



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH KŘÍDLA SOUTĚŽNÍHO LETOUNU

WING DESIGN OF COMPETITION AIRCRAFT

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Martin Jurda

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Tomáš Katrňák

BRNO 2020

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Martin Jurda**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Tomáš Katrňák**
Akademický rok: 2019/20

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

Návrh křídla soutěžního letounu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhnete koncepční a konstrukční řešení křídla bezpilotního soutěžního letounu studentského týmu Chicken Wings pro ročník 2020 dle nových pravidel soutěže.

Cíle bakalářské práce:

1. Návrh koncepčního řešení křídla s ohledem na pravidla soutěže.
2. Výpočet zatížení křídla letounu s maximální vzletovou hmotností při letovém obratu.
3. Návrh konstrukčního řešení křídla letounu.

Seznam doporučené literatury:

GUDMUNDSSON, Snorri. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Oxford: Elsevier, 2014.

RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 3. print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.

DANĚK, Vladimír. Projektování letadel. VUT v Brně, Brno, 2000.

MAHDAL, Vít. Konstrukční uspořádání křídla soutěžního letounu, VUT v Brně, Brno, 2016.

MALINOWSKI, M. Unmanned aerial system design competition. VUT v Brně, Brno, 2015.

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

V Brně, dne

L. S.

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

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

ABSTRAKT

Táto bakalárska práca sa zaoberá návrhom krídla nového súťažného letúnu pre súťaž SAE Aero Design East 2020. Úvod práce je zameraný na vysvetlenie a rozbor pravidiel zohľadňujúcich návrh krídla s následnou analýzou bodovacej rovnice. Ďalšia kapitola sa zaoberá rešeršnou štúdiou ohľadom koncepcie krídla a návrhom koncepčných možností krídla. Práca pokračuje výpočtovými kapitolami obsahujúcimi výpočty charakteristík navrhnutého krídla a letovej obálky zaťaženia spolu so zaťažením krídla. Poslednou časťou je kapitola zahrnujúca konštrukčný návrh krídla a upevnenie krídla k letúnu.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

Návrh krídla, SAE Aero Design East, bodová analýza, koncepčný návrh, letová obálka, zaťaženie krídla

ABSTRACT

This bachelor thesis deals with wing design of the new competition aircraft for the SAE Aero Design East 2020 competition. Introduction of the thesis is focused on explanation and analysis of the rules taking into account wing design with the following analysis of the scoring equation. Following chapter deals with a research study on the concept of wing and the design of conceptual wing possibilities. Thesis continues with computational chapters containing calculations of the characteristics of designed wing and flight envelope load together with the wing load. The last part is a chapter including structural design of the wing and attachment of the wing to the aircraft.

KEY WORDS

Wing design, SAE Aero Design East, point analysis, conceptual design, flight envelope, wing load

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

JURDA, Martin. *Návrh křídla soutěžního letounu* [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-26]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125264>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Tomáš Katrňák.

ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Ja, Martin Jurda, prehlasujem, že som túto bakalársku prácu na tému „Návrh křídla soutěžního letounu“ vypracoval samostatne pod vedením svojho vedúceho práce s použitím literatúry uvedenej na konci práce.

V Brne 26. júna 2020

.....

Martin Jurda

POĎAKOVANIE

Týmto by som chcel poďakovať svojmu vedúcemu práce Ing. Tomášovi Katrňákovi za vedenie, odborné a cenné rady, trpezlivosť a obetovaný čas ktoré mi poskytol. Ďalej ďakujem mojej rodine a známym za neustálu podporu počas štúdia a taktiež ďakujem aj študentskému tímu Chicken Wings.

OBSAH

1. ÚVOD.....	11
2. SÚŤAŽ SAE AERO DESIGN EAST 2020.....	12
2.1 Pravidlá súťaže.....	12
2.1.1 Technické obmedzenia krídla.....	12
2.2 Bodový rozbor.....	13
3. ANALÝZA BODOVACEJ ROVNICE.....	14
4. KONCEPČNÝ NÁVRH KRÍDLA.....	17
4.1 Počet nosných plôch.....	17
4.2 Umiestnenie krídla.....	18
4.3 Tvar krídla.....	19
4.4 Usporiadanie pohonných jednotiek.....	21
4.5 Usporiadanie chvostových plôch.....	22
4.6 Návrh koncepčných usporiadaní.....	23
4.7 Hodnotenie koncepcií a výber riešenia.....	24
5. KRÍDLO.....	26
5.1 Návrh krídla.....	26
5.2 Analýza pomocou programu XFLR.....	27
5.3 Geometrické a aerodynamické charakteristiky krídla.....	29
6. LETOVÁ OBÁLKA ZAŤAŽENIA.....	32
6.1 Návrh maximálnej vzletovej hmotnosti.....	32
6.2 Obratová obálka podľa predpisu.....	32
6.3 Poryvová obálka.....	34
6.4 Klapková obálka.....	36
6.5 Návrh letových prípadov typického letu.....	37
6.6 Zhodnotenie a vykreslenie letovej obálky zaťaženia.....	38
7. ZAŤAŽENIE KRÍDLA.....	41
7.1 Výpočet charakteristík v programe Glauert III.....	41
7.2 Výpočet zaťaženia po rozpätí krídla.....	42
7.3 Zhodnotenie zaťaženia.....	46

8. KONŠTRUKČNÝ NÁVRH KRÍDLA.....	47
8.1 Návrh usporiadania krídla.....	47
8.2 Návrh uchytenia krídla k letúnu.....	48
8.3 Zhodnotenie konštrukčného návrhu.....	49
9. ZÁVER.....	50
ZOZNAM POUŽITEJ LITERATÚRY.....	51
ZOZNAM ZNAKOV A SKRATIEK.....	52
ZOZNAM OBRÁZKOV.....	54
ZOZNAM TABULIEK.....	55

1. ÚVOD

Cieľom bakalárskej práce je koncepčný a konštrukčný návrh nového krídla súťažného letúna študentského tímu Chicken Wings pre tohtoročnú konštruktérsku súťaž SAE Aero Design East 2020.

Začiatok práce sa venuje oboznámením s pravidlami, ktoré určujú priebeh misie a zároveň obmedzujú návrh samotného krídla. Následne pokračuje ich rozborom a bodovou analýzou možných parametrov letúna a samotného krídla.

Ďalším progresom je rešerš možnej konfigurácie krídla na letúne, z ktorej vychádza porovnanie a výber z navrhnutých koncepčných návrhov a spojenie s výslednými hodnotami z bodovej analýzy.

V časti určovania charakteristík navrhnutého krídla a letových zaťažení letúna sú výpočty realizované pomocou predpisu CS-22, a to podľa predpokladu režimov letu v ktorých sa bude letún počas letovej misie pohybovať.

Výpočty uzatvára početné riešenie a vykreslenie zaťaženia krídla v jednotlivých predpokladaných režimoch letu, počas ktorých musí krídlo túto záťaž vydržať s navrhnutou hmotnosťou a platnou záťažou letúnu bez porušenia a deformácie.

Práca je napokon zakončená samotným konštrukčným návrhom krídla spolu s riešením upevnenia krídla k letúnu.

2. SÚŤAŽ SAE AERO DESIGN EAST 2020

SAE Aero Design je súťaž zameraná a navrhnutá pre študentov inžinierskych a postgraduálnych oborov tak, aby im poskytla skutočnú inžiniersku výzvu s ktorou sa inžinieri stretávajú počas svojej práce v reálnom živote. Študenti počas navrhovania a stavby modelu robia kompromisy aby dospeli k výslednému návrhu, ktorý bude spĺňať požiadavky pre súťažnú misiu a zároveň obmedzenia stanovené súťažou.

2.1 Pravidlá súťaže

Organizátor súťaže každý rok mení pravidlá, požiadavky a letovú misiu, ktoré musí navrhovaný model spĺňať pre úspešnú účasť na súťaži. Každý rok tak vznikajú nové a jedinečné modely.

Hlavnou myšlienkou tohtoročnej súťaže SAE Aero Design je lietadlo schopné vzletu na krátkej vzletovej dráhe pri preprave normálneho a nadrozmerného nákladu. Pre toto zadanie je ďalej určených niekoľko obmedzení a pravidiel pre každú jednotlivú časť navrhovaného modelu lietadla a pre letovú misiu.

V súvislosti s letovou misiou a jej úspešnosťou je pre návrh krídla podstatné pravidlo vzletu lietadla na dráhe o dĺžke 100 stôp, to znamená cca 30 metrov.

2.1.1 Technické obmedzenia krídla

Obmedzenie konfigurácie lietadla

Pre model lietadla je možné použiť ako nosnú plochu iba pevné krídlo, nie je možné použiť pohyblivé nosné plochy ako v prípade vrtuľníkov, či použitie princípu letu letúnov ľahších ako vzduch.

Rozmerové obmedzenia

Maximálne rozpätie krídla lietadla nesmie presiahnuť dĺžku 120 palcov (3,048 m)

Hmotnostné a nákladové obmedzenia

Celková hmotnosť lietadla nesmie prekročiť maximálnu povolenú hodnotu 55 libier (24,95 kg).

Náklad nesmie byť súčasťou štruktúry lietadla, to znamená, že ani časťou štruktúry navrhovaného krídla.

Materiálové obmedzenia

V konštrukcii nesmie byť použitá žiadna časť vyrobená z kompozitov a na pripevnenie krídla nesmú byť použité gumičky.

2.2 Bodový rozbor

Hodnotenie súťaže SAE Aero Design sa realizuje pomocou viacerých bodovacích častí. Pozostáva z:

- bodovacej rovnice,
- hodnotenia technickej správy,
- hodnotenia troch najlepších letov
- bonusových bodov za odhad hmotnosti nákladu
- a prípadných penalizácií

Pre návrh krídla lietadla je dôležitá hlavne bodovacia rovnica:

$$FS = 120 * \frac{2 * B + W_{steel}}{b + L_{cargo}} \quad [7] \quad (2.1)$$

kde:

- B – počet futbalových lôpt
- W_{steel} – hmotnosť nákladu v librách
- b – rozpätie krídla v palcoch
- L_{cargo} – dĺžka nákladného priestoru v palcoch

3. ANALÝZA BODOVACEJ ROVNICE

Z uvedených pravidiel priamo vyplývajú niektoré charakteristiky návrhu krídla. Avšak pre čo najúspešnejší návrh krídla je dôležité zohľadniť uvedenú bodovaciu rovnicu (rov. 2.1) so zahrnutím pravidiel požadujúcich vzlet na 30 metrov. Následne pomocou analýzy nájsť najlepšiu variantu návrhu krídla, ktorá by zabezpečila čo najväčší možný počet získaných bodov z návrhu lietadla.

Analýza by sa mohla dať zrealizovať pomocou predošlých súťaží, no vzhľadom na odlišnosť letovej misie z predošlých ročníkov súťaže a tohtoročnej súťaže je táto možnosť nevhodná.

Preto pre prevedenie analýzy využijeme program Microsoft Excel s nasledujúcimi hodnotami a rovnicami.

Hodnoty určené z literatúry a pravidiel súťaže:

$$\begin{array}{llll} C_{D\ TO} = 0,045 & C_{L\ TO} = 0,4 & g = 9,80665 \text{ m/s} & \mu_G = 0,04 \\ \rho = 1,225 \text{ kg/m}^3 & q = 53,361 \text{ N/m}^2 & P_0 = 1000 \text{ W} & S_G = 30 \text{ m} \quad [2,4] \end{array}$$

Hodnoty boli volené na základe toho, že sa vzťahujú na vzlet bez klapiek a predpokladu, že pri výpočte s nižším koeficientom vztlaku bude väčšia pravdepodobnosť úspešného vzletu.

Hodnoty určené odhadom ako ďalšie potrebné vstupné parametre pre výpočet:

$$\begin{array}{llll} C_{L\max} = 1,6 & \eta_P = 0,8 & c = 0,4 \text{ m} & B = 1 \\ m_B = 0,45 \text{ kg} & m_L = 3 \text{ kg} & K_S = 2,1 \text{ kg/m}^2 & \end{array}$$

Rovnica pre výpočet plochy krídla S z rovnice pre výpočet vztlaku:

$$S = \frac{2 * m * g}{\rho * v_{min}^2 * C_{L\max}} \quad (3.1)$$

Z danej rovnice sme pomocou postupného dosadzovania hodnôt celkovej hmotnosti m a pádovej rýchlosti V_{min} určili súbor hodnôt plochy krídla s ktorými sme ďalej pracovali.

Rovnica pre výpočet rozpätia krídla b :

$$b = \frac{S}{c} \quad (3.2)$$

Súbor hodnôt rozpätia krídla b sme získali pomocou postupného dosadzovania už získaných hodnôt plochy krídla S a následne sme vylúčili všetky hodnoty presahujúce rozpätie 3 metrov.

Rovnica pre výpočet plošného zaťaženia Q :

$$Q = \frac{m * g}{S} = \frac{W}{S} \quad (3.3)$$

Touto rovnicou sme získali pomocou postupného dosadzovania hodnôt hmotnosti m a plochy krídla S súbor hodnôt plošného zaťaženia Q .

Rovnica pomeru ťahu ku hmotnosti vzhľadom na hodnoty vzletových parametrov:

$$\frac{T}{W} = \frac{V_{LOF}^2}{2g * S_G} + \frac{q}{W/S} * C_{D TO} + \mu_G * \left(1 - \frac{q}{W/S} * C_{L TO}\right) \quad [3] \quad (3.4)$$

Rovnica výpočtu ťahu z účinnosti motoru a vrtule:

$$T = \frac{P}{v_{LOF}} = \frac{P_0 * \eta_P}{v_{LOF}} \quad (3.5)$$

Rovnica pre výpočet približnej vzletovej rýchlosti v_{LOF} :

$$v_{LOF} = 1,1 * v_{min} \quad (3.6)$$

Rovnica pre výpočet dynamického tlaku q :

$$q = \frac{1}{2} * \rho * \left(\frac{v_{LOF}}{\sqrt{2}}\right)^2 \quad (3.7)$$

Z predchádzajúcich rovníc (rov. 3.4 – rov. 3.7) sme dosadením do seba a vyjadrením výkonu P dostali nasledujúcu rovnicu:

$$P = \left(\frac{V_{LOF}^2}{2g * S_G} + \frac{q}{Q} * C_{D TO} + \mu_G * \left(1 - \frac{q}{Q} * C_{L TO}\right)\right) * \frac{W * v_{LOF}}{\eta_P}$$

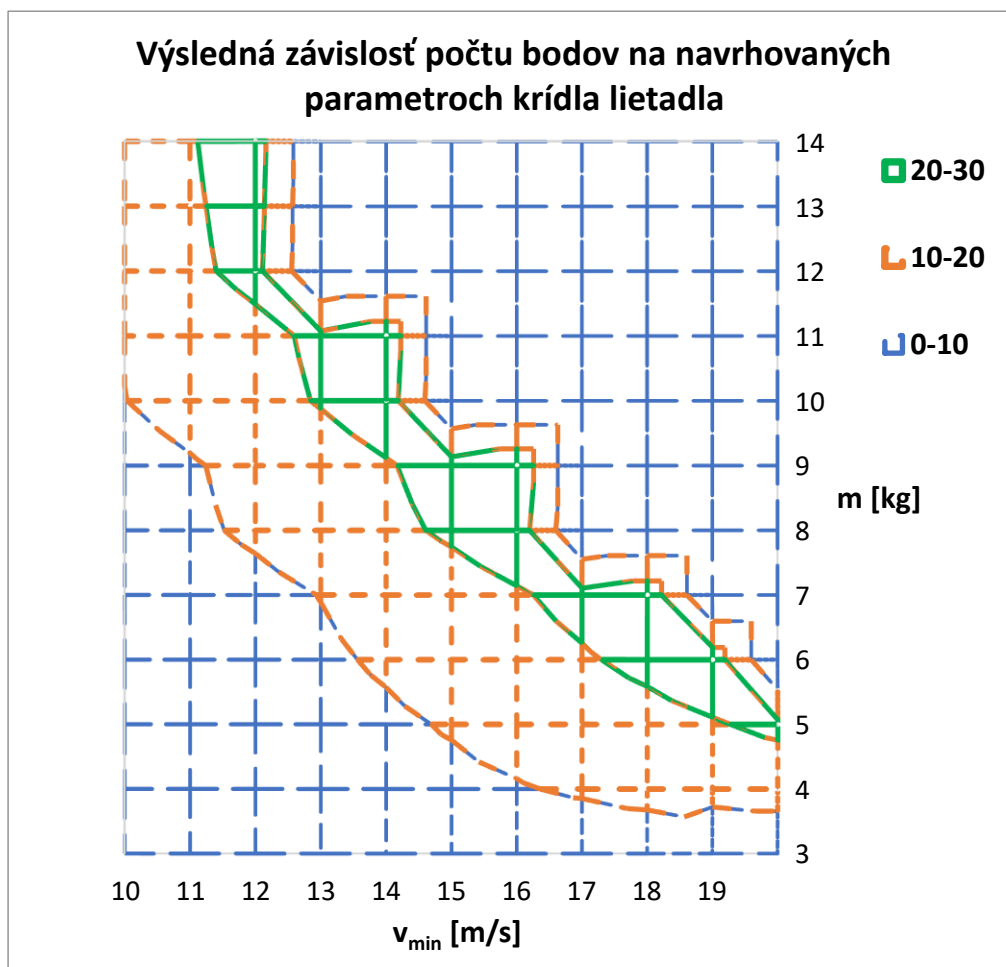
Postupným dosadením hodnôt hmotnosti m , vzletovej rýchlosti v_{LOF} a plošného zaťaženia Q sme dostali súbor hodnôt výsledného výkonu P . Z tohto súboru hodnôt sme vyradili všetky hodnoty výkonu presahujúce $P = 800$ W.

Posledným krokom pre zhodnotenie výsledku analýzy je použitie upravenej bodovacej rovnice (rov. 2.1) so zahrnutím premeny jednotiek podľa súťaže:

$$FS = 120 * \frac{2 * B + (m - m_L - S * K_S - B * m_B)/0,4536}{(b + L_{cargo})/0,0254}$$

Kde K_S je hodnota, odvodená z návrhov modelov lietadiel z predošlých súťaží a predstavuje hodnotu hmotnosti krídla na jednotku plochy krídla.

Záverom analýzy sme zo zadanej bodovacej rovnice pomocou postupného dosadzovania hľadaných hodnôt dostali súbor hodnôt bodov, ktoré zahŕňajú rôzne varianty parametrov lietadla. Tento výsledný súbor sme ohraničili hodnotami ktoré nespĺňali požiadavky súťaže, hodnotami zisku záporných bodov a hodnotami, ktoré vykazovali nereálne a ťažko realizovateľné návrhy krídla lietadla. Výsledné možnosti sme zhodnotili a vybrali realizovateľný návrh, ktorý by podľa analýzy mal zaručiť najväčší možný počet získaných bodov.



Obr. 3.1 Graf závislosti bodov na navrhovaných parametroch lietadla.

4. KONCEPČNÝ NÁVRH KRÍDLA

Hlavným cieľom vyplývajúcim z pravidiel súťaže a bodovacej rovnice pre krídlo lietadla je navrhnuť a skonštruovať krídlo s čo najmenším možným rozpätím, kde lietadlo zároveň unesie čo najviac závažia spolu s minimálne jednou loptou a je pri týchto parametroch schopné vzletu na dráhe 30 metrov.

4.1 Počet nosných plôch

Vzhľadom na nedefinovaný počet nosných plôch lietadla z pravidiel je možné voliť z viacerých možností počtu nosných plôch.

Jednoplošník

Konštrukcia najrozšírenejšieho typu počtu nosných plôch v dnešnej dobe spolu s konštrukciou samonosného krídla.

Výhody:

- Aerodynamická čistota
- Jednoduchšia konštrukcia
- Nižší aerodynamický odpor

Nevýhody:

- Potrebné väčšie rozpätie pri plošnom zaťažení [9]

Dvojplošník

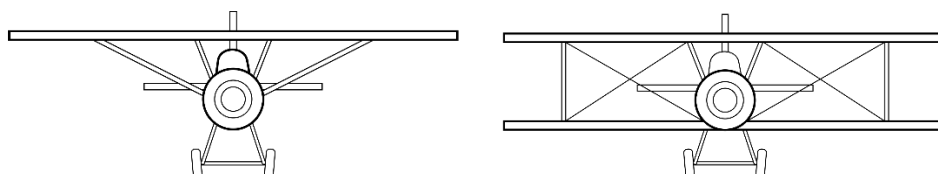
Konštrukcia počtu nosných plôch prevažne používaná v minulosti, občasne sa vyskytujúca aj dnes kvôli vysokej obratnosti lietadiel.

Výhody:

- Menšie rozpätie nosných plôch pri plošnom zaťažení oproti jednoplošníku
- Dobrá obratnosť lietadla
- Menšie momenty zotrvačnosti

Nevýhody:

- V porovnaní s jednoplošníkom pri použití rovnakých profilov menší maximálny súčiniteľ vztlaku a väčší súčiniteľ odporu
- Zložitejšia konštrukcia (nutné použitie vzpier) [9]



Obr. 4.1 Jednoplošník vs dvojplošník [11]

4.2 Umiestnenie krídla

Poloha krídla vzhľadom na trup má niekoľko možností a dokáže tak isto ovplyvniť letové vlastnosti lietadla. Každá z možných koncepcii umiestnenia má svoje výhody a nevýhody. Medzi základné rozdelenie patrí:

- Dolnoplošník
- Stredoplošník
- Hornoplošník [9]

Dolnoplošník

Výhody:

- Použitie nízkeho a ľahkého podvozku ukotveného v krídle.
- Ochrana trupu a jeho súčastí pri núdzovom pristáti – pohltenie veľkej deformácie hmotou krídla.

Nevýhody:

- Priestor nad povrchom krídla je narušený umiestnením trupu.
- Vplyv interferenčného odporu v prechodoch medzi krídlom a trupom – nutné prechody medzi danými časťami lietadla.
- Vyššie umiestnené ťažisko oproti aerodynamickému stredu – nevýhodné pre stabilitu lietadla. [9]



Obr. 4.2 Dolnoplošník [11]

Stredoplošník

Výhody:

- Umiestnenie krídla v najširšom mieste trupu čo má za následok najmenší interferenčný odpor oproti ostatným umiestneniam krídla.

Nevýhody:

- Strednou časťou trupu prechádzajú nosíky centroplánu - zníženie využiteľnosti priestoru trupu. [9]



Obr. 4.3 Stredoplošník [11]

Hornoplošník

Výhody:

- Ťažisko lietadla je umiestnené nižšie ako aerodynamický stred čo spôsobuje zvýšenie stability lietadla
- Možnosť umiestnenia motorov pod krídlo pri zachovaní čistoty hornej plochy krídla – zlepšenie aerodynamických charakteristík a zároveň obmedzenie vzniku kontaktu vrtule motoru so zemou

Nevýhody:

- Zložitejšia, väčšia a ťažšia konštrukcia podvozku pri umiestnení na krídlo alebo gondoly motorov, pri umiestnení podvozku na trup zároveň zhoršenie stability pri vzlete a pristátí pri bočnom vetre.
- Spojenie krídla s trupom spôsobuje interferenčný odpor – nutné prechody medzi trupom a krídlom. [9]



Obr. 4.4 Hornoplošník [11]

4.3 Tvar krídla

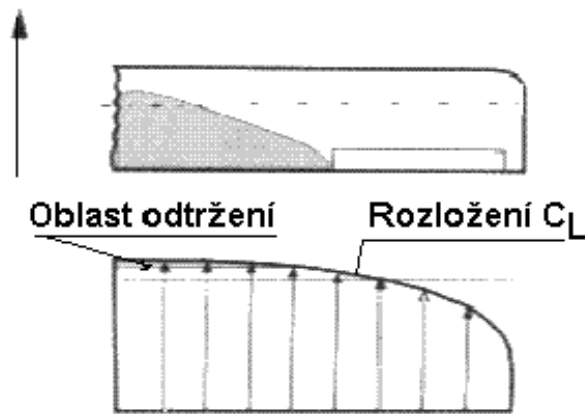
Tvar krídla významne ovplyvňuje široký rozsah letových vlastností celého lietadla. Rôzne geometrie pôdorysu tvaru krídla prinášajú rozdielne aerodynamické vlastnosti, letové výkony, rozloženie vztlaku, hmotnosť a zložitosť technológie výroby [9].

Medzi základné pôdorysné tvary priamych krídiel patrí krídlo:

- Obdĺžnikové
- Lichobežníkové
- Eliptické

Obdĺžnikové krídlo

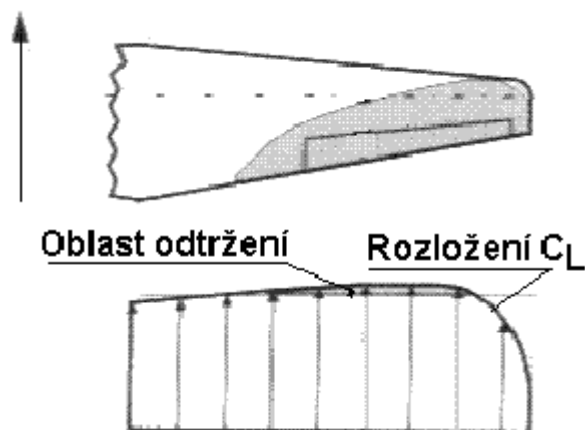
- + Pri obdĺžnikovom krídle nastáva odtrhnutie prúdu vzduchu pri kritických uhloch nábehu najskôr pri koreni krídla, čím zostáva lietadlo naďalej priečne ovládateľné.
- + Nie je nutné geometrické alebo aerodynamické krútenie krídla.
- + Kvôli rovnakému profilu a hĺbke po celom rozpätí je krídlo technologicky jednoduché na výrobu.
- Má najvyššiu hodnotu indukovaného odporu čím aj najnižšie výkony.
- Vzhľadom na rovnaký tvar krídla po celom rozpätí väčšia hmotnosť krídla. [9]



Obr. 4.5 Obdĺžnikový tvar krídla [9]

Lichobežníkové krídlo

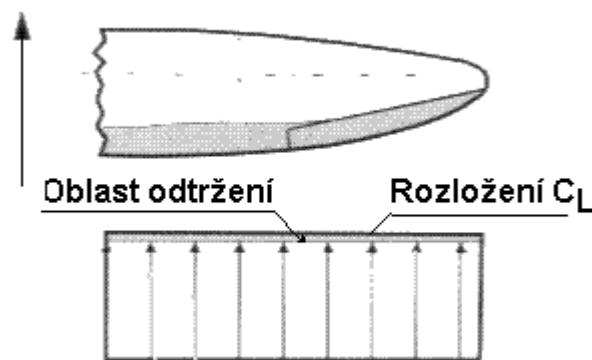
- Nevýhoda odtrhnutia prúdu vzduchu pri kritických uhloch nábehu v oblasti krídeliek, čím vzniká strata priečnej ovládateľnosti lietadla na rozdiel od obdĺžnikového krídla.
- Kvôli odtrhnutiu prúdu v oblastiach krídeliek je nutné pre bezpečnosť letu aerodynamické alebo geometrické skrútenie krídla (prípadne ich kombinácia).
- + Lichobežníkové krídlo má menšiu hodnotu indukovaného odporu ako obdĺžnikové krídlo
- + Meniaci sa tvar krídla smerom ku koncu krídla umožňuje použitie menšieho množstva materiálu pri zachovaní potrebnej pevnosti, čím dosahuje aj nižšiu hmotnosť oproti obdĺžnikovému krídlu.
- + Kvôli potrebnému skrúteniu krídla - zložitejšia konštrukcia v porovnaní s obdĺžnikovým krídlom avšak nie na toľko náročná aby nemohla byť realizovateľná aj jednoduchšími výrobnými postupmi. [9]



Obr. 4.6 Lichobežníkový tvar krídla [9]

Eliptické krídlo

- + Pri eliptickom krídle nastáva rovnomerné rozloženie vztlaku po celom rozpätí krídla kvôli veľmi nízkemu indukovanému odporu na konci krídiel.
- + Ako u lichobežníkového krídla zmena tvaru krídla po rozpätí umožňuje lepšie využitie menšieho množstva materiálu pri zachovaní potrebnej pevnosti a dosiahnutí nižšej hmotnosti.
- Avšak pri rovnomernom rozložení vztlaku nastáva v kritických uhloch nábehu odtrhnutie prúdu vzduchu na celom krídle čo vedie k veľmi nepriaznivým javom náhlych pádov.
- Z dôvodu nebezpečného odtrhnutia krídla je nutné ako u lichobežníkového krídla aerodynamické alebo geometrické krútenie krídla, prípadne zmenu profilu smerom ku koncu krídla.
- Vzhľadom na náročnosť tvaru krídla a technológiu výroby je tento typ tvaru krídla najzložitejším pre skonštruovanie. [9]



Obr. 4.7 Eliptický tvar krídla [9]

4.4 Usporiadanie pohonných jednotiek

Usporiadanie a umiestnenie pohonných jednotiek na lietadle má niekoľko možností z hľadiska počtu a veľkosti pohonných jednotiek.

Medzi najpoužívanéjšie typy umiestnenia pohonných jednotiek patria:

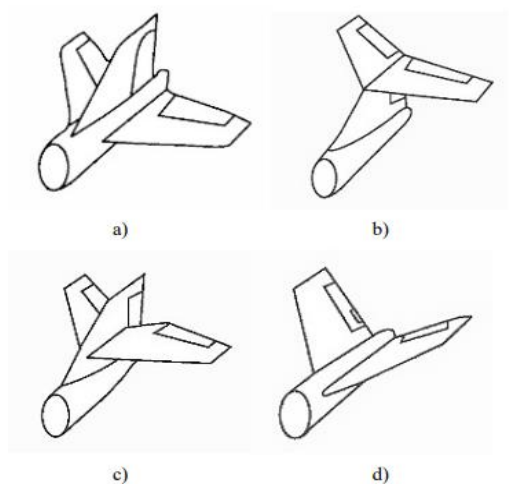
- Umiestnenie pohonnej jednotky na trupe lietadla – toto umiestnenie sa využíva prevažne u lietadiel poháňaných jedným motorom s vrtulou, kde je pohonná jednotka umiestnená v prednej časti trupu alebo u lietadiel s prúdovým motorom kde je táto jednotka umiestnená prevažne v zadnej časti trupu.
- Umiestnenie pohonnej jednotky na krídle lietadla – táto možnosť je prevažne využívaná u stredne veľkých a veľkých lietadiel, kde je počet pohonných jednotiek vždy párny a pre tvorbu ťahu sa využíva ako vrtuľa pripojená k piestovému alebo turbovrtuľovému motoru tak aj prúd vzduchu z prúdového motora
- Kombinácia predošlých usporiadaní – pohonné jednotky sú umiestnené ako na krídle lietadla tak aj na prednej alebo zadnej časti trupu.

4.5 Usporiadanie chvostových plôch

Usporiadanie chvostových plôch má v súvislosti s polohou a rozmermi krídla lietadla úzku súvislosť, pretože zabezpečujú stabilitu a riaditeľnosť lietadla. Existuje niekoľko koncepcií umiestnenia chvostových plôch, avšak nie všetky je možné využiť pre návrh bežných lietadiel. [8]

Najpoužívanejšie koncepcie klasického usporiadania chvostových plôch:

1. Klasické konvenčné usporiadanie
 - Výhodou tohto usporiadania je jednoduchá konštrukcia a výroba
 - Nevýhodou daného usporiadania je možnosť poškodenia VCHP pri pristáti v prípade nízkeho umiestnenia a taktiež ovplyvnenie prúdenia okolo týchto plôch od krídla lietadla
2. Usporiadanie do kríža
 - Výhodou je možnosť odľahčenia smerového kormidla a nepotrebnosť vystuženia kýlu po celej dĺžke
Tak isto nie sú v tomto prípade VCHP toľko ovplyvňované rozrušeným prúdom vzduchu od motora a krídla
 - Nevýhodou je nutnosť rozdelenia plochy výškového kormidla oproti usporiadaniu do T ako aj vyrezania tohto kormidla kvôli zamedzeniu vzájomnej kolízií kormidiel.
Toto usporiadanie takisto zvyšuje interferenčný odpor
3. Usporiadanie do T
 - Výhodou je bezpečnejšia poloha a vyššia účinnosť VOP, menší indukovaný odpor a väčší efekt výškového kormidla.
 - Nevýhodou usporiadania je zvýšené namáhanie kýlu, nemožnosť použitia rohového odľahčenia smerového kormidla a tak isto zložitejšia konštrukcia riadenia oproti ostatným usporiadaniam.
4. Usporiadanie do V
 - Výhody tohto usporiadania sú v zmenšení interferenčného odporu, zároveň sa CHP nenachádzajú za úplavom krídla a nie sú ovplyvnené prúdom spalín.
Usporiadanie má taktiež bezpečnejšiu polohu pri pristáti.
 - Nevýhodou usporiadania je hlavne pokles priečnej riaditeľnosti a zvýšené požiadavky na pevnosť a tuhosť trupu [8]



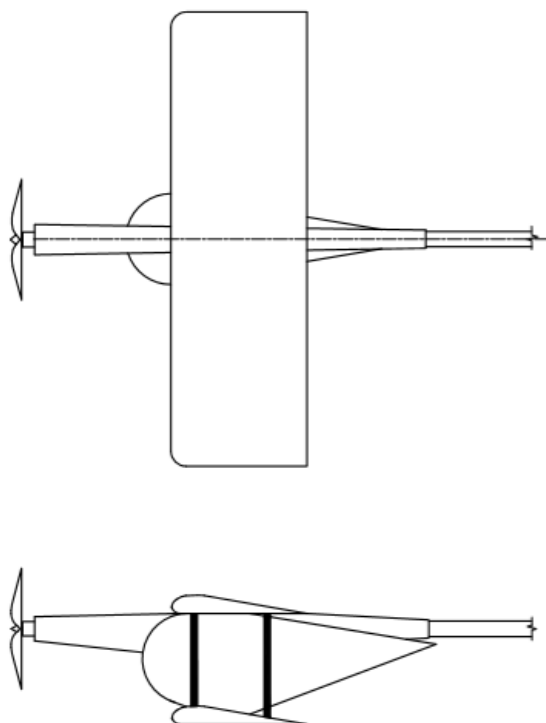
Obr. 4.8 Usporiadanie chvostových plôch; a) klasické usporiadanie, b) usporiadanie do T, c) usporiadanie do kríža, d) usporiadanie do V [8]

4.6 Návrh koncepných usporiadaní

Vzhľadom na možné kombinácie vlastností koncepcie krídla pre súťažné lietadlo a zadané parametre z bodovacej rovnice som vychádzal z nasledujúcich navrhnutých koncepcii krídla.

1. koncepcia – dvojplošník s krídlami obdĺžnikového tvaru

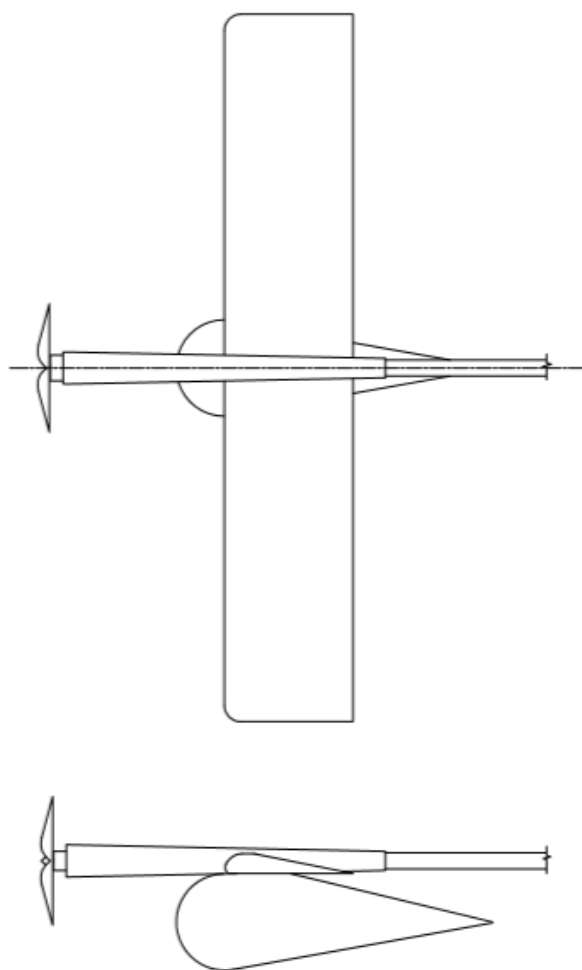
Výhodou tejto koncepcie je menšie rozpätie krídla, čím by sme vedeli docieľiť väčší počet bodov a zároveň menšie súčinitele momentu na krídle, čo by pozitívne prispievalo k letovým vlastnostiam. Zároveň by medzera medzi horným a dolným krídlom mohla slúžiť ako nákladný priestor pre uloženie potrebnej záťaže. Táto koncepcia by tiež ponúkala väčšiu obratnosť lietadla.



Obr. 4.9 Koncept č.1

2. koncepcia – samonosné obdĺžnikové krídlo, strednoplošník s centropoplánom

Táto koncepcia má výhodu aerodynamickej čistoty konštrukcie krídla, väčšiu možnosť koncepcie trupu a nákladného priestoru vzhľadom na možnosť využitia centropoplánu. Keďže nie je nutné zhotovovať dve nosné plochy s potrebným vystužením kvôli pevnosti, tak konštrukcia a technológia výroby by bola menej náročná ako pri koncepcii č.1 (Obr. 4.9).



Obr. 4.10 Koncept č.2

4.7 Hodnotenie koncepcií a výber riešenia

Z uvedených koncepcií som napokon zvolil koncepciu krídla č.2 (Obr.4.10) a to z niekoľkých dôvodov:

- Daná koncepcia je jednoduchšia z ohľadom na čas návrhu, výpočtu a stavbu krídla.
- V porovnaní s koncepciou č.1 vykazuje rovnaké až lepšie aerodynamické a letové vlastnosti – v prípade dvojplošníku by bolo potrebné dodržať potrebnú medzeru medzi krídlami, prípadné zmeny profilov a uhly nábehov krídiel kvôli ovplyvneniu obtekania krídiel navzájom, ďalej je potrebné do konštrukcie umiestniť vzpery ktoré tak isto zvyšujú odpor lietadla.
- Vzhľadom na obratnosť lietadla by koncepcia č.2 bola výhodnejšia, avšak hlavnou úlohou súťaže je vzlet a pristátie s danou záťažou bez ohľadu na čas letu.
- Z koncepcie č.2 (Obr.4.10) vyplýva výhoda menšieho rozpätia krídiel, no pri porovnaní táto koncepcia vykazuje menšiu hodnotu súčiniteľa vzlaku oproti jednému samonosnému krídlu aj keď za cenu väčšieho rozpätia krídla oproti dvojplošníku.

Dôvodom výberu obdĺžnikového tvaru krídla bola výhoda oblasti odtrhnutia prúdu v kritických uhloch nábehu a tým aj jednoduchšia konštrukcia a návrh bez potreby zmeny krútenia krídla alebo zmeny profilov po rozpätí krídla. Prípadné vyššie hodnoty indukovaného odporu sú síce nepriaznivým účinkom, no vhodným ukončením krídla sa táto hodnota dá znížiť.

V oblasti polohy krídla vzhľadom na trup navrhujem koncepciu strednoplošníku s využitím centropłanu z dôvodu možnosti jeho využitia ako spojovacej nosnej časti krídla s nákladným priestorom. Avšak z časti bude táto poloha krídla vzhľadom na trup obsahovať aj vlastnosti hornoplošníka, pretože väčšina váhy, tým pádom aj ťažisko, sa bude nachádzať pod krídlom.

5. KRÍDLO

Krídlo je jedna z najdôležitejších častí letúna, ktorého celkový návrh je prioritný pre ďalšie navrhovanie letúna. Od návrhu krídla sa odvíjajú nasledujúce návrhy ostatných častí lietadla a samotné vlastnosti a schopnosti lietadla. Tvar, rozmery, umiestnenie a profil krídla je potrebné navrhnuť tak aby dokázalo čo najlepšie umožniť realizáciu požadovanej letovej misie, čím zakaždým vzniká unikátny návrh a koncepcia krídla.

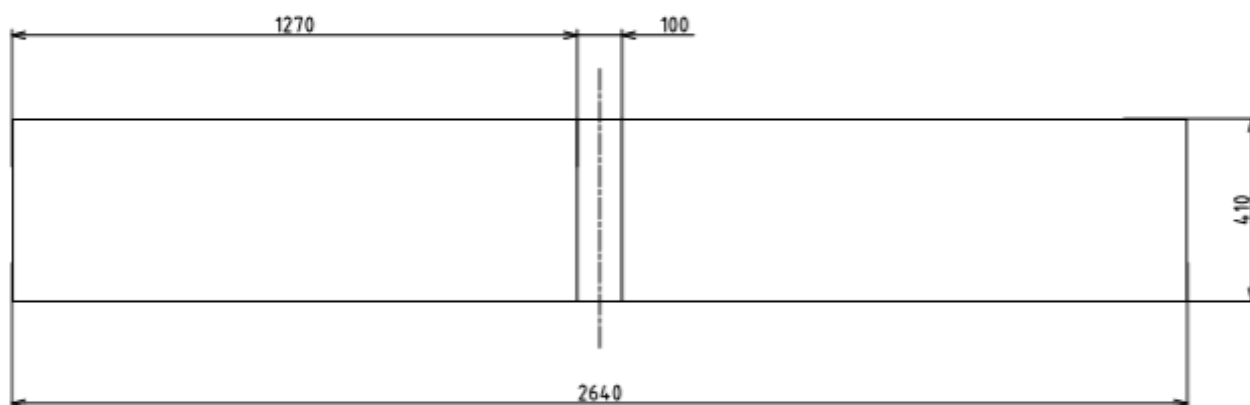
5.1 Návrh krídla

Samotný návrh krídla pre tohtoročnú súťaž SAE Aero Design 2020 vyplýva z vyššie uvedenej analýzy, zhodnotenia a výberu riešenia koncepcie nového krídla.

Výsledné základné parametre a predstava návrhu krídla je uvedená v nasledujúcej tabuľke a obrázku.

Tab. 5.1 Základné parametre krídla

Veličina	Označenie a jednotka	Hodnota
Plocha krídla	S [m ²]	1,08
Rozpätie krídla	b [mm]	2640
Hĺbka krídla	c [mm]	410



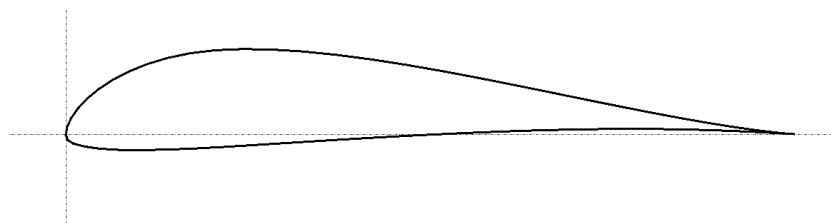
Obr. 5.1 Základný tvar krídla

Následné pokračovanie v návrhu vyplývalo vo výbere vhodného profilu krídla. Tu je nutné nájsť profil ktorý bude spĺňať požadovanú hodnotu súčiniteľa vztlaku, ktorá bola zvolená pri bodovej analýze.

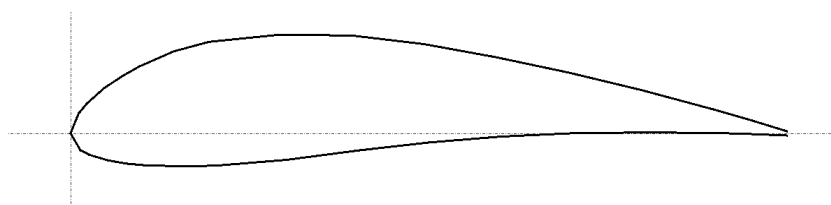
5.2 Analýza pomocou programu XFLR5

Pre analýzu profilov bol využitý program XFLR5, ktorý sa využíva pri analýzach aerodynamických krídiel a aj celých lietadiel pri nízkych Reynoldsových číslach. Pre simulovanie a výpočty program využíva metódy Lifiting Line Theory (LLT), Vortex Lattice Method a 3D panelovú metódu.

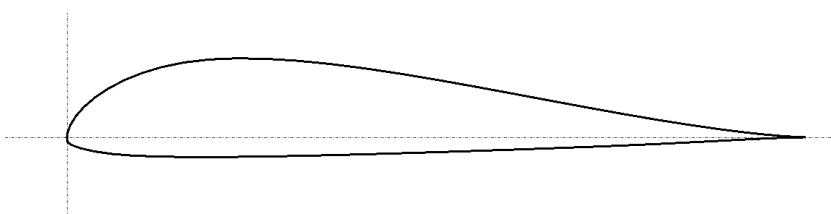
V analýze sme pomocou programu porovnávali 3 nasledujúce vybrané profile.



Obr. 5.2 Profil MH83



Obr. 5.3 Profil GOE288

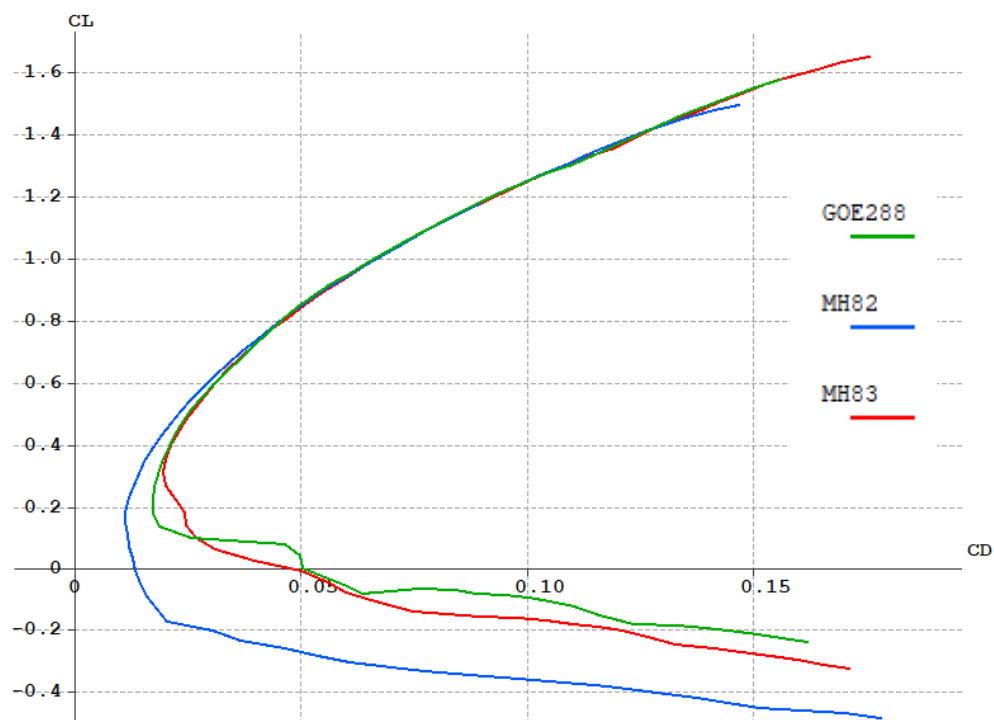


Obr. 5.4 Profil MH82

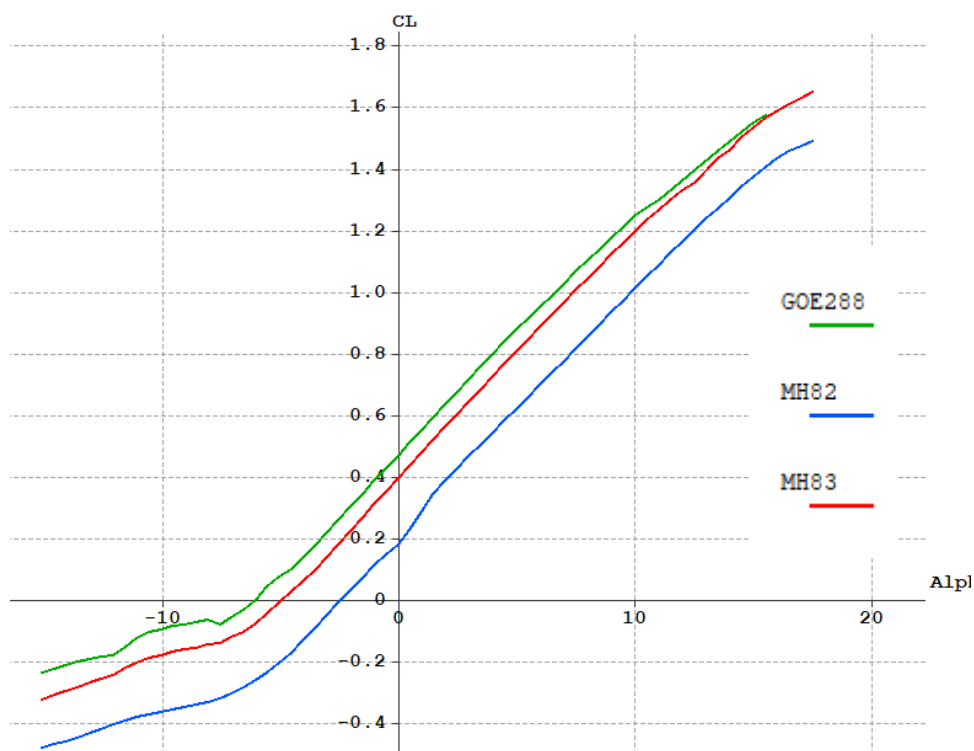
Tab. 5.2 Základné charakteristiky vybraných profilov

Profil	GOE288	MH82	MH83
Maximálna hrúbka profilu	17,4% v 21,3% hĺbky profilu	13,3% v 24,6% hĺbky profilu	13,3% v 20,6% hĺbky profilu
Maximálne prehnutie profilu	5,5% v 39,3% hĺbky profilu	3,9% v 24,6% hĺbky profilu	4,5% v 32,6% hĺbky profilu
Vlastnosti profilov pri rýchlosti 12 m/s			
C_{Lmax}	1,79	1,66	1,81
C_L^α	6,17 rad ⁻¹	6,27 rad ⁻¹	6,48 rad ⁻¹
C_{Dmin}	0,012	0,009	0,010
$C_{L\alpha=0}$	0,461	0,252	0,461

Pri použití daných profilov pre krídlo sme z programu získali nasledujúce vykreslenie polár krídla a vztlakových čiar krídla.



Obr. 5.5 Vykreslenie polár krídla pri vybraných profiloch krídla



Obr. 5.6 Vykreslenie vztlakových čiar krídla pri vybraných profiloch krídla

So získaných vykreslených údajov (Obr. 5.5, Obr. 5.6, Tab. 5.2) sme napokon mohli porovnať vybrané profily a vybrať z nich taký, ktorý by čo najlepšie spĺňal požadovanú hodnotu súčiniteľa vztlaku $C_L \geq 1,6$ pričom by oproti iným profilom preukazoval aj prijateľné hodnoty C_D a C_M .

Ako výsledný profil, ktorý bude použitý v návrhu krídla sme zvolili napokon profil MH83, ktorý vykazoval najlepšiu hodnotu súčiniteľa vztlaku C_L a jeho hodnoty súčiniteľa odporu C_D a momentu C_M boli buď v rozmedzí hodnôt jednotlivých profilov alebo boli lepšie.

5.3. Geometrické a aerodynamické charakteristiky krídla

Pre získanie geometrických charakteristík krídla boli použité nasledujúce vzorce a vzťahy.

Štíhlosť krídla λ :

$$\lambda = \frac{b}{c} \quad [9] \quad (5.1)$$

Zúženie krídla η :

$$\eta = \frac{c_0}{c_k} \quad [9] \quad (5.2)$$

Stredná geometrická tetiva c_{SGT} :

$$c_{SGT} = \frac{S}{b} \quad [9] \quad (5.3)$$

Stredná aerodynamická tetiva (SAT) c_{SAT} :

$$c_{SAT} = \frac{2}{S} * \int_0^{l/2} c^2(y) * dy \quad [9] \quad (5.4)$$

Poloha nábežnej hrany SAT x_{SAT} :

$$x_{SAT} = \frac{2}{S} * \int_0^{l/2} c^2(y) * x(y) * dy \quad [9] \quad (5.5)$$

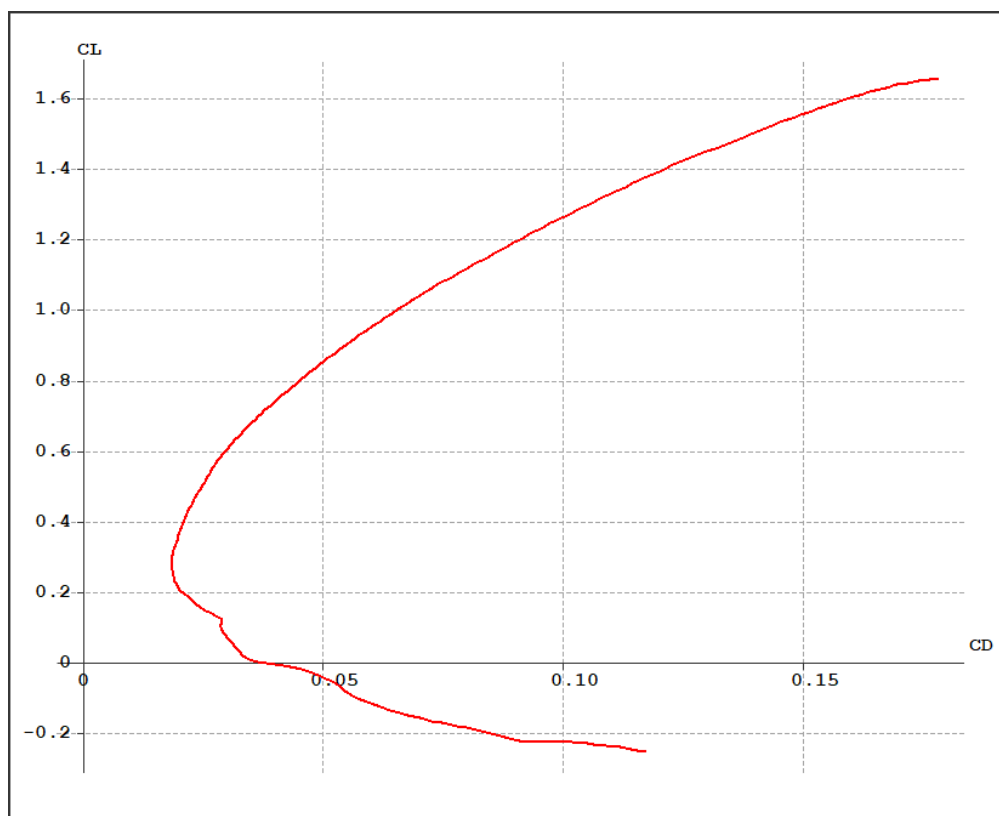
Poloha SAT po rozpätí y_{SAT} :

$$y_{SAT} = \frac{2}{S} * \int_0^{l/2} c^2(y) * y * dy \quad [9] \quad (5.6)$$

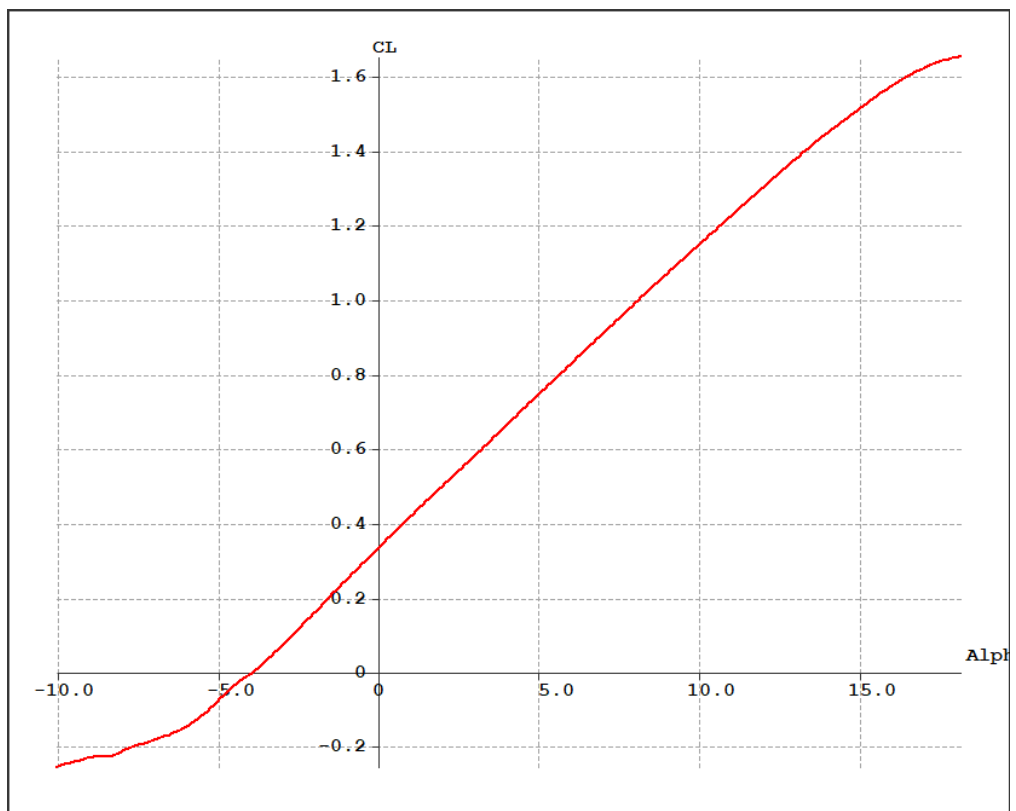
Tab. 5.3 Geometrické a aerodynamické parametre krídla

Veličina	Označenie a jednotka	Hodnota
Rozpätie krídla	b [mm]	2640
Hĺbka profilu	c [mm]	410
Plocha krídla	S [m ²]	1,08
Dĺžka segmentu	d [mm]	1270
Štíhlosť krídla	λ	6,439
Zúženie krídla	η	1
Uhol vzopätia krídla	ψ [°]	0
Uhol šípu krídla	χ [°]	0
Maximálny súčiniteľ vztlaku	C_{Lmax}	1,58
Minimálny súčiniteľ vztlaku	C_{Lmin}	-0,258
Minimálny súčiniteľ odporu	C_{Dmin}	0,018
Sklon vztlakovej čiary	C_L^α [rad ⁻¹]	4,71
Stredná geometrická tetiva	c_{SGT} [mm]	410
Stredná aerodynamická tetiva	c_{SAT} [mm]	410
Poloha nábežnej hrany SAT	x_{SAT} [mm]	0
Poloha SAT po rozpätí	y_{SAT} [mm]	250

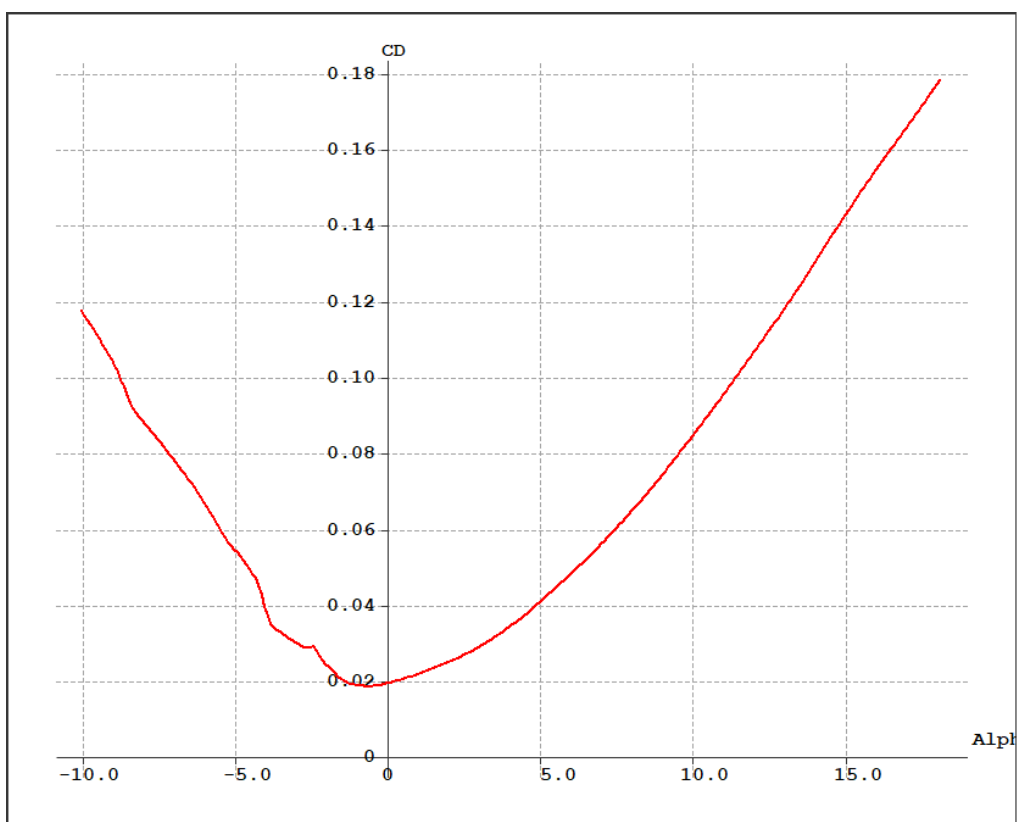
Aerodynamické parametre krídla boli získané a vykreslené pomocou programu XFLR5.



Obr. 5.7 Polára krídla



Obr. 5.8 Vztlaková čiara krídla



Obr. 5.9 Odporová čiara krídla

6. LETOVÁ OBÁLKA ZAŤAŽENIA

Dôležitou časťou návrhu krídla lietadla je výpočet a zhotovenie letovej obálky zaťaženia, pomocou ktorej bude ďalej možné zrealizovať výpočet a analýzu zaťaženia celého krídla po rozpätí.

K výpočtu letovej obálky je dôležité vybrať určitý letový predpis, ktorý čo najbližšie definuje typ a určenie navrhovaného lietadla. K nasledujúcemu výpočtu letovej obálky bol zvolený predpis CS-22 pre klzáky a motorové klzáky.

6.1 Návrh maximálnej vzletovej hmotnosti

Pre realizovanie výpočtu letovej obálky si bolo nutné určiť maximálnu vzletovú hmotnosť celého lietadla spolu s platnou záťažou, s ktorou by lietadlo bolo schopné vzletu.

Spätným prepočtom z už zvolených parametrov krídla a malým naddimenzovaním bola určená hodnota hmotnosti lietadla spolu so záťažou $m = 18,5 \text{ kg}$.

6.2 Obratová obálka podľa predpisu CS-22

Predpis CS 22.337 udáva presné minimálne násobky zaťaženia pre výpočet obratovej obálky, podľa ktorých sa realizujú všetky výpočty. Tieto násobky zahŕňajú pre klzáky a motorové klzáky aj zaťaženia pri náročnejších manévroch a obratoch, ktoré ale navrhovaný súťažný letún nebude pri letovej misii vykonávať.

Z úlohy letovej misie, ktorá pozostáva zo vzletu, následného okruhu a pristátia lietadla so záťažou, boli preto zhodnotené a určené možné maximálne násobky zaťaženia pre úspešne zvládnutie misie. Uvažované násobky zaťaženia (Tab. 6.1), s ktorými bol výpočet realizovaný, sú teda rozdielne od násobkov uvedených predpisom CS 22.337.

Tab. 6.1 Násobky zaťaženia

n₁	3
n₂	3
n₃	-1,5
n₄	-1,5

Celý výpočet rýchlostí pre obratovú obálku sa realizuje pri uvažovanej konfigurácii vztlačových klapiek v cestovnej polohe.

K možnému výpočtu letovej obálky bolo dôležité si najskôr určiť odpovedajúcu pádovú rýchlosť v_S z rovnováhy síl:

$$L = G$$

$$\rho * C_{Lmax} * S * \frac{1}{2} * v_S^2 = m * g$$

$$v_S = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * C_{Lmax} * S}}$$

[2] (6.1)

$$v_S = 13,2 \frac{m}{s} = 47,4 \frac{km}{h}$$

Výpočet návrhovej obratovej rýchlosti v_A :

$$v_A = v_S * \sqrt{n_1}$$

[2] (6.2)

$$v_A = 22,8 \frac{m}{s} = 82,1 \frac{km}{h}$$

Výpočet rýchlosti v horizontálnom lete v_H :

- Hodnota tejto rýchlosti je iba približne dopočítaná podobne ako pri výpočte rýchlosti v_S z rovnice 6.1 pri použití súčiniteľa vztlaku $C_{Lh}=0,31$ určeného z poláry krídla (Obr. 5.7) pri najmenšom pôsobení odporu na krídlo.

$$v_H = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * C_{Lh} * S}}$$

(6.3)

$$v_H = 29,7 \frac{m}{s} = 107,0 \frac{km}{h}$$

Výpočet maximálnej návrhovej rýchlosti v_D podľa CS 22.335 (f):

- Rýchlosť v_D môže byť volená návrhárom a podľa predpisu by nemala byť menšia ako:

$$v_D \geq 18 * \sqrt[3]{\left(\frac{W}{S}\right) * \left(\frac{1}{C_{Dmin}}\right)}$$

[2] (6.4)

- A zároveň aj menšia ako:

$$v_D \geq 1,35 * v_H$$

[2] (6.5)

Avšak tieto hodnoty sú stanovené pre motorové klzáky s ľudskou posádkou a s väčšími rozmermi letúnu oproti modelu, kde je počítaná táto hodnota s naddimenzovaním kvôli bezpečnosti posádky.

Preto pre určenie maximálnej hodnoty využijeme predpoklad, že letún sa nedostane do režimu letu strmhlav a rýchlosť zostupného letu neprekročí hodnotu väčšiu ako 10% rýchlosti horizontálneho letu.

Potom bude hodnota maximálnej návrhovej rýchlosti určená ako:

$$v_D = 1,1 * v_H$$

$$v_D = 117,7 \frac{km}{h}$$

Výpočet pádovej rýchlosti pri zápornom násobku v_{SG} :

- Hodnota tejto rýchlosti je počítaná rovnako ako pádová rýchlosť v_S avšak so súčiniteľom vztlaku C_{Lmin} :

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * C_{Lmin} * S}}$$

[2] (6.6)

$$v_{SG} = 32,6 \frac{m}{s} = 117,3 \frac{km}{h}$$

Výpočet návrhovej obratovej rýchlosti pri zápornom násobku v_G :

$$v_G = v_{SG} * \sqrt{n_4}$$

[2] (6.7)

$$v_G = 39,9 \frac{m}{s} = 143,6 \frac{km}{h}$$

6.3 Poryvová obálka

Hodnoty poryvovej obálky boli počítané taktiež podľa predpisu CS-22 a to konkrétne pre poryv $u_B = 15$ m/s pre návrhovú poryvovú rýchlosť v_B a pre poryv $u_B = 7,5$ m/s pre rýchlosť v_D .

Výpočet poryvovej rýchlosti letu v_B pre poryv $u_B = 15$ m/s.

- Rýchlosť v_B podľa predpisu musí byť väčšia ako obratová rýchlosť v_A , preto bol pre určenie približnej poryvovej rýchlosti využitý nasledovný vzťah:

$$v_B = 0,9 * v_H$$

(6.8)

$$v_B = 26,7 \frac{m}{s} = 96,3 \frac{km}{h}$$

$$v_B > v_A$$

Podmienka splnená

Výpočet rýchlosti letu pre poryv $u_B = 7,5$:

- Pre tento výpočet rýchlosti bola vybraná uvažovaná maximálna návrhová rýchlosť zostupného letu z obratovej obálky $v_D = 1,1 v_H$.

$$v_D = 117,7 \frac{km}{h}$$

Následný výpočet násobkov poryvovej obálky je realizovaný pomocou vzorca:

$$n = 1 \pm \frac{0,5 * k * \rho * u_B * v * C_L^\alpha}{\frac{m * g}{S}} \quad [2] \quad (6.9)$$

Pričom hodnota násobku n nesmie prekročiť:

$$n = 1,25 * \left(\frac{v}{v_S}\right)^2 \quad [2] \quad (6.10)$$

Výpočet pomocných koeficientov pre následný výpočet násobkov poryvovej obálky:

Koeficient μ :

$$\mu = \frac{2 * \frac{m}{S}}{\rho * c_{SGT} * C_L^\alpha} \quad [2] \quad (6.11)$$

$$\mu = 14,45$$

Koeficient k :

$$k = \frac{0,88 * \mu}{5,3 + \mu} \quad [2] \quad (6.12)$$

$$k = 0,644$$

Výpočet násobkov pre poryv $u_B = 15 \text{ m/s}$ podľa predpisu CS 22.341 [2]:

- po a)

$$n = 1 \pm \frac{0,5 * k * \rho * u_B * v_B * C_L^\alpha}{\frac{m * g}{S}}$$

$$n_{v_B}^+ = 5,44$$

$$n_{v_B}^- = -3,44$$

- po b)

$$n_{v_B} = 1,25 * \left(\frac{v_B}{v_S}\right)^2$$

$$n_{v_B} = 5,16$$

Z vypočítaných hodnôt sú podľa predpisu volené násobky: - $n_{v_B}^+ = 5,16$
- $n_{v_B}^- = -3,44$

Výpočet násobkov pre poryv $u_B = 7,5$ m/s podľa predpisu CS 22.341 [2]:

- po a):

$$n = 1 \pm \frac{0,5 * k * \rho * u_B * v_D * C_L^\alpha}{\frac{m * g}{S}}$$

$$n_{v_D}^+ = 3,72$$

$$n_{v_D}^- = -1,72$$

- po b):

$$n_{v_D} = 1,25 * \left(\frac{v_D}{v_S}\right)^2$$

$$n_{v_D} = 7,71$$

Z vypočítaných hodnôt sú podľa predpisu volené násobky: - $n_{v_D}^+ = 3,72$
- $n_{v_D}^- = -1,72$

6.4 Klapková obálka

Hodnoty rýchlostí klapkovej obálky boli získané podobne ako v predošlých výpočtoch obratovej obálky s využitím predpisu CS-22. Rozdiel medzi rýchlosťami avšak udáva odhadovaná hodnota súčiniteľa vztlaku krídla s vysunutými klapkami $C_{Lmax-f} = 2,58$. Zároveň sa pri výpočte klapkovej obálky udáva násobok zaťaženia $n_F = 2$ s ktorým sa pracuje.

Výpočet pádovej rýchlosti s klapkami v_{SF} :

$$v_{SF} = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * C_{Lmax-f} * S}}$$

[2] (6.13)

$$v_{SF} = 10,3 \frac{m}{s} = 37,1 \frac{km}{h}$$

Výpočet obratovej rýchlosti s klapkami v_{AF} :

$$v_{AF} = v_S * \sqrt{n_f} \quad [2] \quad (6.14)$$

$$v_{AF} = 14,6 \frac{m}{s} = 52,4 \frac{km}{h}$$

Výpočet návrhovej rýchlosti s klapkami v_F sa realizuje ako porovnanie a výber hodnoty, ktorá spĺňa všetky požiadavky:

- Návrhová rýchlosť s klapkami musí byť 1,4-krát väčšia ako pádová rýchlosť v konfigurácii so zasunutými klapkami v_S :

$$v_F = 1,4 * v_S \quad [2] \quad (6.15)$$

$$v_F = 18,4 \frac{m}{s} = 66,3 \frac{km}{h}$$

- A zároveň musí byť návrhová rýchlosť s klapkami 2-krát väčšia ako pádová rýchlosť s vysunutými klapkami v_{SF} :

$$v_F = 2 * v_{SF} \quad [2] \quad (6.16)$$

$$v_F = 20,6 \frac{m}{s} = 74,2 \frac{km}{h}$$

6.5 Návrh letových prípadov typického letu

V dôsledku predpokladu vysunutých klapiek takmer počas celého letu a pravdepodobnosti poveternostného počasia, v oblasti kde bude realizovaná letová misia, je doplnený výpočet letovej obálky zaťaženia o ďalšie hodnoty.

Predovšetkým sa jedná o hodnoty násobkov zaťaženia pre konfiguráciu krídla s vysunutými klapkami a poryvom vetra o rýchlosti 7,5 m/s.

Pri výpočte sú využité rovnaké rovnice ako v prípade výpočtu hodnôt z poryvovej obálky (rov. 6.9, 6.10).

Výpočet násobku zaťaženia n pre $u_B = 7,5$ m/s a návrhovú rýchlosť s klapkami v_F :

$$n = 1 \pm \frac{0,5 * k * \rho * u_B * v_F * C_L^\alpha}{\frac{m * g}{S}}$$

$$n_{v_F}^+ = 2,71$$

$$n_{v_F}^- = -0,71$$

Pričom násobok n nesmie prekročiť:

$$n_{v_B}^+ = 1,25 * \left(\frac{v_F}{v_S}\right)^2$$

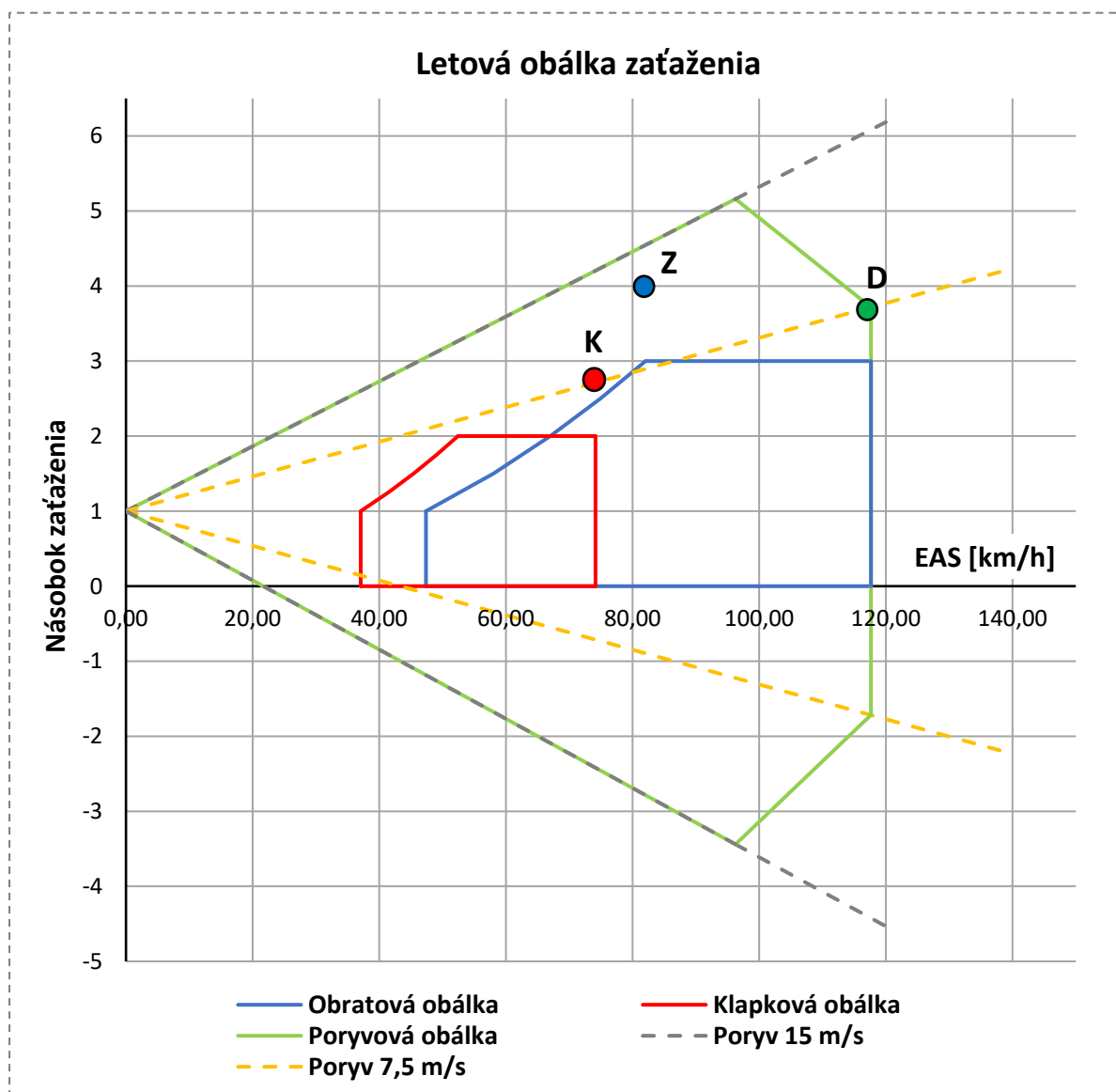
$$n_{v_B}^+ = 3,06$$

Z vypočítaných hodnôt sú podľa predpisu volené násobky: - $n_{v_F}^+ = 2,71$
 - $n_{v_F}^- = -0,71$

6.6 Zhodnotenie a vykreslenie letovej obálky zaťaženia

Tab. 6.2 Výsledné rýchlosti a násobky zaťaženia letovej obálky

Veličina	Značka	Hodnota [km/h]	Násobok zaťaženia pri manévri	Násobok zaťaženia pri poryve
Pádová rýchlosť	v_S	47,4	1	-
Návrhová obratová rýchlosť	v_A	82,1	3	-
Rýchlosť horizontálneho letu	v_H	107,0	3	-
Maximálna návrhová rýchlosť	v_D	117,7	3	5,08
			0	-2,85
Pádová rýchlosť pri zápornom násobku	v_{SG}	117,2	0	-
Obratová rýchlosť pri zápornom násobku	v_G	143,6	0	-
Poryvová rýchlosť	v_B	96,3	3	3,75
			0	-1,88
Pádová rýchlosť s klapkami	v_{SF}	37,1	1	-
Obratová rýchlosť s klapkami	v_{AF}	52,4	2	-
Návrhová rýchlosť s klapkami	v_F	74,2	2	2,71
			0	-0,71



Obr. 6.1 Vykreslenie letovej obálky zaťaženia

Predpokladané použitie letúnu bude zahrňovať konfigurácie so zasunutými aj vysunutými klapkami na nižších uhloch nábehu a to aj v prípade zatáčky v prostredí so zvýšenými poveternostnými podmienkami.

Vyznačené body na Obr. 6.1 odpovedajú predpokladaným kritickým režimom letu do ktorých sa letún počas letovej misie môže dostať. Preto pri výpočte zaťaženia krídla budú analyzované a vyhodnotené všetky tieto vyznačené body, ktoré sú uvedené v Tab. 6.3.

Tab. 6.3 Analyzované body letovej obálky zaťaženia

Režim letu a označenie	Označenie	Rýchlosť [km/h]	Násobok zaťaženia
Let s vysunutými klapkami pri poryve 7,5 m/s	K	74,2	2,71
Letový obrat (zátáčka) so zvýšenou bezpečnosťou	Z	84,1	4
Zostupný let pri poryve 7,5 m/s	D	117,7	3,72

Zároveň pri plnení letovej misie nie je uvažovaná možnosť letu na chrbte v záporných násobkoch, strmhlavý let alebo let v nepriaznivých poveternostných podmienkach s výskytom zrážok.

Okrem výpočtu zaťaženia krídla slúži táto letová obálka aj pre následné pevnostné výpočty krídla a ostatných častí letúnu.

7. ZAŤAŽENIE KRÍDLA

Podľa predpisu CS-22 predstavujú letové násobky zaťaženia pomer zložky aerodynamických síl k hmotnosti letúnu, kde kladný letový násobok je ten, pri ktorom pôsobia aerodynamické sily smerom nahor vzhľadom k letúnu.

Požiadavky na zaťaženie za letu vyžadujú vyhovie v každej nadmorskej výške v rozsahu, v ktorom sa uvažuje prevádzka letúnu, a to pre každú možnú kombináciu hmotnosti a užitočného zaťaženia. [2]

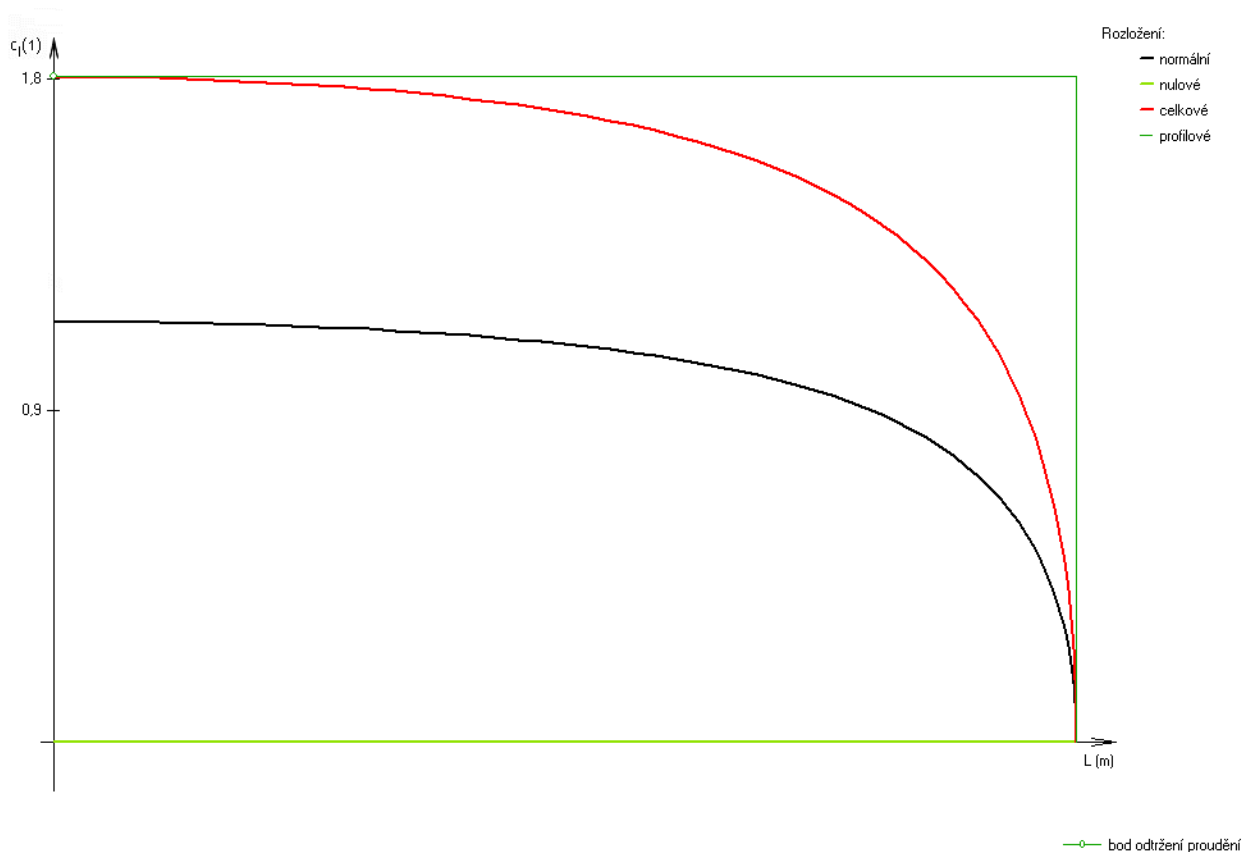
7.1 Výpočet charakteristík v programe Glauert III

Výpočet zaťaženia krídla je realizovaný pomocou programu Glauert III [9]. Z programu sú získané jednotlivé hodnoty prírastkov vztlaku po rozpätí krídla, ktoré sú podstatné pre ďalšie riešenie zaťaženia krídla.

Následne je aj vykreslená charakteristika rozloženia vztlaku na krídle pri horizontálnom lete.

Tab. 7.1 Výsledné hodnoty z programu Glauert III

z	c	C _{Ln}	C _{Lp}	C _{L0}
1,320	0,41	0,00	1,81	0,00
1,315	0,41	0,17	1,81	0,00
1,302	0,41	0,32	1,81	0,00
1,280	0,41	0,46	1,81	0,00
1,248	0,41	0,59	1,81	0,00
1,209	0,41	0,69	1,81	0,00
1,161	0,41	0,78	1,81	0,00
1,105	0,41	0,85	1,81	0,00
1,042	0,41	0,91	1,81	0,00
0,971	0,41	0,96	1,81	0,00
0,894	0,41	1,00	1,81	0,00
0,811	0,41	1,04	1,81	0,00
0,722	0,41	1,07	1,81	0,00
0,628	0,41	1,09	1,81	0,00
0,530	0,41	1,11	1,81	0,00
0,429	0,41	1,12	1,81	0,00
0,324	0,41	1,13	1,81	0,00
0,217	0,41	1,14	1,81	0,00
0,109	0,41	1,14	1,81	0,00
0,000	0,41	1,14	1,81	0,00



Obr. 7.1 Vykreslenie rozloženia vztlaku na krídle

7.2 Výpočet zatáženía po rozpätí krídla

Pri výpočtoch zatáženía je dôležité zohľadniť všetky možné režimy letu, do ktorých sa letún môže pri plnení misie dostať.

Zatáženie krídla je preto realizované vo zvolených bodoch z letovej obálky zatáženía, ktoré odpovedajú režimom letu uvedených v tabuľke (Tab. 6.3).

Pre výpočet zatáženía pri danom režime letu bolo potrebné získať spätným prepočtom hodnoty súčiniteľov vztlaku krídla.

Na získanie tejto hodnoty bola použitá rovnica z rovnováhy síl pri danom zatážení letúna.

$$L = G$$

$$\rho * C_{Lk} * S * \frac{1}{2} * v^2 = m * g * n$$

$$C_{Lk} = \frac{2 * m * g * n}{\rho * S * v^2}$$

[5] (7.1)

Kde hodnota v predstavuje rýchlosť a hodnota n pôsobiace zatáženie pri danom režime letu.

Zo získanej hodnoty súčiniteľa vztlaku krídla je dopočítaný celkový súčiniteľ po rozpätí krídla v daných rezoch analýzy pomocou nasledujúceho vzťahu pre symetrické prípady.

$$C_{Lc} = C_{Lk} * C_{Ln} + C_{L0} \quad [10] \quad (7.2)$$

Následný dopočet zaťaženia krídla je uskutočnený pomocou rovníc pre jednotlivé typy zaťaženia od vzdušných a hmotových síl pôsobiacich na krídlo.

Výpočet líniového zaťaženia od vzdušných posúvajúcich síl:

$$q_v = C_{Lc} * \rho * \frac{1}{2} * v^2 \quad [5] \quad (7.3)$$

Výpočet líniového zaťaženia od krútiaceho momentu:

$$C_m = C_{m0} + C_m^\delta * \delta_{klap} \quad [5] \quad (7.4)$$

$$q_k = C_m * \rho * \frac{1}{2} * v^2 \quad [5] \quad (7.5)$$

Výpočet líniového zaťaženia od hmotových síl:

$$k = \frac{G_k}{\int c^2 dz}$$

$$q_m = k * c^2 * n \quad [5] \quad (7.6)$$

Výpočet posúvajúcej sily od vzdušných síl:

$$T_v = \int_{\frac{1}{2}}^0 q_v(z) dz \quad [5] \quad (7.7)$$

Výpočet posúvajúcej sily od hmotových síl:

$$T_m = \int_{\frac{1}{2}}^0 q_m(z) dz \quad [5] \quad (7.8)$$

Výpočet ohybového momentu od vzdušných síl:

$$M_{ov} = \int_{\frac{1}{2}}^0 T_v(z) dz \quad [5] \quad (7.9)$$

Výpočet ohybového momentu od hmotových síl:

$$Mo_m = \int_{\frac{1}{2}}^0 T_m(z) dz$$

[5] (7.10)

Výpočet krútiaceho momentu od vzdušných síl:

$$M_k = \int_{\frac{1}{2}}^0 q_k(z) dz$$

[5] (7.11)

Výpočet výsledných zaťažení krídla:

Posúvajúca sila

$$T_c = T_v + T_m$$

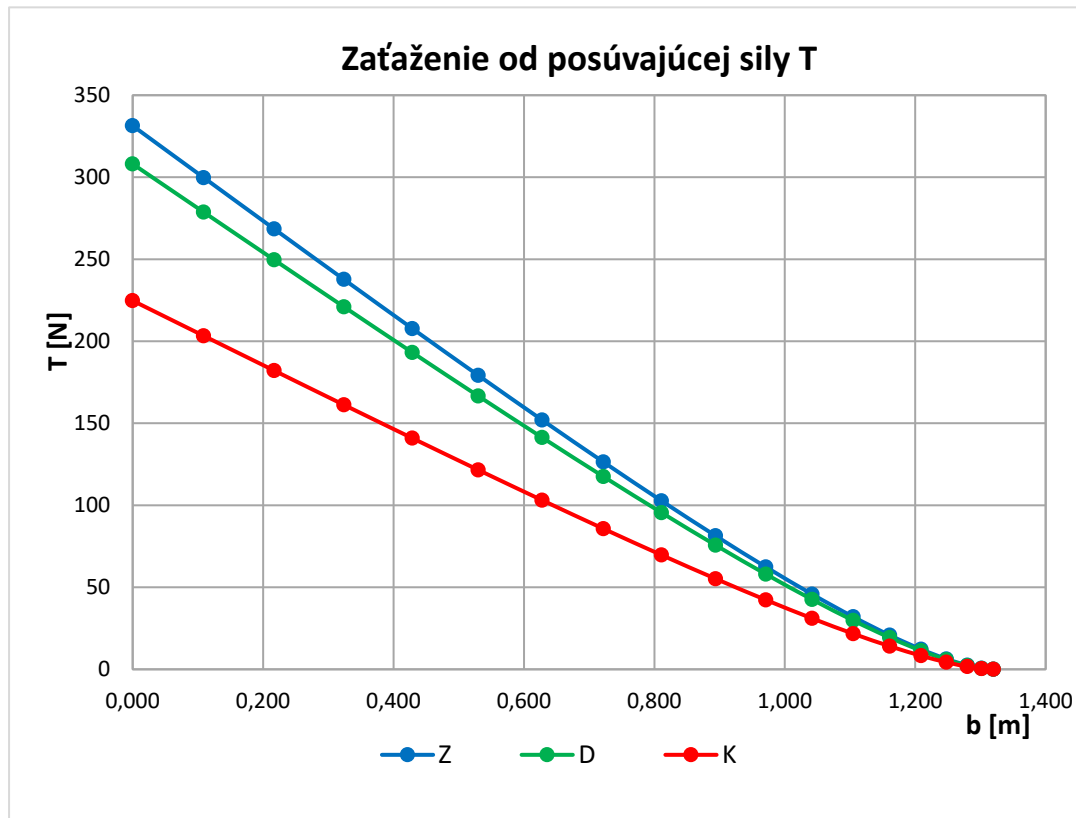
[5] (7.12)

Ohybový moment

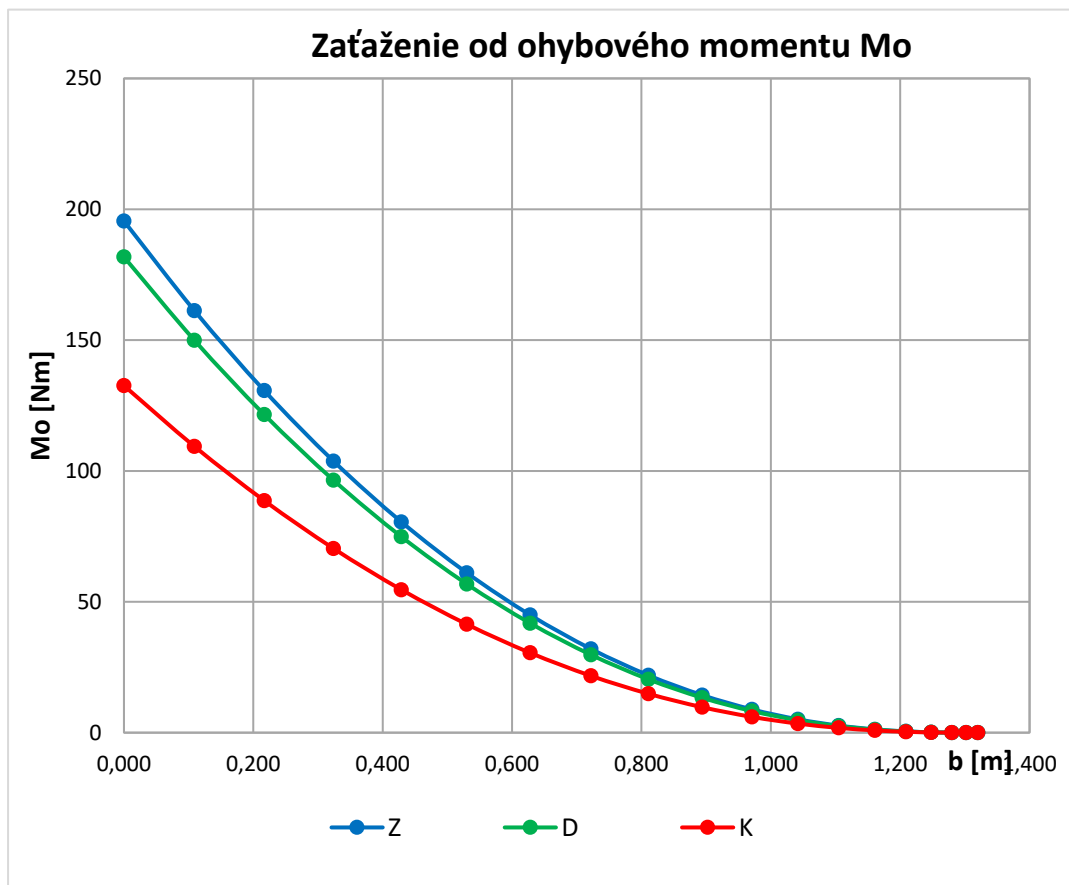
$$Mo_c = Mo_v + Mo_m$$

[5] (7.13)

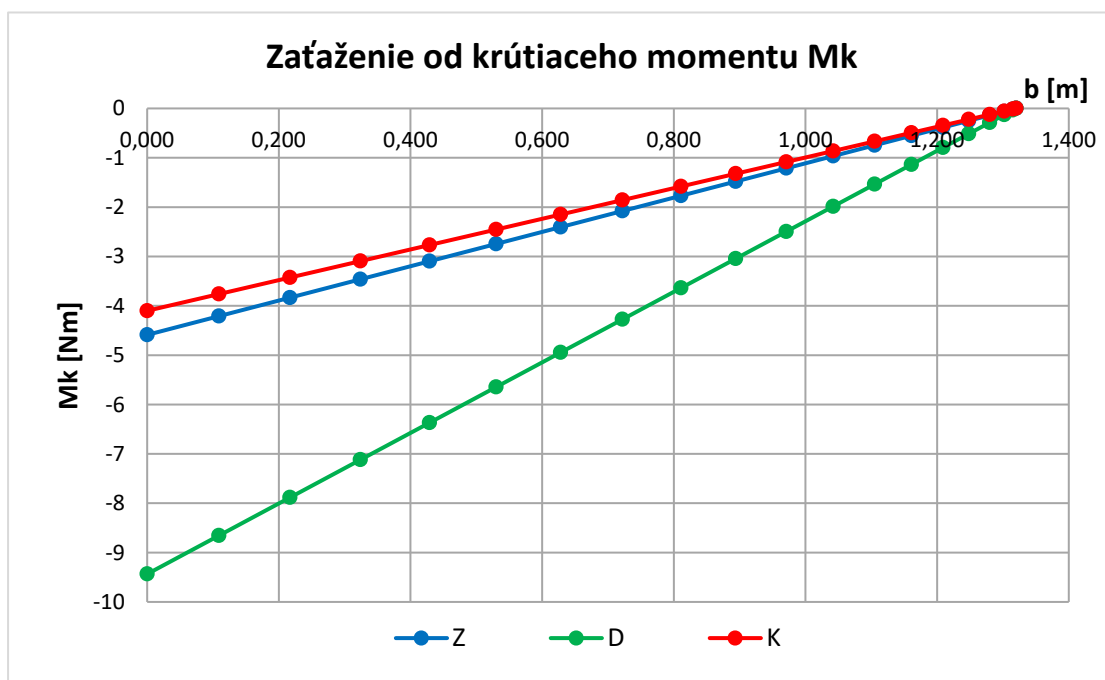
Výsledné hodnoty zaťaženia po rozpätí krídla pri uvažovaných režimoch letu sú zobrazené v tabuľke (Tab. 7.3) a ich priebehy vykreslené v grafoch (Obr. 7.2 a Obr. 7.3).



Obr. 7.2 Graf zaťaženia krídla od posúvajúcej sily T



Obr. 7.3 Graf zaťaženia krídla od ohybového momentu M_o



Obr. 7.4 Graf zaťaženia krídla od krútiaceho momentu M_k

Tab. 7.2 Výsledné hodnoty zaťaženia krídla

	Z			D			K		
z	T _c [N]	Mo _c [Nm]	Mk [Nm]	T _c [N]	Mo _c [Nm]	Mk [Nm]	T _c [N]	Mo _c [Nm]	Mk [Nm]
1,320	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1,315	0,00	0,00	-0,02	0,00	0,00	-0,04	0,00	0,00	-0,02
1,302	0,57	0,00	-0,06	0,53	0,00	-0,13	0,39	0,00	-0,06
1,280	2,43	0,03	-0,14	2,26	0,03	-0,29	1,65	0,02	-0,12
1,248	6,29	0,16	-0,25	5,85	0,15	-0,51	4,27	0,11	-0,22
1,209	12,21	0,50	-0,39	11,35	0,46	-0,79	8,28	0,34	-0,34
1,161	20,76	1,26	-0,55	19,30	1,17	-1,14	14,08	0,86	-0,49
1,105	31,97	2,70	-0,75	29,73	2,51	-1,54	21,69	1,83	-0,67
1,042	45,75	5,10	-0,97	42,54	4,74	-1,99	31,03	3,46	-0,86
0,971	62,37	8,88	-1,21	57,99	8,26	-2,49	42,30	6,02	-1,08
0,894	81,37	14,34	-1,48	75,66	13,34	-3,04	55,19	9,73	-1,32
0,811	102,71	21,90	-1,77	95,50	20,36	-3,64	69,66	14,86	-1,58
0,722	126,34	32,00	-2,08	117,47	29,75	-4,27	85,70	21,70	-1,86
0,628	151,96	44,97	-2,41	141,28	41,82	-4,95	103,07	30,51	-2,15
0,530	179,19	61,09	-2,75	166,61	56,80	-5,65	121,54	41,43	-2,45
0,429	207,70	80,50	-3,10	193,11	74,85	-6,37	140,87	54,60	-2,77
0,324	237,68	103,75	-3,46	220,98	96,47	-7,12	161,21	70,37	-3,09
0,217	268,48	130,70	-3,83	249,62	121,52	-7,88	182,10	88,65	-3,43
0,109	299,73	161,24	-4,21	278,68	149,92	-8,66	203,30	109,36	-3,76
0,000	331,36	195,49	-4,59	308,09	181,77	-9,43	224,75	132,60	-4,10

7.3 Zhodnotenie zaťaženia

Celý výpočet zaťaženia krídla bol zrealizovaný pomocou programu MS Excel s využitím zjednodušenej lichobežníkovej metódy pre integráciu zložiek zaťaženia. Z vykreslených zaťažení krídla (Obr. 7.2 – Obr. 7.4) je vidieť, že najväčšie zaťaženie krídla posúvajúcou silou a ohybovým momentom nastáva pri vykonávaní letového obratu, kde sme počítali s násobkom zaťaženia $n=4$, kvôli zvýšeniu bezpečnosti. Zároveň najväčšie pôsobiace zaťaženie krútiacim momentom pripadá pre zostupný let pri pôsobení poryvu.

Tieto získané výsledky zaťaženia krídla budú ďalej použité ako smerodajné hodnoty pre výpočty pevnosti krídla a návrhu materiálov, tak aby konštrukčný návrh krídla spĺňal požadovanú bezpečnosť pri prevádzke.

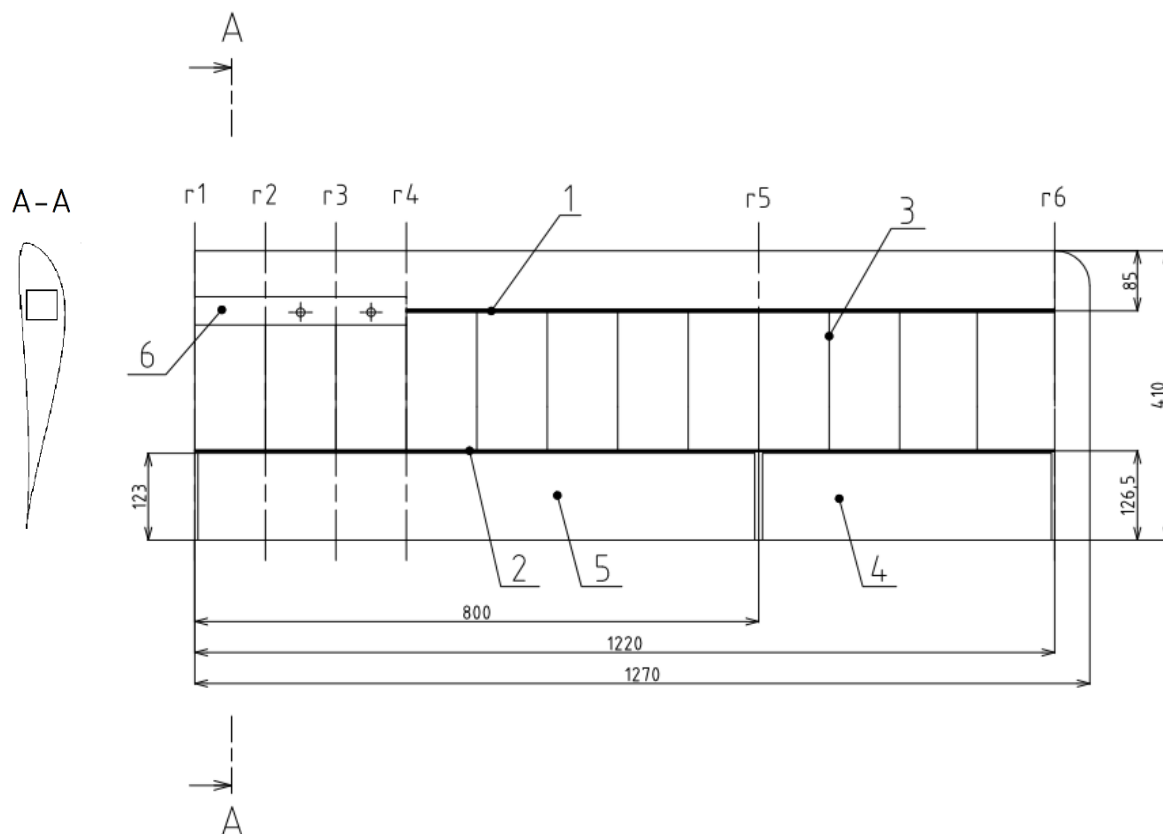
8. KONŠTRUKČNÝ NÁVRH KRÍDLA

Návrh samotnej konštrukcie krídla obsahuje konkrétne zvolené parametre, ktoré sa opierajú o výsledky predošlých výpočtov, koncepčný návrh krídla a možnosti použitia povolených a dostupných materiálov z ktorých by bolo možné krídlo zhotoviť. Pri tvorbe konštrukčného návrhu bol použitý zvolený koncepčný návrh č.2 (Obr. 4.10) spolu s návrhom rozmerov krídla s centropoplánom (Obr. 5.1) a geometrickými a aerodynamickými charakteristikami krídla (Tab. 5.3).

8.1 Návrh usporiadania krídla

Táto časť práce je zameraná na rozloženie jednotlivých funkčných prvkov krídla a pre charakteristiku zvolenej konštrukcie krídla, doplnená návrhom možností použiteľných materiálov pre jednotlivé konštrukčné časti.

Zvolená konštrukcia krídla (Obr. 8.1) predstavuje typ jednonosníkového dvoj dutinového krídla, kde je hlavný nosník napojený na nosnú dutinu, ktorá slúži pre upevnenie krídla k trupu letúnu.



Obr. 8.1 Konštrukčný návrh krídla

Kde označené pozície predstavujú nasledovné konštrukčné prvky:

- | | |
|--------------------------------------|------------------|
| 1 – Hlavný nosník krídla | 4 – Krídelko |
| 2 – Pomocný (vedľajší) nosník krídla | 5 – Klapka |
| 3 – Rebro krídla | 6 – Nosná dutina |

V konštrukčnom návrhu sú vyznačené taktiež vybrané pozície rebier krídla (r1-r6), ktoré predstavujú dôležité miesta pre pevnostný návrh krídla. Tieto miesta sú podstatné pretože okrem prenášaného zaťaženia krídla budú na nich upevnené klapky (r1 a r5) a uložené prvky pre upevnenia krídla k centroplánu a trupu (r1-r4).

Na konštrukciu krídla je nutné použiť materiály s čo najlepšimi pevnostnými vlastnosťami, ktoré spĺňajú pravidlá súťaže a zároveň spĺňajú požiadavku pre čo najmenšiu hmotnosť konštrukcie. Vzhľadom na to, že z pravidiel súťaže nie je možné použiť kompozitné materiály, bolo nutné nájsť a navrhnúť pre tieto podmienky vhodné materiály, ktoré sú uvedené v Tab. 8.1.

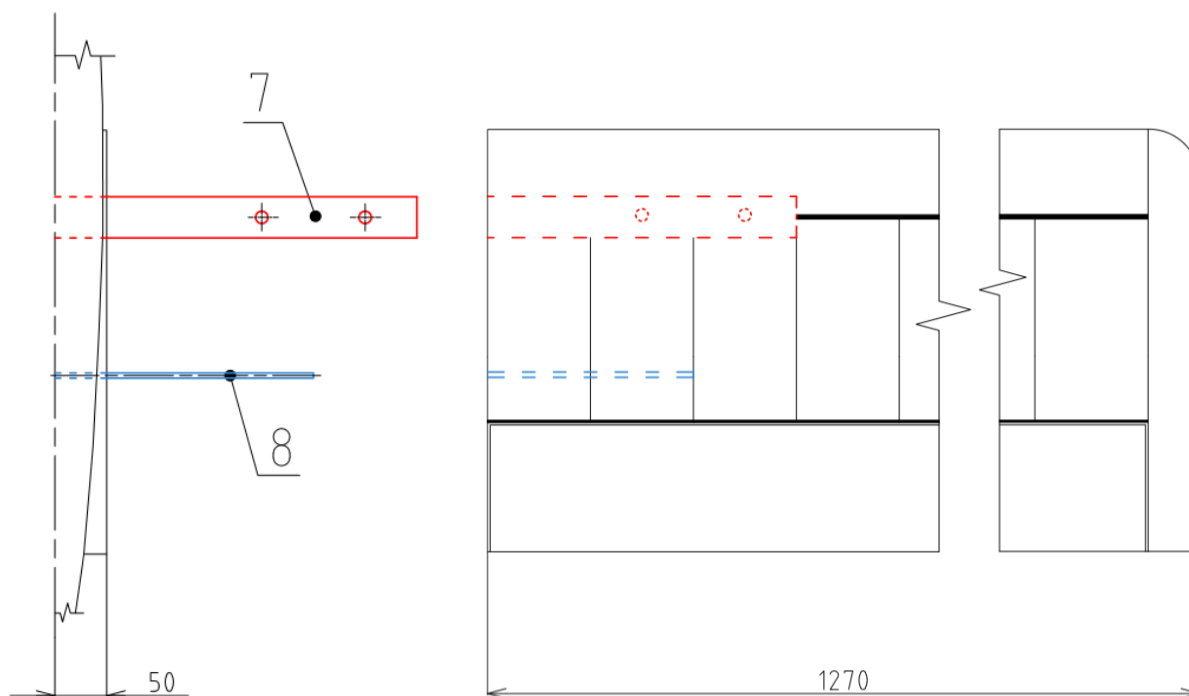
Tab. 8.1 Návrh materiálov pre konštrukciu krídla [6]

Materiál	Hustota [kg/m³]	Medza pevnosti [MPa]
Smrekové drevo	440	60
Borovicové drevo	530	98
Lipové drevo	540	104
Brezové drevo	730	134
Balza	150	20
Preglejka	680-700	34-42
Fólia	-	-

Z uvedených materiálov navrhujem pre konštrukciu hlavného nosníka krídla použiť borovicovú stojinu spolu s pásnicami z lipového dreva. Ďalej ako materiál potahu krídla navrhujem pre prednú dutinu, od nábežnej hrany po hlavný nosník, použitie tenkej vrstvy balzy a na zvyšok časti krídla umiestniť fóliu určenú pre potahovanie konštrukcií modelov lietadiel.

8.2 Návrh upevnenia krídla k letúnu

Vzhľadom na nutnosť prepravy súťažného modelu letúnu na miesto súťaže a zjednodušenie stavby jednotlivých častí modelu, je potrebné aby mohlo byť krídlo pripevnené k centroplánu s trupom kedykoľvek keď to bude potrebné. Toto upevnenie musí tak isto zaistiť potrebnú tuhosť celého spoja, aby pri vyšších zaťaženiach nedošlo k rozpojeniu a následnej kolízii modelu letúnu.



Obr. 8.2 Upevnenie krídla k letúnu

Návrh upevnenia krídla (Obr. 8.2) je realizovaný hlavným a vedľajším uchytením za pomoci 2 vodiacich trubiek, kde sú obe z trubiek pevne chytené k trupu a centroplánu letúnu.

Hlavné uchytenie tvorí trubka štvorcového prierezu (Obr. 8.2 – pozícia 7), ktorá bude nasunutá do nosnej skrine (Obr. 8.1 – pozícia 6) nachádzajúcej sa v krídle a nahrádzajúcej časť hlavného nosníka krídla. Vedľajšie uchytenie potom tvorí trubka kruhového prierezu (Obr. 8.2 – pozícia 8), ktorá povedie cez 3 rebrá konštrukcie krídla a dopomáha k presnému nasadeniu a upevneniu krídla k letúnu.

Finálna poloha a upevnenie krídla bude zaistené pomocou skrutiek v hlavnom uchytení, ktoré budú prechádzať cez nosnú skriňu a trubku.

8.3 Zhodnotenie konštrukčného návrhu

Pri návrhu bola zohľadnená efektívnosť a spôsob upevňovanie krídla, tak aby jeho montáž a demontáž mala čo najjednoduchší priebeh z pohľadu zložitosti uchytenia a rýchlosti. Uvedené konštrukčné riešenie krídla je iba prvotný návrh, ktorý bude viesť k pevnostným výpočtom konštrukcie krídla v určených miestach. Súčasne ale návrh nepodlieha predbežným pevnostným výpočtom, preto je možné predpokladať, že finálny konštrukčný návrh a riešenie bude od pôvodného trochu odlišné.

9. ZÁVER

Cieľom bakalárskej práce bol koncepčný návrh krídla nového súťažného lietadla študentského tímu Chicken Wings pre súťaž SAE Aero Design East 2020 podľa stanovených pravidiel s následnými výpočtami zaťaženia krídla pri určených režimoch letu letúna, zakončenými konštrukčným návrhom krídla.

Celý koncepčný návrh krídla sa opiera o výsledky získané z rozboru pravidiel a analýzy bodovacej rovnice, pomocou ktorých boli určené parametre krídla za predpokladu čo možno najväčšieho bodového zisku pri plnení letovej misie súťaže.

Návrh je ďalej podrobený výberu ideálnej koncepcie krídla vzhľadom na jednoduchosť návrhu, konštrukcie a rýchlosti stavby krídla. Zároveň pomocou programu XFLR 5 zohľadňuje aj výber čo najlepšieho profilu krídla, ktorý spĺňa požadované parametre zahrnuté v bodovej analýze.

Pri výpočte letovej obálky boli použité upravené násobky zaťaženia pre predpokladajúce režimy letu, v ktorých sa letún počas letovej misie bude pohybovať. Vo výpočtoch sú uvedené všetky hodnoty rýchlostí letovej obálky podľa predpisu CS-22 a podľa charakteru poveternostných podmienok v danom režime letu. Medzi najvýznamnejšie body letovej obálky patria režim letu v konfigurácii s vysunutými klapkami pri pôsobení poryvu, režim zostupného letu pri pôsobení poryvu a režimy letu pri vykonávaní letového obratu.

Z výsledkov letovej obálky letúna je napokon realizovaný výpočet zaťaženia navrhovaného krídla pri režimoch letu, v ktorých sa letún s danou hmotnosťou a platnou záťažou môže najčastejšie vyskytovať.

Práca je zakončená samotným konštrukčným návrhom krídla, ktorý sa odvíja od koncepčného návrhu a zahŕňa možnosti použiteľných materiálov pre konštrukciu krídla spolu s riešením upevnenia krídla k modelu letúna. Tento návrh bude ďalej slúžiť aj so zhodnotením výsledného zaťaženia pre pevnostné výpočty krídla.

ZOZNAM POUŽITÉJ LITERATÚRY

- [1] BAZAKAS, Christos. *Podvozek a nákladní prostor soutěžního modelu letounu* [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-26]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125228>.
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Jan Šplíchal
- [2] CS-22. *Certifikační specifikace pro kluzáky a motorové kluzáky CS-22* [online]. EASA, 2009 [cit. 2020-05-23]. Dostupné z: https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/CS-22_konsolidovane_amdt_2_CZ.pdf
- [3] GUDMUNDSSON, Snorri. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures* [online]. 2013 [cit. 2020-04-14]. DOI: 10.1016/C2011-0-06824-2. ISBN 9780123973290. Dostupné z: https://books.google.sk/books?id=XtU4HVnWeZIC&printsec=frontcover&hl=sk&source=gbs_ViewAPI&redir_esc=y#v=onepage&q&f=false
- [4] KMINIAKOVÁ, Tatiana. *Návrh ocasních ploch a trupu soutěžního modelu letounu* [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-25]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125225>
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Luboš Janhuba.
- [5] MAHDAL, Vít. *Konstrukční uspořádání křídla soutěžního letounu* [online]. VUT v Brně, Brno, 2016 [cit. 2020-05-28]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=127094
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Tomáš Katrňák.
- [6] NOVÁK, Petr. Mechanické vlastnosti dřeva domácích dřevin. In: *Dřevostavitel* [online]. 2013 [cit. 2020-06-25]. Dostupné z: <https://www.drevostavitel.cz/clanek/mechanicke-vlastnosti-dreva-domacich-drevin>
- [7] SAE Aero Design Rules Committee. *2020 SAE Aero Design Rules* [online]. 2019 [cit. 2020-02-10]. Dostupné z: <https://www.saeaerodesign.com/cdsweb/gen/DocumentResources.aspx>
- [8] SKÁLA, Adam. *Konstrukční návrh trupu a ocasních ploch soutěžního modelu letada* [online]. VUT v Brně, Brno, 2016 [cit. 2020-05-01]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=128053
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Jan Pejchar.
- [9] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *O letadlech* [online]. [cit. 2020-05-01]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/>
- [10] VANĚK, F.; HLINKA, J. *Software Glauert III* [software]. VUT-FSI v Brně, 2003.
- [11] Wing configuration. In: *Wikipedia* [online]. 2008 – 2020 [cit. 2020-06-11]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Wing_configuration

ZOZNAM ZNAKOV A JEDNOTIEK

Označenie Jednotka Veličina

B	-	Počet lôpt
b	[m]	Rozpätie krídla
c	[m]	Hĺbka krídla
c ₀	[m]	Hĺbka koreňového profilu krídla
c _k	[m]	Hĺbka koncového profilu krídla
C _D	-	Súčiniteľ odporu
C _{Dmin}	-	Minimálny súčiniteľ odporu
C _{D TO pri}	-	Súčiniteľ odporu vzlete
C _L	-	Súčiniteľ vztlaku
C _{L0}	-	Nulový súčiniteľ vztlaku
C _{LC}	-	Celkový súčiniteľ vztlaku
C _{Lk}	-	Súčiniteľ vztlaku krídla
C _{Lmax}	-	Maximálny súčiniteľ vztlaku
C _{Lmax-f}	-	Maximálny súčiniteľ vztlaku s klapkami
C _{Lmin}	-	Minimálny súčiniteľ vztlaku
C _{Ln}	-	Normálny súčiniteľ vztlaku
C _{L TO pri}	-	Súčiniteľ odporu vzlete
C _{L^α}	[rad ⁻¹]	Sklon vztlakovej čiary
C _{Lα=0}	[°]	Súčiniteľ vztlaku pri nulovom uhle nábehu

Označenie Jednotka Veličina

C _{SAT}	[mm]	Stredná aerodynamická tetiva
C _{SGT}	[mm]	Stredná geometrická tetiva
d	[mm]	Dĺžka segmentu
FS	-	Počet získaných bodov
g	[m/s ²]	gravitačné zrýchlenie
G _k	[N]	Gravitačná sila krídla
K _S	[kg/m ²]	Hodnota pomeru hmotnosti krídla k ploche krídla
L	[N]	Vztlaková sila letúna
L _{cargo}	[in]	Dĺžka nákladného priestoru
M _k	[Nm]	Celkový krútiaci moment
Mo _c	[Nm]	Celkový ohybový moment
Mo _m	[Nm]	Ohybový moment od hmotových síl
Mo _v	[Nm]	Ohybový moment od vzdušných síl
m _L	[kg]	Hmotnosť prázdneho letúna
m _B	[kg]	Hmotnosť lopty
m	[kg]	Celková hmotnosť letúna
n	-	Násobok zaťaženia
P	[W]	Výkon motora
P ₀	[W]	Príkon motora
Q	[N/m ²]	Plošné zaťaženie krídla

q	[Pa]	Dynamický tlak	V_{SF}	[m/s]	Pádová rýchlosť s klapkami
q_k	[N]	Líniové zaťaženie od krútiaceho momentu	V_{SG}	[m/s]	Pádová rýchlosť pri zápornom násobku
q_m	[N/mm]	Líniové zaťaženie od hmotových síl	W	[N]	Gravitačná sila letúnu
q_v	[N/mm]	Líniové zaťaženie od vzdušných síl	W_{steel}	[lb]	Hmotnosť nákladu
S	[m ²]	Plocha krídla	X_{SAT}	[m]	Poloha nábežnej hrany SAT
S_G	[m]	Dĺžka vzletovej dráhy	y_{SAT}	[mm]	Poloha SAT po rozpätí
T	[N]	Ťah vrtule	μ_G	-	Trecí súčiniteľ povrchu dráhy
T_c	[N]	Celková posúvajúca sila	ρ	[kg/m ³]	Hustota vzduchu
T_m	[N]	Posúvajúca sila od hmotových síl	λ	-	Štíhlosť krídla
T_v	[N]	Posúvajúca sila od vzdušných síl	η	-	Zúženie krídla
u_B	[m/s]	Rýchlosť poryvu vetra	η_P	-	Účinnosť vrtule
v	[m/s]	Referenčná rýchlosť			
v_A	[m/s]	Obratová rýchlosť			
v_{AF}	[m/s]	Obratová rýchlosť s klapkami			
v_B	[m/s]	Rýchlosť letu pri poryve			
v_D	[m/s]	Maximálna rýchlosť			
v_F	[m/s]	Rýchlosť letu s klapkami			
v_G	[m/s]	Obratová rýchlosť pri zápornom násobku			
v_H	[m/s]	Rýchlosť horizontálneho letu			
v_{LOF}	[m/s]	Vzletová rýchlosť			
v_{min}	[m/s]	Minimálna rýchlosť			
v_S	[m/s]	Pádová rýchlosť			

ZOZNAM OBRÁZKOV

Obr. 3.1 Graf závislosti bodov na navrhovaných parametroch.....	16
Obr. 4.1 Jednoplôšník vs dvojplošník [11].....	17
Obr. 4.2 Dolnoplôšník [11].....	18
Obr. 4.3 Strednoplôšník [11].....	18
Obr. 4.4 Hornoplôšník [11].....	19
Obr. 4.5 Obdĺžnikový tvar krídla [9].....	20
Obr. 4.6 Lichobežníkový tvar krídla [9].....	20
Obr. 4.7 Eliptický tvar krídla [9].....	21
Obr. 4.8 Usporiadanie chvostových plôch [8].....	22
Obr. 4.9 Koncept č.1.....	23
Obr. 4.10 Koncept č.2.....	24
Obr. 5.1 Základný tvar krídla.....	26
Obr. 5.2 Profil MH83.....	27
Obr. 5.3 Profil GOE288.....	27
Obr. 5.4 Profil MH82.....	27
Obr. 5.5 Vykreslenie polár krídla pri vybraných profiloch krídla.....	28
Obr. 5.6 Vykreslenie vztlkových čiar krídla pri vybraných profiloch krídla.....	28
Obr. 5.7 Polára krídla.....	30
Obr. 5.8 Vztlková čiara krídla.....	31
Obr. 5.9 Odporová čiara krídla.....	31
Obr. 6.1 Vykreslenie letovej obálky zaťaženia.....	39
Obr. 7.1 Vykreslenie rozloženia vztlaku na krídle.....	42
Obr. 7.2 Graf zaťaženia krídla od posúvajúcej sily T	44
Obr. 7.3 Graf zaťaženia krídla od ohybového momentu M_o	45
Obr. 7.4 Graf zaťaženia krídla od krútiaceho momentu M_k	45
Obr. 8.1 Konštrukčný návrh krídla.....	47
Obr. 8.2 Upevnenie krídla k letúnu.....	49

ZOZNAM TABULIEK

Tab. 5.1 Základné parametre krídla.....	26
Tab. 5.2 Základné charakteristiky vybraných profilov.....	27
Tab. 5.3 Geometrické a aerodynamické parametre krídla.....	30
Tab. 6.1 Násobky zaťaženia.....	32
Tab. 6.2 Výsledné rýchlosti a násobky zaťaženia letovej obálky.....	38
Tab. 6.3 Analyzované body letovej obálky zaťaženia.....	40
Tab. 7.1 Výsledné hodnoty z programu Glauert III.....	41
Tab. 7.2 Výsledné hodnoty zaťaženia krídla.....	46
Tab. 8.1 Návrh materiálov pre konštrukciu krídla.....	48