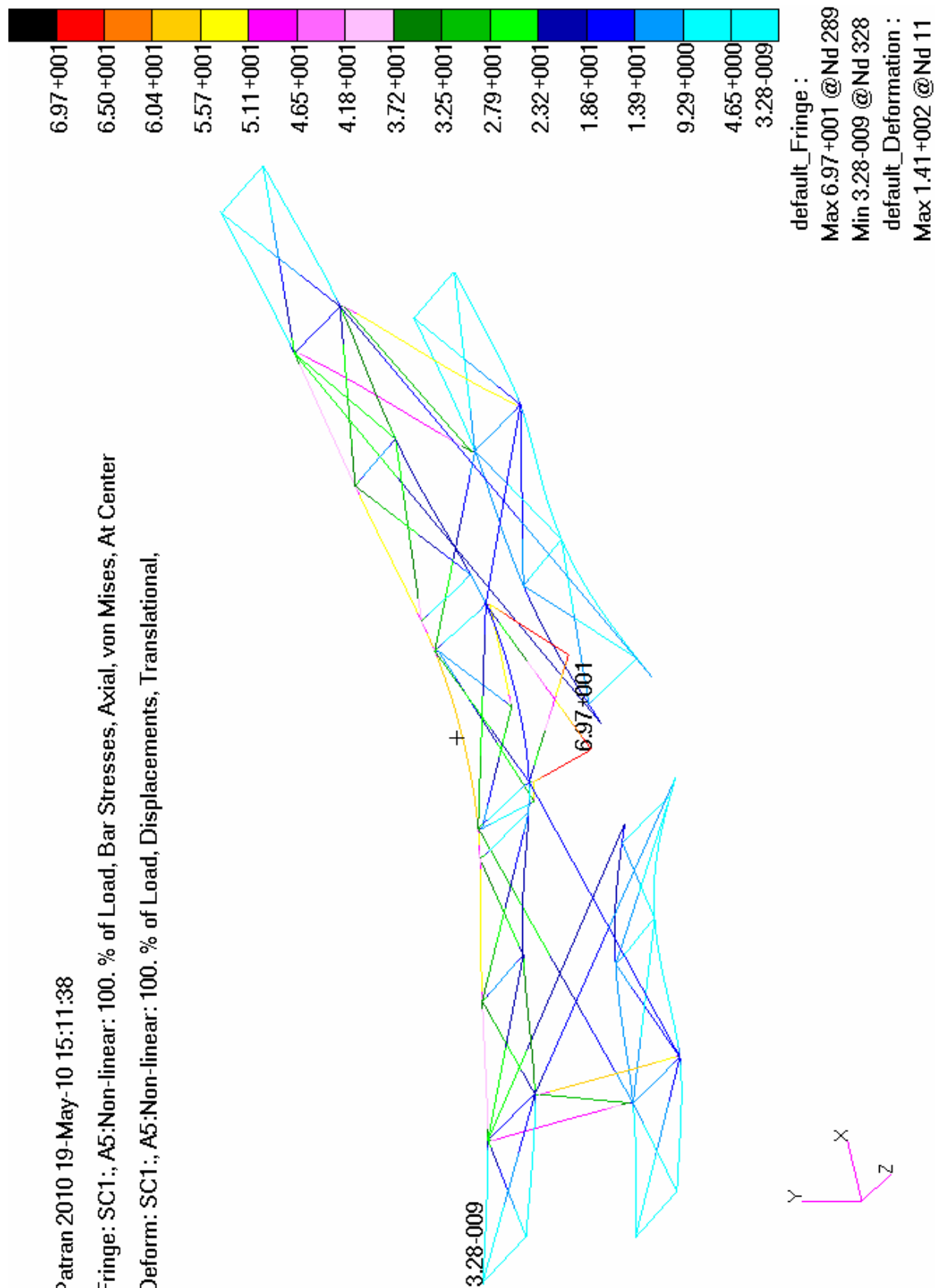
Průhyby konstrukce pro nesymetrický křídélkový případ A



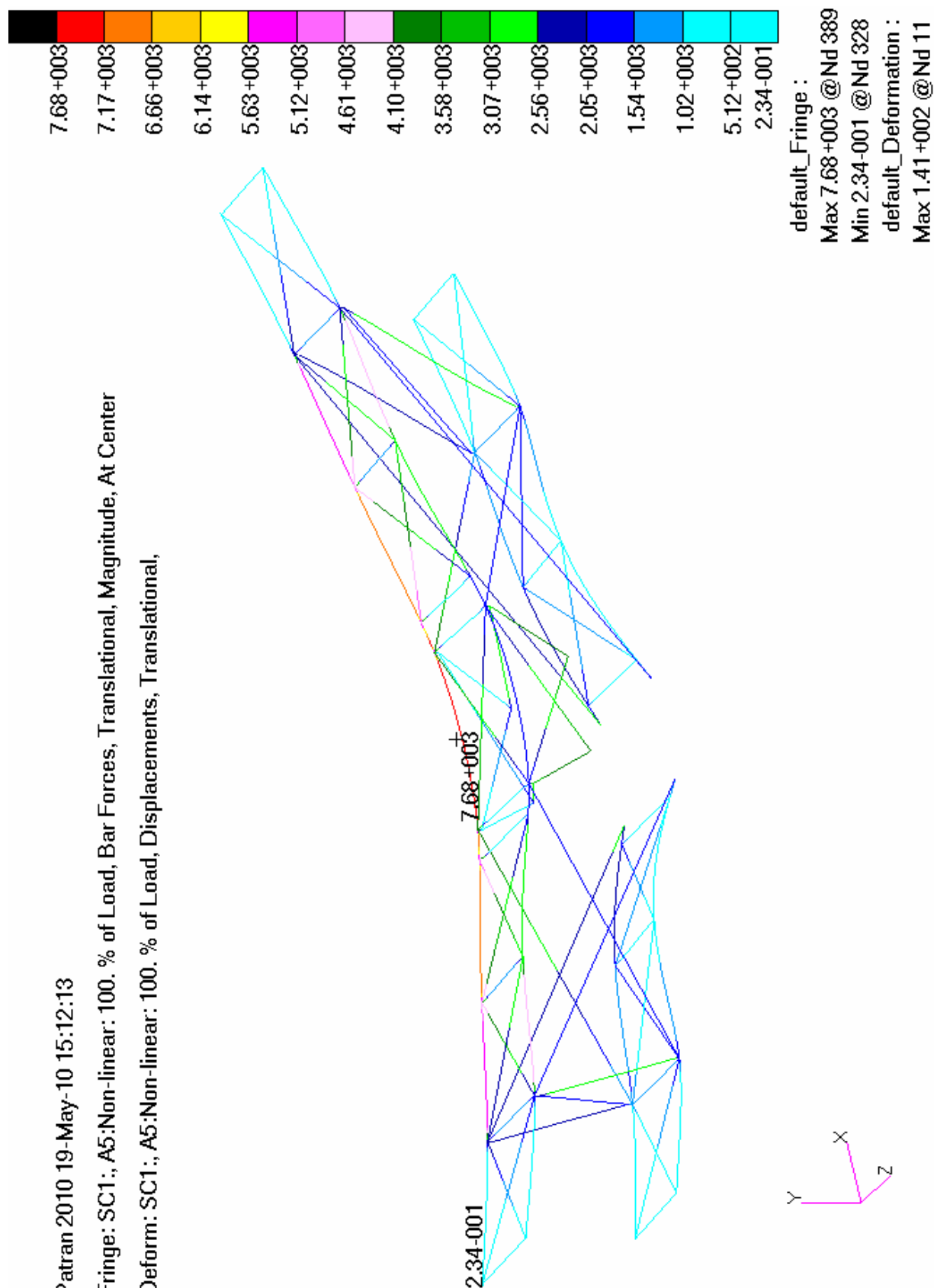
Příloha č. 6: Průběh ohybového napětí po konstrukci pro nesymetrický křídélkový případ D



Průběh osového napětí po konstrukci pro nesymetrický křídélkový případ D



Průběh posouvající síly po konstrukci pro nesymetrický křídélkový případ D



Průhyby konstrukce pro nesymetrický křídélkový případ D

