



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA STROJNÍ

Bc. Erika Hruběšová
REKONSTRUKCE KŘÍDLA PRO INSTALACI
AKUMULÁTORŮ PRO POHON LETOUNU

Diplomová práce

2018

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Hrubešová** Jméno: **Erika** Osobní číslo: **424805**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Rekonstrukce křídla pro instalaci akumulátorů pro pohon letounu

Název diplomové práce anglicky:

Reconstruction of the wing for accumulators installation for aircraft propulsion

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Analýzu prostoru v křídle využitelného pro uložení akumulátorů pohonu
- 2) Výpočet zatížení křídla pro zvětšené letové násobky a vzletovou hmotnost
- 3) Návrh úprav konstrukce křídla
- 4) Proveďte dimenzování základních konstrukčních prvků upraveného křídla

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:


Ing. Jiří Brabec, Ph.D., ústav letadlové techniky FS


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


Datum zadání diplomové práce: **30.04.2018**

Termín odevzdání diplomové práce: **13.08.2018**

Platnost zadání diplomové práce:


Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

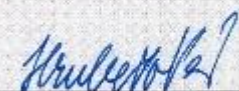

Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

30.4.2018
Datum převzetí zadání


Podpis studentky

Poděkování

Na tomto místě bych ráda poděkovala všem, kteří mi poskytli podklady pro vypracování této práce. Zvláště pak děkuji vedoucímu diplomové práce, panu Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D., za odborné vedení a konzultování diplomové práce a za rady, které mi poskytoval po celou dobu tvorby mé diplomové práce. Děkuji i mé rodině a blízkým za podporu během celého mého studia.

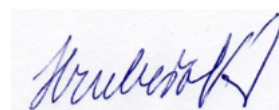
Čestné prohlášení

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě diplomovou práci, zpracovanou na závěr studia na ČVUT v Praze Fakultě strojní.

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracovala samostatně a že jsem uvedla veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o etické přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

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

V Praze dne 26.9.2018



Bc. Erika Hruběšová

Abstrakt

Autor:	Bc. Erika Hrubešová
Název diplomové práce:	Rekonstrukce křídla pro instalaci akumulátorů pro pohon letounu
Vedoucí diplomové práce:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Škola:	České vysoké učení technické, Fakulta strojní
Místo a rok vydání:	2018
Počet stran:	102
Počet příloh:	22
Klíčová slova:	Elektro letadlo, akumulátory, výkon, kapacita, zatížení, hmotnost, vztlak, letová obálka

Tato diplomová práce se zabývá vývojem elektro varianty letounu UL-39 Albi II, který vychází z ultralehkého letounu UL-39 Albi navrženého na Českém vysokém učení technickém v Praze, Fakultě strojní. Práce se zaměřuje na volbu vhodných akumulátorů za účelem splnění požadovaného výkonu a výdrže. Dále pak navrhuje vhodné umístění těchto akumulátorů do křídel a jejich upevnění. Práce dále také posuzuje vhodnost tohoto rozmístění z pohledu zatížení křídel letounu a na závěr navrhuje úpravu křídla tak, aby bylo zatížení letounu udrženo v povolených mezích vycházejících z předpisu CS-23 při letových i neletových případech.

Abstract

Author: Bc. Erika Hrubešová
Title of Master's Thesis: Reconstruction of the wing for accumulators installation for aircraft propulsion
Thesis Mentor: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
University: Czech Technical University in Prague, Faculty of Mechanical Engineering
Place and Year of Issue: Prague, 2018
Number of Pages: 102
Number of Appendices: 22
Keywords: Electric airplane, accumulators, power, capacity, load, weight, lift, flight envelope

This Master's thesis deals with the development of an electric version of the airplane UL-39 Albi II, which is based on the design of the ultralight UL-39 Albi. UL-39 Albi is the airplane which was developed at Czech Technical University in Prague, at Faculty of Mechanical Engineering. The thesis focuses on the right choice of the most suitable accumulators in order to meet the power and endurance requirements. Next, the thesis considers not only a suitable location of these accumulators in the wing but also their fastening. Finally, the suitability of the accumulators' position is evaluated from the point of view of the wing load. The wing load must not exceed the limits which are prescribed in CS-23 both in flying and non-flying cases.

OBSAH

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK.....	7
SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ.....	8
1 ÚVOD.....	5
2 LETOUN UL-39 ALBI II.....	7
3 STAVEBNÍ PŘEDPIS CS-23.....	10
4 STATISTIKA A VÝBĚR VHODNÝCH AKUMULÁTORŮ.....	11
4.1 HISTORIE VÝVOJE ELEKTROLETOUNŮ.....	11
4.2 SOUČASNÝ STAV VÝVOJE ELEKTROLETOUNŮ VE SVĚTĚ.....	13
4.3 VÝBĚR VHODNÉHO DRUHU AKUMULÁTORU.....	15
4.4 STANOVENÍ VÝKONOVÝCH CHARAKTERISTIK.....	18
4.4.1 Výběr vhodných akumulátorů z hlediska výkonu a hmotnosti.....	20
5 ANALÝZA PROSTORU V KŘÍDLE VYUŽITELNÉHO PRO ULOŽENÍ AKUMULÁTORŮ POHONU.....	23
5.1 POPIS KŘÍDLA.....	23
5.2 ANALÝZA VYUŽITELNÉHO PROSTORU PRO ZÁSTAVBU AKUMULÁTORŮ.....	24
5.3 HMOTNOST A VYVÁŽENÍ LETOUNU.....	30
5.3.1 Požadavky předpisu CS-23 na hmotnost a vyvážení.....	31
5.3.2 Hmotový rozbor.....	33
6 VÝPOČET ZATÍŽENÍ KŘÍDLA PRO ZVĚTŠENÉ LETOVÉ NÁSOBKY A VZLETOVOU HMOTNOST.....	38
6.1 VÝPOČET PLOŠNÉHO ZATÍŽENÍ KŘÍDLA.....	38
6.2 STANOVENÍ NÁVRHOVÝCH RYCHLOSTÍ.....	40
6.2.1 Obratová obálka.....	44
6.2.2 Poryvová obálka.....	45
6.2.3 Letová obálka.....	48
6.1 AERODYNAMICKÉ PODKLADY PRO VÝPOČET ZATÍŽENÍ.....	50
6.2 STANOVENÍ VYVAŽOVACÍCH SIL NA VOP A VZTLAKOVÉ SÍLY NA KŘÍDLE.....	53
6.3 ROZLOŽENÍ VZTLAKU PO POLOROZPĚTÍ KŘÍDLA.....	56
6.3.1 Rozložení vztlaku bez vysunutých klapek a výchylky křidélek.....	56
6.3.2 Rozložení vztlaku s výchylkou křidélek a tlumením klonění.....	57

6.3.3	Rozložení vztlaku při vysunutých vztlakových klapkách	63
6.4	VÝPOČET ZATÍŽENÍ KŘÍDLA	64
6.5	STANOVENÍ PRŮBĚHU POSOUVAJÍCÍCH SIL NA KŘÍDLE	67
6.6	STANOVENÍ PRŮBĚHU OHYBOVÝCH MOMENTŮ NA KŘÍDLE	70
6.7	STANOVENÍ PRŮBĚHU KROUTÍCÍCH MOMENTŮ NA KŘÍDLE	73
6.8	VÝBĚR KRITICKÝCH POSOUVAJÍCÍCH SIL, OHYBOVÝCH A KROUTÍCÍCH MOMENTŮ	74
7	DIMENZOVÁNÍ UPRAVENÉHO KŘÍDLA	75
7.1	PŘEROZDĚLENÍ ZATÍŽENÍ	75
7.2	HLAVNÍ POŽADAVKY PŘEDPISU CS-23	76
7.3	SESTAVENÍ GEOMETRICKÝCH PODKLADŮ PRO DIMENZOVÁNÍ KŘÍDLA	78
7.3.1	Stanovení průřezových charakteristik nosníků	78
7.4	STANOVENÍ POLOHY ELASTICKÉ OSY	81
7.5	STANOVENÍ SMYKOVÝCH TOKŮ V POTAHU A VE STOJINÁCH NOSNÍKU	82
7.6	NÁVRH TLOUŠŤKY POTAHU Z HLEDISKA KRITICKÉHO NAPĚTÍ A PEVNOSTI	84
7.7	NÁVRH NOSNÍKŮ Z HLEDISKA KRITICKÉHO NAPĚTÍ A PEVNOSTI	87
8	ZÁVĚR	89
	POUŽITÁ LITERATURA	91
	SEZNAM OBRÁZKŮ	99
	SEZNAM TABULEK	100
	SEZNAM GRAFŮ	101
	SEZNAM POUŽITÝCH SOFTWAREŮ	102
	SEZNAM PŘÍLOH	102

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

Tabulka 1 – Přehled zkratek

Zkratka	Vysvětlení	
ACA	Airport Carbon Accreditation	Projekt o snižování CO ₂ na letištích a v jejich okolí
AMC	Acceptable Means of Compliance	Přijatelné způsoby průkazu
bSAT		Délka střední aerodynamické tětiny křídla
BW	Basic Weight	Základní hmotnost
CORSIA	Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation	Projekt pro usměrňování a globálního snižování CO ₂
DOW	Dry Operating Weight	Provozní hmotnost bez paliva
EAS	Equivalent airspeed	Ekvivalentní rychlost
ELT	Emergency locator transmitter	Nouzový lokalizační vysílač
GA	General Aviation	Obecné letectví
ICAO	International Civil Aviation Organization	Mezinárodní organizace pro civilní letectví
Li-Ion	Lithium – Ion Battery	Lithium iontový akumulátor
Li-Pol	Lithium – Polymer Battery	Lithium polymerový akumulátor
NiMH	Nikl-Metal-Hydrid Battery	Nikl-Metal-Hydridový akumulátor
Pb	Lead	Olovo
MLAW	Maximum Landing Weight	Maximální přistávací hmotnost
MSA/ISA	International Standard Atmosphere	Mezinárodní standardní atmosféra
MTOW	Maximum take of weight	Maximální vzletová hmotnost
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Maximální hmotnost bez paliva
OW	Operating Weight	Provozní hmotnost
TAS	True airspeed	Pravá vzdušná rychlost
UPS	Uninterruptible power supply	Zdroj nepřerušovaného napájení
ZFW	Zero Fuel Weight	Hmotnost bez paliva
Zdroje	[1]	

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

b_0	[m]	Kořenová hloubka křídla
b_K	[m]	Koncová hloubka křídla
η_P	[%]	Propulzní účinnost
$\eta_{elektroniky}$	[%]	Účinnost elektroniky
b_{SAT}	[m]	Délka střední aerodynamické tělivity křídla
C	[Wh]	Kapacita
C_D	[1]	Součinitel odporu křídla
c_L	[1]	Součinitel vztlaku křídla
cl	[1]	Součinitel vztlaku profilu
C_{SGT}	[m]	Délka střední geometrické tělivity křídla
D	[N]	Odport
g	[m.s ⁻²]	Tíhové zrychlení
G	[N]	Tíha
I	[A]	Proud
l	[m]	Rozpětí křídla
L	[N]	Vztlak
m_{ACC}	[kg]	Hmotnost akumulátoru
m_{min}	[kg]	Minimální hmotnost
MTOW	[kg]	Maximum take-off weight
P_p	[W]	Potřebný propulzní výkon
P_T	[W]	Potřebný výkon motoru
S	[m ²]	Plocha
t	[s]	Čas
T_p	[N]	Potřebný tah
$VEAS$	[km/h], [m/s]	Ekvivalentní vzdušná rychlost
x_{bSAT}	[m]	Poloha b_{SAT} v GSS:
ρ	[kg.m ⁻³]	Hustota
Y	[°]	Vzepětí
X	[°]	Úhel šípů
EW	[kg]	Hmotnost prázdného letounu
η	[1]	Zúžení křídla
λ	[1]	Štíhlost křídla
v	[km/h], [m/s]	Rychlost letu

1 ÚVOD

Od počátku vzniku letectví se požadavky na konstrukci letadel značně změnily. Dá se říct, že se díky vývoji moderní techniky a technologií staly mnohem náročnějšími. Začátkem 20.století bylo hlavním úkolem navrhnout konstrukci tak, aby se letoun vůbec udržel ve vzduchu a létal bezpečně. Dnes, po více než 100 letech, řešíme mnohem sofistikovanější úlohy. Můžeme s trochou nadsázky říci, že s otázkami velkého doletu, kapacity a komfortu letounu, si dokáží konstruktéři hravě poradit. Nároky na návrh konstrukce se nyní upínají především na ekonomiku létání s ohledem na životní prostředí. Snahou proto je snížit hluk a emise související s provozem letadel, a naopak zvýšit provozní účinnost. Z toho důvodů vzniká celá řada projektů, která se snaží na tuto problematiku reagovat. Například je možné uvést projekt CORSIA (CORSIA – Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation). [1] Jedná se o projekt Mezinárodní organizace pro civilní letectví (ICAO – International Civil Aviation Organization), jehož cílem je globální snižování emisí a hluku vznikající jakožto produkt letecké dopravy. Dalším příkladem je projekt ACA (Airport Carbon Accreditation), jehož cílem je snižování uhlíkové stopy na letištích a v jejich okolí. Tyto a další podobné projekty se snaží docílit snížení oxidu uhličitého především pomocí úpravy provozních postupů, obchodováním s emisními povolenkami, využíváním biopaliv atp. Nicméně tato problematika se dá uchopit i z jiného úhlu pohledu. Konkrétněji tyto projekty řeší důsledky provozu letecké dopravy, ale neřeší podstatu vzniku tohoto problému, kterým je samotný návrh letounu. Optimalizace návrhů letadel může být jedním z nástrojů, jak se s danou problematikou vypořádat. Zajímavou myšlenkou, která by mohla významně zefektivnit provoz letadel a zpřístupnit létání i pro ty, kteří mají pouze omezené finanční prostředky, proto představují návrhy elektro letounů.

Mezi hlavní výhody elektro letů patří zejména šetrnost k životnímu prostředí v podobě snížení oxidu uhličitého a letů bez emisí a hluku. Pokud by se elektro lety rozšířily v budoucnu až do dopravního létání, znamenalo by to úpravu přiblížovacích tratí, které mnohdy zatěžují řídící i piloty z důvodu cíleného se vyhýbání obydleným oblastem. Tím by došlo i ke zvýšení efektivnosti letového provozu a zvýšení kapacity vzdušného prostoru. Dalším plusem je bezesporu ušetření nákladů na palivo. Palivo představuje významnou položku na vyúčtování všech letů, proto by elektro lety létání velmi zpřístupnily. Podstatnou položku nákladů na provoz letounu představuje také plánovaná i neplánovaná údržba. Provozováním letadel s elektropohonem by se výdaje na údržbu výrazně snížily. Nakonec stojí za zmínku i nezávislost výkonu na výšce při elektro letech.

Tato diplomová práce proto navazuje na velmi úspěšný projekt Českého vysokého učení technického v Praze, Fakulty strojní, v jehož rámci byl vyvinut ultralehký letoun UL-39 Albi.

Letoun UL-39 Albi má být primárně využit v letecké armádě pro elementární výcvik mladých začínajících pilotů. Nicméně, cílem také je, aby s letounem létali i držitelé pilotního průkazu pilota ultralehkého letounu ULL(A). Tak jako tak, cena letounu UL-39 Albi vychází 2-3x vyšší než cena současných ultralehkých letounů na trhu. Proto se tato práce zabývá návrhem elektro varianty obdobného letounu. Cílem je představit elektro variantu za účelem snížení nákladů, čímž by mohlo dojít ke zpřístupnění leteckého výcviku i pro ekonomicky slabší členy naší společnosti. Dalším důvodem vzniku projektu UL-39 Albi II je právě vytvoření letounu šetrného k životnímu prostředí.

Cílem této diplomové práce je především posoudit, které akumulátory by byly vhodné z pohledu dodržení požadovaného výkonu 150 kW a výdrže 1 hodiny letu pro projekt elektro varianty letounu UL-39 Albi II. V potaz musí být brána především jejich hmotnost, která má přímý vliv na zatížení letounu. Zohledněna musí být také volba tvaru a velikosti s ohledem na využitelný prostor v křídle, kam mají být baterie umístěny. Následně musí být stanoveno zatížení letounu a na základě tohoto výpočtu proveden návrh potřebných konstrukčních úprav křídla. Nakonec má být provedeno dimenzování konstrukčních prvků upraveného křídla.

2 LETOUN UL-39 ALBI II

Aero Vodochody je jedním z největších výrobců letecké techniky v České republice a zároveň i jedním z nejstarších leteckých výrobců na světě. Firma Aero Vodochody se zasloužila o řadu zajímavých projektů týkajících se výroby jak civilních, tak vojenských letounů. [2] Pro tuto práci je však nejdůležitějším z nich projekt letounu L-39 Albatros.

Letoun L-39 Albatros je proudový podzvukový cvičný letoun, který vyvinul v 60. letech československý výrobce letadel Aero Vodochody. Celkem bylo vyrobeno více než 2 000 kusů tohoto stroje. Letoun L-39 Albatros představuje dolnoplošník s tandemovým uspořádáním sedadel. Má celokovovou konstrukci s hydraulicky zatahovatelným podvozkem předového typu. Křídlo je lichoběžníkového tvaru s palivovými nádržemi na jeho konci. Pro zvýšení vztlaku byly na letounu použity dvouštěbinové klapky. [3] Další technické charakteristiky letounu L-39 Albatros jsou uvedeny v tabulce 2, která je přiložena v příloze.



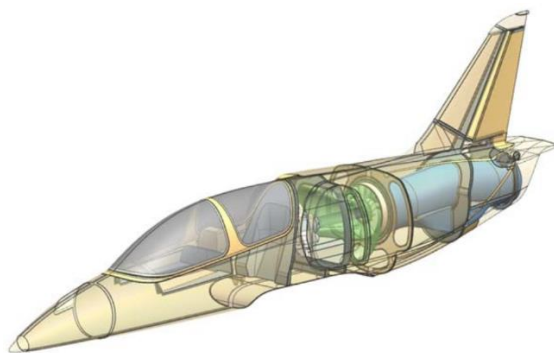
[4]

Obrázek 1 – Letoun L-39 Albatros

Právě letoun L-39 Albatros se stal předlohou pro projekt Českého vysokého učení technického v Praze, Ústavu letadlové techniky, Fakulty strojní, který se zabýval návrhem dvoumístného letounu v ultralehké kategorii UL-39 Albi. Unikátnost tohoto návrhu spočívá v tom, že hnacím agregátem ultralehkého letadla není klasický pístový motor s vrtulí. Nahrazen je pohonem v podobě ventilátorového pohonu, který je zajištěn ventilátorovým stupněm. Ventilátorový stupeň sice také pohání pístový motor, ale celý pohon je uzavřen do proudovodu v trupu letadla, který se podílí na vzniku tahu. Ventilátorový stupeň se skládá ze statoru a dmyhadla se 13 lopatkami. V prvním prototypu byl použit pístový motor ze silniční motorky BMW o objemu 1 000 cm³ a o výkonu 200 kW. Ke vzletu používá tento prototyp otáčky 11 500 min⁻¹, což odpovídá otáčkám na dmyhadle 7 600 min⁻¹. [5] [6] [7] [8] [9]

Celé letadlo je vyrobené z uhlíkového kompozitu a váží pouhých 320 kg, navzdory tomu, že má z důvodu ventilátorového pohonu dva trupy v sobě. Co se týče technologie výroby, opět se ukazuje výjimečnost tohoto letadla. Letadlo je jedinečné z důvodu použití

autoklávové technologie polotovarů prepreg na kompletní primární konstrukci. Jedná se tak o vůbec první ultralehký letoun v České republice, kde byly prepregy ve větší míře použity. Pomocí této technologie je vytvrzen uhlíkový laminát za vyšších teplot a tlaků v peci za účelem získání vysokých materiálových charakteristik. V tabulce 3, která je přiložena v příloze, je uveden přehled technických specifikací tohoto letounu.



[10]

Obrázek 2 – Prototyp ultralehkého letounu UL-39 Albi

Na výrobě prototypu letounu UL-39 Albi se podíleli také firmy LA Composite a Jihlavan Airplanes. Vývojová verze tohoto letounu vzlétla poprvé po sedmnáctiletém vývoji 4. 4. 2016 na letišti v Českých Budějovicích (LKCS). První prototyp vydrží ve vzduchu přibližně 2 hodiny a dosáhne rychlosti až okolo 200 km/h. Nicméně do budoucna je v plánu zvýšit jeho rychlost až na 340 km/h. Cílem je, aby byl ultralehký letoun UL-39 Albi využit v armádě pro elementární výcvik mladých začínajících pilotů. Dále je snahou, aby letoun UL-39 Albi mohli využívat také držitelé pilotní licence na ultralehká letadla UL(A). [5] [6] [7] [8] [9]

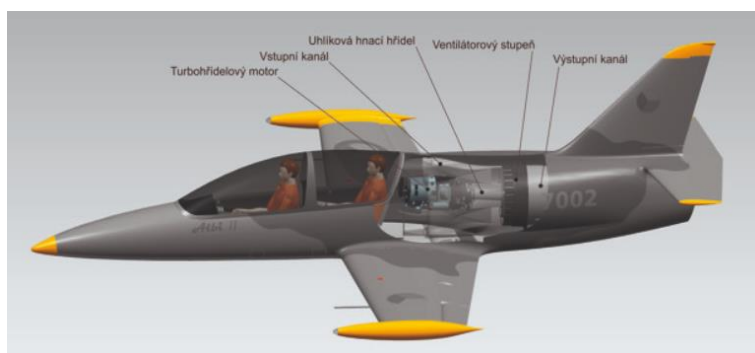


[11]

Obrázek 3 – Prototyp ultralehkého letounu UL-39 Albi

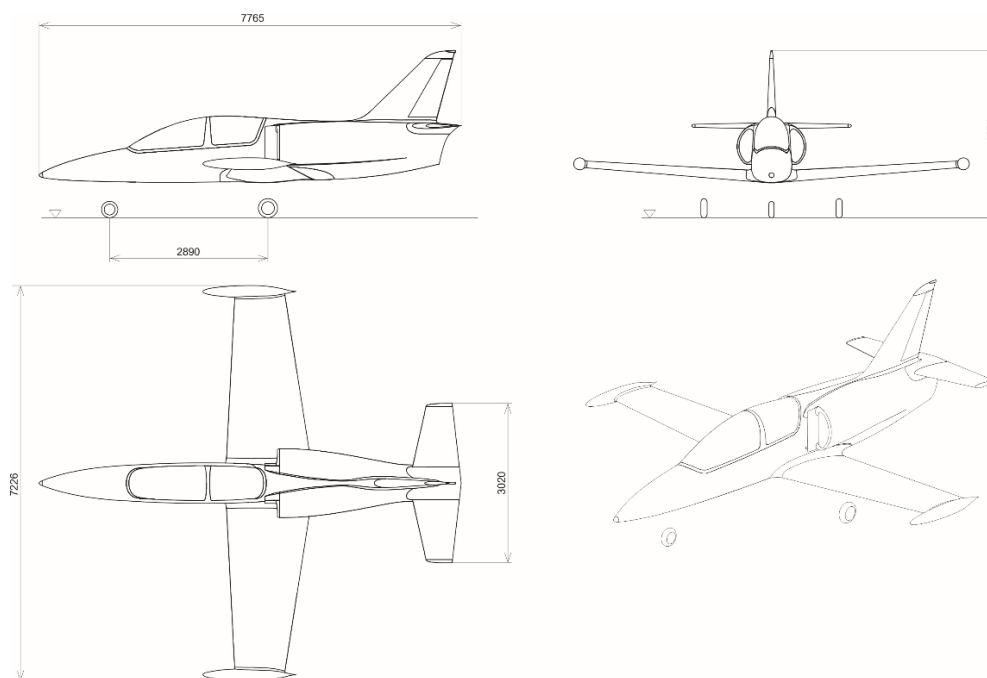
Nyní už je možné představit poměrně nový projekt návrhu letounu UL-39 Albi II. Letoun UL-39 Albi II vychází z původní verze letounu UL-39 Albi. Rozdíl mezi těmito dvěma konstrukčními návrhy je především v pohonné jednotce. Důvodem pozměnění technických parametrů letounu UL-39 Albi II bylo podstatné snížení nákladů při zachování letových

a provozních vlastností letounu. Tak jako tak, cena letounu UL-39 Albi bude 2 - 3x větší než cena současných ultralehkých letounů na trhu. Proto se tato práce zabývá návrhem elektro varianty tohoto letounu. Cílem je představit elektro variantu za účelem snížení nákladů, čímž by mohlo dojít ke zpřístupnění leteckého výcviku i pro ekonomicky slabší členy společnosti. Nicméně hlavním důvodem vzniku tohoto návrhu není pouze snížení nákladů, nýbrž také návrh letounu, který bude šetrný k životnímu prostředí. Důsledkem by mělo být snížení oxidu uhličitého, emisí a hluku. Zadání požaduje návrh elektro varianty s výkonem 150 kW a výdrží okolo jedné hodiny letu. Letoun má spadat do kategorie cvičné. Na základě maximální vzletové hmotnosti letounu (MTOW – Maximum Take-off Weight), která je 890 kg, bylo rozhodnuto, že celý návrh bude vycházet z předpisu CS-23. Letoun bude navržen pro násobky vyplývající z kategorie cvičné tohoto předpisu. To znamená pro násobky +4,4 g a -1,76 g.



[12]

Obrázek 4 – Letoun UL-39 Albi II



[13]

Obrázek 5 – Muška letounu UL-39 Albi II

3 STAVEBNÍ PŘEDPIS CS-23

Česká republika se při návrhu letounu řídí předpisy Evropské agentury pro bezpečnost letectví (EASA – European Aviation Safety Agency). Letoun UL-39 Albi II je letoun s maximální vzletovou hmotností (m_{TOW} – Maximum Take-off weight) 890 kg, čímž je dáno jeho zařazení do kategorie letounů, na něž se vztahuje předpis CS-23. Obecně představuje předpis CS-23 certifikační specifikaci, která se vztahuje na kategorii normální, cvičnou, akrobatickou a pro sběrnou dopravu. Letadla mohou mít maximálně 9 sedadel pro cestující mimo sedadla pilotů a jejich maximální vzletová hmotnost nesmí převyšovat 5 670 kg. [14]

V současné době se EASA snaží o novou strukturu certifikační specifikace CS-23. Původní struktura rozděluje letadla na kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu byla vhodná do té doby, dokud existovala závislost mezi pohonem, hmotností a výkonností. Avšak technologický vývoj tento vztah popřel. Ve srovnání s minulostí začaly vznikat letadla s nižší hmotností dosahující vyšších výkonů. To mělo za následek rozhodnutí EASA, aby byly k předpisu CS-23 vydány nové dodatky. [15] Dodatky by měly být striktnější a měly by vycházet z předpisu CS-25, který popisuje požadavky pro větší dopravní kategorie letadel. Účelem je samozřejmě zajistit příslušnou úroveň bezpečnosti a zároveň docílit snadnější certifikace nových designů letadel. Proto byly některé části předpisu CS-23 přesunuty do přijatelných způsobů průkazu (AMC – Acceptable Means of Compliance). [16][16] Poslední vydaný dodatek k předpisu CS-23, konkrétně 29.3.2017, byl prozatím dodatek 5. V dodatku 5 je uvedeno, že pro stanovení zatížení letounu kategorie cvičné je možné použít předpis CS-23 Amdt 3, který je volně dostupný na stránkách Úřadu pro civilní letectví (ÚCL/CAA – Civil Aviation Authority), jako AMC. [17] [18]

Na základě předpisu CS-23 bude v dalších kapitolách navržena hmotnostní a letová obálka letounu UL-39 Albi II. Dále pak bude předpis CS-23 sloužit především jako hlavní zdroj při stanovení zatížení křídla tohoto letounu.

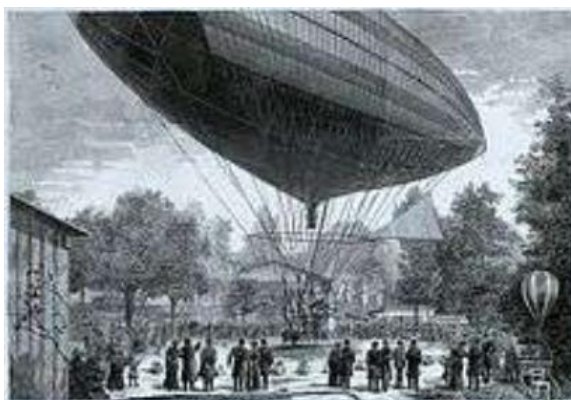
4 STATISTIKA A VÝBĚR VHODNÝCH AKUMULÁTORŮ

Vývoj elektro letounů není úplně novou záležitostí. Konstruktři se touto otázkou zabývali už v minulosti, kdy šetrnost letounu k životnímu prostředí nepatřila mezi hlavní požadavky návrhu. Ačkoliv návrhy elektro letounů nebudily z počátku velkou pozornost, dnes, v době, kdy hustota letového provozu a tím i negativní dopad na životní prostředí neustále roste, je prakticky nutné se možností elektro letů zabývat. Hlavním omezením pokroku samotného návrhu elektro varianty letounu jsou technické parametry akumulátorů. Vznik nových projektů elektro letounů na nich přímo závisí. Ovlivňují výkon letounu, jeho hmotnost a zatížení. Další překážkou také je současná letecká legislativa, která považuje baterie za nebezpečné zboží. Tudiž s ohledem na tyto projekty by bylo záhodno provést v legislativě určité úpravy a vývoj elektro letounů zohlednit.

Pro správné pochopení problematiky elektro letounů je v následující podkapitole stručně zpracován historický vývoj elektro letounů a popsán současný stav. Následně je zpracována statistika šesti typů současných elektro letounů, která představuje počáteční východisko a inspiraci při vlastním návrhu elektro varianty letounu UL-39 Albi II.

4.1 HISTORIE VÝVOJE ELEKTROLETOUNŮ

Ačkoliv se o letadlech s elektrickým pohonem hovoří především v posledních letech, první použití elektropohonu u letadla se datuje až do roku 1883, kdy pan Gaston Tissandier letěl s první elektricky poháněnou vzducholodí. O rok později vzlétli také Charles Renard a Arthur Krebs se vzducholodí La France s mnohem silnějším elektropohonem. Avšak s nárůstem velikosti vzducholodí, rostla i váha potřebných akumulátorů pro pohon letounů, které musely být navíc několikrát dobíjeny, čímž omezovaly rychlost a dolet vzducholodí. [19]



[19]

Obrázek 6 – První vzducholod' s elektropohonem, 1883, Paříž

Dalším pokrokem se stal rok 1917, kdy vznikla první elektricky poháněná helikoptéra s výkonem 140 kW. Motor získával výkon přes kabel z pozemního generátoru stejnosměrného proudu. Avšak z důvodu nevhodného poměru výkonu ku hmotnosti

helikoptéry elektrické motory nevydržely a po několika letech shořely. Tento problém se podařil vyřešit panu Williamu C. Brownovi na modelu helikoptéry, která veškerý potřebný výkon pro let získávala z mikrovlňného pásma.

Nicméně na elektro letouny se muselo počkat, dokud nebyly vyvinuty nikel-kadmiové (Ni-Cd) baterie s mnohem vyšším poměrem kapacita/hmotnost. V roce 1973 poprvé vzlétl elektricky poháněný motorový kluzák nazvaný podle jeho konstruktérů Milítka Brditschka Elektro - 1 MB-E1 s lidskou posádkou a výkonem 8-10 kW. Letoun s Ni-Cd bateriemi letěl 9-14 minut a dosáhl maximální výšky 380 m. Konkrétně byly použity 4 ks Ni-Cd baterií značky Varta s nutností dobíjení každých 24 h. Baterie generovaly napětí o velikosti 100 V a zaručovaly nepřetržitý provoz po dobu 8 minut. Milítka a Brditschka dále dosáhli trojnásobné kapacity díky motoru se stejnosměrným proudem značky Bosch, čímž zvýšili maximální vzletovou hmotnost MTOW o 60 kg, na celkovou hmotnost 440 kg. V době ropné krize byla myšlenka elektro letounu revoluční. [20]



[20]

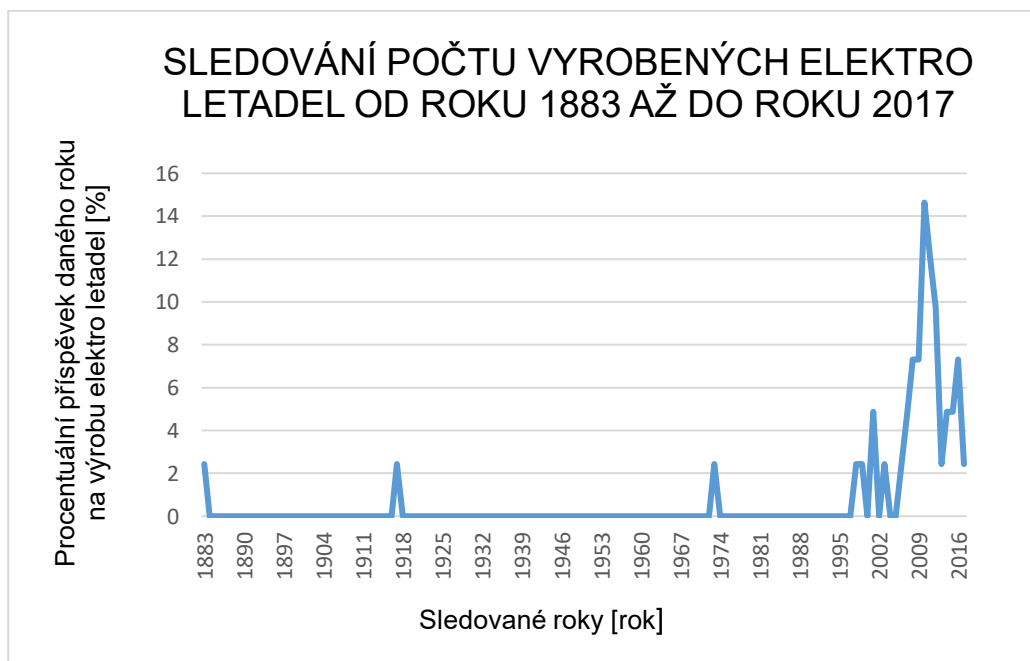
Obrázek 7 – Milítka Brditschka Elektro - 1 MB-E1

Rodinná firma HB Brditschka funguje na trhu dodnes pod jménem HB-Flugtechnik GmbH. V příloze je v tabulce 4 uveden seznam letadel s elektropohonem, která byla vyrobena do roku 2000. V tabulce 5 v příloze je naznačeno, jak pozvolným tempem nabýval počet vyrobených letadel i mezi rokem 2000 a 2007. Konstruktéři elektro letadel se snažili převážně o zavedení elektropohonů u motorových kluzáků. Pokusů o zavedení elektropohonu u vrtulových letadel bylo méně.

4.2 SOUČASNÝ STAV VÝVOJE ELEKTROLETOUNŮ VE SVĚTĚ

Dnes je tomu už 45 let od doby, kdy vzlétl první elektro letoun, a zájem o elektro lety neustoupil. Ba naopak. Neoptimističtější předpovědi hovoří o létání dopravními elektro letadly už během několika let. V sériové produkci je nyní například dvousedadlový elektro letoun Airbus E-Fan 2.0, který byl postaven během jednoho a půl roku týmem 18 inženýrů. Airbus dále pracuje na čtyřmístné verzi Airbus E-Fan 4.0, který by měl vydržet ve vzduchu 3 h. Dalším známým výrobcem dvoumístných letounů s elektro pohonem je slovenská firma Pipistrel. Jejich letoun Pipistrel Tarus G4 byl oceněn za svoji rychlost a úsporu paliva. Integrovaný elektrický motor s dvoumetrovým průměrem dvoulísté vrtule dosahuje výkonu 145 kW a je považován za jeden z největších, který byl kdy použit. Na letounu jsou použity lithium polymerové baterie, které váží více než 200 kg. V roce 2016 se dále proslavila společnost Siemens, jejichž elektro letoun Extra 330LE pokořil světový rekord v rychlosti – uletěl 3 km za pouhé 4 min 22 s. [20]

Tabulky 6 a 7 v příloze ukazují přehled nejvýznamnějších vyrobených elektro letadel od roku 2008 až po současnost. Z tabulek vyplývá, že od roku 2008 se počet projektů zabývajících se návrhem elektro letadel značně zvyšuje.



Graf 1 – Sledování počtu vyrobených elektro letadel od roku 1883 až do roku 2017

Graf 1 byl vytvořen na základě tabulek 4-7. Jak je vidět z grafu 1, od druhého tisíciletí produkce elektro letadel značně narostla. Nejvíce elektro letadel bylo dosud vyrobeno v roce 2010, kdy se produkce téměř ztrojnásobila. Ačkoliv za poslední dva roky bylo vyprodukováno elektro letadel méně, neznamená to, že by zájem o elektro letouny poklesl. Důvod poklesu je schovaný ve stanovování si vysokých cílů některých konstrukčních firem. Ze začátku bylo

hlavním cílem otestovat možnost využití elektropohonu v letecké dopravě nejprve u vzducholodi, potom u helikoptéry, a nakonec u motorových kluzáků a vrtulových letadel, zpravidla maximálně dvoumístných. Protože v posledních letech bylo na několika typech dokázáno, že elektropohon lze využít, je snahou postoupit s vývojem o krok kupředu. To znamená, že nyní je potřeba se zamyslet nad možností aplikace elektropohonu i u větších letadel. Avšak, aby mělo využití elektropohonu u větších letadel smysl, je potřeba vyřešit problém s výdrží letadla ve vzduchu. Stručně řečeno, důvodem částečné stagnace produkce elektro letounů je práce na složitějších a časově náročnějších projektech aplikace elektropohonu na větší letadla.

V tabulce 8 v příloze je uvedena statistika v podobě charakteristiky některých vybraných elektro letounů, které vznikly v současné době. Z vypracované statistiky vyplývá, že vybrané elektro letouny vydrží ve vzduchu pouze okolo jedné hodiny. Protože je cílem této práce navrhnout rekonstrukci křídla pro instalaci akumulátorů pro pohon letounu UL-39 ALBI-II, u kterého je požadovaná výdrž 60 minut, je možné ze statistiky vycházet při výběru vhodného typu akumulátoru. Avšak tabulka 8 také ukazuje, že se výkon motoru u sledovaných typů pohybuje v rozmezí od 50 kW do 75 kW. To jsou podstatně nižší výkony ve srovnání s výkonem, které uvádí zadání. Proto bude i volba baterie poněkud obtížnější. Situaci také částečně komplikuje fakt, že není snadné nalézt data týkající se rozměrů baterií sledovaných typů letadel. Výjimku tvoří jen letoun Extra 300LE, u kterého zdroje uvádí, že je schopen dosáhnout výkonu až 260 kW. Dalším krokem proto bude popis druhů akumulátorů vhodných pro pohon letounu a porovnání jejich výhod a nevýhod.



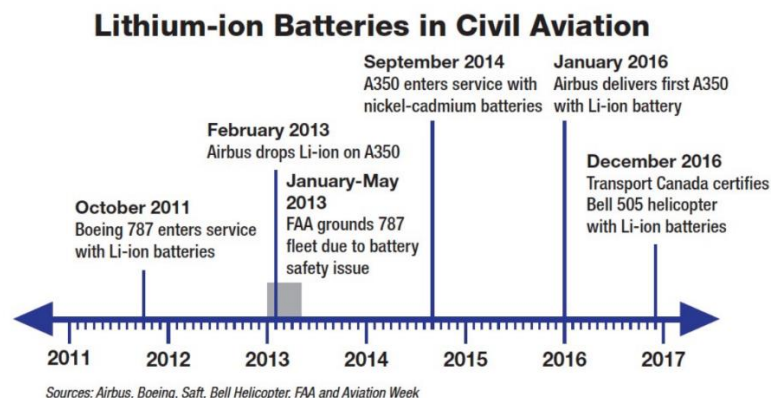
[69]

Obrázek 8 – Letoun Extra 300LE

4.3 VÝBĚR VHODNÉHO DRUHU AKUMULÁTORU

Díky zvýšení výroby různých druhů elektronických zařízení v současné době existují stovky druhů a velikostí baterií. Avšak v letectví se až do nedávna nejvíce používaly dva druhy akumulátorů – nikl-kadmiové (Ni-Cd) a olověné (Pb). V současné době je snahou přecházet spíše na lithiové akumulátory. Lithiové akumulátory je možné rozdělit na skupinu lithium-iontových akumulátorů (Li-Ion) a lithium-polymerových akumulátorů (Li-Pol).

Lithium-iontové akumulátory byly v letectví poprvé použity u letadla Boeing 787. Začaly se používat například v záložních systémech výkonu, systémech nouzové osvětlení, v nouzovém lokalizačním vysílači (ELT¹ – Emergency Locator Transmitter), nebo jako zdroj nepřerušovaného napájení (UPS² – Uninterruptible Power Supply). Dále pak začaly být využívány jako součást elektrických zařízení v kabině – telefony pro palubní průvodčí nebo dveře do kabiny. Nicméně využití našly i u bojových letounů a dronů, kde začaly sloužit jako baterie pro spuštění motorů. V roce 2016 byly li-Ion baterie použity na letadle Airbus A-350, čímž bylo ušetřeno necelých 80 kg jeho hmotnosti. Další náklady byly ušetřeny také na údržbě, která v případě Ni-Cd baterií byla nutná každých 4-6 měsíců. [70] Hlavní časové milníky vývoje li-ion baterií jsou naznačeny na obrázku 9.



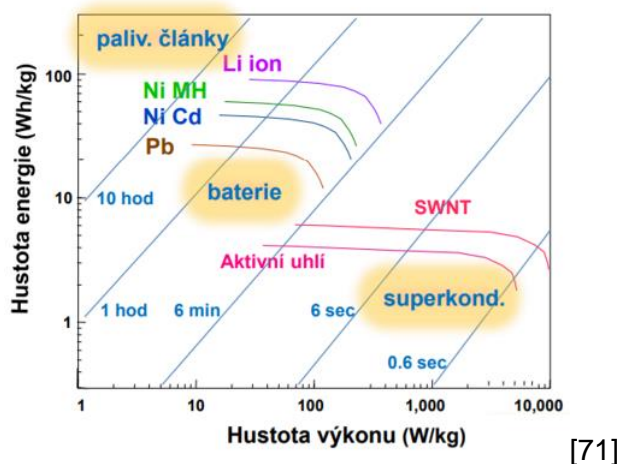
[70]

Obrázek 9 – Vývoj Li-Ion baterie v letecké dopravě

Srovnání nejpoužívanějších baterií je uvedeno v tabulce 9 v příloze. Hodnoty představují průměrné hodnoty charakteristik sledovaných baterií v roce 2017. Z tabulky vyplývají hlavní výhody a nevýhody jednotlivých druhů akumulátorů. Největší výhodou lithiových akumulátorů je určitě jejich vysoká energetická hustota. Srovnání energetické hustoty jednotlivých druhů akumulátorů je ukázáno v obrázku 10.

¹ ELT je zařízení, které v případě pádu letadla, automaticky přenáší digitální zakódovaný signál.

² UPS neboli nepřerušitelný zdroj energie dovoluje počítači, aby nadále pracoval alespoň po krátkou dobu, v případě, že je ztracen primární zdroj energie.



Obrázek 10 – Závislost velikosti uložené energie na rychlosti jejího uvolnění

Konkrétněji obrázek 10 ukazuje závislost, kolik energie lze uložit v daném zdroji energie na rychlosti, jakou lze uloženou energii poté uvolnit.

Hustota energie je vyjádřena následujícím vztahem: $\omega = \frac{U \cdot I \cdot t}{m}$

Hustota výkonu je vyjádřena následujícím vztahem: $\omega = \frac{U \cdot I}{m}$

Další výhodou lithiových baterií je také jejich vysoký počet cyklů ve srovnání s ostatními akumulátory. Doba nabíjení je srovnatelná s dobou nabíjení Ni-Cd a NiMH akumulátorů, avšak je výrazně nižší ve srovnání s Pb akumulátory. Další výhodou je vyšší nominální napětí lithiových baterií ve srovnání s ostatními. Plusem také je, že na lithiových bateriích není nutné provádět údržbu. Avšak lithiové baterie mají samozřejmě také i nevýhody. Jejich hlavní nevýhodou je jejich vysoká cena. Dále pak je nutné u nich zřídit ochranné okruhy, zatímco ostatní sledované druhy jsou teplotně stálé. Při jejich dobíjení je také nutné myslet na jejich nízkou toleranci pro přebíjení. [72] [73] Na základě tabulky 9 v příloze a tohoto zhodnocení vychází lithiové akumulátory jako nejvhodnější řešení. Toto tvrzení také potvrzuje zpracovaná statistika v tabulce 8, ze které vyplývá, že lithiové baterie jsou použity ve všech sledovaných typech elektro letounů. Proto budou pro další návrh elektro varianty letounu UL-39 Albi II použity lithiové baterie.

Nabíjení a vybíjení baterií se řídí podle tzv. C-rate. Kapacita baterie je běžně nastavena na rate 1C. 1C rate znamená, že plně nabitá baterie s ratem 1Ah by měla poskytovat proud 1A po dobu 1h. Tabulka 10 popisuje vztah hodnoty C-rate a doby nabíjení/vybíjení baterie. [74]

Tabulka 10 – C-rate

C-rate	Čas
5C	12 minut
2C	30 minut
1C	1 hodina
0,5C nebo C/2	2 hodiny
0,2C nebo C/5	5 hodin
0,1C nebo C/10	10 hodin
0,05C nebo C/20	20 hodin
<i>Platí pro nabíjení/vybíjení baterie s kapacitou 1 Ah</i>	

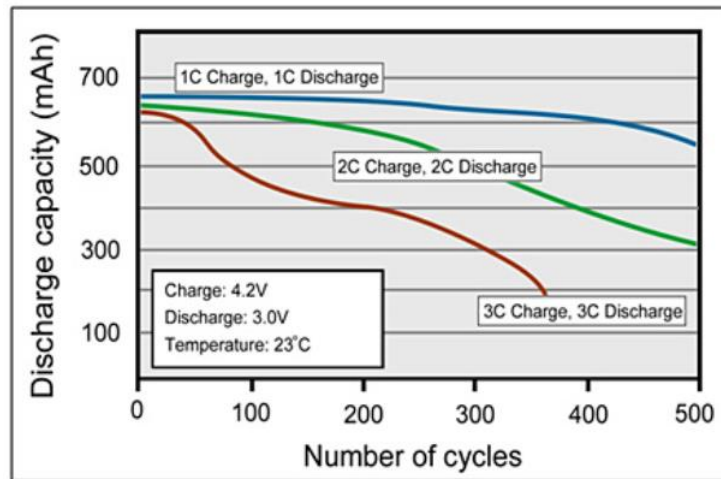
[74]

Kapacita baterie může být měřena pomocí analyzátoru. Vybíjení baterie se dá sledovat pomocí poklesu napětí. Při vybití u lithiové baterie napětí poklesne na 3,0 V/článek.

Životní cyklus baterie závisí na dodržování pravidelné údržby u těch baterií, u kterých je vyžadována. Konec životního cyklu baterie se dá poznat pomocí indikace klesající kapacity. Většinou se rozsah kapacity baterie, se kterým je možné pracovat pohybuje mezi 80-100 %. Životní cyklus baterie je vyjádřen počtem cyklů. Počet cyklů, který je uveden v technických parametrech baterie, vyjadřuje počet cyklů plného nabití/vybití, při kterých kapacita baterie neklesne pod 80 %.

Životnost baterie také klesá, pokud je baterie provozována ve velmi vysokých teplotách. Například pokud je plně nabitá li-ion baterie uchovávána při teplotě 40 °C, pak její kapacita poklesne až o 35 % za rok, aniž by byla používána. Ultrarychlé nabíjení baterie také snižuje její životnost. Navíc je možné nabít tímto způsobem baterii jen na 70 %. Baterie stárne a používáním se opotřebovává a stejně tak klesá i její schopnost adaptace na rychlé nabíjení. Obecně mají baterie nelineární charakteristiku. To znamená, že pokud bude vybitá li-ion baterie dobita rychlým dobíjením do 50 % nabitého stavu, pak s rychlým dobíjením problém není. Avšak napětí roste v druhé polovině nabíjecího cyklu směrem k plnému nabití baterie. Možností je tzv. nabíjení na více kroků. Je možné nabíjet baterii do 50 % velmi rychle, v 50 % nabíjení přerušit a pokračovat pomalým dobíjením. Nicméně ne u všech bateriích je nabíjení na více kroků dovoleno. [75]

Na obrázku 11 je zobrazeno srovnání nabíjení a vybíjení typické li-ion baterie při 1C, 2C a 3C v závislosti vlivu na životní cyklus baterie. Prodloužení života baterie může být pomocí nabíjení/vybíjení baterie pod 1C, nejčastěji je doporučováno při 0,8C. Obecně je možné říci, že všechny baterie se chovají nejlépe, pokud jsou nabíjeny pozvolně a uchovávány při pokojové teplotě.



[75]

Obrázek 11 – Životní cykly lithiové baterie v závislosti na nabíjecí kapacitě

4.4 STANOVENÍ VÝKONOVÝCH CHARAKTERISTIK

Na základě vypočtené poláry [76] je možné stanovit, jaký je potřebný výkon motoru při dané rychlosti. Pro stanovení výkonových charakteristik je možné vyjít z rovnice rovnováhy ustáleného přímočarého letu. Prvním krokem je vyjádření součinitele vztlaku pro návrhovou cestovní rychlost v_c . (Stanovení návrhové cestovní rychlosti v_c dle předpisu CS-23 je uvedeno v podkapitole 5.1.) Ačkoliv hodnota návrhové cestovní rychlosti vycházející z předpisu CS-23 je rovna $243 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$, pro provoz bude v příručce navržena snížená hodnota cestovní rychlosti, a to:

$$v_c = 200 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$$

Pak je součinitel vztlaku roven:

$$c_L = \frac{2 \cdot MTOW \cdot g}{\rho \cdot v_c^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 2890,981}{1,225 \cdot \left(\frac{200}{3,6}\right)^2 \cdot 8,899} = 0,519$$

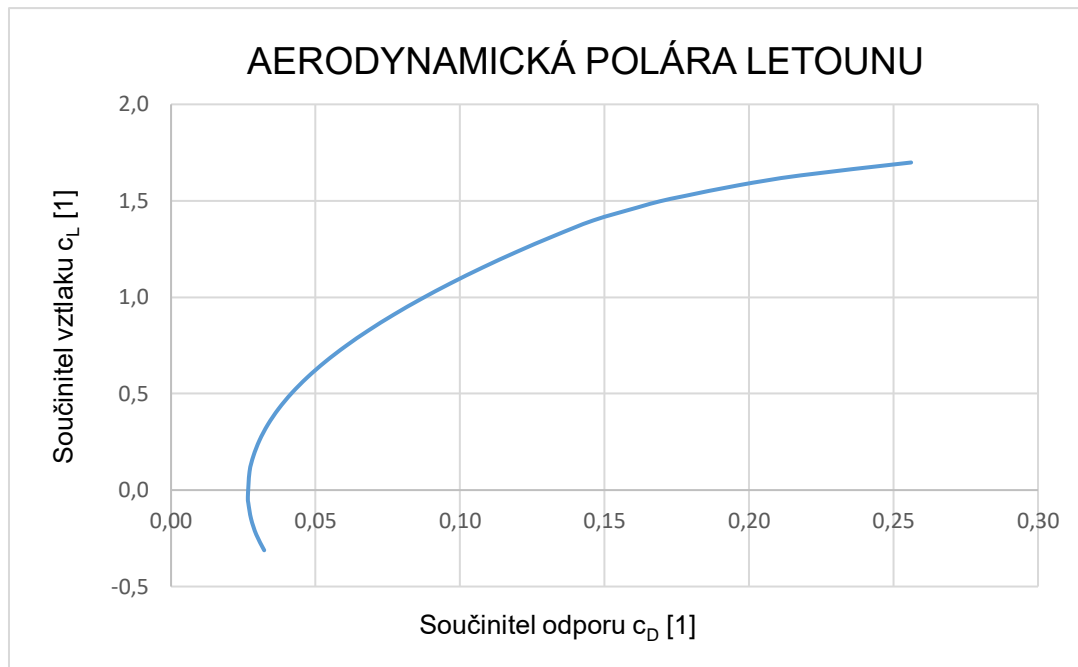
Pro tuto hodnotu součinitele vztlaku je možné na základě znalosti aerodynamických charakteristik z aerodynamické poláry letounu (z grafu 2) odečíst odpovídající hodnotu součinitele odporu:

$$c_D \doteq 0,04276$$

Potřebný tah při cestovním letu, pokud dojde k omezení cestovní rychlosti na $200 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$, je roven:

$$T_p = D$$

$$T_p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{EAS_c}^2 \cdot S \cdot c_D = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{200}{3,6}\right)^2 \cdot 8,899 \cdot 0,04276 = 719,3 \text{ N}$$



Graf 2 – Aerodynamická polára letounu UL-39 Albi II

Nyní je možné přejít k výpočtu potřebného propulzního výkonu. Nicméně, protože pohon má smysl jen tehdy, pokud má nějakou účinnost, je potřeba při výpočtu potřebného tahu započítat také propulzní účinnost, která byla odhadnuta na 85 % a k ní navíc ještě účinnost elektroniky, která byla odhadnuta na 95 %.

Nyní už lze dopočítat potřebný propulzní výkon P_P :

$$P_P = T_P \cdot v_{EAS_C} = 719,3 \cdot \frac{200}{3,6} = 39\,964 \text{ W} \doteq 40 \text{ kW}$$

A následně potřebný výkon motoru P_M :

$$P_M = \frac{P_P}{\eta_P \cdot \eta_{elektroniky}} = \frac{39\,964}{0,85 \cdot 0,95} = 49\,491 \text{ W} \doteq 50 \text{ kW}$$

V tabulce 11 jsou vypočteny potřebné výkony motoru při různých propulzních účinnostech.

Tabulka 11 – Potřebný výkon motoru při dané propulzní účinnosti

UL-39 Albi II	VÝKONNÉ CHARAKTERISTIKY
PROPULZNÍ ÚČINNOST η_P [-]	POTŘEBNÝ VÝKON MOTORU V CESTOVNÍM REŽIMU P_M [W]
0,95	44 281
0,90	46 741
0,85	49 491
0,80	52 584
0,75	56 089

Protože ze zadání vyplývá, že potřebný výkon motoru má být $P_M = 150 \text{ kW}$, je možné po zohlednění propulzní účinnosti a účinnosti elektroniky stanovit potřebný propulzní výkon:

$$P_P = P_M \cdot \eta_P \cdot \eta_{elektroniky} = 150\,000 \cdot 0,85 \cdot 0,95 = 121\,125 \text{ W} \doteq 120 \text{ kW}$$

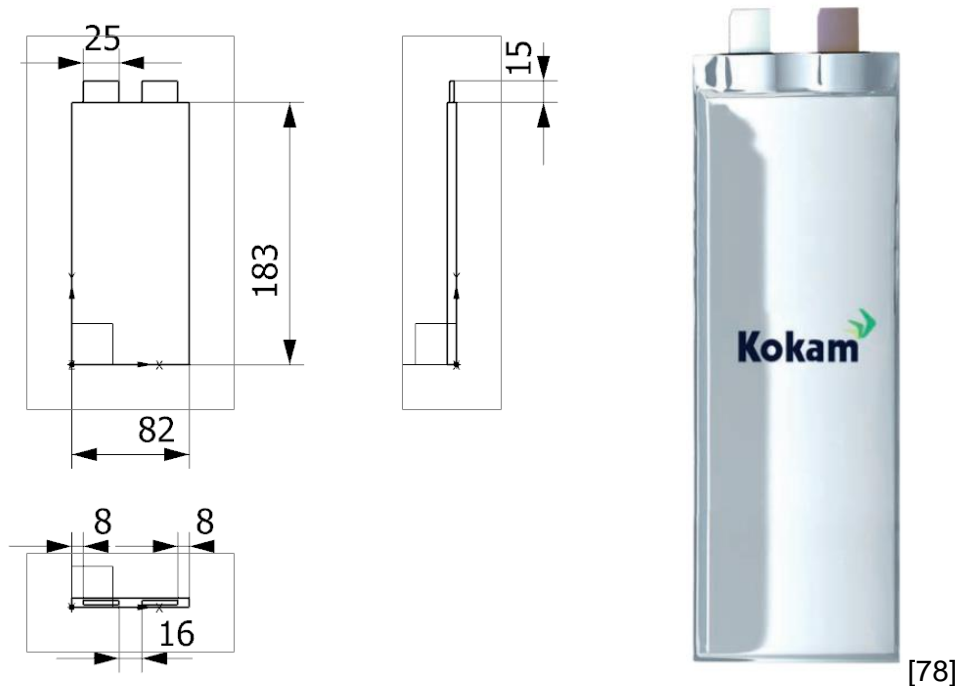
Tento propulzní výkon má zaručovat výdrž letounu ve vzduchu po dobu jedné hodiny v cestovním režimu při stanovené rychlosti 200 km/h. Nicméně, jak vyplývá z poláry, potřebný propulzní výkon je v cestovním režimu pouze 40 kW. To znamená, že letoun vydrží ve vzduchu mnohem déle. Konkrétněji 3 hodiny.

$$t = \frac{120}{40} = 3 \text{ h}$$

Aby bylo možné rozhodnout, jestli navrhovaná baterie může pracovat tak dlouho, je potřeba zjistit její vybíjecí charakteristiku. Vybíjecí charakteristiku akumulátoru popisuje tzv. C-rate. Ten zohledňuje vybíjecí proud baterie vzhledem k její kapacitě.

4.4.1 Výběr vhodných akumulátorů z hlediska výkonu a hmotnosti

Jak vyplývá z podkapitoly 3.3, nejvhodnějším typem baterie z hlediska jejích vlastností je baterie typu Li-Pol. Jako zajímavé řešení se nabízí varianta od společnosti KOKAM, která poskytla baterie typu Li-Pol i pro elektro letoun Airbus E-Fan. Pro další návrh byla prozatím vybrána varianta SLPB065070180, jejíž energetická hustota je 260 Wh/kg. Rozměry baterie jsou zadefinovány na obrázku 12. Přesná specifikace baterie je uvedena v tabulce 12.



Obrázek 12 – Baterie typu SLPB065070180 od společnosti Kokam

Tabulka 12 – SLPB065070180 technická data

Model	Kapacita	Hmotnost	Energetická hustota	Max. nabíjecí proud	Max. vybíjecí proud	Nejvyšší stupeň vybití	Šířka	Délka	Tloušťka
[-]	[Ah]	[kg]	[Wh/kg]	[A]	[A]	[A]	[m]	[m]	[m]
SLPB065070180	12	0,173	260	12	24	48	82	183	6,4

[77], [78]

Nyní, když byl zvolen typ akumulátoru, je potřeba zjistit, jaký počet baterií bude potřeba do letounu umístit tak, aby byl zaručen požadovaný výkon. Dále je potřeba zvážit možnosti umístění baterií z hlediska velikosti prostoru v křídle, který je k dispozici, a následně zkontrolovat, jestli není překročena maximální hmotnost, která je na baterie vymezena.

Jak vyplývá z tabulky 12, článek SLPB065070180 daných rozměrů má obecně energetickou hustotu 260 Wh/kg. Na základě znalosti hmotnosti článku je možné dopočítat, jaký výkon poskytují.

$$m_{ACC} = 0,173 \text{ kg}$$

$$C = 260 \cdot 0,173 = 44,98 \text{ Wh} \doteq 45 \text{ Wh}$$

Zadání uvádí hodnotu cestovního výkonu 150 kW. Odtud vyplývá, že pro 1 hodinu letu, kterou také uvádí zadání, je potřeba:

$$150\,000 \text{ Wh} : 45 \text{ Wh} = 3\,333 \text{ ks baterií typu SLPB065070180}$$

Celková hmotnost takového počtu baterií je rovna:

$$m_{ACC} = 3\,333 \cdot 0,173 \doteq 577 \text{ kg}$$

Protože maximální hmotnost akumulátorů byla v kapitole 4.3 stanovena 274 kg, není možné zaručit požadovaný výkon dle zadání. Proto byla cestovní rychlost omezena na 200 km.h⁻¹ a následně byl na základě aerodynamických charakteristik pro tuto hodnotu rychlosti stanoven potřebný výkon letounu 50 kW. Tím se bohužel sníží výdrž letounu na jednu hodinu. Nicméně to stále splňuje požadavek zadání.

Pro tuto hodnotu výkonu byl následně určen potřebný počet ks článků baterie typu SLPB065070180.

$$50\,000 : 45 = 1\,111 \text{ ks baterií}$$

Počet 1 111 ks článků baterií odpovídá následující hmotnosti:

$$m_{ACC} = 1\,111 \cdot 0,173 \doteq 192 \text{ kg}$$

To je z hlediska maximální povolené hmotnosti akumulátorů v pořádku. V tomto případě je navíc zaručeno 82 kg rezervní hmotnosti, která se dá využít pro zástavbu dalších článků baterie za účelem zvýšení výkonu, nebo na implementaci kontejnerů, ve kterých by mohly být články umístěny.

Dále bylo určeno, že z hlediska hmotnosti by bylo možné do letounu maximálně umístit:

$$m_{ACC_max} : m_{ACC} = 274 : 0,173 = 1\,583 \text{ ks baterií typu SLPB065070180}$$

Takový počet ks baterií odpovídá výkonu:

$$1\,583.45 \div 71\,235 \div 70 \text{ kWh}$$

Protože se z hlediska hmotnosti použití baterií typu SLPB065070180 zdá jako přijatelné řešení, byla provedena detailní analýza prostoru v křídle z hlediska možnosti jejich zástavby.

5 ANALÝZA PROSTORU V KŘÍDLE VYUŽITELNÉHO PRO ULOŽENÍ AKUMULÁTORŮ POHONU

Nyní je potřeba analyzovat, jakou část křídla tvoří prostor využitelný pro zástavbu akumulátorů a následně ověřit, jaký počet akumulátorů se do zvolených prostorů vejde. Prvním krokem je stručný konstrukční popis křídla.

5.1 POPIS KŘÍDLA

Letoun UL-39 Albi II je dolnoplošník, který je tvořen samonosnou, jednoplošnou nosnou soustavou. Nosnou soustavu představuje nedělené křídlo lichoběžníkového tvaru, které má následující geometrické charakteristiky v globálním souřadnicovém systému (GSS).

Tabulka 13 – Geometrické charakteristiky letounu

UL-39 Albi II	GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY
VELIČINA	HODNOTA
Plocha křídla S	8,899 m ²
Rozpětí křídla l	7,220 m
Úhel šípu χ	0°
Vzepětí γ	4°
Délka střední aerodynamické tětiny křídla b_{SAT}	1,306 m
Poloha b_{SAT} v GSS: x_{bSAT}	3,945 m
Délka střední geometrické tětiny křídla c_{SGT}	1,265 m

[13]

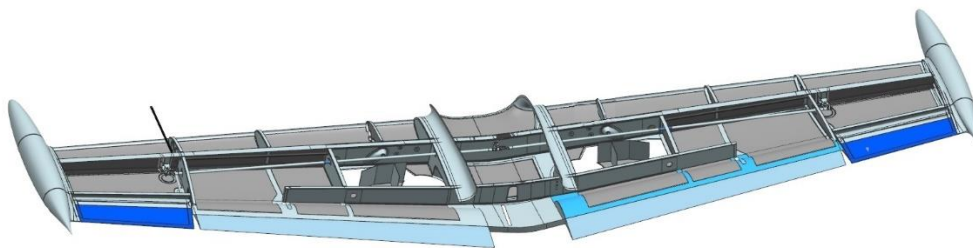
Na základě znalosti rozpětí křídla a plochy křídla je možné dopočítat štíhlost křídla λ pomocí následujícího vztahu:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{7,220^2}{8,899} \doteq 5,9$$

Dále je možné stanovit zúžení křídla jako poměr koncové a kořenové hloubky křídla:

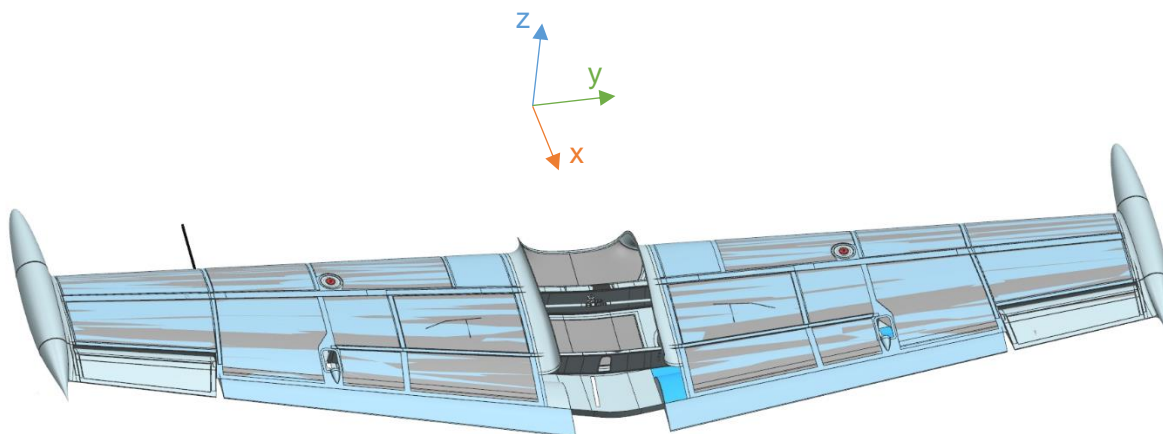
$$\eta = \frac{b_K}{b_0} = \frac{0,902}{1,630} = 0,553$$

Z hlediska konstrukčního uspořádání se jedná o dvoudutinové dvounosníkové křídlo. Co se týče mechanizace křídla, tak křídlo je vybavené křídélkem a Fowlerovou vztlakovou klapkou. V křídle je v současné době umístěn hlavní podvozek a palivová nádrž. Právě prostor palivové nádrže by měl být primárně využit pro zástavbu akumulátorů.



[13]

Obrázek 13 – Křídlo před rekonstrukcí



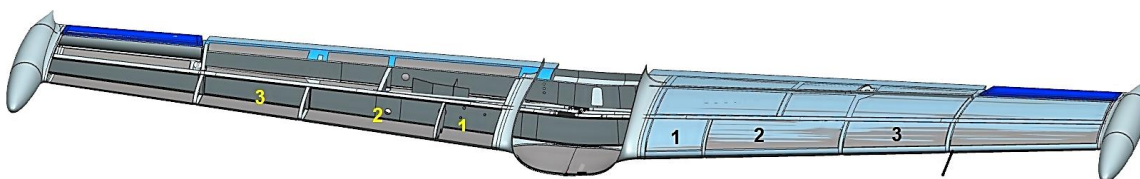
[13]

Obrázek 14 – Křídlo před rekonstrukcí včetně souřadnicového systému

Jak naznačují obrázky 13 a 14, za účelem vytvoření elektro varianty letounu bylo nutné provést jisté konstrukční úpravy křídla. Na křídle byly nejprve odstraněny otvory vedoucí k palivovým nádržím pro čerpání paliva. Protože umístění kontejnerů s bateriemi zvýší zatížení křídla, byl také prodloužen zadní nosník.

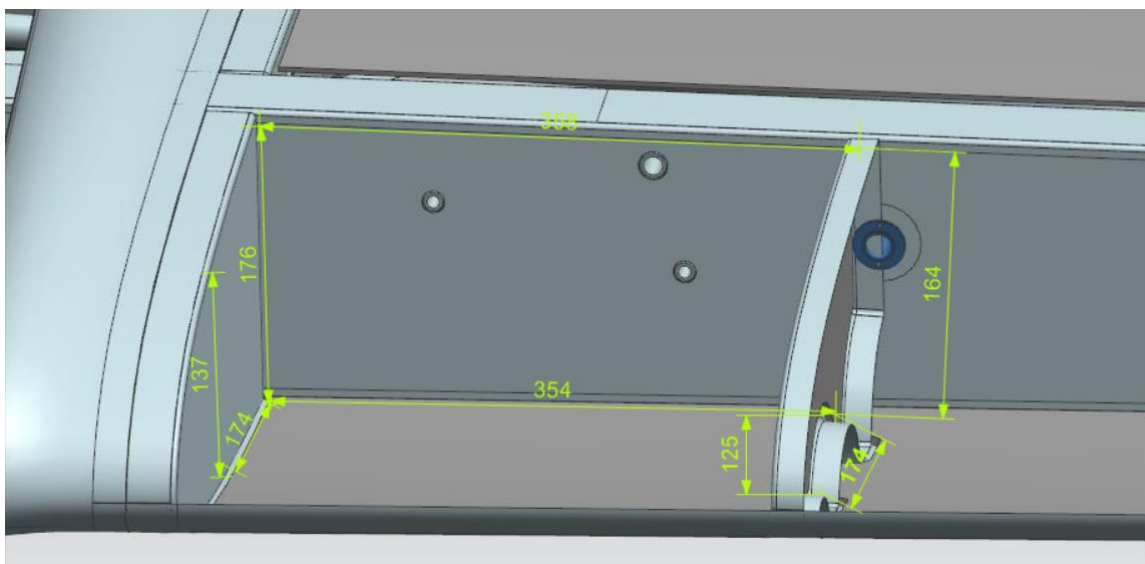
5.2 ANALÝZA VYUŽITELNÉHO PROSTORU PRO ZÁSTAVBU AKUMULÁTORŮ

Z pohledu využitelnosti prostoru pro zástavbu akumulátorů byly určeny tři vhodné prostory v každém křídle. Tyto prostory jsou vyznačeny na obrázku 15.



Obrázek 15 – Vymezení prostorů v křídle pro analýzu jejich využitelnosti

Vyznačené prostory byly zdefinovány tak, jak je zobrazeno na obrázcích 16-18. Následně byly pomocí programu Siemens NX stanoveny využitelné objemy těchto prostorů z hlediska možnosti jejich zástavby akumulátory.

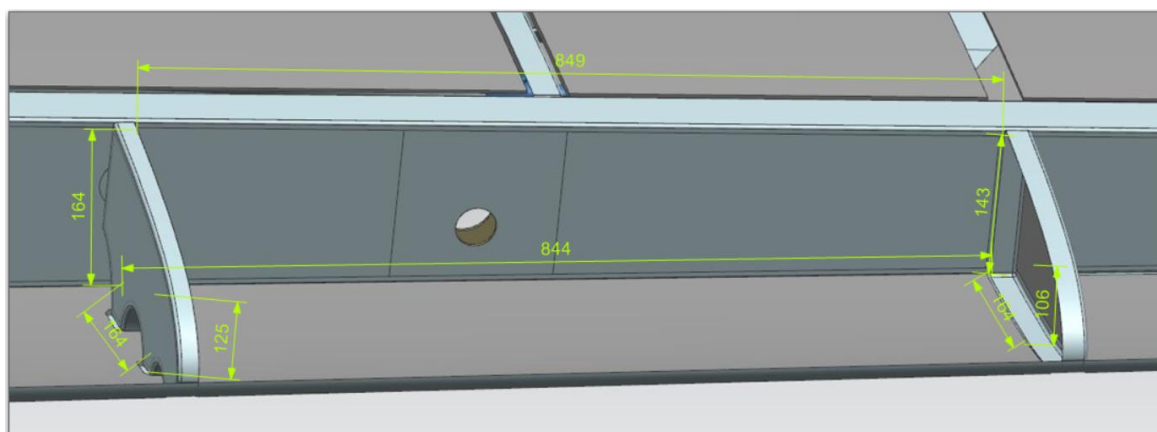


Obrázek 16 – Nadefinování 1. vymezeného objemu

Objem celého 1.prostoru je roven: $V_{CP1} = 19\,134\,243,6\text{ mm}^3 \doteq 0,0191\text{ m}^3$

Objem definované části prostoru na základě obrázku 16:

$$V_{DP1} = 9\,797\,519,0\text{ mm}^3 \doteq 0,0098\text{ m}^3$$

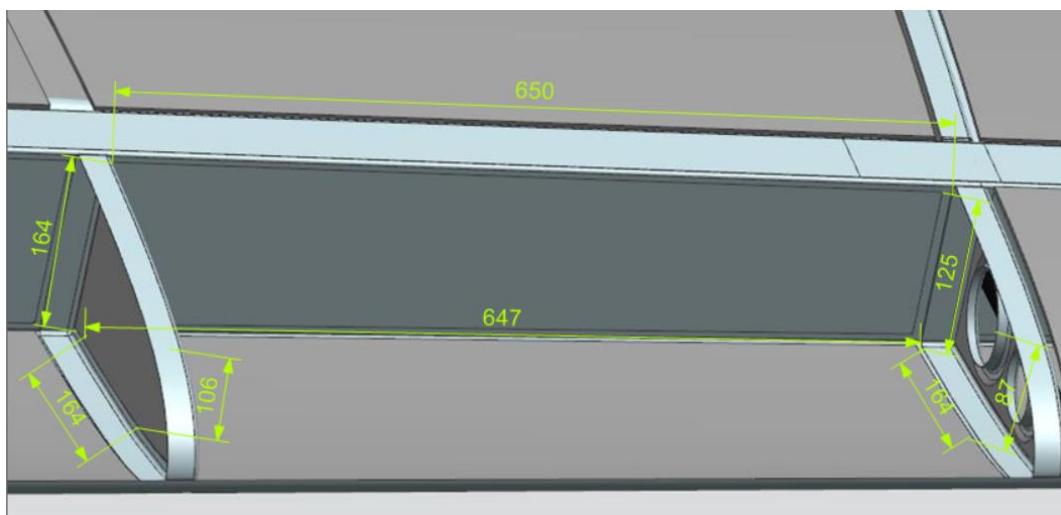


Obrázek 17 – Nadefinování 2. vymezeného objemu

Objem celého 2.prostoru je roven: $V_{CP2} = 36\,407\,425,4\text{ mm}^3 \doteq 0,0364\text{ m}^3$

Objem definované části prostoru na základě obrázku 17:

$$V_{DP2} = 21\,743\,160,1\text{ mm}^3 \doteq 0,0217\text{ m}^3$$



Obrázek 18 – Nadefinování 3. vymezeného objemu

Objem celého 3.prostoru je roven: $V_{CP3} = 23\,358\,989,7 \text{ mm}^3 \doteq 0,0234 \text{ m}^3$

Objem definované části prostoru na základě obrázku 18:

$$V_{CP3} = 12\,962\,860,7 \text{ mm}^3 \doteq 0,0130 \text{ m}^3$$

Z hlediska objemu je možné do každého vymezeného prostoru zastavět následující počet ks baterií:

a) Objem 1.prostoru

$$V_{DP1} = 9\,797\,519,0 \text{ mm}^3 \doteq 0,0098 \text{ m}^3$$

Objem článku baterie je roven:

$$V_B = W \cdot L \cdot T = 80 \cdot 181 \cdot 6,3 = 91\,224 \text{ mm}^3 = 0,000091 \text{ m}^3$$

Do prvního prostoru je možné z hlediska objemu umístit:

$$0,0098 : 0,000091 = 107 \text{ ks baterií}$$

Po ověření tohoto tvrzení v modelu křídla v programu Siemens NX se ukázalo, že článek baterie ve tvaru kvádra a významná tvarová proměnlivost křídla, konkrétněji výrazné snižování stavební výšky od kořene ke konci křídla, umožní do prvního vymezeného prostoru umístit pouze 4 sloupce po 13 ks článků baterií. To znamená, že do prvního vymezeného prostoru je možné umístit maximálně 52 ks baterií.

b) Objem 2.prostoru

$$V_{DP2} = 21\,743\,160,1 \text{ mm}^3 \doteq 0,0217 \text{ m}^3$$

Do 2.prostoru je možné z hlediska objemu umístit:

$$0,0217 : 0,000091 = 238 \text{ ks baterií}$$

Nicméně v programu Siemens NX se ukázalo, že počet článků, které je možné do druhého prostoru umístit, je 140 ks. Konkrétněji 10 sloupců po 14 ks článků.

Pokud bude zachována poloha žeber v současné podobě, bude muset být výška kontejneru umístěného v objemu V_2 po 6 sloupcích snížena z důvodu snižování stavební výška křídla. Jednou z možností také je změnit polohy žeber křídla tak, aby kontejnery dosahovaly přibližně stejných rozměrů. Nicméně z důvodu snahy o co nejmenší zásahy do konstrukce křídla, byla poloha žeber zachována. Protože v pravé části křídla je o jedno žebro méně, bylo z důvodu stejnorodého uspořádání kontejnerů v pravé i levé části křídla žebro přidáno.

c) Objem třetího prostoru

$$V_{DP3} = 12\,962\,860,7 \text{ mm}^3 \doteq 0,0130$$

$$0,0130 : 0,000091 = 142 \text{ ks baterií}$$

Při použití programu Siemens NX se ukázalo, že do třetího prostoru je možné umístit 56 ks článků zvolené baterie. Konkrétněji 7 sloupců po 8 ks článků.

Celkem je možné do křídla letounu umístit 496 ks baterií typu SLPB065070180.

$$(2.52) + (2.140) + (2.56) = 496$$

Tento počet baterií představuje vyhovující hmotnost:

$$m_{ACC} = 496 \cdot 0,173 = 85,8 \text{ kg}$$

Avšak z hlediska požadovaného výkonu je počet ks baterií nevyhovující a naznačuje, že by potřebný výkon musel být snížen na 22,3 kW při výdrži jedné hodiny letu, anebo by musela být snížena výdrž.

$$496 \cdot 45 = 22,3 \text{ kW}$$

Proto bylo řešeno dalších 5 variant umístění jiných typů článků do křídel letounu. Nicméně varianta s umístěním akumulátorů typu SLPB065070180 se ukázala být jak z hlediska výkonových, tak geometrických charakteristik nejvhodnější. V ostatních případech baterie nedosahovaly takové energetické hustoty jako v případě baterie typu SLPB065070180, proto bylo potřeba umístit do křídel významně větší počet kusů baterií. Po analyzování dalších variant z hlediska umístění v programu Siemens NX bylo evidentní, že není možné docílit vyššího výkonu než 22,3 kW. Proto bylo rozhodnuto, že budou zbývající články baterií (615 ks) potřebné pro dosažení výkonu 50 kW umístěny do trupu. Hmotnost baterií umístěných v trupu je rovna:

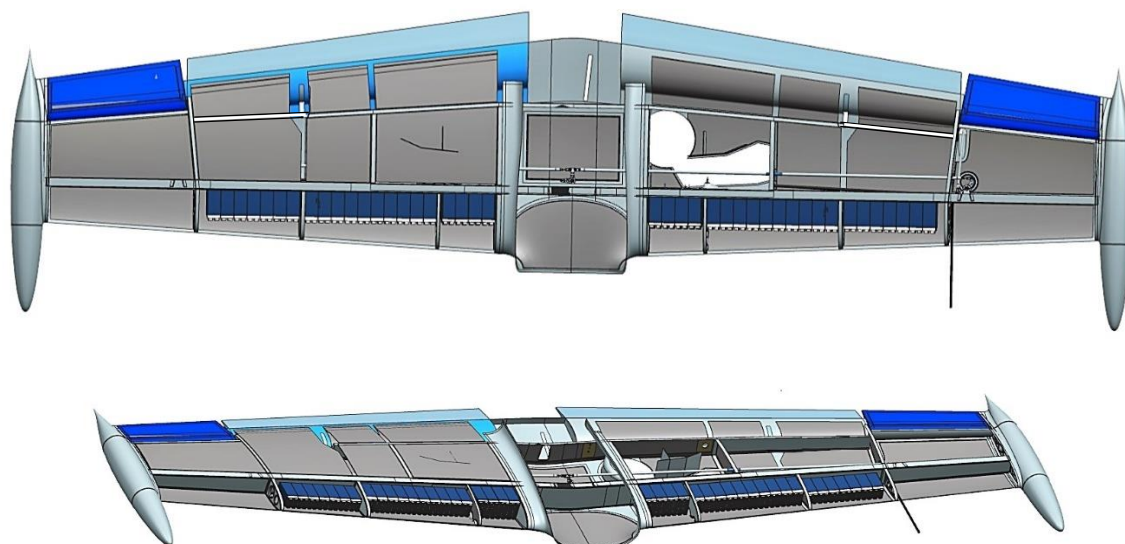
$$615 \cdot 0,173 \doteq 106,4 \text{ kg}$$

$$V_B = W \cdot L \cdot T = 80 \cdot 181 \cdot 6,3 = 91\,224 \text{ mm}^3 = 0,000091 \text{ m}^3$$

Minimální potřebný objem pro zástavbu baterie do trupu je roven:

$$V_{B,T} = 0,000091 \cdot 615 = 0,0560 \text{ m}^3$$

Na obrázku 19 je zobrazeno zvolené rozmístění baterií v křídle letounu.



Obrázek 19 – Umístění kontejnerů s bateriemi v křídle

Pro účely zajištění stálé polohy akumulátorů během letu byl navržen kontejner s ohledem na specifický tvar křídla. Kontejner umožňuje i snadnou manipulaci s bateriemi. Baterie jsou do kontejneru zasunuty a následně zajištěny uzávěrem. Protože přední část baterií, která je potřebná pro zapojení baterií nebo připojení k nabíječce, je vyvedena před kontejner otvory v uzávěru, není problém baterie kdykoliv dobít, aniž by musely být z kontejneru vyjmuty. To znamená, že potřebná kabeláž bude vyvedena do prostoru mezi kontejnerem a náběžnou hranou křídla. Obdobně jsou navrženy i další kontejnery pro objemy v křídle V_2 a V_3 .

Pro potřeby vyjmutí baterií z kontejneru v případě údržby byl navržen uzávěr, který je připevněn k nosné části kontejneru šrouby ze svrchní i spodní strany. Nicméně k odšroubování bude docházet vždy pouze na svrchní straně kontejneru. Na spodní hraně kontejneru je zhotoven piánový pant, aby bylo možné kryt na baterie odklopit dopředu a baterie z kontejneru vyjmout.

Kontejnery, které jsou vyrobené z oceli, jsou samy o sobě přišroubovány k přednímu nosníku a po stranách spojeny také s žebry. Objem navržených kontejnerů byl stanoven pomocí programu Siemens NX. Následně za pomoci znalosti hustoty oceli byla stanovena hmotnost jednotlivých kontejnerů.

Ocel: hustota: $7\,850\text{ kg/m}^3$

$$V_{1k} = 0,001071891\text{ m}^3$$

$$m_{1k} = V_{1k} \cdot \rho_o = 8,414\text{ kg}$$

$$V_{2k} = 0,001119992\text{ m}^3$$

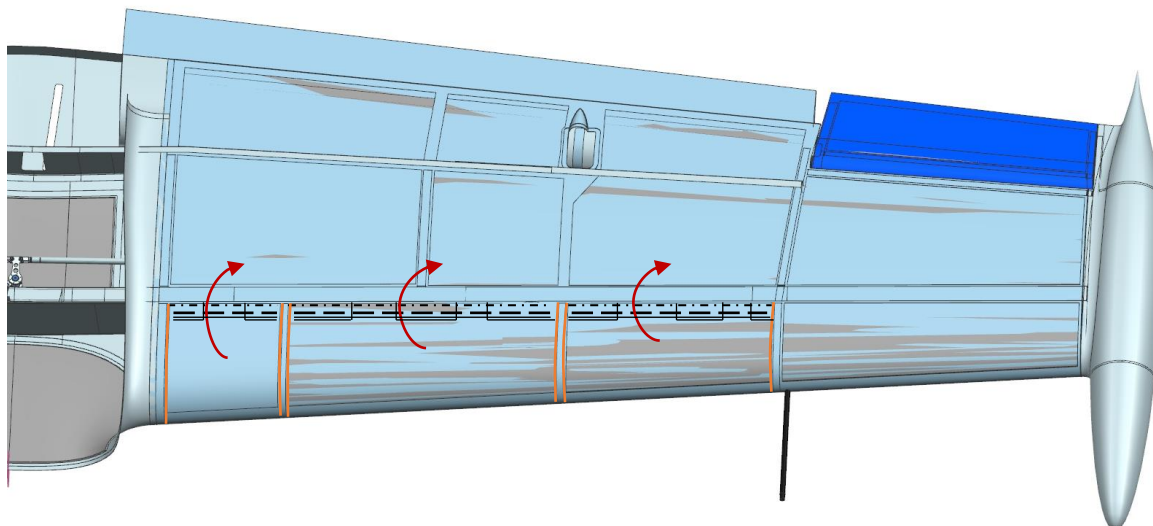
$$m_{2k} = 8,792\text{ kg}$$

$$V_{3k} = 0,000833193 \text{ m}^3$$

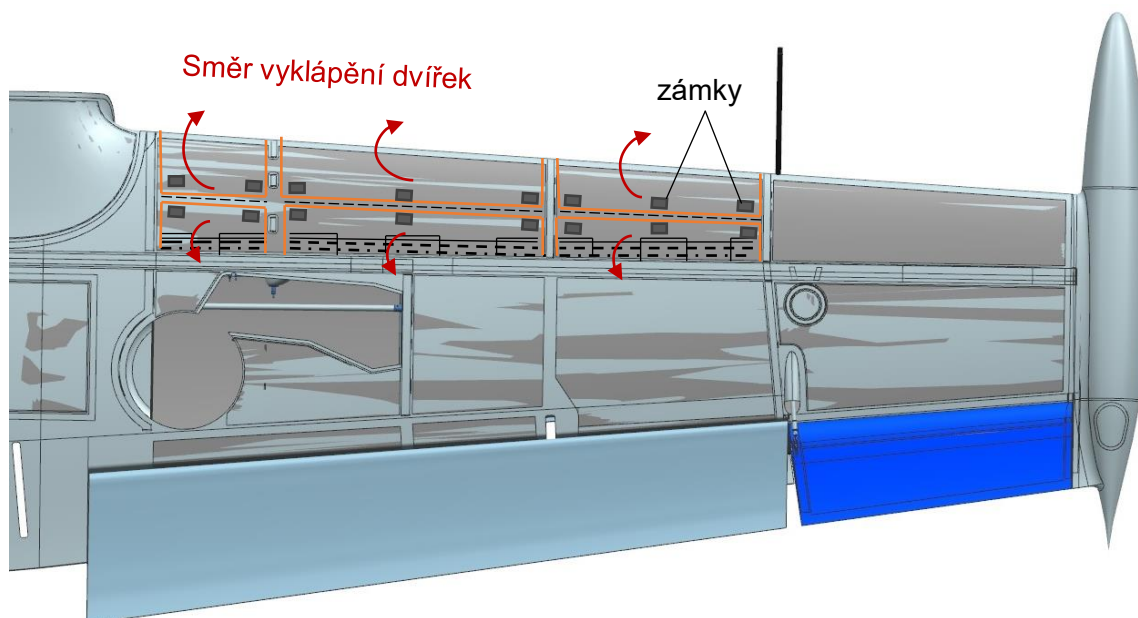
$$m_{3k} = 6,541 \text{ kg}$$

Jak je z výpočtů patrné, kontejnery hmotnost letounu výrazně nezvýší. S hmotností baterií i všech kontejnerů včetně krytů bylo počítáno při stanovování hmotnostní obálky.

Dále byly pro snadnou udržovatelnost baterií navrženy pianové panty, který po odklopení sací i spodní strany křídla, umožní snadný přístup ke kontejnerům s bateriemi.



Obrázek 20 – Návrh pianového pantu na sací straně křídla



Obrázek 21 – Návrh pianového pantu na spodní straně křídla

Dalším krokem je provedení hmotového rozboru.

5.3 HMOTNOST A VYVÁŽENÍ LETOUNU

Hmotnost a vyvážení letounu hrají v provozu velice důležitou roli při přípravě každého letu. Udržení hmotnosti a polohy těžiště letounu ve stanovených limitech ve všech fázích letu je nutnou podmínkou bezpečného provedení letu. Proto je i sestavení hmotové obálky nedílnou součástí každého konstrukčního návrhu. Je potřeba si uvědomit, že poloha těžiště letounu se neustále mění. Důvodem je spotřeba a přesun paliva nebo změna polohy cestujících nebo nákladu. V případě návrhu elektro varianty letounu UL-39 Albi II je možné změnu polohy těžiště z výše uvedených důvodů prakticky zanedbat. Palivo je v případě elektro letounu nahrazeno akumulátory, které ve své poloze zůstávají po celou dobu letu. Návrh dvoumístného cvičného letounu také neumožňuje pohyb cestujících. Obecně by nemělo docházet ani k pohybu nákladu. Tím je myšleno, že pokud je náklad řádně upevněn, nebude docházet ke změně jeho polohy. V případě letounu UL-39 Albi II se s umístováním nákladu do elektro varianty letounu nepočítá vůbec. Z výše uvedeného vyplývá, že ke změně polohy těžiště by mělo docházet pouze na základě hmotnosti a počtu cestujících. Dále pak při vyjmutí akumulátorů na zemi.

Poloze těžiště letounu musí být věnována dostatečná pozornost. V případě, že tomu tak není, je možné se setkat s celou řadou nepříjemností plynoucích z nedodržení hmotnostní obálky. Jako příklad je možné uvést zhoršení výkonnosti letounu nebo stability a ovladatelnosti. Přední centráž je z pohledu pilota stabilnější. K odpoutání od země dochází při vyšší rychlosti, odkud vyplývá prodloužení rozjezdu, zmenšení vertikální rychlosti a úhlu stoupání. Dosahuje se také nižší maximální výšky letu, snížení říditelnosti a zhoršení výkonnosti. Poloha těžiště v blízkosti zadní centráže způsobuje menší stabilitu, zvýšenou reakci na zásahy do řízení, dále pak se zvyšuje riziko pádu a přechodu do vývrtky. Navíc je obtížné vyvedení letounu z přetažení.

Kromě provozních omezení je potřeba uvažovat také s omezeními konstrukčními. Obecně je snahou o co nejnížší hmotnost konstrukce, protože vyšší hmotnost konstrukce způsobuje větší namáhání a neekonomický provoz letadla. Dalším důvodem snahy o co nejnížší hmotnost letounu je nárůst kinetické energie letounu s hmotností, čímž může docházet k zvýšenému namáhání podvozku. Nárůst hmotnosti letounu má navíc také negativní dopad na potřebu vyššího vztlaku, jak se dá usoudit z podmínky rovnováhy ustáleného přímočarého letu. Vyšší vztlak totiž způsobuje větší ohybové namáhání křídel.

$$G = L$$

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot c_L$$

V této práci se bude počítat s hodnotou tíhového zrychlení rovné $g = 9,81 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ a pro výšku 0 m.n.m. s hustotou dle Mezinárodní standardní atmosféry

(MSA/ISA – International Standard Atmosphere), $\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$. Návrhové rychlosti je potřeba dopočítat na základě předpisu.

Plánovaná výška letu nabývá hodnot z rozsahu $h \in < 0; 3\,000 > \text{ m}$.

5.3.1 Požadavky předpisu CS-23 na hmotnost a vyvážení

Předpis CS-23.23 specifikuje omezení týkající se rozložení zátěže následovně:

(a) *Musí být stanoveny rozsahy hmotností a těžiště, ve kterých může být letoun bezpečně provozován, a musí zahrnovat rozsah pro příčné polohy těžiště, jestliže možné podmínky zatížení mohou vést k významným změnám jejich polohy.*

(b) *Rozložení zátěže nesmí překročit:*

- *zvolená omezení;*
- *omezení, při nichž byla konstrukce zkoušena; nebo*
- *omezení, při nichž byl proveden průkaz vyhovění všem příslušným letovým požadavkům této Hlavy.*

Předpis CS-23.25 specifikuje omezení hmotnosti letounu následovně:

(a) **Maximální hmotnost**

Maximální hmotnost je nejvyšší hmotnost, při které je prokázáno vyhovění všem platným požadavkům předpisu CS-23 (kromě těch, která byla prokázána při návrhové přistávací hmotnosti). Maximální hmotnost musí být stanovena tak, aby:

(1) *Nebyla větší, než nejmenší z:*

- *Největší hmotnost zvolená žadatelem; nebo*

Největší hmotnost zvolená žadatelem je $m_{\text{TOW}} = 890 \text{ kg}$.

Nicméně, jak se ukazuje v podkapitole 5.3.2 a následně v tabulce 17, v případě využití maximálního využitelného prostoru pro baterie a po přičtení maximální hmotnosti posádky, vychází $m_{\text{TOW}} = 864,8 \text{ kg}$. S touto hodnotou proto bude dále počítáno v kapitole zatížení letounu.

- *Maximální návrhová hmotnost, která je největší hmotností, při které je prokázáno vyhovění všem platným podmínkám zatížení konstrukce podle předpisu CS-23 (jiných než těch, která byla prokázána při návrhové přistávací hmotnosti); nebo*
- *Největší hmotnost, při které je prokázáno vyhovění každému platnému letovému požadavku;*

(2) Nebyla menší než hmotnost s:

- Každým sedadlem obsazeným, za předpokladu, že hmotnost sedícího na každém sedadle je 86 kg (190 lb) u letounů pro kategorii cvičnou s tou výjimkou, že jiná, než pilotní sedadla mohou být omezena na nižší hmotnost štítkem; a

(A) plnou kapacitou oleje, a

(B) dostatkem paliva alespoň pro provoz při maximálním trvalém výkonu po dobu minimálně 30 minut u letounů schválených pro denní VFR a minimálně 45 minut u letounů schválených pro noční VFR a IFR provoz; nebo

V případě elektro varianty uvažujeme místo hmotnosti paliva hmotnost akumulátorů.

Hmotnost akumulátorů m_{ACC} je stanovena níže.

- S požadovanou minimální posádkou a s plnými palivovými a olejovými nádržemi.

(b) Minimální hmotnost

Minimální hmotnost (nejnižší hmotnost, při které je prokázáno vyhovění každému platnému požadavku CS-23) musí být stanovena tak, aby nebyla větší než součet následujících položek:

(1) Hmotnost prázdného letounu (EW – Empty Weight) stanovená dle CS 23-29;

$$EW = 440 \text{ kg}$$

(2) Hmotnost požadované minimální posádky (za předpokladu, že uvažovaná hmotnost každého člena posádky je 77 kg (170 lb)); a

Minimální hmotnost pilota je $m_{Pmin} = 70 \text{ kg}$.

(3) Hmotnost –

(ii) u ostatních letounů – paliva potřebného na 1/2 hodinu provozu při maximálním trvalém výkonu.

V případě elektro varianty uvažujeme místo hmotnosti paliva hmotnost akumulátorů.

Hmotnost akumulátorů m_{ACC} je stanovena níže.

$$m_{min} = EW + m_{Pmin} + m_{ACC} = 440 + 70 + 274 = 784 \text{ kg}$$

Předpis CS 23.29 Hmotnost a odpovídající těžiště prázdného letounu

(a) Hmotnost a odpovídající těžiště prázdného letounu musí být stanoveny vážením letounu v následujícím stavu:

(1) s pevnou zátěží;

(2) s nevyužitelným zbytkem paliva stanoveným dle CS 23.959; a

(3) s plným stavem provozních kapalin včetně:

- oleje;
- hydraulické kapaliny; a
- ostatních kapalin potřebných pro normální provoz soustav letounu kromě pitné vody, vody pro toalety a vody určené pro vstřikování do motoru.

(c) Stav letounu při stanovení hmotnosti prázdného letounu musí být takový, aby mohl být jasně definován a snadno opakován.

5.3.2 Hmotový rozbor

V tabulce 14 je uveden přehled hmotností letounu. Proměnnou hmotnostní položkou je pouze hmotnost posádky, která se pohybuje v rozmezí od 70 kg do 176 kg. S ostatními hmotnostními položkami hýbat nelze. Za výjimku lze považovat prázdnou hmotnost letounu EW z toho důvodu, že zatím nebyl zvolen konkrétní elektro motor pro pohon letounu, tudíž není ani známá jeho konkrétní hmotnost. Hmotnost elektro motoru byla odhadnuta na 30 kg.

Tabulka 14 – Hmotové charakteristiky letounu UL-39 Albi II

UL-39 Albi II	HMOTOVÉ CHARAKTERISTIKY
VELIČINA	HODNOTA
Maximální vzletová hmotnost m_{TOW}	890 -> 864,8 kg
Minimální provozní hmotnost m_{min}	784 kg
Prázdná hmotnost EW (odhad)	440 kg
Maximální přistávací hmotnost m_{LAW}	890 kg
Minimální hmotnost pilota m_{Pmin}	70 kg
Maximální hmotnost pilota m_{Pmax}	100 kg
Maximální hmotnost posádky m_{crew}	176 kg
Maximální množství paliva při současném uspořádání křídla, které má být nahrazeno akumulátorem	85 kg
Hmotnost zavazadel $m_{luggage}$	0 kg
Maximální možná hmotnost akumulátorů m_{ACC_max} (odhad stanovený níže)	274 kg
Hmotnost akumulátoru v pravé části křídla m_{ACC_P} (Tato hmotnost je stanovena níže.)	86 kg
Hmotnost akumulátoru v levé části křídla m_{ACC_L} (Tato hmotnost je stanovena níže.)	86 kg
Hmotnost akumulátoru v trupu m_{ACC_T} (Tato hmotnost je stanovena níže.)	82 kg

Maximální vzletová hmotnost m_{TOW} uvedena v zadání odpovídá následujícím hmotnostním položkám:

$$m_{TOW} = EW + m_{crew} + m_{luggage} + m_{ACC} = 890 \text{ kg}$$

$$440 + 176 + 0 + m_{ACC} = 890$$

Stanovení odhadu maximální hmotnosti využitelné pro zástavbu akumulátoru:

$$m_{ACC} = 890 - (440 + 176 + 0)$$

$$\underline{m_{ACC} = 274 \text{ kg}}$$

Minimální provozní hmotnost m_{min} je rovna:

$$m_{min} = EW + m_{Pmin} + m_{luggage} + m_{ACC}$$

$$m_{min} = 440 + 70 + 0 + 274 = 784 \text{ kg}$$

Z výpočtu výše vyplývá, že maximální hmotnost akumulátoru může být 274 kg.

Ve hmotovém rozboru byly zpracovány následující případy hmotnostních kombinací pro letové a neletové případy.

Tabulka 17 – Podklady pro sestavení hmotnostní obálky

LETOVÉ PŘÍPADY	m [kg]	x [m]	y [m]	z [m]	c [% b _{SAT}]
EW+PPIL _{min}	749,8	4,360	0,000	0,239	31,8
EW+ZPIL _{min} +PPIL _{max}	849,8	4,295	0,000	0,211	26,8
EW+ZPIL _{max} +PPIL _{min}	849,8	4,380	0,000	0,211	33,3
EW+ZPIL _{střed} +PPIL _{střed}	849,8	4,312	0,000	0,211	28,1
EW+ZPIL _{min} +PPIL _{střed}	834,8	4,316	0,000	0,214	28,4
EW+ZPIL _{max} + (PPIL _{max} při ZPIL _{max})	864,8	4,326	0,000	0,207	29,2
EW+PPIL _{max} + (ZPIL _{max} při PPIL _{max})	864,8	4,249	0,000	0,207	23,3
EW+ZPIL _{střed} +PPIL _{min}	834,8	4,334	0,000	0,214	29,8
EW+PPIL _{max}	779,8	4,312	0,000	0,229	28,1
NELETOVÉ PŘÍPADY	m [kg]	x [m]	y [m]	z [m]	c [% b _{SAT}]
EW _{odhad} +LV1+LV2+LV3+PV1+PV2+PV3+T+LS1+LS2+LS3+TS+PS1+PS2+PS3 = EW	679,8	4,488	0,000	0,263	41,6
EW-(PV1+T)	585,1	4,490	-0,015	0,281	41,7
EW-(PV2+T)	570,6	4,499	-0,063	0,259	42,4
EW-(PV3+T)	583,8	4,491	-0,051	0,277	41,8
EW-(LV1+T)	585,1	4,490	0,015	0,281	41,7
EW-(LV2+T)	570,6	4,499	0,063	0,259	42,4
EW-(LV3+T)	583,8	4,491	0,051	0,277	41,8
EW-(LV1+LV2+T)	557,4	4,508	0,080	0,239	43,1
EW-(LV2+LV3+T)	556,1	4,509	0,118	0,235	43,2
EW-(LV1+LV3+T)	570,6	4,499	0,068	0,259	42,4
EW	557,4	4,508	-0,080	0,239	43,1
EW-(PV2+PV3+T)	556,1	4,509	-0,065	0,266	43,2
EW-(PV1+PV3+T)	570,6	4,499	-0,068	0,259	42,4
EW-(PV1+PV2+PV3+T)	542,9	4,518	-0,137	0,214	43,9

EW-(LV1+LV2+LV3+T)	542,9	4,518	0,137	0,214	43,9
EW-(LV1+PV1+T)	571,9	4,498	0,000	0,263	42,4
EW-(LV2+PV2+T)	542,9	4,518	0,000	0,214	43,9
EW-(LV3+PV3+T)	569,3	4,500	0,000	0,255	42,5
EW-(LV1+PV2+T)	557,4	4,508	-0,049	0,239	43,1
EW-(LV1+PV3+T)	556,1	4,616	-0,038	0,265	51,4
EW-(LV2+PV1+T)	557,4	4,508	0,049	-0,082	43,1
EW-(LV2+PV3+T)	556,1	4,509	0,011	0,235	43,2
EW-(LV3+PV1+T)	570,6	4,499	0,037	0,259	42,4
EW-(LV3+PV2+T)	556,1	4,509	-0,011	0,235	43,2
EW-PV1	666,6	4,495	-0,013	0,247	42,1
EW-PV2	652,1	4,503	-0,055	0,226	42,8
EW-PV3	665,3	4,496	-0,045	0,243	42,2
EW-LV1	666,6	4,495	0,013	0,247	42,1
EW-LV2	652,1	4,503	0,055	0,226	42,8
EW-LV3	665,3	4,496	0,045	0,243	42,2
EW-(LV1+LV2)	638,9	4,511	0,070	0,209	43,3
EW-(LV2+LV3)	637,6	4,512	0,103	0,205	43,4
EW-(LV1+LV3)	652,1	4,503	0,059	0,226	42,7
EW-(PV1+PV2)	638,9	4,511	-0,070	0,209	43,3
EW-(PV2+PV3)	637,6	4,512	4,682	0,205	43,4
EW-(PV1+PV3)	652,1	4,503	-0,059	0,226	42,7
EW-(PV1+PV2+PV3)	624,4	4,520	-0,119	0,186	44,0
EW-(LV1+LV2+LV3)	624,4	4,520	0,119	0,186	44,0
EW-(LV1+PV1)	653,4	4,502	0,000	0,230	42,7
EW-(LV2+PV2)	624,4	4,520	0,000	0,186	44,0
EW-(LV3+PV3)	650,8	4,504	0,000	0,223	42,8
EW-(LV1+PV2)	638,9	4,511	-0,042	0,209	43,3
EW-(LV1+PV3)	652,1	4,503	-0,032	0,226	42,7
EW-(LV2+PV1)	638,9	4,511	0,042	0,209	43,3
EW-(LV2+PV3)	637,6	4,512	0,010	0,205	43,4
EW-(LV3+PV1)	652,1	4,503	0,032	0,226	42,7
EW-(LV3+PV2)	637,6	4,512	-0,010	0,205	43,4
EW+T	521,5	4,594	0,000	0,000	49,7
EW _{odhad}	440,0	4,606	0,000	0,000	50,6

Legenda:

<i>EW_{odhad} – Prázdná hmotnost (odhad bez baterií)</i>
<i>EW – Prázdná hmotnost včetně všech baterií a kontejnerů</i>
<i>PV1-3 – Hmotnost baterií v pravé části křídla</i>
<i>LV1-3 – Hmotnost baterií v levé části křídla</i>
<i>T – Hmotnost baterií v trupu</i>
<i>PS1-3 – Hmotnost schránky na baterie v pravé části křídla</i>

<i>LS1-3 – Hmotnost schránky na baterie v levé části křídla</i>
<i>TS – Hmotnost schránky na baterie v trupu</i>
<i>ZPIL – Zadní pilot (max.hm)</i>
<i>PPIL – Přední pilot (max.hm.)</i>
<i>ZPIL_{min} – Zadní pilot (min.hm.)</i>
<i>PPIL_{min} – Přední pilot (min.hm)</i>
<i>(ZPIL+PPIL)_{max} – Zadní + přední pilot (max.hm.)</i>

Hodnoty v tabulce 17 vycházejí z hmotností a poloh těžišť jednotlivých hmot uvedených v tabulkách 15 a 16 v příloze. Příklad stanovení centráže pro 1. letový případ EW+PPIL_{min}:

$$EW = EW_{odhad} + LV1 + LV2 + LV3 + PV1 + PV2 + PV3 + T + LS1 + LS2 + LS3 + TS + PS1 + PS2 + PS3$$

$$EW = 440 + [2 \cdot (13,2 + 27,7 + 14,5 + 8,414 + 8,792 + 6,541)] + 81,5 = 679,8$$

$$\sum m_i = EW + PPIL_{min} = 679,8 + 70 = 749,8 \text{ kg}$$

$$\sum m_i \cdot x_i = (440 \cdot 4,606) + [((13,2 \cdot 4,127) + (27,7 \cdot 4,123) + (14,5 \cdot 4,126) + (8,414 \cdot 4,162) + (8,792 \cdot 4,174) + (6,541 \cdot 4,154))] + (81,5 \cdot 4,532) + (70 \cdot 3,120) = 3\,269,20 \text{ kg} \cdot \text{m}$$

Stanovení x-ové souřadnice těžiště:

$$x_{T1} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i}$$

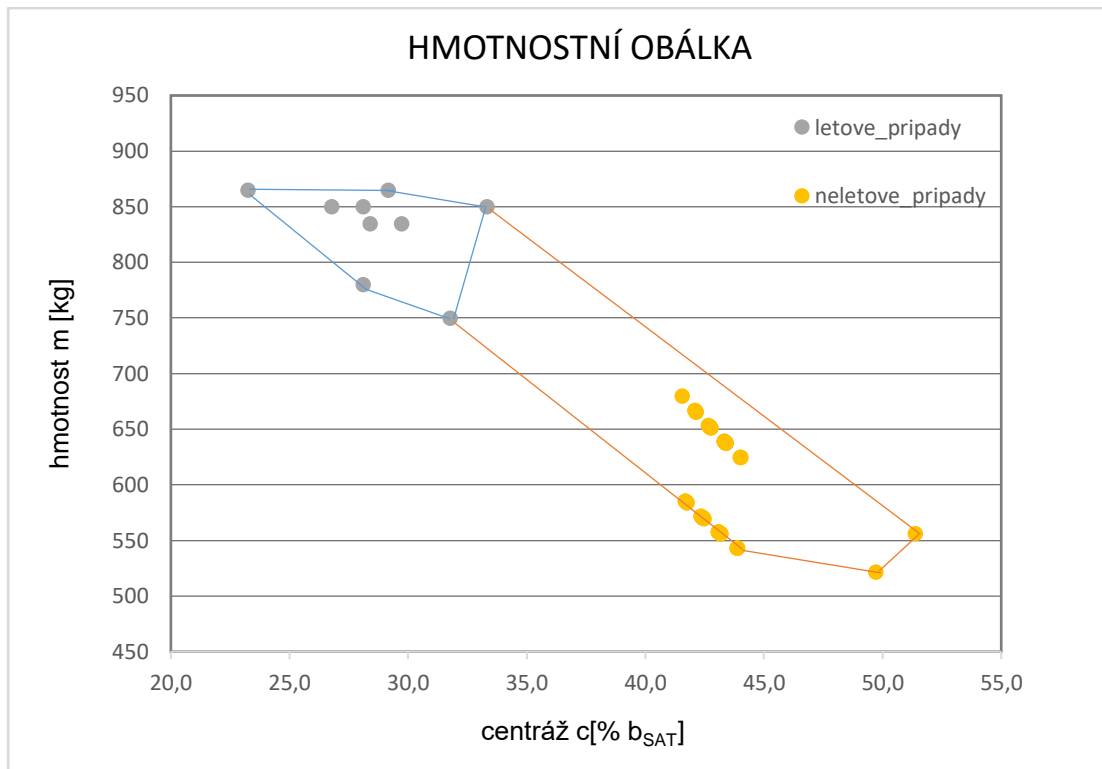
$$x_{T1} = \frac{3\,269,20}{749,8} = 4,360 \text{ m}$$

Stanovení centráže:

$$c = \frac{x_T - x_{bSAT}}{b_{SAT}} \cdot 100\%$$

$$c_{T1} = \frac{4,360 - 3,945}{1,306} \cdot 100\% = 31,8\% b_{SAT}$$

Obdobně byly stanoveny centráže pro další případy. Výsledkem je sestavení hmotnostní obálky jakožto grafu závislosti hmotnosti na centráži.



Graf 3 – Hmotnostní obálka

Nyní, když je návrh vnitřního uspořádání konstrukce křídla navržen, je potřeba ověřit zatížení konstrukce a případně navrhnout její další potřebné úpravy. Pro tyto potřeby byl stanoven odhad hmotnosti křídla.

Odhad hmotnosti křídla pomocí poloempirického vztahu:

$$G_{kř} = 96,948 \cdot \left[\left(\frac{W_{TO} \cdot n_{ULT}}{10^5} \right)^{0,65} \cdot \left(\frac{\lambda}{\cos(\eta)} \right)^{0,57} \cdot \left(\frac{S}{100} \right)^{0,61} \cdot \left[\frac{1 + \eta}{2 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)_{max}} \right]^{0,36} \cdot \left(1 + \frac{v_c}{500} \right)^{0,5} \right]^{0,993} \quad [85]$$

Do vztahu je potřeba dosazovat hodnoty v anglosaských jednotkách.

$$G_{kř} = 96,948 \cdot \left[\left(\frac{1906,884 \cdot 4,4}{10^5} \right)^{0,65} \cdot \left(\frac{5,9}{\cos(0,553)} \right)^{0,57} \cdot \left(\frac{8,899}{100} \right)^{0,61} \cdot \left[\frac{1 + 0,553}{2 \cdot 2,0,131} \right]^{0,36} \cdot \left(1 + \frac{132,405}{500} \right)^{0,5} \right]^{0,993}$$

$$G_{kř} = 156,850 \text{ lbs} = 71,134 \text{ kg}$$

Zatížení bude počítáno zvlášť pro samotné křídlo bez baterií a zvlášť pro tíhu od baterií. Výpočty budou provedeny pro hmotnost baterií, které jsou uloženy v křídle letounu, včetně hmotnosti kontejnerů, ve kterých jsou umístěny. S bateriemi v trupu a kontejnerem, ve kterém jsou umístěny se při výpočtu zatížení křídla nepočítá.

6 VÝPOČET ZATÍŽENÍ KŘÍDLA PRO ZVĚTŠENÉ LETOVÉ NÁSOBKY A VZLETOVOU HMOTNOST

Stanovení zatížení křídla je prvním krokem pro zahájení dimenzování upraveného křídla. Ukazuje, jestli navržená konstrukce dokáže přenést zatížení, se kterým je možné se v provozu setkat. Obecně mezi základní zátěže letadla patří zatížení letová a zatížení provozní. Do provozního zatížení jsou řazeny zátěže od náhlých změn, manévru nebo od rázů při pohybu na zemi.

Aby na letoun působila pouze taková zatížení, na které je navržen, je sestavena hmotnostní a letová obálka. Hmotnostní i letová obálka jsou součástí provozní příručky k letadlu. Pokud pilot bude hranice obou obálek respektovat, neměl by se v provozu setkat s vyššími zatíženími, než na které je konstrukce dimenzována. Odtud vyplývá, že pro stanovení zatížení křídla je zapotřebí příprava podkladů, které vychází z více oborů. Zatížení křídla ovlivňuje významně především jeho geometrie a hmotnostní konfigurace letounu.

Předpis CS-23 definuje požadavky na provozní a početní zatížení letounu v podobě maximálního kladného i záporného násobku a součinitele bezpečnosti. Závislost násobku na rychlosti letu definuje letová obálka. Letová obálka je jedním z dalších důležitých podkladů pro stanovení zatížení. Definuje nejen maximální přípustné násobky jak v horizontálním ustáleném letu, tak při obratech, ale také násobky při dané rychlosti od poryvů. Aby mohla být letová obálka sestavena, je zapotřebí nejprve stanovit návrhové rychlosti a plošné zatížení křídla.

6.1 VÝPOČET PLOŠNÉHO ZATÍŽENÍ KŘÍDLA

Při výpočtu plošného zatížení křídla a ve výpočtech stanovení návrhových rychlostí se bude pracovat s maximální vzletovou hmotností $MTOW = 890$ kg dle zadání, ačkoliv ve hmotovém rozboru vyšla $MTOW = 864,8$ kg. Důvodem je předpoklad, že hmotnost letounu se z $MTOW = 864,8$ kg bude ještě zvyšovat po úpravách křídla, které bude nutné provést na základě stanoveného zatížení. Už v tomto okamžiku se pracuje s myšlenkou předpokládaného zesílení předního nosníku a prodloužení zadního nosníku, čímž se určitě hmotnost letounu zvýší.

V předpisu CS-23 se pracuje s plošným zatížením křídla vyjádřeným v anglosaských jednotkách, tudíž je nutné vyjádřit plošné zatížení v lbs/ft^2 .

Převody jednotek:

$$1 \text{ kg} = 2,205 \text{ lbs}$$

$$1 \text{ m} = 3,281 \text{ ft}$$

$$1 \text{ m}^2 = 10,764 \text{ ft}^2$$

$$\text{MTOW} = 890 \text{ kg} = 890 \cdot 2,205 = 1\,962,5 \text{ lbs}$$

$$S = 8,899 \text{ m}^2 = 8,899 \cdot 10,764 = 95,789 \text{ ft}^2$$

Pak velikost plošného zatížení je rovna: $\frac{W}{S} = \frac{1\,962,5}{95,789} \doteq 20,488 \text{ lbs/ft}^2$

Při výpočtu minimální cestovní rychlosti je stanoven koeficient $K = 33$ pro kategorii cvičnou. Součinitel K může být dle 2.odstavce předpisu **CS-23.335** pro hodnoty $\frac{W}{S} > 20 \text{ lbs/ft}^2$ snížen lineárně s $\frac{W}{S}$ na hodnotu 28,6 pro $\frac{W}{S} = 100$. Protože v tomto případě vyšlo plošné zatížení $\frac{W}{S} > 20 \text{ lbs/ft}^2$, bude dle předpisu součinitel K snížen.

Pomocí lineární regrese byly proloženy body popisující závislost koeficientu K na plošném zatížení a stanovena rovnice této závislosti. Tato závislost je zobrazena v grafech 4 a 5, které jsou přiloženy v příloze. Dále byla stanovena hodnota koeficientu K pro případ plošného zatížení letounu.

$$K = (-0,055 \cdot \frac{W}{S}) + 34,1$$

$$K\left(20,488 \frac{\text{lbs}}{\text{ft}^2}\right) = (-0,055 \cdot 20,488) + 34,1$$

$$K\left(20,488 \frac{\text{lbs}}{\text{ft}^2}\right) = 32,973$$

Obdobně pro výpočet návrhové rychlosti strmého letu v_D je pro cvičnou kategorii stanoven součinitel $s = 1,50$, který závisí na plošném zatížení. Dle předpisu CS 23.335 může být pro hodnoty $\frac{W}{S} > 20$ součinitel s snížen lineárně s $\frac{W}{S}$ na hodnotu 1,35 pro $\frac{W}{S} = 100$. Protože v případě letounu UL-39 Albi II vyšlo plošné zatížení $\frac{W}{S} > 20$ bude součinitel s snížen.

Pomocí lineární regrese byly proloženy body popisující závislost součinitele s na plošném zatížení a stanovena rovnice této závislosti. Dále byla stanovena hodnota součinitele s pro případ plošného zatížení letounu UL-39 Albi II.

$$s = \left(-0,0019 \cdot \frac{W}{S}\right) + 1,5375$$

$$s = (-0,0019 \cdot 20,488) + 1,5375$$

$$s\left(20,488 \frac{\text{lbs}}{\text{ft}^2}\right) = 1,499$$

6.2 STANOVENÍ NÁVRHOVÝCH RYCHLOSTÍ

Předpis **CS 23.335** klade následující podmínky na ekvivalentní návrhovou rychlost (EAS – Equivalent airspeed)³.

Návrhová cestovní rychlost v_c (v uzlech) v případě cvičeného letadla nesmí být menší než:

$$v_c = K \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}$$

kde $\frac{W}{S}$ je plošné zatížení křídla při maximální návrhové vzletové hmotnosti lb/ft².

Cestovní rychlost je pak:

$$v_c = K \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 32,973 \cdot \sqrt{\frac{1\,962,5}{95,789}} = 149,246 \text{ kt}$$

$$1 \text{ kt} = 0,51444 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$v_c = 149,246 \cdot 0,51444 = 76,779 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \doteq 276 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$$

Ačkoliv z aerodynamických a výkonnostních charakteristik letounu vyplývá cestovní rychlost letounu pouhých 250 km.h⁻¹, při výpočtu zatížení bude počítáno s hodnotou stanovenou na základě předpisu CS-23.

Předpis **CS 23.49** definuje pádovou rychlost bez klapek v_s , pádovou rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami při pádové konfiguraci v_{s0} a pádovou rychlost s vysunutými vzletovými klapkami při návrhové vzletové hmotnosti v_{s1} následujícím způsobem:

(a) V_{s0} a V_{s1} jsou pádové rychlosti nebo minimální rychlosti ustáleného letu (CAS – Calibrated Airspeed)⁴, při kterých je letoun říditelný s:

(1) motorem(y) na volnoběhu, zavřenou přípustí nebo výkonem, který není větší než výkon potřebný pro nulový tah při rychlosti ne větší než 110 % pádové rychlosti

– u letounů poháněných pístovými motory; a

³ Ekvivalentní vzdušná rychlost je rychlost na střední hladině moře za podmínek Mezinárodní standardní atmosféry (MSA/ISA – International Standard Atmosphere), která způsobí stejný nestlačitelný dynamický tlak jako při letu pravou vzdušnou rychlostí (TAS – True airspeed) v dané výšce.

$$EAS = TAS \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}$$

ρ hustota vzduchu v dané výšce letu

ρ_0 hustota vzduchu na střední hladině moře

⁴ Kalibrovaná vzdušná rychlost CAS je indikovaná vzdušná rychlost, která je opravena o chybu přístroje a polohovou chybu.

- (2) *propulzním tahem ne větším než nula při pádové rychlosti, nebo s volnoběhem a zavřenou přípustí, jestliže výsledný tah nemá významnější vliv na pádovou rychlost – u letounů poháněných turbovrtulovými motory;*
- (3) *vrtulemi v poloze pro vzlet;*
- (4) *letounem ve stavu, v jakém je při zkoušce, v níž jsou používány V_{SO} a V_{S1} ;*
- (5) *těžištěm v poloze odpovídající nejvyšší hodnotě V_{SO} a V_{S1} ; a*
- (6) *hmotností použitou v případech, kdy V_{SO} nebo V_{S1} vystupuje jako součinitel určující vyhovění požadovaným výkonnostním normám.*

(b) V_{SO} a V_{S1} musí být stanoveny na základě letových zkoušek, prováděných postupem a splňujících letové charakteristiky dle CS 23.201.

(c) [Kromě výjimky uvedené v pododstavci (d) tohoto odstavce] nesmí V_{SO} při maximální hmotnosti překročit 113 km/h (61 kt) pro:

- (1) *jednomotorové letouny; a*
- (2) *dvoumotorové letouny s maximální hmotností 2 722 kg nebo nižší, které nemohou splnit požadavek na minimální rychlost stoupání s nepracujícím kritickým motorem dle CS 23.67 (a)(1).*

[(d) *Všechny jednomotorové letouny, a dvoumotorové letouny s maximální hmotností 2 722 kg (6 000 lb) nebo nižší, s V_{SO} při maximální hmotnosti vyšší než 113 km/h (61 kt), které nesplňují požadavky CS 23.67 (a)(1), musí vyhovět CS 23.562 (d).]*

Pádová rychlost v_s je v předpisu CS-23.335 (c) uvedena jako rychlost při návrhové hmotnosti, která je obvykle stanovena pro maximální součinitel normálové síly letounu C_{NA} . Bude proto dopočtena na základě znalosti MTOW a maximálního součinitele vztlaku, který je pro různé letové konfigurace uveden v tabulce 20 v podkapitole 6.1.

$$L = G$$

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_s^2 \cdot S \cdot c_{Lmax} = MTOW \cdot g$$

Pádová rychlost v_s se zasunutými vztlakovými klapkami při návrhové hmotnosti a kladném násobku:

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot MTOW \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 890 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 8,899 \cdot 1,711}} = 30,597 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \doteq 110 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$$

Pádová rychlost $V_{S0_{15}}$ s vysunutými vztlakovými klapkami v poloze pro vzlet při návrhové hmotnosti:

$$v_{S0_{15}} = \sqrt{\frac{2 \cdot MTOW \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax15^\circ}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 890 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 8,899 \cdot 1,918}} = 28,899 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \doteq 104 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$$

Pádová rychlost v přistávací konfiguraci V_{S0} s vysunutými vztlakovými klapkami v přistávací konfiguraci:

$$v_{S0} = \sqrt{\frac{2 \cdot MTOW \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax35^\circ}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 890 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 8,899 \cdot 2,299}} = 26,396 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \doteq 95 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$$

Pro návrhovou rychlost strmého letu v_D platí (CS-23.335 b)):

Je-li $v_{C_{min}}$ minimální požadovaná návrhová cestovní rychlost, nesmí být v_D menší než $1,50 \cdot v_{C_{min}}$ pro cvičnou kategorii.

$$s = (-0,0025 \cdot 20,488) + 1,6$$

$$s \left(20,488 \frac{\text{lbs}}{\text{ft}^2} \right) = 1,499$$

Pak už je možné dosadit součinitel do vztahu pro návrhovou rychlost strmého letu:

$$v_D = 1,499 \cdot v_{C_{min}} = 1,499 \cdot 69,101 = 115,152 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$v_D = 414 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$$

Předpis CS-23.335 dále klade na návrhovou rychlost strmého letu následující požadavek:

$$v_D \geq 1,25 \cdot v_c \quad \wedge \quad M_D \geq 1,25 \cdot M_c$$

Aby bylo možné stanovit Machovo číslo, je potřeba nejprve spočítat rychlost zvuku.

Dle MSA je možné rychlost zvuku stanovit na základě následujícího vztahu:

$$a = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T}$$

Univerzální plynová konstanta: $R = 287,05 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$

Poissonova konstanta konstanta: $\kappa = 1,4 \text{ N} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{kg}^{-2}$

Teplota dle MSA na hladině moře: $t = 15 \text{ }^\circ\text{C} = 288,15 \text{ K}$

$$a = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T} = \sqrt{1,4 \cdot 287,05 \cdot 288,15} = 340,3 \text{ m/s}$$

Machovo číslo při dané cestovní rychlosti se stanoví jako:

$$M_c = \frac{v_c}{a} = \frac{69,101}{340,3} = 0,203$$

a Machovo číslo při návrhové rychlosti strmého letu se stanoví následovně:

$$M_D = \frac{v_D}{a} = \frac{115,152}{340,3} = 0,338$$

Jak je z výsledků Machových čísel patrné ani jedna z hodnot nepřevyšuje hodnotu Machova čísla $M = 0,4$. Proto je možné v případě návrhu letounu zanedbat stlačitelnost. [79]

Nyní už je možné dosadit a stanovit, jestli je požadovaná závislost splněna.

$$1) v_D \geq 1,25 \cdot v_C$$

$$115,152 \geq 1,25 \cdot 69,101$$

$$115,152 \geq 86,376$$

Podmínka splněna.

$$2) M_D \geq 1,25 \cdot M_C$$

$$0,338 \geq 1,25 \cdot 0,203$$

$$0,381 \geq 0,254$$

Podmínka splněna.

Pro návrhovou obratovou rychlost v_A při kladném násobku platí:

$$v_A \geq v_S \cdot \sqrt{n}$$

v_S vypočtená pádová rychlost se zasunutými vztakovými klapkami
při návrhové hmotnosti obvykle stanovená pro maximální
součinitel normálové síly letounu C_{NA}

n provozní násobek zatížení při obratech použitý v návrhu

Dle předpisu CS-23.335 hodnota v_A nemusí převyšovat hodnotu v_C použitou v návrhu.

Dle předpisu CS-23.337 nesmí být kladný provozní násobek zatížení při obratech (n) menší než $n^+ = 4,4$ pro letouny cvičné kategorie.

$$v_A \geq v_{S0} \cdot \sqrt{n} = 30,597 \cdot \sqrt{4,4} = 64,181 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 231 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$$

Pro návrhovou obratovou rychlost v_G při záporném násobku platí:

$$v_G \geq (v_{S0n^-}) \cdot \sqrt{|n|}$$

Dle předpisu CS-23.337 nesmí být záporný provozní násobek zatížení při obratech (n) menší než $n^- = 0,4 \cdot n^+$ pro letouny cvičné kategorie.

$$n^- = 0,4 \cdot 4,4 = -1,76$$

$$v_G \geq (v_{S0n^-}) \cdot \sqrt{|n|} = 44,747 \cdot \sqrt{|-1,76|} = 59,363 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 214 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$$

V tabulce 18, která je přiložena v příloze, je uveden přehled rychlostních omezení letounu UL-39 Albi II.

6.2.1 Obratová obálka

Předpis CS-23.333 (b)

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

- (1) Kladný násobek zatížení při obrátech, jak je stanoven v CS 23.337, při všech rychlostech až do V_D ;
- (2) Záporný násobek zatížení při obrátech, jak je stanoven v CS 23.337 při rychlosti V_C ;
- (3) Násobky mění se lineárně s rychlostí od stanovené hodnoty při V_C do $-1,0$ při V_D – pro letouny kategorie cvičná.

Závislost násobku na rychlosti EAS popisuje následující vztah:

$$n = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{EAS}^2 \cdot S \cdot c_{L_MAX}}{MTOW \cdot g}$$

Předpis CS-23.345 (a)

Jsou-li na letounu použity vztlakové klapky nebo podobná zařízení pro zvýšení vztlaku, používaná při vzletu, přiblížení na přistání nebo při přistání, předpokládá se, že letoun s úplně vysunutými vztlakovými klapkami při rychlosti V_F bude vystaven symetrickým obrátům v rozsahu daném následující podmínkou:

- (1) obraty do kladného provozního násobku zatížení 2,0.

Předpis CS-23.345 (b)

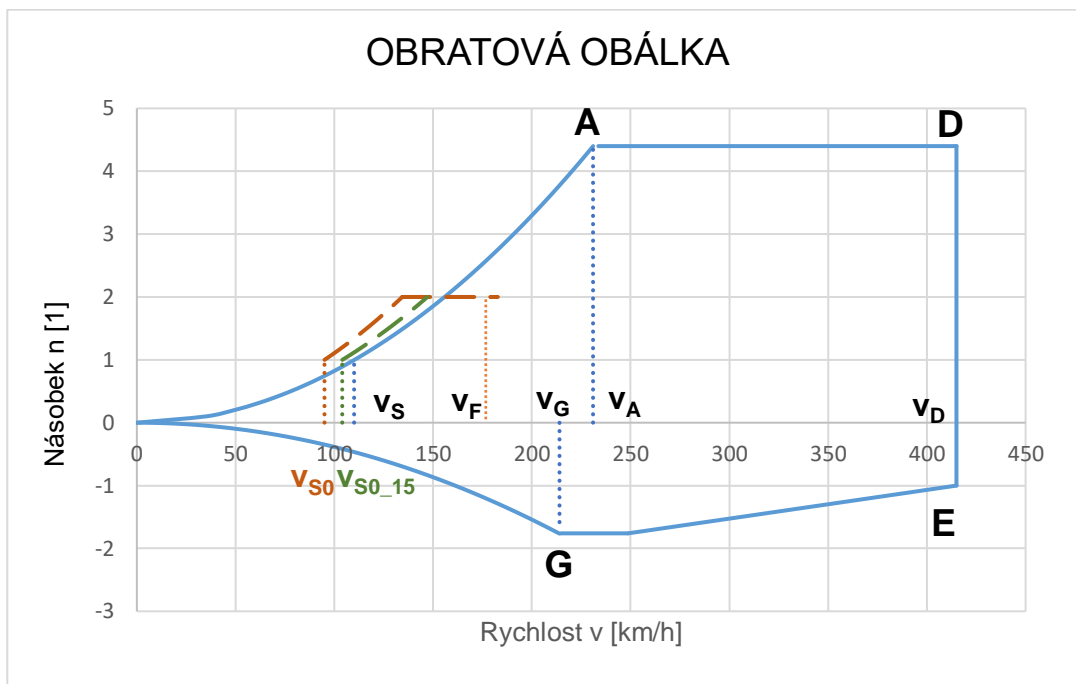
Uvažovaná hodnota rychlosti V_F nesmí být menší než $1,4 V_S$, nebo $1,8 V_{SF}$ (volí se hodnota, která je větší), kde:

- (1) V_S je vypočtená pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami při návrhové hmotnosti.
- (2) V_{SF} je vypočtená pádová rychlost s plně vysunutými vztlakovými klapkami při návrhové hmotnosti.⁵

$$\begin{aligned}v_F &> 1,4 \cdot v_S \vee v_F > 1,4 \cdot v_{SF} \\v_F &> 1,4 \cdot 30,597 = 42,836 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \vee v_F > 1,4 \cdot 26,396 = 36,954 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \\v_F &= 42,836 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 154,210 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}\end{aligned}$$

Jestliže je však použito automatické zařízení omezující zatížení vztlakových klapek, může být letoun navržen pro kombinace rychlosti letu a polohy vztlakových klapek, které toto zařízení dovoluje.

⁵ Rychlost v_{SF} je jiné označení pro pádovou rychlost s plně vysunutými vztlakovými klapkami při návrhové rychlosti, který byla dosud značena jako v_{S0}



Graf 8 – Obratová obálka letounu UL-39 Albi II

6.2.2 Poryvová obálka

CS-23.333 (c)

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

- I. Při rychlosti V_C musí být vzaty v úvahu kladné (nahoru) i záporné (dolů) poryvy rychlosti 50 ft/s (15,24 m/s) od nulové výšky do výšky 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Rychlost poryvu smí být lineárně snižována z 50 ft/s (15,24 m/s) v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) na hodnotu 25 ft/s (7,62 m/s) ve výšce 15 240 m (50 000 ft); a
- II. Při rychlosti V_D musí být vzaty v úvahu kladné i záporné poryvy o intenzitě 25 ft/s (7,62 m/s) od nulové výšky do výšky 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Rychlost poryvu smí být lineárně snižována z 25 ft/s (7,62 m/s) v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) na hodnotu 12,5 ft/s (3,81 m/s) ve výšce 15 240 m (50 000 ft).

(2) Musí být splněny následující předpoklady:

- I. Poryv má tvar:

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

s vzdálenost vlétnutí do poryvu (ft)

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

U_{de} rychlost poryvu odvozená podle pododstavce (1) lineárně s rychlostí mezi v_c a v_D

II. Násobky zatížení při poryvu se mezi rychlostí V_c a V_D mění lineárně.

Násobek zatížení při poryvu je dán následujícím vztahem:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_{EAS} \cdot K_G \cdot U_{de} \cdot c_L^\alpha}{\frac{MTOW \cdot g}{S}}$$

Kde K_G je zmírňující součinitel poryvu a je roven:

$$K_G = \frac{0,88 \cdot \mu_G}{5,3 + \mu_G}$$

Kde μ_G je hmotnostní poměr letounu, který je vyjádřen vztahem:

$$\mu_G = \frac{2 \cdot \frac{MTOW}{S}}{\rho_0 \cdot c_{SGT} \cdot c_L^\alpha}$$

A) Maximální vzletová hmotnost

$$\mu_G = \frac{2 \cdot \frac{MTOW}{S}}{\rho_0 \cdot c_{SGT} \cdot c_L^\alpha} = \frac{2 \cdot \frac{890}{8,899}}{1,225 \cdot 1,265 \cdot 4,616} = 27,963$$

Pak už je možné dosadit do vztahu pro zmírňující součinitel poryvu:

$$K_G = \frac{0,88 \cdot \mu_G}{5,3 + \mu_G} = \frac{0,88 \cdot 27,963}{5,3 + 27,963} \doteq 0,740$$

A pak do vztahu pro násobek zatížení při poryvu, který je funkcí rychlosti.

a) $U_{de} = 15,24 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

v_{EAS_c}

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_{EAS_c} \cdot K_G \cdot U_{de} \cdot c_L^\alpha}{\frac{MTOW \cdot g}{S}} = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 69,101 \cdot 0,740 \cdot 15,24 \cdot 4,616}{\frac{890 \cdot 9,81}{8,899}}$$

$$n = 1 \pm 2,246$$

b) $U_{de} = 7,62 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

v_{EAS_D}

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_{EAS_D} \cdot K_G \cdot U_{de} \cdot c_L^\alpha}{\frac{MTOW \cdot g}{S}} = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 115,152 \cdot 0,740 \cdot 7,62 \cdot 4,616}{\frac{890 \cdot 9,81}{8,899}}$$

$$n = 1 \pm 1,871$$

B) Minimální hmotnost letounu

$$\mu_G = \frac{2 \cdot \frac{M_{min}}{S}}{\rho_0 \cdot c_{SGT} \cdot c_L^\alpha} = \frac{2 \cdot \frac{784}{8,899}}{1,225 \cdot 1,265 \cdot 4,616} = 24,633$$

Pak už je možné dosadit do vztahu pro zmírňující součinitel poryvu:

$$K_G = \frac{0,88 \cdot \mu_G}{5,3 + \mu_G} = \frac{0,88 \cdot 24,633}{5,3 + 24,633} \doteq 0,724$$

a) $U_{de} = 15,24 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

v_{EAS_C}

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_{EAS_C} \cdot K_G \cdot U_{de} \cdot c_L^\alpha}{\frac{M_{min} \cdot g}{S}} = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 69,101 \cdot 0,724 \cdot 15,24 \cdot 4,616}{\frac{784 \cdot 9,81}{8,899}}$$

$$n = 1 \pm 2,494$$

b) $U_{de} = 7,62 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

v_{EAS_D}

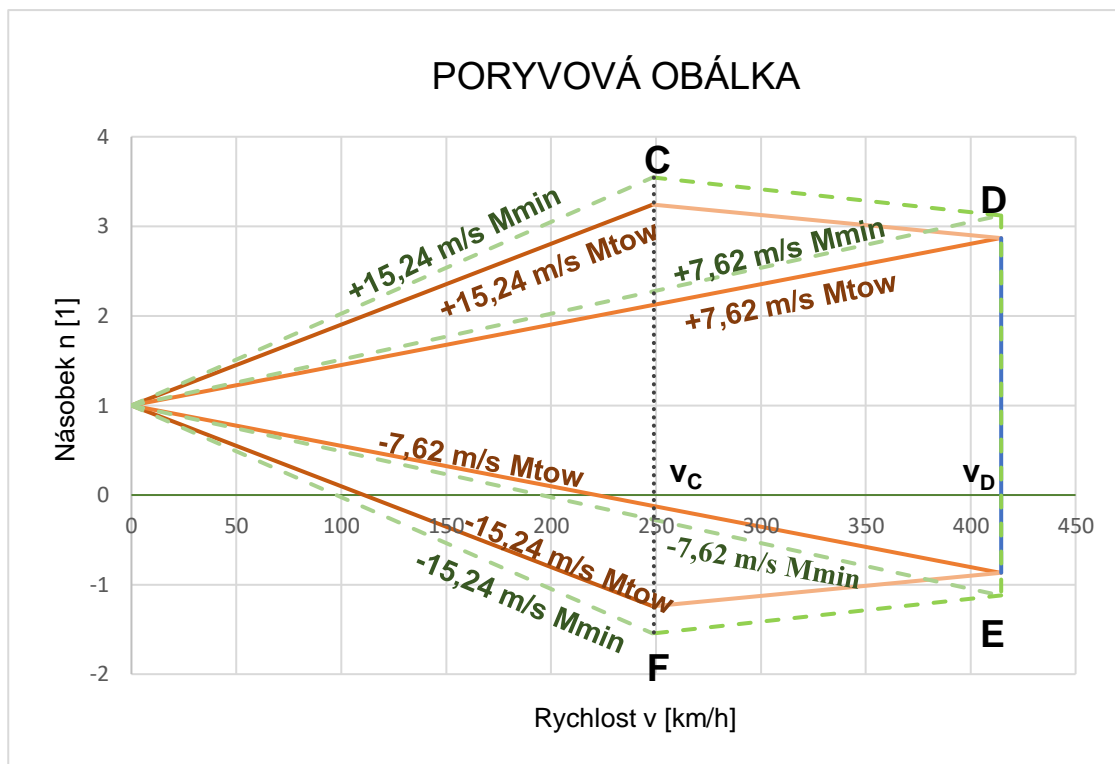
$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_{EAS_D} \cdot K_G \cdot U_{de} \cdot c_L^\alpha}{\frac{M_{min} \cdot g}{S}} = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 115,152 \cdot 0,724 \cdot 7,62 \cdot 4,616}{\frac{784 \cdot 9,81}{8,899}}$$

$$n = 1 \pm 2,078$$

Předpis CS-23.345

Jsou-li na letounu použity vztlakové klapky nebo podobná zařízení pro zvýšení vztlaku, používaná při vzletu, přiblížení na přistání nebo při přistání, předpokládá se, že letoun s úplně vysunutými vztlakovými klapkami při rychlosti V_F bude vystaven symetrickým poryvům v rozsahu daném následující podmínkou:

(2) kladné a záporné poryvy o rychlosti 7,62 m/s (25 ft/s) působící kolmo na dráhu letu při vodorovném letu.



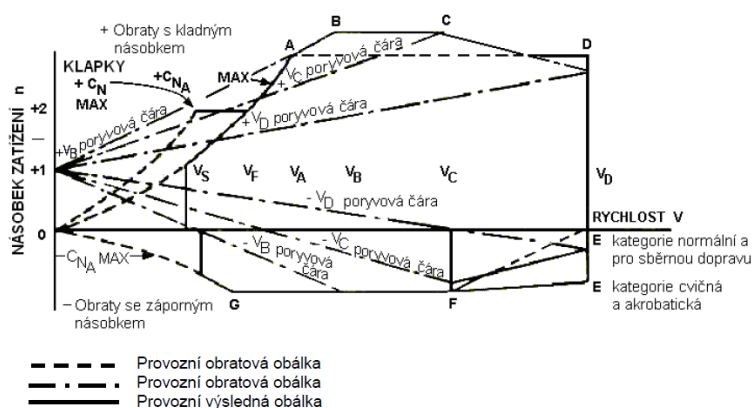
Graf 9 – Poryvová obálka provozních násobků

6.2.3 Letová obálka

CS-23.333 (a)

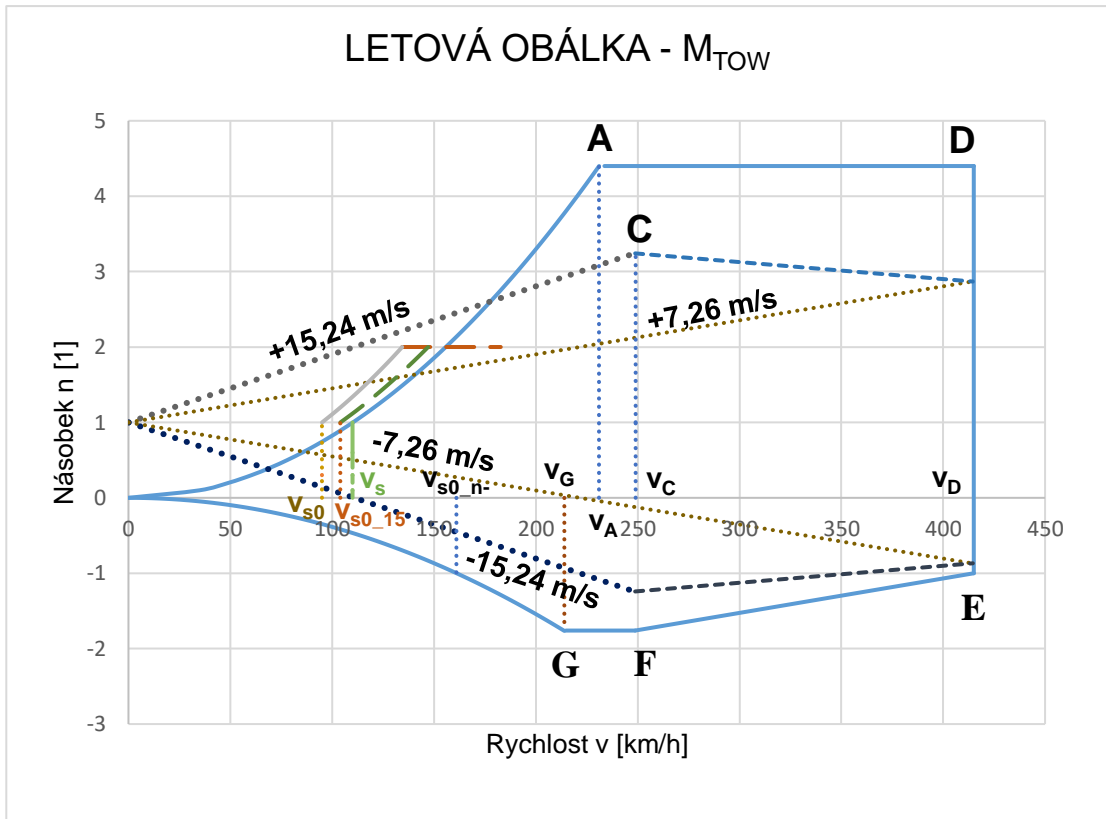
Pevnostní požadavky této Hlavy musí být splněny pro každou kombinaci rychlosti letu a násobku zatížení v rámci letové obálky včetně jejich hranic (podobné té, která je znázorněna v pododstavci (d)), která představuje obálku letového zatížení v podmínkách určených podmínkami obrátů uvedenými v pododstavci (b) a podmínkami poryvů uvedenými v pododstavci (c).

CS-23.333 (d)

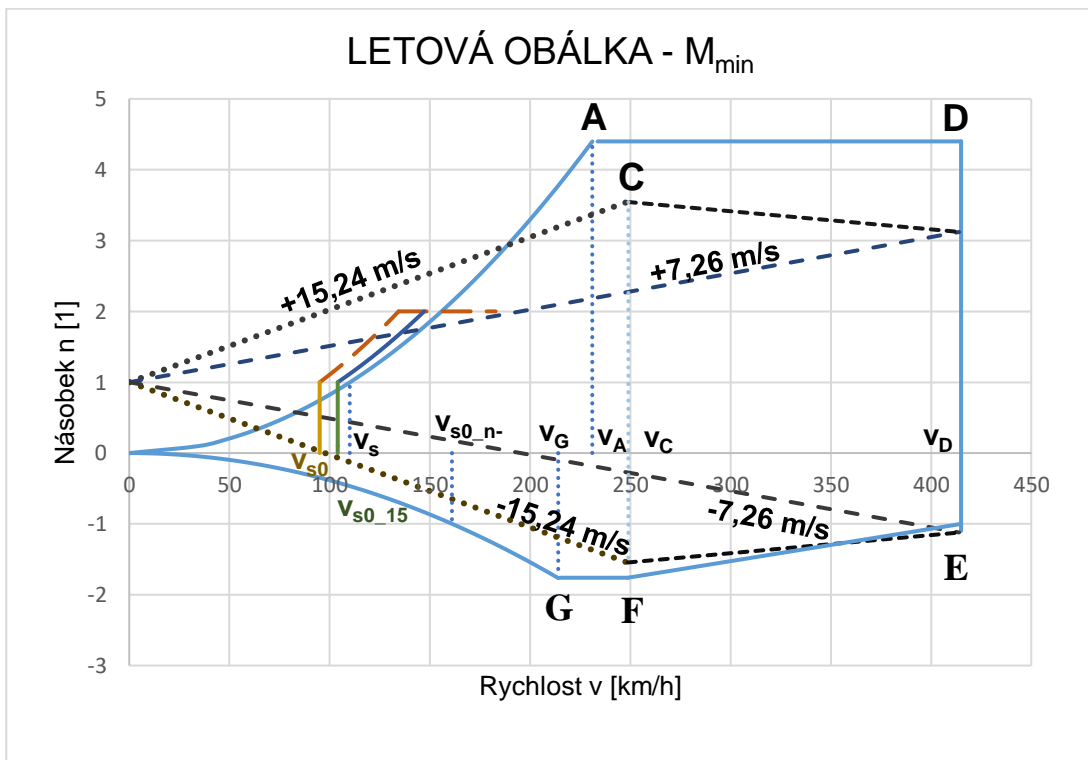


[14]

Obrázek 22 – Letová obálka z předpisu CS-23.333 (d)



Graf 10 – Letová obálka letounu



Graf 11 – Letová obálka letounu UL-39 Albi II

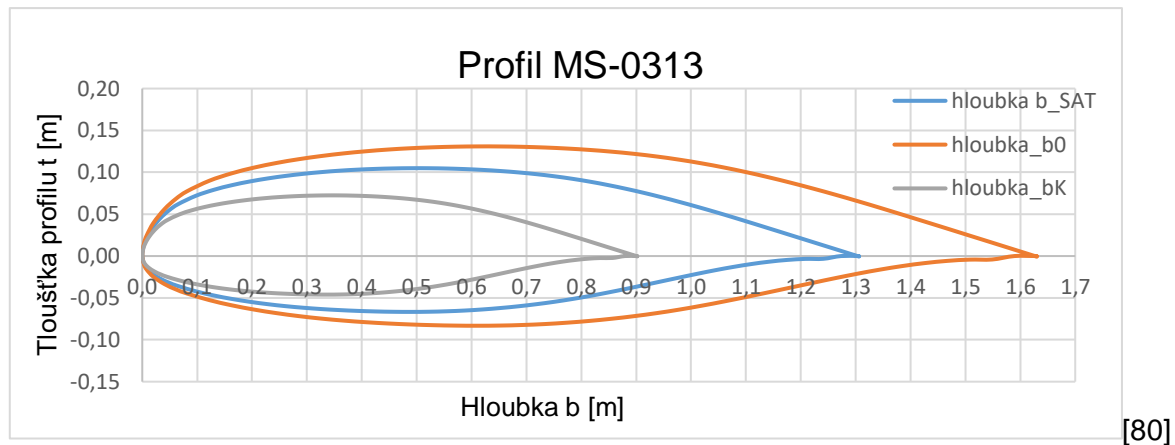
Vytvoření grafu letové obálky je hlavním podkladem pro výpočet zatížení. Na základě něho byl sestaven přehled případů, ve kterých bude zatížení dále řešeno.

Tabulka 19 – Zatěžující případy pro maximální a minimální vzletovou hmotnost

Případ	Rychlost v [km/h]	Násobek n [1] m_{TOW}	Násobek n [1] m_{min}	Poryv U [m/s]
Obratová rychlost v_A , kladný násobek, bez výchytky křidélek	231,1	4,40	4,40	0,0
Obratová rychlost v_A , kladný násobek, výchytky křidélek nahoru	231,1	2,93	2,93	0,0
Obratová rychlost v_A , kladný násobek, výchytky křidélek dolů	231,1	2,93	2,93	0,0
Cestovní rychlost v_C , kladný násobek, bez výchytky křidélek	248,8	3,24	3,54	15,24
Cestovní rychlost v_C (v_F), záporný násobek, bez výchytky křidélek	248,8	-1,24	-1,55	-15,24
Cestovní rychlost v_C , kladný násobek, výchytky křidélek nahoru	248,8	2,93	2,93	0,0
Cestovní rychlost v_C , kladný násobek, výchytky křidélek dolů	248,8	2,93	2,93	0,0
Rychlost střemhlavého letu v_D , kladný násobek, bez výchytky křidélek	414,5	4,40	4,40	0,0
Rychlost střemhlavého letu v_D , kladný násobek, bez výchytky křidélek	414,5	2,87	3,12	7,26
Rychlost střemhlavého letu v_D , záporný násobek, bez výchytky křidélek	414,5	-0,87	-1,12	-7,26
Cestovní rychlost v_D , kladný násobek, výchytky křidélek nahoru	414,5	2,93	2,93	0,0
Cestovní rychlost v_D , kladný násobek, výchytky křidélek dolů	414,5	2,93	2,93	0,0
Rychlost střemhlavého letu v_E , záporný násobek, bez výchytky křidélek	248,8	-1,00	-1,00	0,0
Maximální rychlost letu s vysunutými klapkami (35°) v_{F_klapky}	193,4	2,00	2,00	0,0
Obratová rychlost v_G , záporný násobek, bez výchytky křidélek	213,7	-1,76	-1,76	0,0

6.1 AERODYNAMICKÉ PODKLADY PRO VÝPOČET ZATÍŽENÍ

Na křídle letounu UL-39 Albi II byl použit profil MS-0313. Profil MS-0313 je zobrazen v grafu 12 jak při hloubce střední aerodynamické těţivy b_{SAT} , tak i při kořenové a koncové hloubce křídla. Maximální tloušťka profilu je rovna 13,1 % a úhel nulového vztlaku profilu $\alpha_0 = -0,0541 \text{ rad}$. [80]



Graf 12 – Profil MS-0313 při různých hloubkách křídla

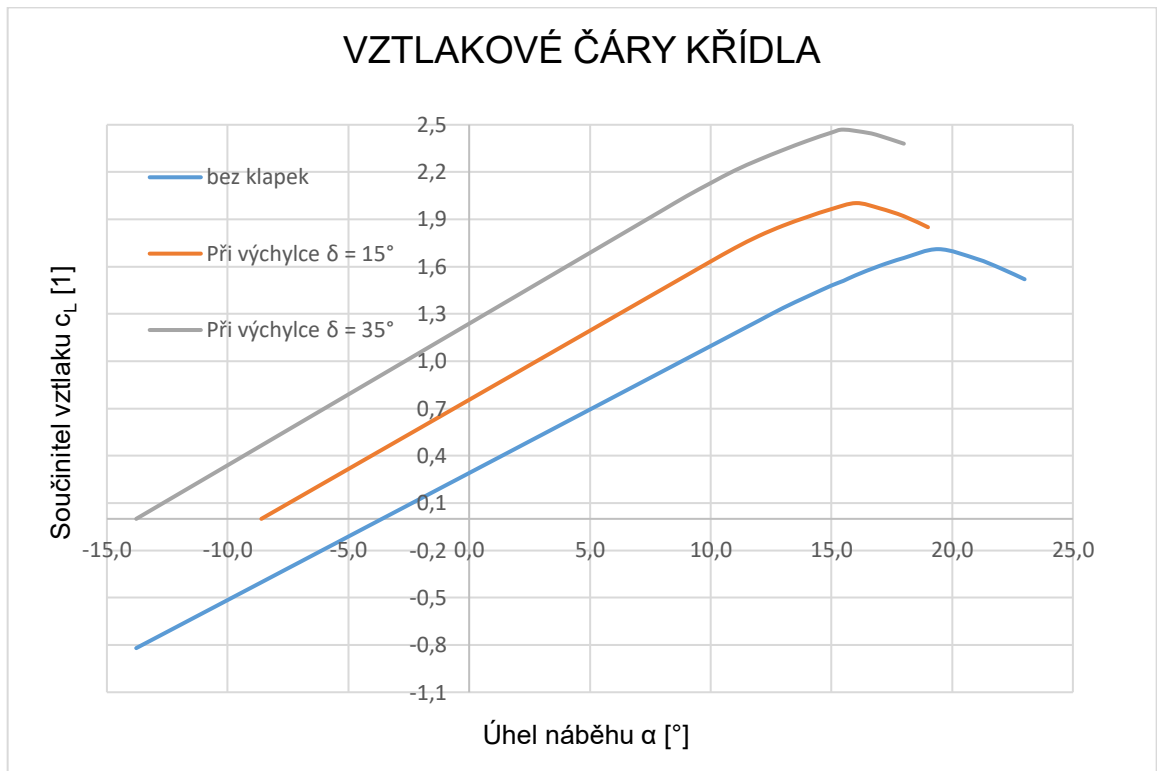
Přehled základních aerodynamických charakteristik letounu je uveden v tabulce 20. Součástí podkladů byly také hodnoty pro jednotkové a nulové rozložení vztlaku na křídle. Konkrétní průběhy jsou vykresleny v grafech v podkapitole 6.3. Dále byly z podkladů převzaty hodnoty pro rozložení součinitele vztlaku při výchylce křidélek při letu na rychlosti v_A . Pro tento případ byly zadány i hodnoty pro tlumení klonění a součinitele klopivého momentu profilu s vychýleným křidélkem. Průběhy součinitele vztlaku, tlumení klonění a součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku pro další křidélkové případy budou určeny v podkapitole 6.3.2. V rámci podkladů byly také obdrženy hodnoty pro sestavení vztlakové čáry křídla při letu jak bez klapek, tak při výchylce klapek 15° a 35° . [76] Vztlakové čáry jsou vykresleny v grafu 13.

Tabulka 20 – Přehled aerodynamických charakteristik

Aerodynamická charakteristika křídla	Hodnota
Úhel nulového vztlaku křídla bez vysunutých klapek	$\alpha_0 = -3,610^\circ = 0,063 \text{ rad}$
Úhel nulového vztlaku křídla při výchylce klapek 15°	$\alpha_{0,15^\circ} = -8,605^\circ = 0,150 \text{ rad}$
Úhel nulového vztlaku křídla při výchylce klapek 35°	$\alpha_{0,35^\circ} = -13,786^\circ = 0,241 \text{ rad}$
Kritický úhel náběhu křídla bez výchylky klapek	$\alpha_{krit} = 19,4^\circ$
Kritický úhel náběhu křídla při výchylce klapek 15°	$\alpha_{krit,15^\circ} = 16,0^\circ$
Kritický úhel náběhu křídla při výchylce klapek 35°	$\alpha_{krit,35^\circ} = 15,5^\circ$
Součinitel klopivého momentu při nulové vztlaku v místě klapky při výchylce $\delta_{kl} = 0^\circ$	$c_{m0} = -0,0736$
Součinitel klopivého momentu při nulové vztlaku v místě klapky při výchylce $\delta_{kl} = 15^\circ$	$c_{m0,\delta_{kl}=15^\circ} = -0,2786$
Součinitel klopivého momentu při nulové vztlaku v místě klapky při výchylce $\delta_{kl} = 35^\circ$	$c_{m0,\delta_{kl}=35^\circ} = -0,5220$
Aerodynamická charakteristika letounu	Hodnota
Maximální součinitel vztlaku letounu bez výchylky klapek při kladném násobku	$c_{L,max,+n} = 1,711$

Maximální součinitel vztlaku letounu bez výchylky klapek při záporném násobku	$c_{L,max,-n} = 0,800$
Maximální součinitel vztlaku letounu při výchylce klapek 15°	$c_{L,max,15^\circ} = 1,918$
Maximální součinitel vztlaku letounu při výchylce klapek 35°	$c_{L,max,35^\circ} = 2,299$
Stoupání vztlakové čáry letounu	$c_L^\alpha = 4,616 \text{ rad}$
Úhel nulového vztlaku letounu ve vyváženém stavu	$\alpha_0 = 3,608^\circ = 0,058 \text{ rad}$

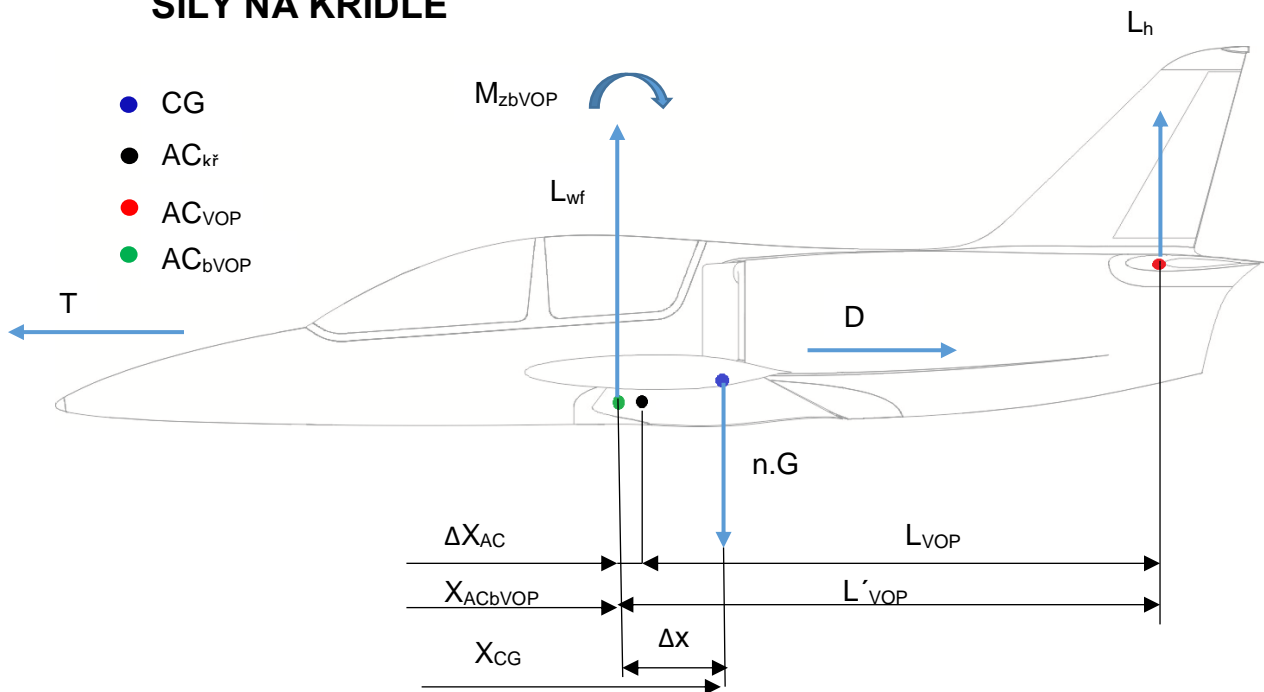
[76]



[76]

Graf 13 – Vztlakové čáry křídla letounu

6.2 STANOVENÍ VYVAŽOVACÍCH SIL NA VOP A VZTLAKOVÉ SÍLY NA KŘÍDLE



Obrázek 23 – Schéma silové a momentové rovnováhy na letounu

Silovou rovnováhu ve směru osy y je možné popsat následujícím vztahem:

$$L = n \cdot G = n \cdot m \cdot g$$

Výsledná vztlaková síla působí na letoun je rovna součtu vztlakové síly křídla a vztlakové síle působící na vodorovnou ocasní plochu (VOP).

$$L = L_w + L_h$$

Momentovou rovnováhu vztaženou k aerodynamickému středu křídla s trupem (AC_{bVOP}) je potom možné popsat následovně:

$$M_{zbVOP} + m \cdot g \cdot n \cdot \Delta x - L_h \cdot L'_{VOP} = 0$$

$$M_{zbVOP} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_{m0bVOP} \cdot b_{SAT}$$

$$\Delta x = x_{CG} - x_{ACbVOP}$$

Dalším krokem je stanovení vyvažovací síly na VOP potřebné pro ustálený let L_h pro různé kombinace hmotností vyplývající z hmotnostní obálky.

$$L_h = \frac{1}{L'_{VOP}} \left[\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_{m0bVOP} \cdot b_{SAT} + m \cdot g \cdot n \cdot (x_{CG} - x_{ACbVOP}) \right]$$

Ze vzorce vyplývá, že nejprve je nutné stanovit rameno L'_{VOP} . Rameno L'_{VOP} udává vzdálenost mezi aerodynamickým středem křídla s trupem (AC_{bVOP}) a aerodynamickým středem vodorovné ocasní plochy (AC_{VOP}).

$$L'_{VOP} = l_h + (x_{AC} - x_{ACwf}) \cdot b_{SAT} = 3,300 + (0,25 - 0,1662) \cdot 1,306 = 3,409 \text{ m}$$

Poté už je možné do vztahu pro vyvažovací sílu na VOP dosadit. Příklad dosazení byl vybrán pro případ maximální hmotnosti letounu při rychlosti v_A . Pro stanovení vyvažovacích sil a výsledné síly působící na křídle bude použita momentálně nejvyšší hmotnost letounu z hmotnostní obálky. To znamená, že $MTOW = 864,8 \text{ kg}$.

$$L_h = \frac{1}{3,409} \cdot \left[\left(\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 64,181^2 \cdot 8,899 \cdot (-0,0939) \cdot 1,306 \right) + \left[(864,8 \cdot 4,49,81) \cdot (0,233 - 0,1662) \right] \right]$$

$$\underline{L_h = 632,1 \text{ N}}$$

Nyní už může být dopočítán výsledný vztlak na křídle pro konkrétní případ:

$$L_w = L - L_h = n \cdot m \cdot g - L_h$$

$$L_w = (4,4 \cdot 864,8 \cdot 9,81) - (-80,368) = 37,4 \text{ kN}$$

Dalším krokem je výpočet součinitele vztlaku při dané výsledné síle působící na křídlo jako:

$$c_{Lw} = \frac{2 \cdot L_w}{S \cdot \rho \cdot v^2}$$

$$c_{Lw} = \frac{2 \cdot 37\,409}{8,899 \cdot 1,225 \cdot 64,181^2} = 1,666$$

A nakonec je stanoven úhel náběhu při daném součiniteli vztlaku, který bude dále použit pro převedení souřadnicového systému z aerodynamické soustavy do letadlové.

$$\alpha = \frac{c_{Lw}}{c_{Lw}^\alpha} + \alpha_0$$

$$\alpha = \frac{1,666}{4,616} + (0,058) = 0,424 \text{ rad}$$

V tabulce 21 jsou uvedeny kombinace výpočtů síly na VOP potřebné pro ustálený let, výsledné vztlakové síly působící na křídle, lokální součinitele vztlaku a úhly náběhu křídla pro různé kombinace hmotnosti vycházející z hmotnostní obálky a rychlosti na hranici letové obálky, tj. v_A , v_G , v_E , v_F , v_C a v_D . V tabulce 21 jsou také uvedeny hodnoty těchto veličin při klonění a v případě letu s vysunutými vztlakovými klapky. Výpočty vycházejí z předpisu CS-23.345 a CS-23.349. První sloupec ukazuje hodnoty při minimální vzletové hmotnosti letounu, zatímco druhý sloupec při maximální vzletové hmotnosti letounu.

Tabulka 21 je základním podkladem pro stanovení rozložení vztlaku po křídle a průběhů posouvajících sil a momentů působících na křídlo v případech popsaných v tabulce 20.

Tabulka 21 – Přehled vyvažovacích sil, vztlakových sil, součinitelů vztlaku a úhlů náběhu

	m_1 [kg]	m_2 [kg]	m_3 [kg]	m_4 [kg]	m_5 [kg]	m_6 [kg]	m_7 [kg]	m_8 [kg]	m_9 [kg]	m_{10} [kg]
	749,8	864,8	849,8	849,8	849,8	834,8	864,8	864,8	834,8	779,8
x_{CG} [1]	0,318	0,233	0,268	0,333	0,281	0,284	0,292	0,233	0,298	0,281
Rychlost	Síla na VOP potřebná pro ustálený let L_h [N]									
V_A (obrat)	632	-80	287	991	429	438	567	-80	581	329
V_A křídélka (obrat)	152	-322	-78	391	17	23	109	-322	118	-50
V_C (kladný poryv)	235	-390	-108	425	0	18	95	-390	127	-32
V_C křídélka (kladný poryv)	24	-451	-206	263	-111	-105	-20	-451	-10	-178
V_D (obrat)	-1160	-1872	-1505	-801	-1363	-1354	-1225	-1872	-1211	-1463
V_D křídélka (obrat)	-1640	-2114	-1870	-1401	-1775	-1769	-1683	-2114	-1674	-1842
V_D (kladný poryv)	-1569	-1517	-1868	-1398	-1773	-1759	-1691	-2118	-1041	-1801
V_D (záporný poryv)	-2976	-2744	-2833	-2984	-2864	-2874	-2884	-2750	-3527	-2884
V_E (obrat)	-2927	-2765	-1634	-3016	-2848	-2888	-2907	-2762	-2915	-2886
V_C (záporný poryv)	-1122	-781	-897	-1110	-940	-954	-972	-781	-998	-920
V_F	-2441	-2764	-2597	-2278	-2533	-2529	-2470	-2764	-2464	-2578
V_G (obrat)	-1267	-982	-1129	-1410	-1186	-1189	-1241	-982	-1246	-1146
Rychlost	Výsledná vztlaková síla na křídle L_w [N]									
V_A (obrat)	31732	37408	37041	36338	36899	36890	36761	37408	36747	36999
V_A křídélka (obrat)	21424	25208	24963	24494	24868	24862	24777	25208	24767	24935
V_C (kladný poryv)	26098	28386	28358	27826	28251	28572	27901	28386	28463	29725
V_C křídélka (kladný poryv)	21553	37779	37535	37066	37440	37434	37348	37779	37339	37507
V_D (obrat)	33524	39200	38833	38130	38691	38682	38553	39200	38539	38791
V_D křídélka (obrat)	23216	27000	26755	26286	26660	26654	26569	27000	26559	26727
V_D (kladný poryv)	24739	25865	26378	25907	26282	26081	26378	26806	41496	25439
V_D (záporný poryv)	-5483	-4637	-5003	-4852	-4972	-5069	-4836	-4970	-20549	-5531
V_E (obrat)	-4429	-5719	-6850	-5468	-5636	-5596	-5577	-5722	-5568	-5598
V_C (záporný poryv)	-10500	-10248	-10387	-10174	-10343	-10669	-10057	-10248	-10624	-11806
V_F	17152	19731	19565	19245	19500	19496	19437	19731	19431	19546
V_G (obrat)	-11679	-13949	-13803	-13521	-13746	-13742	-13691	-13949	-13685	-13786
Rychlost	Součinitel vztlaku na křídle c_L [1]									
V_A (obrat)	1,413	1,666	1,650	1,618	1,643	1,643	1,637	1,666	1,637	1,648
V_A křídélka (obrat)	0,954	1,123	1,112	1,091	1,108	1,107	1,104	1,123	1,103	1,111
V_C (kladný poryv)	1,003	1,091	1,090	1,069	1,085	1,098	1,072	1,091	1,094	1,142
V_C křídélka (kladný poryv)	0,828	1,452	1,442	1,424	1,439	1,438	1,435	1,452	1,435	1,441
V_D (obrat)	0,464	0,542	0,537	0,528	0,535	0,535	0,533	0,542	0,533	0,537
V_D křídélka (obrat)	0,321	0,374	0,370	0,364	0,369	0,369	0,368	0,374	0,367	0,370
V_D (kladný poryv)	0,342	0,358	0,365	0,358	0,364	0,361	0,365	0,371	0,574	0,352
V_D (záporný poryv)	-0,076	-0,064	-0,069	-0,067	-0,069	-0,070	-0,067	-0,069	-0,284	-0,077
V_E (obrat)	-0,163	-0,181	-0,184	-0,196	-0,186	-0,188	-0,189	-0,181	-0,190	-0,188
V_C (záporný poryv)	-0,667	-0,651	-0,660	-0,647	-0,657	-0,678	-0,639	-0,651	-0,675	-0,750
V_F	1,090	1,254	1,243	1,223	1,239	1,239	1,235	1,254	1,235	1,242
V_G (obrat)	-0,608	-0,726	-0,719	-0,704	-0,716	-0,715	-0,713	-0,726	-0,712	-0,718
Rychlost	Úhel náběhu α_w [rad]									

v _A (obrat)	0,369	0,424	0,420	0,414	0,419	0,419	0,418	0,424	0,418	0,420
v _A křídélka (obrat)	0,270	0,306	0,304	0,299	0,303	0,303	0,302	0,306	0,302	0,304
v _C (kladný poryv)	0,280	0,299	0,299	0,295	0,298	0,301	0,295	0,299	0,300	0,310
v _C křídélka (kladný poryv)	0,242	0,377	0,375	0,371	0,375	0,375	0,374	0,377	0,374	0,375
v _D (obrat)	0,163	0,180	0,179	0,177	0,179	0,179	0,179	0,180	0,178	0,179
v _D křídélka (obrat)	0,133	0,144	0,143	0,142	0,143	0,143	0,143	0,144	0,143	0,143
v _D (kladný poryv)	0,137	0,140	0,142	0,141	0,142	0,141	0,142	0,143	0,187	0,139
v _D (záporný poryv)	0,047	0,049	0,048	0,048	0,048	0,048	0,048	0,048	0,001	0,046
v _E (obrat)	0,050	0,046	0,042	0,047	0,046	0,046	0,046	0,046	0,046	0,046
v _C (záporný poryv)	-0,082	-0,078	-0,080	-0,077	-0,079	-0,084	-0,075	-0,078	-0,083	-0,100
v _F	0,173	0,335	0,332	0,328	0,331	0,331	0,331	0,335	0,331	0,332
v _G (obrat)	-0,069	0,377	0,375	0,371	0,375	0,375	0,374	0,377	0,374	0,375

6.3 ROZLOŽENÍ VZTLAKU PO POLOROZPĚTÍ KŘÍDLA

Celkové rozložení vztlaku pro konkrétní letový případ je řešeno superposicí jednotlivých příspěvků. Je možné ho stanovit podle následujícího vztahu:

$$c_{lc}(z) = c_{ln}(z) \cdot c_{Lw} + c_{l0}(z) + c_{lkř}(z) + c_{ltl}(z) + c_{lkl}(z)$$

c_{lc} celkové rozložení

c_{ln} normální rozložení

c_{Lw} součinitel vztlaku křídla pro konkrétní případ

c_{l0} nulové rozložení

c_{lkl} od vlivu vychýlení klapek

$c_{lkř}$ od vlivu vychýlení křídélek

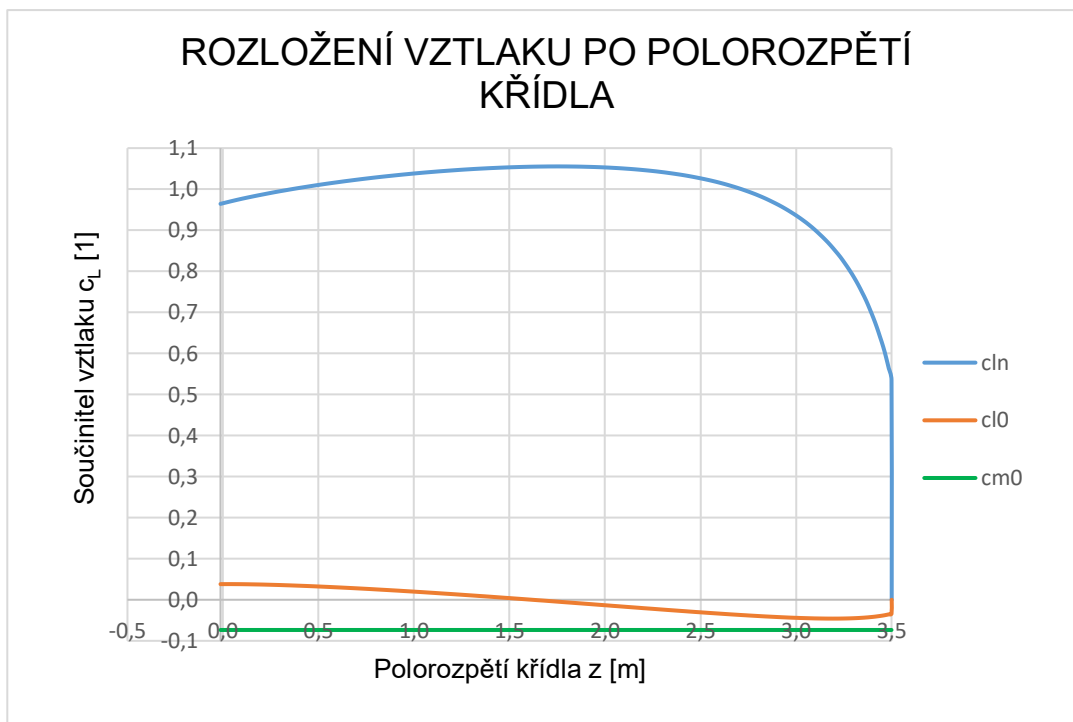
c_{ltl} rozložení od tlumení klonění

6.3.1 Rozložení vztlaku bez vysunutých klapek a výchylnky křídélek

Protože křídlo letounu je geometricky krouceno, je nutné do celkového rozložení vztlaku zahrnout také nulové rozložení vztlaku. Nulové rozložení vztlaku je takové rozložení vztlaku po polorozpětí křídla, které dává výsledný součinitel vztlaku křídla rovný nule. Bylo převzato ze zprávy s aerodynamickými podklady společně s normálovým rozložením vztlaku c_{ln} . [76]

Součinitele vztlaku pro konkrétní letový případ a hmotnosti letounu c_{Lw} byly stanoveny v podkapitole 6.3. a jsou uvedeny v tabulce 21.

V grafu 14 je zobrazeno jak nulové i normálové rozložení vztlaku po polorozpětí křídla, tak i rozložení od součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku. Ve všech zobrazených případech byla dosazena maximální vzletová hmotnost letounu.



Graf 14 – Rozložení vztlaku po polorozpětí křídla

6.3.2 Rozložení vztlaku s výchytkou křidélek a tlumením klonění

Rozložení vztlaku od výchytky křidélek se řeší obdobně jako rozložení vztlaku bez výchytky křidélek. K rozložení z předchozí podkapitoly se přičte navíc rozložení vztlaku od výchytky křidélek a rozložení od tlumení klonění.

6.3.2.1 Stanovení výchylek křidélek

Předpis CS-23.455 definuje, jaké případy při výchylce křidélek mají být řešeny.

CS-23.455 Křidélka

(a) Křidélka musí být navržena pro zatížení, kterým jsou vystavena:

- (1) v neutrální poloze během symetrických letových podmínek; a
- (2) při následujících výchylkách kromě těch, které jsou omezeny úsilím pilota, během nesymetrických letových podmínek:
 - (i) Náhlé maximální vychýlení řízení křidélek při rychlosti V_A . Smí být přiměřeně uvážen vliv deformace řídicí soustavy.
 - (ii) Dostatečná výchylka křidélek při rychlosti V_C , kde V_C je větší než V_A taková, aby úhlová rychlost klonění nebyla menší, než je stanoveno v pododstavci (a)(2)(i).
 - (iii) Dostatečná výchylka křidélek při rychlosti V_D taková, aby úhlová rychlost klonění nebyla menší než je jedna třetina úhlové rychlosti klonění podle pododstavce (a)(2)(i).

Pro stanovení rozložení vztlaku od výchyly křidélek je nutné stanovit výchyly křidélek při rychlost v_C a v_D . To je možné udělat na základě vztahu definující úhlovou rychlost klonění. Úhlová rychlost klonění je jednou z charakteristik stranové (příčné) obratnosti. Pokud dojde k omezení pouze na klonění, tj. pohyb o jednom stupni volnosti, a to na ustálený stav, kdy je $\omega_x = konst.$, budou v rovnováze klonivý moment od výchyly křidélek a moment tlumení klonění. [86]

$$c_{L\sigma_{kř}} \cdot \sigma_{kř} \cdot q \cdot S \cdot l = c_{Lx} \cdot \overline{\omega_x} \cdot q \cdot S \cdot l$$

Odkud je možné vyjádřit:

$$\overline{\omega_x}_{max} = \left(\frac{\omega_x \cdot l}{2 \cdot v} \right)_{max} = - \frac{c_{L\sigma_{kř}}}{c_{Lx}} \cdot \sigma_{kř_{max}}$$

$$c_{L\sigma_{kř}} = \frac{\partial c_L}{\partial \sigma_{kř}}$$

$c_{L\sigma_{kř}}$ derivace charakterizující účinnost křidélek

$$c_{Lx} = \frac{c_L}{\partial \left(\frac{\omega_x \cdot l}{2 \cdot v} \right)}$$

c_{Lx} derivace tlumení klonění

$\sigma_{kř}$ výchyly křidélek

Rozložení součinitele vztlaku po křídle při rychlosti v_A vychází ze stávající konstrukce.

Výchyly křidélek jsou:

$$\sigma_{kř_{A+}} = 19^\circ = 0,3316 \text{ rad}$$

$$\sigma_{kř_{A-}} = -27^\circ = -0,4712 \text{ rad}$$

Nyní už je možné na základě nerovnosti úhlových rychlostí při rychlosti v_A a v_C vyplývající z předpisu CS-23.455 (2) (ii) vyjádřit výchyly $\sigma_{kř_C}$:

$$\begin{aligned} \omega_A &\leq \omega_C \\ - \frac{c_{L\sigma_{kř_A}}}{c_{Lx}} \cdot \sigma_{kř_A} \cdot \frac{2 \cdot v_A}{l} &\leq - \frac{c_{L\sigma_{kř_C}}}{c_{Lx}} \cdot \sigma_{kř_C} \cdot \frac{2 \cdot v_C}{l} \\ \sigma_{kř_C} &= \frac{v_A}{v_C} \cdot \sigma_{kř_A} \end{aligned}$$

Výchyly křidélek při rychlosti v_C tedy jsou:

$$\sigma_{kř_{C+}} = \frac{64,181 \cdot 19}{69,101} \doteq 17,6^\circ = 0,2967 \text{ rad}$$

$$\sigma_{kř_{C-}} = \frac{64,181 \cdot (-27)}{69,101} \doteq -25,1^\circ = -0,4378 \text{ rad}$$

Dalším krokem je stanovení výchylky křidélek při rychlosti v_D . Z předpisu CS-23.455 (2) (iii) vyplývá následující nerovnost:

$$\omega_D \geq \frac{1}{3} \cdot \omega_A$$

$$-\frac{c_{l,\sigma_{kř_D}}}{c_{l,x}} \cdot \sigma_{kř_D} \cdot \frac{2 \cdot v_D}{l} = -\frac{1}{3} \cdot \frac{c_{l,\sigma_{kř_A}}}{c_{l,x}} \cdot \sigma_{kř_A} \cdot \frac{2 \cdot v_A}{l}$$

$$\sigma_{kř_D} = \frac{\sigma_{kř_A}}{3} \cdot \frac{v_A}{v_D}$$

Výchylky křidélek při rychlosti v_D tedy jsou:

$$\sigma_{kř_{D+}} = \frac{19}{3} \cdot \frac{64,181}{115,152} = 3,5^\circ = 0,0611 \text{ rad}$$

$$\sigma_{kř_{D-}} = \frac{-27}{3} \cdot \frac{64,181}{115,152} = -5,0^\circ = -0,0873 \text{ rad}$$

6.3.2.2 Stanovení přírůstku součinitele vztlaku profilu při výchylce křidélek

Přírůstek součinitele vztlaku profilu Δc_l při výchylce křídélka se vypočte jako:

$$\Delta c_l = (\delta_{kř}) \left(\frac{c_{l_\delta}}{(c_{l_\delta})_{theory}} \right) (c_{l_\delta})_{theory} \cdot k'$$

Na základě znalosti výchylek křídélka $\delta_{kř}$, které byly stanoveny v předchozí podkapitole a poměru hloubky křídélka ku hloubce křídla $\frac{c_f}{b}$ je možné odečíst k' z grafu součinitel na obrázku 8.13 v literatuře Roskam. [85] Počáteční i koncová hloubka křídélka byla odměřena pomocí programu Siemens NX.

$$b_{kř_p} = 331 \text{ mm}$$

$$b_{kř_K} = 228 \text{ mm}$$

Do poměru je následně dosazena střední hodnota hloubky křidélek c_f a hloubka křídla v odpovídajícím místě.

$$\frac{c_f}{b} = \frac{0,280}{1,040} = 0,269$$

Aby bylo možné stanovit přírůstek součinitele vztlaku Δc_l při výchylce kormidla, je potřeba dále zjistit hodnotu $(c_{l_\delta})_{theory}$. Součinitel $(c_{l_\delta})_{theory}$ představuje teoretickou změnu vztlaku v závislosti na úhlu vychýlení křídélka. Hodnotu součinitele $(c_{l_\delta})_{theory}$ je možné zjistit z grafu závislosti $(c_{l_\delta})_{theory}$ na poměru hloubek $\frac{c_f}{c}$ při znalosti relativní tloušťky profilu $\frac{t}{c}$, který je zobrazen na obrázku 8.14 v literatuře Roskam. [85]

$$\frac{t}{c} = 0,131$$

$$(c_{l_\delta})_{theory} = 4,7 \text{ rad}^{-1}$$

Dále je potřeba ještě stanovit poměr teoretické a skutečné změny součinitele vztlaku Δc_l při maximální výchylce křídélka $\left(\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}}\right)$. Poměr $\left(\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}}\right)$ lze určit na základě grafu, který zobrazuje závislost křídélka $\left(\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}}\right)$ na poměru hloubky křídélka ku hloubce křídla $\frac{c_f}{b}$. Poměr $\left(\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}}\right)$ je také funkcí poměru skutečného a teoretického stoupání vztlakové čáry profilu $\frac{c_{l\alpha}}{(c_{l\alpha})_{theory}}$. Pro teoretické stoupání vztlakové čáry byla použita hodnota z teorie tenkého profilu:

$$(c_{l\alpha})_{theory} = 2\pi \text{ rad}^{-1}$$

Stoupání vztlakové čáry profilu při výchylce křídélka bylo dáno jako součást aerostatických podkladů.

$$(c_{l\alpha})_{\delta} = 6,8794 \text{ rad}^{-1}$$

A odtud poměr stoupání vztlakové čáry skutečné ku teoretickému:

$$\frac{c_{l\alpha}}{(c_{l\alpha})_{theory}} = \frac{6,8794}{2\pi} = 1,095$$

Na základě grafu na obrázku 8.15 v literatuře Roskam [85] je nyní možné už určit poměr $\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}}$:

$$\left(\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}}\right) = 1$$

Příklad stanovení přírůstku součinitele vztlaku při výchylce křídélka δ_A^+ :

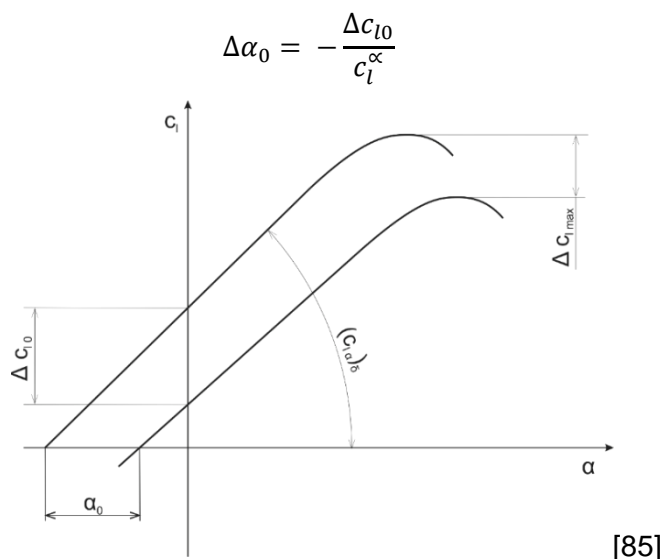
$$\Delta c_l = (\delta_{kř}) \left(\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}}\right) (c_{l\delta})_{theory} \cdot k' = 0,332 \cdot 1,47 \cdot 0,78 = 1,217$$

Tabulka 22 – Přehled přírůstků součinitele vztlaku profilu v místě vychýleného křídélka

Výchylka	Velikost výchylky δ [°]	Součinitel k' [1]	Δc_{l0}
δ_A^+	19,0	0,78	1,217
δ_A^-	-27,0	0,68	1,506
δ_C^+	17,6	0,85	1,227
δ_C^-	-25,1	0,64	1,318
δ_D^+	3,5	1,00	0,287
δ_D^-	-5,0	1,00	0,410

6.3.2.3 Stanovení změny úhlu nulového vztlaku při výchylce křidélek

Změnu úhlu nulového vztlaku profilu v místech ovlivněných výchylkou křídélka je možné určit jako poměr přírůstku součinitele vztlaku profilu při nulovém úhlu náběhu a stoupání vztlakové čáry.



Obrázek 24 – Schéma stanovení úhlu nulového vztlaku

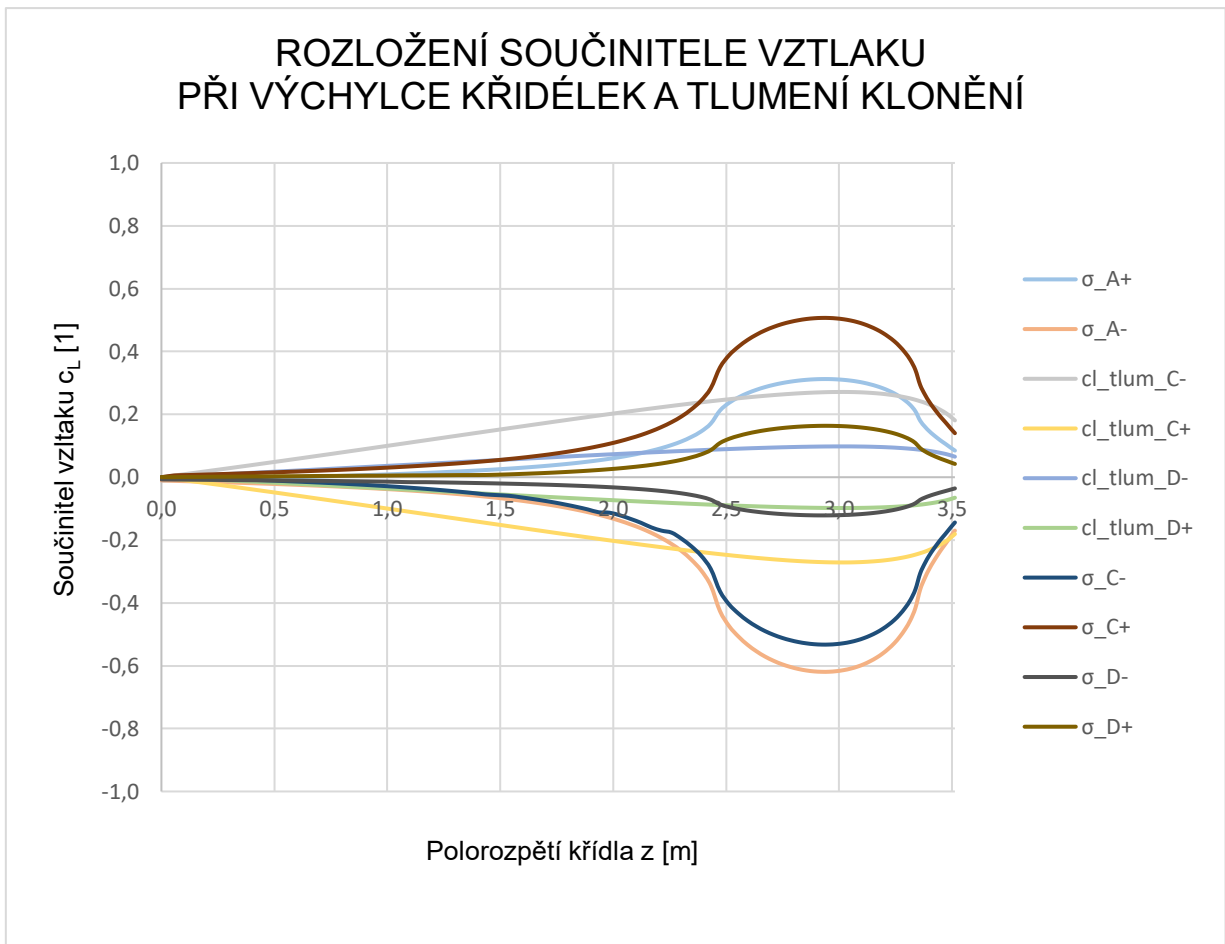
Tabulka 23 – Změna úhlu nulového vztlaku $\Delta\alpha_0$

Změna úhlu nulového vztlaku	δ_A^+	δ_A^-	δ_C^+	δ_C^-	δ_D^+	δ_D^-
$\Delta\alpha_0$ [rad]	0,177	0,222	0,178	0,194	0,042	0,060

6.3.2.4 Zobrazení rozložení vztlaku při výchylce křidélek a tlumení klonění

Na základě znalosti výchylky křidélek je možné zjistit pomocí programu Glauert rozložení vztlaku po polorozpětí křídla při daných výchylkách. Pro dosažení je nutné znát stoupání vztlakové čáry a změnu úhlu nulového vztlaku při výchylce křídélka. V programu Glauert byly upraveny úhly nulové vztlaku, které byly součástí aerostatických podkladů, tak, že k hodnotám úhlu nulového vztlaku profilu v řezech odpovídajících poloze křidélek byly přičteny vypočtené změny úhlu nulového vztlaku pro konkrétní výchylky křidélek. Rozložení vztlaku po polorozpětí křídla pro výchylky křidélek při rychlostech v_A , v_C a v_D jsou zobrazeny v grafu 15.

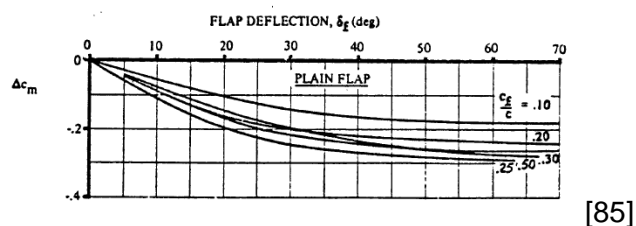
Tlumení klonění při rychlosti v_A bylo převzato ze zprávy s aerodynamickými podklady. [76] Tlumení klonění při rychlostech v_C a v_D byly odvozeny na základě znalosti tlumení při rychlosti v_A pomocí poměru úhlových rychlostí, který je odvozen v podkapitole 5.3.2.1.



Graf 15 – Rozložení vztlaku při výchylce křidélek a tlumení klonění

6.3.2.5 Stanovení přírůstku součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku při výchylce křidélek

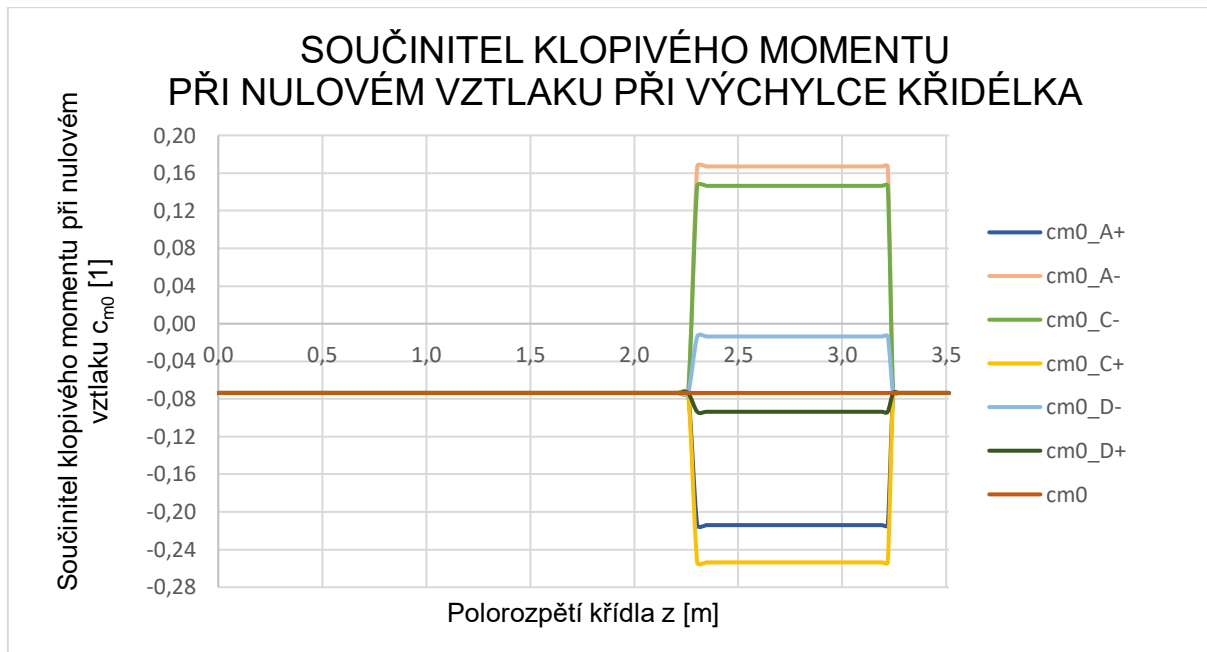
Pro stanovení přírůstku součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku při výchylce křidélek byl použit graf 16 z literatury od pana Roskama. Opět je nutná znalos poměru hloubky křídélka ku hloubce křídla, který byl stanoven výše. Poté už je možné odečíst konkrétní hodnoty změny součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku pro konkrétní výchylky křidélek.



Graf 16 – Závislost Δc_{m0} na výchylce křídélka

Tabulka 24 – Přírůstek součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku

Přírůstek součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku	δ_A^+	δ_A^-	δ_C^+	δ_C^-	δ_D^+	δ_D^-
Δc_{m0} [1]	-0,19	0,24	-0,18	0,22	-0,02	0,06



Graf 17 – Rozložení součinitelů klopivého momentu po polorozpětí křídla při výchylce křidélek

6.3.3 Rozložení vztlaku při vysunutých vztlakových klapkách

CS 23.345 Zařízení pro zvýšení vztlaku

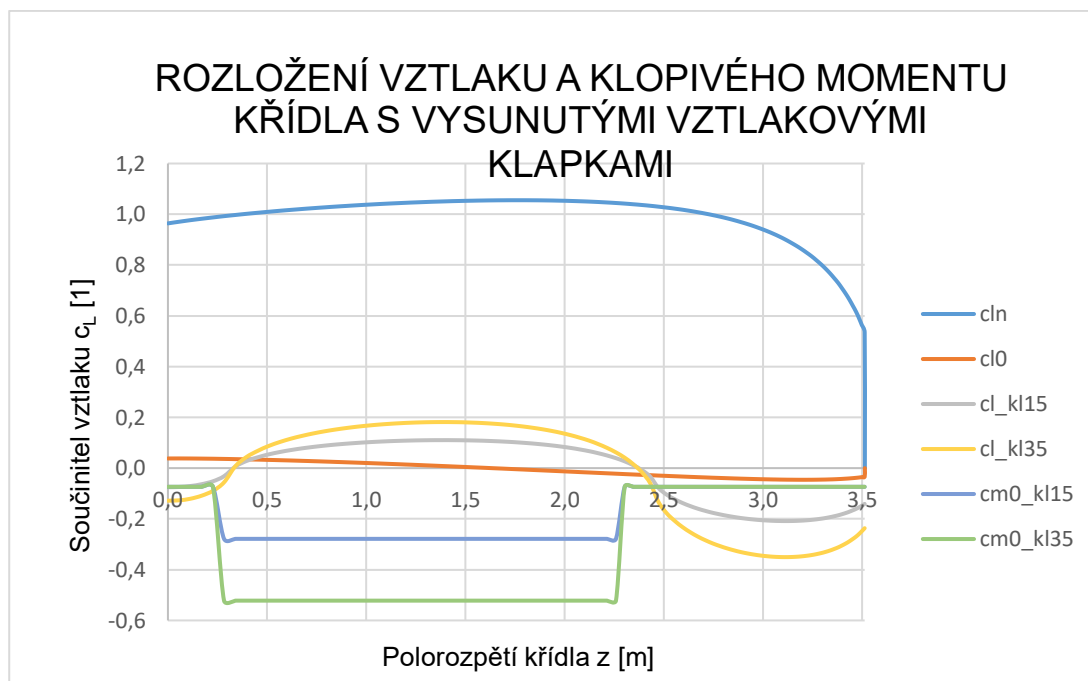
(a) Jsou-li na letounu použity vztlakové klapky nebo podobná zařízení pro zvýšení vztlaku, používaná při vzletu, přiblížení na přistání nebo při přistání, předpokládá se, že letoun s úplně vysunutými vztlakovými klapkami při rychlosti V_F bude vystaven symetrickým obrátům a poryvům v rozsahu daném následujícími podmínkami:

- (1) obraty do kladného provozního násobku zatížení 2,0; a
- (2) kladné a záporné poryvy o rychlosti 7,62 m/s (25 ft/s) působící kolmo na dráhu letu při vodorovném letu.

Zatížení dle předpisu CS-23.345 (a) (2) nebylo řešeno, protože se v letové obálce křivka znázorňující kladné a záporné poryvy o rychlosti 7,62 (25 ft/s) nachází pod křivkou vymežující povolené násobky při rychlosti V_F . Z tohoto důvodu budou klapkové případy řešeny pouze dle předpisu CS-23.345 (a) (1).

6.3.3.1 Zobrazení rozložení vztlaku a klopivého momentu při vysunutých vztlakových klapkách

Rozložení součinitele vztlaku a součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku po polorozpětí křídla při vysunutých vztlakových klapkách je zobrazeno v grafu 18. Hodnoty součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku byly převzaty z aerostatických podkladů.



Graf 18 – Rozložení vztlaku při rychlosti v_F při výchylce klapek

Přehled hodnot základních rozložení vztlaku po polorozpětí křídla je uveden v tabulce 25 v příloze.

6.4 VÝPOČET ZATÍŽENÍ KŘÍDLA

Při výpočtu zatížení křídla je nutné zohlednit aerodynamické zatížení, zatížení od hmotových sil a spojitě zatížení od krutu.

Aerodynamické zatížení odráží průběh celkového rozložení součinitele vztlaku c_{lc} po polorozpětí křídla. Je počítáno nejprve v aerodynamickém souřadnicovém systému a poté následně převedeno do letadlové souřadnicové soustavy. Z toho důvodu je vhodné rozdělit aerodynamické zatížení na složku vztlakovou a odporovou. Tyto složky jsou popsány následujícími vztahy:

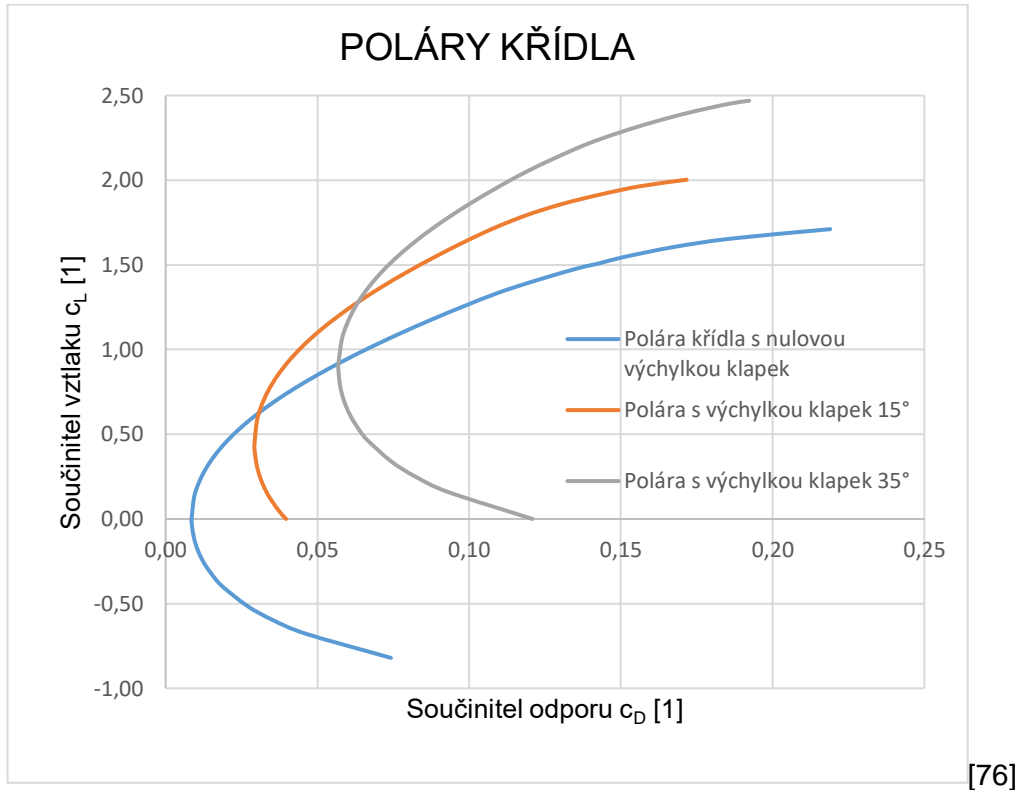
a) aerodynamické zatížení od složky vztlakové:

$$q_{ZA_L}(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot b(z) \cdot (c_{Ln}(z) \cdot c_{Lw} + c_{L0}(z) + c_{Lk\check{r}}(z) + c_{Lkl}(z) + c_{Ltlum}(z))$$

b) aerodynamické zatížení od složky odporové:

$$q_{ZA_D}(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot b(z) \cdot c_{Ln}(z) \cdot c_{Dw}$$

Hodnoty součinitele odporu c_{Dw} pro konkrétní případ byly odečteny z aerodynamické poláry křídla, která je zobrazena v grafu 19. Přehled konkrétních hodnot je následně uveden v tabulce 26.



Graf 19 – Polára křídla letounu UL-39 Albi II

Tabulka 26 – Hodnoty součinitele odporu odečtené z poláry křídla

	C_{LW}	C_{DW}
V_A m min	1,414	0,123
V_A m max	1,666	0,190
V_C poryv+ m min	1,235	0,095
V_C poryv+ m max	1,448	0,128
V_C poryv- m min	-0,749	0,059
V_C poryv- m max	-0,896	0,100
V_D m min	0,463	0,129
V_D m max	0,542	0,020
V_D poryv+ m max	0,342	0,016
V_D poryv+ m min	0,358	0,018
V_D poryv- m max	-0,076	0,012

V_D poryv- m min	-0,064	0,011
V_E m min	-0,163	0,010
V_E m max	-0,181	0,011
V_G m min	-0,610	0,037
V_G m max	-0,726	0,054
klapky		
V_F m min	1,086	0,058
V_F m max	1,256	0,068
křídélka		
V_A m min	0,954	0,062
V_A m max	1,123	0,080
V_D m min	0,321	0,013
V_D m max	0,374	0,017
V_C m min	0,828	0,048
V_C m max	1,452	0,128

Následně bylo stanoveno zatížení od hmotových sil. V této fázi projektu bude výpočet zatížení od hmotových sil prozatím považován za lineární průběh úměrný hloubce. V dalších fázích projektu bude potřeba tento výpočet zpřesnit.

Zatížení od hmotových sil bylo rozděleno na zatížení od hmotových sil křídla a od hmotových sil od baterií. Popisují ho následující vztahy:

$$q_{m_{kř}}(z) = q_{1_{kř}} + \left(1 - \frac{z}{l}\right) \cdot (q_{0_{kř}} - q_{1_{kř}})$$

$$q_{m_{ACC}}(z) = q_{1_{ACC}} + \left(1 - \frac{z}{l}\right) \cdot (q_{0_{ACC}} - q_{1_{ACC}})$$

$$q_{0_{kř}} = \frac{n \cdot G_{kř}}{\frac{l}{2} + \left(\frac{l}{2} \cdot \frac{b_k}{b_0}\right)}$$

$$q_{1_{kř}} = q_0 \cdot \frac{b_k}{b_0}$$

$$q_{0_{ACC}} = \frac{n \cdot G_{ACC}}{\frac{l}{2} + \left(\frac{l}{2} \cdot \frac{b_k}{b_0}\right)}$$

$$q_{1_{ACC}} = q_0 \cdot \frac{b_k}{b_0}$$

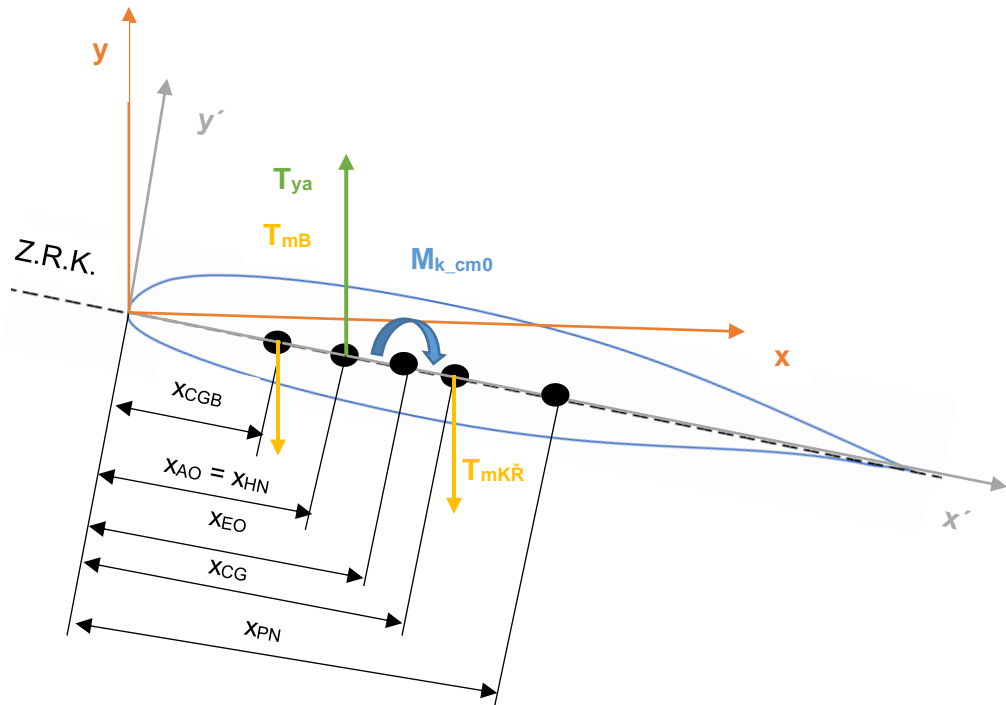
Výsledné zatížení je potom dáno jako součet aerodynamického zatížení, tj. zatížení od vztlakových a odporových sil, a zatížení od hmotových sil.

$$q_Y(z) = q_{ZA}(z) + q_{m_{kř}}(z) + q_{m_{ACC}}(z)$$

Dále bylo spočteno spojité zatížení od krutu, které pro jednotlivé případy rychlostí závisí především na průběhu součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku po polorozpětí $C_{m0}(z)$. Rozložení $C_{m0}(z)$ pro případ bez klappek i s klapkami byl vykreslen v předchozí podkapitole. Spojité zatížení od krutu je spočteno k aerodynamické ose.

$$q_{m_{z0}}(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{m0}(z) \cdot b(z)^2$$

$$q_{k \text{ A.O.}} = q_{m_{z0}} + q_m(x_{CG} - x_{AO})$$



Obrázek 25 – Základní body na profilu letounu UL-39 Albi II

Poloha těžiště baterií x_{CGB} a poloha těžiště křídla x_{CG} jsou uvedeny v hmotovém rozboru v podkapitole 4.3. Vzdálenost k aerodynamické ose křídla x_{AO} je rovna 25 % hloubky křídla.

6.5 STANOVENÍ PRŮBĚHU POSOUVAJÍCÍCH SIL NA KŘÍDLE

Nyní je možné pomocí Schwedlerovy věty dopočítat průběhy posouvajících sil a ohybových momentů pro maximální i minimální hmotnostní konfiguraci.

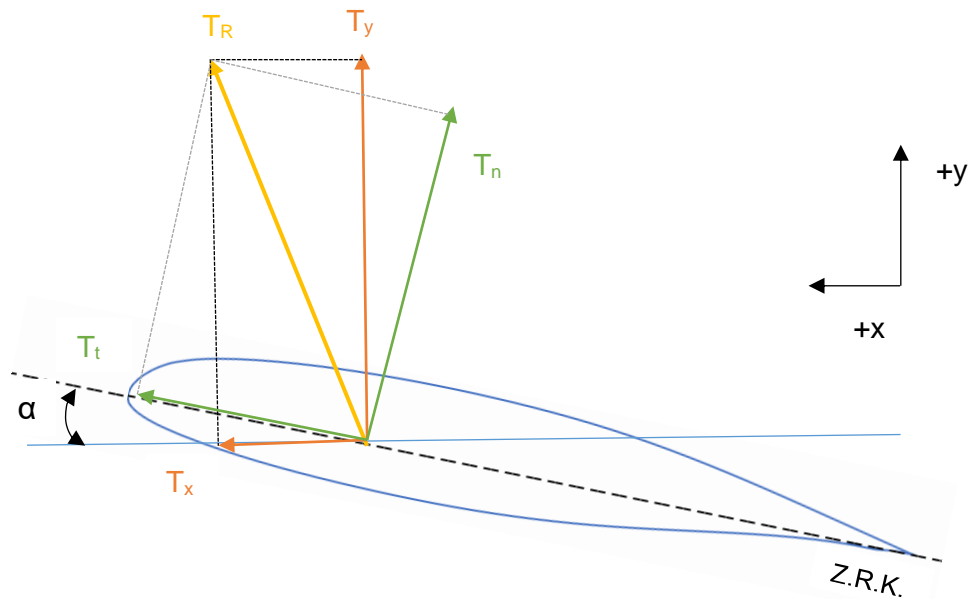
Průběh posouvající síly v aerodynamickém souřadnicovém systému:

$$T_x = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{Y_x}(z) dz = \int_0^{\frac{l}{2}} [q_{ZA_D}(z)] dz$$

$$T_y = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{Y_y}(z) dz = \int_0^{\frac{l}{2}} [q_{ZA_L}(z) - (q_{m_{kř}}(z) + q_{m_{ACC}}(z))] dz$$

Výsledná aerodynamická síla působící na křídlo je pak:

$$T_R = \sqrt{T_x^2 + T_y^2}$$



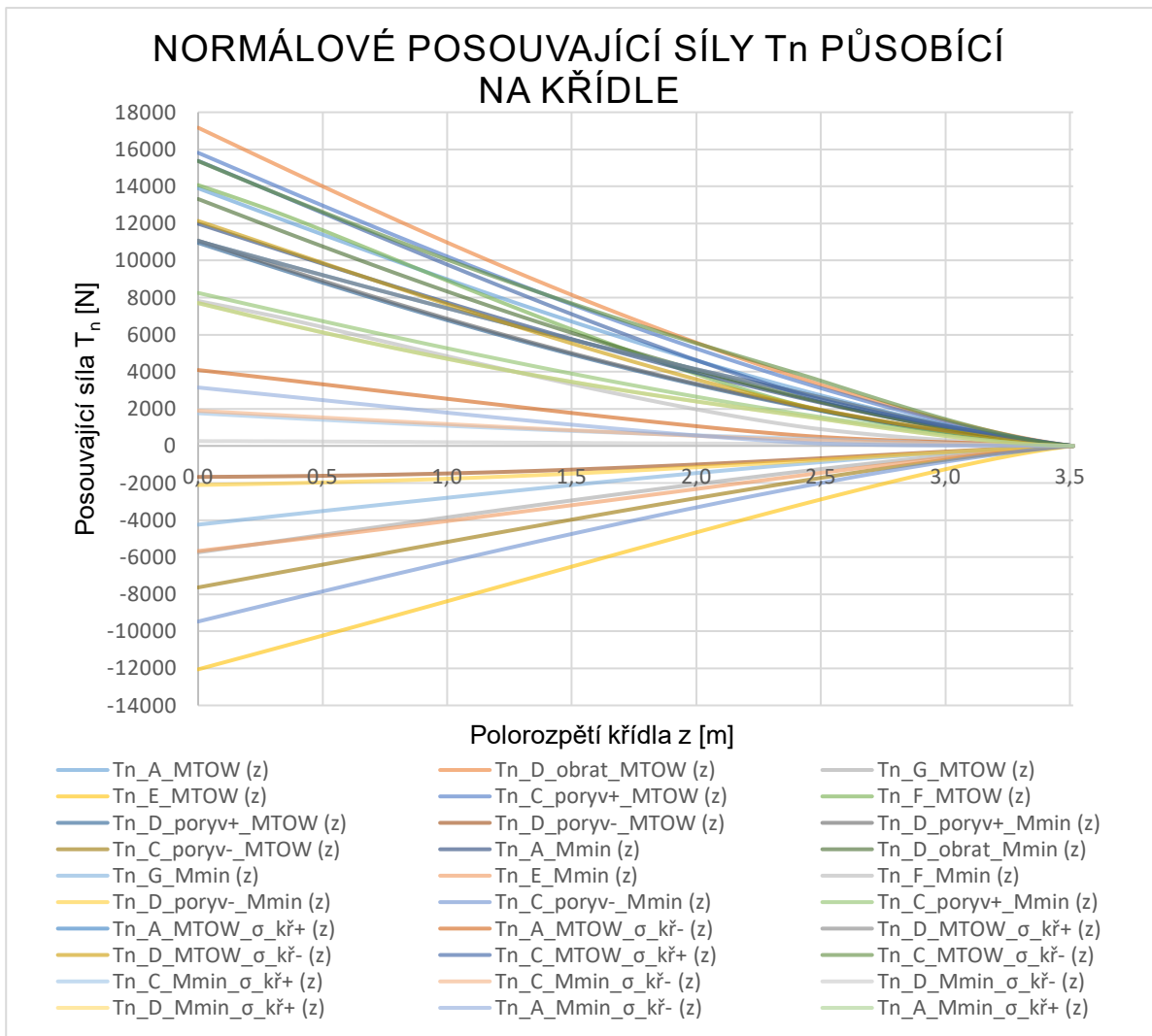
Obrázek 26 – Převod souřadnicového systému ze soustavy aerodynamické na letadlovou

Obrázek 26 ukazuje převod složek posouvajících sil z aerodynamického souřadnicového systému do souřadnicové soustavy křídla. Výsledná aerodynamická síla, která byla stanovena v aerodynamické souřadnicové soustavě jakožto odmocnina součtu druhých mocnin složek posouvající síly ve směru x (T_x) a ve směru y (T_y), je rozložena na složku normálovou (T_n) a tečnou (T_t) vzhledem k základní rovině křídla (Z.R.K.).

$$T_n = T_y \cdot \cos(\alpha) - T_x \cdot \sin(\alpha)$$

$$T_t = T_y \cdot \sin(\alpha) + T_x \cdot \cos(\alpha)$$

Integrace zatížení stanoveného v podkapitole 6.7 byla provedena pomocí lichoběžníkové metody. Výstupem jsou grafy 20 a 21, které zobrazují průběhy posouvajících sil působících na křídle letounu v souřadnicové soustavě křídla. Konkrétní hodnoty normálových posouvajících sil pro jednotlivé hmotnostní konfigurace a letové případy jsou uvedeny v tabulkách 27 a 28 v příloze.

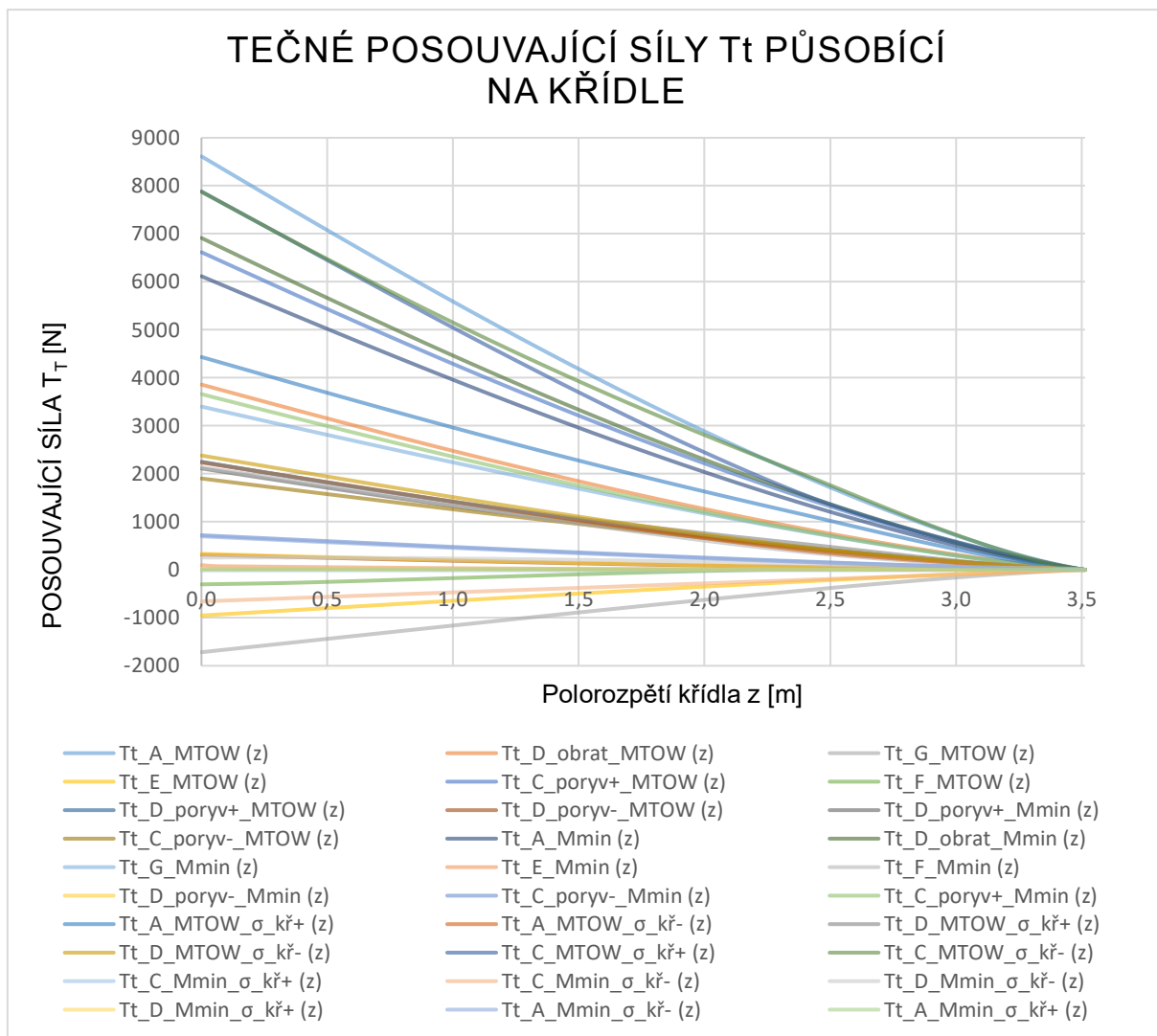


Graf 20 – Normálové složky posouvajících sil pro hraniční body obálky

Jak vyplývá z grafu 20, maximální kladné normálové složky posouvající síly je dosaženo při obratu při letu letounu s maximální vzletovou hmotností na rychlosti strmého letu v_D . Naopak maximální záporné normálové složky posouvající síly je dosaženo při letu s maximální vzletovou hmotností letounu odpovídajícímu bodu E letové obálky.

$$+T_{n_{max}} \doteq 17,2 \text{ kN}$$

$$-T_{n_{max}} \doteq -12,1 \text{ kN}$$



Graf 21 – Tečné složky posouvajících sil pro hraniční body obálky

Co se týče tečné složky posouvající síly, tak jejího kladného maxima je dosaženo při obratu při letu letounu s maximální vzletovou hmotností na rychlosti v_A . Naopak minima tečné složky posouvající síly je dosaženo při maximální vzletové hmotnosti letounu při letu odpovídajícímu bodu G letové obálky.

$$T_{t_{max}} \doteq 8,6 \text{ kN}$$

$$T_{t_{min}} \doteq -1,7 \text{ kN}$$

6.6 STANOVENÍ PRŮBĚHU OHYBOVÝCH MOMENTŮ NA KŘÍDLE

Ohybový moment je stanoven dle Schwedlerovy věty jako integrace posouvajících sil působících na křídlo. Integrovány byly tečné a normálové složky posouvajících sil v aerodynamické soustavě křídla. Poté byly složky převedeny na normálové a tečné obdobně jako v případě výpočtu posouvajících sil. V grafech 22 a 23 jsou zobrazeny průběhy

ohybových momentů pro hraniční body obálky, pro maximální i minimální vzletovou hmotnost a křídélkové i klapkové případy.

Ohybový moment v aerodynamické soustavě dán jako:

$$M_{o_x} = \int_0^l T_x(z) dz \quad M_{o_y} = \int_0^l T_y(z) dz$$

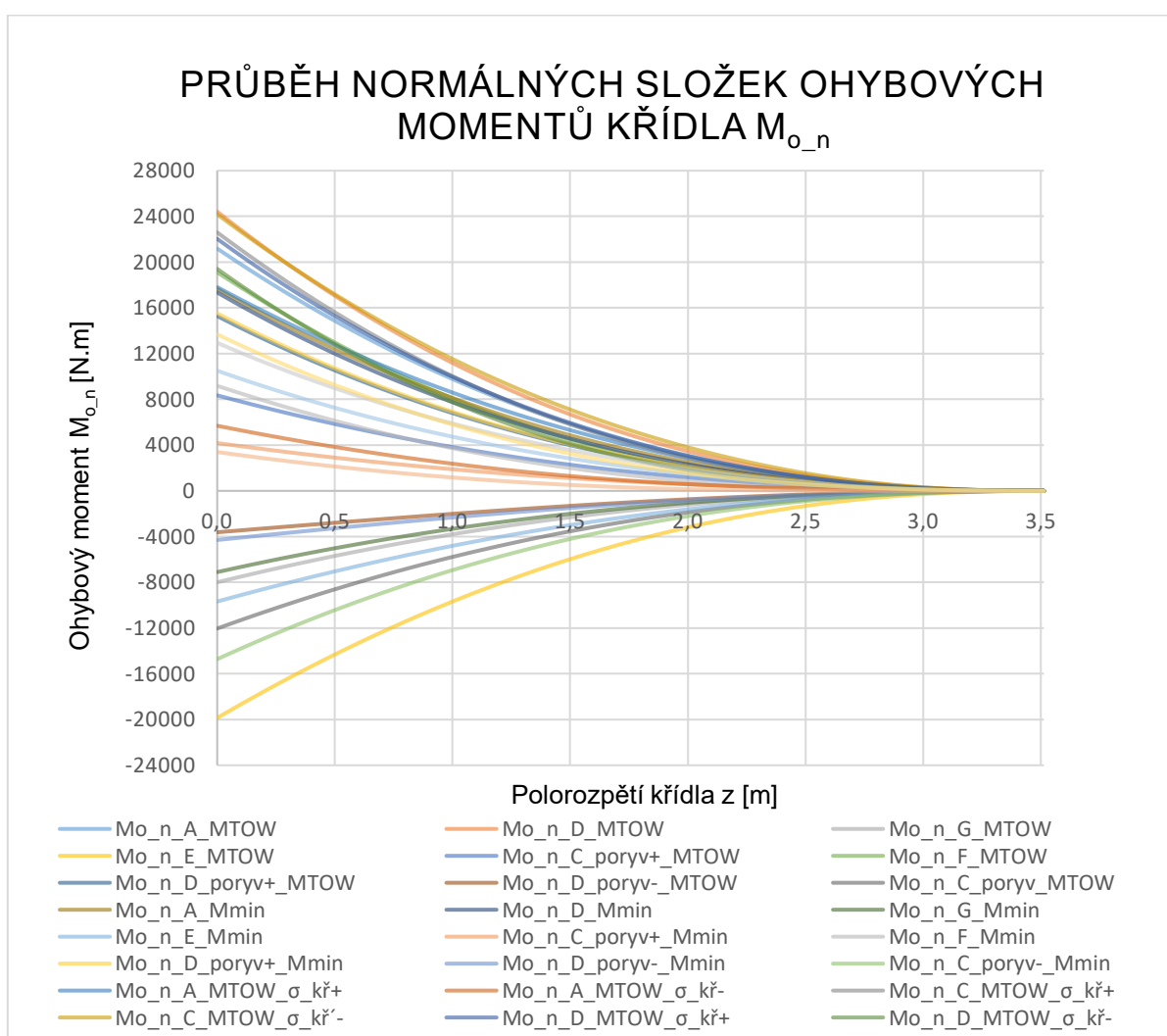
Celkový ohybových moment je roven odmocnině ze součtu kvadrátů x-ové a y-ové složky ohybového momentu:

$$M_{o_R} = \sqrt{M_{o_x}^2 + M_{o_y}^2}$$

Poté je možné převést ohybový moment od výsledné aerodynamické síly na normálové a tečné složky.

$$M_{o_n} = M_{o_y} \cdot \sin \alpha + M_{o_x} \cdot \cos \alpha$$

$$M_{o_t} = M_{o_y} \cdot \cos \alpha - M_{o_x} \cdot \sin \alpha$$

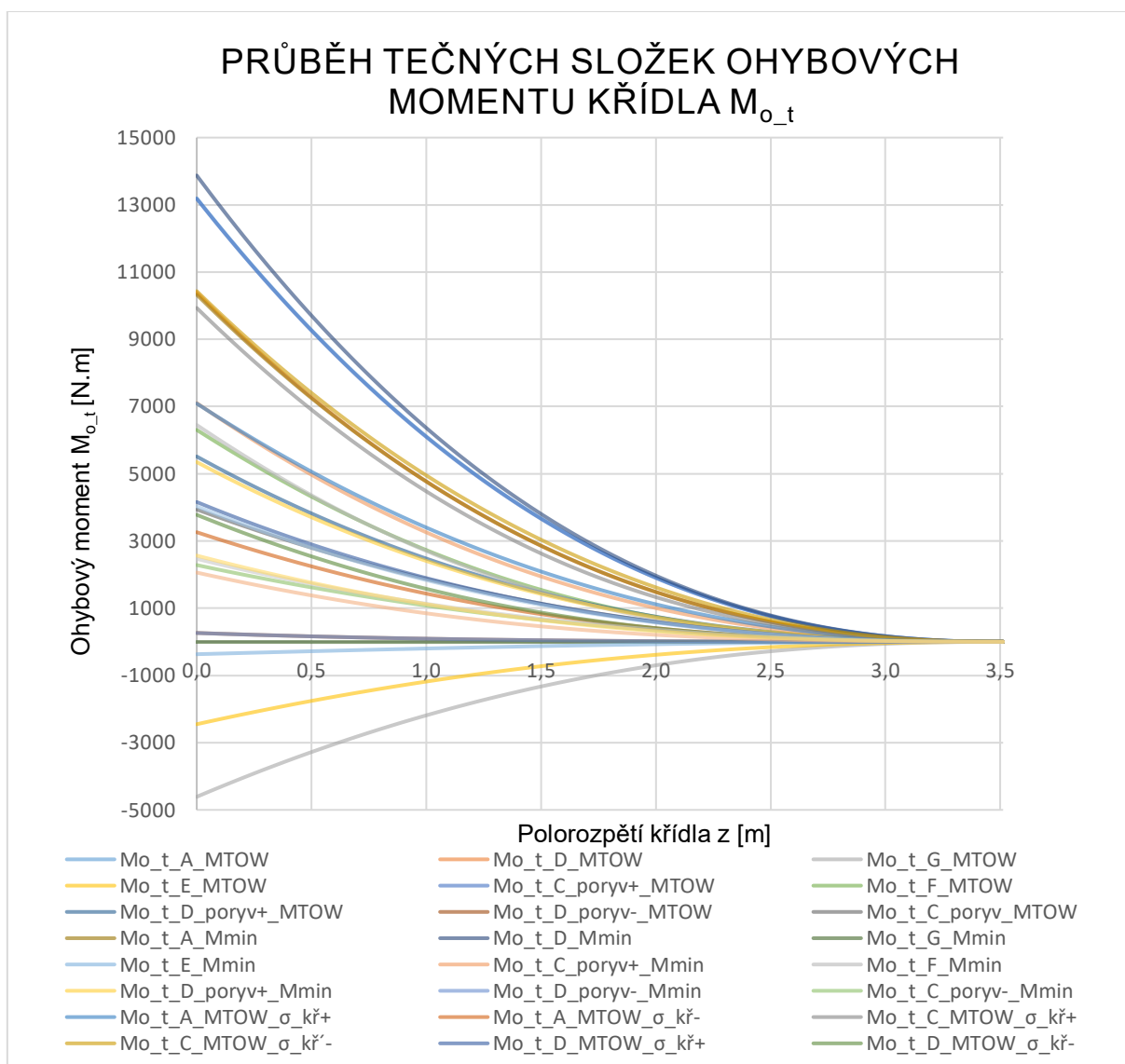


Graf 22 – Normálová složka ohybových momentů pro hraniční body obálky

Nejvyšší kladné hodnoty normálové složky ohybového momentu je dosaženo při letu letounu o maximální vzletové hmotnosti na rychlosti v_D . Naopak nejvyšší záporné hodnoty je dosaženo v bodě E letové obálky při maximální vzletové hmotnosti.

$$+M_{o_n,max} \doteq 24,2 \text{ kN.m}$$

$$-M_{o_n,max} \doteq -19,9 \text{ kN.m}$$



Graf 23 – Tečná složka ohybových momentů pro hraniční body obálky

Maxima tečné složky ohybového momentu je dosaženo při obratu pro letoun o minimální vzletové hmotnosti na rychlosti v_D . Minima je dosaženo při letu odpovídajícímu bodu G obálky násobků při maximální vzletové hmotnosti.

$$+M_{o_t,max} \doteq 13,9 \text{ kN.m}$$

$$-M_{o_t,max} \doteq -4,6 \text{ kN.m}$$

Konkrétní hodnoty normálových ohybových momentů pro jednotlivé hmotnostní konfigurace a letové případy v souřadnicové soustavě křídla jsou uvedeny v tabulkách 29 a 30 v příloze.

6.7 STANOVENÍ PRŮBĚHU KROUTÍCÍCH MOMENTŮ NA KŘÍDLE

Jak již bylo naznačeno na obrázku 37, kroučící moment se skládá ze složky hmotové (od baterií a samotného křídla) a příspěvku od součinitele klopivého momentu. Průběh kroučícího momentu je dán integrací výsledného spojitého zatížení od krutu $q_{k\ A.O.}(z)$.

Spojitě zatížení od krutu bylo stanoveno k aerodynamické ose křídla, protože aerodynamická osa křídla odpovídá poloze předního nosníku křídla.

$$M_{K_{AO}} = M_{K_{PN}} = M_{K_{cm0}} + M_{K_{mB}} + M_{K_{mKŘ}}$$

Příspěvek od součinitele klopivého momentu $M_{K_{cm0}}$ je dán jako:

$$M_{K_{cm0}} = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{m_{z0}}(z) dz = \int_0^{\frac{l}{2}} \left[\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{m0}(z) \cdot b(z)^2 \right] dz$$

Hmotovou složku od baterií je možné vyjádřit jako:

$$M_{K_{mB}}(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{mB}(z) dz = \int_0^{\frac{l}{2}} T_{mB} \cdot (x_{AO} - x_{CGB}) dz$$

A od samotného křídla jako:

$$M_{K_{mKŘ}} = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{mKŘ}(z) dz = \int_0^{\frac{l}{2}} T_{mKŘ} \cdot (x_{CG} - x_{AO}) dz$$

Celková hmotová složka krutu je rovna součtu hmotové složky od křídla a od baterií.

$$q_m(z) = q_{mKŘ}(z) + q_{mB}(z)$$

Spojitě zatížení od krutu lze pak vyjádřit jako:

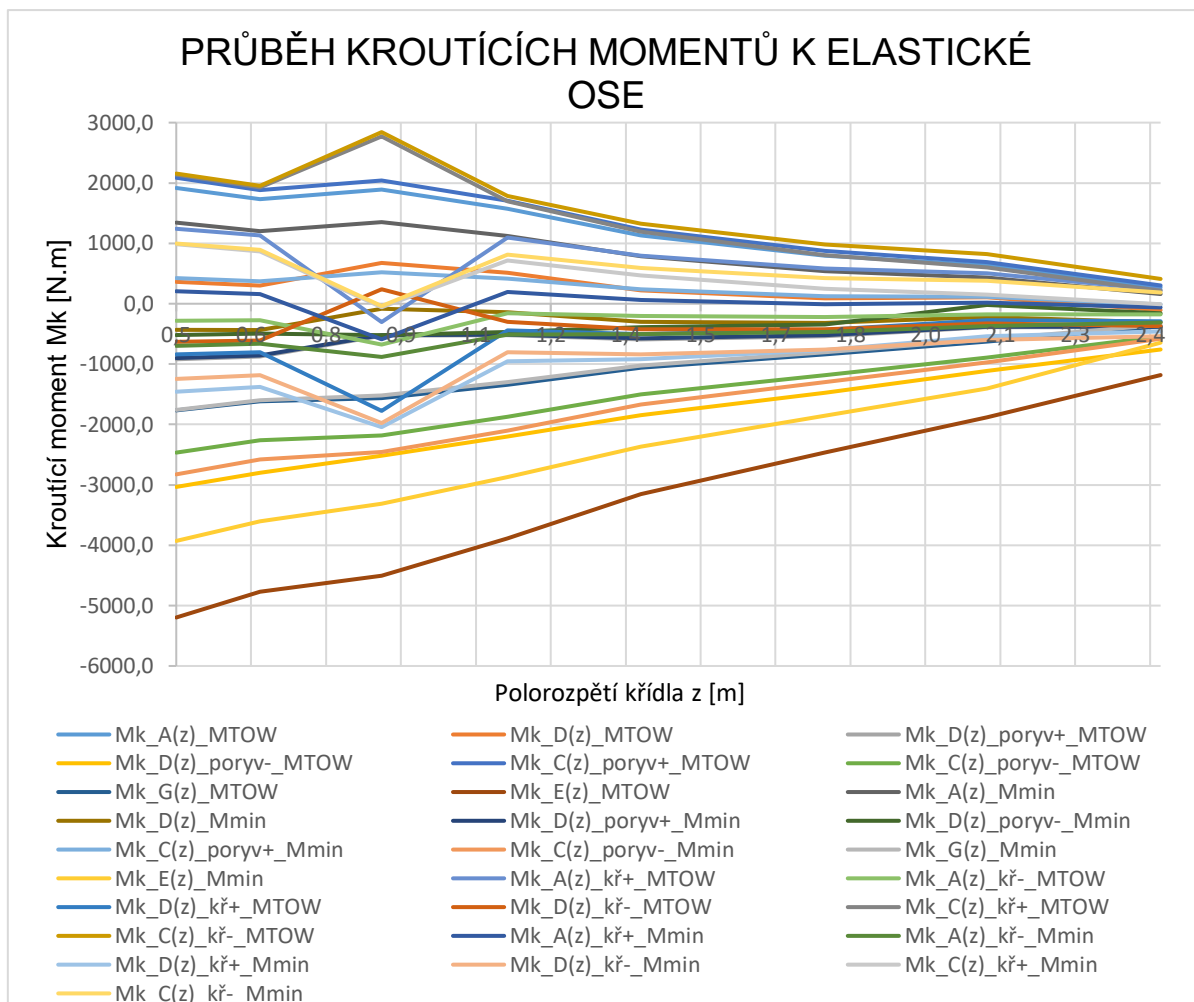
$$q_{k\ A.O.} = q_{m_{z0}} + q_m(x_{CG} - x_{AO})$$

A nakonec průběh kroučícího momentu k přednímu nosníku jako:

$$M_K(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{k\ A.O.}(z) dz$$

Kroučící moment byl přepočten k elastické ose a pro jednotlivé případy je zobrazen v grafech. Stanovení polohy elastické osy je popsáno v kapitole 6.

Konkrétní hodnoty kroučících momentů pro jednotlivé hmotnostní konfigurace a letové případy v daných řezech křídla počítané k ohybově elastické ose jsou uvedeny v tabulkách 31 a 32 v příloze.



Graf 24 – Průběh krouťících momentů po polorozpětí křídla k elastické ose

6.8 VÝBĚR KRITICKÝCH POSOUVAJÍCÍCH SIL, OHYBOVÝCH A KROUTÍCÍCH MOMENTŮ

Tabulka 33 – Kritické posouvající síly a ohybové momenty v S.S. křídla

Řez	z [m]	$T_{n_D_obrat}$ m_{TOW} [N]	T_{n_E} m_{TOW} [N]	M_{on_D} m_{TOW} [N.m]	M_{on_E} m_{TOW} [N.m]	M_{K_E} m_{TOW} [N.m]
1	0,453	14296,496	-10404,180	3003,912	-14793,089	-5621,5
2	0,621	13253,795	-9785,488	2631,265	-13104,991	-5160,3
3	0,864	11736,003	-8858,885	2130,495	-10786,553	-4640,4
4	1,116	10294,793	-7946,191	1698,622	-8735,886	-3495,8
5	1,383	8785,090	-6949,844	1292,364	-6756,386	-3326,1
6	1,752	6820,564	-5668,802	795,902	-4567,185	-2373,1
7	2,077	5200,595	-4387,075	521,638	-2844,486	-1849,3
8	2,424	3584,845	-3123,082	270,198	-1518,873	-1232,9

7 DIMENZOVÁNÍ UPRAVENÉHO KŘÍDLA

7.1 PŘEROZDĚLENÍ ZATÍŽENÍ

Zatížení od kritických posouvajících sil a ohybových momentů byly přerozděleno na přední a zadní nosník v poměru ohybových tuhostí dle následujících vztahů:

$$T_{PN} = T \cdot \left(\frac{x_{OEO} - x_{ZN}}{x_{PN} - x_{ZN}} \right)$$

$$T_{ZN} = T - T_{PN}$$

$$M_{OPN} = M_o \cdot \left(\frac{x_{OEO} - x_{ZN}}{x_{PN} - x_{ZN}} \right)$$

$$M_{OZN} = T - T_{PN}$$

T_{PN} Posouvající síla působící na přední nosník

T_{ZN} Posouvající síla působící na zadní nosník

T Posouvající síla působící na křídlo

M_{OPN} Ohybový moment působící na přední nosník

M_{OZN} Ohybový moment působící na zadní nosník

M_o Ohybový moment působící na křídlo

Pro výpočet přerozdělených posouvajících sil a ohybových momentů je nutné znát polohu ohybově elastické osy x_{OEO} . Ta je stanovena v podkapitole 7.4., kde jsou také zdefinovány vzdálenosti předního (x_{PN}) a zadního nosníku (x_{ZN}) od náběžné hrany.

Tabulka 34 – Přerozdělení zatížení

PŘEDNÍ NOSNÍK				
z [m]	$T_{n_D_obrat}$ m_{TOW} [N]	T_{n_E} m_{TOW} [N]	M_{on_D} m_{TOW} [N.m]	M_{on_E} m_{TOW} [N.m]
0,453	10559,8	-7684,8	13070,7	-10926,6
0,621	9296,1	-6863,5	10880,4	-9191,7
0,864	8231,4	-6213,4	8815,3	-7565,4
1,116	6898,3	-5324,5	6714,9	-5853,7
1,383	5886,6	-4656,9	5105,7	-4527,2
1,752	4918,6	-4088,0	3555,1	-3293,6
2,077	3212,5	-2710,0	1896,7	-1757,1
2,424	3247,1	-2785,1	1679,5	-1573,6
ZADNÍ NOSNÍK				
z [m]	$T_{n_D_obrat}$ m_{TOW} [N]	T_{n_E} m_{TOW} [N]	M_{on_D} m_{TOW} [N.m]	M_{on_E} m_{TOW} [N.m]
0,453	3736,7	-2719,3	4625,2	-3866,5
0,621	3957,7	-2922,0	4632,2	-3913,2

0,864	3504,6	-2645,5	3753,3	-3221,1
1,116	3396,5	-2621,6	3306,2	-2882,2
1,383	2898,5	-2293,0	2514,0	-2229,1
1,752	1902,0	-1580,8	1374,8	-1273,6
2,077	1988,1	-1677,1	1173,7	-1087,4
2,424	1105,1	-947,8	571,6	-535,5

7.2 HLAVNÍ POŽADAVKY PŘEDPISU CS-23

Předpisem CS-23.301-307 jsou dány následující požadavky na zatížení letounu. Základním požadavkem pro pevnostní výpočty je stanovení provozního a početního zatížení.

a) provozní zatížení

Provozní zatížení představuje maximální zatížení, o kterém se předpokládá, že může v provozu nastat. Konstrukce musí být schopna snášet provozní zatížení bez výskytu škodlivých trvalých deformací. Při každém zatížení až do provozního zatížení nesmí deformace narušit bezpečný provoz.

b) početní zatížení

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

Pokud není stanoveno jinak, musí být používán součinitel bezpečnosti hodnoty $k = 1,5$.

Další požadavky na zatížení letounu, které udává předpis CS-23:

Pokud není určeno jinak, jsou předepsaná zatížení provozními zatíženími.

Pokud není stanoveno jinak, letové, pozemní a zatížení od vody musí být uvedeno do rovnováhy se setrvačnými silami, s ohledem na každou jednotlivou hmotnou položku letounu. Tato zatížení musí být rozložena tak, aby blízce aproximovala nebo přesně představovala skutečná zatížení.

Jestliže by deformace od zatížení podstatně změnily rozložení vnějšího nebo vnitřního zatížení, musí být tyto změny v rozložení zatížení uvažovány ve výpočtu.

Kritéria zjednodušeného pevnostního výpočtu smějí být použita, jestliže jejich výsledkem nejsou menší zatížení než ta, která jsou předepsána v CS 23.331 až 23.521. Pro letouny popsané v Dodatku A, odstavci A23.1, jsou kritéria návrhu v Dodatku A

CS-23 schváleným ekvivalentem ustanovení CS 23.321 až 23.459. Jestliže se použije Dodatek A, musí být použit jako celek náhradou za odpovídající odstavce tohoto předpisu CS-23.

CS 23.307 Průkaz pevnosti konstrukce

(a) Vyhovění požadavkům na pevnost a deformaci podle CS 23.305 musí být prokázáno pro všechny kritické podmínky zatížení. Průkaz pevnostním výpočtem se smí použít jen tehdy, jestliže daná konstrukce odpovídá konstrukcím, u nichž zkušenost ukázala, že je tato metoda výpočtu spolehlivá. V ostatních případech musí být provedeny příslušné pevnostní zkoušky zatížení. Dynamické zkoušky zahrnující pevnostní letové zkoušky konstrukce se mohou použít, jestliže jsou napodobeny návrhové případy zatížení.

(b) Určité části konstrukce musí být zkoušeny tak, jak je stanoveno v Hlavě D CS-23.

Aby mohlo být početní zatížení stanoveno, je nejprve nutné popsat použitý materiál na nosnících a potahu z hlediska pevnostních charakteristik, a dále pak popsat přenos zatížení jednotlivých částí konstrukce. V tabulce 35 je uvedena specifikace materiálu, který byl na letounu použit, včetně hodnot maximálních dovolených napětí v tahu, tlaku a ve smyku.

Tabulka 35 – Specifikace materiálu použitého na křídle letounu UL-39 Albi II

Část konstrukce	Materiál	Směr vláken	TLoušťka	σ_{tah_max}	σ_{tlak_max}	τ_{max}	E
			[mm]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]
Pásnice nosníku	Uhlíkový prepreg	Jednosměrný	0,12	1 500	900		
Stojina nosníku	Tkanina	Více směrný	0,15			120	61 000
Potah	Tkanina	Více směrný	0,15				

[84]

V křídle letounu je umístěno 5 žeber v levé i pravé části. Křídlo se dále skládá ze dvou nosníků, přičemž přední nosník prochází křídlem po celém rozpětí, zatímco zadní nosník dosahuje pouze do poloviny polorozpětí. Zadní nosník slouží především jako nosná část konstrukce, pro uchycení vztlakových klapek a podvozku. Jak již bylo řečeno výše, kontejnery s bateriemi byly rozmístěny do dutin definovaných pomocí polohy žeber křídla, tj. mezi přední nosník a náběžnou hranu. Z tohoto důvodu bylo nutné s ohledem na zatížení křídla zadní nosník prodloužit až k počátku křídélka. Křídlo lze proto počítat jako jednodutinové.

Ohybový moment v normálové i tečné rovině je přenášen pásnicemi nosníků. Přerozdělen je na nosníky v poměru ohybových tuhostí. Posouvající síla je v normálové

rovině přenášená stojinami nosníků. Posouvající síly v tečné rovině přenáší potah a smykové napětí od krutu nese torzní skříň.

7.3 SESTAVENÍ GEOMETRICKÝCH PODKLADŮ PRO DIMENZOVÁNÍ KŘÍDLA

Kontrola pevnosti předního nosníku bude probíhat v 8 řezech. Význačnými řezy jsou řez 1, který byl proveden u kořene křídla, řezy 3 a 6 v místě žebel vyznačujících definované objemy pro umístění baterií, a řez 8 v koncové části zadního nosníku.

Přední nosník se nachází v 25 % tětivy křídla. Stavební výšky předního i zadního nosníku byly odměřeny pomocí softwaru Siemens NX, stejně tak jako vzdálenost obou nosníků od náběžné hrany křídla. Zadní nosník se nachází přibližně v 60 % tětivy křídla.

7.3.1 Stanovení průřezových charakteristik nosníků

Pro potřeby dalších výpočtů bylo nutné stanovit také průřezové charakteristiky obou nosníků. Přední nosník je skříňový, přičemž od roviny trupu až po konec podvozkové šachty má uzavřený profil. Dále pokračuje otevřeným C profilem. Pro další výpočty bude uvažováno zjednodušení v podobě převedení skříňového nosníku na stojinu a pásnice.

Po zjednodušení je možné určit osový kvadratický moment průřezu nosníku jako:

$$J_z = \frac{1}{12} \cdot b \cdot t_{tl}^3 + A_{tl} \cdot (H - y)^2 + \frac{1}{12} \cdot b \cdot t_t^3 + A_t \cdot (H - y)^2$$

b šířka pásnice

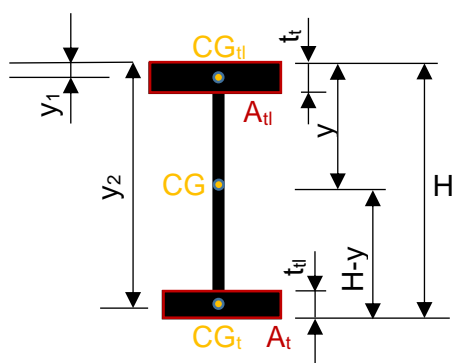
t_t tloušťka tažené pásnice

t_{tl} tloušťka tlačené pásnice

A_{tl} navržená plocha tlačené pásnice

A_t navržená plocha tažené pásnice

y poloha těžiště nosníku



Obrázek 28 – Schéma pásnice

Tabulka 36 – Šířky pásnic nosníků

Šířka pásnice předního nosníku b_{PN} [mm]	51
Šířka pásnice zadního nosníku b_{ZN} [mm]	25

Pro první přiblížení byla stanovena minimální plocha pásnice dle následujícího vztahu:

$$A_{skutečná} \geq A_{min} = \frac{M_o \cdot k}{h_{ef} \cdot \sigma_m}$$

M_o [N.m] provozní ohybový moment v místě řezu

k [1] součinitel bezpečnosti (přepočet na početní zatížení)

h_{ef} [mm] efektivní výška nosníku (vzdálenost těžišť pásnic)

H [mm] výška profilu v daném řezu

R_m [N.mm⁻²] mez pevnosti v tahu

Zjednodušeně se dá efektivní výška nosníku stanovit dle následujícího vztahu:

$$h_{ef} = (0,8 - 0,85) \cdot H$$

Po zjednodušení budou výsledné hodnoty efektivní výšky nosníku na bezpečné straně.

Jak rovnice ukazuje, minimální plocha pásnice je závislá především na velikosti ohybového momentu. Průběhy maximálního a minimálního ohybového momentu v normálové složce jsou uvedeny v tabulce 33. Tyto hodnoty je nutné přerozdělit v poměru tuhostí nosníků na přední a zadní nosník. Přerozdělen bylo nejprve provedeno pro normálové složky maximální a minimální hodnoty posouvající síly. Postup je popsán v podkapitole 6.2. Když byly získány průběhy posouvajících sil pro přední a zadní nosník, byla provedena následně integrace pomocí lichoběžníkové metody. Tím byly získány hodnoty ohybových momentů, které působí na přední a zadní nosník. Následně už mohla být určena minimální plocha pásnice. Následně už mohl být dopočítán kvadratický moment pro přední i zadní nosník, kam byla minimální plocha pásnice dosazena. Nicméně pro výpočet bylo nutné ještě stanovit vzdálenost polohy těžiště pásnice od vzdálenosti polohy těžiště nosníku. Tato vzdálenost byla určena pomocí programu Siemens NX. Přehled je uveden v tabulce 37.

Příklad stanovení kvadratického momentu předního nosníku v řezu $z = 0,453$ m:

$$J_z = \frac{1}{12} \cdot b \cdot p^3 \cdot t_{tl}^3 + A_{tl} \cdot (H - y)^2 + \frac{1}{12} \cdot p^3 \cdot b \cdot t_t^3 + A_t \cdot (H - y)^2$$

$$y = \frac{A_{tl} \cdot y_1 + A_t \cdot y_2}{A_{tl} + A_t} = \frac{184 \cdot 1,5 + 153 \cdot 169}{184 + 152} = 77,7 \text{ mm}$$

$$J_z = \frac{1}{12} \cdot 51 \cdot (0,12 \cdot 25)^3 + 184 \cdot (201 - 77,7)^2 + \frac{1}{12} \cdot 51 \cdot (0,12 \cdot 25)^3 + 153 \cdot (201 - 77,7)^2 = 5,1 \cdot 10^6 \text{ mm}^4$$

Tabulka 37 – Geometrické charakteristiky nosníků

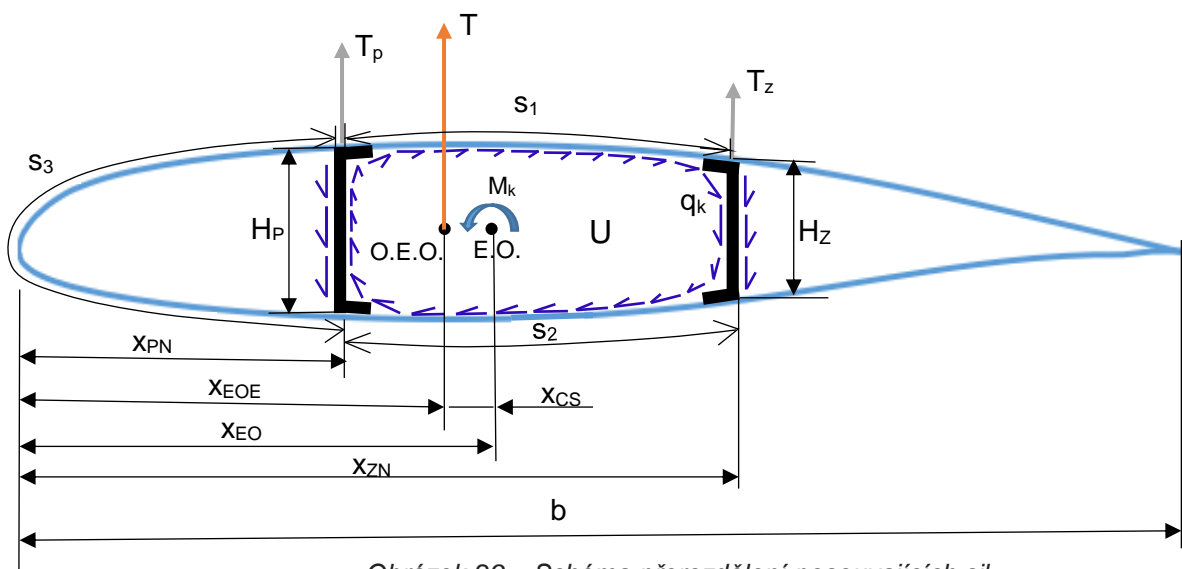
PŘEDNÍ NOSNÍK (PN)														
Řez	Poloha z [m]	Relativní poloha \bar{z} [1]	Hloubka b(z) [m]	Výška profilu H [mm]	Efektivní výška H_{ef} [m]	Vzdálenost PN od náběžné hrany x_{PN} [m]	jistota tažené j_t [1]	jistota tlačené j_{tl} [1]	σ_t [MPa]	σ_{tl} [MPa]	Počet vrstev [1]	Plocha tlačené pásnice_návrh A_{PN_SP} [mm ²]	Plocha tažené pásnice_návrh A_{PN_HP} [mm ²]	Kvadratický moment J_{PN_TP+TLP} [mm ⁴]
1	0,453	0,1289	1,536	201	0,171	0,384	1,7	1,2	1015,9	847,5	9	55	55	1474646
2	0,621	0,1768	1,501	197	0,167	0,375	1,9	1,4	911,3	768,3	9	55	55	1408208
3	0,864	0,2459	1,45	190	0,161	0,363	1,6	1,1	907,5	777,3	8	18	31	1168123
4	1,116	0,3177	1,399	183	0,156	0,350	1,9	1,3	570,2	496,1	8	12	24	815545
5	1,383	0,3937	1,343	176	0,150	0,336	1,8	1,2	921,9	815,8	5	18	24	626301
6	1,752	0,4987	1,269	166	0,141	0,317	1,6	1,1	666,2	615,9	4	18	18	447346
7	2,077	0,5912	1,199	157	0,134	0,300	1,5	1,1	651,5	602,3	3	12	12	299516
8	2,424	0,69	1,126	148	0,125	0,282	2,3	1,5	723,3	676,3	2	12	12	176103
ZADNÍ NOSNÍK (ZN)														
Řez	Poloha z [m]	Relativní poloha \bar{z} [1]	Hloubka b(z) [m]	Výška profilu H [mm]	Efektivní výška H_{ef} [m]	Vzdálenost ZN od náběžné hrany x_{ZN} [m]	jistota tažené j_t [1]	jistota tlačené j_{tl} [1]	σ_t [MPa]	σ_{tl} [MPa]	Počet vrstev [1]	Plocha tlačené pásnice_návrh A_{ZN_HP} [mm ²]	Plocha tažené pásnice_návrh A_{ZN_SP} [mm ²]	Kvadratický moment J_{ZN_TP+TLP} [mm ⁴]
1	0,453	0,1289	1,536	153	0,130	0,922	1,5	1,1	617,2	514,9	65	144	144	1217326
2	0,621	0,1768	1,501	149	0,127	0,901	1,7	1,2	553,6	466,7	65	144	144	1162516
3	0,864	0,2459	1,45	144	0,144	0,123	1,6	1,1	435,5	373,0	65	126	138	913717
4	1,116	0,3177	1,399	139	0,118	0,839	1,7	1,2	802,0	697,7	38	102	108	697719
5	1,383	0,3937	1,343	134	0,114	0,806	1,6	1,1	506,4	448,2	38	84	96	511332
6	1,752	0,4987	1,269	126	0,107	0,761	1,6	1,1	718,7	664,5	20	54	60	325879
7	2,077	0,5912	1,199	119	0,101	0,719	1,8	1,2	465,4	430,3	20	48	60	222038
8	2,424	0,69	1,126	112	0,095	0,676	1,7	1,1	638,1	596,6	12	33	39	138103

7.4 STANOVENÍ POLOHY ELASTICKÉ OSY

Krouticí moment byl přepočítán k elastické ose dle následujícího vztahu:

$$M_{K_{EO}} = M_{K_{AO}} + (T_y + T_m) \cdot (x_{EO} - x_{AO})$$

Elastická osa křídla (EO) je taková osa po rozpětí křídla, kde v případě, že na ni působí síla kolmá k ploše křídla, dojde pouze k ohybu, ale už ne ke krutu. Avšak působí-li síla mimo tuto osu, dojde už i ke krutu. Smysl kroucení závisí na tom, jestli síla působí na křídlo před elastickou osou nebo za ní. Protože se v případě letounu UL-39 Albi II jedná o dvounosníkové křídlo, leží elastická osa mezi nosníky. Její polohu je možné stanovit jako součet vzdálenosti ohybově elastické osy od náběžné hrany x_{OEO} a vzdálenosti centra smyku x_{CS} od náběžné hrany křídla.



Obrázek 29 – Schéma přerozdělení posouvajících sil

Aby bylo možné krouticí moment přepočítat k elastické ose, je nutná znalost vzdálenosti ohybově elastické osy od náběžné hrany. Ta se stanoví jako:

$$x_{OEO} = \frac{J_{PN} \cdot x_{PN} + J_{ZN} \cdot x_{ZN}}{J_{PN} + J_{ZN}}$$

J_{PN} kvadratický moment předního nosníku

J_{ZN} kvadratický moment zadního nosníku

V podkapitole 7.5 (v tabulce 39) je určena vzdálenost střediska smyku. Vzdálenost elastické osy je pak určena jako:

$$x_{EO} = x_{OEO} + x_{CS}$$

Tabulka 38 – Polohy ohybově elastické osy v jednotlivých řezech

Řez	x_{OEO} [mm]	x_{EO} [mm]	z [m]
1	525	713	0,453
2	532	696	0,621
3	514	673	0,864
4	511	640	1,116
5	491	626	1,383
6	441	581	1,752
7	460	562	2,077
8	382	517	2,424

7.5 STANOVENÍ SMYKOVÝCH TOKŮ V POTAHU A VE STOJINÁCH NOSNÍKU

Uvažuje-li se působíště posouvající síly v ohybově elastické ose, vyvolá tato síla ke středu smyku kroutící moment M_k :

$$M_k = T \cdot x_{cs}$$

Tento moment je možné také vyjádřit pomocí Bredetova vztahu následovně:

$$M_k = 2 \cdot U \cdot q_k$$

U plocha uvažované dutiny

q_k smykový tok po obvodu střednice stěny

Protože kroutící momenty byly stanoveny výše, je možné pro kritické hodnoty kladného i záporného kroutícího momentu dopočítat smykový tok potahu:

$$q_k = \frac{M_k \cdot k}{2 \cdot U}$$

k součinitel bezpečnosti

Součinitel bezpečnosti, který udává předpis, je roven 1,5. Pro dimenzování však byl v tomto případě součinitel bezpečnosti zvýšen 1,25krát, čímž byl zohledněn vliv vlhkosti na kompozitní materiál.

$$k = 1,5 \cdot 1,25 = 1,875$$

Hodnoty smykového toku v potahu pro kritické kladný i záporný případ kroutícího momentu jsou uvedeny v tabulce 30.

Pro stanovení výsledného smykového toku q_v se použije rovnice deformační podmínky, která říká, že zkrut dutiny v při působení síly ve středisku smyku musí být roven nule.

$$v = \frac{1}{2 \cdot U} \cdot \oint \frac{q_v \cdot ds}{G \cdot t} = 0$$

Na základě obrázku 28 je možné rovnici přepsat do následujícího tvaru:

$$v = \frac{1}{2 \cdot U} \cdot \left(\frac{q_k \cdot s_1}{G_1 \cdot t_1} + \frac{q_{ZN} \cdot H_{ZN}}{G_2 \cdot t_2} + \frac{q_k \cdot s_2}{G_3 \cdot t_3} + \frac{q_{PN} \cdot H_{PN}}{G_4 \cdot t_4} \right)$$

q_{PN} celkový smykový tok ve stojině předního nosníku

q_{ZN} celkový smykový tok ve stojině zadního nosníku

$$q_{PN} = q_k - q_P$$

$$q_{ZN} = q_k + q_Z$$

Smykové toky od posouvajících sil ve stojinách lze vyjádřit jako:

$$q_P = \frac{T_P \cdot k}{H_{PN}}$$

$$q_Z = \frac{T_Z \cdot k}{H_{ZN}}$$

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

$$x_{cs} = \frac{2 \cdot U \cdot \left(-\frac{T_Z}{G_Z \cdot t_Z} + \frac{T_P}{G_P \cdot t_P} \right)}{\frac{T \cdot s_1}{G_1 \cdot t_1} + \frac{T \cdot H_{ZN}}{G_2 \cdot t_2} + \frac{T \cdot s_2}{G_3 \cdot t_3} + \frac{T \cdot H_{PN}}{G_4 \cdot t_4}}$$

Tabulka 39 – Geometrické vstupy pro výpočet smykových toků v potahu

Řez	z [m]	U [mm ²]	s ₁ [mm]	s ₂ [mm]	t ₁ [mm]	t _z [mm]	t ₂ [mm]	t _p [mm]	q _k [N/m]	x _{cs} [mm]
1	0,453	105499	538	510	7	3	7	5	-46180,0	80
2	0,621	99784	519	521	7	3	7	5	-44814,3	77
3	0,864	88558	506	506	7	3	7	5	-47686,4	40
4	1,116	85059	472	477	7	3	7	5	-42849,3	41
5	1,383	85973	464	469	7	3	7	5	-34405,4	58
6	1,752	68508	441	440	7	3	7	5	-33731,4	48
7	2,077	74249	400	404	7	3	7	5	-23787,8	42
8	2,424	53624	388	386	7	3	7	5	-20651,4	59

Tabulka 40 – Smykové toky ve stojinách nosníků

q _p [N/m]	q _z [N/m]	q _{PN} [N/m]	q _{ZN} [N/m]
-53108,5	-57685,8	99288,5	-103865,8
-51114,4	-55521,6	95928,7	-100335,9
-41355,8	-60645,3	89042,1	-108331,7
-38685,9	-56066,4	81535,2	-98915,7
-37902,1	-47586,4	72307,5	-81991,8
-32434,6	-41452,0	66166,0	-75183,4
-24796,8	-36281,1	48584,6	-60068,9
-26594,3	-27441,6	47245,6	-48093,0

7.6 NÁVRH TLOUŠŤKY POTAHU Z HLEDISKA KRITICKÉHO NAPĚTÍ A PEVNOSTI

Jako mezní kritické napětí ve stojně je brána mez ztráty stability.

Dle Herberta Funkeho [87] je možné stanovit napětí ve smyku v potahu křídla dle následujícího vztahu:

$$\tau_K = \kappa \cdot k \cdot E_w \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2$$

k součinitel meze stability

Součinitel κ je možné stanovit jako:

$$\kappa = 3 \cdot \frac{4 \cdot \left(\frac{E_2 \cdot s_2}{E_1 \cdot s_1}\right)}{\left[1 + \left(\frac{E_2 \cdot s_2}{E_1 \cdot s_1}\right)\right]^2}$$

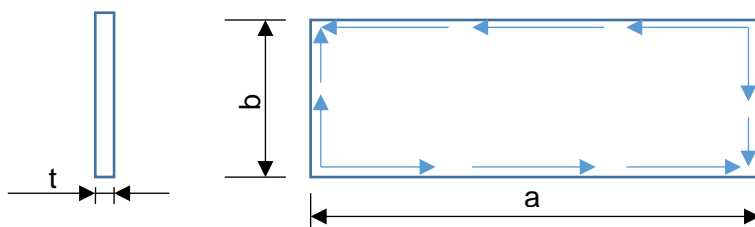
Protože je modul pružnosti v tahu v potahu i ve stojnách stejný, je možné daný vztah zjednodušit.

$$\kappa = 3 \cdot \frac{4 \cdot \left(\frac{s_2}{s_1}\right)}{\left[1 + \left(\frac{s_2}{s_1}\right)\right]^2}$$

Protože se jedná o symetrickou skladbu uhlíkového kompozitu, je tloušťka svrchní (s_2) i spodní (s_1) strany potahu totožná. Odtud je κ možné vyjádřit jako:

$$\kappa = 3 \cdot \frac{4}{4} = 3$$

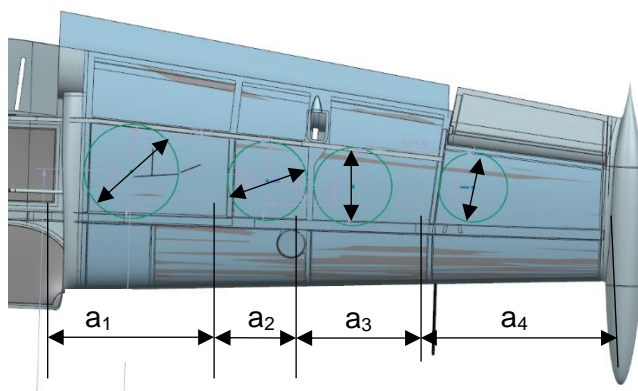
Na základě obrázku 4.42 z literatury pana Herberta Funkeho je možné odečíst součinitel K ze znalosti poměru $\frac{b}{a}$.



Obrázek 30 – Stabilita tenké desky

Řešené plochy potahu nelze považovat za obdélník, proto byl rozměr a stanoven jako největší vzdálenost mezi žebry sledované oblasti a hloubka desky b byla určena jako průměr největší vepsané kružnice řešené části potahu. Jak vyplývá z obrázku 31 byly řešeny čtyři oblasti potahu vymezené žebry mezi předním a zadním nosníkem.

Je nutné také podotknout, že potah má proměnlivý rádius, který není ve výpočtech zohledněn. Nicméně hodnoty výpočtů se při nezohlednění proměnlivého rádia pohybují na bezpečné straně



Obrázek 31 – Stanovení klíčových geometrických rozměrů potahu

Tabulka 41 – Definování geometrie sledovaných oblastí potahu

POTAH			
1.oblast	2.oblast	3.oblast	4.oblast
$b_1 = 549 \text{ mm}$	$b_2 = 444 \text{ mm}$	$b_2 = 439 \text{ mm}$	$b_2 = 387 \text{ mm}$
$a_1 = 841 \text{ mm}$	$a_2 = 476 \text{ mm}$	$a_2 = 716 \text{ mm}$	$a_2 = 936 \text{ mm}$
$\frac{b}{a} = \frac{549}{841} = 0,65$	$\frac{b}{a} = \frac{444}{476} = 0,93$	$\frac{b}{a} = \frac{439}{716} = 0,61$	$\frac{b}{a} = \frac{387}{936} = 0,41$
$K(0,65) = 6,3$	$K(0,93) = 8,0$	$K(0,61) = 6,1$	$K(0,41) = 5,5$

Příklad stanovení tloušťky potahu z pohledu pevnosti a z pohledu kritického napětí je uveden pro řez $z = 0,453 \text{ m}$, který spadá do první sledované oblasti potahu:

Všechny veličiny ve vztahu pro výpočet kritického napětí potahu u kořene křídla jsou známy. V případě potahu je za tloušťku nutné dosadit tloušťku sendviče potahu, tj. tloušťku jádra a laminátu. Minimální tloušťka jádra je z technologických důvodů 3 mm. Tloušťka laminátu je volena. Kritické napětí v místě řezu je pak:

$$\tau_K = \kappa \cdot k \cdot E_w \cdot \left(\frac{t \cdot p}{b}\right)^2 = 3 \cdot 6,3 \cdot 61000 \cdot \left(\frac{0,2 \cdot 2 + 3}{549}\right)^2 = 44,2 \text{ MPa}$$

p počet vrstev

t tloušťka vrstvy potahu

Napětí potahu je rovno podílu smykového toku v potahu q_k ku tloušťce sendviče.

$$\tau_p = \frac{q_k}{t \cdot p}$$

Smykový tok potahu q_k pro jednotlivé řezy je uveden v tabulce 39. Pro řez $z=0,453$ m odpovídá:

$$q_k = \frac{M_k \cdot k}{2 \cdot U} = \frac{5\,621,5 \cdot 1,875}{2 \cdot 0,105\,499 \cdot 1000} = 49,955 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$$

Nyní je možné dopočíst napětí potahu τ_p :

$$\tau_p = \frac{q_k}{t \cdot p} = \frac{49,955}{0,2 \cdot 6} = 38,5 \text{ MPa}$$

A následně dopočíst jistotu vůči kritickému napětí:

$$j_{\tau_K} = \frac{\tau_K}{\tau_p} = \frac{44,2}{38,5} \doteq 1,1$$

$$j_{\tau_{max}} = \frac{\tau_{max}}{\tau_p \cdot k} = \frac{120}{38,5 \cdot 1,875} = 1,7$$

Tabulka 42 – Návrh tloušťek potahu

τ_p [MPa]	τ_{K1} [MPa]	Počet vrstev p [1]	$j_{\tau_{K1}}$ [1]	$j_{\tau_{max1}}$ [1]	τ_{K2} [MPa]	Počet vrstev p [1]	$j_{\tau_{K2}}$ [1]	$j_{\tau_{max2}}$ [1]
38,5	103,4	6	1,4	5,8	87,3	4	1,2	5,8
37,3	103,4	6	1,5	6,0	87,3	4	1,2	6,0
39,7	103,4	6	1,4	5,7	87,3	4	1,2	5,7
35,7	103,4	6	1,5	6,3	87,3	4	1,3	6,3
28,7	67,5	6	1,3	7,8	69,9	2	1,3	7,8
28,1	67,5	6	1,3	8,0	69,9	2	1,3	8,0
19,8	67,5	6	1,8	11,4	69,9	2	1,9	11,4
17,2	55,2	4	1,1	8,7	69,9	2	1,4	8,7
τ_{K3} [MPa]	Počet vrstev p [1]	$j_{\tau_{K3}}$ [1]	$j_{\tau_{max3}}$ [1]	τ_{K4} [MPa]	Počet vrstev p [1]	$j_{\tau_{K4}}$ [1]	$j_{\tau_{max4}}$ [1]	
42,8	2	1,1	5,8	48,2	4	1,3	2,5	
42,8	2	1,1	6,0	48,2	4	1,3	2,5	
42,8	2	1,1	5,7	48,2	4	1,2	2,5	
42,8	2	1,2	6,3	38,6	2	1,1	3,1	
42,8	2	1,5	7,8	38,6	2	1,3	3,1	
42,8	2	1,5	8,0	38,6	2	1,4	3,1	
42,8	2	2,2	11,4	38,6	2	1,9	3,1	
42,8	2	2,5	13,1	38,6	2	2,2	3,1	

7.7 NÁVRH NOSNÍKŮ Z HLEDISKA KRITICKÉHO NAPĚTÍ A PEVNOSTI

Tabulka 43 – Definování geometrie sledovaných oblastí předního nosníku

PŘEDNÍ NOSNÍK			
1.oblast	2.oblast	3.oblast	4.oblast
$b_1 = 174 \text{ mm}$	$b_2 = 159 \text{ mm}$	$b_2 = 154 \text{ mm}$	$b_2 = 136 \text{ mm}$
$a_1 = 841 \text{ mm}$	$a_2 = 460 \text{ mm}$	$a_2 = 668 \text{ mm}$	$a_2 = 959 \text{ mm}$
$\frac{b}{a} = \frac{174}{841} = 0,21$	$\frac{b}{a} = \frac{159}{460} = 0,35$	$\frac{b}{a} = \frac{154}{668} = 0,23$	$\frac{b}{a} = \frac{136}{959} = 0,14$
$K(0,21) = 5,1$	$K(0,35) = 5,5$	$K(0,23) = 5,3$	$K(0,41) = 5,0$

Příklad výpočtu pevnosti stojiny předního nosníku pro řez $z = 0,453 \text{ m}$:

$$\tau_K = \kappa \cdot k \cdot E_w \cdot \left(\frac{t \cdot p}{b}\right)^2 = 3,5, 1,61000 \cdot \left(\frac{0,2,2 + 3}{174}\right)^2 = 305,9 \text{ MPa}$$

$$\tau_P = \frac{q_{PN}}{t \cdot p}$$

$$q_{PN} = 99,288 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$$

$$\tau_P = \frac{q_{PN}}{t \cdot p} = \frac{99,288}{0,2,2} = 30,1 \text{ MPa}$$

$$j_{stabilita} = \frac{\tau_K}{\tau_P \cdot k} = \frac{305,9}{30,1 \cdot 1,875} \doteq 5,4$$

$$j_{pevnost} = \frac{\tau_{max}}{\tau_P \cdot k} = \frac{120}{30,1 \cdot 1,875} = 2,1$$

Tabulka 44 – Definování geometrie sledovaných oblastí zadního nosníku

ZADNÍ NOSNÍK			
1.oblast	2.oblast	3.oblast	4.oblast
$b_1 = 172 \text{ mm}$	$b_2 = 161 \text{ mm}$	$b_2 = 130 \text{ mm}$	$b_2 = 95 \text{ mm}$
$a_1 = 841 \text{ mm}$	$a_2 = 434 \text{ mm}$	$a_2 = 775 \text{ mm}$	$a_2 = 931 \text{ mm}$
$\frac{b}{a} = \frac{172}{841} = 0,21$	$\frac{b}{a} = \frac{161}{434} = 0,37$	$\frac{b}{a} = \frac{130}{775} = 0,16$	$\frac{b}{a} = \frac{95}{931} = 0,11$
$K(0,21) = 5,1$	$K(0,37) = 5,7$	$K(0,16) = 1,3$	$K(0,11) = 1,0$

Tabulka 45 – Kontrola stojiny předního nosníku

Počet vrstev [1]	TPN_p1 [MPa]	TPN_k1 [MPa]	$j_{\tau_{K1}}$ [1]	$j_{\tau_{max1}}$ [1]	TPN_p2 [MPa]	TPN_k2 [MPa]	$j_{\tau_{K2}}$ [1]	$j_{\tau_{max2}}$ [1]	TPN_p3 [MPa]	TPN_k3 [MPa]	$j_{\tau_{K3}}$ [1]	$j_{\tau_{max3}}$ [1]	TPN_p4 [MPa]	TPN_k4 [MPa]	$j_{\tau_{K4}}$ [1]	$j_{\tau_{max4}}$ [1]
10	49,6	1153,3	12,4	1,3	49,6	995,3	10,7	1,3	49,6	1022,4	11,0	1,3	49,6	1236,8	13,3	1,3
8	60,0	1004,6	8,9	1,1	60,0	842,4	7,5	1,1	60,0	865,4	7,7	1,1	60,0	1046,8	9,3	1,1
8	55,7	1004,6	9,6	1,2	55,7	842,4	8,1	1,2	55,7	865,4	8,3	1,2	55,7	1046,8	10,0	1,2
8	51,0	1004,6	10,5	1,3	51,0	842,4	8,8	1,3	51,0	865,4	9,1	1,3	51,0	1046,8	11,0	1,3
6	60,3	565,1	5,0	1,1	60,3	702,3	6,2	1,1	60,3	721,4	6,4	1,1	60,3	872,7	7,7	1,1
6	55,1	565,1	5,5	1,2	55,1	702,3	6,8	1,2	55,1	721,4	7,0	1,2	55,1	872,7	8,4	1,2
4	60,7	462,6	4,1	1,1	60,7	574,9	5,0	1,1	60,7	590,5	5,2	1,1	60,7	714,3	6,3	1,1
4	59,1	462,6	4,2	1,1	59,1	574,9	5,2	1,1	59,1	590,5	5,3	1,1	59,1	714,3	6,5	1,1

Tabulka 46 – Kontrola stojiny zadního nosníku

Počet vrstev [1]	TZN_p1 [MPa]	TZN_k1 [MPa]	$j_{\tau_{K1}}$ [1]	$j_{\tau_{max1}}$ [1]	TZN_p2 [MPa]	TZN_k2 [MPa]	$j_{\tau_{K2}}$ [1]	$j_{\tau_{max2}}$ [1]	TZN_p3 [MPa]	TZN_k3 [MPa]	$j_{\tau_{K3}}$ [1]	$j_{\tau_{max3}}$ [1]	TZN_p4 [MPa]	TZN_k4 [MPa]	$j_{\tau_{K4}}$ [1]	$j_{\tau_{max4}}$ [1]
10	51,9	283,9	10,2	1,2	51,9	362,2	2,9	1,2	51,9	126,7	3,7	1,2	51,9	234,4	1,3	1,2
10	50,2	283,9	9,0	1,3	62,7	362,2	3,0	1,3	62,7	126,7	3,9	1,3	62,7	234,4	1,3	1,3
10	54,2	283,9	8,3	1,2	67,7	362,2	2,8	1,2	67,7	126,7	3,6	1,2	67,7	234,4	1,2	1,2
10	49,5	283,9	9,1	1,3	61,8	362,2	3,1	1,3	61,8	126,7	3,9	1,3	61,8	234,4	1,4	1,3
8	51,2	283,9	7,3	1,2	68,3	362,2	3,0	1,2	68,3	126,7	3,8	1,2	68,3	234,4	1,3	1,2
8	47,0	283,9	8,0	1,4	62,7	362,2	3,2	1,4	62,7	126,7	4,1	1,4	62,7	234,4	1,4	1,4
6	50,1	283,9	6,1	1,3	75,1	362,2	3,0	1,3	75,1	126,7	3,9	1,3	75,1	234,4	1,3	1,3
4	60,1	283,9	5,1	1,1	60,1	362,2	2,5	1,1	60,1	126,7	3,2	1,1	60,1	234,4	1,1	1,1

8 ZÁVĚR

V současné době mezi hlavní požadavky na konstrukci letounů patří především ekonomika letového provozu a šetrnost k životnímu prostředí. Proto je dnes stále více upínána pozornost k elektro letounům. Mezi jejich hlavní výhody patří zejména šetrnost k životnímu prostředí v podobě snížení oxidu uhličitého a letů bez emisí a hluku. Protože v případě elektro letů nedochází ke spalování paliva, dochází tak i ke snížení nákladů na celý provoz letounu.

Tato diplomová práce představuje moderní přístup k návrhu letadel v podobě zvážení možnosti převedení letounu UL-39 Albi II na elektrickou verzi. Zadaní požaduje výkon letounu 150 kW a výdrž 1 hodinu letu. Aby bylo možné zvolit vhodný typ akumulátorů pro letoun, byla vypracována nejprve statistika již vyvinutých elektro letounů a popsány hlavní rozdíly mezi jednotlivými druhy akumulátorů. Ve statistice bylo ukázáno, že téměř všechny vyrobené elektro letouny dosahují nižších výkonů, než které požaduje zadání. V průměru se výkon pohybuje mezi 60-75 kW. Výjimkou je letoun EXTRA 300LE, jehož výkon dosahuje až 260 kW.

Na základě srovnání charakteristik baterií a dále pak také na základě přehledu použitých baterií u letounů sledovaných ve statistice se ukázal jako nejvhodnější typ akumulátoru Lithium Polymer (Li-Pol). Po přezkoumání různých druhů Li-Pol akumulátorů z hlediska kapacity, hmotnostních a geometrických charakteristik se ukázal jako nejvhodnější pro umístění do letounu akumulátor SLPB065070180 od společnosti KOKAM. Všechny ostatní sledované akumulátory dosahovaly nižších energetických hustot. Akumulátory s vyššími energetickými hustotami nevyhovovaly pro zástavbu z geometrických a hmotnostních důvodů.

Protože bylo ukázáno, že požadovaného výkonu 150 kW nebude možné s maximálním počtem zvolených baterií dosáhnout, byl na základě aerodynamické poláry stanoven potřebný výkon elektromotoru, kterého je možné reálně při cestovní rychlosti dosáhnout. Potřebný výkon se ukázal jako třetinový. Pro dosažení potřebného výkonu 50 kW je potřeba do letounu umístit 1 111 ks baterií. Po provedení analýzy prostoru v křídle, který by se dal na zástavbu akumulátoru využít, se ukázalo, že do křídla letounu je možné umístit maximálně 496 ks baterií typu SLPB065070180. To by ovšem znamenalo, že letoun dosáhne výkonu pouze 22,3 kW při výdrži jedné hodiny letu. Proto bylo rozhodnuto, že pro dodržení výkonu 50 kW bude umístěno zbývajících 615 ks baterií do trupu.

Po provedení hmotového rozboru bylo evidentní, že stanovené počty kusů baterií umístěných v křídle a v trupu jsou z hlediska hmotnosti vyhovující. Následně byla sestavena hmotnostní obálka letounu pro letové i neletové případy.

Akumulátory byly umístěny mezi náběžnou hranu a přední nosník do tří definovaných prostorů v každé polovině křídla. Konkrétněji baterie byly umístěny ve třech kontejnerech v každé polovině křídla, které jsou připevněny k přednímu nosníku a žebrům šrouby. Kontejnery je možné jednoduše z křídla vyjmout díky možnosti odklopení svrchní strany křídla za pomoci konstrukce pianového pantu.

Dále bylo nutné návrh konstrukce prověřit z pohledu zatížení. Pro tyto účely byla sestavena letová obálka, která definuje body, ve kterých musí být zatížení spočteno.

Při výpočtu zatížení byly nejprve stanoveny vyvažovací síly na VOP a výsledná vztlaková síla působící na letoun pro jednotlivé hmotnosti i letové konfigurace. Odtud byl stanoven lokální součinitel vztlaku a úhel nulového vztlaku letounu. Následně byla určena rozložení vztlaku po polorozpětí křídla jak bez výchytky kormidel a klapek, tak při stanovených výchytkách a tlumení klonění. Poté už mohlo být stanoveno aerodynamické i hmotové zatížení křídla pro jednotlivé případy. Pomocí Schwedlerovy věty byly stanoveny průběhy posouvajících sil, ohybových a kroutících momentů. Průběhy posouvajících sil a ohybových momentů byly převedeny z aerodynamické souřadnicové soustavy křídla do letadlové. Průběhy kroutících momentů byly přepočteny k elastické ose. Jako kritické případy byly zvoleny posouvající síly, ohybové momenty i kroutící momenty v bodě D při obratu a v bodě E letové obálky. Poté mohly být navrženy potřebné plochy pásnic z hlediska pevnosti. Nakonec proběhl návrh tloušťky potahu a stojin obou nosníků jak z pevnostního hlediska, tak z pohledu kritického napětí. Na základě vypočtených jistot je možné snadno nahlédnout, že konstrukce je po úpravě křídla a zástavbě akumulátorů z pevnostního hlediska v pořádku. Nicméně při dalším návrhu konstrukce bude potřeba výpočty dále zpřesňovat, čímž by mělo dojít především ke snížení celkové hmotnosti letounu.

POUŽITÁ LITERATURA

- [1] The Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation (CORSA). In: Youtube [online]. 24.11.2016 [cit. 2018-06-28]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=OUfhLkMhc8w>
- [2] *Aero Vodochody: Naše principy* [online]. AERO Vodochody AEROSPACE a.s. U Letiště 374, Odolena Voda, 2014 [cit. 2018-04-22]. Dostupné z: <http://www.aero.cz/cz/o-nas/spolecnost/nase-principy/>
- [3] *Ministerstvo Obrany – Armáda České republiky: L-39 ALBATROS* [online]. [cit. 2018-04-22]. Dostupné z: <http://www.acr.army.cz/technika-a-vyzbroj/letecka/-l-39-albatros-89936/>
- [4] *WIKIMEDIA COMMONS: Aero L-39 Albatros-001.jpg, Civilian Aero Vodochody L-39 trainer flying low over the beach at Jeffrey's Bay* [online]. 15.12.2007 [cit. 2018-04-22]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aero_L-39_Albatros-001.jpg
- [5] THEINER, Robert. Interview. In: *Unikátní ultralehká stíhačka z ČVUT*. Česká televize, ČT1, 4.4.2016, 19:00
- [6] JABŮREK, Roman. Interview. In: *Unikátní ultralehká stíhačka z ČVUT*. Česká televize, ČT1, 4.4.2016, 19:00
- [7] THEINER, Robert. Interview. In: *Unikátní ultralehká stíhačka z ČVUT*. Česká televize, iVysílání, Studio 6, 4.4.2016, 19:00
- [8] JABŮREK, Roman. Interview. In: *Unikátní ultralehká stíhačka z ČVUT*. Česká televize, iVysílání, Studio 6, 4.4.2016, 19:00
- [9] UL-39 Albi. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 25.6.2017 [cit. 2018-04-22]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/UL-39_Albi#cite_note-Studio6-5
- [10] SKYLEADER: UL-39 ALBI DVOUSEDADLOVÝ DOLNOPLOŠNÍK. *SKYLEADER* [online]. ZALL JIHLAVAN airplanes, s.r.o., Znojemska 826/64 586 01 Jihlava Czech Republic, 2014-2018 [cit. 2018-08-23]. Dostupné z: <http://www.skyleader.aero/produkt/ul-39-albi/>
- [11] JAN, Fridrich a Oros MIROSLAV. *AirZone.tv: Nepřeslechnutelný UL-39 Albi poprvé v pondělí vzlét!! (audio + video)* [online]. 5.4.2016 [cit. 2018-04-22]. Dostupné z: <https://www.airzone.tv/news/nepreslechnutelny-ul-39-albi-poprve-v-pondeli-vzlet/>
- [12] UL-39 ALBI II. *Fakulta strojní, ČVUT v Praze* [online]. Fakulta strojní, ČVUT v Praze, 2018 [cit. 2018-08-23]. Dostupné z: <https://www.fs.cvut.cz/veda-a-vyzkum/vysledky/vysledky-projektu/ul-39-albi/ul-39-albi-ii/>

- [13] Brabec, J: *Geometrické podklady k letounu UL-39 Albi II*, TZP/ULT/72/2016, Ústav letadlové techniky, ČVUT v Praze, 2016
- [14] *CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE PRO LETOUNY KATEGORIE NORMÁLNÍ, CVIČNÁ, AKROBATICKÁ A PRO SBĚRNOU DOPRAVU CS-23: Předpis letové způsobilosti*. In: Evropská agentura pro bezpečnost letectví, 2012, Kniha 1, Amendment 3. Dostupné také z: <http://www.caa.cz/predpisy/cs-23>
- [15] *Executive Director Decision 2017/013/R: amending Certification Specifications for normal, utility, aerobatic and commuter category aeroplanes 'CS-23 — Amendment 5 Reorganised CS-23 for normal-category aeroplanes'* [online]. Cologne: EASA, 2017 [cit. 2018-04-16]. Dostupné z: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/ED%20Decision%202017-013-R_0.pdf
- [16] WOODS, Trevor. *CS-23 Certification Specifications that support innovation* [online]. 5.4.2017, , 11 [cit. 2018-03-08]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS%2023%20EASA%20taking%20it%20to%20the%20next%20level%20.pdf>
- [17] *Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes CS-23: European Aviation Safety Agency* [online]. Amendment 5, Annex to ED Decision 2017/013/R. 2017 [cit. 2018-03-09]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-23%20Amendment%205.pdf>
- [18] *ASTM International: Standard Terminology for Aircraft* [online]. Designation: F3060-15b. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States [cit. 2018-03-09]. Dostupné z: https://www.astm.org/VIEW_ONLY/web/viewer.html?file=33n_9592N
- [19] *IPFS: Gaston Tissandier* [online]. 2.6.2016 [cit. 2018-02-13]. Dostupné z: https://ipfs.io/ipfs/QmXoypizjW3WknFiJnKLwHCnL72vedxjQkDDP1mXWo6uco/wiki/Gaston_Tissandier.html
- [20] *ARTS: A journey through the history of electric aircraft – It is almost half a century since the first manned, electrically propelled flight* [online]. 2017 [cit. 2018-02-13]. Dostupné z: <https://arts.aero/journey-through-the-history-of-electric-aircraft>
- [21] *Wikipedia: List of electric aircraft* [online]. 3.1.2018 [cit. 2018-02-14]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_electric_aircraft
- [22] *SWOPES, Bryan R. This Day in Aviation, Important days in aviation history: Tissandier Electric Airship* [online]. 8.10.2017 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <https://www.thisdayinaviation.com/tag/tissandier-electric-airship/>

- [23] *PANCHARTEK, Radek. Válka.cz: První úspěšné rotorové letadlo (1) - PKZ-1* [online]. 19.2.2010 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <https://www.valka.cz/13494-Prvni-uspesne-rotorove-letadlo-1-PKZ-1>
- [24] *AIR/e Aviation Innovation Renewable Energy: First manned electric aircraft: Militky MB-E1* [online]. [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://air-e.nl/announcement/first-manned-electric-aircraft-militky-mb-e1/>
- [25] *Air Energy: AE-1 Silent* [online]. Air Energy Entwicklungsgesellschaft mbh & Co KG Zollamtstraße 10 52064 Aachen [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://www.airenergy.de/en/referenzprojekte/ae-1-silent/>
- [26] *SIGLER, Dean. Sustainable Skies: E-Fenix, the Two-Seater Trike* [online]. 20.5.2011 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://sustainableskies.org/e-fenix-the-two-seater-trike/>
- [27] *Hélices E-Props: ELECTRAVIA : REALIZATIONS* [online]. 24.6.2018 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://www.e-props.fr/16/electraviaA.php>
- [28] *LANGE aviation: Antares 20E* [online]. Lange Aviation GmbH info@lange-aviation.com Brüsseler Straße 30 66482 Zweibrücken, Deutschland, 2018 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <https://www.lange-aviation.com/en/produkte/antares-20e/>
- [29] *Panasonic: Panasonic Oxyride Batteries Power the World's First Manned Flight* [online]. 18.7.2006 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <https://news.panasonic.com/global/press/data/en060718-3/en060718-3.html>
- [30] *Electric Aircraft Cooperation: Home of the ElectraFlyer* [online]. [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://www.electraflyer.com/>
- [31] *Boeing Frontiers: COOL FUEL* [online]. srpen 2003 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: https://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2003/august/i_atw.html
- [32] *Www.All-Aero.com: APEV Pouchel / Pouchelec / Scoutchel* [online]. 2018 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://all-aero.com/index.php/contactus/44-planes-a-b-c/17635-apev-pouchel-apev-pouchelec-apev-scoutchel>
- [33] *Electric Flight: Yuneec: eSpyder* [online]. [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://www.electric-flight.eu/espyder.htm>
- [34] *FLYING: A Battery-Powered Cessna 172 Skyhawk* [online]. 14.3.2011 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <https://www.flyingmag.com/aircraft/battery-powered-cessna-172-skyhawk>
- [35] *ROTEX electric: Cri-Cri Airplane Project* [online]. Příborská č.ev. 3 199 00 Praha 9 Letňany Czech Republic [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://www.rotexelectric.eu/portfolio-item/cri-cri/>

- [36] *Helices E-PROPS – Hi-Tech Carbon Propellers Skip to content: Le MC15E Cri-Cri de Hugues Duval, le 1er avion électrique ayant traversé la Manche* [online]. 11.7.2015 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://www.blog.electravia.fr/archives/5068>
- [37] *SCHEMPP-HIRTH* [online]. Schempp-Hirth Flugzeug-Vertriebs GmbH Kребenstraße 25 73230 Kirchheim unter Teck Germany [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <https://www.schempp-hirth.com/en/sailplanes/arcus/arcus-e.html>
- [38] *SONEX: E-Flight Electric Waix Achieves First Flight* [online]. Mark Schaible Sonex Aircraft, LLC www.SonexAircraft.com, 3.12.2010 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: https://www.sonexaircraft.com/press/releases/pr_120310.html
- [39] *Sustainable Skies: e-Genius Flies with a Range Extender* [online]. 16.9.2016 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://sustainable skies.org/tag/e-genius/>
- [40] *LAZAIR INFO.COM: eLazair* [online]. [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://lazairinfo.com/electric-lazair/>
- [41] *PIPISTREL: Alpha Electro (prototype name WATTsUP)* [online]. 27.12.2017 [cit. 2018-02-12]. Dostupné z: <http://wattsup.pipistrel.si/aircraft/>
- [42] SIGLER, Dean. *Sustainable Skies: eUP Makes First Canadian Electric Flight* [online]. 12.12.2012 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://sustainable skies.org/eup-makes-first-canadian-electric-flight/>
- [43] *Volta Voláre, The electric flight company* [online]. 2017 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://www.voltavolare.com/technology/>
- [44] SIGLER, Dean. *Sustainable Skies: South America's First Manned Electric Aircraft* [online]. 1.7.2015 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://sustainable skies.org/south-americas-first-manned-electric-aircraft/>
- [45] *SUN FLYER* [online]. 2018 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://sunflyer.com/specifications/>
- [46] *NASA: NASA Armstrong Fact Sheet: NASA X-57 Maxwell* [online]. 30.10.2017 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-109.html>
- [47] *OC HELICOPTERS: SPECIAL OPERATIONS MISSIONS* [online]. 21.9.2016 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <https://www.ochelicopters.com/electric-technology/>
- [48] *The Lilium Jet* [online]. [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <https://lilium.com/>
- [49] *ALISPORT* [online]. Via Confalonieri, 22 23894 Cremella (LC) – Italy, 2018 [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://www.alisport.com/>

- [50] *Icaro 2000 electric Pit-trike* [online]. Icaro 2000 srl, via Verdi 19, 21038 Sangiano - Italy [cit. 2018-06-27]. Dostupné z: <http://www.icaro2000.com/Products/Trike/Trike.htm>
- [51] Flying Magazine: BONNIER Corporation. : *Airbus E-Fan: Building a Better Electric Motor* [online]. 460 North Orlando Ave., Suite 200 Winter Park, FL 32789, 2017 [cit. 2017-12-05]. Dostupné z: <https://www.flyingmag.com/aircraft/airbus-e-fan-building-better-electric-motor>
- [52] Airbus S.A.S. : *Batteries Powering up electric flight* [online]. Toulouse, 2017 [cit. 2017-12-05]. Dostupné z: <http://company.airbus.com/responsibility/airbus-e-fan-the-future-of-electric-aircraft/technology-tutorial/Batteries.html>
- [53] Airbus S.A.S. : *E-Fan "Plus". Opening a new era in electric flight* [online]. Toulouse, 2016 [cit. 2017-12-05]. Dostupné z: <http://company.airbus.com/responsibility/latest-news/e-fan-validating-hybrid-propulsion.html>
- [54] Flying Magazine, BONNIER Corporation. : *Meet Airbus E-Fan* [online]. 460 North Orlando Ave., Suite 200 Winter Park, FL 32789, 2017 [cit. 2017-12-05]. Dostupné z: <https://www.flyingmag.com/aircraft/meet-airbus-e-fan>
- [55] AVIA.PRO. : *Aircraft Towbars Heads, Airbus E-Fan. Specifications. A photo.* [online]. 2016 [cit. 2017-12-05]. Dostupné z: <http://en.avia.pro/blog/airbus-e-fan-tehnicheskie-harakteristiki-foto>
- [56] Inside EVs, MOTORSPORT NETWORK. : *EADS Debuts Electric E-Fan Airplane at 2013 Paris Air Show (w/video)* [online]. 2013 [cit. 2017-12-05]. Dostupné z: <https://insideevs.com/eads-debuts-electric-e-fan-airplane-at-2013-paris-air-show-wvideo/>
- [57] *Sustainable Skies: EADS Developing Line of Production Light Electric Aircraft* [online]. 13.5.2014 [cit. 2018-02-12]. Dostupné z: <http://sustainableskies.org/eads-developing-line-production-light-electric-aircraft/>
- [58] Flying Magazine, BONNIER Corporation. : *DA36 E-Star* [online]. 460 North Orlando Ave., Suite 200 Winter Park, FL 32789, 2011 [cit. 2017-12-05]. Dostupné z: <https://www.flyingmag.com/photo-gallery/photos/da36-e-star>
- [59] STANKLAND, Stephen. *Electric aircraft start finding a foothold in aviation industry.* *C/net* [online]. 25.6.2013 [cit. 2018-02-12]. Dostupné z: <https://www.cnet.com/au/news/electric-aircraft-start-finding-a-foothold-in-aviation-industry/>
- [60] Evektor. : *EPOS +, Electric powered small aircraft* [online]. 2017 [cit. 2017-12-05]. Dostupné z: <https://www.evektor.cz/cz/sportstar-epos>
<http://www.evektor.cz/cz/sportstar-epos>

- [61] *Roger's Hobby centrum: A Guide to Understanding LiPo Batteries* [online]. [cit. 2018-03-01]. Dostupné z: <https://rogershobbycenter.com/lipoguide/>
- [62] *Mi - Master Instruments Pty Ltd: SLPB100216216H* [online]. [cit. 2018-03-01]. Dostupné z: <https://www.master-instruments.com.au/products/55027/SLPB100216216H.html>
- [63] *AEROSPACE TECHNOLOGY: Extra 330LE Electric Aircraft* [online]. [cit. 2018-02-13]. Dostupné z: <http://www.aerospace-technology.com/projects/extra-330le-electric-aircraft/>
- [64] *SIEMENS AG: Aerobatic Airplane "Extra 330LE" with world-record electric motor from Siemens* [online]. 2016, , 2 [cit. 2018-02-13]. Dostupné z: <https://www.siemens.com/press/pool/de/events/2016/corporate/2016-12-innovation/inno2016-aerobatic-airplane-e.pdf>
- [65] *Electric Vehicles News: 350 hp Siemens electric aircraft makes first flight* [online]. 8.7.2016 [cit. 2018-02-13]. Dostupné z: <http://www.electric-vehiclenews.com/2016/07/350-hp-siemens-electric-aircraft-makes.html>
- [66] *AeroSpace Technology: Extra 330LE Electric Aircraft* [online]. [cit. 2018-03-01]. Dostupné z: <http://www.aerospace-technology.com/projects/extra-330le-electric-aircraft/>
- [67] *BATTERY UNIVERSITY: BU-107: Comparison Table of Secondary Batteries* [online]. 15.11.2017 [cit. 2018-06-28]. Dostupné z: http://batteryuniversity.com/learn/article/secondary_batteries
- [68] *BATTERY UNIVERSITY: What's the Best Battery?* [online]. 21.3.2017 [cit. 2018-06-28]. Dostupné z: http://batteryuniversity.com/learn/archive/whats_the_best_battery
- [69] *AEROSPACE TECHNOLOGY: Extra 330LE Electric Aircraft* [online]. [cit. 2018-02-13]. Dostupné z: <http://www.aerospace-technology.com/projects/extra-330le-electric-aircraft/>
- [70] DUBOIS, Thierry. *AEF, The Airline Website: Lithium-ion Batteries Prove Value On A350* [online]. 29.6.2017 [cit. 2018-02-27]. Dostupné z: <https://theairlinewebsite.com/topic/424196-lithium-ion-batteries-prove-value-on-a350/>
- [71] KAVAN, Ladislav. *Využití lithia v pokročilých technologiích ukládání energie* [online]. Ústav fyzikální chemie J. Heyrovského Akademie věd České republiky, Dolejškova 3, Praha 8 [cit. 2018-02-28]. Dostupné z: http://www.avcr.cz/opencms/export/sites/avcr.cz/.content/galerie-souboru/2_Kavan.pdf
- [72] *BATTERY UNIVERSITY: BU-107: Comparison Table of Secondary Batteries* [online]. 15.11.2017 [cit. 2018-06-28]. Dostupné z: http://batteryuniversity.com/learn/article/secondary_batteries

- [73] BATTERY UNIVERSITY: *What's the Best Battery?* [online]. 21.3.2017 [cit. 2018-06-28]. Dostupné z: http://batteryuniversity.com/learn/archive/whats_the_best_battery
- [74] BATTERY UNIVERSITY: *BU-402: What Is C-rate?* [online]. 9.3.2017 [cit. 2018-06-28]. Dostupné z: http://batteryuniversity.com/learn/article/what_is_the_c_rate
- [75] BATTERY UNIVERSITY: *BU-401a: Fast and Ultra-fast Chargers* [online]. 6.12.2017 [cit. 2018-06-28]. Dostupné z: http://batteryuniversity.com/learn/article/ultra_fast_chargers
- [76] Brabec, J: *Aerostatické podklady k letounu UL-39 Albi II*, TZP/ULT/72/2016, Ústav letadlové techniky, ČVUT v Praze, 2016
- [77] KOKAM Li-ion/Polymer Cell: Superior Lithium Polymer Battery (SLPB). *Kokam* [online]. [cit. 2018-08-23]. Dostupné z: http://kokam.com/data/Kokam_Cell_Brochure_V.4.pdf
- [78] E-mailová komunikace s Cecilia Park (Strategic Marketing Manager ve společnosti Kokam) [online], 19.3.2018, cecilia@kokam.com
- [79] BROŽ, Václav. Video. In: *21ZLE1 – Základy letu 1, Podzvukové rychlosti*. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta dopravní
- [80] *Airfoil Tools: NASA/LANGLEY MS(1)-0313 AIRFOIL (ms313-il)* [online]. 2018 [cit. 2018-08-29]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=ms313-il#polars>
- [81] Brož, V.: *Aerodynamika nízkých rychlostí*. ČVUT Praha, 1995, ISBN 80-01-01367-7
- [82] *The Engineering Mindset.com: Properties of Air at atmospheric pressure* [online]. 29.3.2015 [cit. 2018-08-31]. Dostupné z: <http://theengineeringmindset.com/properties-of-air-at-atmospheric-pressure/>
- [83] MCGHEE, Robert J. a William D. BEASLEY. *NASA Technical Paper 1786: Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a WPercent-Thick MediumSpeed Airfoil Designed for General Aviation Applications* [online]. Langley Research Center, Hampton 11, Virgiuia: NASA National Aeronautics and Space Administration Scientific and Technical Information Branch, 1980 [cit. 2018-08-31]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19830008019.pdf>
- [84] Barák, K.: *Materiálové podklady letounu UL-39 Albi II*, Technická zpráva TZP/ULT/90/2016, ČVUT v Praze, Praha 2016
- [85] ROSKAM, Jan. *Airplane Design: Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*. Part VI. Roskam Aviation and Engineering Corporation Rt4, Box 274, Ottawa, Kansas, 66067, 1987.

- [86] POKORNÝ, Vlastimil a Radim MALÁTEK. *Mechanika letu: Letové vlastnosti*. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní, Odbor letadel, 2010.
- [87] FUNKE, Herbert. *Systematische Entwicklung von Ultra-Leichtbaukonstruktionen in Faserverbund-Wabensandwichbauweise am Beispiel eines Kleinflugzeuges [online]*. *Laboratorium für Konstruktionslehre, Universität-GH Paderborn, 2001 [cit. 2018-09-26]*.
Dostupné z: https://www.r-g.de/w/images/9/99/Dissertation_von_Herbert_Funke.pdf
- [88] ŠPUNDA, Jaromír. *Pevnost leteckých konstrukcí: Konstrukce a pevnost letounu, Nosná soustava – křídla letounů*. Vojenská technická akademie Antonína Zápotockého: VTA AZ, 1955.

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obrázek 1 – Letoun L-39 Albatros.....	7
Obrázek 2 – Prototyp ultralehkého letounu UL-39 Albi.....	8
Obrázek 3 – Prototyp ultralehkého letounu UL-39 Albi.....	8
Obrázek 4 – Letoun UL-39 Albi II	9
Obrázek 5 – Muška letounu UL-39 Albi II.....	9
Obrázek 6 – První vzducholod' s elektropohonem, 1883, Paříž	11
Obrázek 7 – Mlítky Brditschka Elektro - 1 MB-E1	12
Obrázek 8 – Letoun Extra 300LE	14
Obrázek 9 – Vývoj Li-Ion baterie v letecké dopravě.....	15
Obrázek 10 – Závislost velikosti uložené energie na rychlosti jejího uvolnění.....	16
Obrázek 11 – Životní cykly lithiové baterie v závislosti na nabíjecí kapacitě.....	18
Obrázek 12 – Baterie typu SLPB065070180 od společnosti Kokam	20
Obrázek 13 – Křídlo před rekonstrukcí.....	24
Obrázek 14 – Křídlo před rekonstrukcí včetně souřadnicového systému	24
Obrázek 15 – Vymezení prostorů v křídle pro analýzu jejich využitelnosti.....	24
Obrázek 16 – Nadefinování 1. vymezeného objemu	25
Obrázek 17 – Nadefinování 2. vymezeného objemu	25
Obrázek 18 – Nadefinování 3. vymezeného objemu	26
Obrázek 19 – Umístění kontejnerů s bateriemi v křídle	28
Obrázek 20 – Návrh pianového pantu na sací straně křídla	29
Obrázek 21 – Návrh pianového pantu na spodní straně křídla	29
Obrázek 22 – Letová obálka z předpisu CS-23.333 (d).....	48
Obrázek 23 – Schéma silové a momentové rovnováhy na letounu.....	53
Obrázek 24 – Schéma stanovení úhlu nulového vztlaku	61
Obrázek 25 – Základní body na profilu letounu UL-39 Albi II	67
Obrázek 26 – Převod souřadnicového systému ze soustavy aerodynamické na letadlovou.....	68
Obrázek 28 – Schéma pásnice.....	78
Obrázek 29 – Schéma přerozdělení posouvajících sil	81
Obrázek 30 – Stabilita tenké desky	84
Obrázek 31 – Stanovení klíčových geometrických rozměrů potahu.....	85

SEZNAM TABULEK

Tabulka 1 – Přehled zkratk	7
Tabulka 10 – C-rate	17
Tabulka 11 – Potřebný výkon motoru při dané propulzní účinnosti	19
Tabulka 12 – SLPB065070180 technická data	21
Tabulka 13 – Geometrické charakteristiky letounu	23
Tabulka 14 – Hmotové charakteristiky letounu UL-39 Albi II	33
Tabulka 17 – Podklady pro sestavení hmotnostní obálky	34
Tabulka 19 – Zatěžující případy pro maximální a minimální vzletovou hmotnost	50
Tabulka 20 – Přehled aerodynamických charakteristik	51
Tabulka 21 – Přehled vyvažovacích sil, vztlkových sil, součinitelů vztlaku a úhlů náběhu	55
Tabulka 22 – Přehled přírůstků součinitele vztlaku profilu v místě vychýleného křídélka	60
Tabulka 23 – Změna úhlu nulového vztlaku $\Delta\alpha_0$	61
Tabulka 24 – Přírůstek součinitele klopivého momentu při nulovém vztlaku	63
Tabulka 26 – Hodnoty součinitele odporu odečtené z poláry křídla	65
Tabulka 33 – Kritické posouvající síly a ohybové momenty v S.S. křídla	74
Tabulka 34 – Přerozdělení zatížení	75
Tabulka 35 – Specifikace materiálu použitého na křídle letounu UL-39 Albi II	77
Tabulka 36 – Šířky pásnic nosníků	79
Tabulka 37 – Geometrické charakteristiky nosníků	80
Tabulka 38 – Polohy ohybově elastické osy v jednotlivých řezech	82
Tabulka 39 – Geometrické vstupy pro výpočet smykových toků v potahu	83
Tabulka 40 – Smykové toky ve stojinách nosníků	83
Tabulka 41 – Definování geometrie sledovaných oblastí potahu	85
Tabulka 42 – Návrh tloušťek potahu	86
Tabulka 43 – Definování geometrie sledovaných oblastí předního nosníku	87
Tabulka 44 – Definování geometrie sledovaných oblastí zadního nosníku	87
Tabulka 45 – Kontrola stojiny předního nosníku	88
Tabulka 46 – Kontrola stojiny zadního nosníku	88

SEZNAM GRAFŮ

Graf 1 – Sledování počtu vyrobených elektro letadel od roku 1883 až do roku 2017	13
Graf 2 – Aerodynamická polára letounu UL-39 Albi II.....	19
Graf 3 – Hmotnostní obálka	37
Graf 8 – Obratová obálka letounu UL-39 Albi II	45
Graf 9 – Poryvová obálka provozních násobků.....	48
Graf 10 – Letová obálka letounu.....	49
Graf 11 – Letová obálka letounu UL-39 Albi II	49
Graf 12 – Profil MS-0313 při různých hloubkách křídla	51
Graf 13 – Vztlkové čáry křídla letounu.....	52
Graf 14 – Rozložení vztlaku po polorozpětí křídla	57
Graf 15 – Rozložení vztlaku při výchylce křidélek a tlumení klonění	62
Graf 16 – Závislost Δcm_0 na výchylce křídélka	62
Graf 17 – Rozložení součinitelů klopivého momentu po polorozpětí křídla při výchylce křidélek.....	63
Graf 18 – Rozložení vztlaku při rychlosti v_F při výchylce klapek	64
Graf 19 – Polára křídla letounu UL-39 Albi II.....	65
Graf 20 – Normálové složky posouvajících sil pro hraniční body obálky.....	69
Graf 21 – Tečné složky posouvajících sil pro hraniční body obálky	70
Graf 22 – Normálová složka ohybových momentů pro hraniční body obálky	71
Graf 23 – Tečná složka ohybových momentů pro hraniční body obálky	72
Graf 24 – Průběh krouticích momentů po polorozpětí křídla k elastické ose	74

SEZNAM POUŽITÝCH SOFTWAREŮ

- Software Glauert
- Software Siemens NX v.11

SEZNAM PŘÍLOH

Tabulka 2 – Technické charakteristiky letounu L-39 Albatros

Tabulka 3 – Technické charakteristiky letounu UL-39 Albi

Tabulka 4 – Přehled vyrobených elektro letadel do roku 2000

Tabulka 5 – Přehled vyrobených elektro letadel mezi lety 2000 – 2007

Tabulka 6 – Přehled vyrobených elektro letadel mezi lety 2008 – 2011

Tabulka 7 – Přehled vyrobených elektro letadel od roku 2012

Tabulka 8 – Vypracovaná statistika elektro letounů

Tabulka 9 – Porovnání druhů akumulátorů

Tabulka 15 – Hmotnosti a polohy těžiště jednotlivých hmot

Tabulka 16 – Geometrické charakteristiky letounu

Tabulka 18 – Rychlostní charakteristiky letounu

Tabulka 25 – Přehled vstupů do zatížení letounu

Tabulka 27 – Normálové složky posouvající síly v S.S. křídla při MTOW

Tabulka 28 – Normálové složky posouvající síly v S.S. křídla při M_{min}

Tabulka 29 – Přehled ohybových momentů v S.S. křídla při MTOW

Tabulka 30 – Přehled ohybových momentů v S.S. křídla při M_{min}

Tabulka 31 – Přehled kroutících momentů v jednotlivých řezech k ohybově
elastické ose při MTOW

Tabulka 32 – Přehled kroutících momentů v jednotlivých řezech k ohybově
elastické ose při M_{min}

Graf 4 – Závislost koeficientu K pro výpočet v_{c_min} stanovená pomocí lineární regrese

Graf 5 – Průsečík přímky stanovující plošné zatížení letounu a přímky popisující
závislost koeficientu na plošném zatížení

Graf 6 – Závislost součinitele s na plošném zatížení

Graf 7 – Průsečík přímky stanovující plošné zatížení letounu a přímky popisující
závislost součinitele na plošném zatížení