



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH KŘÍDLA LETOUNU UAV V KATEGORII DO 600 KG

WING DESIGN OF UAV AIRCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Martin Chabada

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

BRNO 2021

Zadaní diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Bc. Martin Chabada
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Stavba letadel
Vedoucí práce:	doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.
Akademický rok:	2020/21

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

Návrh křídla letounu UAV v kategorii do 600 kg

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Návrh křídla včetně základní pevnostní kontroly.

Cíle diplomové práce:

- návrh konstrukce křídla
- volba materiálu křídla, komunikace s firmou
- výpočet zatížení
- pevnostní kontrola

Seznam doporučené literatury:

ČALKOVSKÝ, A., PÁVEK, J.: Konstrukce a pevnost letadel I., Brno, 1986.

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

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

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

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

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

Abstrakt

Hlavným cieľom tejto práce je návrh krídla UAV lietadla, vrátane voľby materiálu, výpočtu zaťaženia krídla a pevnostnej kontroly. Medzi ďalšie ciele patrí návrh umiestnenia a objem palivových nádrží a návrh znižovania rozpätia krídel po pristávaní.

Kľúčové slová

Konštrukcia krídla, kompozitové krídlo, predpis UL2, výpočet zaťaženia krídla, letová obálka, pevnostná kontrola krídla

Abstract

The main aim of this diploma thesis is the wing design of the UAV aircraft, including the appropriate material choice, calculation of the wing load and also strength analysis. Other goals include the design of the location and volume of fuel tanks, as well as the design of wingspan reduction after landing.

Keywords

Wing construction, composite wing, certification UL2, wing local calculations, flight envelope, wing stress analysis

Bibliografická citácia

CHABADA, Martin. Návrh křídla letounu UAV v kategorii do 600 kg. Brno, 2021. Dostupné také z: <<https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/133195>>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ivo Jebáček.

Čestné prehlásenie

Prehlasujem, že táto práca je mojím pôvodným dielom, spracoval som ju samostatne pod vedením Iva Jebáčka a s použitím literatúry uvedenej v zozname.

V Brne dne 28. mája 2021

.....
Martin Chabada

Podakovanie

Týmto by som sa chcel poďakovať za rady a pripomienky pri vytváraní tejto práce doc. Ing. Ivovi Jebáčkovi Ph.D.

Taktiež by som sa chcel poďakovať všetkým ostatným, ktorí ma podporovali a stáli pri mne v priebehu môjho štúdia.

Obsah

1. TL Ultralight s.r.o.	9
1.1. TL – 3000 Sirius	11
1.2. TL – 3000 Sirius UAV	13
2. Konkurencia	14
2.1. Skylader GP ONE	14
2.2. Skyper GT9	15
2.3. Aeropro Eurofox	17
3. Návrh konštrukcie krídla	19
3.1. Pôdorys krídla	19
3.2. Vnútoraná štruktúra	20
3.3. Návrh umiestnenia a objem nádrží	20
3.4. Konštrukčný návrh hlavného nosníka	22
3.5. Návrh zmenšenia rozpätia krídel pri hangárovaní	22
3.5.1. Nerozoberateľný spoj	22
3.5.2. Rozoberateľný spoj	23
3.6. Konštrukčný návrh zmenšovania rozpätia	24
4. Voľba materiálu	27
4.1. Kompozitný materiál	27
4.1.1. Sklenené vlákna	28
4.1.2. Borové vlákna	28
4.1.3. Aramidové vlákna	28
4.1.4. Uhlíkové vlákna	29
4.1.5. Hybridné tkaniny	29
4.2. Zvolený materiál	29
4.2.1. Poťah	29
4.2.2. Hlavný nosník	30
4.2.3. Pomocný nosník	30
5. Obálka letových zaťažení	31
5.1. Letové zaťaženie	31
5.2. Letová obálka prevádzkových zaťažení (V-n diagram)	31
5.3. Poryvová obálka	31
5.4. Prevádzkové násobky obrátov	32
5.5. Prevádzkové násobky od poryvov	32
5.6. Návrhové rýchlosti	33

5.6.1.	Návrhová pádová rýchlosť	33
5.6.2.	Návrhová obratová rýchlosť	34
5.6.3.	Návrhová rýchlosť pri maximálnom výkone motora	34
5.6.4.	Návrhová rýchlosť strmhlav	34
5.6.5.	Návrhová pádová a obratová rýchlosť pri lete na chrbte	34
5.6.6.	Návrhová rýchlosť a násobky pri prelete poryvom	34
5.6.7.	Návrhová pádová rýchlosť s vysunutými vztlakovými klapkami	35
5.6.8.	Návrhová obratová rýchlosť s vysunutými vztlakovými klapkami	36
5.6.9.	Návrhová rýchlosť s vysunutými vztlakovými klapkami	36
6.	Výpočet zaťaženia krídla	38
6.1.	Hmotnostné konfigurácie	38
6.2.	Prípady zaťaženia	40
6.3.	Postup výpočtu	43
6.3.1.	Výpočet zaťaženia od aerodynamických síl	43
6.3.2.	Výpočet zaťaženia od zotrvačných síl	43
6.3.3.	Výpočet prevádzkového zaťaženia pre voľné krídlo	44
6.3.4.	Výpočet prevádzkového zaťaženia pre krídlo so vzperou	44
6.3.5.	Výpočet početného zaťaženia	48
7.	Pevnostná kontrola krídla	49
7.1.	Odhadovaný počet vrstiev pre pásnicu v kontrolných rezoch	54
7.2.	Odhadovaný počet vrstiev v poľahu a stojny	56
7.2.1.	Krídlo	56
7.2.2.	Krídlový nástavec	66
7.3.	Kontrola počtu vrstiev pásnice v kontrolných rezoch pomocou teórie zaťažovania kompozitných materiálov	68
7.4.	Zobrazenie reakčných síl v spojení krídlo – nástavec	70
8.	Zhrnutie a záver	71
9.	Zoznam použitých zdrojov	73
10.	Zoznam použitých symbolov	74
11.	Prílohy	77

Úvod

Cieľom tejto diplomovej práce je návrh konštrukcie krídla vrátane výpočtu zaťaženia a pevnostnej kontroly, ako aj vhodné zvolenie materiálu na výrobu krídla. Ide o bezpilotné lietadlo, ktoré vzniklo z už existujúceho lietadla, pričom vytrvalosť má byť navýšená oproti pôvodnému lietadlu. Hovoríme o lietadle TL – 3000 Sirius od firmy TL Ultralight, s. r .o. a jeho modifikovanú bezpilotnú verziu. Práca zároveň vznikla v spolupráci s vyššie spomenutou firmou TL Ultralight, s. r .o., od ktorej boli dodané materiály potrebné na vypracovanie tejto témy, ako napríklad CAD model a hmotnostný rozbor krídla.

1. TL Ultralight, s. r. o. [1]

Spoločnosť TL Ultralight, s. r. o. bola založená v roku 1989. Spočiatku sa firma venovala stavbe rováľ a motorových trojkoliek, ktoré mali veľký úspech a bol po nich veľký dopyt. O dva roky neskôr v roku 1991 začala firma vyrábať prvé dvojmiestne ultralight lietadlo s pevnými krídlami, ktoré nieslo označenie TL 32 Typhoon. Tento stroj môžeme považovať za legendu v histórii ultraľahkého lietania v Československu (neskôr v Česku aj na Slovensku). Celkovo bolo vyrobených viac ako 200 kusov tohto typu lietadla.



Obrázok 1: Sídlo firmy na letisku v Hradci Králové [1]

Ďalším modelom pochádzajúcim z výrobných liniek firmy TL Ultralight, s. r. o., ktorý zožal úspechy bol stroj označený ako Condor TL 132. Išlo o dvojmiestne lietadlo s hornoplošným usporiadaním krídel, ktoré mali obdĺžnikový pôdorys. Na tomto type sa použili kompozitné materiály, hlavne na trupe. Neskôr prišla jeho modernizovaná verzia TL 232 Condor plus a Condor Power, ktoré mali silnejší motor a lepšiu výhľad z kabíny oproti pôvodnému TL 132 Condor. Nakoniec sa vyrobilo viac ako 300 kusov tohto lietadla, pričom koniec výroby nastal až v roku 2010.

Prvým celokompozitovým lietadlom bolo TL 96 Star. Išlo o malé dvojmiestne lietadlo s dolnoplošným usporiadaním krídel. TL 96 Star malo prvý vzlet v roku 1996 a od tej doby vznikali v tejto firme už len celokompozitové lietadla. Nasledovali typy lietadiel ako TL – 2000 Sting a TL – 3000 Sirius. Model Sting sa vyrábala vo viacerých variantoch, či už LightSport (LSA) s názvom Sting S3, potom ULM s pevným podvozkom alebo dokonca aj so

zaťahovacím podvozkom, ktorý mal označenie Sting RG. Model Sirius bude charakterizovaný nižšie v samostatnej podkapitole.



Obrázok 2: TL 96 Star [1]

Medzi najnovšie modely spoločnosti patrí tak isto aj Stream. Stream má evokovať pocit, že ide o rýchle moderné lietadlo. A naozaj je to tak. Zaťahovací podvozok a tandemové usporiadanie sedadiel v kokpite v spojení s glass kokpitom robí z lietadla jedno z najrýchlejších lietadiel v UL kategórii.



Obrázok 3: CAD model lietadla Stream

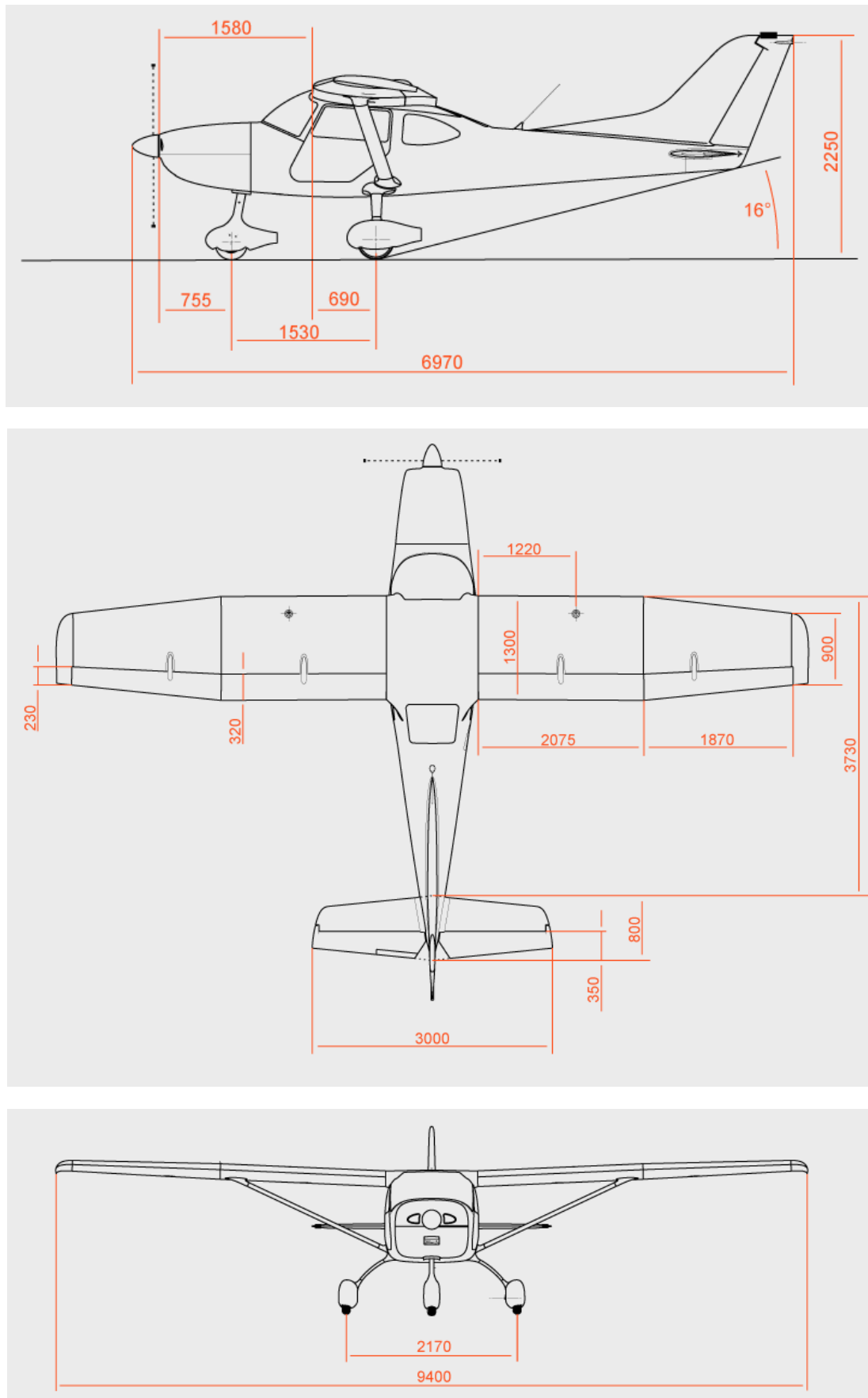
Lietadlá od firmy TL Ultralight, s. r. o. lietajú po celom svete (okrem Antarktídy), čoho dôkazom sú aj dva exempláre, ktoré lietajú na Srí Lanke s plavákmi. Doposiaľ za viac ako 30 rokov skúseností vyprodukovala firma okolo 1 000 lietadiel, pričom od začiatku produkcie modelu Sirius sú významnou mierou implementované CAD a CNC metódy do výroby a návrhu lietadiel. V roku 2018 vychádzalo z linky 7 až 8 lietadiel za mesiac, dnes je to číslo, bohužiaľ, menšie.

1.1. TL – 3000 Sirius [1, 2]

Ide o celokompozitové dvojmiestne lietadlo s hornoplošným usporiadaním krídla, s klasickým podvozkom a riadeným predným kolesom. Lichobežníkové krídla sú pripojené na obdĺžnikový centroplán. Krídla sú kompozitného charakteru s jedným hlavným nosníkom a jedným pomocným nosníkom. Pred hlavným nosníkom v obdĺžnikovej časti krídla za nábežnou hranou sa nachádzajú palivové nádrže s celkovým objemom 120 l. Medzi hlavným a pomocným nosníkom sa nachádzajú cesty riadenia pre vztlakovú mechanizáciu a krídelká. Lietadlo je poháňané motorom Rotax 912 ULS alebo 912 UL s výkonom 100, respektíve 80 konnských síl. Prvý vzlet tohto typu lietadla nastal 21.5.2008

Tabuľka 1 Základné technické údaje lietadla TL – 3000 Sirius [2]

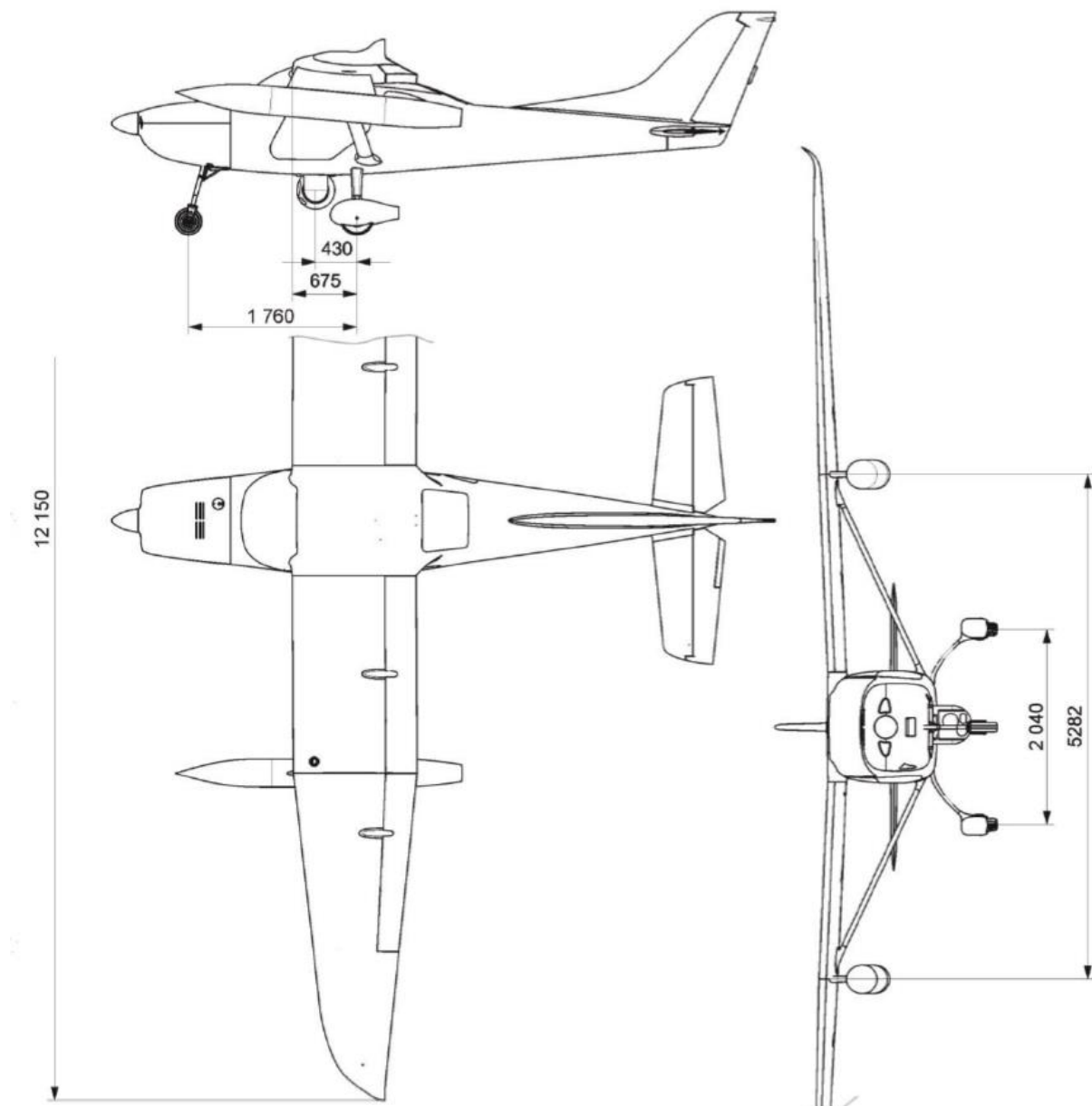
Rozmery		
Dĺžka	6,97	[m]
Výška	2,30	[m]
Rozpätie krídel	9,40	[m]
Plocha krídel	11,26	[m ²]
Rýchlosti		
Neprekročiteľná rýchlosť	253	[km/h]
Cestovná rýchlosť	180 – 220	[km/h]
Minimálna rýchlosť	59	[km/h]
Hmotnosti		
Prázdna hmotnosť	297	[kg]
Maximálna vzletová hmotnosť	472,5 (600)	[kg]
Ostatné		
Objem palivových nádrží	120	[l]
Dolet	2000	[km]



Obrázok 4: Základná muška lietadla TL – 3000 Sirius [1]

1.2. TL – 3000 Sirius UAV

Ide o modifikovanú bezpilotnú verziu lietadla TL – 3000 Sirius. Cieľom tohto projektu je vytvoriť bezpilotné lietadlo s vytrvalosťou až 24 hodín. Lietadlo má byť tak isto vybavené rôznymi systémami pre realizáciu misií. Tomu zodpovedá aj zmenený pôdorys, plocha a rozpätie krídel. Dlhú výdrž lietadla má zaisťovať zväčšený objem vnútorných nádrží, ktorých poloha a objem bude popísaná v kapitole zaoberajúcej sa návrhom konštrukcie krídla. Lietadlo bude tak isto poháňané motorom Rotax 912 UL. Lietadlo má klasický podvozok a riadený sklápací predný podvozok. Ďalšou významnou zmenou bude maximálna vzletová hmotnosť, ktorá bude najväčšou mierou závisieť od objemu krídlových palivových nádrží.



Obrázok 5: Troj pohľadový výkres lietadla Sirius UAV [3]

2. Konkurencia

V súčasnosti existuje viacero konkurenčných exemplárov s hornoplošným usporiadaním krídel, v rovnakej kategórii hmotnostnej kategórie (do 600kg), avšak v tejto kapitole spomeniem iba pár z nich.

2.1. Skyleader GP ONE [4]

Skyleader GP ONE je dvojsedadlový celokompozitový hornoplošník s pevným podvozkom a riadeným predným kolesom. Trup je škrupinového charakteru. Krídla sú obdĺžnikového pôdorysu, bez prítomnosti vzpier. V krídle sa nachádza nedelený hlavný nosník, ktorý prechádza kabínou, a vďaka tomu nie sú potrebné vzpery pod krídlami. Usporiadanie chvostových plôch je na tomto lietadle v tvare T. Lietadlo poháňa piestový motor Rotax 912 UL, ktorý má výkon 80 konských síl. Na motor je pripojená trojlístá vrtuľa staviteľná na zemi. Objem nádrží činí 105 litrov a celkový dolet tohto lietadla je 1200 km (vytrvalosť má okolo siedem hodín).

Tabuľka 2 Technické údaje lietadla [4]

Rýchlosti		
Maximálna neprekročiteľná rýchlosť	250	[km/h]
Cestovná rýchlosť	175	[km/h]
Pádová rýchlosť (v_{s0})	50	[km/h]
Hmotnosti		
Maximálna vzletová hmotnosť	472,5 (600)	[kg]
Hmotnosť prázdneho lietadla	297,5	[kg]
Rozmery		
Rozpätie	10,2	[m]
Dĺžka	6,25	[m]
výška	2,1	[m]
Plocha krídel	11,165	[m ²]
ostatné		
Objem nádrží	105	[l]
Dolet	1200	[km]
Výdrž	7	[h]



Obrázok 6: Skyleader GP ONE [4]

2.2. Skyper GT9 [5]

Skyper GT9 je celokovové dvojmiestne lietadlo s hornoplošným usporiadaním krídel obdĺžnikového pôdorysu. Krídla sú podoprené vzperami. Vnútorňa konštrukcia krídel je nosníkového typu. Krídlo má jeden hlavný nosník a druhý pomocný, na ktorom sú uchytené závesy krídelok a klapiek. Trup sa delí na dve časti. Predná časť, alebo časť, ktorá tvorí priestor kabíny, je tvorená trubkovou priehradovou konštrukciou. Zadnú časť trupu tvorí pološkrupinová priehradová konštrukcia, pozostávajúca z leteckého duralu. Podvozok je trojkolový s riadeným predným kolesom. Lietadlo je poháňané motorom Rotax 912 ULS s výkonom 100 konských síl, na ktorom je inštalovaná na zemi staviteľná vrtuľa.

Tabuľka 3 Technické parametre lietadla [5]

Rýchlosti		
Maximálna neprekročiteľná rýchlosť	230	[km/h]
Cestovná rýchlosť	200	[km/h]
Pádová rýchlosť (v_{s0})	61	[km/h]
Hmotnosti		
Maximálna vzletová hmotnosť	472,5 (600)	[kg]
Hmotnosť prázdneho lietadla	315	[kg]
Rozmery		
Rozpätie	9	[m]
Dĺžka	6,3	[m]
výška	2,1	[m]
Plocha krídel	10	[m ²]
ostatné		
Objem nádrží	92	[l]
Dolet	1000	[km]
Výdrž	5,75	[h]



Obrázok 7: Skyper GT9 [5]

2.3. Aeropro Eurofox [6]

Eurofox je dvojmiestne lietadlo s hornoplošným usporiadaním krídel obdĺžnikového pôdorysu. Konštrukcia nosníkových krídel je zložená zo systému rebier z hliníkových zliatin. Nábežná hrana krídla je sklovláknového laminátového charakteru, zatiaľ čo zvyšok potahu je uhlíkového laminátového charakteru. Za zmienku tiež stojí, že toto lietadlo je vybavené flaperonmi po celej dĺžke polrozpätia krídel, ktoré sú prichytené k rebrám na krídle. Trup vrátane zvislej chvostovej plochy má trubkovú priehradovú konštrukciu. Potah trupu je tak isto uhlíkového laminátového charakteru. Podvozok tohto lietadla má dva varianty. Prvý variant predstavuje ostruhový podvozok a druhý variant je trojkolový podvozok s riadeným predným kolesom. Lietadlo môžu poháňať až štyri typy motorov, všetky od spoločnosti Rotax (912 ULS, 912 UL, 912 iS a 914 UL). Tento typ lietadla je zaujímavý aj tým, že sa ponúka aj variant so sklápacími krídlami, ktoré sa sklápajú pozdĺž trupu (obrázok 9).

Tabuľka 4 Technické údaje lietadla [6]

Rýchlosti		
Maximálna neprekročiteľná rýchlosť	208	[km/h]
Cestovná rýchlosť	160	[km/h]
Pádová rýchlosť (v_{s0})	65	[km/h]
Hmotnosti		
Maximálna vzletová hmotnosť	560	[kg]
Hmotnosť prázdneho lietadla	289	[kg]
Rozmery		
Rozpätie	9,125	[m]
Dĺžka	5,6	[m]
výška	1,72	[m]
Plocha krídel	10,45	[m ²]
Rozmery so sklopenými krídlami		
Šírka	2,4	[m]
Výška	1,77	[m]
Dĺžka	6,4	[m]
Šírka hlavného podvozku	2,3	[m]
ostatné		
Objem nádrží	86	[l]
Dolet	1000	[km]
Výdrž	6	[h]



Obrázok 8: Aeropro Eurofox [6]

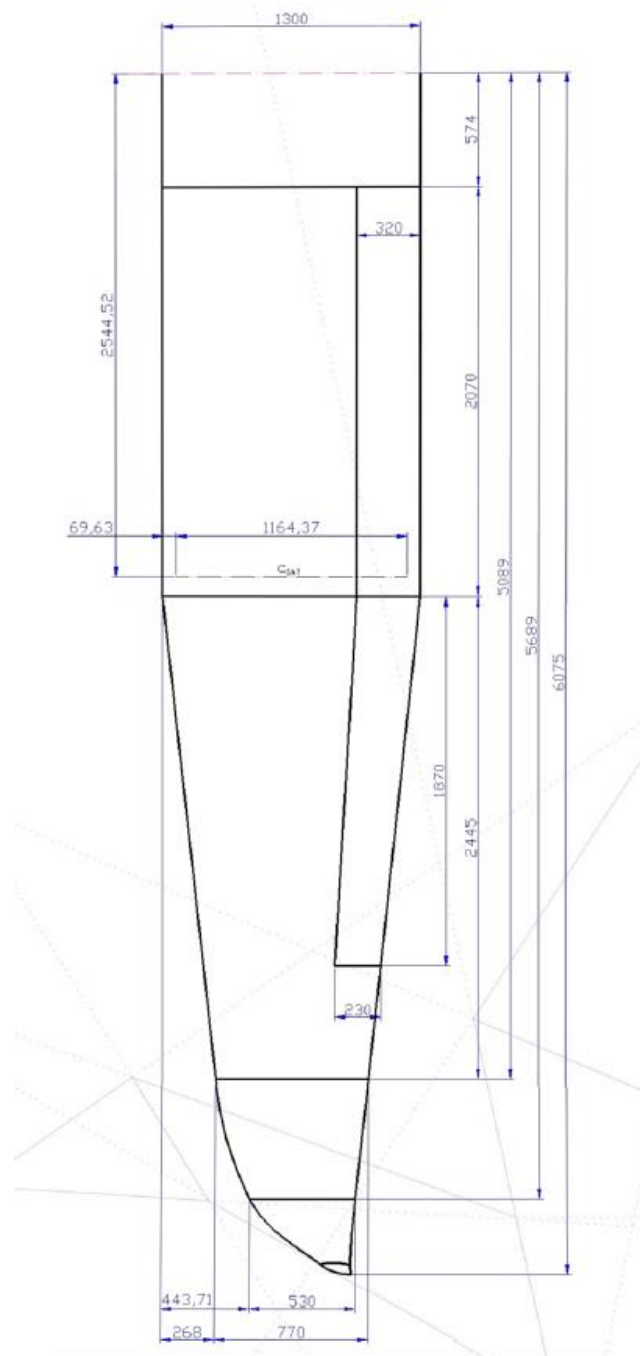


Obrázok 9: Aeropro Eurofox so sklopenými krídlami [6]

3. Návrh konštrukcie krídla

3.1. Pôdorys krídla

Po konzultácii s firmou bol zachovaný pôdorysný tvar krídla z lietadla TL – 3000 Sirius s tým rozdielom, že lichobežníková časť krídla bude predĺžená (obrázok 10). Čo sa týka polohy vzpier, tak tie po konzultácii ostávajú tiež zachované a tak isto aj uhol, ktorý zvierajú s krídlami. Vzhľadom na už aplikovaný technologický postup výroby aerodynamických krytiel z lietadla TL – 3000 Sirius je to aj ekonomicky výhodnejšie, keďže sa nebudú musieť vyrábať nové formy a môžu sa použiť už existujúce formy.



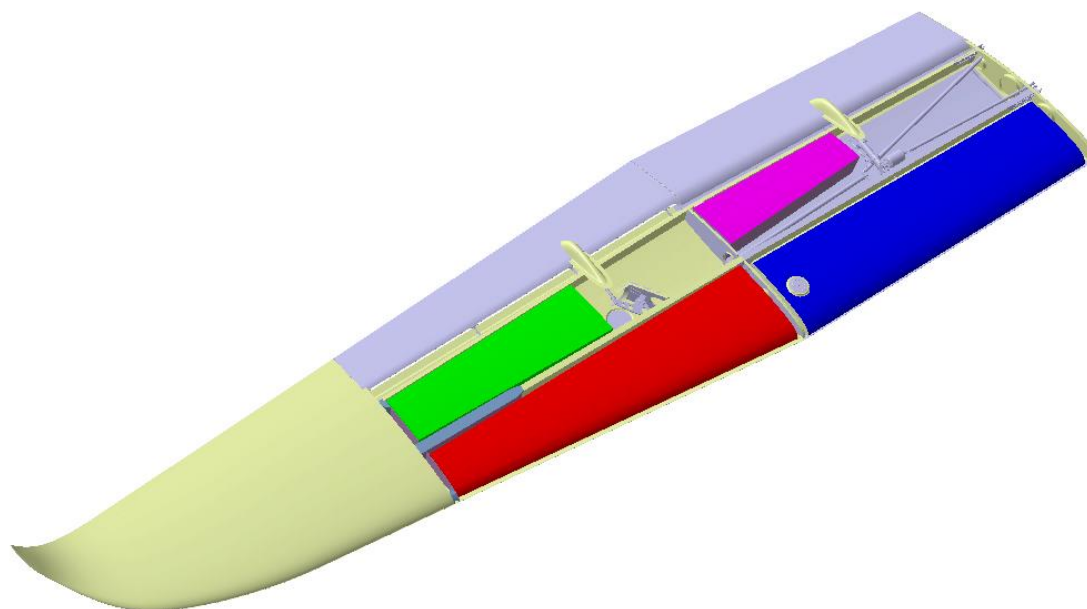
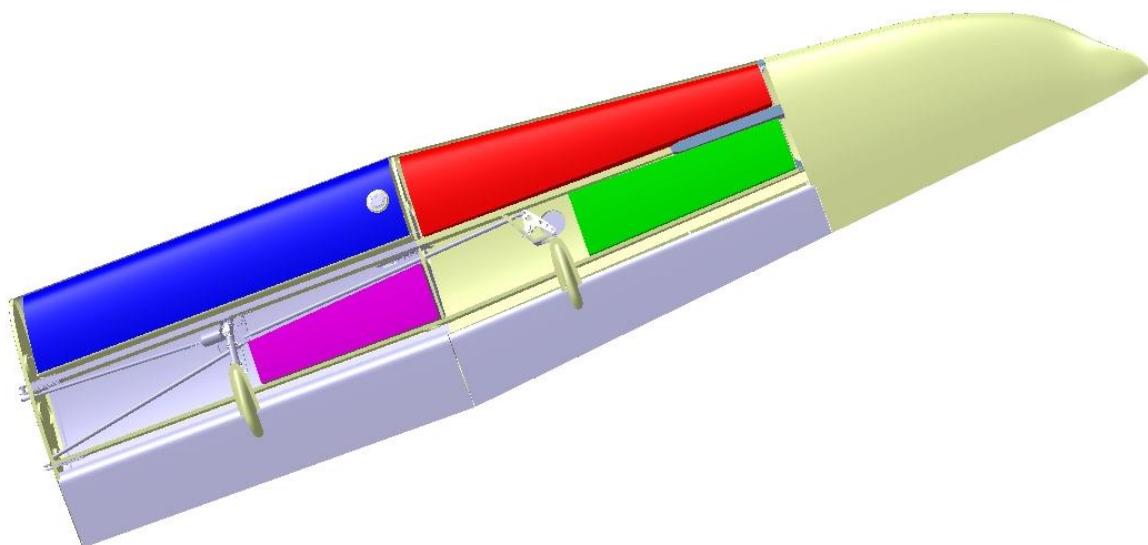
Obrázok 10: Geometria krídla [3]

3.2. Vnúterná štruktúra

Základnú predlohu tvorilo krídlo pôvodného lietadla TL – 3000 Sirius. Krídlo bude mať jeden hlavný a jeden pomocný nosník. Hlavný nosník bude situovaný v 35 % profilu, zatiaľ čo pomocný nosník bude situovaný v 70% profilu. Medzi hlavným a pomocným nosníkom budú situované cesty riadenia vztlakových klapiek a krídelok. Krídlo bude disponovať tromi rebrami, pričom sa budú nachádzať po jednom v koreni, v mieste uchytenia vzpery do krídla a v mieste spojenia s nástavcom krídla. Vnúterná štruktúra je zobrazená na obrázkoch 11 v nasledujúcej podkapitole.

3.3. Návrh umiestnenia a objem nádrží

Ako už bolo spomínané skôr, jednou z hlavných podmienok pre toto krídlo je mať čo najväčšiu kapacitu krídlových palivových nádrží. Cieľom je dosiahnuť objem nádrží približne 500 litrov alebo sa aspoň k tejto hodnote priblížiť. Z toho vyplýva, že pôvodné nádrže z lietadla TL – 3000 Sirius nebudú dostatočné, a preto bolo potrebné urobiť návrh rozmiestnenia a objemu nových nádrží. Pôvodná 65 litrová nádrž, ktorá je v lietadle TL – 3000 Sirius, bola predĺžená a bude siahať od koreňového rebra až po rebro (ďalej bude označované ako stredové rebro), kde sa mení pôdorysná časť krídla z obdĺžnikovej na lichobežníkovú. Objem tejto nádrže sa zväčší z pôvodných 65 litrov na 98 litrov (na obrázku reprezentovaná modrou farbou). Druhá hlavná nádrž, na obrázku červená, bola situovaná do lichobežníkovej časti krídla medzi hlavný nosník a nábežnú hranu od stredového rebra až po koncové rebro krídla. Táto druhá nádrž má objem 57 litrov. Umiestnenie tretej, na obrázku zelenej, nádrže bolo navrhnuté medzi hlavným a pomocným zadným nosníkom, od koncového rebra po riadenie krídelok v lichobežníkovej časti krídla za druhou nádržou. Objem tretej nádrže má hodnotu 33 litrov. Posledná štvrtá, na obrázku ružová, nádrž bola situovaná medzi hlavný a pomocný nosník, od stredového rebra po ovládanie vztlakovej mechanizácie. Objem poslednej štvrtej a najmenšej nádrže je 29 litrov. Tak ako druhá, aj tretia nádrž museli byť situované tak, aby nedochádzalo ku kolíziám medzi spomínanými nádržami a cestami riadenia kormidiel. Do koncovej časti krídla, od krídelka po zakončenie krídla, sa nepočíta s umiestnením palivových nádrží jednak preto, že vnútorný objem tejto časti krídla je pomerne malý s porovnaním zvyšných nádrží, ale hlavne preto, lebo požiadavka na krídlo je zmenšenie rozpätia krídel po pristátí respektíve pri hangárovaní. Navrhovaný objem všetkých štyroch nádrží je teda 217 litrov na jedno krídlo. Celkový výsledný navrhovaný objem na obidve krídla má hodnotu 434 litrov. Objemy všetkých nádrží boli zistené pomocou programu CATIA V5.



Obrázok 11: Rozloženie palivových nádrží a vnútorná štruktúra krídla

3.4. Konštrukčný návrh hlavného nosníka

3.5. Návrh zmenšenia rozpätia krídel pri hangárovaní

Otázka, respektíve problém zmenšenia rozpätia krídel po pristátí lietadla a následne pri jeho hangárovaní sa riešila už počas druhej svetovej vojny. Cieľom a dôvodom bolo umiestnenie čo najväčšieho počtu lietadiel na lietadlových lodiach, respektíve v ich podpalubí. Samozrejme, netýkalo sa to len podpalubia lietadlových lodí, ale neskôr a hlavne v súčasnosti sa to týka aj veľkých dopravných lietadiel a vetroňov s veľkým rozpätím krídel, aby nepotrebovali takú veľkú plochu. Existujú dve hlavné cesty, ako by sa dalo pristupovať k tomuto problému. Ide o rozoberateľný a nerozoberateľný spoj.

3.5.1. Nerozoberateľný spoj

Pod pojmom nerozoberateľný spoj sa myslia sklápacie mechanizmy krídel. Tieto mechanizmy musia bezpečne uzamknúť krídla či už v polohe, ktorá je určená na lietanie, alebo v polohe ktorá je určená na parkovanie. Z toho vyplýva, že sa krídla nemôžu samovoľne rozpojiť ani pri prelete poryvom, ani pri silnom vetre počas toho, ako je lietadlo odparkované. Tak isto musí sklápací mechanizmus preniesť a rozložiť zaťaženie ktoré vzniká na vonkajšej (skladanej) časti krídla do trupu alebo do centroplánu. Táto časť krídla, kde sa sklápací mechanizmus nachádza, musí byť z toho dôvodu mohutnejšia a robustnejšia, a tým sa zvyšuje aj hmotnosť lietadla. So sklápacím mechanizmom súvisia aj ďalšie problémy, ktoré nastanú v prípade, že sa v sklápanej časti krídla nachádzajú krídelká alebo vztlková mechanizácia. Je potrebné vyriešiť cesty riadenia pre spomínané krídelká, respektíve vztlkovú mechanizáciu (okrem mohutnosti a robustnosti mechanizmu). Ak sa sklápa iba koncová časť krídla, kde sa už nenachádzajú krídelká, tieto problémy odpadajú.



Obrázok 12: F - 4 U Corsair so sklopenými krídlami nahor

V súčasnosti existujú dva spôsoby, ako sklápať krídla. Prvým z nich je sklápanie krídel nahor (obrázok 12). Tento sklápací mechanizmus má svoje nevýhody a to hlavne v tom, že pri sklopení krídel sa poloha ťažiska posúva nahor a to môže mať negatívny vplyv na stabilitu lietadla pri hangárovaní a prevádzkovaní na zemi. Ďalším problémom je, že sa krídlo sklápa v smere namáhania, ktoré pôsobí počas letu.

Druhý spôsob sklápania krídel je pozdĺž trupu, ako to bolo na lietadle E2C Hawkeye (obrázok 13). Hlavnou nevýhodou tohto typu sklápacieho mechanizmu je jeho zložitosť v porovnaní s prvým typom sklápacieho mechanizmu a zmena centráže po sklopení krídel.



Obrázok 13: E2C Hawkeye so sklopenými krídlami pozdĺž trupu [7]

Ešte je tu jeden teoretický spôsob sklápania krídel, avšak nie je známy prípad použitia. Ide totiž o sklápanie smerom dolu. Tento spôsob sa nepoužíva z niekoľkých dôvodov. Pri väčších rozpätiach krídel nie je dostatok miesta pre sklopenie sklápanej časti krídla a preto sa sklápajú pozdĺž alebo nahor.

Avšak pre lietadlá s hornoplošným usporiadaním krídel so vzperami (ako je model TL – 3000 Sirius) je takýto mechanizmus možný ešte niekde pred vzperami (ak sa na to pozeráme od konca krídla). Tak isto sklápanie krídel smerom nahor nie je odporúčané riešenie, keďže sa síce zmenší jeden rozmer (rozpätie krídel), ale zväčší sa iný rozmer, a to výška celého lietadla, čo nie je hľadané riešenie. Optimálnym riešením pri aplikácii nerozoberateľného spoja môže predstavovať sklápanie konca krídla pozdĺž trupu prípadne sklápanie smerom dolu, keďže nejde o veľkú časť krídla, ktorá by siahala až po zem. Druhou možnosťou je použitie sklápacieho mechanizmu, ktorý sklopí krídla pozdĺž, ako to je použité na lietadle Eurofox.

3.5.2. Rozoberateľný spoj

Pod pojmom rozoberateľný spoj si môžeme predstaviť časť krídla (alebo aj celé krídlo), ktorá sa manuálne odmontuje po pristátí (a namontuje pred vzlietnutím) a tým sa zmenší rozpätie na potrebnú veľkosť. Tento spôsob spojenia sa vo veľkej miere používa predovšetkým pri konštrukčných riešeniach klzákov s veľkým rozpätím krídel (obrázok 14). Tak ako pri nerozoberateľných spojoch, aj tu je potrebné, aby rez, respektíve rebro, kde sa nachádza spoj, bolo robustnejšie a mohutnejšie. Je to z dôvodu, aby sa lepšie dokázalo preniesť zaťaženie.



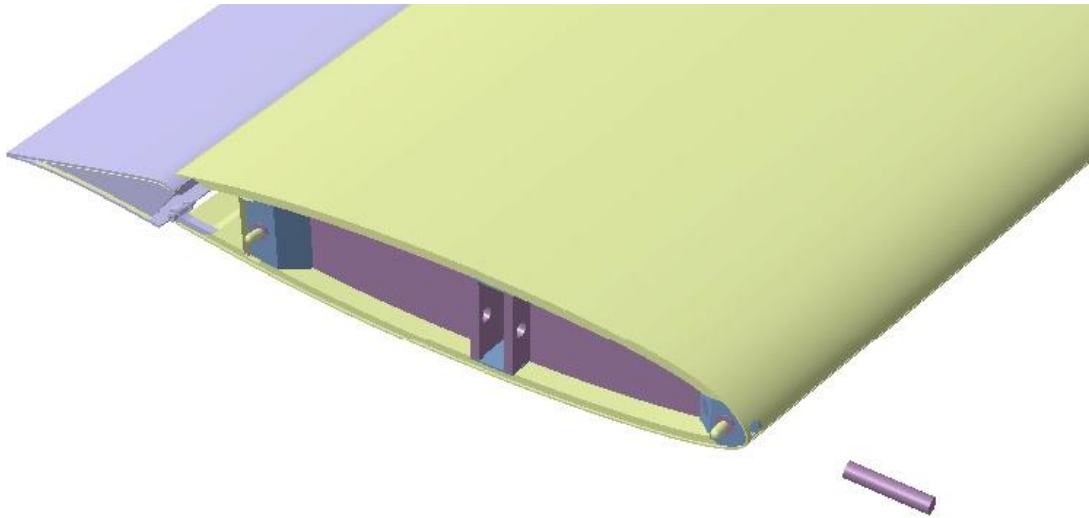
Obrázok 14: Rozoberateľný spoj aplikovaný na nástavci krídla pre klzák ASW 28-18 [8]

3.6. Konštrukčný návrh zmenšovania rozpätia

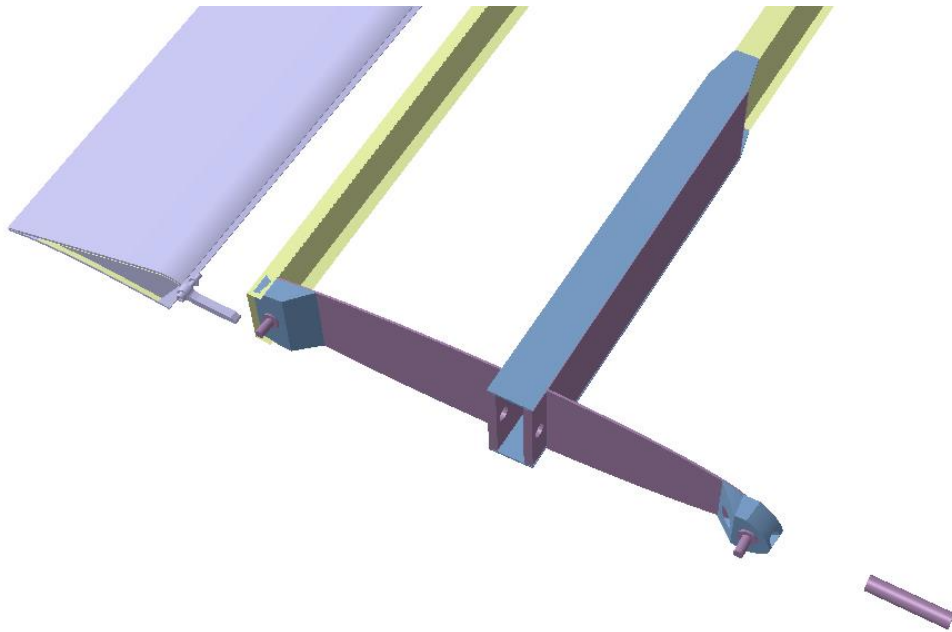
Zo všetkých spomenutých možností zmenšenia rozpätia bol zvolený posledný typ zmenšenia rozpätia, a to rozoberateľný spoj. Tento typ spoja bol zvolený z niekoľkých dôvodov a to hlavne preto, že je jednoduchší na obsluhu, prípadne aj na výrobu a údržbu.

V mieste spoja, ako na konci krídla, tak aj na začiatku nástavca, sa nachádza mohutnejšie rebro, kde v nábežnej hrane, tak aj pri odtokovej časti nástavca a krídla budú vložené preglejkové inzertné hranoly, ktoré budú slúžiť ako základňa pre čapy a dier na čapy. Základové hranoly na, ktorých budú umiestnené čapy, budú umiestnené v krídle a budú smerovať do nástavcov (obrázok 15, 16). Tento smer bol zvolený hlavne kvôli dodržaniu maximálnych rozmerov krídlových palivových nádrží. Pri implementácii mechanizmu sklápania krídel by bolo nutné zmenšiť rozmery palivových nádrží za účelom vzniku priestoru. Spomínané čapy sa budú podieľať na prenášaní krúživého momentu z nástavca do krídla. Ohybový moment bude prenášaný krakorcrom vychádzajúcim z nástavca (obrázok 17, 18). Samozrejme spojeniu medzi krídlom a nosníkom je prispôsobený aj tvar hlavného nosníka v krídlovej časti spojenia¹.

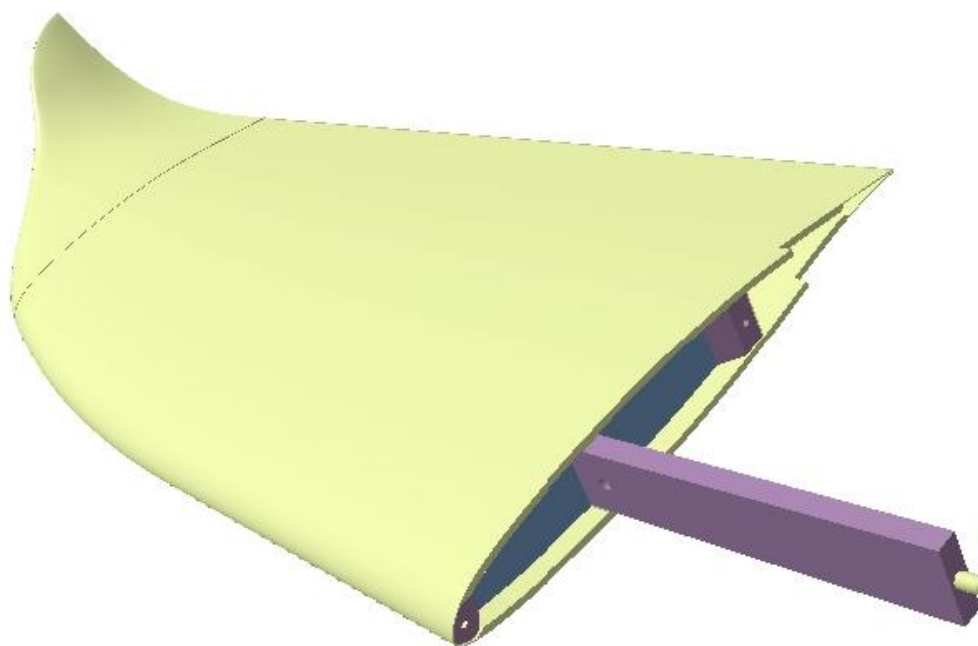
¹ Detailnejšie zobrazenie konštrukčného návrhu je zobrazené na obrázkoch v prílohe 18



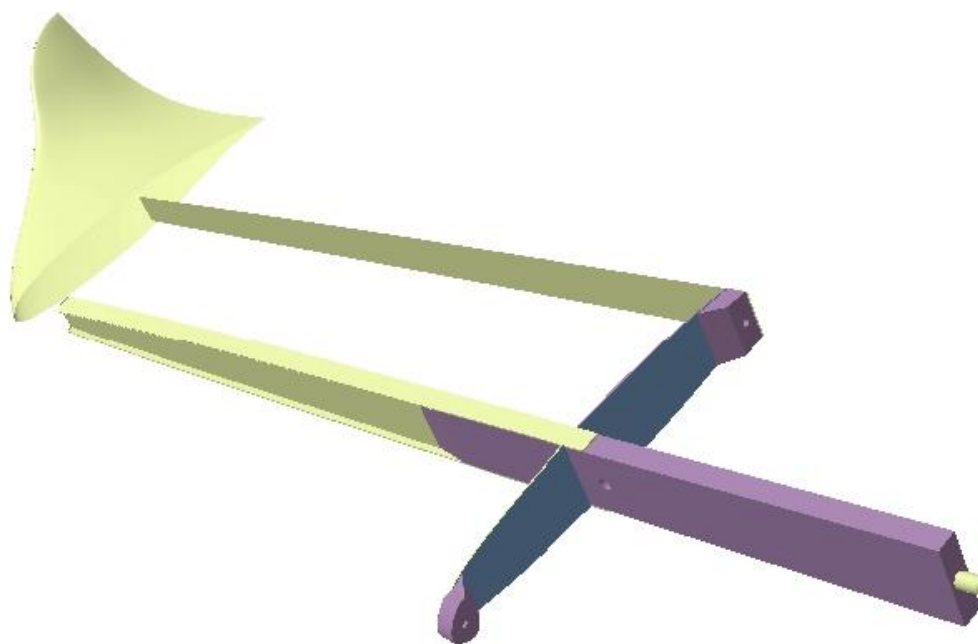
Obrázok 15: Kridlová časť spoja



Obrázok 16: Kridlová časť hlavného nosníka



Obrázok 17: Nástavcová časť spoja



Obrázok 18: Nástavcová časť hlavného nosníka

4. Voľba materiálu

Keďže firma používa technológie výroby kompozitných konštrukcií už viac ako štvrtstoročie, a zároveň aj pôvodný model TL – 3000 Sirius je celokompozitovej konštrukcie, bude sa väčšia pozornosť venovať hlavne vhodne zvolenému kompozitnému materiálu.

Zvoliť vhodný materiál na stavbu krídla (a taktiež aj celého lietadla) je veľmi dôležitá úloha. Voľba materiálu musí zodpovedať viacerým požiadavkám, či už náročnosti na pevnosť a tuhosť konštrukcie, alebo životnosť materiálu, prípadne jeho merná hmotnosť.

Skúsenosti v leteckom priemysle ukázali, že pri voľbe materiálu sa nemôžeme pozerat' len na základné mechanické vlastnosti. Pri objektívnom porovnávaní jednotlivých leteckých materiálov sa treba pozerat' aj na fyzikálne vlastnosti, ako je merná hmotnosť, respektíve pomer mechanických vlastností k mernej hmotnosti [9]. Veľmi dôležité je tak isto brať ohľad na miesto prevádzkovania lietadla, respektíve na klimatické podmienky daného miesta. Všetky miesta na svete majú rozdielne podmienky, či už ide o priemyslové aglomerácie, vidiek, púšte, lokácie v blízkosti mora, tundry, arktické oblasti, alebo aj horské prostredie. Každé z týchto miest má rôznu vlhkosť vzduchu, rôzne množstvo piesku v ovzduší alebo slanosť ovzdušia. Nedá sa samozrejme uviesť všetky faktory, na ktoré treba brať ohľad pri výbere materiálu, preto uvediem krátky prehľad tých najdôležitejších faktorov [9]:

- Mechanické vlastnosti vo všetkých smeroch
- Únavové vlastnosti materiálu
- Rýchlosť šírenia trhliny
- Odolnosť proti atmosférickým vplyvom
- Odolnosť proti korózií
- Technologický postup výroby
- Cena a dostatočné množstvo materiálu
- Schopnosť opraviť poškodeného miesta

Medzi ďalšie dôležité úlohy patrí aj voľba počtu vrstiev laminátov a tak isto aj natočenie jednotlivých vrstiev. Rôzne natočenie vrstiev po sebe má významný vplyv na únavovú životnosť konštrukcie, keďže takáto technológia rôzne natočených vrstiev výrazne spomaľuje rast únavových trhlín [10].

Určitou nevýhodou dielov vyrobených z kompozitných materiálov je celkom problematické zavádzanie osamelých síl do konštrukcie. Komplikácie môže tak isto vyvolať aj spájanie dielov (či už rovnakého, alebo rôzneho materiálu) a prenášanie zaťaženia, prípadne tvorenie funkčných otvorov pre nádrže (v prípade krídel), pre okná a dvere. V neposlednom rade aj likvidácia a recyklácia použitých materiálov môžu spôsobovať problém.

4.1. Kompozitný materiál

Kompozitný materiál je materiál skladajúci sa z dvoch alebo viacerých častí s rozpoznateľným rozhraním. Ide o výstužné vlákna, ktorých vlastnosti majú dominantný vplyv na chovanie a celkové vlastnosti výsledného kompozitu, a taktiež maticu, do ktorej sú

vlákna ponorené [10, 11]. Vlastnosti kompozitov sú značne ovplyvňované vlastnosťami svojich materiálových zložiek (matrice a výstuže), ich distribúciou a interakciou medzi nimi. Vlastnosti kompozitného systému môže dávať súčet vlastností zložiek podľa ich objemových podielov v danej kompozitnej štruktúre [11]. Práve objemový podiel jednotlivých zložiek je všeobecne považovaný za jeden z najdôležitejších parametrov, ktoré ovplyvňujú vlastnosť kompozitného materiálu. Ďalšou významnou vlastnosťou kompozitných materiálov je ich anizotropné správanie, ktoré sa prejaví ako zmena fyzikálnych a mechanických parametrov v závislosti na geometrii uloženia výstuže a rozmeroch výstuže [10, 11]. Toto je veľmi dôležitá vlastnosť, ktorá zároveň umožní efektívne využitie materiálu z hľadiska namáhania pri ponechaní nízkej hmotnosti konštrukcie.

V letectve sa v súčasnosti používajú prevažne sklenené, aramidové, bórové a uhlíkové vlákna ako materiál matrice. Tak isto sa používajú aj tzv. hybridné tkaniny.

4.1.1. Sklenené vlákna

Sklenené vlákna sa pripravujú ťahaním z taveniny [12]. V leteckom priemysle sa používajú hlavne E – sklo, D – sklo a S – sklo. Sklenené vlákna sú citlivé na poškodenia oterom, preto sa pot'ahujú malou lubrikačnou vrstvou. Najväčšou výhodou sklenených vlákien je ich nízka cena a vysoká pevnosť v ťahu. Na druhej strane sklenené vlákna majú nízky modul pružnosti a vyššiu krehkosť [12]. Najviac využívaným typom sklenených vlákien na konštrukciách klzákov a UL lietadiel je E – sklo, kvôli jeho nízkej cene. S – sklo sa tiež nazýva aj vysokopevnostné sklo, ktoré má niekoľkonásobne vyššie mechanické vlastnosti ako E – sklo, ale na druhej strane zároveň cena tohto typu skla je vyššia.

4.1.2. Bórové vlákna

Výroba bórových vlákien prebieha vylučovaním bóru z plynného chloridu bóritého (BCl_3) na povrch volfrámového alebo uhlíkového vlákna rozhorúčeného na teplotu vyššiu ako 1000 °C, ktorého priemer je okolo 0,1 mm. Vlákna majú následne lesklý čierny povrch s dobrou adhéziou k polymérnej matrici [11]. Tieto vlákna majú vysokú tuhosť a pevnosť v tlaku, avšak sú príliš krehké [12]. Keďže ceny týchto vlákien sú vysoké, spracovávajú sa výhradne vo forme prepregov.

Prepregom nazývame polotovar, ktorý je vo forme predimpregnovaných vlákien v matrici, takže tvoria spolu jednu vrstvu a držia v jednej polohe [11]. Tato vrstva je nalepená na odstrániteľnú fóliu, ktorá zabráni zhlukovaniu vlákien pri uskladnení. Tak isto to uľahčuje aj manipuláciu s tovarom. Nevýhodou prepregov je náročnosť autoklábovej technológie a tak isto aj ich obmedzená skladovateľnosť, keďže sa môžu skladovať iba niekoľko mesiacov (pol roka až maximálne rok) pri teplotách okolo -20°C.

4.1.3. Aramidové vlákna

Aramid (aromatický polyamid), tiež známy pod pojmom kevlar, sa vyznačuje vysokou ťahovou pevnosťou a celkovým pomerom pevnosti a hmotnosti, keďže má veľmi nízku hustotu. Aramidové vlákna majú viacero výhod, ako sú napríklad odolnosť proti ohňu (vlákno je samohasivé a netaví sa), chemická odolnosť, schopnosť tlmiť vibrácie a rázová húževnatosť. Na druhej strane kevlarové vlákna majú horšie vlastnosti v tlaku. Priemer vlákna sa pohybuje okolo 12 mikrometrov.

4.1.4. Uhlíkové vlákna

Uhlíkové vlákna patria medzi najrozšírenejší typ matrice aký sa používa v leteckom priemysle. Uhlíkové vlákna v letectve sa vyrábajú z polyakrylonitrídového (PAN) vlákna. Výrobný postup začína ohrevom na 200 °C a natiahnutím vlákien, pričom vzniká smerová orientácia vlákna. Nasleduje stabilizačná oxidácia v atmosfére, ktorej teplota sa pohybuje v rozmedzí medzi 200 až 300 °C po dobu 10 hodín. Zvyšovaním teploty v inertnej atmosfére na hodnotu 1 000-1 500 °C dochádza ku karbonizácii vlákna a pri teplote 2 000 °C dochádza k jeho grafitizácii, pričom nastáva výrazné navýšenie hodnoty modulu pružnosti pri miernom poklese hodnoty pevnosti v ťahu. [12]

Uhlíkové vlákna sa najčastejšie dodávajú v dvoch základných variantoch, a to ako vysokopevnostné (HS – high strength) a vysokomodulové (HM – high module). Existuje ešte niekoľko ďalších typov uhlíkových vlákien, ktoré sa dodávajú, a to napríklad stredné modulové (IM – intermediate module) alebo vlákna ktoré majú veľmi vysoký modul (UHM – ultra high modulus).

Uhlíkové vlákna sa dodávajú ako nekonečné vlákno, pramenec (roving 1 000 – 10 000 vlákien navinutých na cievku, v niektorých katalógoch sa dajú nájsť aj rovingy s vyšším počtom navinutí), alebo ako tkanina.

4.1.5. Hybridné tkaniny [12]

Hybridné tkaniny sú tkaniny, ktoré sú vyrobené z dvoch rôznych typov vlákien. Tento typ tkaniny je celkom často používaný v leteckom priemysle. Používajú sa rôzne kombinácie vlákien.

- Uhlík a aramid – tento typ tkaniny má vysokú odolnosť razom a zároveň nízku hustotu; táto tkanina sa vyznačuje kombináciou vysokej ťahovej pevnosti aramidových vlákien a tlakovej pevnosti tých uhlíkových; na druhej strane obstarávacia cena je príliš vysoká
- Aramid a sklo – táto kombinácia má podobné vlastnosti ako uhlíkovo-aramidová hybridná tkanina, ale má nižšiu obstarávaciu cenu
- Uhlík a sklo – táto hybridná tkanina kombinuje výborné mechanické vlastnosti oboch zložiek; v porovnaní s predchádzajúcimi hybridnými tkaninami má táto tkanina, vďaka uhlíku, najnižšiu mernú hmotnosť a tak isto je lacnejšia ako predošlé hybridné tkaniny vďaka obstarávacej cene sklenených vlákien.

4.2. Zvolený materiál

S poukázaním na fakt, že firma TL – Ultralight používa technológiu výroby kompozitných materiálov už vyše dvoch dekád, preferuje sa a odporúča, aby bol použitý rovnaký typ materiálov a technológie výroby na výrobu krídla.

4.2.1. Poťah

Poťah bude tvorený sendvičovým materiálom, pričom sa bude jednať o kombináciu sklenených vlákien a peny. Množstvo vrstiev bude závisieť od maximálneho krútiaceho momentu, ktorý bude musieť byť prenesený poťahom respektíve kritickou hodnotou

šmykového toku, ktorý bude vedieť preniesť daný panel poťahu. Pena bude Herex C 70.75² s gramážou 80kg/m³. Čo sa týka sklenených vlákien, bude navrhnutých niekoľko kombinácií medzi typmi 90 070³ (80 g/m²), 92 110⁴ (163 g/m²) a 92 125⁵ (280 g/m²). Počet vrstiev v jednotlivých kombináciách a hrúbka peny budú bližšie špecifikované v kapitole, ktorá sa bude venovať pevnostnej kontrole.

4.2.2. Hlavný nosník

Hlavný nosník bude zložený zo stojny a pásnic hornej a dolnej. O počte vrstiev a celkových rozmeroch stojny, a hornej a dolnej pásnice sa bude viac písať v kapitole *Pevnostná kontrola*.

4.2.2.1. Stojna

Keďže sa jedná o lietadlo s hornoplošným usporiadaním krídel, stojna bude formou sendvičového materiálu, pričom jadro bude tvorené penou respektíve preglejkovými insertami v miestach uchytenia vzpery do krídla a v miestach uchytenia závesov krídla pri koreňovom rebre krídla. Na stojnu bude okrem peny Herex C 70.75 použité sklenené vlákno prevažne typ 92 125 (280 g/m²).

4.2.2.2. Pásnica

Horná a dolná pásnica bude mať formu klasického laminátového materiálu, to znamená, že bude tvorená len vrstvami jednotlivých vlákien. Zvolený materiál bude rovnaký ako na pásniciach pôvodného lietadla TL – 3000 Sirius a to vlákna jednosmerného uhlíkového kompozitu so 60 percentným podielom vysokopevnostných uhlíkových vlákien⁶. Má totiž najlepšie hodnoty medzných longitudiálnych pevností v ťahu a tlaku.

4.2.3. Pomocný nosník

Pomocný nosník bude, podobne ako hlavný nosník, zložený z peny a sklenených vlákien, čiže bude mať podobu sendvičového materiálu. Pena bude použitá rovnaká ako u stojny hlavného nosníka a poťahu a bude obalená sklenenou tkaninou 92 125 (280 g/m²). Počet vrstiev a hrúbka peny budú bližšie analyzované v kapitole venovanej pevnostnej kontrole.

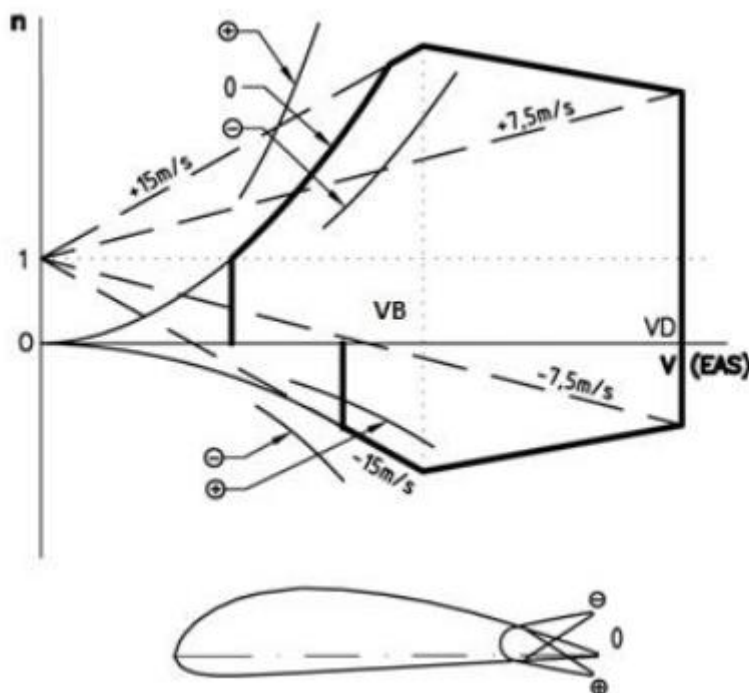
² Materiálové charakteristiky viz príloha 1

³ Materiálové charakteristiky viz príloha 2

⁴ Materiálové charakteristiky viz príloha 3

⁵ Materiálové charakteristiky viz príloha 4

⁶ Materiálové charakteristiky viz príloha 5



Obrázok 20: Poryvová obálka

5.4. Prevádzkové násobky obratov

Podľa paragrafu 337 predpisu UL2 musia mať prevádzkové násobky najmenej tieto hodnoty:

Tabuľka 5 Prevádzkové násobky obratov

n1	+4,0
n2	+4,0
n3	-1,5
n4	-2,0

Paragraf 345 predpisu UL2 hovorí, že pre zaťaženie vysunutých vztlakových klapiek musí byť braný do úvahy kladný prevádzkový násobok 2,0, pričom sa uvažuje poloha klapiek od úplne zasunuté až po úplne vysunuté a rýchlosti až do návrhovej klapkovej rýchlosti v_F .

5.5. Prevádzkové násobky od poryvov

Poryvové násobky sa určia zo vzťahu podľa paragrafu 341:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot k \cdot \rho_0 \cdot U \cdot v \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}}$$

Kde:

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} - \text{zmierňujúci súčiniteľ}$$

Pričom:

$$\mu = \frac{2 \frac{m}{S}}{\rho \cdot a \cdot lm} - \text{relatívny hmotnotný pomer lietadla}$$

Tak isto nie je nutné, aby hodnota n , ktorá je určená vyššie uvedeným vzťahom, bola väčšia než:

$$n = 1,25 \cdot \left(\frac{v}{v_{S1}}\right)^2$$

5.6. Návrhové rýchlosti

Návrhové rýchlosti definuje paragraf 335 predpisu UL2 nasledovne:

- a) Návrhová obratová rýchlosť v_A

$$v_A = v_{S1} \cdot \sqrt{n1}$$

Kde: v_{S1} určená návrhová pádová rýchlosť pri zasunutých vztlakových klapkách a s motorom na voľnobehu.

- b) Návrhová rýchlosť s vysunutými klapkami v_F

Pre túto rýchlosť platí, že pri pristávacej konfigurácii nesmie byť v_F menšia než nasledujúce z oboch hodnôt:

- 1,4 násobok v_{S1} , kde v_{S1} je vypočítaná pádová rýchlosť s maximálnou hmotnosťou a zasunutými klapkami
- 1,8 násobok v_{SF} , kde v_{SF} je vypočítaná pádová rýchlosť s plne vysunutými klapkami.

- c) Maximálna návrhová rýchlosť v_D

Maximálna návrhová rýchlosť môže byť volená navrhovateľom, avšak nesmie byť menšia ako väčšia z nasledujúcich hodnôt:

- 1,2 násobok v_H , kde v_H je maximálna rýchlosť vodorovného letu pri maximálnom trvalom výkone motoru
- 1,5 násobok v_A

- d) Návrhová rýchlosť pri silnom poryve v_B

Maximálna návrhová rýchlosť pri silnom poryve môže byť tiež volená navrhovateľom, avšak:

- Nesmie byť menšia ako v_A , a zároveň
- Nesmie byť väčšia ako 0,9 násobok v_H , kde v_H (EAS) je maximálna rýchlosť vodorovného letu pri maximálnom trvalom výkone motoru.

5.6.1. Návrhová pádová rýchlosť

Pádovú rýchlosť v_{S1} bola navrhnutá podľa dokumentu [14].

$$v_{S1} = 83 \text{ km/h} = 23 \text{ m/s}$$

5.6.2. Návrhová obratová rýchlosť

Následne hodnota návrhovej obratovej rýchlosti v_A bola zvolená ako

$$v_A = 23 \cdot \sqrt{4} = 46 \text{ m/s} = 165,5 \text{ km/h}$$

5.6.3. Návrhová rýchlosť pri maximálnom výkone motora

Z dokumentu [14] bola tiež navrhnutá hodnota rýchlosti v_H

$$v_H = 226 \text{ km/h} = 63 \text{ m/s}$$

5.6.4. Návrhová rýchlosť strmhlav

Keďže maximálna návrhová rýchlosť strmhlav nesmie byť menšia ako nasledujúce hodnoty rýchlostí:

$$v_{Dmin} = 1,5 \cdot v_A = 1,5 \cdot 46 = 69 \text{ m/s}$$

$$v_{Dmax} = 1,2 \cdot v_H = 1,2 \cdot 63 = 75,6 \text{ m/s}$$

Ako návrhovú rýchlosť strmhlav bola teda zvolená vyššia z hodnôt teda:

$$v_D = 75,6 \text{ m/s}$$

5.6.5. Návrhová pádová a obratová rýchlosť pri lete na chrbte

Obdobne ako návrhová obratová rýchlosť v_A sa určí aj návrhová obratová rýchlosť na chrbte v_G :

$$v_G = v_{SG} \cdot \sqrt{|n4|}$$

Kde: v_{SG} je pádová rýchlosť pri lete na chrbte a určí sa nasledovne:

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g}{-(c_{Lmin}) \cdot S_{KR} \cdot \rho_0}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,80665}{-(-0,66) \cdot 12,74 \cdot 1,225}} = 33,8 \text{ m/s}$$

Ako hodnota návrhovej pádovej rýchlosti na chrbte je určená:

$$v_{SG} = 34 \text{ m/s} = 122,4 \text{ km/h}$$

Po dosadení do rovnice návrhovej obratovej rýchlosti na chrbte bude:

$$v_G = 34 \cdot \sqrt{|-2|} = 48 \text{ m/s} = 173 \text{ km/h}$$

5.6.6. Návrhová rýchlosť a násobky pri prelete poryvom

Ako už bolo spomenuté vyššie pre maximálnu návrhovú rýchlosť pri silnom poryve, v_B musí byť väčšia alebo rovná návrhovej obratovej rýchlosti a zároveň nesmie byť väčšia ako 0,9 násobok v_H . Z toho teda vyplýva:

$$v_{Bmin} \geq v_A$$

$$v_{Bmin} \geq 46 \text{ m/s}$$

$$v_{Bmax} \leq 0,9 \cdot v_H$$

$$v_{Bmax} \leq (0,9 \cdot 63 = 56,5) m/s$$

Návrhová hodnota rýchlosti pri prelete v silnom poryve je teda navrhnutá ako:

$$v_B = 56,5 m/s = 203,4 km/h$$

Prevádzkové násobky s maximálnou vzletovou hmotnosťou pri preletoch rýchlosťami v_B a v_{B-} boli určené nasledujúcim výpočtom s využitím vzorcov z kapitoly *Prevádzkové násobky od poryvov*:

$$k = \frac{0,88 \cdot 12,35}{5,3 + 12,35} = 0,6158$$

$$n_{v_{B+}} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,6158 \cdot 1,225 \cdot 15 \cdot 56,5 \cdot 5,347}{\frac{600 \cdot 9,80665}{12,74}} = 4,7$$

$$n_{v_{B-}} = 1 - \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,6158 \cdot 1,225 \cdot 15 \cdot 56,5 \cdot 5,347}{\frac{600 \cdot 9,80665}{12,74}} = -2,7$$

$$n_{v_{D+}} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,6158 \cdot 1,225 \cdot 7,5 \cdot 75,6 \cdot 5,347}{\frac{600 \cdot 9,80665}{12,74}} = 3,5$$

$$n_{v_{D-}} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,6158 \cdot 1,225 \cdot 7,5 \cdot 75,6 \cdot 5,347}{\frac{600 \cdot 9,80665}{12,74}} = -1,5$$

5.6.7. Návrhová pádová rýchlosť s vysunutými vztlakovými klapkami

Pádová rýchlosť pri maximálne vysunutých vztlakových klapkách na 40° je určená zo vzťahu:

$$v_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g}{C_{Lmax KL 40^\circ} \cdot S_{KR} \cdot \rho_0}}$$

Kde: $C_{Lmax KL 40^\circ}$ je maximálny súčiniteľ vztlaku pri maximálnej výchylke klapiek, ktorý sa určil z dokumentu [3].

$$C_{Lmax KL 40^\circ} = 1,67$$

Hodnota pádovej rýchlosti pri úplne vysunutých vztlakových klapkách bude mať teda hodnotu:

$$v_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,80665}{1,67 \cdot 12,74 \cdot 1,225}} = 21,25 m/s$$

Návrhová rýchlosť pri úplne vysunutých vztlakových klapkách bude zvolená ako:

$$v_{SF} = 22 \text{ m/s} = 79,2 \text{ km/h}$$

5.6.8. Návrhová obratová rýchlosť s vysunutými vztlakovými klapkami

Návrhová obratová rýchlosť s vysunutými klapkami bude mať teda hodnotu:

$$v_{AF} = 22 \cdot \sqrt{2} = 31,2 \text{ m/s} = 112 \text{ km/h}$$

5.6.9. Návrhová rýchlosť s vysunutými vztlakovými klapkami

Keďže pre návrhovú rýchlosť s úplne vysunutými vztlakovými klapkami platí, že nesmie byť menšia ako nasledujúce hodnoty:

$$1,4 \cdot v_{S1} = 32,2 \text{ m/s}$$

$$1,8 \cdot v_{SF} = 38,2 \text{ m/s}$$

Tak hodnota návrhovej rýchlosti letu s vysunutými klapkami je určená ako:

$$v_F = 39 \text{ m/s} = 140,4 \text{ km/h}$$

Násobok pri prelete poryvom návrhovou rýchlosťou letu s vysunutými klapkami:

$$n_{v_F 40^\circ} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,6158 \cdot 1,225 \cdot 7,5 \cdot 39 \cdot 5,347}{\frac{600 \cdot 9,80665}{12,74}} = 2,27$$

Analogicky prebehli výpočty pre pozíciu klapiek $10,5^\circ$.

Všetky návrhové rýchlosti a násobky pri prelete poryvom sú pre prehľadnosť zoradené v nasledujúcich tabuľkách.

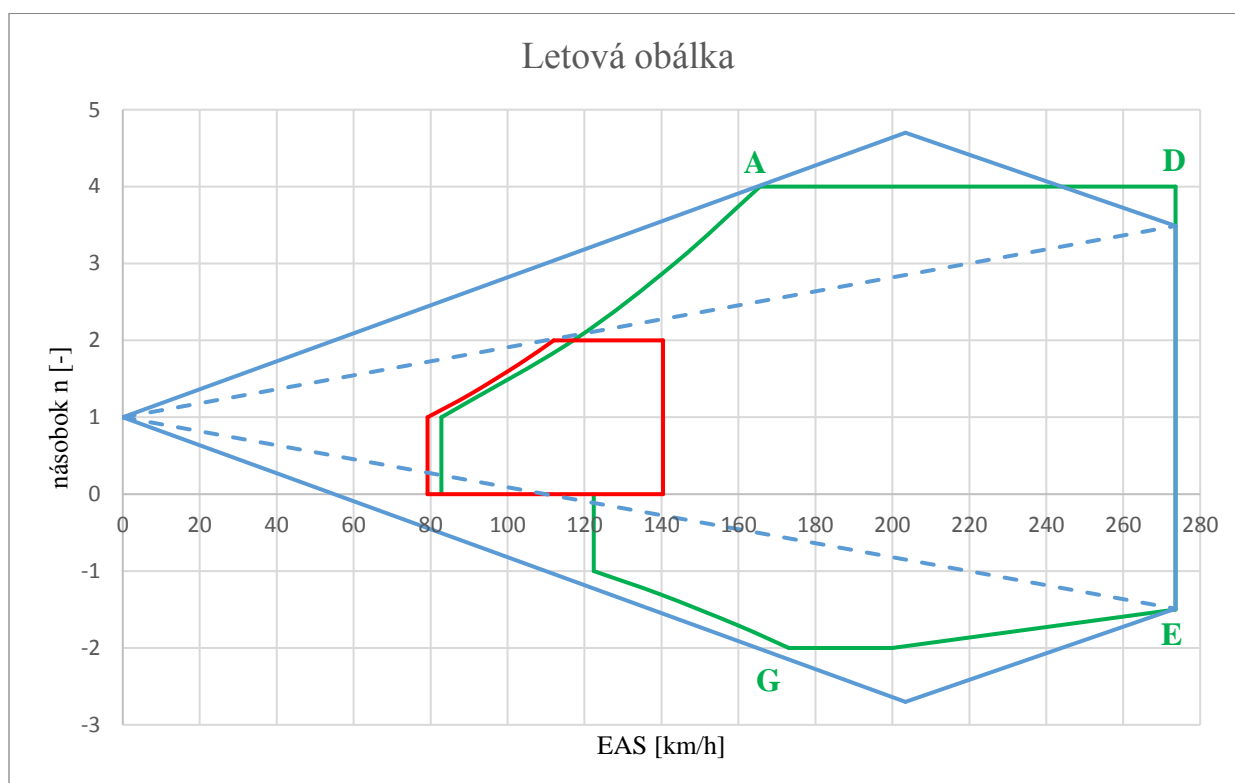
Tabuľka 6 Návrhové rýchlosti

Návrhová pádová rýchlosť	v_{S1}	83	[km/h]
Návrhová obratová rýchlosť	v_A	165,5	[km/h]
Návrhová maximálna rýchlosť vo vodorovnom letu	v_H	226	[km/h]
Návrhová rýchlosť letu strmhlav	v_D	75,6	[km/h]
Návrhová pádová rýchlosť na chrbte	v_{SG}	122,4	[km/h]
Návrhová obratová rýchlosť na chrbte	v_G	173	[km/h]
Návrhová rýchlosť pri prelete silným poryvom	v_B	203,4	[km/h]
Návrhová pádová rýchlosť pri úplne vysunutých vztlakových klapkách	v_{SF}	79,2	[km/h]
Návrhová obratová rýchlosť pri úplne vysunutých vztlakových klapkách	v_{AF}	112	[km/h]
Návrhová rýchlosť pri úplne vysunutých vztlakových klapkách	v_F	140,4	[km/h]

Tabuľka 7 Násobky pri prelete poryvom

$n_{v_{B+}}$	4,7
$n_{v_{B-}}$	-2,7
$n_{v_{D+}}$	3,5
$n_{v_{D-}}$	-1,5
$n_{v_{F 40^\circ}}$	2,27

Výsledná obratová, poryvová a klapková obálka sú zobrazené na nasledujúcom obrázku:



Obrázok 21: Letová obálka pre konfiguráciu s hmotnosťou 600 kg

6. Výpočet zaťaženia krídla

Počas prevádzky lietadla môžu naň pôsobiť viacero rôznych zaťažení od rôznych síl, a preto sú na jeho konštrukciu kladené viaceré požiadavky. Základné rozdelenie síl pôsobiacich na lietadlo je nasledovné [15]:

- a) Povrchové sily (alebo tiež nazývané ako vonkajšie)
 - Aerodynamické zaťaženie od pôsobenia dynamického tlaku za letu vyvolaného prúdením vzduchu okolo draka lietadla, inými slovami sú to vztlakové a odporové sily
 - Propulzné sily, v tomto prípade tu ide o ťah pohonnej jednotky
 - Reakčné sily pri pristávaní, vzlete a rolovaní po VPD alebo ploche letiska
 - Hydrodynamické sily u hydroplánov a lietadiel s plavákmi
- b) Objemové sily (alebo tiež známe aj zotrvačné)
 - Tiažové sily
 - Zotrvačné sily
 - Gyroskopické sily

Zaťaženie môže mať statický, ale aj dynamický charakter. Hlavné veličiny, ktoré majú najväčší vplyv na priebeh, veľkosť a typ zaťaženia sú:

- Rýchlosť
- Násobok zaťaženia
- Hmotnosť a poloha ťažiska

K nim je tak isto potrebné zahrnúť aj fázu letu respektíve konfiguráciu, v ktorej sa lietadlo aktuálne nachádza, či už prebieha časť letu s vysunutými klapkami, vysunutým podvozkom, alebo je všetko zasunuté a lietadlo je v cestovnom režime.

Pre návrh konštrukcie krídla a jeho kontrolu z pevnostného hľadiska je v prvom rade potrebné získať prehľad o priebehu síl a momentov pôsobiacich na dané krídlo po celom jeho rozpätí. Tomu predchádza výpočet prípadov zaťaženia, pričom sa vyberú prípady, v ktorých je predpokladané najväčšie zaťaženie lietadla. Pre tieto prípady sa vykoná výpočet priebehu síl a momentov po krídle. Maximálne hodnoty z týchto prípadov sa následne použijú k pevnostnému výpočtu konštrukcie. Na to, aby sme boli schopní vedieť určiť a vypočítať aerodynamické zaťaženie krídla, je potrebné vedieť, aké je rozloženie vztlaku po celom rozpätí.

6.1. Hmotnostné konfigurácie

Pre výpočet bolo nakombinovaných 26 hmotnostných kategórií. Všetky kategórie sú zoradené v nasledujúcej tabuľke:

Tabuľka 8 Zoznam hmotnostných konfigurácií

A1 ⁷	Prázdna hmotnosť	381 kg
B1	Prázdna hmotnosť + min paliva	388 kg
C1	Prázdna hmotnosť + min paliva + výbava	443 kg
D1	Prázdna hmotnosť + min paliva + posádka	588 kg
E1	Prázdna hmotnosť + min paliva + výbava + posádka	643 kg
F1	Prázdna hmotnosť + nádrž 1 a 2	603 kg
G1	Prázdna hmotnosť + nádrž 1 a 2 + výbava	658 kg
H1	Prázdna hmotnosť + nádrž 1 a 2 + posádka	803 kg
I1	Prázdna hmotnosť + nádrž 1 a 2 + výbava + posádka	858 kg
J1	Prázdna hmotnosť + nádrž 1,2,3 a 4	693 kg
K1	Prázdna hmotnosť + nádrž 1,2,3 a 4 + výbava	748 kg
L1	Prázdna hmotnosť + nádrž 1,2,3 a 4 + posádka	893 kg
M1	Prázdna hmotnosť + nádrž 1,2,3 a 4 + výbava + posádka	948 kg
A2 ⁸	Prázdna hmotnosť	401 kg
B2	Prázdna hmotnosť + min paliva	408 kg
C2	Prázdna hmotnosť + min paliva + výbava	463 kg
D2	Prázdna hmotnosť + min paliva + posádka	608 kg
E2	Prázdna hmotnosť + min paliva + výbava + posádka	663 kg
F2	Prázdna hmotnosť + nádrž 1 a 2	623 kg
G2	Prázdna hmotnosť + nádrž 1 a 2 + výbava	678 kg
H2	Prázdna hmotnosť + nádrž 1 a 2 + posádka	823 kg
I2	Prázdna hmotnosť + nádrž 1 a 2 + výbava + posádka	878 kg
J2	Prázdna hmotnosť + nádrž 1,2,3 a 4	713 kg
K2	Prázdna hmotnosť + nádrž 1,2,3 a 4 + výbava	768 kg
L2	Prázdna hmotnosť + nádrž 1,2,3 a 4 + posádka	913 kg
M2	Prázdna hmotnosť + nádrž 1,2,3 a 4 + výbava + posádka	968 kg

⁷ Číslo 1 znamená konfigurácie bez podvesníkov

⁸ Číslo 2 znamená konfigurácie s podvesníkmi

6.2. Prípady zaťaženia

Počas letu pôsobia na lietadlo, respektíve na krídlo lietadla rôzne letové prípady zaťaženia. Každý letový prípad zaťaženia, ktorý bude počítaný bude iný a budú v nich vystupovať veľa rôznych hodnôt. V každom letovom zaťažovacom prípade sa bude meniť niekoľko premenných ako sú napríklad: rýchlosť, súčiniteľ vztlaku (obzvlášť sa bude meniť po krídle pre klapkové a krídelkové prípady), násobok zaťaženia a súčiniteľ momentu (najviac sa bude meniť s vychýlenými kormidlami vztlakovej mechanizácie a kormidiel krídelok).

Pre túto prácu bolo vypočítaných 23 rôznych prípadov letových zaťažení. Všetky prípady zaťaženia sú zobrazené v nasledujúcom zozname:

Tabuľka 9 Zoznam letových prípadov

1	Prípad pri pádovej rýchlosti a zasunutých klapkách a násobku 1
2	Prípad pri obratovej rýchlosti a násobku 4
3	Prípad pri cestovnej rýchlosti a násobku 4
4	Prípad pri rýchlosti strmhlav a násobku 4
5	Prípad pri rýchlosti strmhlav a násobku 0
6	Prípad pri rýchlosti strmhlav a násobku $-1,5$
7	Prípad pri cestovnej rýchlosti a násobku -2
8	Prípad pri obratovej rýchlosti na chrbte a násobku -2
9	Prípad pri pádovej rýchlosti na chrbte, zasunutých klapkách a násobku -1
10	Prípad pri pádovej rýchlosti a vysunutých klapkách na 40° a násobku 1
11	Prípad pri obratovej rýchlosti a vysunutých klapkách na 40° a násobku 2
12	Prípad pri maximálnej klapkovej rýchlosti a vysunutých klapkách na 40° a násobku pri poryve $7,5$ m/s
13	Prípad pri pádovej rýchlosti a vysunutých klapkách na $10,5^\circ$ a násobku 1
14	Prípad pri obratovej rýchlosti a vysunutých klapkách na $10,5^\circ$ a násobku 2
15	Prípad pri maximálnej klapkovej rýchlosti a vysunutých klapkách na $10,5^\circ$ a násobku pri poryve $7,5$ m/s
16	Prípad pri obratovej rýchlosti, maximálnej kladnej výchylky krídelka a násobku $2,66$
17	Prípad pri obratovej rýchlosti, maximálnej zápornej výchylky krídelka a násobku $2,66$
18	Prípad pri rýchlosti strmhlav, tretinovej kladnej výchylky krídelka a násobku $2,66$
19	Prípad pri rýchlosti strmhlav, tretinovej zápornej výchylky krídelka a násobku $2,66$
20	Prípad pri rýchlosti pri prelete kladným poryvom 15 m/s
21	Prípad pri rýchlosti pri prelete záporným poryvom 15 m/s
22	Prípad pri rýchlosti strmhlav a prelete kladným poryvom $7,5$ m/s
23	Prípad pri rýchlosti strmhlav a prelete záporným poryvom $7,5$ m/s

Keďže nesymetrické prípady letových zaťažení sú kombinácie symetrických prípadov, ich veľkosti sú v absolútnej hodnote nižšie a výraznejšie a týmito prípadmi je viac zaťažovaný trup ako samotné krídlo, a preto nebudú riešené.

Počas výpočtov boli použité koeficienty, ktoré boli získané či už z dokumentu [3] alebo z programu XFLR 5. Súčiniteľ vztlaku a sklon vztlakovej čiary pre konfiguráciu krídlo – trup bez vysunutej vztlakovej mechanizácie, s ktorým prebiehali výpočty majú hodnoty:

$$c_{Lmax} = 1,411$$

$$a = 5,609 \text{ rad}^{-1}$$

Súčiniteľ momentu pri nulovom uhlu nábehu bol určený pomocou programu XFLR 5.

$$c_{m0} = -0,079$$

Koeficienty vztlaku a momentu pri klapkových prípadoch boli určené na základe dokumentu [3] (obrázok 22) a majú hodnoty:

Pre vysunuté klapky na $10,5^\circ$:

$$c_{Lmax \text{ kl } 10,5^\circ} = 1,48$$

$$\Delta c_{m0 \text{ kl } 10,5^\circ} = -0,052$$

Súčiniteľ momentu pri vysunutej vztlakovej mechanizácii na $10,5^\circ$ bude mať teda hodnotu:

$$c_{m0 \text{ kl } 10,5^\circ} = -0,131$$

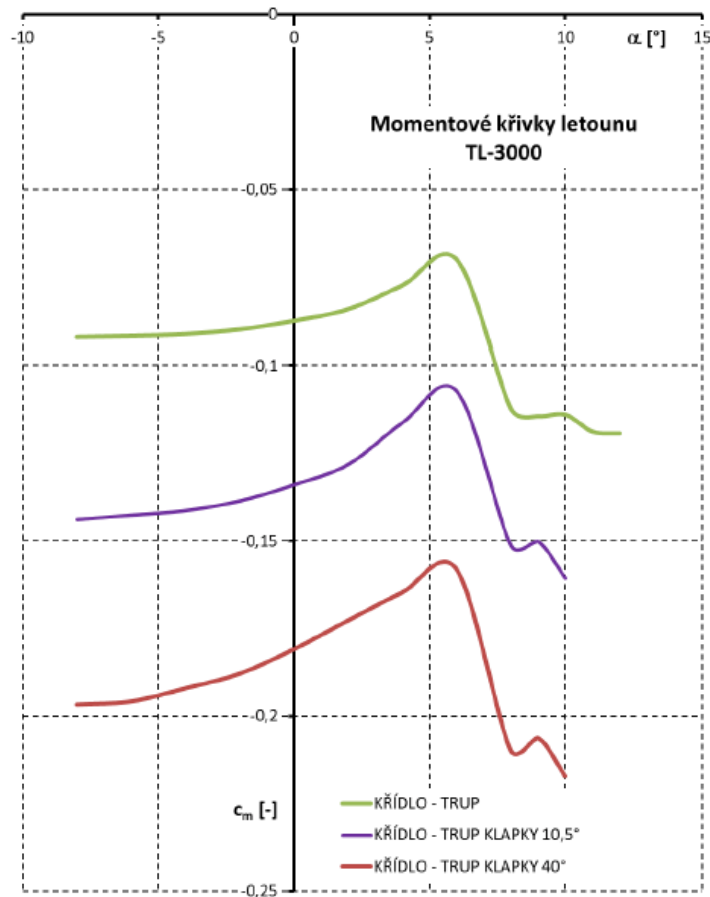
Pre vysunuté klapky na 40° :

$$c_{Lmax \text{ kl } 40^\circ} = 1,67$$

$$\Delta c_{m0 \text{ kl } 40^\circ} = -0,105$$

Súčiniteľ momentu pri vysunutej vztlakovej mechanizácii na 40° bude mať teda hodnotu:

$$c_{m0 \text{ kl } 40^\circ} = -0,184$$



Obrázok 22: Momentové krivky pre konfigurácie: bez klapiek, s klapkami na 10,5° a s klapkami na 40° [3]

Pri krídelkových prípadoch budú platiť pre súčiniteľ momentu nasledujúci vzťahy:

$$c_{m0 v_a} = c_{m0} - 0,01 \cdot \delta_{\max KR}$$

$$c_{m0 v_d} = c_{m0} - 0,01 \frac{\delta_{\max KR}}{3}$$

Pričom hodnoty maximálnych výchyliek sú 7,5° pre kladnú výchylku (výchylka dolu) a -11,5° pre zápornú výchylku (výchylka hore) [2].

Z toho vyplýva, že hodnoty pre súčiniteľ momentu pri kladnom aj zápornom vychýlení krídelka budú:

$$c_{m0 v_{a+}} = -0,182$$

$$c_{m0 v_{a-}} = -0,008$$

$$c_{m0 v_{d+}} = -0,132$$

$$c_{m0 v_{d-}} = -0,069$$

Pri lete na chrbte bolo potrebné, aby sa určil minimálny súčiniteľ vztlaku. Na určenie spomínaného minimálneho súčiniteľa vztlaku bol použitý program XFLR 5 a jeho hodnota je:

$$c_{Lmin} = -0,66$$

6.3. Postup výpočtu

Pre potreby výpočtu aerodynamického zaťaženia je dôležité vedieť aj rozloženie vztlaku po polrozpätí krídla. Na zistenie spomínaného rozloženia vztlaku po polrozpätí krídla bol použitý program GLAUERT III. Poznáme a rozlišujeme tri zaťažovacie prípady z hľadiska zaťaženia krídla aerodynamickými silami. Sú to:

➤ Symetrické prípady

Pre výpočet súčiniteľa vztlaku v týchto prípadoch platí:

$$c_{Lc} = c_{Lkr} \cdot c_{Ln}(y) + c_{L0}(y)$$

➤ Nesymetrické prípady

Pre výpočet súčiniteľa vztlaku v týchto prípadoch platí:

$$c_{Lc} = c_{Lkr} \cdot c_{Ln}(y) + c_{L0}(y) + c_{Lkr\ sym}(y) + c_{Lkr\ anti}(y)$$

➤ Klapkové prípady

Pre výpočet súčiniteľa vztlaku v týchto prípadoch platí:

$$c_{Lc} = c_{Lkr} \cdot c_{Ln}(y) + c_{L0}(y) + c_{Lkr\ sym}(y) + c_{Lkr\ anti}(y) + c_{L\ klapky}$$

6.3.1. Výpočet zaťaženia od aerodynamických síl

- Líniové a vztlakové zaťaženie

$$q(y) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_{Lc}$$

- Posúvajúca sila

$$T(y) = \int_0^{b/2} q(y) dy$$

- Ohybový moment

$$M_o(y) = \int_0^{b/2} T(y) dy$$

- Spojitý moment k aerodynamickému stredu

$$q_{Mk}(y) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c(y)^2 \cdot c_{m0}(y)$$

- Krútiaci moment k aerodynamickému stredu

$$M_k(y) = \int_0^{b/2} q_{Mk}(y) dy$$

6.3.2. Výpočet zaťaženia od zotrvačných síl

- Spojité zaťaženie

$$q_z(y) = \frac{m_{kr} \cdot g \cdot n \cdot c(y)}{S_{kr}}$$

- Posúvajúca sila od zotrvačných síl

$$T_z(y) = \int_0^{b/2} q_z(y) dy$$

- Ohybový moment od zotrvačných síl

$$M_{oz}(y) = \int_0^{b/2} T_z(y) dy$$

- Krútiaci moment ku aerodynamickému strediu od zotrvačných síl

$$M_{kz}(y) = \int_0^{b/2} q_z(y) \cdot c(y) \cdot (x_T - 0,25) dy$$

Po prebehnutej konzultácii bolo odporúčané sa zamerať na kritické body obálky centráže, čiže maximálnu prednú centráž a maximálnu zadnú centráž. Obálka centráží bola určené a dodaná firmou, kde:

$$x_{T \text{ predná}} = 0,21$$

$$x_{T \text{ zadná}} = 0,32$$

6.3.3. Výpočet prevádzkového zaťaženia pre voľné krídlo

Pre priebehy výslednej posúvajúcej sily, ohybového a krútiaceho momentu voľného krídla budú platiť nasledujúce vzťahy:

- Výsledná posúvajúca sila

$$T(y) = T(y) + T_z(y)$$

- Výsledný ohybový moment

$$M_o(y) = M_o(y) + M_{oz}(y)$$

- Výsledný krútiaci moment

$$M_k(y) = M_k(y) + M_{kz}(y)$$

6.3.4. Výpočet prevádzkového zaťaženia pre krídlo so vzperou

Je samozrejmé, že k získaným priebehom síl a momentov je potrebné pripočítať vplyv vzpery na krídlo.

Keďže vzpera odoberá ohybový moment, tak v mieste vzpery (vzperové rebro) bude ohybový moment najväčší a v mieste koreňového rebra, kde sa spája s trupom bude nulový. Od toho sa bude aj vyvíjať veľkosť sily, ktorá pôjde do vzpery, respektíve ktorá bude odobratá od posúvajúcej sily. Veľkosť sily, ktorá bude odobratá sa určí podľa vzťahu:

$$T_{vz} = \frac{M_{O \text{ koreň}}}{r_{\text{koreň-vzpera}}}$$

Priebeh ohybového momentu od sily T_{vz} bude určený ako:

$$M_{o_{vz}}(y) = \int_0^{r_{\text{koreň-vzpera}}} T_{vz} dy$$

Výsledný priebeh tohto ohybového momentu od sily odobratej vzperou bude mať lineárny charakter.

Keďže je krútiaci moment počítaný k aerodynamickému strediu, ktorý je v 25 percentách a hlavný nosník je v tridsiatich percentách, tak táto vzniknutá sila bude spôsobovať novo vzniknutý krútiaci moment na ramene:

$$r_{M_k} = (0,3 - 0,25) \cdot c_0$$

Výsledný krútiaci moment od sily odobratej vzperou bude určený podľa vzťahu:

$$M_{k_{vz}} = T_{vz} \cdot r_{M_k}$$

Priebeh posúvajúcej sily $M_{k_{vz}}$ bude mať konštantný charakter od miesta zavedenia sily T_{vz} do konštrukcie až po koreňové rebro. Pri kladných násobkoch bude mať sila T_{vz} zápornú hodnotu a krútiaci moment od tejto sily bude kladný, pri záporných násobkoch to bude opačne.

Výsledné vzťahy pre posúvajúcu silu, krútiaci a ohybový moment budú mať teda tvar:

- Výsledná posúvajúca sila

$$T(y) = T(y) + T_z(y) + T_{vz}(y)$$

- Výsledný ohybový moment

$$M_o(y) = M_o(y) + M_{o_z}(y) + M_{o_{vz}}(y)$$

- Výsledný krútiaci moment

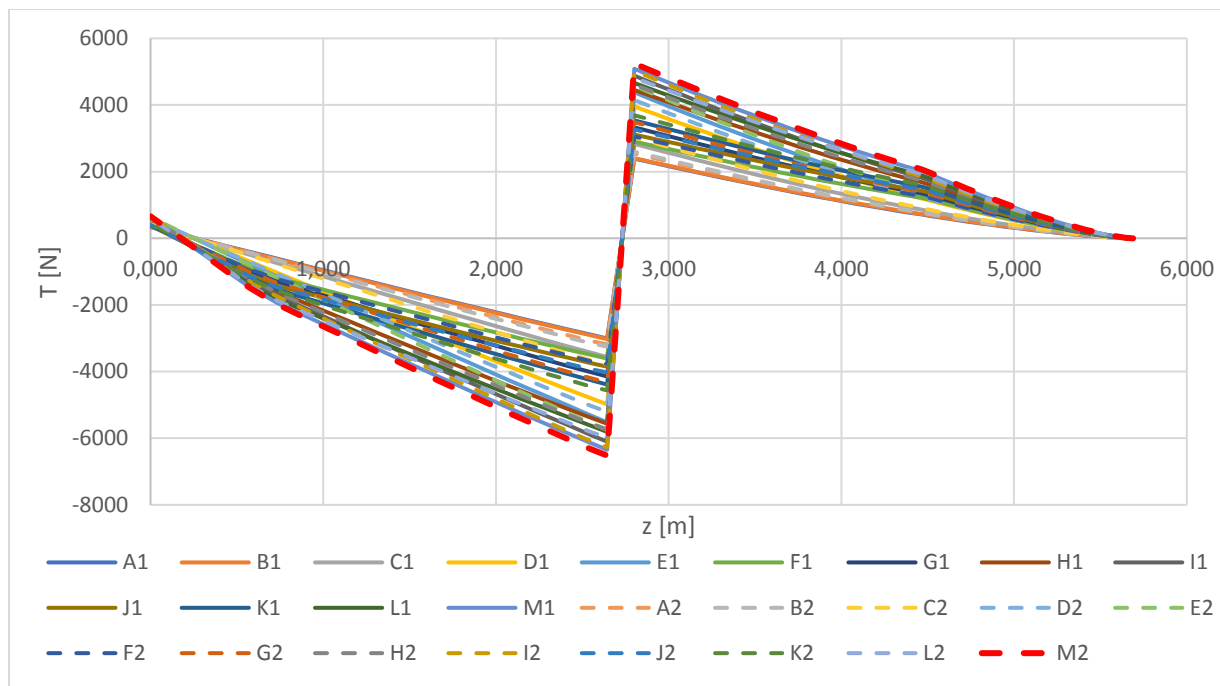
$$M_k(y) = M_k(y) + M_{k_z}(y) + M_{k_{vz}}(y)$$

Z toho vyplýva, že v mieste rebra, kde bude uchytená vzpera, bude maximálny ohybový moment a zároveň tam bude aj skoková zmena pre posúvajúcu silu a tak isto aj skoková zmena krútiaceho momentu⁹.

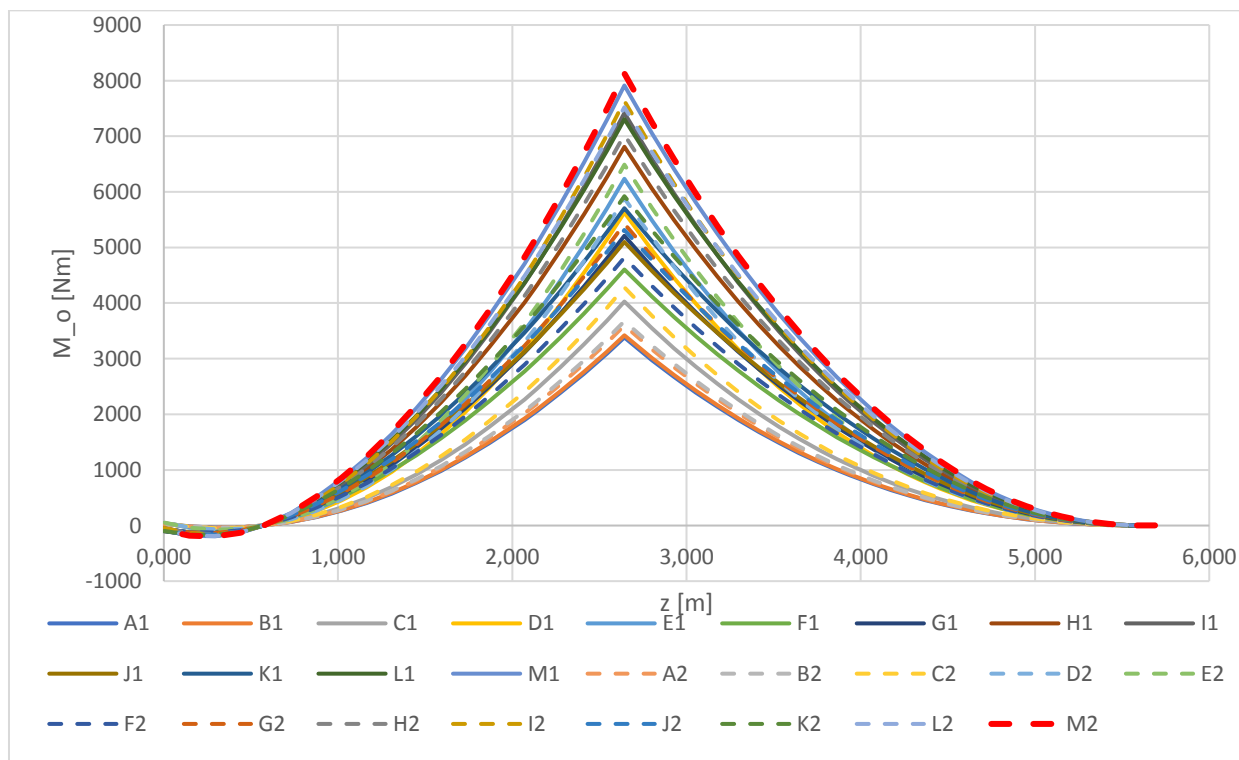
Pomocou získaných výstupov z programu Glauert III, pomocou postupu výpočtov v kapitole 3 *Obálka letových zaťažení* a pomocou predošlých vzorcov sa určili a následne vykreslili priebehy posúvajúcej sily, ohybového momentu a krútiaceho momentu (T, M_o, M_k) po polrozpätí krídla pre všetky hmotnostné konfigurácie zobrazené v tabuľke 8. V nasledujúcich obrázkoch sú zobrazené priebehy zaťaženia vybraných letových prípadov, v rámci ktorých boli získané maximálne hodnoty posúvajúcej sily, ohybového momentu a krútiaceho momentu. Následne v prílohe č. 1 sú zobrazené porovnania priebehov zaťaženia v rámci všetkých prípadov zaťaženia pre všetky vybrané hmotnostné konfigurácie. Na základe toho boli určené

⁹ Excelovské súbory (2 kusy) pre výpočet zaťaženia pre konfigurácie s podvesníkmi aj bez podvesníkov sú ako prílohy 6 a 7, kde sa dá nakonfigurovať hmotnosť a centráž

maximálne možné hodnoty priebehov posúvajúcej sily, ohybového a krútiaceho momentu (pre maximálnu prednú aj pre maximálnu zadnú centráž) pre každý jeden letový prípad¹⁰.

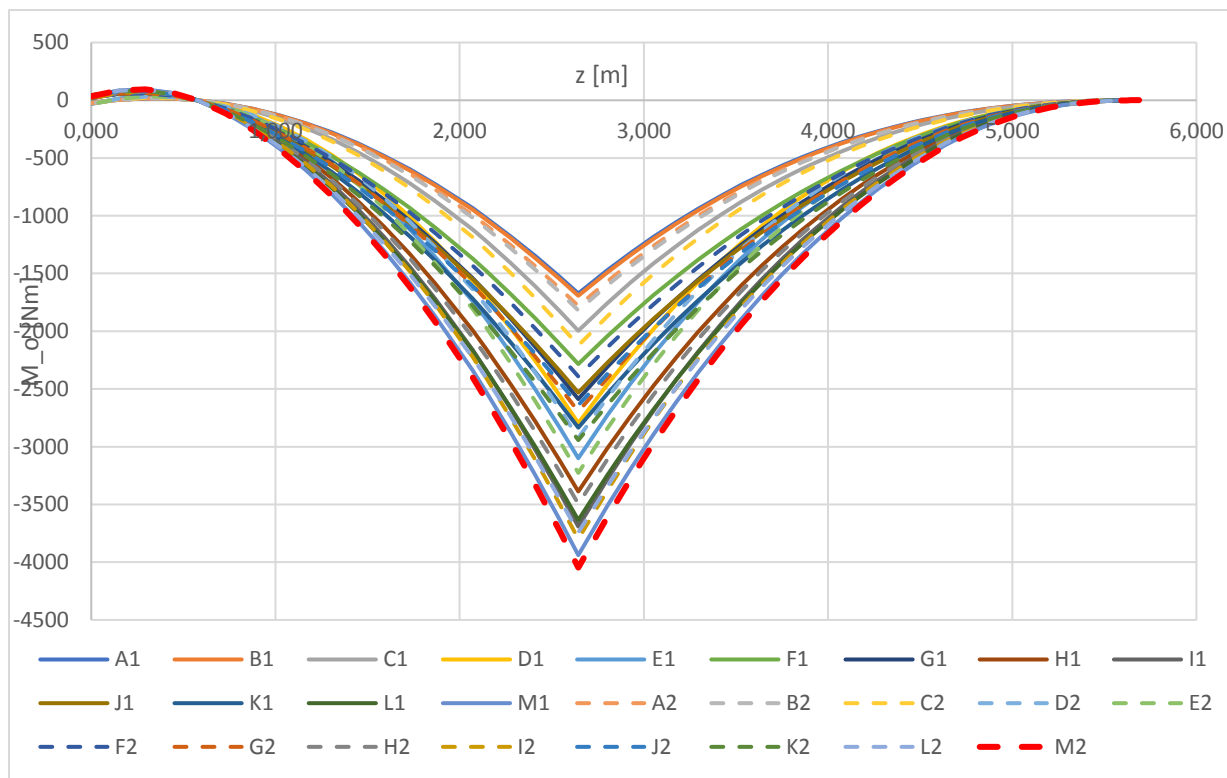


Obrázok 23: Priebeh zaťaženia od posúvajúcej sily pri rýchlosti v_D a násobku 4

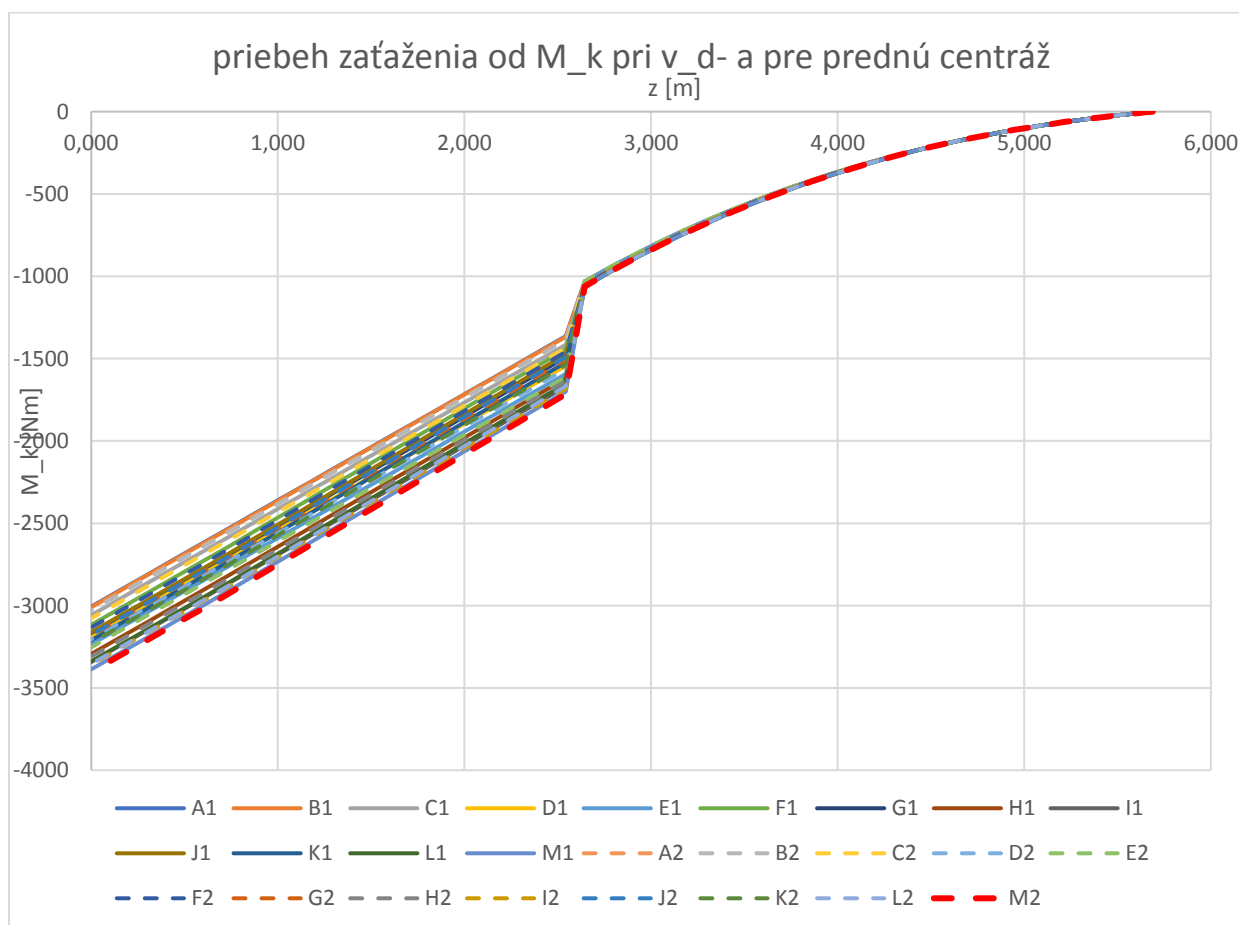


Obrázok 24: Zaťaženie od ohybového momentu pri rýchlosti v_d a násobku 4

¹⁰ Porovnanie zaťaženi pre všetky hmotnostné kategórie v rámci jednotlivých prípadov zaťaženi je možné vidieť v prílohe 8



Obrázok 25: Priebeh zaťaženia od ohybového momentu pri cestovnej rýchlosti a násobku -2



Obrázok 26: Priebeh zaťaženia od M_k pri v_d , násobku -1,5 a pre prednú centráž

6.3.5. Výpočet početného zaťaženia

Výsledné hodnoty boli vyhodnotené tak, že v rámci každého letového prípadu sa porovnávalo zaťaženie od každej hmotnostnej konfigurácie. Z porovnaných spomenutých hodnôt boli následne vybraté maximálne hodnoty posúvajúcej sily, ohybového a krútiaceho momentu a prenasobené bezpečnostným súčiniteľom f , ktorý má hodnotu 2,25 podľa predpisu UL2, keďže sa jedná o kompozitné materiály.

- Výsledná posúvajúca sila

$$T_{poč} = T \cdot f$$

- Výsledný ohybový moment

$$M_{o_{poč}} = M_o \cdot f$$

- Výsledný krútiaci moment

$$M_{k_{poč}} = M_k \cdot f$$

Maximálne hodnoty zaťaženia od posúvajúcej sily, ohybového momentu a krútiaceho momentu budú zobrazené jednotlivo vo vybraných kontrolných rezoch krídla.

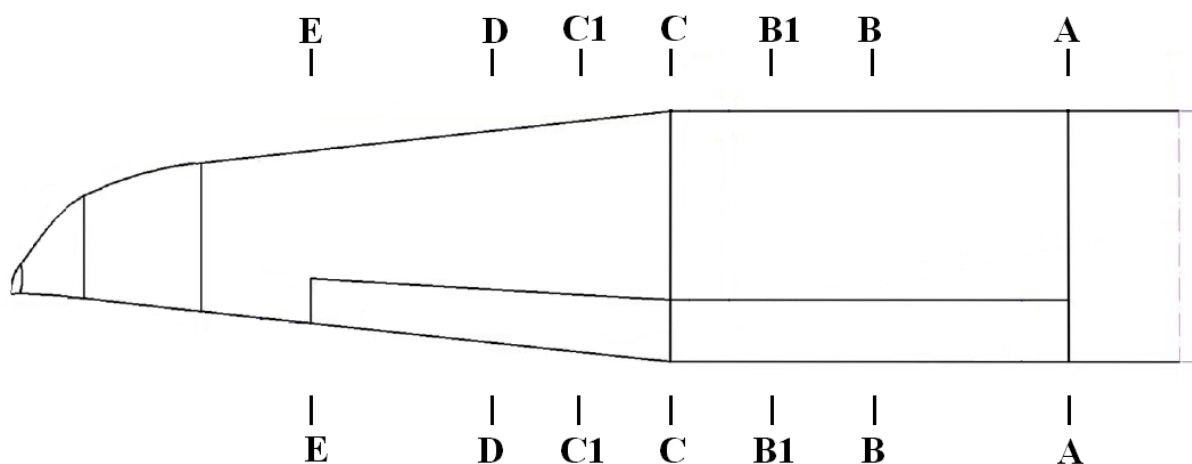
7. Pevnostná kontrola krídla

Na kontrolu pevnosti krídla bolo zvolených niekoľko kontrolných rezov, v ktorých boli zistené maximálne hodnoty od všetkých zložiek zaťaženia, ako sú posúvajúca sila, ohybový a krútiaci moment. Hlavné kontrolné rezy sú A – A až E – E (obrázok 27), pričom rezy B1 – B1 a C1 – C1 sú kontrolné rezy pre veľkosti pričných plôch pásnic. Hlavné kontrolné rezy boli zvolené z niekoľkých dôvodov:

Rez A – A – rez s maximálnou absolútnou hodnotou krútiaceho momentu

Rez C – C – rez s maximálnou absolútnou hodnotou ohybového momentu a posúvajúcej sily, zároveň sa jedná o rez kde je uchytená vzpera na krídlo

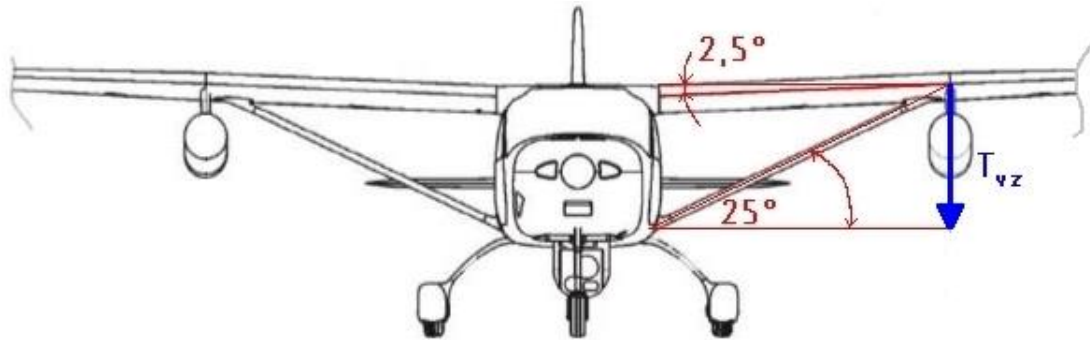
Rez E – E – rez spojenia nástavca krídla s krídlom



Obrázok 27: Kontrolné rezy na krídle

Polohy kontrolných rezov na polrozpätí krídla budú zobrazené v nasledujúcich tabuľkách spolu s hodnotami zaťaženia.

Avšak nie všetky maximálne hodnoty od zaťažovacích zložiek v kontrolnom reze odpovedali rovnakému letovému prípadu zaťaženia, niekedy dokonca neodpovedali ani rovnakej hmotnostnej konfigurácii. Preto bolo potrebné ďalej zistiť a doplniť, o ktoré konkrétne hmotnostné konfigurácie a ktoré konkrétne prípady letových zaťažení sa jednalo a následne doplniť ostatné zložky zaťaženia, ktoré tomu odpovedali. Keďže sa jedná o krídlo hornoplošného usporiadania so vzperou, tak je potrebné počítať aj so silou, ktorá je zavádzaná do nosníka krídla práve spomínanou vzperou (obrázok 28).



Obrázok 28: Uhol vzpery a vzopätia krídla

Zavedená sila do nosníka pre všetky prípady letových zaťažení sa určí podľa nasledujúceho vzťahu:

$$F_{nosník} = \cot\left(\frac{25 \cdot \pi}{180}\right) \cdot \frac{T_{vz}}{\cos\left(\frac{2,5 \cdot \pi}{180}\right)}$$

Táto sila bude pôsobiť len od miesta prichytenia vzpery na nosník až po koreňové rebro, čiže v celej obdĺžnikovej časti krídla a cez závesy bude prenášaná do centroplánu. Po celej tejto dĺžke bude mať konštantnú veľkosť v rámci určitého typu zaťaženia a hmotnostnej konfigurácie.

Keďže vzpera je braná ako prútové teleso, ktoré po celej svojej dĺžke má nemenné charakteristiky priečného prierezu, tak je potrebné, aby bola vykonaná kontrola vzpery na stratu stability. Ako prvé je potrebné zistiť maximálne možné sily pôsobiace do (tlakové sily pri negatívnych násobkoch) respektíve zo vzpery (ťahové sily pri kladných násobkoch). Tieto hodnoty je možné získať pomocou nasledujúceho vzťahu¹¹:

$$F_{vzpera\ po\check{c}} = 1,5 \cdot \frac{T_{vz}}{\sin\left(\frac{25 \cdot \pi}{180}\right)}$$

Po analýze zo získaných dát z predošlej kapitoly boli zistené nasledujúce maximálne hodnoty:

Tabuľka 10 Maximálne hodnoty síl, pôsobiace do, respektíve zo vzpery

<i>Hm. Konfigurácia</i>	<i>Hmotnosť</i>	<i>Prípad</i>	<i>Násobok</i>	T_{vz}	$F_{vzpera\ po\check{c}}$
	[kg]	[-]	[-]	[N]	[N]
M2	968	v_{D+}	+4	12 100	43 950
E2	603	v_{C-}	-2	-6 500	-23 100

Veľkosť získanej tlakovej sily (so záporným znamienkom) môžeme považovať za hodnotu kritickej eulerovej sily, ktorá je určená vzťahom:

¹¹ Vzťah je prenášaný bezpečnostným koeficientom 1,5 [13], keďže ide duralový trubku, teda výsledná hodnota vzťahu je pre početné zaťaženie

$$F_{k\varepsilon} = c \cdot \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{l^2}$$

Takže môžeme tvrdiť:

$$F_{vzpera \text{ poč } E2} = c \cdot \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{l^2}$$

Kde c vyjadruje spôsob uloženia oboch koncov prútu. V tomto prípade uloženia, sa to môže brať ako uloženie do vetknutia na oboch koncoch, takže koeficient c bude mať hodnotu 4. Youngov modul pružnosti pre dural má hodnotu 72 000 MPa. Dĺžka vzpery l a vonkajší priemer D boli určená programom CATIA V5 a majú hodnotu

$$l = 1902 \text{ mm}$$

$$D = 40 \text{ mm}$$

Keďže chceme zanechať vonkajší priemer nezmenený, tak nám treba určiť vnútorný priemer prútu. Na to, aby sme ho mohli určiť, je potrebné určiť najprv kvadratický moment prierezu prútu:

$$J = \frac{l^2 \cdot F_{vzpera \text{ poč } E2}}{\pi^2 \cdot c \cdot E}$$

Vnútorný priemer sa následne vyjadří z kvadratického momentu prierezu ako:

$$d = \sqrt[4]{D^4 - \frac{64 \cdot J}{\pi}}$$

V nasledujúcej tabuľke sú zobrazené výsledné hodnoty priemerov a kvadratického momentu:

Tabuľka 11: geometrické charakteristiky priečneho prierezu prútu

l	[mm]	1 902
D	[mm]	40
J	[mm ⁴]	29 400
d	[mm]	37,5
$d_{zvolené}$	[mm]	37
$J_{vysledne}$	[mm ⁴]	33 670

V momente ako sú známe všetky prierezové charakteristiky, je možné vykonať kontrolu prútu vzpery na ťahovú silu:

$$\sigma_{\alpha h} = \frac{F_{vzpera \text{ poč } M2}}{S_{prierez}} = \frac{4 \cdot F_{vzpera \text{ poč } M2}}{\pi \cdot (D^2 - d_{zvolene}^2)} = 242 \text{ MPa}$$

$$k = \frac{R_m}{\sigma_{\alpha h}} = \frac{420}{242} = 1,73$$

Ako je možné vidieť vzperová trubka s hrúbkou steny 1,5 mm dokáže prenieť ako ťahové tak tlakové zaťaženie.

Rez A – A

Poloha od osi lietadla: 0,574 m

Letový prípad zaťaženia: v_{D-} (let pri rýchlosti strmhlav a násobku -1,5)

Hmotnostná konfigurácia: M2 (968 kg)

Tabuľka 12 Zaťaženie v reze A – A

		prevádzkové	početné	
posúvajúca sila	T	545	1227	[N]
ohybový moment	M_o	0	0	[Nm]
sila do nosníka od vzpery	$F_{nosník}$	25 930	58 344	[N]
krútiaci moment	M_k	-3 050	-6 862	[Nm]

Rez B – B

Poloha od osi lietadla: 1,59 m

Letový prípad zaťaženia: v_{D+} (let pri rýchlosti strmhlav a násobku 4)

Hmotnostná konfigurácia: M2 (968 kg)

Tabuľka 13 Zaťaženie v reze B – B

		prevádzkové	početné	
posúvajúca sila	T	-4 080	-9 180	[N]
ohybový moment	M_o	2 690	6 053	[Nm]
sila do nosníka od vzpery	$F_{nosník}$	25 930	58 344	[N]
krútiaci moment	M_k	70	158	[Nm]

Rez B1 – B1

Poloha od osi lietadla: 2,14 m

Letový prípad zaťaženia: v_{D+} (let pri rýchlosti strmhlav a násobku 4)

Hmotnostná konfigurácia: M2 (968 kg)

Tabuľka 14 Zaťaženie v reze B1 – B1

		prevádzkové	početné	
posúvajúca sila	T	-5 400	-12 150	[N]
ohybový moment	M_o	5 210	11 723	[Nm]
sila do nosníka od vzpery	$F_{nosník}$	25 930	58 344	[N]
krútiaci moment	M_k	380	855	[Nm]



Rez C – C

Poloha od osi lietadla: 2,644 m

Letový prípad zaťaženia: v_{D+} (let pri rýchlosti strmhlav a násobku 4)

Hmotnostná konfigurácia: M2 (968 kg)

Tabuľka 15 Zaťaženie v reze C – C

		prevádzkové	početné	
posúvajúca sila	T	-6 520	-14 670	[N]
ohybový moment	M_o	8 130	18 293	[Nm]
sila do nosníka od vzpery	$F_{nosník}$	25 930	58 344	[N]
krútiaci moment	M_k	-912	-2 052	[Nm]

Rez C1 – C1

Poloha od osi lietadla: 3,05 m

Letový prípad zaťaženia: v_{D+} (let pri rýchlosti strmhlav a násobku 4)

Hmotnostná konfigurácia: M2 (968 kg)

Tabuľka 16 Zaťaženie v reze C1 – C1

		prevádzkové	početné	
posúvajúca sila	T	4 705	10 587	[N]
ohybový moment	M_o	5 970	13 544	[Nm]
sila do nosníka od vzpery	$F_{nosník}$	0	0	[N]
krútiaci moment	M_k	-705	-1 587	[Nm]

Rez D – D

Poloha od osi lietadla: 3,644 m

Letový prípad zaťaženia: v_{D+} (let pri rýchlosti strmhlav a násobku 4)

Hmotnostná konfigurácia: M2 (968 kg)

Tabuľka 17 Zaťaženie v reze D – D

		prevádzkové	početné	
posúvajúca sila	T	3 500	7 875	[N]
ohybový moment	M_o	3 480	7 830	[Nm]
sila do nosníka od vzpery	$F_{nosník}$	0	0	[N]
krútiaci moment	M_k	-458	-1 031	[Nm]

Rez E – E

Poloha od osi lietadla: 4,514 m

Letový prípad zaťaženia: v_{D+} (let pri rýchlosti strmhlav a násobku 4)

Hmotnostná konfigurácia: M2 (968 kg)

Tabuľka 18 Zaťaženie v reze E – E

		prevádzkové	početné	
posúvajúca sila	T	1 970	4 433	[N]
ohybový moment	M_o	1 040	2 340	[Nm]
sila do nosníka od vzpery	$F_{nosník}$	0	0	[N]
krútiaci moment	M_k	-205	-462	[Nm]

7.1. Odhadovaný počet vrstiev pre pásnicu v kontrolných rezoch

V každom jednom reze bol na začiatok urobený odhad v počte vrstiev laminátu v pásnici pomocou teórie zaťažovania tenkostenných konštrukcií a následne po prvotnom odhade bol odhadovaný počet vrstiev upravený tak, aby prevádzkové napätie v pásnici nepresahovalo hodnotu 400 MPa (900 MPa početné napätie). Hlavným dôvodom je, aby sa predišlo únavovým poškodeniam. Tieto získané počty vrstiev slúžili ako referenčné hodnoty, ktoré boli najprv skontrolované pomocou teórie zaťažovania kompozitných konštrukcií. Ak hodnoty počtu vrstiev nevyhovovali, tak sa počet upravil na vyhovujúcu hodnotu.

Pri riešení návrhu počtu vrstiev v pásnici budeme predpokladať, že ohybový moment bude prenášaný len pásnicami a ničím iným. V reze A – A je síce hodnota výsledného ohybového momentu nulová, ale je požadované, aby pásnice dokázali preniesť silu vyvolanú zavedenou silou od vzpery, preto je tam zavedená sila rovnakej maximálnej hodnoty ako v rezoch B – B až C – C a aj preto je v reze A – A navrhnutý rovnaký počet vrstiev ako v reze B – B. Hodnoty v reze E – E sú rovnaké ako pre krídlo, tak aj pre nástavec.

Najprv treba určiť veľkosť sily idúcej do pásnice pre tlakové zaťaženie respektíve z pásnice pre ťahové zaťaženie:

$$F_{horná pásnica} = \frac{M_{poč}}{h_e} + \frac{F_{nosník poč}}{2}$$

$$F_{dolná pásnica} = \frac{M_{poč}}{h_e} - \frac{F_{nosník poč}}{2}$$

Keď už máme určenú veľkosť sily, tak plochy pásnic sa určia podľa nasledujúcich vzťahov:

$$S_t = \frac{F_{horná pásnica}}{\sigma_{PtL}}$$

$$S_d = \frac{F_{dolná pásnica}}{\sigma_{PdL}}$$

Kde σ_{PtL} respektíve σ_{PdL} je medza pevnosti v longitudinálnom smere pre tlak respektíve ťah¹². Počet vrstiev pre danú plochu bude hodnota zaokrúhlená hore na nula desatinných miest daná podielom priečnej plochy a hrúbky danej vrstvy:

¹² Ťahová pevnosť v longitudinálnom smere vybraného vlákna je 2 344 MPa a tlaková pevnosť v longitudinálnom smere je 1 790 MPa, čo je možné vidieť aj v prílohe 5

$$n_{t \text{ lam}} = \frac{S_t}{t_{\text{lam}} \cdot w_{\text{pasnice}}}$$

$$n_{d \text{ lam}} = \frac{S_d}{t_{\text{lam}} \cdot w_{\text{pasnice}}}$$

Kde t_{lam} je hrúbka pásnice a w_{pasnice} jej šírka. Pre tieto výpočty ako referenčná hodnota w_{pasnice} bude rovnaká ako na pásnice pôvodného krídla, a teda:

$$w_{\text{pasnice}} = 30 \text{ mm}$$

V predošlej kapitole bol pre pásnicu zvolený materiál jednosmerný uhlíkový kompozit, tak hrúbka jednej vrstvy bude mať hodnotu:

$$t_{\text{lam}} = 0,125 \text{ mm}$$

Avšak keď po kontrole prevádzkového napätia v pásniciach s týmto počtom vrstiev zistíme, že hodnota napätia je väčšia ako 400 MPa (900 MPa pre početné napätie) tak sa počet vrstiev určí ako:

$$n_{\text{lam horná}} = \frac{F_{\text{horná pásnica}}}{900 \cdot t_{\text{lam}} \cdot w_{\text{pasnice}}}$$

$$n_{\text{lam dolná}} = \frac{F_{\text{dolná pásnica}}}{900 \cdot t_{\text{lam}} \cdot w_{\text{pasnice}}}$$

Výsledná hodnota bude opäť zaokrúhlená nahor na nula desatinných miest.

Tabuľka 19 Počet vrstiev pre pásnicu so šírkou 30 mm

Rez	A – A	B – B	B1 – B1	C – C	C1 – C1	D – D	E – E
$n_{\text{lam horná}}$	20	20	30	42	27	18	7
$n_{\text{lam dolná}}$	20	4	13	25	27	18	7

Z dôvodu relatívne vysokej odhadovanej hodnoty počtu vrstiev v rezoch bola upravená šírka pásnice:

$$w_{\text{pasnice}} = 50 \text{ mm}$$

Následne odhadované počty vrstiev v jednotlivých rezoch budú mať hodnoty:

Tabuľka 20 Počet vrstiev v pásnici so šírkou 50 mm

Rez	A – A	B – B	B1 – B1	C – C	C1 – C1	D – D	E – E
$n_{\text{lam horná}}$	12	12	18	26	16	11	4
$n_{\text{lam dolná}}$	12	3	8	15	16	11	4

Z dôvodu kontinuity spodnej pásnice sa upravia počty vrstiev v rezoch A – A, B – B a B1 – B1 a výsledné návrhové hodnoty počtu vrstiev v jednotlivých rezoch pre pásnicu so šírkou 50 mm sú:

Tabuľka 21 Upravený počet vrstiev v pásniciach so šírkou 50 mm

Rez	A – A	B – B	B1 – B1	C – C	C1 – C1	D – D	E – E
$n_{lam\ horná}$	12	12	18	26	16	11	4
$n_{lam\ dolná}$	12	12	12	16	16	11	4

7.2. Odhadovaný počet vrstiev v poťahu a stojny

7.2.1. Krídlo

7.2.1.1. Návrh a kontrola poťahu

Pre skladbu poťahu je navrhnutých niekoľko variantov, ktoré budú následne pevnostne a hmotnostne analyzované.

SKLADBA 1: 2 x sklená tkanina 92 125 (280 g/m^2)
 1 x pena 80kg/m^3 5 mm
 2 x sklená tkanina 92 125 (280 g/m^2)
 $t_c = 5,88\text{ mm}$
 [45/-45/pena/-45/45]

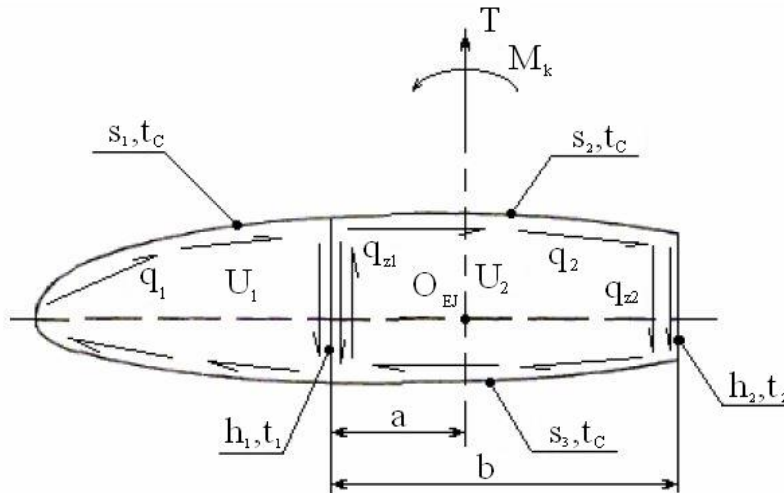
SKLADBA 2: 1 x sklená tkanina 92 110 (163 g/m^2)
 1 x sklená tkanina 92 125 (280 g/m^2)
 1 x sklená tkanina 92 110 (163 g/m^2)
 1 x pena 80kg/m^3 5 mm
 1 x sklená tkanina 92 110 (163 g/m^2)
 1 x sklená tkanina 92 125 (280 g/m^2)
 1 x sklená tkanina 92 110 (163 g/m^2)
 $t_c = 5,952\text{ mm}$
 [45/-45/45/pena/45/-45/45]

SKLADBA 3: 1 x sklená tkanina 92 110 (163 g/m^2)
 1 x sklená tkanina 92 125 (280 g/m^2)
 1 x pena 80kg/m^3 5 mm
 1 x sklená tkanina 92 125 (280 g/m^2)
 1 x sklená tkanina 92 110 (163 g/m^2)
 $t_c = 5,696\text{ mm}$
 [45/-45/pena/-45/45]

SKLADBA 4: 1 x sklená tkanina 90 070 (80 g/m^2)
 1 x sklená tkanina 92 110 (163 g/m^2)
 1 x pena 80kg/m^3 5 mm
 1 x sklená tkanina 92 110 (163 g/m^2)
 1 x sklená tkanina 90 070 (80 g/m^2)
 $t_c = 5,528\text{ mm}$
 [45/-45/pena/-45/45]

Skladba poťahu sa po rozpätí (koreň krídla – začiatok nástavca) nebude meniť, a teda aj hrúbka sendvičového materiálu bude konštantná. Čo sa týka skladby stojny po polrozpätí

Na počítanie šmykových tokov je potrebné vedieť geometrické parametre jednotlivých rezov (obrázok 29), ktoré sú zistené pomocou programu CATIA V5:



Obrázok 29: Geometria rezu

Tabuľka 22 Geometrické hodnoty vybraných kontrolných rezov programom CATIA V5

Rez	A – A	C1 – C1	D – D	E – E	
c	1 300	1213	1086	900	[mm]
U_1	67 000	55 000	41 000	22 000	[mm ²]
U_2	61 000	54 000	45 000	31 000	[mm ²]
b	390	373	343	280	[mm]
s_1	952	858	723	534	[mm]
s_2	366	325	294	281	[mm]
s_3	366	325	295	281	[mm]
h_1	174	160	142	116	[mm]
t_1	9,32	9,32	9,32	40,88	[mm]
h_2	121	113	103	90	[mm]
t_2	4,88	4,88	4,88	4,88	[mm]

Na výpočet šmykových tokov bol použitý výpočet odhadu polohy elastickej osi¹³.

Výpočet kvadratických momentov pásnic:

$$J_1 = \frac{A_{1pd} \cdot A_{1ph}}{A_{1pd} \cdot A_{1ph}} \cdot h_1^2$$

$$J_2 = \frac{A_{2pd} \cdot A_{2ph}}{A_{2pd} \cdot A_{2ph}} \cdot h_2^2$$

Výpočet odhadu polohy elastickej osi¹⁴:

¹³ Rozdiel medzi polohou elastickej osi a stredom šmyku nie je až taký markantný a výpočet polohy elastickej osi je jednoduchší.

$$a = b \cdot \frac{E_2 \cdot J_2}{E_2 \cdot J_2 + E_1 \cdot J_1}$$

Akonáhle je určený odhad polohy elastickej osi, je možné zistiť veľkosť krútiaceho momentu k tejto osi:

$$M_{kEO} = M_k + T \cdot (x_{EO} - x_{AS}) = M_k + T \cdot (0,1 \cdot c + a)$$

Šmykové toky od krútiaceho momentu v jednotlivých dutinách určíme na základe Bredtovho vzťahu, ktorý má tvar:

$$M_{kEO} = 2 \cdot U_1 \cdot q_1 + 2 \cdot U_2 \cdot q_2$$

Ešte je potrebné zadať podmienku, že skrútenie prvej dutiny je rovnako veľké ako skrútenie druhej dutiny:

$$\frac{1}{2 \cdot U_1} \cdot \int_1 \frac{q_v \cdot ds}{G \cdot t} = \frac{1}{2 \cdot U_2} \cdot \int_2 \frac{q_v \cdot ds}{G \cdot t}$$

Pričom q_v je výsledný šmykový tok a je daný ako súčet šmykových tokov závislých ako od krútiaceho momentu, tak aj posúvajúcej sily v jednotlivých dutinách:

$$q_v = q_T + q_{M_k} = q_{z1} + q_{z2} + q_1 + q_2$$

Veľkosti šmykových tokov vyvolané posúvajúcou silou sa určia podľa vzťahov:

$$q_{z1} = \frac{T \cdot (b - a)}{h_1 \cdot b}$$

$$q_{z2} = \frac{T \cdot a}{h_2 \cdot b}$$

Jediné neznáme ostávajú už len šmykové toky označené ako q_1 a q_2 , ktoré budú odvodené ako:

$$q_2 = \frac{\frac{U_2 \cdot s_1 \cdot M_{kEO}}{2 \cdot U_1^2 \cdot t} + \frac{U_2 \cdot h_1 \cdot M_{kEO}}{2 \cdot U_1^2 \cdot t_1} + \frac{U_2 \cdot h_1 \cdot q_{z1}}{U_1 \cdot t_1} - \frac{h_1 \cdot q_{z2}}{t_2} + \frac{h_1 \cdot M_{kEO}}{2 \cdot U_1 \cdot t_1} + \frac{h_1 \cdot q_{z1}}{t_1}}{\frac{2 \cdot U_2^2 \cdot s_1}{2 \cdot U_1^2 \cdot t^2} + \frac{2 \cdot U_2^2 \cdot h_1}{2 \cdot U_1^2 \cdot t_1} + \frac{s_2 + s_3}{t} + \frac{h_2}{t_2} + \frac{h_1}{t_1} + \frac{4 \cdot U_2 \cdot h_1}{2 \cdot U_1 \cdot t_1}}$$

$$q_1 = \frac{M_{kEO} - 2 \cdot U_2 \cdot q_2}{2 \cdot U_1}$$

Hodnoty šmykových tokov v stojnách nosníkov budú určené ako:

$$q_{s1} = q_2 - q_1 - q_{z1}$$

$$q_{s2} = -q_{z2} - q_2$$

¹⁴ Výpočet veľkosti ekvivalentných modulov pružnosti E_1 a E_2 bude určený podľa teórie výpočtu namáhania kompozitných materiálov, postup výpočtu je opísaný nižšie.

KONTROLNÝ REZ A – A

Tabuľka 23 Hodnoty šmykových tokov a použité hodnoty pri výpočtoch v reze A – A

Skladba poťahu	1	2	3	4	
t_c	5,88	5,952	5,696	5,528	[mm]
J_1	5 680 534,5	5 735 031	5 541 265	5 414 105	[mm ⁴]
J_2	1 484 597	1 500 410	1 444 188	1 407 292	[mm ⁴]
a	46,5	46,3	44,2	38,95	[mm]
M_{KEO}	-6 645 504	-6 645 676	-6 648 275	-6 654 694	[Nmm]
q_{z1}	6,21	6,21	6,25	6,35	[Nmm]
q_{z2}	1,21	1,2	1,14	1,01	[Nmm]
q_1	-34	-33,5	-34,2	-34,6	[Nmm]
q_2	-17,5	-17,64	-17	-16,54	[Nmm]
q_{s1}	10	9,7	10,92	11,71	[Nmm]
q_{s2}	16,3	16,4	15,83	15,53	[Nmm]

KONTROLNÝ REZ C1 – C1

Tabuľka 24 Hodnoty šmykových tokov a použité hodnoty pri výpočtoch v reze C1 – C1

Skladba poťahu	1	2	3	4	
t_c	5,88	5,952	5,696	5,528	[mm]
J_1	5 203 200	5 249 280	5 085 440	5 977 920	[mm ⁴]
J_2	1 294 777	1 308 567	1 259 534	1 227 356	[mm ⁴]
a	35,2	35,5	32,7	27,3	[mm]
M_{KEO}	70 033	-72 987	43 024	-13 570	[Nmm]
q_{z1}	59,9	59,87	60,4	61,3	[Nmm]
q_{z2}	8,85	8,92	8,2	6,86	[Nmm]
q_1	-3,1	-3,1	-3,25	-3,68	[Nmm]
q_2	3,8	3,8	3,7	3,62	[Nmm]
q_{s1}	-53	-52,92	-53,42	-54	[Nmm]
q_{s2}	-12,65	-12,75	-11,9	-10,5	[Nmm]

KONTROLNÝ REZ D – D

Tabuľka 25 Hodnoty šmykových tokov a použité hodnoty pri výpočtoch v reze D – D

Skladba poťahu	1	2	3	4	
t_c	5,88	5,952	5,696	5,528	[mm]
J_1	3 531 220	3 567 515	3 438 466	3 353 777	[mm ⁴]
J_2	1 075 752	1 087 210	1 046 472	1 019 737	[mm ⁴]
a	53	52,5	51,4	47,41	[mm]
M_{KEO}	242 366	238 409	229 362	198 191	[Nmm]
q_{z1}	47	47	47,2	47,82	[Nmm]
q_{z2}	11,5	11,71	11,5	10,6	[Nmm]
q_1	-0,61	-0,7	-0,67	-0,95	[Nmm]
q_2	3,25	3,3	3,15	3,06	[Nmm]
q_{s1}	-43,1	-43	-43,36	-43,8	[Nmm]
q_{s2}	-15,1	-15	-14,6	-13,64	[Nmm]

KONTROLNÝ REZ E – E

Tabuľka 26: Hodnoty smykových tokov a použité hodnoty pri výpočtoch v reze E - E

Skladba poľahu	1	2	3	4	
t_c	5,88	5,952	5,696	5,528	[mm]
J_1	2 188 282	2 212 503	2 126 384	2 069 869	[mm ⁴]
J_2	821 340	830 088	798 984	778 572	[mm ⁴]
a	57,55	56,9	56,65	54,4	[mm]
M_{KEO}	192 115	189 174	188 106	178 121	[Nmm]
q_{z1}	30,36	30,5	30,5	30,8	[Nmm]
q_{z2}	10,12	10	9,97	9,57	[Nmm]
q_1	4,3	4,22	4,2	3,95	[Nmm]
q_2	0,05	0,06	0,06	0,07	[Nmm]
q_{s1}	-34,6	-34,6	-34,6	-34,7	[Nmm]
q_{s2}	-10,17	-10	-10	9,6	[Nmm]

Keďže rezy C1 – C1, D – D a E – E prechádzajú jedným spoločným panelom, ktorý nie je delený žiadnym rebrom, tak sa na kontrolu tohto panelu vyberie maximálna hodnota šmykového toku pre každú jednu skladbu poľahu.

Na to, aby sa mohlo určiť maximálne kritické šmykové napätie v kompozitnom paneli, je potrebné zistiť hodnoty členov submatice D matice tuhosti laminátu. Postup výpočtu sa ukáže na prvej navrhutej skladbe poľahu.

Na začiatok je potrebné určiť geometrickú štruktúru laminátu poľahu, ktorá závisí na hrúbkach jednotlivých vrstiev, a teda aj celkového laminátu:

$$\begin{aligned}
 h_0 &= -2,94 \text{ mm} & t &= 5,88 \text{ mm} \\
 h_1 &= -2,72 \text{ mm} & h^{(lamina\ 1)} &= -2,83 \text{ mm} \\
 h_2 &= -2,5 \text{ mm} & h^{(lamina\ 2)} &= -2,61 \text{ mm} \\
 h_3 &= 2,5 \text{ mm} & h^{(lamina\ 3)} &= 0 \text{ mm} \\
 h_4 &= 2,72 \text{ mm} & h^{(lamina\ 4)} &= 2,61 \text{ mm} \\
 h_5 &= 2,94 \text{ mm} & h^{(lamina\ 5)} &= 2,83 \text{ mm}
 \end{aligned}$$

Po určení geometrických charakteristík kompozitnej pásnice je potrebné určiť aj Poissonovo číslo, aby mohli byť určené nasledujúce a potrebné tuhostné charakteristiky:

Pre sklené vlákno:

$$\mu_{21} = \mu_{12} \left(\frac{E_2}{E_1} \right) = 0,3 \cdot \left(\frac{18}{19} \right) = 0,284$$

Pre penu¹⁵:

¹⁵ Penu berieme ako izotropný materiál, teda má vo všetkých smeroch rovnaké vlastnosti

$$\mu_{21} = \mu_{12} \left(\frac{E_2}{E_1} \right) = 0,3 \cdot \left(\frac{66}{66} \right) = 0,3$$

V prípade, že všetky vrstvy kompozitu sú rovnakého materiálu, tak pre všetky vrstvy bude platiť, že ich matica tuhosti vrstvy laminátu Q bude totožná a jej členy budú mať tvar, avšak v tomto prípade majú vrstvy rôzne materiály¹⁶:

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} & \frac{\mu_{21}E_1}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} & 0 \\ \frac{\mu_{12}E_2}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} & \frac{E_2}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix}$$

Po dosadení budú mať členy tuhostnej matice vrstvy laminátu hodnoty:

$$Q = \begin{bmatrix} 20\,771 & 5\,903,34 & 0 \\ 5\,903,34 & 19\,677,76 & 0 \\ 0 & 0 & 3\,800 \end{bmatrix} MPa$$

Všeobecné znenie Hookovho zákona sa dá zapísať v maticovom tvare ako:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{22} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix}$$

Avšak toto znenie platí v súradnicovej sústave spojenej s namáhaným kompozitom, a preto je potrebné vykonať transformáciu znenia, aby sa súradnicový systém zhodoval so všeobecným súradnicovým systémom, v ktorom pôsobia zložky zaťažovacích síl, keďže nie vždy sú tieto systémy zhodné. Tieto transformačné matice budú mať tvar:

$$T = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & +2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & +\sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix}$$

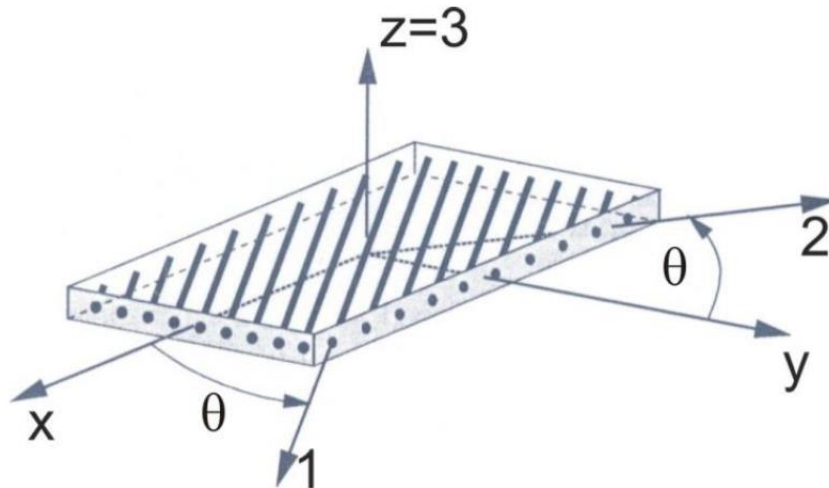
$$T^{-1} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & +2 \sin \theta \cos \theta \\ +\sin \theta \cos \theta & -\sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix}$$

$$T^T = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & -\sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & +\sin \theta \cos \theta \\ +2 \sin \theta \cos \theta & -2 \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix}$$

$$T^{T^{-1}} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & +\sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -\sin \theta \cos \theta \\ -2 \sin \theta \cos \theta & +2 \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix}$$

Kde θ predstavuje uhol natočenia laminátovej vrstvy ku všeobecnému súradnicovému systému xy , čo je zobrazené aj na obrázku 30.

¹⁶ Pre ukážku výpočtu je použitý výpočet sklenej tkaniny 29 125 (280 g/m²)



Obrázok 30: Vzťah medzi všeobecným súradnicovým systémom a materiálovým súradnicovým systémom

Transformačné matice pre vrstvu s natočením $\theta = 45^\circ$ voči všeobecnému súradnicovému systému bude:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{T} &= \begin{bmatrix} 0,5 & 0,5 & 1 \\ 0,5 & 0,5 & -1 \\ -0,5 & 0,5 & 0 \end{bmatrix} & \mathbf{T}^{-1} &= \begin{bmatrix} 0,5 & 0,5 & -1 \\ 0,5 & 0,5 & 1 \\ 0,5 & -0,5 & 0 \end{bmatrix} \\
 \mathbf{T}^T &= \begin{bmatrix} 0,5 & 0,5 & -0,5 \\ 0,5 & 0,5 & 0,5 \\ 1 & -1 & 0 \end{bmatrix} & \mathbf{T}^{T^{-1}} &= \begin{bmatrix} 0,5 & 0,5 & 0,5 \\ 0,5 & 0,5 & -0,5 \\ -1 & 1 & 0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

Výsledný transformovaný tvar Hookovho zákona bude mať tvar:

$$\mathbf{T} \cdot \boldsymbol{\sigma}_{12} = \mathbf{Q} \cdot \mathbf{T}^{T^{-1}} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_{12}$$

Následnou úpravou môžeme získať tvar:

$$\boldsymbol{\sigma}_{12} = \mathbf{T}^{-1} \cdot \mathbf{Q} \cdot \mathbf{T}^{T^{-1}} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_{12} = \bar{\mathbf{Q}} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_{12}$$

Pričom matica $\bar{\mathbf{Q}}$ je transformovaná matica tuhosti vrstvy laminátu. Keďže všetky vrstvy laminátu v pásnici sú orientované rovnakým smerom ($\theta = 0^\circ$) a zároveň členy tuhostnej matice \mathbf{Q} každej jedenej vrstvy majú zhodné hodnoty, tak aj hodnoty členov transformovanej matice tuhosti laminátu budú mať rovnaké hodnoty:

$$\begin{aligned}
 \bar{\mathbf{Q}} &= \mathbf{T}^{-1} \mathbf{Q} \mathbf{T}^{T^{-1}} \\
 \bar{\mathbf{Q}}^{(45^\circ)} &= \begin{bmatrix} 16\,863,9 & 9\,263,9 & 0 \\ 9\,263,9 & 19\,014,8 & 0 \\ 0 & 0 & 7\,160,5 \end{bmatrix} \text{ MPa}
 \end{aligned}$$

V prípade, že uhol natočenia vrstiev laminátu je 0° , materiálový súradnicový systém bude totožný so všeobecným súradnicovým systémom a aj preto budú hodnoty členov matice tuhosti vrstvy laminátu a transformovanej matice tuhosti vrstvy laminátu zhodné.

Po získaní výsledných hodnôt matíc tuhostí vrstiev laminátu môže byť určená aj výsledná matica tuhosti laminátu, ktorá má tvar:

$$\begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}$$

A Hookov zákon pre laminát bude mať tvar:

$$\begin{pmatrix} q \\ m \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon^0 \\ \kappa \end{pmatrix}$$

Pričom submatice A, B¹⁷ a D sa nazývajú matice membránovej tuhosti, matica väzbovej tuhosti a matica ohybovej tuhosti. Členy týchto matíc sa určia podľa nasledujúcich vzťahov:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k \cdot (h_k - h_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k \cdot (h_k^2 - h_{k-1}^2)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k \cdot (h_k^3 - h_{k-1}^3)$$

Výsledné hodnoty členov matice tuhosti laminátu budú mať hodnoty:

$$\begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 15\,225,9 & 8\,237,9 & 0 & 1,5 \cdot 10^{-11} & 8,18 \cdot 10^{-12} & 0 \\ 8\,237,9 & 15\,699,1 & 0 & 8,18 \cdot 10^{-12} & 1,4 \cdot 10^{-11} & 0 \\ 0 & 0 & 4\,858,46 & 0 & 0 & -4\,097 \\ 1,5 \cdot 10^{-11} & 8,18 \cdot 10^{-12} & 0 & 189\,669 & 108\,873 & 0 \\ 8,18 \cdot 10^{-12} & 1,4 \cdot 10^{-11} & 0 & 108\,873 & 189\,669 & 0 \\ 0 & 0 & -4\,097 & 0 & 0 & 84\,317,8 \end{bmatrix}$$

Po zistení hodnôt členov matice ohybovej tuhosti D_{11} , D_{22} , a D_{33} sa určí koeficient K_0 z data itemu ESDU 80023¹⁸, vďaka ktorému je možné určiť kritické hodnoty šmykových tokov v kontrolovaných paneloch:

$$q_{xykrit} = \frac{(K_0 \cdot \sqrt{D_{11} \cdot D_{22}})}{a \cdot b}$$

Bezpečnosť panelu sa potom určí ako podiel kritického šmykového toku ku maximálnemu šmykovému toku:

$$\eta = \frac{q_{xykrit}}{q_{2max}}$$

¹⁷ Symetrické zloženie vrstiev laminátu spôsobí, že táto submatrica má všetky členy nulové.

¹⁸ Graf bude súčasťou prílohy 9.

PANEL 1: rozmery 2 070 x 366 mm

Tabuľka 27 Hodnoty odpovedajúce panelu 1

poťah	1	2	3	4
q_{xykrit}	89,16	100,3	77,5	59
q_{2max}	-17,5	-17,64	-17	-16,54
η	5,1	5,7	4,55	3,57

PANEL 2¹⁹: rozmery 1 870 x 303 mm

Tabuľka 28 Hodnoty odpovedajúce panelu 2

poťah	1	2	3	4
q_{xykrit}^{20}	119,2	134,1	103,6	78,8
q_{2max}	4,3	4,22	4,2	3,5
η	27,72	31,78	24,67	19,95

Ako je možné vidieť, najkritickejšie miesto, čo sa týka poťahu, je v koreni krídla, avšak aj napriek tomu všetky navrhované skladby poťahu dokážu preniesť početné zaťaženie. Aj napriek tomu, že všetky skladby poťahu dokážu preniesť početné zaťaženie, tak je odporúčané implementovať zosilňujúci pás sklenej tkaniny v mieste nábežnej hrany, hlavného a vedľajšieho nosníka, v mieste koreňového rebra a v mieste vstupu vzpery do krídla.

Podľa teoretického množstva použitého materiálu pre návrh skladby 2 môžeme predpokladať, že táto skladba bude nielen najťažšia, ale zároveň aj najdrahšia. Návrh skladby 4 síce dokáže preniesť všetky početné zaťaženia, ale je zložená z tenkých materiálov a aj pri použití posilňujúceho pásiku by mohlo veľmi ľahko dôjsť k pretlačeniu respektíve inej poruche materiálu. Pri porovnaní ostatných návrhov skladieb 1 a 3 zistíme, že sú veľmi podobné, avšak hmotnosť tkaniny na skladbu 1 je o 20% vyššia ako hmotnosť použitých tkanín pri skladbe 3. Pri porovnaní hrúbky použitých tkanín na skladbe 3 a 4 bolo zistené, že hrúbka tkanín návrhu skladby 3 je o viac ako 40% vyššia²¹.

Z vyššie popísaných porovnaní je najadekvátnejšou voľbou pre skladbu poťahu výber návrhu skladby číslo 3 s použitím zosilňujúcich pásov na spomínaných miestach.

7.2.1.2. Kontrola stojny

Pri kontrole stojny hlavného a pomocného nosníka je potrebné zaviesť predpoklad, že na prenose šmykových tokov sa budú podieľať len vlákna a pena bude zastávať úlohu zabránenia zborenia steny.

¹⁹ Keďže tento panel má tvar lichobežníka, tak jeho kratšia strana bola upravená tak, aby vznikol obdĺžnik s rovnakým obsahom a rovnakou dĺžkou tej dlhšej strany.

²⁰ V prípade panelu číslo 2 a panelu poťahu nástavca krídla sa na grafe ESDU 80023 nepretli krivka, ktorej hodnota je určená členmi matice ohybovej tuhosti laminátu a priamka, ktorej hodnota je daná predovšetkým rozmermi panelov, preto z tohto dôvodu bola odčítaná najvyššia možná hodnota koeficienta K_0 , túto hodnotu preto budeme brať ako konzervatívnu hodnotu.

²¹ Skladba je zobrazená v prílohe 10.

HLAVNÝ NOSNÍK

Pri predpoklade, ktorý bol zavedený, je skladba nosníka v rezoch A – A až E – E rovnaká, lebo po celej dĺžke nosníka je celkovo 6 vrstiev skleneného vlákna. Z toho dôvodu sa z týchto rezov zoberie na kontrolu maximálna hodnota šmykového toku v hlavnom nosníku. Výsledné šmykové zaťaženie v stojne bude určené podľa vzťahu:

$$\tau = \frac{q_{smax}}{t_s}$$

Bezpečnosť stojny sa určí následným podielom kritického (dovoleného) šmykového zaťaženia a šmykového zaťaženia, ktoré je v stojne:

$$\eta = \frac{\tau_{krit}}{\tau_{max}}$$

Pre stojnu hlavného nosníka v rezoch A – A až E – E platí, že majú rovnaký počet vrstiev skleneného vlákna, takže šmykový tok nám tu bude prenášať 6 vrstiev sklenej tkaniny o hrúbke 0,22 mm, pričom maximálny šmykový tok je v reze C1 – C1 pri skladbe poťahu číslo 4:

$$\eta = \frac{50}{\frac{54}{1,32}} = 1,22$$

Z toho vyplýva, že skladba stojny je schopná preniesť početné zaťaženie²².

POMOCNÝ NOSNÍK

Pri postupe výpočtu kontroly návrhu stojny pomocného nosníka sa bude postupovať rovnako ako pri výpočte kontroly návrhu stojny hlavného nosníka.

Maximálny šmykový tok pre pomocný nosník v reze A – A a jeho bezpečnosť je:

$$\eta = \frac{50}{\frac{16,4}{0,88}} = 2,68$$

Navrhnutý pomocný nosník je schopný preniesť početné zaťaženie²³.

7.2.2. Krídlový nástavec

Pre skladbu poťahu nástavca bol navrhnutý jeden variant, ktorý bude skontrolovaný, prípadne ak nebude pevnostne vyhovovať, tak bude upravený. Pri zisťovaní hodnoty kritického šmykového toku bude braný do úvahy obdĺžnikový panel rovnakým spôsobom ako pri paneli 2 poťahu krídla.

²² Skladba stojny hlavného nosníka je zobrazená v prílohe 11.

²³ Skladba pomocného nosníka je zobrazená v prílohe 12.

SKLADBA : 2 x sklená tkanina 90 070 (80 g/m²)
 1 x pena 80kg/m³ 3 mm
 2 x sklená tkanina 90 070 (80 g/m²)
 $t_c = 3,24 \text{ mm}$
 [45/-45/pena/-45/45]
 uvažované rozmery panelu: 1175 x 280 mm

Navrhovaná skladba pomocného nosníka bude iná ako pri pomocnom nosníku v krídle a pri výpočtoch budeme pracovať s predpokladom, že sa tento pomocný nosník nebude podieľať na prenášaní posúvajúcej sily.

SKLADBA: 2 x sklená tkanina 92 125 (280 g/m²)
 [45/-45]

Čo sa týka hlavného nosníka, v mieste krakorca bude mať mohutnejšiu skladbu, keďže je potrebné, aby sa dôkladne preniesol ohybový moment a posúvajúca sila.

REZ E – E: 2x 2 x sklená tkanina 92 125 (280 g/m²)
 1 x pena 80kg/m³ 29 mm
 2 x sklená tkanina 92 125 (280 g/m²)
 $t_c = 29,88 \text{ mm}$
 [45/-45/pena/-45/45]

KONTROLNÝ REZ E – E

Tabuľka 29 Smykové toky v reze E - E v krídlom nastavci

Skladba poľahu	1	
t_c	3,24	[mm]
M_{KEO}	-63 030	[Nmm]
q_{z1}	38,21	[Nmm]
q_{z2}	0	[Nmm]
q_1	-1,94	[Nmm]
q_2	0,4	[Nmm]
q_{s1}	-35,88	[Nmm]
q_{s2}	-0,4	[Nmm]

7.2.2.1. Kontrola poľahu

$$q_{xykrit} = \frac{(K_0 \cdot \sqrt{D_{11} \cdot D_{22}})}{a \cdot b} = 19,4 \text{ Nmm}$$

$$\eta = \frac{q_{xykrit}}{q_{2max}} = \frac{19,4}{0,4} = 48,5$$

K navrhutej skladbe poľahu²⁴ nastavca je odporúčané pridať aj zosilňujúci pás v miestach, ako sú nábežná hrana a miesta hlavného a pomocného nosníka a tak isto aj v mieste rebra.

²⁴ Skladba poľahu nastavca je zobrazená v prílohe 13.

7.2.2.2. Kontrola stojny hlavného nosníka

$$\tau = \frac{q_{smax}}{t_s} = \frac{35,88}{0,88} = 40,77 \text{ MPa}$$

$$\eta = \frac{\tau_{krit}}{\tau_{max}} = \frac{50}{40,77} = 1,23$$

7.2.2.3. Kontrola stojny pomocného nosníka

Keďže sa pomocný nosník podieľa na prenose krútiaceho momentu a je v ňom určitý šmykový tok, tak aj tento nosník treba skontrolovať:

$$\tau = \frac{q_{smax}}{t_s} = \frac{0,4}{0,44} = 0,9 \text{ MPa}$$

$$\eta = \frac{\tau_{krit}}{\tau_{max}} = \frac{50}{0,9} = 55$$

Navrhnutá skladba stojny je schopná preniesť výsledné početné zaťaženie²⁵.

7.3. Kontrola počtu vrstiev pásnice v kontrolných rezoch pomocou teórie zaťažovania kompozitných materiálov

Keďže v tejto fáze už disponujeme odhadovými množstvami vrstiev pre pásnicu a stojnu, tak to môžeme podrobiť kontrole vo forme výpočtov podľa teórie namáhania kompozitných konštrukcií a na základe výsledkov v prípade potreby upraviť ich počet. Avšak musíme zaviesť predpoklad, že pásnica bude prenášať len ohybový moment a tlakovú silu zavedenú do nosníka od vzpery. Krútiaci moment bude prenášaný len poťahom a posúvajúca sila stojnou hlavného nosníka.

Pásnica a stojna v reze A – A

Postup výpočtu, bude totožný ako v podkapitole *Návrh a kontrola poťahu* od zistenia geometrickej štruktúry laminátu až po výpočet matice tuhosti laminátu $\begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}$.

Pokiaľ už máme maticu tuhosti laminátu, tak jej inverzná matica sa nazýva matica poddajnosti laminátu pásnice:

$$\begin{bmatrix} a & b \\ b & d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1}$$

$$\begin{bmatrix} a & b \\ b & d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -0,2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0,2 & 16,7 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 26,67 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 21 & -4,2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -4,2 & 349,1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 558,5 \end{bmatrix} \cdot 10^{-5}$$

Na základe člena a_{11} a hrúbky celého laminátu je možné určiť ekvivalentný Youngov modul pružnosti pre pásnicu aj pre stojnu:

²⁵ Skladba stojny hlavného nosníka nástavca je zobrazená v prílohe 14.

$$E_x = \frac{1}{t \cdot a_{66}}$$

Osová tuhosť a tuhosť v ohybe celého nosníka sa následne určia ako:

$$AE_x = \sum A_i E_{x_i}$$

$$\bar{E}_x = \frac{\sum A_i E_{x_i}}{\sum A_i}$$

$$E_x J_z = \sum J_{z_i} E_{x_i}$$

$$\bar{J}_z = \frac{\sum J_{z_i} E_{x_i}}{E_x}$$

Po tom, ako je určená osová a ohybová tuhosť, sa určí napätie v pásnici ako:

- Od osovej sily:

$$\sigma_{xF} = \frac{F_x}{\sum A_i} \frac{E_x}{\bar{E}_x}$$

- Od ohybového momentu:

$$\sigma_{xM_o} = \frac{M_z \cdot y}{\bar{J}_z} \frac{E_x}{\bar{E}_x}$$

Potom pre výsledné napätie v pásnici bude platiť:

$$\sigma_x = \sigma_{xF} + \sigma_{xM_o}$$

Čiže pre hornú pásnicu bude platiť, že napätie od ohybového momentu a osovej sily sa sčítajú, zatiaľ čo pri spodnej pásnici tomu bude naopak a odčítajú sa.

Tabuľka 30 Počty vrstiev uhlíkového vlákna a výsledne napätie v jednotlivých kontrolných rezoch

	A – A	B – B	B1 – B1	C – C	C1 – C1	D – D	E – E	
$n_{lam\ horná}$	12	12	18	26	16	11	4	[–]
$n_{lam\ dolná}$	12	12	12	16	16	11	4	[–]
$\sigma_x\ horná$	357	1284	1457	1566	1688	1140	1625	[MPa]
$\sigma_x\ dolná$	357	572	1469	1965	1688	1140	1625	[MPa]

Keďže sú všetky vrstvy pásnice orientované v smere namáhania, tak výsledné napätia v jednotlivých vrstvách kompozitu budú veľmi blízke získanému výslednému napätiu v pásnici podľa teórie namáhania kompozitných konštrukcií, a preto nie je potrebné popísať postup výpočtu veľkosti napätia v jednotlivých vrstvách pásnic. Avšak ako vidíme kontrola návrhu počtu vrstiev odhalila zvýšené napätie v niektorých rezoch. Tieto hodnoty síce nie sú také vysoké, aby spôsobili stratu stability pásnic, ale sú dostatočne vysoké na to, aby sa časom

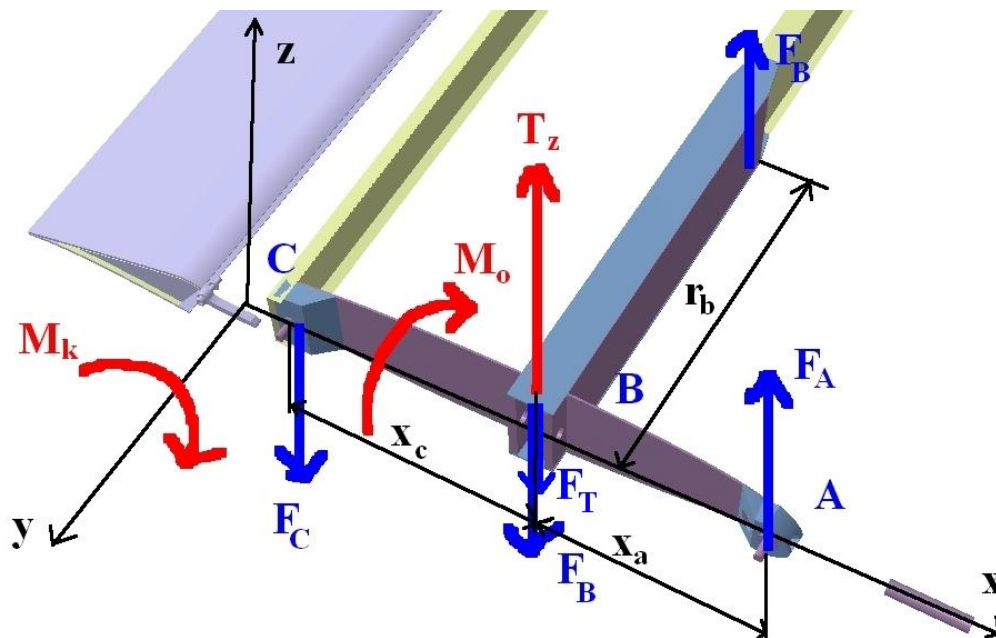
prejavili únavové poškodenia, preto je potrebné zmeniť počet vrstiev²⁶ vo vybraných rezoch na taký počet, aby hodnota napätia nepresiahla 900 MPa²⁷.

Tabuľka 31 Upravené počty vrstiev uhlíkového vlákna a výsledne napätie v jednotlivých kontrolných rezoch

	A – A	B – B	B1 – B1	C – C	C1 – C1	D – D	E – E ²⁸	
$n_{lam\ horná}$	19	19	32	50	31	15	8	[–]
$n_{lam\ dolná}$	12	12	21	38	31	15	8	[–]
$\sigma_x\ horná$	276	880	857	856	896	853	846	[MPa]
$\sigma_x\ dolná$	281	647	870	886	896	853	846	[MPa]

7.4. Zobrazenie reakčných síl v spojení krídlo – nástavec

Pri prenose zaťaženia z krídlového nástavca na krídlo sa v mieste spojenia vytvoria reakčné sily:



Obrázok 31: Reakcie síl v mieste krídlo – nástavec

Na začiatok zavedieme predpoklad, že väzby A a C sa nebudú podieľať na prenášaní posúvajúcej sily, tým pádom krútiaci moment sa bude prenášať týmito dvoma čapmi. Pričom vzdialenosti x_a a x_c sú vzdialenosti od aerodynamického streda.

Ohybový moment bude prenášaný dvojicou síl F_B , ktoré budú pôsobiť na ramene, ktoré predstavuje dĺžku krakorca. Posúvajúca sila bude prenášaná čapom v mieste B.

$$M_k - F_A \cdot x_a - F_C \cdot x_c = 0$$

$$M_o - F_B \cdot r_b = 0$$

$$T - F_T = 0$$

²⁶ Skladby pásníc hlavného nosníka nástavca sú zobrazené v prílohách 15 a 16.

²⁷ Kontrola prebieha s početným zaťažením.

²⁸ Hodnoty v tomto reze platia aj pre pásnice nástavca.

8. Zhrnutie a záver

V rámci tejto práce bolo navrhnuté krídlo UAV lietadla s hornoplošným usporiadaním pre firmu TL – Ultralight. Pri návrhu vnútornej konštrukcie krídla boli navrhnuté aj palivové nádrže s celkovým objemom 434 litrov, čo by malo zaručiť dlhotrvajúci neprerušovaný let. Pri navrhovaní vnútornej štruktúry krídla bol zároveň navrhnutý systém zmenšovania rozpätia krídel po pristání a pri hangárovaní. Voľba návrhu padla na rozoberateľný typ spojenia krídlo – nástavec, aký sa vo veľkej miere používa pri konštrukčných riešeniach veľkých rozpätí klzákov. Dôvodom, prečo bol vybraný práve tento typ zmenšovania rozpätia krídel, je niekoľko, ale predovšetkým preto, lebo je jednoduchý na manipuláciu a obsluhu. Tak isto aj preto, lebo jeho výroba je značne jednoduchšia, ako keby sa do krídla, ktorého vnútorný priestor je čo najviac využitý na objem palivových nádrží, mal implementovať mechanizmus sklápania krídel či už po osi lietadla alebo smerom hore, respektíve dolu. Ďalším dôvodom sú už spomínané palivové nádrže. V prípade implementovania sklápacieho mechanizmu by muselo dôjsť k zníženiu objemu vnútorných nádrží za účelom vytvorenia priestoru pre spomínaný mechanizmus.

Výpočet zaťaženia prebiehal podľa predpisu UL2, takže zvolený bezpečnostný koeficient mal hodnotu 2,25. Keďže sa jedná o UAV lietadlo, ktoré ma v jednom krídle navrhnuté 4 palivové nádrže a zároveň môže byť vybavené rôznymi zariadeniami podľa plánu misie, tak bolo určených celkovo 26 hlavných hmotnostných konfigurácií, pričom väčšina z nich presahovala maximálnu možnú povolenú hodnotu vzletovej hmotnosti 600 kg. Je pravdepodobné, že konfigurácie presahujúce túto hmotnosť budú certifikované v kategórii experimental. Hodnota maximálnej hmotnosti pri plnej konfigurácii bola necelých 1000 kg. Výpočet letovej obálky bol teda zhotovený pre všetky hmotnostné konfigurácie. Celkovo bolo zvolených 23 letových prípadov zaťaženia, v rámci prípadov zaťaženia pre dve polohy klapiek (pristávacia a vzletová poloha). Nesymetrické prípady zaťaženia neboli počítané, lebo sú to kombinácie symetrických prípadov, pričom ich veľkosť v absolútnej hodnote je nižšia a výraznejšie je týmito prípadmi zaťažovaný trup ako krídlo. Po zhotovení všetkých výpočtov (všetky letové zaťaženia pre všetky hmotnostné konfigurácie a pre prednú a zadnú centráž), boli získané dáta analyzované a určené maximá (minimá) pre všetky letové zaťažovacie prípady, v rámci zaťaženia od posúvajúcej sily, ohybového momentu a krútiaceho momentu.

Keďže sa firma TL – Ultralight zaoberá výrobou kompozitových lietadiel, a používa túto technológiu ešte od minulého milénia, tak voľba materiálu pre navrhované krídlo bola jednoznačná. Pri výbere jednotlivých typov tkanín rozhodovalo niekoľko faktorov, ako napríklad: na ktorom konštrukčnom prvku bude daný materiál použitý, merná hmotnosť materiálu (väčšinou sa vzťahuje na m^2 v prípade tkanín a m^3 v prípade peny), v neposlednom rade to bola samozrejme aj cena jednotlivých materiálov (aramidová tkanina je napríklad niekoľkonásobne drahšia ako priemerná cena sklenej tkaniny). Na výrobu pásnic hlavného nosníka je navrhnuté jednosmerné uhlíkové vlákno z dôvodu, že v smere vlákna dokáže najlepšie preniesť zaťaženie. Na výrobu stojny hlavného a pomocného nosníka je navrhnutá sklenená tkanina a pena, ktorá bude slúžiť na to, aby sa predišlo zboreniu stien nosníkov. Na poťah krídla bolo navrhnutých niekoľko rôznych kombinácií vrstiev sklenených tkanín.

Na krídle bolo zvolených sedem kontrolných rezov, pričom posledný z nich slúžil na kontrolu ako krídla, tak aj nástavca. V týchto kontrolných rezoch boli vybrané maximálne hodnoty zaťažovania od posúvajúcej sily, ohybového a krútiaceho momentu. Následne prebehol výpočet návrhu počtu vrstiev v hornej a dolnej pásnici pomocou teórie namáhania tenkostenných konštrukcií tak, aby výsledné hodnoty napätí nepresahovali hodnotu 400 MPa prevádzkového zaťaženia, respektíve 900 MPa početného zaťaženia, z dôvodu zamedzenia vzniku únavových poškodení. Tieto získané hodnoty slúžili ako referenčné hodnoty pre kontrolu poľahu a stojny hlavného a pomocného nosníka. Celkovo boli navrhnuté 4 skladby poľahu, ktoré boli kontrolované a porovnané medzi sebou. Následne bola vybraná skladba číslo 3. Na záver sa ešte skontroloval počet vrstiev v pásniciach podľa teórie namáhania kompozitných konštrukcií. V rezoch, kde bolo početné zaťaženie v pásnici vyššie ako 900 MPa, sa hodnoty vrstiev upravili tak, aby napätie bolo pod touto hranicou.

9. Zoznam použitých zdrojov

- [1] Historie [online]. 2020 [cit. 2021 – 02 – 25] Dostupné z: <<http://www.tl-ultralight.cz>>
- [2] Letová a provozní příručka TL – 3000 Sirius. TL Ultralight. Január 2009
- [3] Doupník, P. Aerostatické podklady letounu TL – 3000. Zpráva LU46-2020-OST.PR, 23. 10. 2019
- [4] SKYLEADER GP ONE : karbon-kompozitní dvousedadlový hornoplošník [online]. 2020 [cit. 2021 – 02 – 25] Dostupné z: <<http://www.skyleader.aero/produkt/skyleader-gp-one/>>.
- [5] Predstavenie lietadla [online]. 2019 [cit. 2021 – 02 – 25] Dostupné z: <<https://skypergt9.sk/foto/flotila-skyper-gt9/>>.
- [6] Eurofox [online]. 2021 [cit. 2021 – 02 – 25] Dostupné z: <<https://www.aeropro.sk/eurofox-aircraft/>>.
- [7] E – 2C Hawkeye [online]. 14.11.2009 [cit. 2021 – 02 – 25] Dostupné z: <http://www.hyperscale.com/2009/reviews/kits/kinetic48013reviewbg_1.htm>.
- [8] ASW 28 – 18 [online]. 2021 [cit. 2021 – 02 – 25] Dostupné z: <<https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/asw-28-18/>>.
- [9] Petrásek, M. Konstrukce letadel I. Brno, ČR: Vojenská akademie v Brně, 2004, 149 s.
- [10] Agarwal, B. D., Vláknové kompozity. Praha, ČR: SNTL – Nakladatelství technické literatury, 1987, 296 s.
- [11] Juračka, J. Kompozitní konstrukce v letectví. Zpráva LU01-2007-OST.ST, 7. 2. 2019
Priezvisko, M. názov v kurzíve. Město, štát : vydavateľstvo, rok počet s. isbn
- [12] Baker, A., Dutton, S., Donald K. Composite materials for aircraft structures. Virginia, USA: American Institute of aeronautics and astronautics, Inc., 2004, 602 s., ISBN 1-56347-540-5
- [13] UL2 – Část I. Požadavky letové způsobilosti SLZ, Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. LAA ČR. 2019
- [14] Zikmund, P. Koncepční návrh letounu TL – 3000. Zpráva LU20-2020-OST.PR, 26. 6. 2019
- [15] Mertl, V. Konstrukce a projektování letadel. Brno, Česká republika: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2000, 136 s., ISBN 80-214-1789-7

10. Zoznam použitých symbolov

a	$[rad^{-1}]$	sklon vztlakovej čiary
a	$[mm]$	poloha elastickej osi
A	$[N/mm]$	matica membránovej tuhosti
b	$[mm]$	vzdialenosť medzi nosníkmi
B	$[N]$	matica väzobnej tuhosti
c	$[mm]$	hĺbka profilu
c_{L0}	$[-]$	súčiniteľ vztlaku pri nulovom uhle nábehu
c_{Lc}	$[-]$	celkový súčiniteľ vztlaku
c_{Lmax}	$[-]$	maximálny súčiniteľ vztlaku
c_{Lmin}	$[-]$	minimálny súčiniteľ vztlaku
c_{Ln}	$[-]$	normálový súčiniteľ vztlaku
c_{m0}	$[-]$	súčiniteľ klopivého momentu pri nulovom uhle nábehu
D	$[Nmm]$	matica ohybovej tuhosti
E	$[MPa]$	Youngov modul pružnosti
E_x	$[MPa]$	ekvivalentný Youngov modul pružnosti
\bar{E}_x	$[MPa]$	osová tuhosť nosníka
f	$[-]$	súčiniteľ bezpečnosti daný predpisom UL2
$F_{dolná pásnica}$	$[N]$	sila pôsobiaca v dolnej pásnici
$F_{horná pásnica}$	$[N]$	sila pôsobiaca v hornej pásnici
$F_{nosník}$	$[N]$	sila pôsobiaca v nosníku
g	$[m/s^2]$	tiažové zrýchlenie
h_1	$[mm]$	výška hlavného nosníka
h_2	$[mm]$	výška pomocného nosníka
h_e	$[mm]$	efektívna výška nosníka
J_1	$[mm^4]$	kvadratický moment pásnice
J_2	$[mm^4]$	kvadratický moment stojny
\bar{J}_z	$[mm^4]$	ohybová tuhosť nosníka
k	$[-]$	zmierňujúci súčiniteľ pri prelete poryvom

m	$[kg]$	hmotnosť
M_k	$[Nm]$	prevádzkový krútiaci moment
$M_{k_{poč}}$	$[Nm]$	početný krútiaci moment
M_{kEO}	$[Nm]$	krútiaci moment k elastickej osy
M_{kVZ}	$[Nm]$	krútiaci moment od sily odobratej vzperou
M_o	$[Nm]$	ohybový moment
$M_{o_{poč}}$	$[Nm]$	početný ohybový moment
n_i	$[-]$	násobok zaťaženia
n_{lam}	$[-]$	počet vrstiev
Q	$[MPa]$	matica tuhosti vrstvy laminátu v materiálovom s.s.
\bar{Q}	$[MPa]$	matica tuhosti vrstvy laminátu vo všeobecnom s.s.
q_1	$[N/mm]$	smykový tok v dutine 1
q_2	$[N/mm]$	smykový tok v dutine 2
q_{Mk}	$[N/mm]$	smykový tok vyvolaný krútiacim momentom
q_T	$[N/mm]$	smykový tok vyvolaný posúvajúcou silou
q_v	$[N/mm]$	výsledný smykový tok
q_{xykrit}	$[N/mm]$	kritická hodnota smykového toku
q_{z1}	$[N/mm]$	smykový tok v stojne hlavného nosníka
q_{z2}	$[N/mm]$	smykový tok v stojne pomocného nosníka
$r_{koreň-vzpera}$	$[m]$	vzdialenosť medzi koreňovým rebrom a stredovým rebrom
r_{MK}	$[m]$	vzdialenosť hlavného nosníka od polohy aerodynamickej osy
S	$[m^2]$	plocha krídel
s_1	$[mm]$	dĺžka panelu
s_2	$[mm]$	dĺžka panelu
s_3	$[mm]$	dĺžka panelu
S_d	$[mm^2]$	plocha pásnice namáhaná tlakom
S_t	$[mm^2]$	plocha pásnice namáhaná ťahom
T	$[N]$	posúvajúca sila
t_1	$[mm]$	hrúbka stojny hlavného nosníka
t_2	$[mm]$	hrúbka stojny pomocného nosníka

t_c	[mm]	hrúbka kompozitného panelu
t_{lam}	[mm]	hrúbka vrstvy
$T_{poč}$	[N]	početná posúvajúca sila
t_s	[mm]	hrúbka stojny bez peny
T_{vz}	[N]	posúvajúca sila odobratá vzperou
u	[m/s]	rýchlosť poryvu
U_1	[mm ²]	plocha prvej dutiny
U_2	[mm ²]	plocha druhej dutiny
v	[m/s]	rýchlosť pri prelete poryvom
v_a	[m/s]	návrhová obratová rýchlosť
v_{af}	[m/s]	návrhová obratová rýchlosť s vysunutými klapkami
v_b	[m/s]	návrhová rýchlosť pri prelete poryvom 15 m/s
v_d	[m/s]	návrhová rýchlosť letu strmhlav
v_f	[m/s]	návrhová maximálna rýchlosť letu s vysunutými klapkami
v_g	[m/s]	návrhová obratová rýchlosť pri lete na chrbte
v_h	[m/s]	návrhová rýchlosť pri maximálnom výkone motora
v_{s1}	[m/s]	návrhová pádová rýchlosť so zasunutými klapkami
v_{sf}	[m/s]	návrhová pádová rýchlosť s vysunutými klapkami
v_{sg}	[m/s]	návrhová pádová rýchlosť pri lete na chrbte
$w_{pasnice}$	[mm]	šírka pásnice
δ	[°]	výchylka krídielka
ε	[-]	pomerné pretvorenia
η	[-]	bezpečnostný koeficient
μ	[-]	relatívny hmotový pomer lietadla
$\mu_{12,21}$	[-]	Poissonovo číslo
ρ_0	[kg/m ³]	hustota vzduchu pri hladine mora
σ_{PtL}	[MPa]	medzná pevnosť v ťahu v longitudinálnom smere
σ_{PdL}	[MPa]	medzná pevnosť v tlaku v longitudinálnom smere
τ	[MPa]	napätie v smyku

11. Prílohy

- Príloha 1 Data sheet AIREX C70
- Príloha 2 Data sheet GLASS FILAMENT FABRICS style number 90 070
- Príloha 3 Data sheet GLASS FILAMENT FABRICS style number 90 110
- Príloha 4 Data sheet GLASS FILAMENT FABRICS style number 92 125
- Príloha 5 Data sheet HEXCEL Carbon fiber AS7
- Príloha 6 Dokument excel pre výpočet zaťaženia bez podvesníkov
- Príloha 7 Dokument excel pre výpočet zaťaženia s podvesníkmi
- Príloha 8 Tabuľky a priebehy zaťaženi pre všetky hmotnostné kategórie v jednotlivých prípadoch zaťaženia
- Príloha 9 Data item ESDU 80023 smykovo zaťažená stena s podopretými okrajmi
- Príloha 10 Navrhovaná skladba potahu krídla
- Príloha 11 Navrhovaná skladba stojny hlavného nosníka krídla
- Príloha 12 Navrhovaná skladba pomocného nosníka krídla
- Príloha 13 Navrhovaná skladba potahu nástavca
- Príloha 14 Navrhovaná skladba stojny hlavného nosníka nástavca
- Príloha 15 Navrhovaná skladba hornej pásnice
- Príloha 16 Navrhovaná skladba dolnej pásnice
- Príloha 17 Navrhovaná skladba pomocného nosníka nástavca
- Príloha 18 Obrázky konštrukčného návrhu rozoberateľného spojenia krídlo – nástavec