

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**BAKALÁŘSKÁ
PRÁCE**

2020

**TOMÁŠ
RUBÁNKO**



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

Návrh křídélka pro rychlostní letoun

Design of aileron for racing airplane

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2020

Tomáš RUBÁNKO

Studijní program: B2341 STROJÍRENSTVÍ

Studijní obor: 3901R051 Konstruování podporované počítačem

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

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení:	Rubánko	Jméno: Tomáš	Osobní číslo: 466578
Fakulta/ústav:	Fakulta strojní		
Zadávací katedra/ústav:	Ústav letadlové techniky		
Studijní program:	Strojírenství		
Studijní obor:	Konstruování podporované počítačem		

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:
Návrh křídélka pro rychlostní letoun

Název bakalářské práce anglicky:
Design of aileron for racing airplane

Pokyny pro vypracování:
Pro vypracování provedte:
1) Rozbor současného stavu
2) Návrh konstrukce
3) Stanovení zatížení
4) Předběžné dimenzování
5) Hmotový rozbor



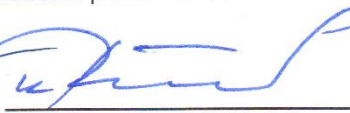
Seznam doporučené literatury:
Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:
Ing. Jiří Brabec, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2020** Termín odevzdání bakalářské práce: **07.08.2020**

Platnost zadání bakalářské práce:

 Ing. Jiří Brabec, Ph.D. podpis vedoucí(ho) práce	 Ing. Robert Theiner, Ph.D. podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry	 prof. Ing. Michael Valášek, DrSc. podpis děkana(ky)
--	---	---

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

<hr/>	<hr/>
Datum převzetí zadání	Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci s názvem „Návrh křídélka pro rychlostní letoun“ vypracoval samostatně pod vedením Ing. Jiřího Brabce, Ph.D., s použitím zdrojů uvedených na konci mé bakalářské práce v seznamu použitých zdrojů.

V Praze dne

.....

podpis

Poděkování

Tímto bych chtěl poděkovat mému vedoucímu práce Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D. za jeho odbornou pomoc, trpělivost a vstřícnou a včasnou komunikaci i v nepříznivých dobách.

Autor: Tomáš Rubánko

Název bakalářské práce: Návrh křídélka pro rychlostní letoun

Rok: 2020

Studijní program: Strojírenství

Studijní obor: Konstruování podporované počítačem

Ústav: Ústav letadlové techniky

Rozsah práce: 41 stran, 23 obrázků, 4 grafy, 12 tabulek

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

Klíčová slova: křídélko, rychlostní letoun, zatížení, pevnost, stabilita

Anotace:

Cílem této bakalářské práce je navrhnout křídélko pro malý rychlostní letoun. Na začátku je popsáno, o jaký letoun se jedná a jak se obecně letoun aerodynamicky řídí. Dále jsou popsány možnosti konstrukce a tomu odpovídající výběr materiálů. Ze zmíněných variant je vytvořen návrh konstrukce. Následuje výpočtová část, kde je nejprve stanoveno zatížení křídélka a posléze i pevnostní výpočty navrhované konstrukce. Na konci je zpracován hmotnostní rozbor celého návrhu.

Author: Tomáš Rubánko

Title of the bachelor thesis: Design of aileron for racing airplane

Year: 2020

Major: Mechanical Engineering

Specialization: Computer-aided design

Department: Department of Aerospace Engineering

Range of the thesis: 41 pages, 23 pictures, 4 graphs, 12 tables

Supervisor: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.

Key words: aileron, racing airplane, load, strength, stability

Annotation:

The target of this bachelor thesis is to design a small racing airplane aileron. In the beginning, there is mentioned what kind of airplane it is and how an airplane is controlled using aerodynamics in general. Later on, there are described options for the design and the material of the construction. After that, the main design of the aileron is created from these options. That is followed by a calculation part where the load of the aileron is defined and strength calculations are made for that particular design. In the end, there is a mass analysis of the design.

Obsah

Seznam obrázků	9
Seznam grafů	10
Seznam tabulek	10
Seznam příloh	10
Seznam použitých programů	10
1. Úvod.....	11
2. Rozbor současného stavu.....	12
2.1. Hmotnost letounu	12
2.2. Definice podle předpisu UL 2 (2019)	12
2.3. Rychlostní soutěž kategorie Aeroplanes	13
2.4. Dosavadní rychlostní rekordy	13
2.5. Aerodynamické řízení letounu	15
2.6. Konstrukce křídélka	17
2.7. Materiály pro konstrukci letadel	18
2.7.1. Kovové materiály.....	18
2.7.2. Nekovové materiály	18
3. Návrh konstrukce	19
3.1. Potah.....	20
3.2. Nosník	21
3.3. Žebra a závěsy.....	21
4. Stanovení zatížení křídélka	23
4.1. Spojité zatížení a reakce	24
4.2. Posouvající síla a ohybový moment.....	26
4.3. Krouticí moment	27
5. Předběžné dimenzování	29
5.1. Pásnice.....	29

5.2.	Elastická osa.....	30
5.3.	Stojina a potah.....	31
5.4.	Stabilita potahu a stojiny.....	33
5.5.	Kontrola čepů závěsu.....	34
6.	Hmotový rozbor.....	37
7.	Závěr.....	39
8.	Použité zdroje.....	40

Seznam obrázků

Obr. 1 Muška letounu z předlohy [1]	11
Obr. 2 Jabiru CEA-308 [7]	14
Obr. 3 CEA-311 Anequim [8]	14
Obr. 4 Ovládací prvky letounu a jejich osy [9]	15
Obr. 5 Ovládání pomocí výškových kormidel [9]	15
Obr. 6 Ovládání pomocí směrového kormidla [9]	16
Obr. 7 Ovládání pomocí křidélek [9]	16
Obr. 8 Druhy křidélek (a-a je osa otáčení) [11]	17
Obr. 9 Konstrukce křídélka se skrytou horní částí potahu	19
Obr. 10 Zámek potahu v řezu u odtokové hrany	20
Obr. 11 Zámek potahu v řezu u náběžné hrany	20
Obr. 12 Nosník	21
Obr. 13 Pohled v řezu na zavěšení u kořene křídélka	21
Obr. 14 Vnější pohled na čep zavěšení u kořene a čep řízení	22
Obr. 15 Pohled na zavěšení u žebra	22
Obr. 16 Náčrt půdorysu křídélka	23
Obr. 17 Průběh zatížení křídélka podle předpisu UL 2 [6]	24
Obr. 18 Rozložení zatížení po šířce křídla a reakce od zavěšení	25
Obr. 19 Rozložení zatížení po hloubce křídla	27
Obr. 20 Měření šířky obdélníků	33
Obr. 21 Čep u žebra	35
Obr. 22 Čep od řízení	35
Obr. 23 Souřadnicový systém sestavy	37

Seznam grafů

Graf 1 Průběh zatížení po délce křídélka	27
Graf 2 Průběh posouvající síly	28
Graf 3 Průběh ohybového momentu	29
Graf 4 Průběh krouticího momentu	30

Seznam tabulek

Tabulka 1 Rozdělení kategorie Aeroplanes [4]	14
Tabulka 2 Výchozí hodnoty výpočtů [1]	25
Tabulka 3 Výchozí hodnoty pro pevnostní výpočty	31
Tabulka 4 Provozní smyková napětí	34
Tabulka 5 Početní smyková napětí	34
Tabulka 6 Bezpečnosti smykových napětí	35
Tabulka 7 Kritická smyková napětí	36
Tabulka 8 Výchozí hodnoty kontroly čepů	36
Tabulka 9 Výsledky kontroly čepů	38
Tabulka 10 Hustoty jednotlivých materiálů	39
Tabulka 11 Těžiště jednotlivých dílů	39
Tabulka 12 Hmotnosti jednotlivých částí	40

Seznam příloh

Příloha 1 CAD model křídélka

Příloha 2 Výpočtový Excel

Seznam použitých programů

Microsoft Office Word 2016

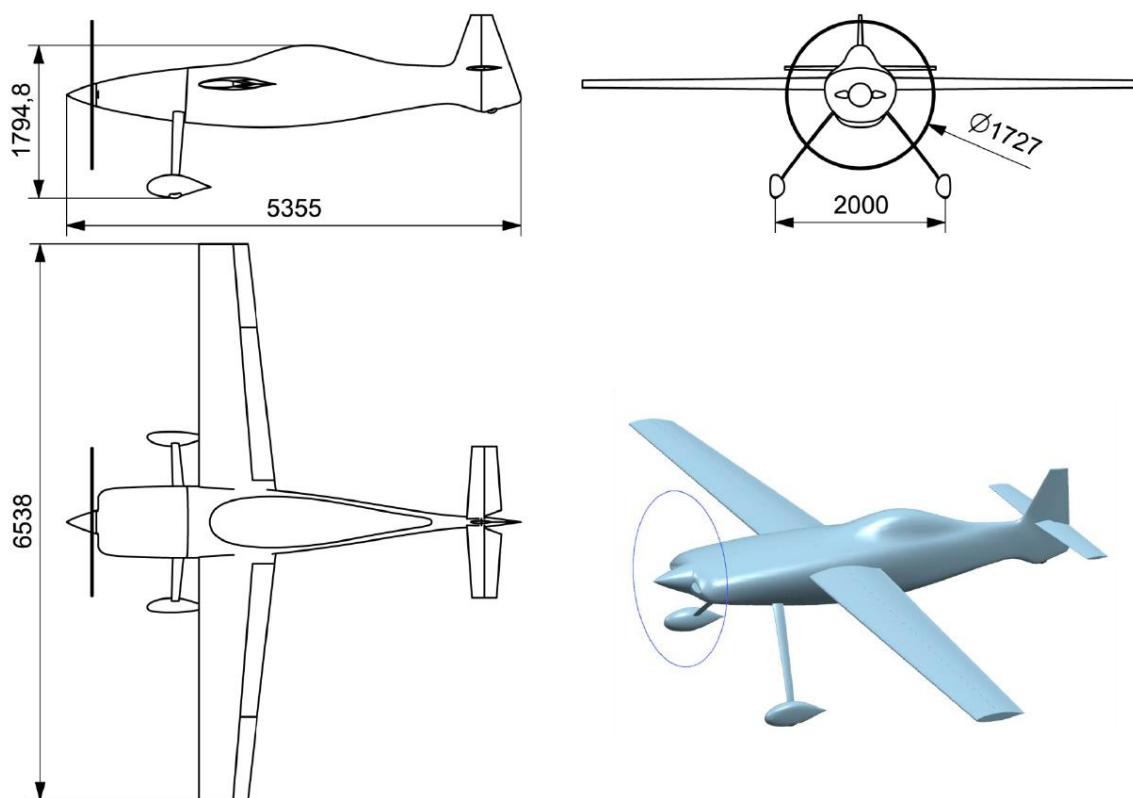
Microsoft Office Excel 2016

Autodesk Inventor Professional 2020

Notability

1. Úvod

Předlohou letounu, pro který slouží tento návrh křídélka, je návrh pana Jakuba Valenty v podobě diplomové práce s názvem „Konceptní návrh rychlostního letounu“. [1] Jak již název napovídá, jedná se o letoun, jehož cílem je soutěžit a překonávat dosavadní rychlostní rekordy. Pro letoun byla zvolena soutěžní kategorie Aeroplanes s uvedením do provozu podle předpisu UL 2 (2019), vydaného Leteckou amatérskou asociací ČR (LAA ČR). V kategorii Aeroplanes soutěží stroje, které jsou česky označovány jako letouny. Letoun je letadlo těžší vzduchu, s pevným křídlem, poháněné motorem, které je v letu drženo dynamickou reakcí vzduchu na jeho křídle. Letadlo je zařízení používané nebo určené k létání ve vzduchu. [12]



Obr. 1 Muška letounu z předlohy [1]

2. Rozbor současného stavu

2.1. Hmotnost letounu

Letadla se řadí do různých soutěžních kategorií podle několika kritérií popsaných v následující tabulce:

Třída:		Hmotnost:			
C	Aeroplanes	a/o	do 300 kg	m	45000 kg až 60000 kg
H	Jetlift	a	300 kg až 500 kg	n	60000 kg až 80000 kg
Třída C podle typu přistání:		b	500 kg až 1000 kg	o	80000 kg až 100000 kg
C-1	Pevninské	c	1000 kg až 1750 kg	p	100000 kg až 150000 kg
C-2	Vodní (hydroplán)	d	1750 kg až 3000 kg	q	150000 kg až 200000 kg
C-3	Obojživelné	e	3000 kg až 6000 kg	r	200000 kg až 250000 kg
Typy motoru:		f	6000 kg až 9000 kg	s	250000 kg až 300000 kg
Skupina I	Vnitřní spalování	g	9000 kg až 12000 kg	t	300000 kg až 400000 kg
Skupina II	Turbovrtulový	h	12000 kg až 16000 kg	u	400000 kg až 500000 kg
Skupina III	Proudový	i	16000 kg až 20000 kg	v	500000 kg a více
Skupina IV	Raketový	j	20000 kg až 25000 kg		
Skupina V	Scramjet	k	25000 kg až 35000 kg		
Skupina VI	Elektrický	l	35000 kg až 45000 kg		

Tabulka 1 Rozdělení kategorie Aeroplanes [4]

Na rozdíl od předpisů pro stavbu letounů se hmotnostní kategorie při soutěžích neurčuje jako MTOM, ale měří se jako maximální hmotnost letounu během soutěžního pokusu. U letounu se váží jeho hmotnost těsně před startem, kde musí být letoun již kompletně připraven na soutěžní pokus. Do hmotnosti se tedy zahrnuje palivo, přístroje, případný náklad, posádka a vybavení posádky. Do hmotnosti se také počítá tolerance měřicího zařízení. Například pokud má letoun naměřenou hmotnost o 50 kg menší, než je horní hranice dané kategorie, ale váha má toleranci ± 75 kg, nemůže být letoun klasifikován v dané kategorii. [4]

2.2. Definice podle předpisu UL 2 (2019)

Předpis UL 2 určuje požadavky na konstrukci a stavbu ultralehkých letounů řízených aerodynamicky. Podle tohoto předpisu je MTOM letounu stanovena na 600 kg a pádová rychlost V_{SO} není vyšší než 83 km/h. Letounu je povolen pouze neakrobatický provoz, který zahrnuje jakékoliv obraty potřebné pro normální létání, nácvik zábrany pádu a ostré zatačky s náklonem do 60° .

Pro výpočet MTOM se musí počítat s hmotností prázdného letounu s minimálním požadovaným vybavením, minimální hmotností člena posádky 110 kg pro jednomístné stroje nebo s minimální celkovou hmotností posádky 200 kg pro dvoumístné stroje a se zásobami paliva na hodinu letu při maximálním trvalém výkonu motoru. Při konstrukci se musí uvážit i přídatné vybavení a maximální množství paliva. [6]

Celý předpis pak zahrnuje požadavky na jednotlivé prvky celého letounu a pro návrh křídélka v této práci bude tedy postupováno v souladu s tímto předpisem.

2.3. Rychlostní soutěž kategorie Aeroplanes

Rychlost se měří na různých trasách, které mohou být buď z bodu A do bodu B, anebo uzavřené. Aby byl nový rychlostní rekord uznán jako světový rekord, musí dosavadní rychlostní rekord překonat alespoň o 1 %. Rychlosti se měří v kilometrech za hodinu (km/h). Naše letadlo je zamýšleno pro kategorie C-1a/0 a C-1a zejména pro následující disciplíny:

Rychlost na 3 km trase

Cílem je dosáhnout nejvyšší průměrné rychlosti na trase z bodu A do bodu B o délce 3000 m. Trasa musí být definována v písemné formě před vzletem a musí mít definovány přístupy s minimální délkou 1000 m. Šířka trasy a přístupů nesmí přesáhnout 500 m. Soutěžní pokus se létá jako čtyři po sobě jdoucí průlety danou trasou, pokaždé v opačném směru. Rychlost je pak dána jako průměr ze všech čtyř průletů trasou a celý pokus se musí uskutečnit maximálně za 30 min. Letová výška letounu v cíli nesmí být o více než 100 m nižší než výška v prostoru startu. Letoun nesmí během pokusu doplňovat palivo ani přistát.

Rychlost na známé trase

V této disciplíně je cílem dosáhnout nejvyšší průměrné rychlosti na trase z jednoho města či geografického prvku do jiného města či geografického prvku, přičemž délka trasy musí být minimálně 400 km.

Rychlost na známé trase, okružní let

Disciplína je prakticky stejná jako Rychlost na známé trase, akorát se létá v obou směrech. [4]

2.4. Dosavadní rychlostní rekordy

Rychlostní rekord v kategorii C-1a/0 drží Brazilec Gúnar Armin Halboth se strojem Jabiru CEA-308, který 1. 12. 2010 dosáhl na 3km trase rychlosti 360,13 km/h. V kategorii C-1a pak drží rekord tentýž pilot se strojem CEA-311 Anequim, se kterým 22. 8. 2015 dosáhl také na 3km trase rychlosti 521,08 km/h. [5]



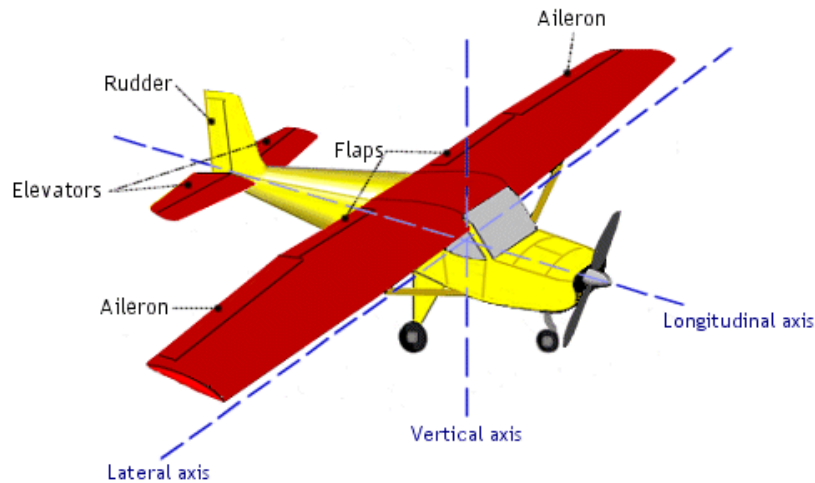
Obr. 2 Jabiru CEA-308 [7]



Obr. 3 CEA-311 Anequim [8]

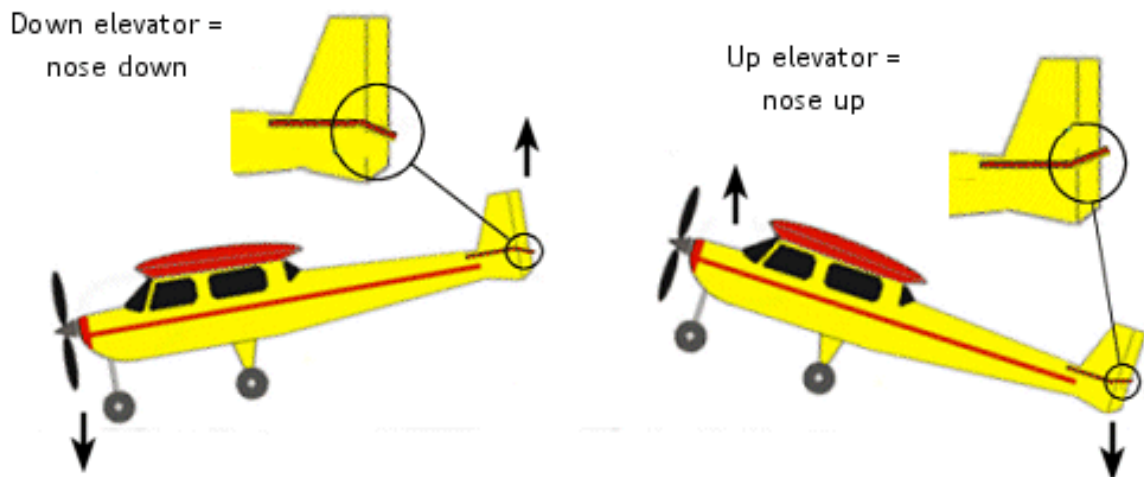
2.5. Aerodynamické řízení letounu

Letoun je nejčastěji řízen aerodynamicky, tudíž působením obtékajícího vzduchu, který pomocí kormidel, klapek a křidélek mění silové poměry na křídlech.



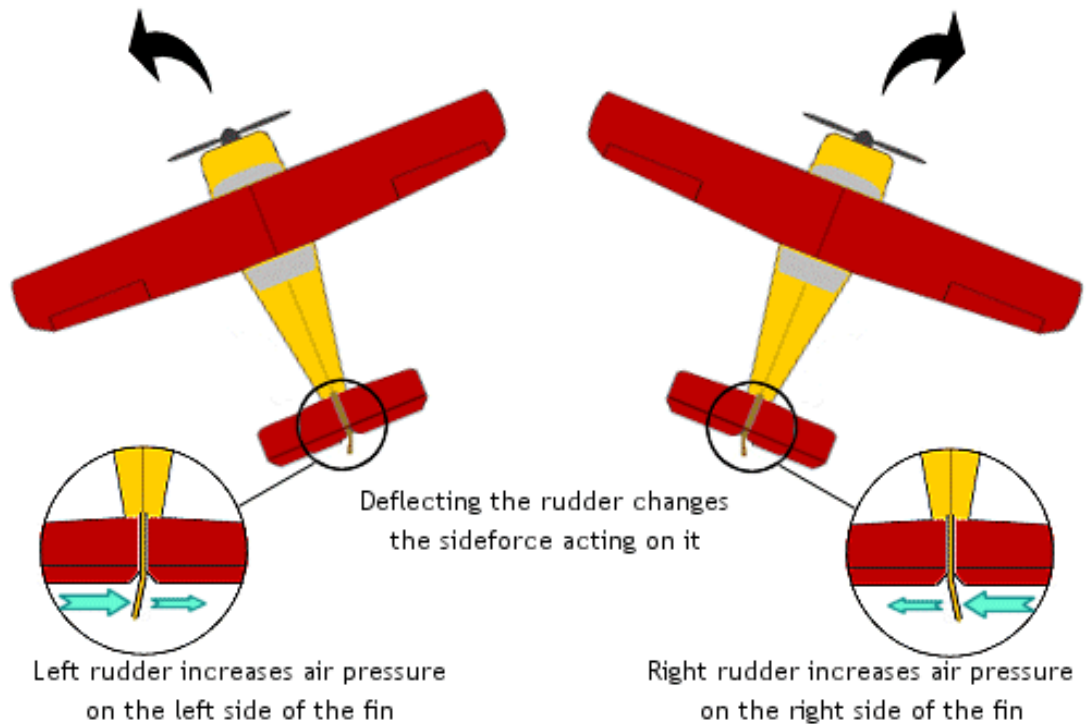
Obr. 4 Ovládací prvky letounu a jejich osy [9]

Pohyb kolem příčné osy, který způsobuje stoupání a klesání letounu, mají na starosti výšková kormidla (elevators) na vodorovných ocasních plochách. Při vychýlení výškových kormidel nahoru začne ocas letounu klesat dolů, zatímco před' stoupá vzhůru a naopak (viz obr. 4).



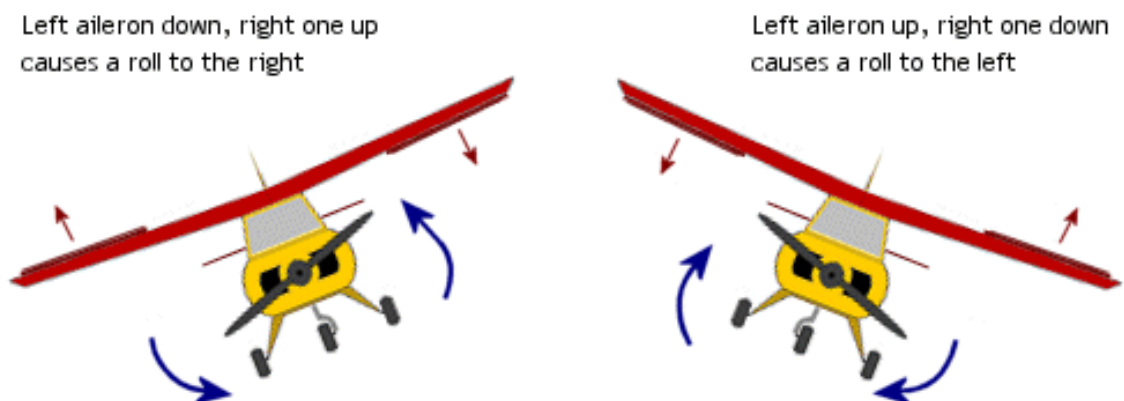
Obr. 5 Ovládání pomocí výškových kormidel [9]

Kolem vertikální osy zajišťuje směrové kormidlo (rudder) pohyb, kterému se říká zatáčení. Zde je řízení jednodušší. Pokud se kormidlo vychýlí doprava, letoun se stáčí také doprava a obráceně.



Obr. 6 Ovládání pomocí směrového kormidla [9]

Klonění kolem podélné osy je docíleno pomocí křidélek (ailerons), která se nachází zpravidla na koncích křídel, u větších letadel se pak dost často používá druhý pár křidélek umístěných blíže k trupu, který se používá při vyšších rychlostech kvůli zvýšení citlivosti řízení.

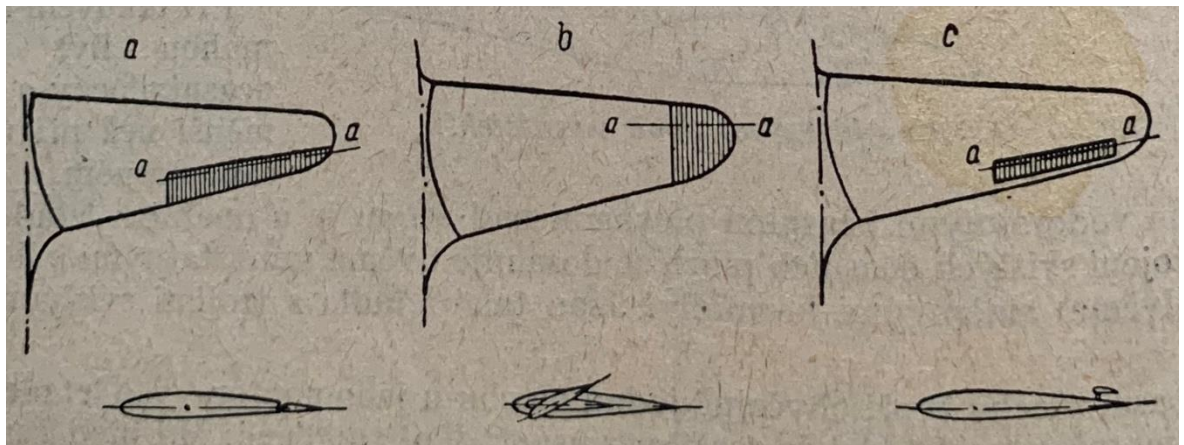


Obr. 7 Ovládání pomocí křidélek [9]

Na rozdíl od výškových kormidel, které jsou také párové, se křídélka vychylují proti sobě. Jestliže se pravé křídélko vychýlí nahoru, levé se sklopí dolů a letoun se natáčí doprava kolem podélné osy a naopak. Křídélka a výšková kormidla ovládá pilot rukama pomocí řídicí páky a směrové kormidlo ovládá nohama pomocí pedálů. Ve skutečnosti pak při jakémkoliv manévru musí pilot pro plynulý let sladit všechny tyto ovládací pohyby dohromady. [9]

2.6. Konstrukce křídélka

Křídélka se dělí na obyčejná, koncová a vnější. Konstrukce koncových křidélek spočívá v tom, že kormidlem je celý konec křídla, který se natáčí. Vnější křídélka zase nejsou vůbec součástí křídla, ale jsou umístěna buď před odtokovou hranou, pod odtokovou hranou, nebo nad odtokovou hranou. Tyto dva typy křidélek se však téměř nepoužívají a nejčastějším typem jsou tedy obyčejná křídélka.



Obr. 8 Druhy křidélek (a-a je osa otáčení) [11]

Obyčejná křídélka zabírají u malých letadel obvykle 30 až 35 % rozpětí křídla. Tím se však zmenší plocha pro umístění klapky a křídlo by tak v přistávací a vzletové konfiguraci mělo menší vztlak. Z tohoto důvodu se dělají křídélka klapková (tzv. flaperony), která mimo manévrování při vychýlení dolů slouží také jako klapky a zvyšují efektivní úhel náběhu křídla. Poměrně zřídka se pak objevují výsuvná křídélka, koncové sloty a rušivé lišty (tzv. interceptory), které jsou však vhodné pouze pro specifické konstrukce letadel.

Zatížení křídélka je dáno především vnějšími aerodynamickými silami. Vnitřní hmotové síly jsou pro křídélko tak malé, že jsou zanedbatelné. Půdorysem křidélek bývá nejčastěji lichoběžník. Křídélko může dosahovat až na konec křídla, což však při vychýlení urychluje odtržení proudu vzduchu, a zvyšuje tak odpor a snižuje účinnost křídélka. Používá se tedy častěji ukončení křídélka ještě před koncem křídla. Konstrukce křídélka se skládá jednak

z nosníku, který přenáší zatížení ohybem. Dále jsou po stranách nebo i uvnitř žebra, která přenáší namáhání na krut, a zabraňují tak deformaci potahu. Obě zatížení pak může přenášet potah, a to ve větší či menší míře podle typu konstrukce. Přenáší se však poměrně malé zatížení ve srovnání se zbytkem křídla. Typ konstrukce se samozřejmě musí zohlednit při výběru materiálu (viz kapitola 2.3). Celé křídélko je ke křídlu připevněno pomocí závěsného kování. [11]

2.7. Materiály pro konstrukci letadel

Při konstrukci letadel jsou na materiály kladeny velmi vysoké nároky, zejména pak na nízkou měrnou hmotnost a vysokou pevnost. Mezi další parametry patří například dlouhodobá mechanická i tvarová stálost materiálu při různých teplotách, antikorozi vlastnosti a dobrá zpracovatelnost materiálu (obrobitelnost, spojitelnost). Materiály pro stavbu draku letounu se dělí hlavně na kovové a nekovové. [10]

2.7.1. Kovové materiály

Oceli si své malé zastoupení drží již léta, pro větší rozšíření jsou však příliš těžké. Používají se především na velmi namáhané díly jako spojovací kování, například závěsy křídel. V malém množství se používají také speciální slitiny kovů, jako třeba slitiny titanu a hořčíku. Tyto slitiny se v posledních pár desetiletích poměrně rozšířily, přestože jsou značně náročné na zpracování. Nejvíce používanými jsou slitiny hliníku, zejména slitiny s mědí a hořčíkem (duraly). Hliníkové slitiny jsou hojně používané i v dnešní době, avšak postupně je vytlačují sendvičové a kompozitní materiály. [10]

2.7.2. Nekovové materiály

V počátcích létání se nejvíce používalo dřevo, které se postupně koncem 50. let přestalo pro výrobu draku používat. Dnes se již téměř výhradně používají umělé materiály, hlavně kompozitní a sendvičové konstrukce. Sendvičové materiály se skládají ze dvou tenkých nosných potahů a lehkého jádra, které potahy vyztužuje a drží jejich tvar. Jako potahy se nejčastěji používají duraly a kompozity. Jádra se vyrábí jednak voštinová, která jsou kovová, jednak umělohmotná, která se však u malých letadel téměř nepoužívá. Místo toho se používají jádra pěnová z různých pěnových hmot. Jejich hlavními přednostmi jsou nízká měrná hmotnost, mechanické vlastnosti a snadná montáž jednotlivých dílů. Nevýhodami naopak jsou náročná výroba a obtížná kontrola výroby, toxické zplodiny při výrobě, a také zakončení panelů a zavádění lokálních sil, kde je často potřeba si dopomoci například kovovými díly.

Kompozity jsou materiály, jejichž strukturu tvoří pojivo a výztuž. Jako pojivo slouží různé druhy pryskyřice, kovy nebo keramické hmoty. Nejčastěji se používá epoxidová pryskyřice, která vyniká svými mechanickými a technologickými vlastnostmi, chemickou odolností a teplotní stálostí. Výztuž pak tvoří vlákna, a to uhlíková, aramidová (Kevlar), borová nebo i skelná. Uhlíková vlákna se používají nejvíce, a to v různých typech, například vysokopevnostní a vysokomodulová. Vlákna výztuže se používají v různých formách jako třeba tkaniny, pramence nebo nasekané kousky. Jejich přednosti jsou obdobné jako přednosti sendvičů. Čili nízká měrná hmotnost, výborné mechanické a únavové vlastnosti, dobrá aerodynamika povrchu, snadná montáž a menší počet dílů díky možnosti složitějších tvarů. Jsou vhodné i pro použití v sendvičových materiálech jako potah. Nevýhody jsou také obdobné jako u sendvičových materiálů. Tedy, obtížná kontrola kvality výroby a problémy se zaváděním lokálních sil. Použití kompozitů na letounech je opravdu široké. Vyrábí se z nich nejen malé díly jako různé krytky nebo dveře, ale i celá křídla a trupy jako samonosné konstrukce. [10]

3. Návrh konstrukce

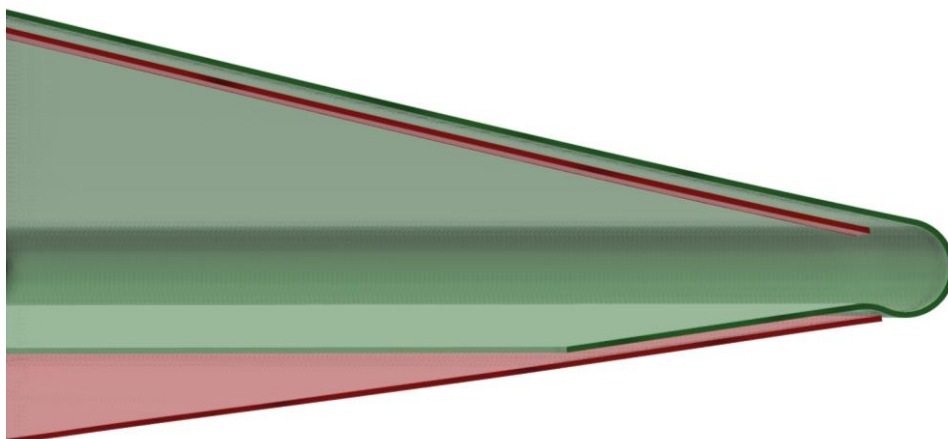
Křídélko je tvořeno nosným potahem, který je vyztužen nosníkem a žebry. Celý letoun je navržen tak, že se bude vyrábět zejména z uhlíkových kompozitů, a tudíž jsou použity jako hlavní materiál i pro návrh křídélka v této práci. Další použité materiály jsou ocel a překližka. Potah, nosník i žebra jsou vyrobeny z uhlíkového kompozitu ve formě prepregu. Jedná se o tkaninu z uhlíkového vlákna, která již v sobě obsahuje epoxidovou pryskyřici jako pojivo a je předem částečně vytvrzena. Tato tkanina se skládá do formy po vrstvách. Forma je poté vložena do autoklávu, kde se pomocí tepla a tlaku pojivo vytvrdí. Jednotlivé díly jsou pak k sobě lepeny, a proto je nutné mít mezi kontaktními plochami vůli pro lepidlo, pro kterou zde byla zvolena hodnota 0,6 mm.



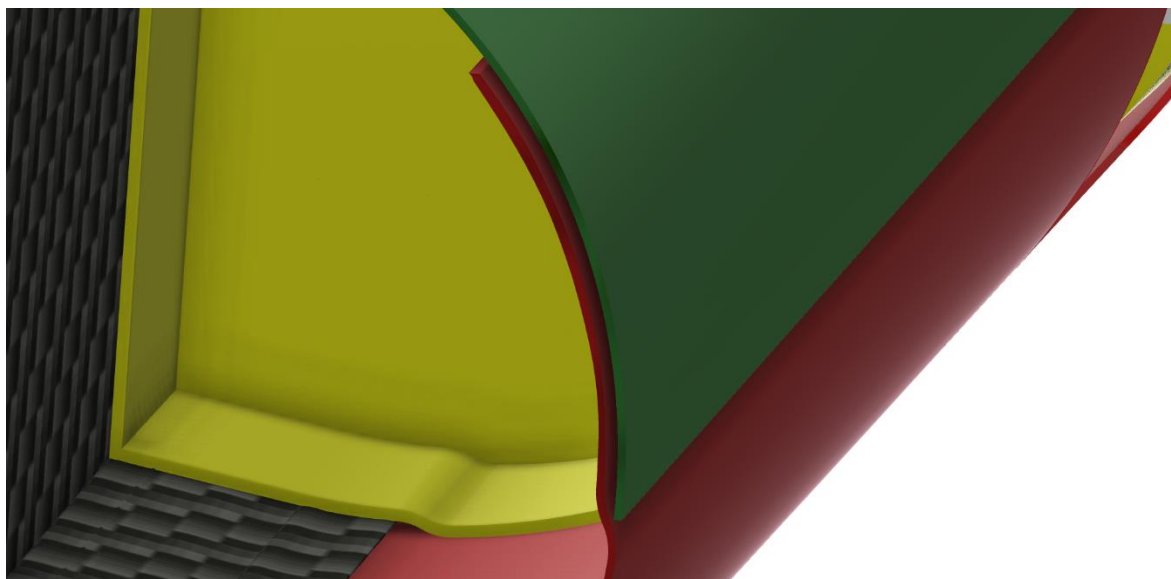
Obr. 9 Konstrukce křídélka se skrytou horní částí potahu

3.1. Potah

Potah je rozdělen na spodní a horní část přibližně ve vodorovné ose. Na náběžné hraně jsou potahy slepeny a tvarově zajištěny pomocí zámku. Na odtokové hraně jsou plochy pouze slepeny k sobě. Potah je složený ze dvou vrstev tkaniny o síle 0,2 mm s vlákny s orientací $\pm 45^\circ$ pro vícesměrová zatížení.



Obr. 10 Zámek potahu v řezu u odtokové hrany



Obr. 11 Zámek potahu v řezu u náběžné hrany

3.2. Nosník

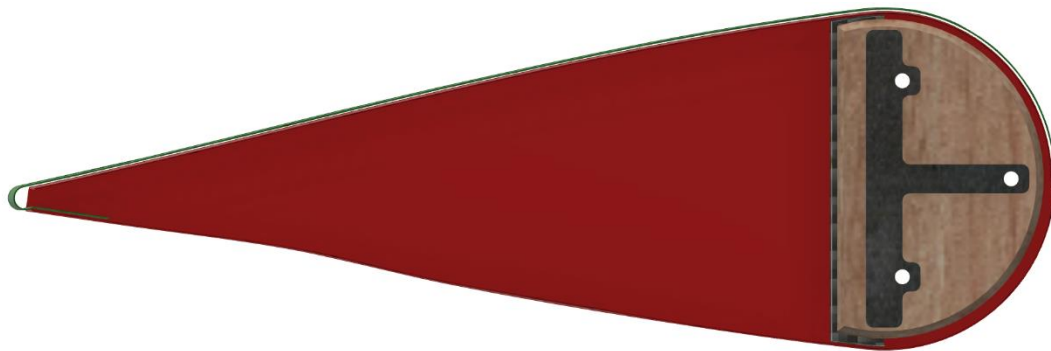
Nosník má tvar C, je otevřený ve směru letu a je nadimenzován v kapitole Pevnostní kontrola. Je umístěn 15 mm za osou otáčení a tvoří jej dvě symetrické pásnice a stojina. Pásnice jsou z jednosměrné tkaniny o síle 0,13 mm s vlákny orientovanými po délce nosníku v jedné vrstvě, zatímco stojina má stejně jako potah dvě vrstvy o síle 0,2 mm a vlákna s orientací $\pm 45^\circ$.



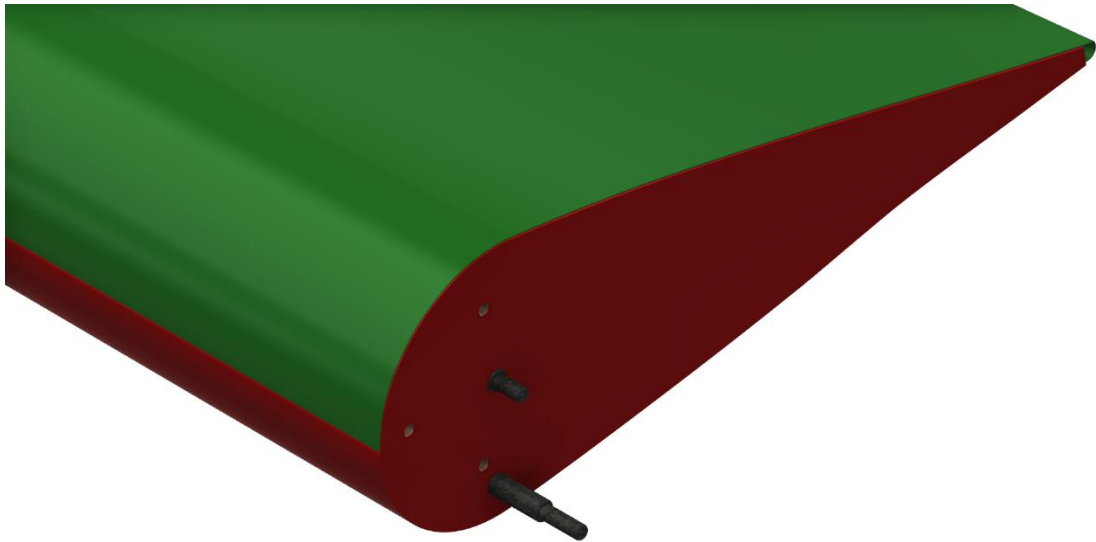
Obr. 12 Nosník

3.3. Žebra a závěsy

Křídélko má celkem tři žebra, dvě krajní a jedno v místě druhého závěsu, přičemž krajní žebra jsou součástí spodní části potahu. Žebra jsou stejně jako například potah z vícesměrové tkaniny s vlákny orientovanými pod úhlem $\pm 45^\circ$ a tloušťkou 0,2 mm. Ke křídлу je křídélko zavěšeno pomocí dvou závěsů, kde jeden je u kořene křídélka a druhý je umístěn tak, aby namáhání křídélka bylo co nejmenší. Závěs u kořene je v podobě ocelového čepu přímo v ose křídélka.

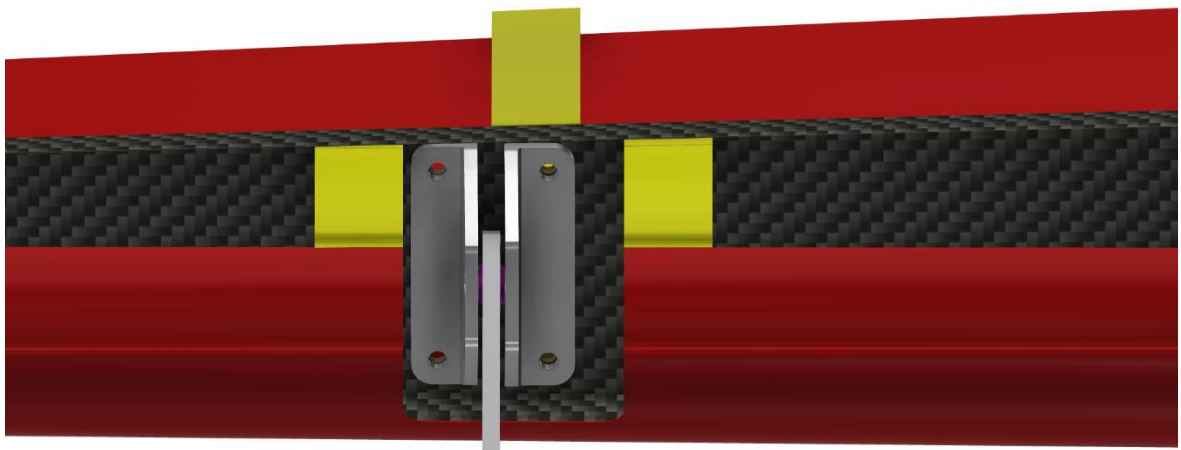


Obr. 13 Pohled v řezu na zavěšení u kořene křídélka



Obr. 14 Vnější pohled na čep zavěšení u kořene a čep řízení

Druhý závěs tvoří ocelová vidlice přišroubovaná k žebru. Tento závěs je uložen do ložiska, které je pomocí čepu uloženo do závěsu vedoucího z křídla. Ovládání křídélka je u kořene v podobě tuhého táhla.



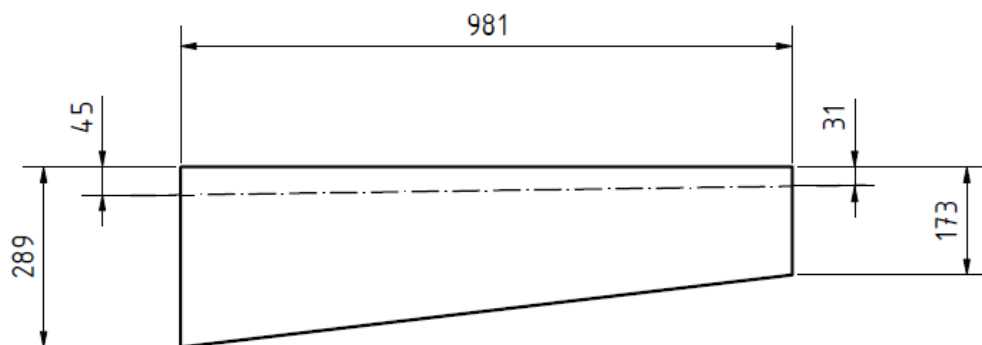
Obr. 15 Pohled na zavěšení u žebra

4. Stanovení zatížení křídélka

Výpočty zatížení křídélka jsou dány především z předpisu UL 2. [6] Geometrie křídélka vychází z diplomové práce pana Valenty.

Maximální vzletová hmotnost – MTOM	345 kg
Plocha křídla – S	5,029 m ²
Hloubka křídélka u kořene – b_0	0,289 m
Hloubka křídélka na jeho konci – b_k	0,173 m
Rozpětí křídélka – L	0,981 m
Vzdálenost osy otáčení u kořene – O_0	0,045 m
Vzdálenost osy otáčení na konci – O_k	0,031 m

Tabulka 2 Výchozí hodnoty výpočtů [1]

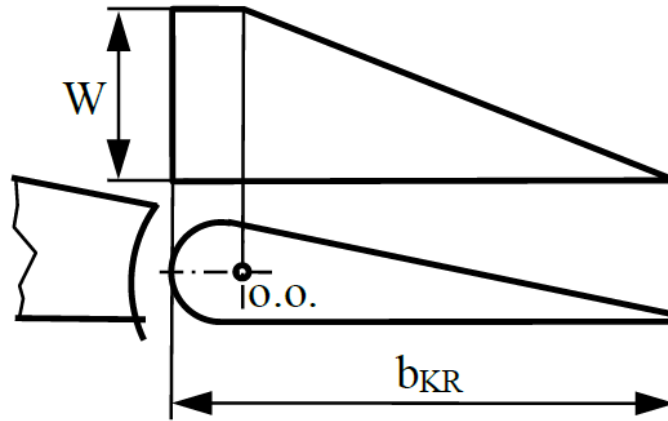


Obr. 16 Náčrt půdorysu křídélka

Průměrné provozní zatížení křídélka je v předpisu (příloha III. strana 65) dáno takto:

$$W^= = 17,24 \cdot \frac{MTOM}{S} = 17,24 \cdot \frac{345}{5,029} = 1182,70 Pa$$

$W^= = \text{nejméně } 575 Pa \rightarrow \text{Podmínka splněna.}$



Obr. 17 Průběh zatížení křídélka podle předpisu UL 2 [6]

Maximální zatížení křídélka u kořene:

$$W^= \cdot b_0 = W \cdot O_o + W \cdot \frac{b_0 - O_o}{2} \rightarrow W^= = \frac{2 \cdot W^= \cdot b_0}{O_o + b_0} = \frac{2 \cdot 1182,7 \cdot 0,289}{0,045 + 0,289} = 2\,046,71 \text{ Pa}$$

4.1. Spojité zatížení a reakce

Výpočet spojitěho zatížení:

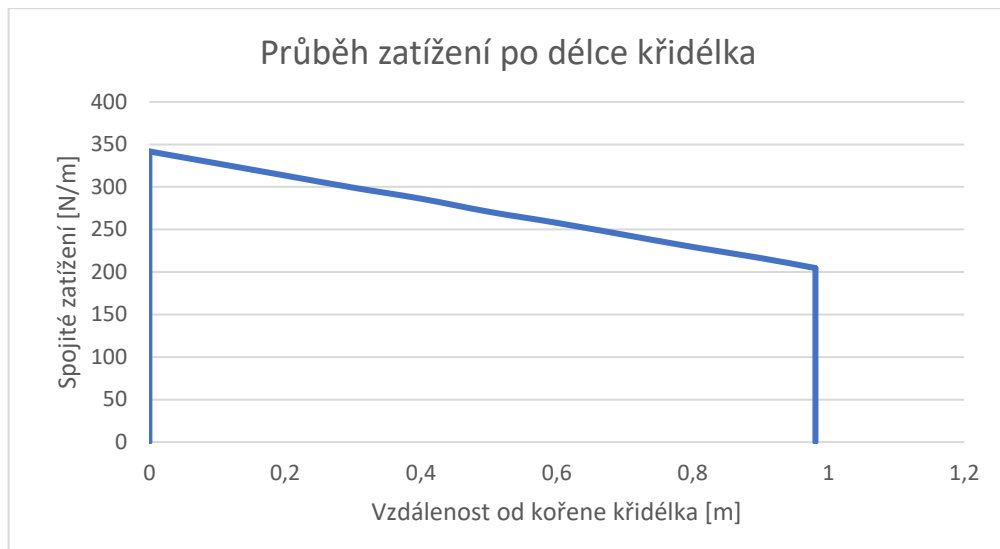
$$q(z) = W^= \cdot b(z)$$

Spojité zatížení u kořene:

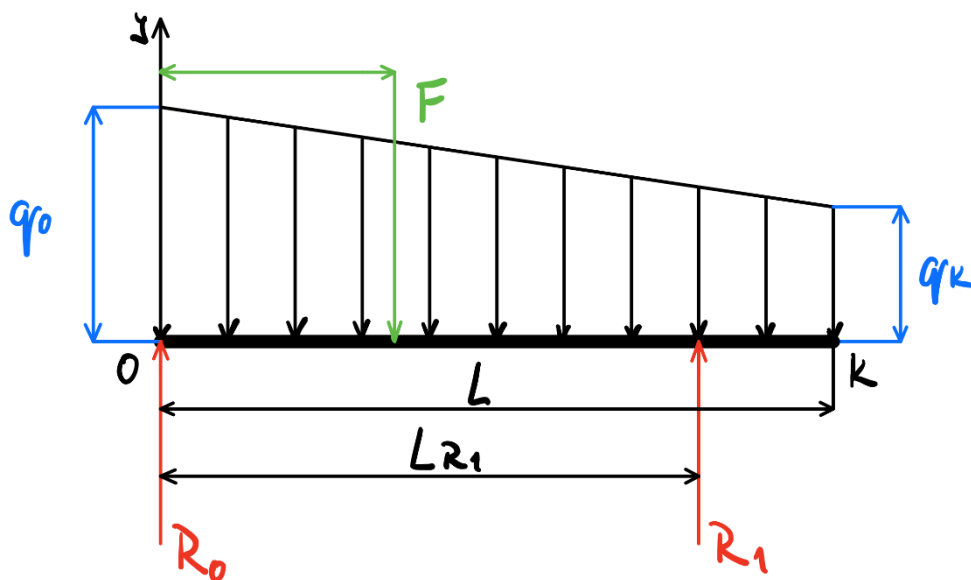
$$q_0 = W^= \cdot b_0 = 1182,7 \cdot 0,289 = 341,80 \text{ N/m}$$

Spojité zatížení na konci křídélka:

$$q_k = W^= \cdot b_k = 1182,7 \cdot 0,173 = 204,61 \text{ N/m}$$



Graf 1 Průběh zatížení po délce křídélka



Obr. 18 Rozložení zatížení po šířce křídla a reakce od zavěšení

Výpočet reakcí v závěsích:

$$F = q_k \cdot L + \frac{q_0 - q_k}{2} \cdot L = 204,6 \cdot 0,981 + \frac{341,8 - 204,6}{2} \cdot 0,981 = 268,01 \text{ N}$$

$$F \cdot a = q_k \cdot L \cdot \frac{1}{2} \cdot L + \frac{q_0 - q_k}{2} \cdot L \cdot \frac{1}{3} \cdot L$$

$$a = \frac{q_k \cdot L \cdot \frac{1}{2} \cdot L + \frac{q_0 - q_k}{2} \cdot L \cdot \frac{1}{3} \cdot L}{F} = \frac{204,6 \cdot \frac{1}{2} \cdot 0,981^2 + \frac{341,8 - 204,6}{2} \cdot \frac{1}{3} \cdot 0,981^2}{268,01} = 0,45 \text{ m}$$

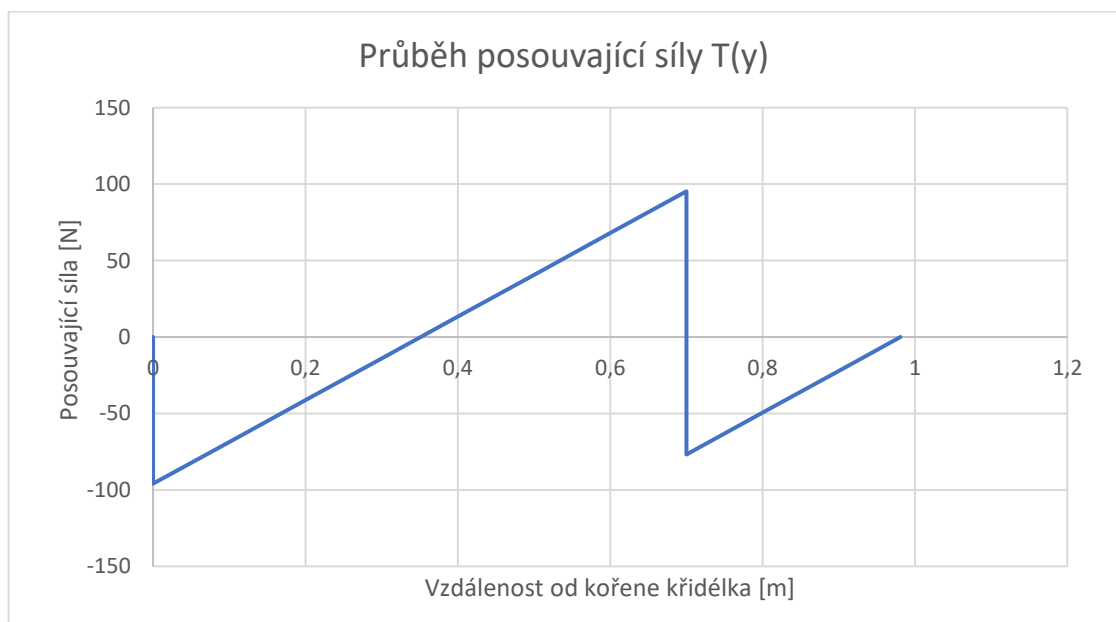
$$\sum F_y: -F + R_0 + R_1 = 0 \rightarrow R_0 = F - R_1 = 268,01 - 172,08 = 95,93 \text{ N}$$

$$\sum M_0: R_1 \cdot L_{R1} - F \cdot a = 0 \rightarrow R_1 = \frac{F \cdot a}{L_{R1}} = \frac{268,01 \cdot 0,45}{0,7} = 172,08 \text{ N}$$

4.2. Posouvající síla a ohybový moment

Výpočet posouvající síly ze Schwedlerovy věty:

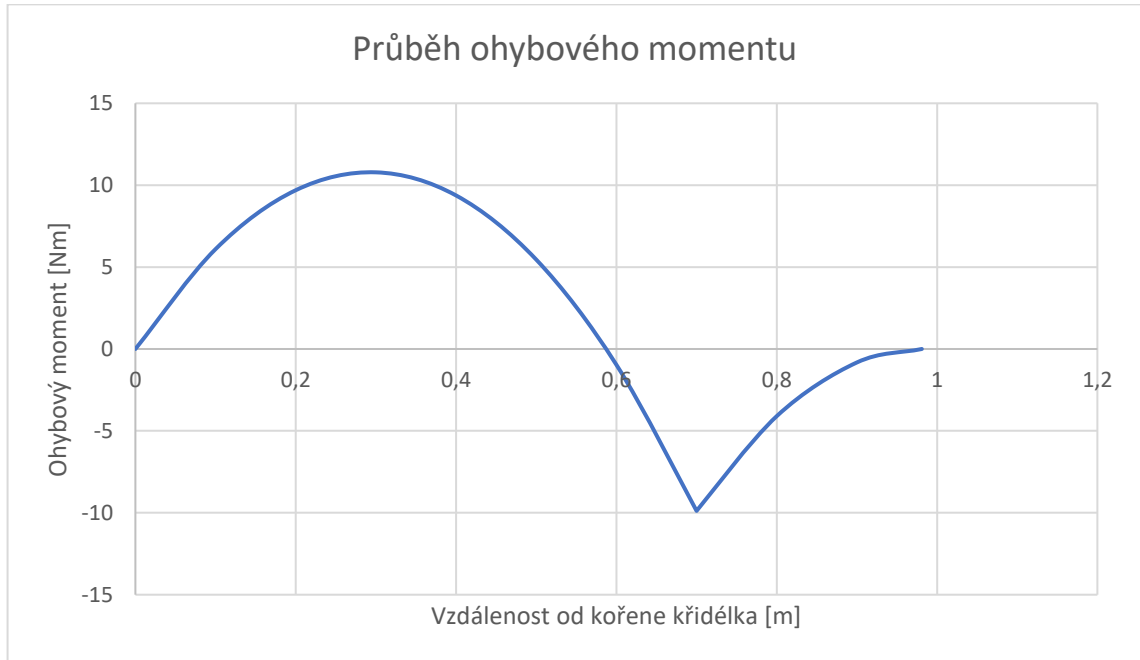
$$\frac{dT(y)}{dy} = -q(y) \rightarrow T(y) = -\int q(y)dy$$



Graf 2 Průběh posouvající síly

Výpočet ohybového momentu:

$$M_o(y) = \int T(y)dy$$



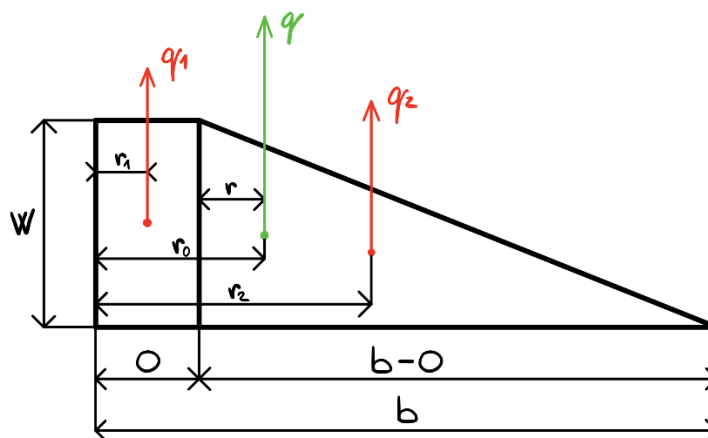
Graf 3 Průběh ohybového momentu

Podle průběhu ohybového momentu po délce křídélka byla nalezena optimální vzdálenost druhého závěsu $L_{R1} = 0,7 \text{ m}$.

4.3. Krouticí moment

Výpočet krouticího momentu:

$$M_k(z) = \int q(z) \cdot r \cdot dz$$



Obr. 19 Rozložení zatížení po hloubce křídla

Výpočet ramene kroucího momentu:

$$q_1 = W \cdot O$$

kde O je vzdálenost osy otáčení od náběžné hrany křídélka

$$q_2 = W \cdot \frac{b - O}{2}$$

$$q = q_1 + q_2$$

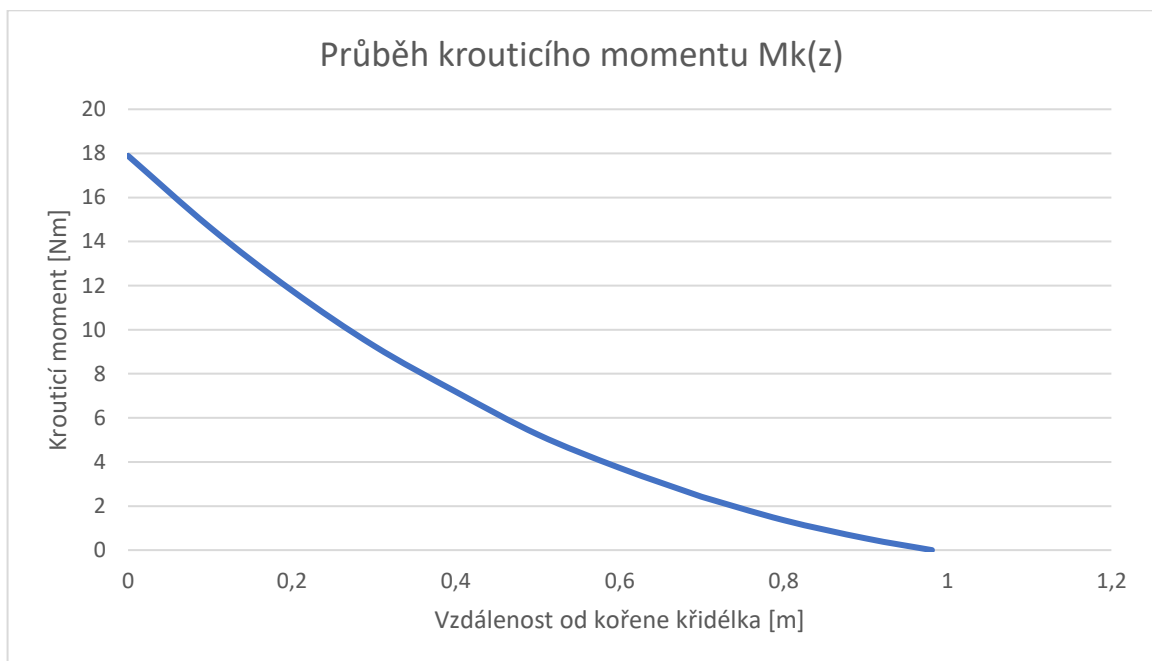
$$r_1 = \frac{O}{2}$$

$$r_2 = O + \frac{1}{3} \cdot (b - O)$$

$$q \cdot r_0 = q_1 \cdot r_1 + q_2 \cdot r_2$$

$$r_0 = \frac{q_1 \cdot r_1 + q_2 \cdot r_2}{q_1 + q_2}$$

$$r = r_0 - O$$



Graf 4 Průběh kroucího momentu

5. Předběžné dimenzování

Výpočty jsou prováděny podle skript Stavba letadel [10]. Parametry jsou brány z předchozích výpočtů a 3D modelu z aplikace Autodesk Inventor. Konstrukce musí být schopna přenést provozní zatížení bez trvalých deformací a početní zatížení nejméně po dobu 3 sekund bez porušení. [6] Výsledný součinitel bezpečnosti je pro kompozitní konstrukce určen jako základní součinitel bezpečnosti, rozšířený o doplňkové součinitele na vlhkost a teplotu.

$$f_U = 1,5 \cdot 1,25 \cdot 1,2 = 2,25$$

Maximální ohybový moment – $M_{o_{max}}$	10,78 Nm
Stavební výška nosníku (v místě $M_{o_{max}}$) – h	79,2 mm
Šířka pásnice – b_{pas}	15 mm
Tloušťka pásnice – t_{pas}	0,13 mm
Tloušťka stojiny – t_{st}	0,4 mm
Maximální dovolené napětí v tlaku – σ_D	900 MPa
Maximální dovolené smykové napětí – τ_D	120 MPa
Součinitel bezpečnosti – f_U	2,25

Tabulka 3 Výchozí hodnoty pro pevnostní výpočty

5.1. Pásnice

Pásnice přenáší ohybový moment rozložením tahových a tlakových napětí. V tomto případě jsou pásnice voleny symetricky. Letecký nosník má plochu průřezu soustředěnou do relativně úzkých pásnic, a je proto možné tahové a tlakové napětí vyjádřit jako napětí od sil, které tvoří silovou dvojici. Tato silová dvojice je ekvivalentní ohybovému momentu M_o a její rameno je vzdálenost těžišť obou pásnic h_e . Maximální dovolené napětí v pásnicích je 1500 MPa na tah a 900 MPa na tlak, takže je rozhodující dimenzování na tlak.

Maximální normální napětí od ohybu v pásnicích je dáno vztahem:

$$\sigma_{max} = \frac{M_{o_{max}}}{J_x} \cdot \frac{h}{2} = \frac{M_{o_{max}}}{W_o}$$

Protože se jedná o letecký nosník a pásnice mají velmi malou tloušťku, platí [10]:

$$J_{x_{stojny}} \ll J_{x_{pásnice}} \rightarrow h_e \cong h = 79,2 \text{ mm}$$

Kvadratický moment plochy průřezu k hlavní ose:

$$J_x = \frac{1}{2} \cdot h_e^2 \cdot A_p$$

Průřez pásnice:

$$A_p = t_{pas} \cdot b_{pas} = 0,13 \cdot 15 = 1,95 \text{ mm}^2$$

Maximální napětí v pásnici je po započtení koeficientu bezpečnosti:

$$\sigma_{max} = \frac{M_{o_{max}}}{h_e \cdot A_p} \cdot k = \frac{10784,5}{79,2 \cdot 1,95} \cdot 2,25 = 157,12 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{max} \leq \sigma_D = 900 \text{ MPa} \rightarrow \text{Podmínka splněna.}$$

5.2. Elastická osa

Elastická osa je spojnice středů ohybového smyku. Pokud posouvající síla působí ve středu ohybového smyku, vyvolává pouze ohybová smyková napětí. Pokud působí mimo toto místo, přidávají se k ohybovým napětím i smyková napětí od krutu. Elastická osa nemusí být nutně přímka. Protože působíště posouvající síly je v dalších výpočtech uvažováno právě v elastické ose, je třeba spočítat její polohu a zavést ještě krouticí moment k této ose.

Krouticí moment vzhledem k elastické ose:

$$M_{kE.O.} = T \cdot (r_0 - r_{st} - r_{E.O.}) = M_k - T \cdot (r_{st} + r_{E.O.})$$

kde: M_k je krouticí moment vzhledem k ose otáčení,

r_0 je vzdálenost působíště posouvající síly od osy otáčení,

$r_{st} = 15 \text{ mm}$ je vzdálenost stojiny od osy otáčení,

$r_{E.O.}$ je vzdálenost elastické osy od stojiny.

Jak je vidět ze vzorce, k výpočtu krouticího momentu k elastické ose je potřeba znát její polohu. Poloha elastické osy je pak dána vztahem z [13], kde poloha ve směru osy y je určena přibližně ze symetrie podle osy x jako polovina výšky průřezu $\frac{h_{st}}{2}$:

$$r_{E.O.} = \frac{-2 \cdot s_1 \cdot (s_1 \cdot U_2 + U_1 \cdot h_{st} + U_2 \cdot h_{st})}{(s_1 + h_{st}) \cdot (s_1 \cdot s_2 + s_1 \cdot h_{st} + s_2 \cdot h_{st})} + \frac{2 \cdot U_1}{s_1 + h_{st}}$$

5.3. Stojina a potah

Stojina a potah křídélka jsou namáhány zejména na smyk. Jedná se o krut nekruhového uzavřeného profilu s jednou přepážkou. Tyto části jsou složeny ze dvou vrstev tkaniny o tloušťce vrstvy 0,2 mm.

Momentová rovnováha v dutinách, která vychází z Bredtových vztahů pro jednotlivé dutiny [10]:

$$M_{kE.O.} + q_1 \cdot 2 \cdot U_1 + q_2 \cdot 2 \cdot U_2 = 0$$

Protože úloha pro výpočet smykových toků v jednotlivých dutinách je 2x staticky neurčitá, musí se k momentové rovnováze přidat dvě dodatečné deformační podmínky. Jednou je podmínka momentové rovnováhy a druhou předpokládaná rovnost zkrutu obou dutin:

$$\vartheta_i = \frac{1}{2 \cdot U_i} \cdot \oint_i \frac{q_i}{G \cdot t} \cdot ds = \text{konstantní}$$

Po úpravě a zjednodušení se získá tento tvar:

$$\frac{1}{U_1} \cdot (q_1 \cdot s_1 + (q_1 + q_s - q_2) \cdot h_{st}) = \frac{1}{U_2} \cdot (q_2 \cdot s_2 + (-q_1 - q_s + q_2) \cdot h_{st})$$

Kombinací rovnic obou podmínek z toho vychází vztahy smykových toků pro přední a zadní dutinu:

$$q_1 = \frac{-(U_1 \cdot s_2 + U_1 \cdot h_{st} + U_2 \cdot h_{st}) \cdot \frac{M_{kE.O.}}{2 \cdot U_2} - (U_1 + U_2) \cdot h_{st} \cdot q_s}{U_2 \cdot s_1 + U_2 \cdot h_{st} + 2 \cdot U_1 \cdot h_{st} + \frac{U_1}{U_2} \cdot (U_1 \cdot s_2 + U_1 \cdot h_{st})}$$

$$q_2 = \frac{-M_{kE.O.} - 2 \cdot U_1 \cdot q_1}{2 \cdot U_2}$$

kde: s_1, s_2 jsou obvody příslušných dutin,

U_1, U_2 jsou plochy průřezů příslušných dutin.

Smykový tok v samotné stojině vzniká od posouvající síly T:

$$q_s = \frac{T}{h_{st}}$$

Celkový smykový tok ve stojině se rovná součtu všech smykových toků, které procházejí stojinou neboli přepážkou v profilu:

$$q_{sc} = q_1 + q_s - q_2$$

Smykový tok je v uzavřeném profilu konstantní. Smykové napětí ze smykového toku se pak rovná:

$$\tau = \frac{q}{t}$$

	Vzdálenost od kořene z [mm]	Smykové napětí ve stojině τ_s [MPa]	Smykové napětí v přední dutině τ_1 [MPa]	Smykové napětí v zadní dutině τ_2 [MPa]
Řez I. - kořen	0	-2,038	-1,283	-2,152
Řez II.	300	-0,468	-1,191	-1,164
Řez III. – vnitřní	700	2,555	-1,078	0,518
Řez III. – vnější	700	-2,247	-0,081	-1,177
Řez IV. – konec	981	0	0	0

Tabulka 4 Provozní smyková napětí

V místě řezu III se nachází druhý závěs a je zde skok v průběhu posouvající síly a změna v průběhu ohybového momentu. Je proto potřeba zde počítat vnitřní a vnější pole tohoto řezu. Provozní smyková napětí je dále nutné vynásobit koeficientem bezpečnosti $k = 2,25$ pro získání početních smykových napětí:

	Vzdálenost od kořene z [mm]	Početní smykové napětí ve stojině τ_{sp} [MPa]	Početní smykové napětí v přední dutině τ_{1p} [MPa]	Početní smykové napětí v zadní dutině τ_{2p} [MPa]
Řez I. - kořen	0	-4,585	-2,886	-4,842
Řez II.	300	-1,053	-2,680	-2,620
Řez III. – vnitřní	700	5,749	-2,425	1,166
Řez III. – vnější	700	-5,056	-0,182	-2,649
Řez IV. – konec	981	0	0	0

Tabulka 5 Početní smyková napětí

Bezpečnost početních smykových napětí vůči pevnosti ve smyku je dána vztahem:

$$k_i = \frac{\tau_D}{\tau_{ip}}$$

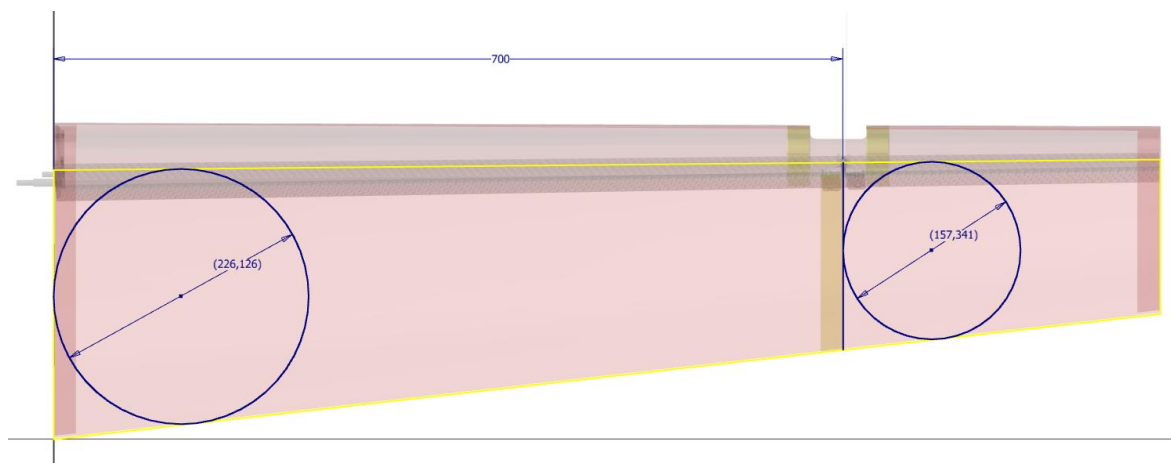
	Vzdálenost od kořene z [mm]	Bezpečnost ve stojině k_s	Bezpečnost v přední dutině k_1	Bezpečnost v zadní dutině k_2
Řez I. - kořen	0	26,2	41,6	24,8
Řez II.	300	114	44,8	45,8
Řez III. – vnitřní	700	20,9	49,5	103
Řez III. – vnější	700	23,7	660,4	45,3
Řez IV. – konec	981	∞	∞	∞

Tabulka 6 Bezpečnosti smykových napětí

5.4. Stabilita potahu a stojiny

Pokud malá změna napětí, způsobená např. tvarovou nedokonalostí, vyvolá deformaci, může při překročení kritické hodnoty zatížení způsobit trvalou deformaci ve formě změny tvaru. Změněný tvar však již není schopen správně zvládat předpokládané zatížení, a dochází tak k poruše materiálu. Výpočet stability součásti spočívá ve spočítání kritických hodnot napětí a jejich následném srovnání s početními napětími.

Výpočet se týká pouze nejkritičtějšího místa křídélka, a sice potahu zadní dutiny. Zde je povrch téměř rovný a jeho plocha velká. Povrch je zde proto náchylnější na ztrátu stability než například povrch náběžné hrany. Princip výpočtu je převzat z [14]. Pro zjednodušení výpočtu se plochy uvažují jako tenké rovinné obdélníkové desky. Výpočet je proveden jen pro jednu desku, avšak platí díky podobnosti profilu pro obě. Délka obdélníků je brána jako maximální vzdálenost od kořene do žebra a od žebra do konce křídélka. Šířka obdélníků se uvažuje jako průměr největší vepsané kružnice dané části potahu. Protože jsou dané části potahu i stojiny ze všech stran přilepeny k okolním částem, jsou desky považovány za vetknuté, a to jak podélně, tak i příčně.



Obr. 20 Měření šířky obdélníků

Kritické smykové napětí tenké desky, kde hodnoty κ , K_s byly nalezeny v [14] (κ – tabulka na str. 69, K_s – graf 4.42 na str. 108), E je převzato z [13]:

$$\tau_K = \kappa \cdot K_s \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b_D}\right)^2 = 3 \cdot 8,7 \cdot 74160 \cdot \left(\frac{0,4}{226,126}\right)^2 = 6,057 \text{ MPa}$$

Jistota vůči kritickému smykovému napětí v zadní dutině:

$$k_{st} = \frac{\tau_K}{\tau_{ip}}$$

	Kritické smykové napětí τ_K [MPa]	Minimální jistota napětí
Potah od kořene do žebra	6,057	7,27
Potah od žebra do konce	13,948	4,67
Stojina	44,377	7,68

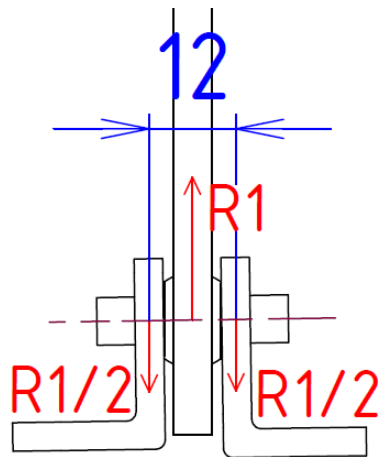
Tabulka 7 Kritická smyková napětí

5.5. Kontrola čepů závěsu

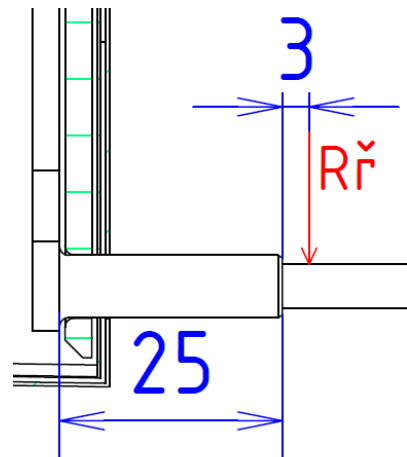
Čep závěsu je namáhán na ohyb a na stříh od reakční síly v závěsu, a je proto potřeba početně ověřit odolnost zvoleného čepu a jeho bezpečnost. Kontrola je prováděna pro oba čepy zavěšení. Čep u žebra je lícovaný šroub vyroben z oceli ČSN 15 130.

Funkční délka čepu u kořene – $l_{\zeta 0}$	9,5 mm
Funkční délka čepu u žebra – $l_{\zeta 1}$	12 mm
Funkční délka čepu od řízení – $l_{\zeta r}$	3 mm
Funkční délka zvětšeného průměru čepu od řízení – $l_{\zeta r 2}$	25 mm
Průměr čepu – d_{ζ}	5 mm
Zvětšený průměr čepu řízení – $d_{\zeta r 2}$	7 mm
Tloušťka stěny plechu – t	3 mm
Reakce od závěsu u kořene – R_0	95,93 N
Reakce od závěsu u žebra – R_1	172,08 N
Reakce od řízení – R_r	496,95 N
součinitel bezpečnosti – f	1,5
Mez pevnosti pro ČSN 15130 – R_{m1}	900 MPa
Mez pevnosti pro 2024-T3 – R_{m2}	483 MPa

Tabulka 8 Výchozí hodnoty kontroly čepů



Obr. 21 Čep u žebra



Obr. 22 Čep od řízení

Maximální ohybové momenty na čepích jsou:

$$M_{Omax0} = \sqrt{R_0^2 + R_{ř}^2} \cdot f \cdot l_{č0} = 506,12 \cdot 1,5 \cdot 0,0095 = 7,212 \text{ Nm}$$

$$M_{Omax1} = \frac{R_1 \cdot f \cdot l_{č1}}{4} = \frac{172,08 \cdot 1,5 \cdot 0,012}{4} = 0,774 \text{ Nm}$$

Čep od řízení je však kvůli změně průměru nutné počítat na dvě části:

$$M_{Omaxř} = R_{ř} \cdot f \cdot l_{čř} = 496,95 \cdot 1,5 \cdot 0,003 = 2,236 \text{ Nm}$$

$$M_{Omaxř2} = R_{ř} \cdot f \cdot (l_{čř2} + l_{čř}) = 496,95 \cdot 1,5 \cdot (0,025 + 0,003) = 20,872 \text{ Nm}$$

Maximální ohybové napětí:

$$\sigma_o = \frac{M_{Omax}}{W_o}$$

kde W_o je charakteristika průřezu a pro kruhový průřez je:

$$W_o = \frac{\pi \cdot d_c^3}{32} = \frac{\pi \cdot 5^3}{32} = 12,27 \text{ mm}^3$$

$$W_{oř2} = \frac{\pi \cdot d_{čř2}^3}{32} = \frac{\pi \cdot 7^3}{32} = 33,67 \text{ mm}^3$$

Ohybová napětí pro jednotlivé čepy tedy jsou:

$$\sigma_{o0} = \frac{M_{Omax0}}{W_o} = \frac{7212}{12,27} = 587,7 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{o1} = \frac{M_{Omax1}}{W_o} = \frac{774}{12,27} = 63,1 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{O\ddot{r}} = \frac{M_{Omax\ddot{r}}}{W_o} = \frac{2236}{12,27} = 182,2 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{O\ddot{r}} = \frac{M_{Omax\ddot{r}2}}{W_o} = \frac{20872}{33,67} = 619,8 \text{ MPa}$$

Kontrola na stříh je v podstatě kontrola na smykové napětí, které se pro dvakrát stříhaný čep spočítá jako:

$$\tau_{st1} = \frac{R_1 \cdot f}{2 \cdot S_{\check{c}}} = \frac{R_1 \cdot f}{2 \cdot \left(\frac{\pi \cdot d_{\check{c}}^2}{4}\right)} = \frac{2 \cdot R_1 \cdot f}{\pi \cdot d_{\check{c}}^2} = \frac{2 \cdot 172,08 \cdot 1,5}{\pi \cdot 5^2} = 6,57 \text{ MPa}$$

A pro jednu stříhané čepy:

$$\tau_{st0} = \frac{4 \cdot \sqrt{R_0^2 + R_{\ddot{r}}^2} \cdot f}{\pi \cdot d_{\check{c}}^2} = \frac{4 \cdot 506,12 \cdot 1,5}{\pi \cdot 5^2} = 38,67 \text{ MPa}$$

$$\tau_{st\ddot{r}} = \frac{R_{\ddot{r}} \cdot f}{\pi \cdot d_{\check{c}}^2} = \frac{4 \cdot 496,95 \cdot 1,5}{\pi \cdot 5^2} = 37,96 \text{ MPa}$$

Redukované napětí pro houževnatý materiál je dáno vztahem:

$$\sigma_{red} = \sqrt{\sigma_o^2 + 4 \cdot \tau_{st}^2}$$

Pro čep od řízení volím pro výpočet redukovaného napětí tu část, kde jsou napětí vyšší

	Redukované napětí [MPa]	Mez pevnosti [MPa]	Bezpečnost
U kořene	592,77	900	1,52
Od řízení	64,46	900	13,96
U žebra	624,45	900	1,44

Tabulka 9 Výsledky kontroly čepů

Kontrola plechu na otláčení:

$$p = \frac{R_1 \cdot f}{S} = \frac{R_1 \cdot f}{d_{\check{c}} \cdot t} = \frac{172,08 \cdot 1,5}{5 \cdot 3} = 17,21 \text{ MPa}$$

Tato hodnota se porovnává s násobkem meze pevnosti pro dural 2024-T3 [15]:

$$\sigma_D = 0,55 \cdot R_{m2} = 0,55 \cdot 483 = 265,65 \text{ MPa}$$

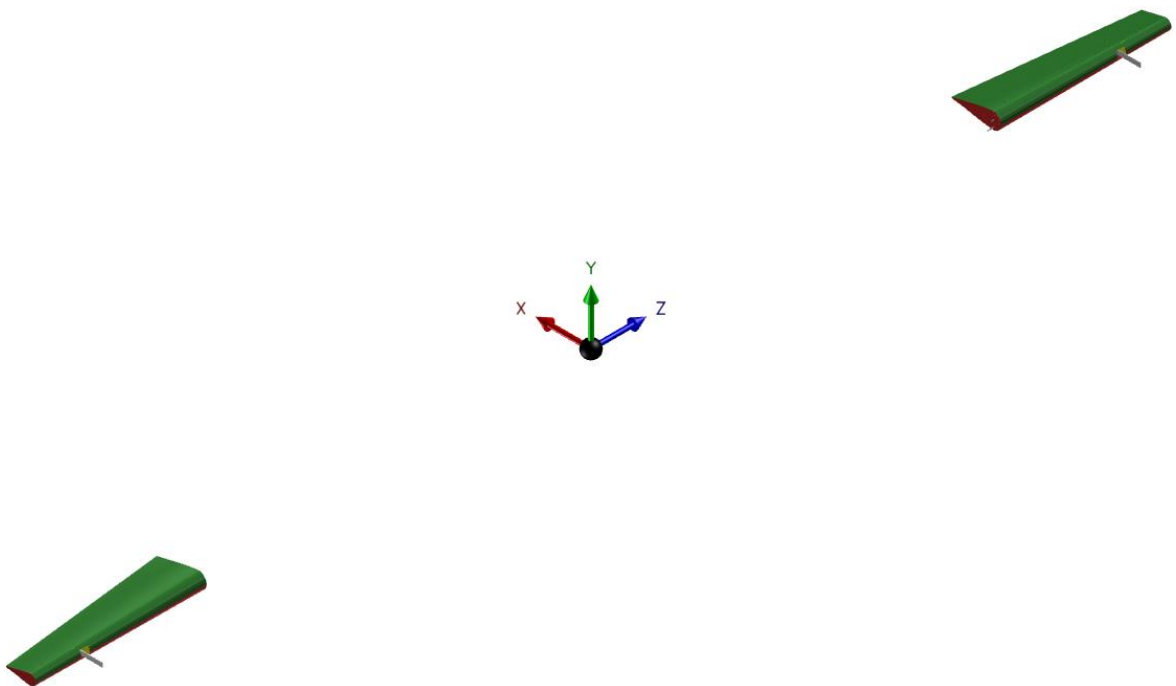
$$p = 17,21 \text{ MPa} \leq \sigma_D$$

6. Hmotový rozbor

Hmotnost je jedním z klíčových parametrů leteckých komponent, proto je nedílnou součástí návrhu leteckých konstrukcí hmotový rozbor.

Vícesměrný uhlíkový prepreg – ρ_{S1}	320 g/m^2
Jednosměrný uhlíkový prepreg – ρ_{S2}	163 g/m^2
Lepidlo Henkel Hysol EA 9394 – ρ_{VL}	$1,36 \text{ g/cm}^3$
Ocel ČSN 15 130 – ρ_{VO}	$7,89 \text{ g/cm}^3$
Dural 2024-T3 – ρ_{VD}	$2,78 \text{ g/cm}^3$
Březová překližka – ρ_{VB}	$0,75 \text{ g/cm}^3$

Tabulka 10 Hustoty jednotlivých materiálů



Obr. 23 Souřadnicový systém sestavy

Polohy těžišť jednotlivých kompozitních dílů na pravém křídélku v souřadnicovém systému jsou převzaty z CAD modelu a uvedeny v následující tabulce:

	Spodní potah	Horní potah	Nosník	Žebro zadní část	Žebro 1 přední	Žebro 2 přední
x [mm]	25,4	46,6	-20,6	36,9	-44,5	-44,6
y [mm]	-12,2	24,8	6,5	4,9	6	5,9
z [mm]	-2722,4	2741,2	-2742,1	-2982	-2951,9	-3015

Tabulka 11 Těžiště jednotlivých dílů

Hmotnosti jednotlivých komponent se spočítají podle základního vzorce:

$$m = V \cdot \rho_V$$

Pro kompozitní tkaniny se však hustota udává jako plošná, a je tedy nutné ji přepočítat na objemovou hustotu:

$$\rho_V = \frac{\rho_S}{S \cdot t}$$

kde t je tloušťka jedné vrstvy materiálu.

	Spodní potah	Horní potah	Nosník	Žebra	Lepidlo
hmotnost [kg]	0,189	0,180	0,058	0,017	0,077
	Závěs kořen	Závěs 2	Překličky	Ložiska	Celková
hmotnost [kg]	0,040	0,026	0,016	0,012	0,616

Tabulka 12 Hmotnosti jednotlivých částí

Výpočet hmotností jednotlivých dílů je v příloženém výpočtovém Excelu, kde objemy jednotlivých dílů byly brány z CAD modelu. Do celkové hmotnosti není započítán spojovací materiál v podobě šroubů, podložek, matic a lícovaný šroub s podložkou a korunovou maticí v zavěšení. Celková hmotnost křidélek jakožto páru na jednom letadle je 1,232 kg. Hmotnost šroubových spojení by byla navíc asi 0,045 kg, takže pro pár 0,09 kg.

7. Závěr

Cílem této bakalářské práce bylo navrhnout konstrukční řešení křídélka pro malý letoun, určený k překonávání rychlostních rekordů. V úvodní části práce byl proveden rozbor současného stavu z pohledu cílových soutěží, aerodynamického ovládní letounu, konstrukce křidélek a materiálů v letectví. Dále byl zpracován vlastní návrh konstrukce. Již z předlohy bylo dáno, že se bude jednat o obyčejné křídélko, které bude stejně jako celý letoun vyrobeno z uhlíkového kompozitu ve formě prepregu. Uspořádání křídélka bylo navrženo jako nosný potah vyztužený nosníkem s průřezem tvaru C, který je otevřený ve směru letu a umístěný v nejtlustším místě profilu. Zavěšení křídélka ke křídlu bylo u kořene vyřešeno čepem s ložiskem. Druhý závěs byl umístěn tak, aby bylo namáhání křídélka od zatížení co nejmenší. Tento závěs vyřešen pomocí dvou profilů z duralu, do kterých se vloží lícovaný šroub s ložiskem. V místě tohoto závěsu je umístěno ještě vyztužující žebro, které zlepšuje stabilitu potahu. Tento návrh byl posléze řešen početně.

Na začátku bylo stanoveno zatížení podle předpisu UL 2, pomocí kterého bylo následně spočítáno spojité zatížení, posouvající síla a ohybový i krouticí moment. Podle rozložení ohybového momentu byla nalezena nejlepší poloha druhého závěsu. Pro všechna zatížení byly v následující kapitole dimenzovány jednotlivé části konstrukce. Byla určena tloušťka pásnic nosníku, stojiny nosníku a potahu a spočítána jejich bezpečnost, která vyšla velmi vysoká. Tyto součásti jsou však již tak tenké, že už není konstrukčně možné je ještě více ztenčit a odlehčit. U stojiny a potahu byla spočítána i jejich stabilita při zatížení, a bylo díky tomu určeno, že není třeba profil vyplňovat pěnou. Následně byly pevnostně zkontrolovány čepy zavěšení a čep řízení na ohyb a stříh. Nakonec byl proveden hmotový rozbor, kde se již z hotového CAD modelu určila těžiště hlavních komponent a hmotnosti jednotlivých částí i celého křídélka.

Pro dotažení celého návrhu do výroby by bylo vhodné výpočty zkontrolovat více detailně, například pomocí metody MKP. V příloze se nachází CAD model celého křídélka, který je však spíše ilustrační, jelikož Autodesk Inventor není na tento typ konstrukcí nejvhodnějším softwarem. Tento software je však mezi studenty FS ČVUT nejvyužívanější a je snadno dostupný. Pro další postup by tedy bylo vhodné model předělat v programu, který lépe zvládá tento typ konstrukcí, jako je například Siemens NX.

8. Použité zdroje

- [1] VALENTA, Jakub. *Koncepční návrh rychlostního letounu* [online]. Praha, 2019 [cit. 2020-02-28]. Dostupné z: <https://dspace.cvut.cz/handle/10467/84757>. Diplomová práce. ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky. Vedoucí práce Jiří Brabec.
- [2] MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel II*. Brno: Novotný, 2000. ISBN 80-214-1789-7.
- [3] HAVELKA, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel 2*. Praha: Ediční středisko Českého vysokého učení technického, 1986.
- [4] Section 2 - Aeroplanes. *Fédération Aéronautique Internationale* [online]. Lausanne, Switzerland: The World Air Sport Federation, 2020, 01-2018 [cit. 2020-02-26]. Dostupné z: <https://www.fai.org/gac-documents>
- [5] Records. *Fédération Aéronautique Internationale* [online]. Lausanne, Switzerland: The World Air Sport Federation, 2020, 2020 [cit. 2020-02-26]. Dostupné z: https://fai.org/records?f%5B0%5D=field_type_of_record%3A158
- [6] *UL 2 - Část I.: Požadavky letové způsobilosti SLZ*. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2019.
- [7] CEA 308 - Speed Machine. *Twisted* [online]. 2012, 2012-11-14 [cit. 2020-02-02]. Dostupné z: <http://silencetwisterbuild.blogspot.com/2012/11/cea-308-speed-machine.html>
- [8] Anequim prekonala niekoľko svetových rekordov. *Gonzo* [online]. 2015-09-02 [cit. 2020-02-02]. Dostupné z: <https://www.gonzoaviation.com/clanok/anequim-prekonala-niekolko-svetovych-rychlostnych-rekordov>
- [9] Lesson 1 Effect of Controls. *Australian National Airline College* [online]. 2015-02-04 [cit. 2020-02-02]. Dostupné z: <https://flying-school.com/effect-of-controls/>
- [10] SLAVÍK, Svatomír. *Stavba letadel*. Praha: České vysoké učení technické, 1997. ISBN 80-01-01671-4.
- [11] ŠUL'ŽENKO, Michail Nikolajevič. *Konstrukce letadel*. 2. opr. vyd. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1954. Řada strojnické literatury.
- [12] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel I*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-01-03073-3.
- [13] VALENTA, Jakub. *Návrh vztlakové klapky malého sportovního letounu* [online]. Praha, 2017 [cit. 2020-05-21]. Dostupné z: <https://dspace.cvut.cz/handle/10467/73137>. Bakalářská práce. ČVUT v Praze. Vedoucí práce Jiří Brabec.

- [14] FUNKE, Herbert. *Systematische Entwicklung von Ultra-Leichtbaukonstruktionen in Faserverbund-Wabensandwichbauweise am Beispiel eines Kleinflugzeuges* [online]. Rheda-Wiedenbrück, 2001 [cit. 2020-07-08]. Dostupné z: http://www.r-g.de/w/images/9/99/Dissertation_von_Herbert_Funke.pdf. Disertační práce. Universität-Gesamthochschule Paderborn. Vedoucí práce prof. Dr.-Ing. Walter Jorden.
- [15] Aluminum 2024-T3. *ASM Aerospace Specification Metals, Inc.* [online]. Pompano Beach, Florida, USA: ASM Aerospace Specification Metals, 2020 [cit. 2020-07-27]. Dostupné z: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA2024T3>