



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

EXPERIMENTÁLNÍ POROVNÁNÍ VÝPOČETNÍCH METOD ZATÍŽENÍ KŘÍDLA

EXPERIMENTAL COMPARISON OF WING LOAD CALCULATION METHODS

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Adam Knoth

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

BRNO 2024

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Adam Knoth**
Studijní program: Letecká a kosmická technika
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.**
Akademický rok: 2023/24

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.1111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Experimentální porovnání výpočetních metod zatížení křídla

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Student provede výpočet zatížení křídla různými metodami pro stanovený letoun. Na tomto letounu provede letová měření a experimentálně stanoví ohybové momenty, které následně porovná s teoretickými výpočty.

Cíle diplomové práce:

- provedení výpočtu zatížení křídla reálného letounu alespoň dvěma metodami,
- příprava a provedení letových testů s cílem změření zatížení,
- porovnání experimentálních výsledků s výpočty.

Seznam doporučené literatury:

DANĚK, M. Zkoušení letadel za letu. VUT Brno, 1993.

PÍŠTĚK, A., GRÉGR, O., KAHÁNEK, V., BOHM, R. Pevnost a životnost letadel. Brno 1987.

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

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2023/24

V Brně, dne

L. S.

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

doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Hlavným výstupom diplomovej práce je porovnať Schrenkovu aproximačnú metódu spolu s metódou teórie nosnej čiary a experimentálne nameranými hodnotami ohybu nosníku krídla pri rôznych leteckých manévroch. Prvá polovica práce sa zaoberá teóriou jednotlivých výpočtov. Druhá časť je zameraná na postup experimentálne nameraného ohybu a samotných leteckých manévrov. Na konci práce je porovnanie nameraných a teoreticky vypočítaných hodnôt ohybu a spracovaný záver.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

Schrenkova aproximačná metóda, teória nosnej čiary, ohybový moment krídla, letecký manéver

ABSTRACT

The main output of this thesis is to compare the Schrenk's approximation method and the lifting line theory method with experimentally measured wing spar bending moment at different aerial manoeuvres. The first half of the thesis deals with the theory of the individual calculations. The second part focuses on the experimentally measured bending procedure and the actual flight manoeuvres. At the end the thesis compares the measured and theoretically calculated bending values and draws a conclusion.

KEYWORDS

Schrenks approximation method, lifting line theory, bending moment of a wing, flight maneuver

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

KNOTH, Adam. *Experimentální porovnání výpočetních metod zatížení křídla* [online]. Brno, 2024 [cit. 2024-04-20]. Dostupné z: <https://www.vut.cz/studenti/zav-prace/detail/158777>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ivo Jebáček.



ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že táto práca je mojím pôvodným dielom, spracoval som ju samostatne pod vedením doc. Ing. Iva Jebáčka, Ph.D. a s použitím informačných zdrojov uvedených v zozname.

V Brne dňa 20. mája 2024

.....

Adam Knoth

POĎAKOVANIE

Rád by som sa poďakoval rodine, priateľke a kamarátom za neúnavnú podporu počas celého štúdia. Taktiež ďakujem vedúcemu diplomovej práce doc. Ing. Ivovi Jebáčkovi, Ph.D. za priebežné usmernenie, cenné rady a ochotu pri príprave experimentálneho merania a konzultáciách.

OBSAH

Úvod	11
1 WT9 Dynamic	12
1.1 Varianty WT9 dynamic	12
1.2 Trojpohľadový náčrt	13
2 Technické parametre lietadla	14
3 Obálka zaťaženia	15
4 Schrenkova aproximácia.....	16
4.1 Eliptické rozloženie	16
4.2 Eliptické zaťaženie bez vplyvu trupu	18
4.3 Distribúcia zaťaženia podľa reálneho krídla	19
4.4 Schrenkova distribúcia	20
4.5 Distribúcia odporu	21
4.6 Hmotnostné sily a ich distribúcia po krídle	22
4.6.1 Smer hmotnostných a vzdušných síl pri rôznych režimoch letu	22
4.6.2 Distribúcia zaťaženia od konštrukcie krídla	23
4.6.3 Distribúcia zaťaženia od palivových nádrží s palivom	24
4.6.4 Zotrvačné sily	25
4.7 Celkové výsledné zaťaženie	26
4.7.1 Výsledné momentové účinky na krídlo	27
5 Výpočet aerodynamických veličín.....	28
5.1 Výpočet koeficientov vztlaku a odporu	29
5.1.1 Aerodynamický stred.....	30
5.1.2 Moment od aerodynamických síl pôsobiaci na krídlo.....	31
5.1.3 Vplyv trupu.....	32
5.1.4 Finálna poloha Aerodynamického stredu	33
5.1.5 Koeficient vztlaku a odporu	33
5.2 Ťažisko	34
6 Grafy pre prvú metódu výpočtu.....	36
6.1 Graf eliptického rozloženia	36
6.2 Reálne rozloženie vztlaku.....	37
6.3 Finálne rozloženie pre Schrenkovu metódu	37
6.4 Grafy Schrenkovej distribúcie	38
6.5 Graf distribúcie zaťaženia od hmotnostných síl	39
6.5.1 Graf celkovej hmotnosti krídla	39
6.5.2 Graf celkovej sily pôsobiacej na krídlo od hmotnostného zaťaženia	40
6.6 Vzdušné zaťaženie.....	41
6.7 Celkové zaťaženie pôsobiace na krídlo	41
6.8 Rozklad sily pôsobiacej na krídlo.....	42
6.9 Výsledné momenty	42
7 Teória nosnej čiary	43
7.1 Úvod	43

7.2	Predpoklady Teórie nosnej čiary.....	43
7.3	Využitie v dnešnej praxi	43
7.4	Princíp teórie nosnej čiary.....	43
7.4.1	Lineárne riešenie	43
7.4.2	Úprava na nelinearitu	49
7.5	Vizualizácia a výpočty pomocou XFLR5	52
7.5.1	Profil NASA/LANGLEY MS(1)-0313	52
7.5.2	Geometria krídla	54
7.5.3	Analýza	55
7.5.4	Výpočet vzdušného zaťaženia krídla	56
7.5.5	Výpočet hmotnostnej sily pôsobiacej na krídlo	57
7.5.6	Výsledná sila pôsobiaca na krídlo.....	58
7.5.7	Výsledný moment pôsobiaci na krídlo.....	59
8	Experimentálne meranie zaťaženia krídla	60
8.1	Príprava lietadla na zemi a vo vzduchu	60
8.2	Meranie ohybu pomocou tenzometra.....	61
8.2.1	Elektrický odporový tenzometer	62
	Meranie viacosového pretvorenia	64
8.3	Kalibrácia tenzometra	65
8.3.1	Kompenzácia výsledného momentu	67
8.4	Letové manévry.....	68
8.4.1	Analýza výsledkov merania	69
9	Vyhodnotenie nameraných a vypočítaných momentov	74
9.1	Grafické porovnanie ohybu jednotlivých metód.....	76
9.2	Ultimátne zaťaženie	77
9.3	Iné faktory ovplyvňujúce výsledné znesiteľné zaťaženie	77
	Záver	78
	Zdroje.....	79
	Zoznam príloh	81
	Zoznam obrázkov.....	82
	Zoznam tabuliek.....	84
	Zoznam grafov.....	85

ÚVOD

Lietadlá sa v dnešnej dobe považujú za jedny z najkomplexnejších mechanizmov, aké kedy človek dokázal skonštruovať. Každé lietadlo, či už malé, veľké, dopravné, nákladné, pozemné a pod., pred jeho vznikom muselo prejsť vývojom. Pri ňom sa musia brať do úvahy rôzne aspekty, ako sú napríklad misia lietadla, požadovaná rýchlosť, veľkosť, hmotnosť, cena, údržba, konkurencieschopnosť a mnohé ďalšie.

Po ujasnení cieľov nasleduje ďalšia veľmi dôležitá časť dizajnu lietadla, a to pevnostné výpočty a návrh konštrukčného riešenia. Pri ňom sa musí prihliadať na všetky sily a momenty pôsobiace na všetky časti lietadla tak, aby bol správne zvolený materiál, technológia výroby a funkčné časti lietadla.

Táto diplomová práca sa zaoberá dvoma rôznymi výpočtami výsledných momentov pôsobiacich na konštrukciu krídla ultraľahkého lietadla WT9 Dynamic a následne ich porovnáva s reálnymi hodnotami zozbieranými tenzometrami umiestnenými na nosníku krídla počas letu. Prvý výpočet zaťaženia bude prevedený pomocou EASA Handbooku upravený pre rôzne typy letových režimov, ktorý využíva upravenú Schrenkovu distribúciu vztlaku a druhá metóda výpočtu je založená na distribúcií vzdušného zaťaženia pomocou teórie nosnej čiary. Obidve metódy sú jedny z najstarších metód modernej aerodynamiky, preto je zaujímavé ich porovnať a adaptovať na moderné designy ultraľahkých lietadiel a zistiť, či sú použiteľné aj v dnešnej dobe.

1 WT9 DYNAMIC

Zaťaženie krídla sa bude počítať pre krídlo ultraľahkého lietadla WT9 Dynamic Club od prievidskej spoločnosti Aerospool, ktoré je na obrázku č.1. Táto spoločnosť funguje od roku 1990 v Prievidzi a špecializuje sa na výrobu a dizajn ultraľahkých lietadiel vo forme kitov alebo ready to fly verzie.

Dizajn WT9 Dynamic bol navrhnutý tak, aby spĺňal Fédération Aéronautique Internationale pravidlá pre microlight kategóriu, US light sport aircraft pravidlá a UK BCAR sekcia „S„.

Toto lietadlo disponuje dolnoplošným nosníkovým krídlom, dvoma sedadlami v konfigurácii vedľa seba. Kokpit má uzavretý a poskytuje široký výhľad. Podvozok podľa konfigurácie lietadla môže byť vysúvateľný alebo pevný.

Lietadlo je vyrobené sendvičovou metódou laminovania z uhlíkových vlákien. Šírka kokpitu je 1,15m. Firma Aerospool umožňuje podľa konfigurácie pre WT9 Dynamic výber motora: Rotax 912ULS (75kW), Rotax 921iS alebo Rotax 914 (86kW). V celkovej výbave môže byť zahrnuté aj vlečné zariadenie na vlečenie vetroňov. [1]



Obrázok 1 WT9 Dynamic [1]

1.1 VARIANTY WT9 DYNAMIC

Verzia Microlight

Základná verzia s celkovou hmotnosťou 450kg a kapacitou paliva 75 litrov pre kategóriu European microlight.

Verzia LSA

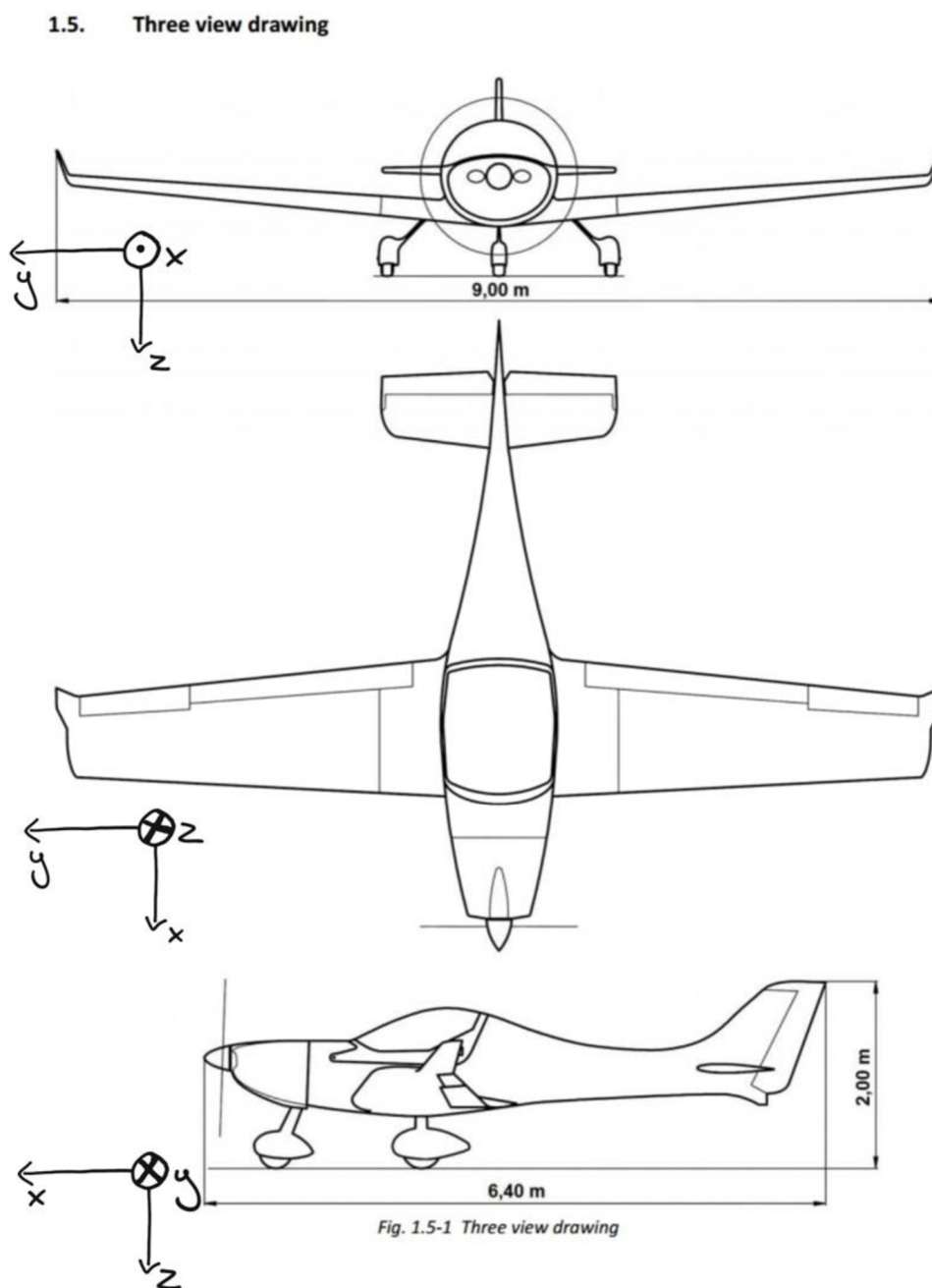
Celková hmotnosť lietadla je 549,5kg s 98 litrovou palivovou nádržou pre US-light-sport aircraft kategóriu. Hmotnosť prázdneho lietadla je 299,5 kg, platiaca hmotnosť je 250,5 kg a dolet má 1,397 km.

Verzia Dynamic Club

Certifikovaný model EASA Type v kategórii obmedzenej spôsobilosti pre splnenie certifikačných špecifik CS-LSA. Lietadlo disponuje dvoma miestami, pevným podvozkom a jeho pohon je zabezpečený motorom Rotax 912 ULS2. [2]

1.2 TROJPOHLĎOVÝ NÁKRES

Troj pohľadový náčrt slúži na bližšiu predstavu o vzhľade a veľkosti lietadla (obr. č. 2). Náčrt je doplnený o súradnicový systém, ktorý bude použitý pri definovaní smerov.



Obrázok 2 Troj pohľadový náčrt a orientácia. [3]

2 TECHNICKÉ PARAMETRE LIETADLA

Verzia lietadla WT9 Dynamic Club má nasledujúce parametre. Tieto parametre sú dôležité pre správny výpočet zaťaženia a momentov pôsobiacich na časti lietadla. V nasledujúcej tabuľke sú vypísané významné parametre lietadla, ich hodnoty, označenia vo výpočtoch a ich jednotky.

Lietadlo

Tabuľka 1 Charakteristika lietadla. [3]

Názov	Skratka	Hodnota	Jednotka
Dĺžka krídla	b	8,93	m
Dĺžka lietadla	-	6,47	m
Výška lietadla	-	1,85	m

Hmotnosť

Tabuľka 2 Hmotnosti lietadla. [4; 5]

Názov	Skratka	Hodnota	Jednotka
Hmotnosť prázdneho lietadla	-	326,6	kg
Maximálna hmotnosť	m_{TOW}	472,5	kg
Maximálna platiaca hmotnosť	-	147,9	kg
Kapacita nádrže	-	100	l

Charakteristika krídla

Tabuľka 3 Vybrané geometrické charakteristiky krídla. [4]

Názov	Skratka	Hodnota	Jednotka
Plocha krídla	S	10,31	m^2
Dĺžka krídla	b	8,93	m
Štíhlosť krídla	AR	8,12	—
Dĺžka tetivy na koreni	c_{root}	1500	mm
Dĺžka tetivy na konci krídla	c_{tip}	818,7	mm
Stredná aerodynamická tetiva	c_{SAT}	1172	mm
Vzdialenosť c_{SAT} od osi lietadla	-	2058	mm
Koeficient klopivého momentu krídla	c_{m0}	-0,075	—

3 OBÁLKA ZAŤAŽENIA

Obálka zaťaženia je veľmi dôležitá časť informácií pre pilota a konštruktéra lietadla. Vzniká na začiatku návrhu lietadla, kedy sa určujú a definujú jednotlivé rýchlosti pri konkrétnom násobku zaťaženia. Ide teda o znázornenie povolených rýchlostí pre konkrétny násobok zaťaženia zobrazený v grafe závislosti násobku zaťaženia na rýchlosti (obr. č. 3).

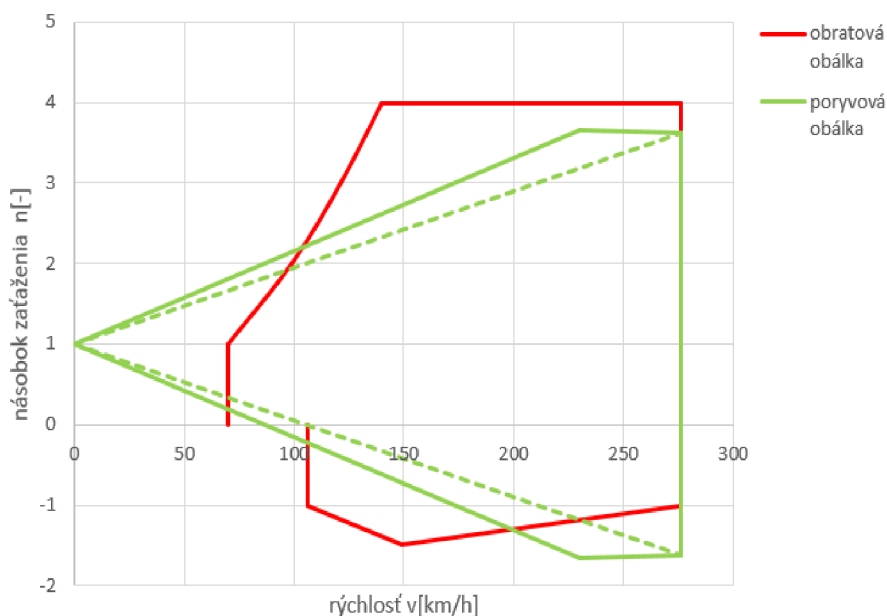
Pre kategóriu Light aircraft výpočet a návrh jednotlivých rýchlostí predpisuje predpis CS-23. Obálka sa dá rozdeliť na tri časti, a to poryvová, obratová a klapková. Kombináciou týchto troch obálok je celková obálka zaťaženia.

PORYVOVÁ OBÁLKA

Dôležitou časťou celkovej obálky zaťaženia je poryvová obálka. Pri obratovej obálke je predpoklad letu v kludnej atmosfére, tj. relatívna rýchlosť lietadla voči vzduchu je totožná s rýchlosťou voči zeme. V reálnych prípadoch dochádza v atmosfére k pohybom. Sú prítomné vzdušné prúdy-poryvy. Preto je poryvová obálka zahrnutá do celkovej obálky zaťaženia.

OBRATOVÁ OBÁLKA

Obratová obálka obmedzuje riadenie pilota z pohľadu vzniknutého zaťaženia od manévrov. Maximálne dovolené zaťaženie závisí od typu lietadla a od kategórie, na akú je dané lietadlo certifikované. Pre kategóriu normal sú násobky zaťaženia 3,8 a -1,52. Ďalej obálka určuje maximálnu rýchlosť lietadla. Táto rýchlosť odpovedá strmhlavému letu a značí sa v_D . [6][7]



Obrázok 3 Obálka zaťaženia WT9 Dynamic. [25]

4 SCHRENKOVA APROXIMÁCIA

Prvý spôsob výpočtu zaťaženia krídla je pomocou Schrenkovej aproximácie, ktorú následne upravuje EASA (European Union Aviation Safety Agency) v jej odporúčenej metóde výpočtu zaťaženia krídla. Schrenkova aproximácia je jednoduchá aproximačná metóda na výpočet rozloženia zaťaženia po rozpätí krídla. Túto metódu navrhol Dr. Ing. Oster Schrenk a bola akceptovaná CAA (Civil Aeronautics Administration) ako dostačujúca metóda pre civilné letectvo. Táto metóda bola publikovaná v r. 1940.[8][9]

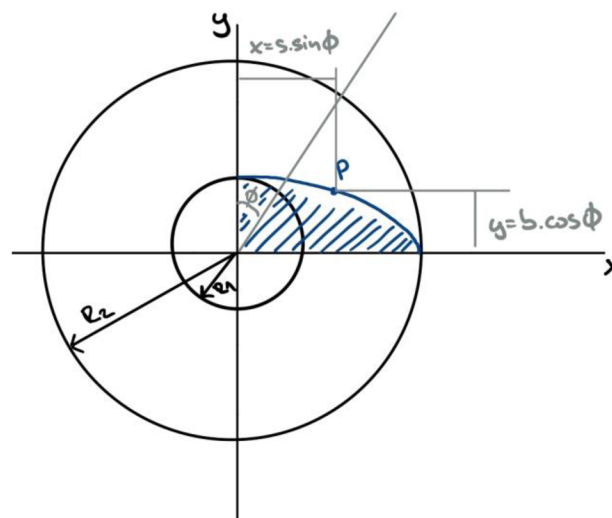
Schrenkova metóda spočíva v tom, že skutočné rozloženie zaťaženia leží medzi ideálnym rozložením nezávislým na tvare krídla a rozložením, ktoré určuje tvar krídla. Ideálne rozloženie zaťaženia je s minimálnym škodlivým (indukovaným) odporom a konštantnou indukovanou rýchlosťou prúdenia, ktorá je pre bežný jednoplošník eliptického tvaru. Rozloženie závislé na tvare krídla je úmerné uhlu nábehu v každej časti rozpätia. [8]

Táto metóda sa využíva pre rýchle stanovenie rozloženia vztlaku po rozpätí pri prvotnom návrhu lietadla.

4.1 ELIPTICKÉ ROZLOŽENIE

Pre výpočet distribúcie zaťaženia je potrebné vedieť tvar elipsy pri danom krídle. Pre jedno polkrídlo je pridelený tvar štvrtinovej elipsy (obr. č. 4).

Výpočet eliptického rozloženia (všeobecne):



Obrázok 4 Grafické znázornenie konštrukcie elipsy. [10] (upravené autorom)

$$y = b \cos(\theta) \quad (4.1)$$

$$x = s \sin(\theta) \quad (4.2)$$

Kde:

$$\sin(\theta) = \frac{x}{s} \quad (4.3)$$

$$\cos(\theta) = \sqrt{1 - \left(\frac{x}{s}\right)^2} \quad (4.4)$$

$$y = b \sqrt{1 - \left(\frac{x}{s}\right)^2} \quad (4.5)$$

Uplatnenie pre výpočet distribúcie po krídle:

Na rozloženie eliptickej distribúcie je použitý predpoklad, že plocha štvrt'-elipsy sa musí rovnať polovici plochy krídla (obr. č. 5 a 6). [10]

$$S_{\text{štvrt'-elipsy}} = S_{\frac{b}{2}} \quad (4.6)$$

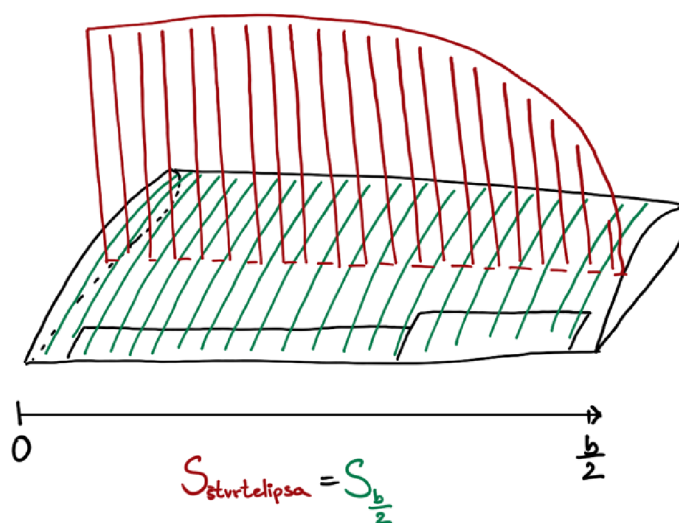
Kde:

$$\frac{4}{\pi} b s = s c_{mac} \quad (4.7)$$

$$b = \frac{4}{\pi} c_{mac} \quad (4.8)$$

Výsledný vzťah pre eliptické rozloženie:

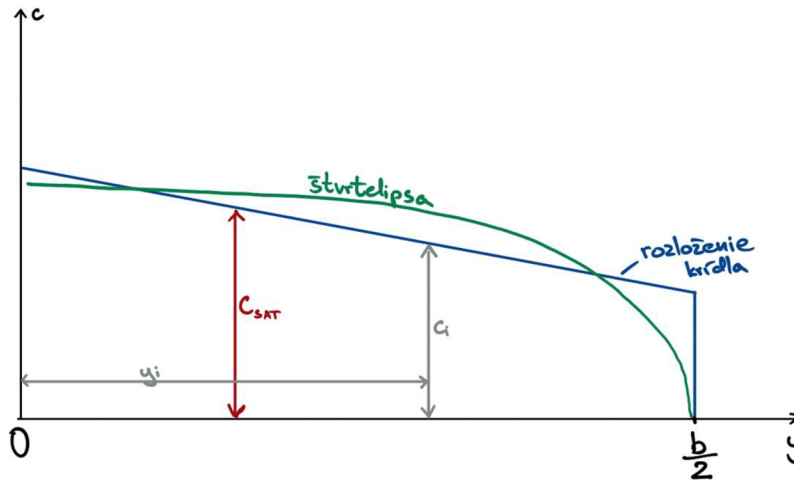
$$y = \frac{4}{\pi} c_{SAT} \sqrt{1 - \left(\frac{x}{s}\right)^2} \quad (4.9)$$



Obrázok 5 Plocha štvrt'-elipsy a plocha krídla.

Vzorec pre krídlo (originál Schrenk):

$$l_{\text{elliptic}} = \frac{4}{\pi} c_{SAT} \sqrt{1 - \left(\frac{y_i}{\frac{b}{2}}\right)^2} \quad (4.10)$$



Obrázok 6 Graf rozloženia krídla a štvrtelipsy.

Avšak tento vzorec počíta aj so vztlakom trupu, čo nie je ideálne. [11]

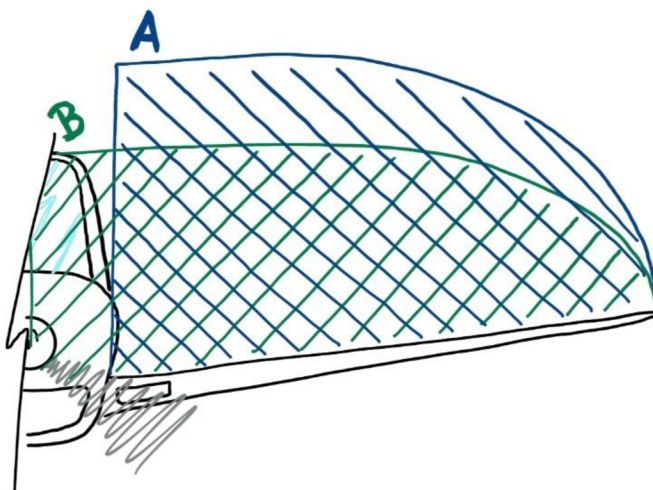
Eliptický priebeh bez trupu:

$$l_{\text{elliptic bez trupu}} = \frac{4}{\pi} c_{SAT} \sqrt{1 - \left(\frac{y_i - \frac{b_0}{2}}{\frac{b - b_0}{2}}\right)^2} \quad (4.11)$$

4.2 ELIPTICKÉ ZAŤAŽENIE BEZ VPLYVU TRUPU

Vo výpočte sa predpokladá, že vztlak trupu sa rovná nule. To znamená, že zaťaženie, ktoré by pôsobilo na plochu krídla aj s trupom sa jej celková hodnota musí rozložiť na krídlo bez uvažovania plochy trupu (obr. č. 7).

Táto úvaha docieľa konzervatívnejšie výsledky pri zaťažení krídla. Na obrázku je znázornené zaťaženie krídla s trupom (B) a zaťaženie krídla bez vplyvu trupu (A). Veľkosť celkového zaťaženia je rovnaká. [11]

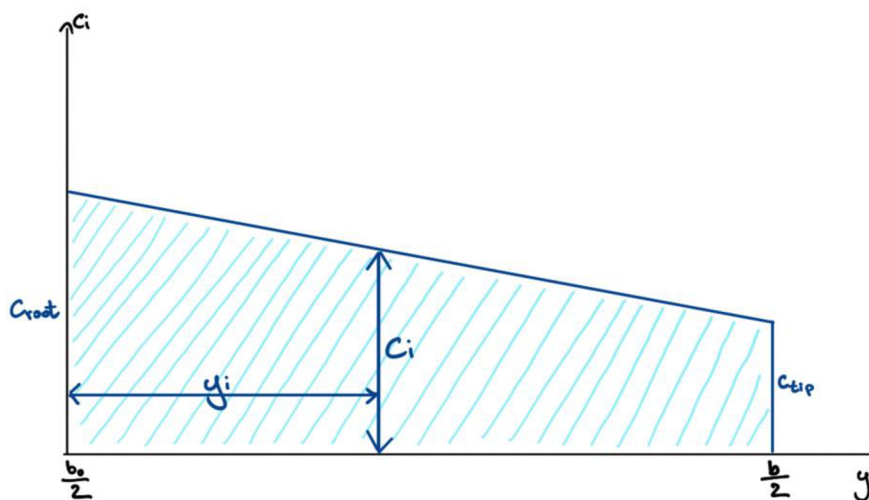


Obrázok 7 Eliptické rozloženie s a bez vplyvu trupu s celkovými rovnakými zaťaženiami.

4.3 DISTRIBÚCIA ZAŤAŽENIA PODĽA REÁLNEHO KRÍDLA

Distribúcia zaťaženia (obr. č. 8) podľa reálneho krídla sa vypočíta podľa rovnice (4.12). [11]

$$l_{real} = \sum c_i y_i \quad (4.12)$$



Obrázok 8 Distribúcia zaťaženia podľa reálneho krídla.

4.4 SCHRENKOVA DISTRIBÚCIA

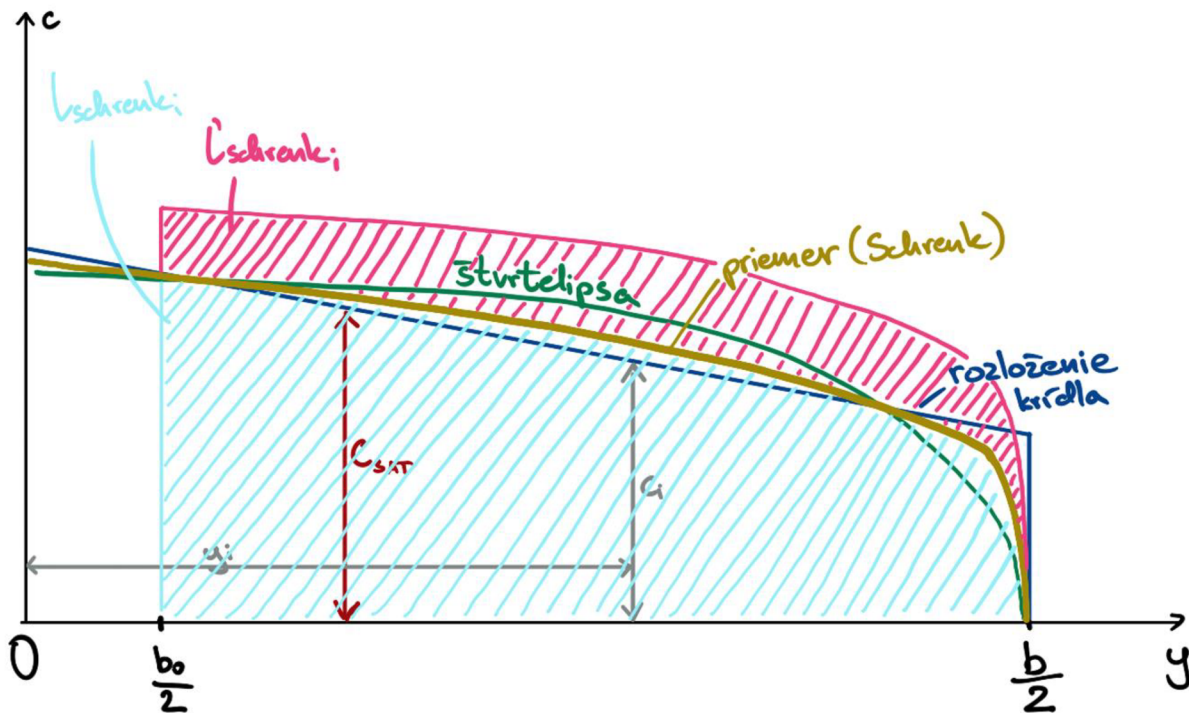
Výsledná upravená Schrenkova distribúcia je aritmetickým priemerom reálneho rozloženia zaťaženia a eliptického rozloženia, kde sa uvažuje nulová hodnota zaťaženia v oblasti trupu.

$$l_{schrenk_i} = \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{dC_L}{d\alpha} (\alpha - \alpha_{CL=0}) \frac{1}{2} \left[c_i + \frac{4}{\pi} c_{mac} \sqrt{1 - \left(\frac{y_i - \frac{b_0}{2}}{\frac{b - b_0}{2}} \right)^2} \right] \quad (4.13)$$

Vztlak krídla aj s plochou trupu je roz distribuovaný do plochy krídla bez trupu pre dosiahnutie konzervatívneho výsledku. Na obrázku č.9 z originál Schrenk do $l_{schrenk}$.

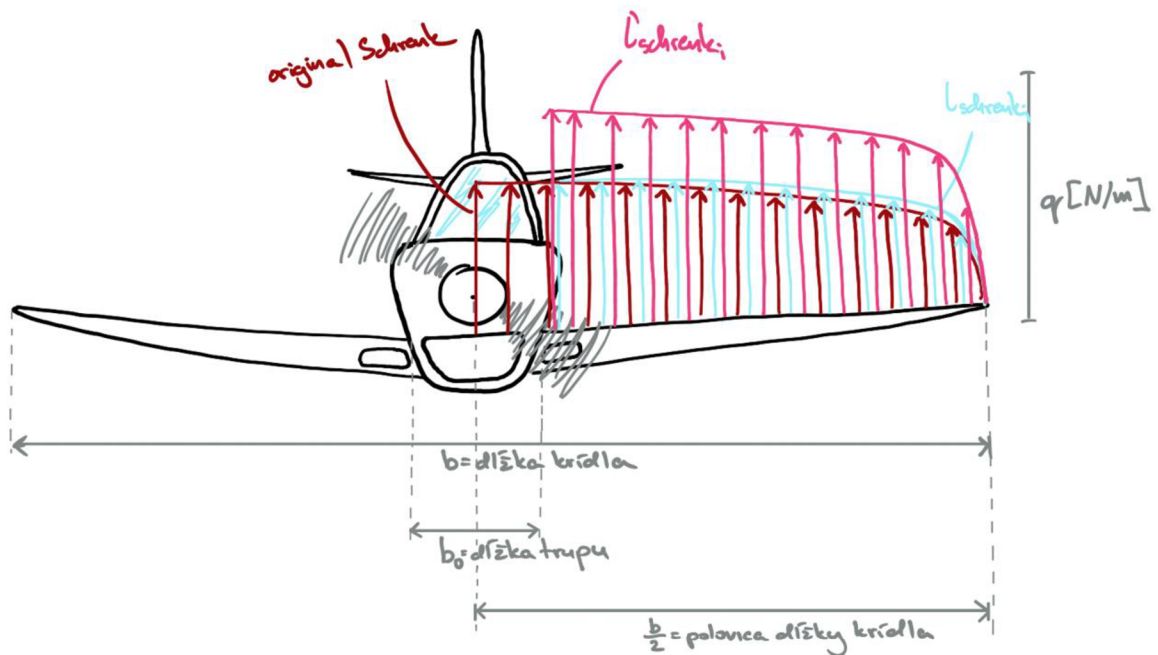
Distribúcia vztlaku vypočítaná pomocou $l_{schrenk}$ je upravená vynásobením korekčného faktora zohľadňujúca rozdiel medzi celkovým vztlakom krídla (aj s časťou trupu) a krídla bez trupu. Všetky distribúcie sú vyobrazené na obrázku č.9.

$$l'_{schrenk_i} = \frac{\text{celkový vztlak so započítaným trupom}}{\text{celkový vztlak bez trupu}} l_{schrenk_i} \quad (4.14)$$



Obrázok 9 Znázornenie rôznych distribúcií vztlaku po krídle.

Táto finálna distribúcia dáva hodnotu vztlaku na konci krídla väčšiu ako nula, preto nezodpovedá reálnej distribúcií. Každopádne tento fakt nedáva významnú zmenu a vynáša konzervatívny výsledok (obr. č. 10). [11]



Obrázok 10 Upravenie Schrenkovej distribúcie.

Uhol nábehu:

$$\alpha = \frac{c_L}{\left(\frac{dc_L}{d\alpha}\right)} + \alpha_{CL=0} \quad (4.15)$$

Lokálny uhol nábehu, ako výsledok upravenej Schrenkovej distribúcie (efektívny uhol nábehu, nie indukovaný uhol) sa vypočíta:

$$\alpha_i = \frac{l_{schrenk_i}}{\frac{1}{2}\rho v^2 c_i \left(\frac{c_L}{\left(\frac{dc_L}{d\alpha}\right)} + \alpha_{CL=0} \right)} \quad (4.16)$$

Kde sklon krivky vztlaku:

$$\frac{dc_L}{d\alpha} = 0,1 \frac{AR}{AR + 2} \quad (4.17)$$

4.5 DISTRIBÚCIA ODPORU

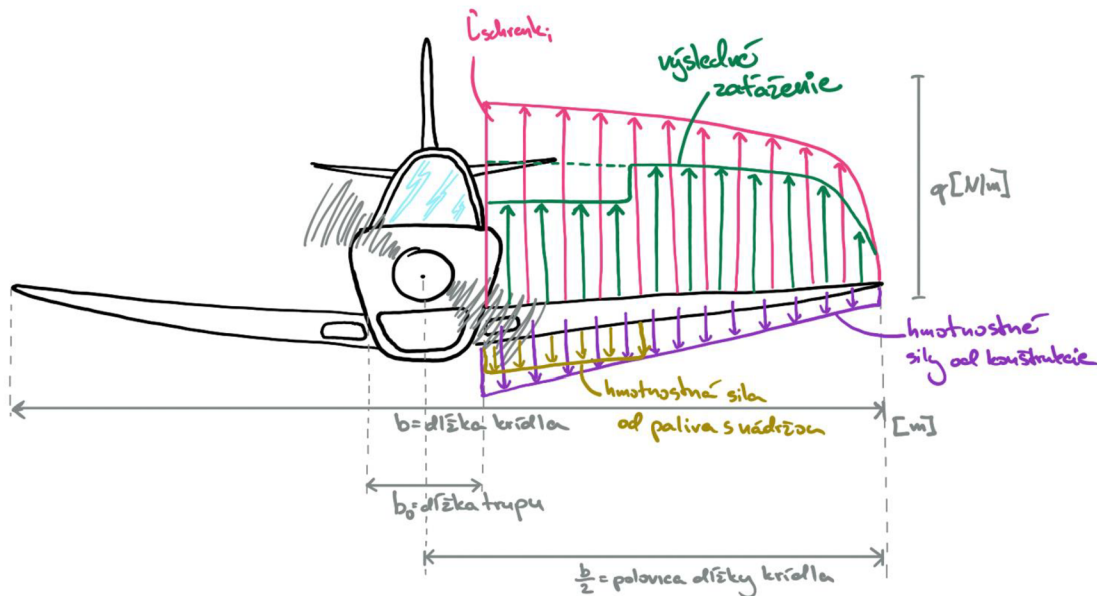
Efekt odporu v porovnaní so vztlakom sa zanedbáva, preto sa považuje odpor za konštantný po dĺžke krídla. Toto je konzervatívny predpoklad. Odpor na meter je vyjadrený vzťahom (4.18). [11]

$$d = \frac{D}{b - b_0} = \frac{\frac{1}{2}\rho v^2 S c_D}{b - b_0} = \frac{\frac{1}{2}\rho v^2 S \left(0,01 + \frac{c_L^2}{\pi AR} \right)}{b - b_0} \quad (4.18)$$

4.6 HMOTNOSTNÉ SILY A ICH DISTRIBÚCIA PO KRÍDLE

Hmotnostné sily sú sily, ktoré vznikajú vplyvom hmotnosti konštrukcie, palivových nádrží s palivom a ďalšími významne ťažkými časťami krídla a gravitačným zrýchlením. Pri vodorovnom lete tieto sily majú opačný smer ako vztlaková sila generovaná profilom krídla, a tak výsledné ohybové zaťaženie je menšie ako od samotného vztlaku (obr. č. 11). To umožňuje navrhnuť krídlo s menšími požiadavkami na pevnosť, a tak aj s menšou hmotnosťou. Do celkového zaťaženia krídla sa musia započítať aj hmotnostné sily od konštrukcie krídla a paliva. Táto distribúcia je špecifická pre každé krídlo a závisí od návrhu konštrukcie až po umiestnenie palivových nádrží a množstva paliva nachádzajúceho sa v týchto nádržiach.

V nasledujúcich výpočtoch sa predpokladá s rovnomerným rozložením hmotnosti konštrukcie a paliva.

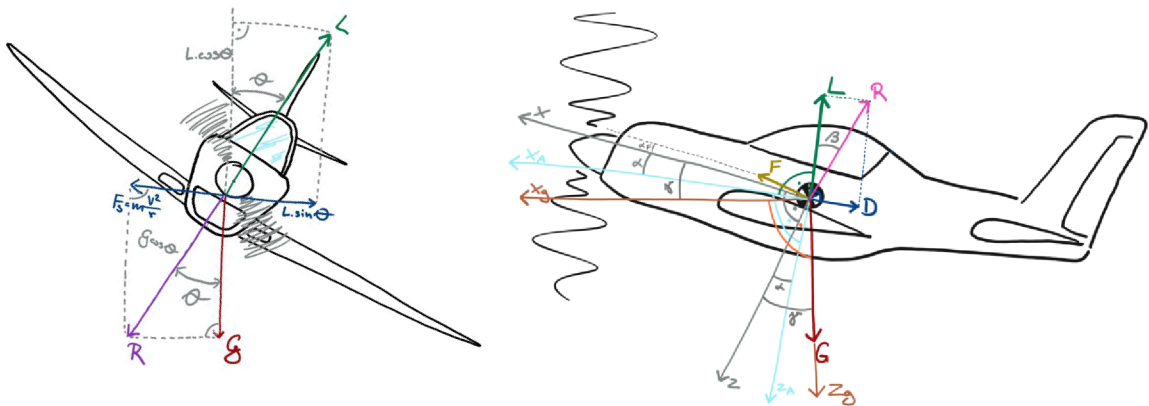


Obrázok 11 Výsledné zaťaženie na krídlo pri rovnomernom priamočiarom lete.

4.6.1 SMER HMOTNOSTNÝCH A VZDUŠNÝCH SÍL PRI RÔZNYCH REŽIMOCH LETU

Hmotnostné sily pri každom režime letu smerujú kolmo do stredu zeme vďaka pôsobeniu zemskej gravitácie. Na rozdiel od vzdušných síl, nie sú ovplyvňované smerom vetra, rýchlosťou prúdenia a rôznymi aerodynamickými javmi.

Pri rôznych režimoch letu (obr. č. 12) preto tieto sily nie sú navzájom rovnobežné a zložky veľkostí, ktoré pôsobia rovnobežne sú funkciami goniometrických funkcií sínusu a kosínusu. Avšak pri správnej zatáčke sú hmotnostné sily rovnobežné so vzdušnými. [12]



Obrázok 12 Známenie uhlov a vektorov síl voči súradnicovým systémom (správna zatáčka a klopenie). [12] (upravené autorom)

4.6.2 DISTRIBÚCIA ZAŤAŽENIA OD KONŠTRUKCIE KRÍDLA

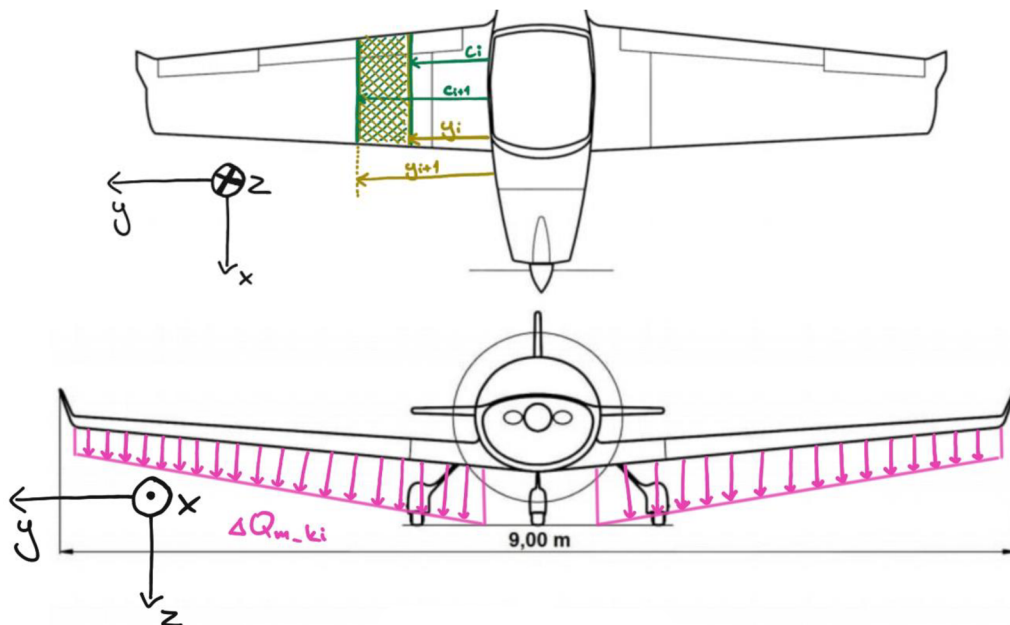
Pre model rovnomerného rozloženia sa distribúcia vypočíta z nasledujúcich vzťahov. [13]

$$I = \frac{m_{\text{konštrukcia krídla}}}{S_{\text{krídla}}} \quad (4.19)$$

$$m_{ki} = (y_{i+1} - y_i) \left(\frac{c_i + c_{i+1}}{2} \right) I \quad (4.20)$$

$$\Delta Q_{m_{ki}} = m_{ki} g n \cos(\gamma) \quad (4.21)$$

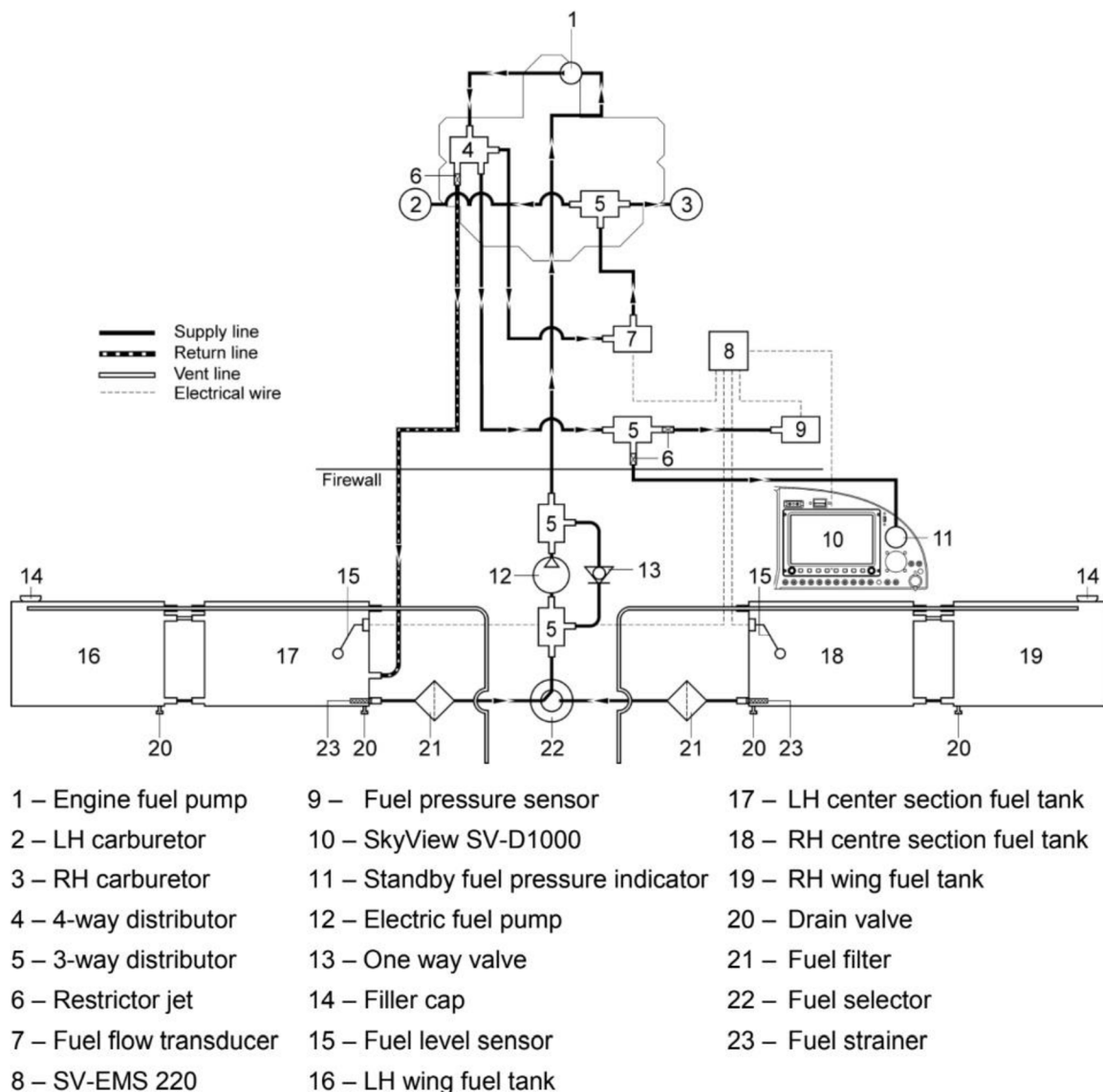
$$Q_{m_k} = \sum_{i=\text{num}}^i \Delta Q_{m_{ki}} \quad (4.22)$$



Obrázok 13 Zaťaženie od konštrukcie krídla a vysvetlivky ku vzorcom. [3] (upravené autorom)

4.6.3 DISTRIBÚCIA ZAŤAŽENIA OD PALIVOVÝCH NÁDRŽÍ S PALIVOM

Palivové nádrže (obr. č. 14) sa nachádzajú na obidvoch krídlach. Pri výpočte zaťaženia je dôležitá hmotnosť nádrže s palivom, umiestnenie nádrže na krídle a veľkosť nádrže. Nádrže na WT9 Dynamic sú po zjednodušení kvádrového tvaru, preto rozloženie po dĺžke krídla bude rovnomerné. Fakt, že krídlo má počiatkový uhol vzopätia a pri čerpaní paliva z nádrže bude palivo rozložené rovnomerne, je zanedbateľné kvôli malým finálnym rozdielom. Na obrázku č.14 je palivová sústava WT9 Dynamic. Palivová nádrž na krídle je až za polohou tenzometru, preto jej čiastočná hmotnosť nebude figurovať v celkovom momente v danom reze.



Obrázok 14 Palivová sústava WT9 Dynamic. [3]

Výpočet zaťaženia od paliva a palivových nádrží je podľa vzorcov (4.23-4.26). [13]

$$I = \frac{m_{\text{palivova nádrž s palivom}}}{S_{\text{nádrž}}} \quad (4.23)$$

$$m_{fi} = (y_{i+1} - y_i) \left(\frac{c_{in} + c_{in+1}}{2} \right) I \quad (4.24)$$

$$\Delta Q_{mf_i} = m_{fi} g n \cos(\gamma) \quad (4.25)$$

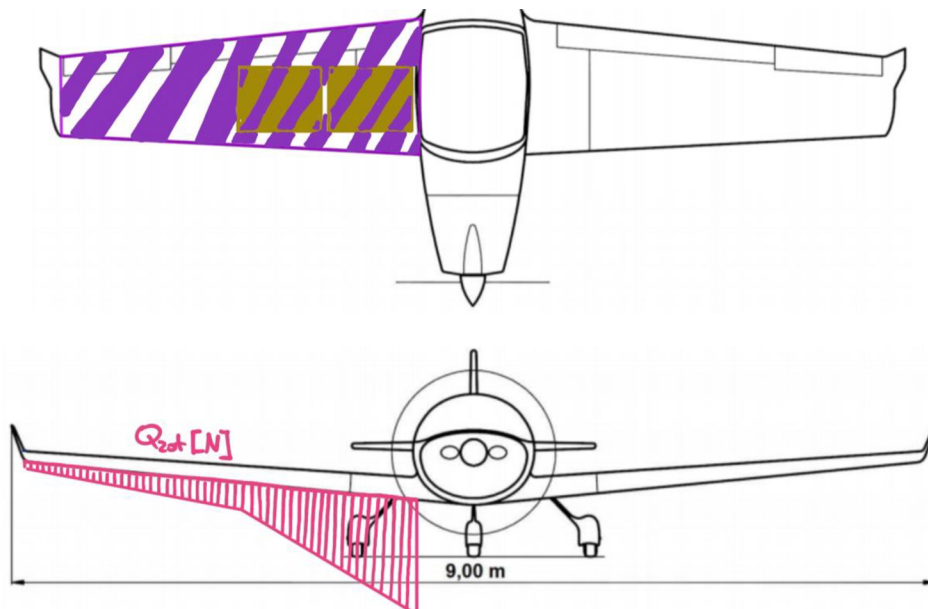
$$Q_{mf} = \sum_{i=num}^i \Delta Q_{mf_i} \quad (4.26)$$

4.6.4 ZOTRVAČNÉ SILY

Zotrvačné sily vznikajú zmenou stavu/pohybu lietadla napríklad pri zatačaní/klonení. Sila od zotrvačných síl je priamo úmerná veľkosti zrýchlenia vzniknutého zmenou pohybového stavu lietadla. Pri konečnom výpočte tieto sily nebudeme brať do úvahy z dôvodu ustáleného manévru. [13]

$$\Delta Q_{zot_i} = m_{\text{celk.krídla}_i} a = m_{\text{celk.krídla}_i} \omega^2 y_i \quad (4.27)$$

$$Q_{zot} = \sum_{i=0}^y \Delta Q_{zot_i} \quad (4.28)$$



Obrázok 15 Zaťaženie od zotrvačnej sily. [3] (upravené autorom)

4.7 CELKOVÉ VÝSLEDNÉ ZAŤAŽENIE

Celkové výsledné zaťaženie je súčet zaťaženia vztlaku na krídle a celkových hmotnostných síl. Ich vektory sú zobrazené na obrázku č.16. [11] (upravené autorom)

$$\Delta Q_{L_i} = \Delta y_i l'_{schrenk_i} \quad (4.29)$$

$$Q_{L_i} = \sum_{i=num}^i \Delta Q_{L_i} \quad (4.30)$$

$$\Delta Q_{D_i} = d\Delta y_i \quad (4.31)$$

$$Q_{D_i} = \sum_{i=num}^i \Delta Q_{D_i} \quad (4.32)$$

$$\Delta Q_{Hm_i} = (ng(m_{palivo_i} + m_{krídlo_i}) + \Delta Q_{zot_i}) \quad (4.33)$$

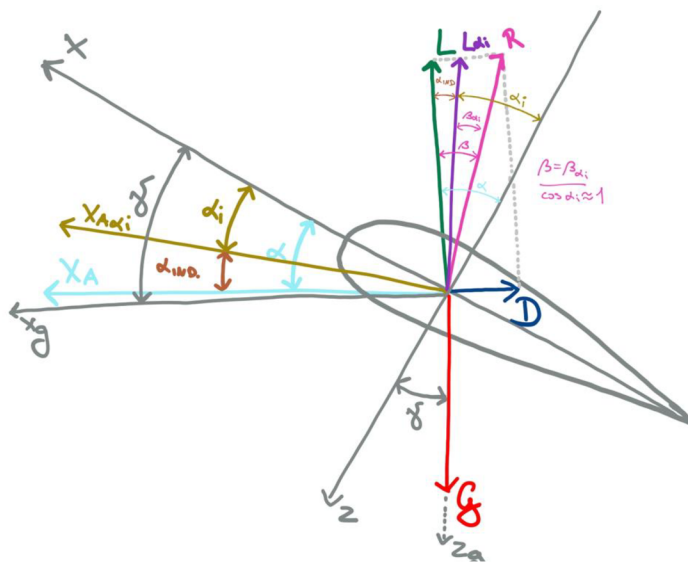
$$Q_{Hm_i} = \sum_{i=num}^i \Delta Q_{Hm} \quad (4.34)$$

$$\beta_i = \tan^{-1} \left(\frac{Q_{D_i}}{Q_{L_i}} \right) \quad (4.35)$$

$$Q_{R_{VZ_i}} = \sqrt{Q_{L_i}^2 + Q_{D_i}^2} \quad (4.36)$$

$$Q_{T_i} = Q_{R_{VZ_i}} \sin(\alpha_i - \beta_i) - Q_{Hm_i} \sin(\gamma) \quad (4.37)$$

$$Q_{N_i} = Q_{R_{VZ_i}} \cos(\alpha_i - \beta_i) - Q_{Hm_i} \cos(\gamma) \quad (4.38)$$



Obrázok 16 Sily pôsobiace na profil krídla. [11] (upravené autorom)

4.7.1 VÝSLEDNÉ MOMENTOVÉ ÚČINKY NA KRÍDLO

Výsledné momentové účinky sa vypočítajú nasledovne:

$$M_{x_i} = \sum_{i=num}^i (Q_{N_i} y_i) \quad (4.39)$$

$$M_{y_i} = \sum_{i=num}^i (Q_{T_i} y_i) \quad (4.40)$$

Na základe uvedených vzorcov je možné dostať celkovú silu a moment pôsobiaci na určitý rez krídla alebo celé krídlo. [11] (upravené autorom)

5 VÝPOČET AERODYNAMICKÝCH VELIČÍN

Pre výpočet zaťaženia krídla v rôznych výškach, rýchlostiach a násobkoch zaťaženia je potrebné zaistiť, aby výsledné zaťaženie bolo závislé na spomínaných parametroch (výška, rýchlosť, teplota, násobok zaťaženia, tlak, klopenie), ktoré užívateľ bude môcť meniť podľa potreby v závislosti na výsledkoch a dátach letových meraní.

Pre prepočet a výpočet hodnôt tlaku, teploty a hustoty vo vzduchu v danej výške slúžia stanovené hodnoty pre výšku 0 m.n.m podľa ISA (International Standard Atmosphere).

Nasledujúce prepočty sa dajú aplikovať do výšky 11 000m. [14]

Prepočet teploty vo výške H:

$$T_H = T_0 + LH \quad (5.1)$$

Kde:

$$T_0 = 288,15 \text{ K}$$

$$L = -0,0065 \text{ K/m}$$

H = požadovaná výška

Prepočet tlaku vo výške H:

$$p_H = p_0 \left(\frac{T_H}{T_0} \right)^{5,256} \quad (5.2)$$

Kde:

$$p_0 = 101325 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 288,15 \text{ K}$$

Prepočet hustoty vzduchu vo výške H:

$$\rho_H = \rho_0 \left(\frac{T_H}{T_0} \right)^{4,256} \quad (5.3)$$

Kde:

$$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$T_0 = 288,15 \text{ K}$$

5.1 VÝPOČET KOEFICIENTOV VZTLAKU A ODPORU

Pre zistenie koeficientu vztlaku krídla (cl_w) je vybraný model vyváženého stabilného horizontálneho letu, kde zjednodušený model predpokladá vznik hmotnostnej sily G , vztlakovej sily krídla, celého lietadla a zadnej horizontálnej plochy a moment od aerodynamických síl (obr. č. 17). Pre toto rozloženie je možné dopočítať koeficienty vztlaku jednotlivých častí lietadla - hlavného krídla a aj horizontálnej plochy.

Celkový vztlak lietadla je získaný z rovnice:

$$L_L = G = mng \quad (5.4)$$

Moment od aerodynamických síl:

$$M = \frac{1}{2} \rho v^2 S c_{MAC} c_{m0_w} \quad (5.5)$$

Celková vztlaková sila krídla:

$$L_W = L_L + L_{HT} \quad (5.6)$$

Lietadlo v priamočiaram rovnomernom horizontálnom lete má celkový moment rovný nule:

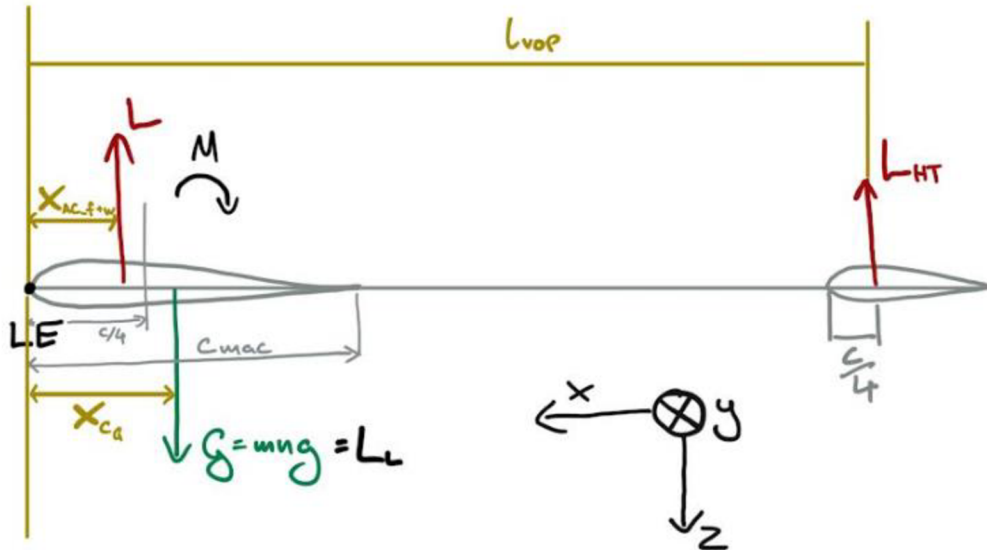
$$\sum M_{LE} = 0 \quad (5.7)$$

Predpoklady výpočtu:

- Pre výpočet rovnováhy bola zvolená os z rovnobežná so smerom gravitácie a kladné hodnoty nadobúda smerom nadol. Po vypočítaní síl sa bude zohľadňovať uhol nábehu a vektor síl.
- V tejto fáze výpočtov sa ťah a odpor považuje za nulový, keďže vektory týchto veličín predpokladáme kolmé na os z . V druhej fáze výpočtu tieto sily budú dopočítané a odpor bude počítaný len pre krídlo.
- Počiatočná poloha vztlaku krídla sa považuje od prvej štvrtiny strednej aerodynamickej tetivy c_{mac} , avšak táto poloha je upravená z dôvodu vplyvu trupu lietadla.
- Poloha celkového vztlaku horizontálnej zadnej plochy sa považuje od prvej štvrtiny strednej aerodynamickej tetivy.
- Aeroelastické efekty sú zanedbateľné.
- Uhly zrýchlení sa zanedbávajú, kým lietadlo nedosiahne predpísaný násobok zaťaženia.

Na základe momentovej rovnováhy výsledný vzťah pre výpočet vztlakovej sily pre horizontálnu zadnú plochu rovnicou (5.8). [11]

$$L_{HT} = \frac{M + L_L(x_{CG} - x_{AC_{f+w}})}{x_{AC_{f+w}} + l_{VOP}} \quad (5.8)$$



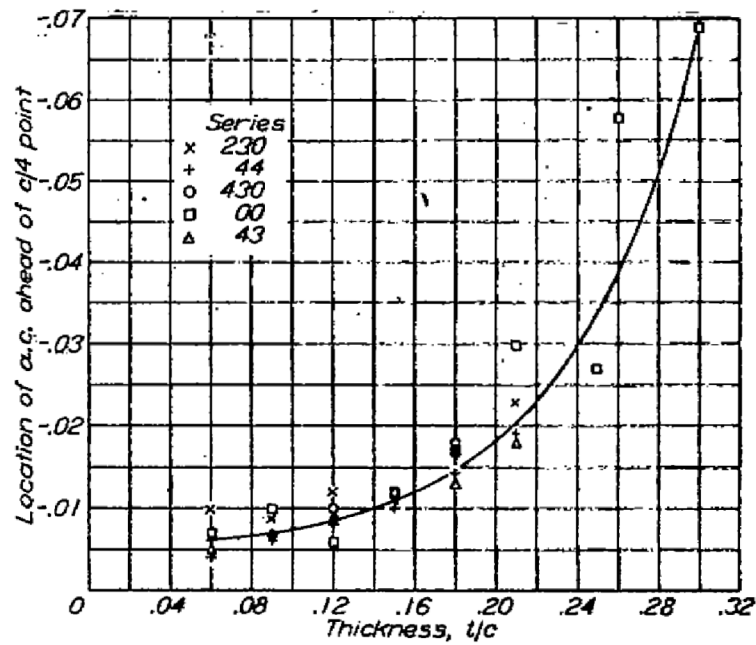
Obrázok 17 Schematický nákres pôsobísk síl. [11] (upravené autorom)

5.1.1 AERODYNAMICKÝ STRED

Aerodynamický stred je charakteristikou krídla a je definovaný ako bod, okolo ktorého sa poloha momentu M_y nemení so zmenami uhla nábehu v celom lineárnom rozsahu vztlakovej krivky. Pre určenie aerodynamického stredu je využitá korekcia pozície na základe hrúbky profilu. [12]

Hrúbka profilu pre NASA/LANGLEY MS(1)-0313 je 13,14% a preto bude výsledná poloha upravená o $-0,01$, vyplývajúca z grafu (obr. č. 18). [15]

$$x_{AC} = (0,25 - 0,01)c_{mac} \quad (5.9)$$



Obrázok 18 Graf hrúbky profilu ku korekcie pozície aerodynamického streda. [15]

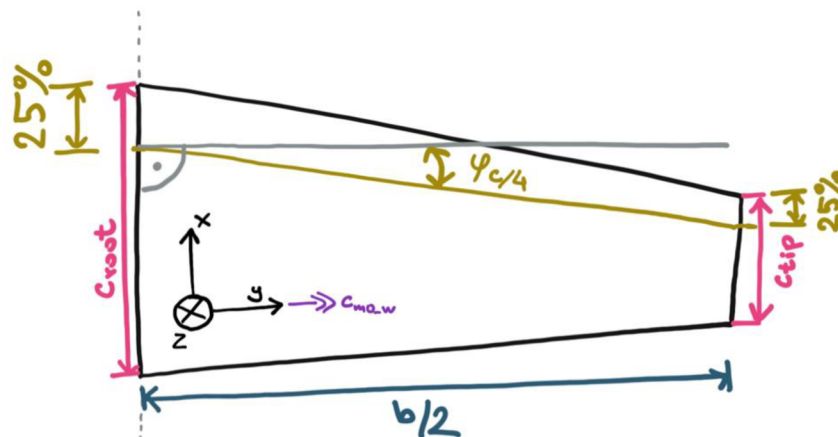
5.1.2 MOMENT OD AERODYNAMICKÝCH SÍL PÔSOBIACI NA KRÍDLO

Celkový moment od aerodynamických síl krídla sa vypočíta pomocou rovnice (5.10). [11]

$$c_{m0_w} = \frac{AR \cos^2(\varphi_{c/4})}{AR + \cos^2(\varphi_{c/4})} c_{m0} \quad (5.10)$$

Kde:

$$\varphi_{c/4} = -\tan^{-1} \left(\frac{c_{root} - c_{tip}}{\frac{b}{2}} \frac{1}{4} \right) \quad (5.11)$$



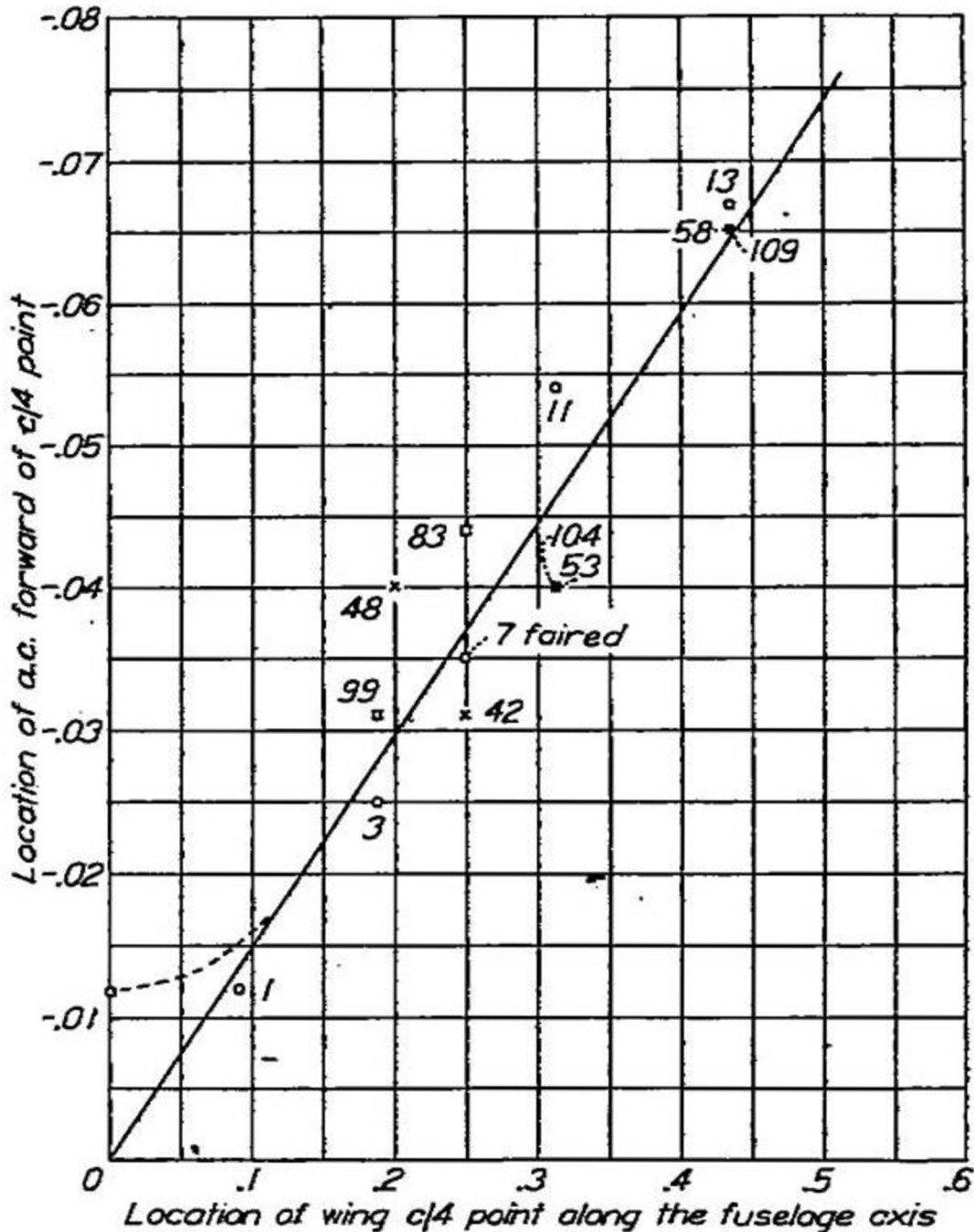
Obrázok 19 Krídlo s parametrami pre rovnicu (5.11)

5.1.3 VPLYV TRUPU

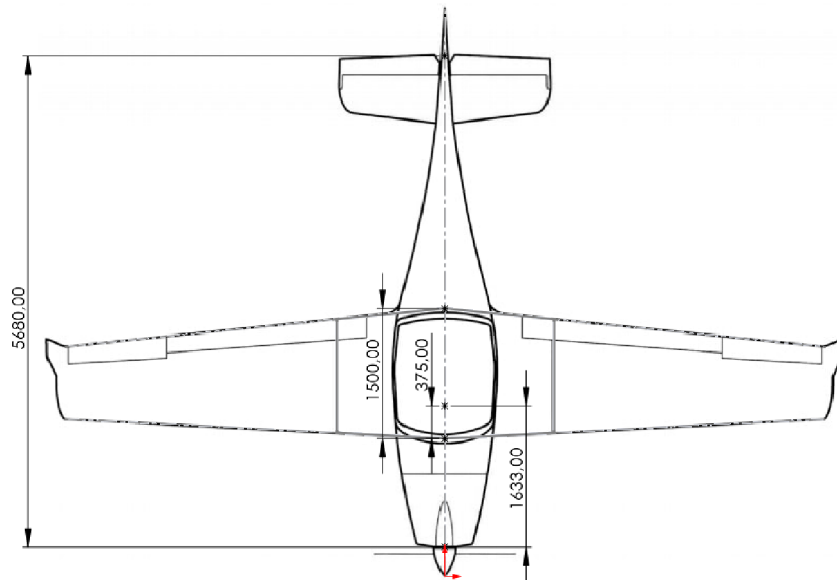
Pri trupe sa predpokladá nulový príspevok vztlaku. Na druhej strane má vplyv na rovnováhu lietadla, kde sa zohľadňuje ako príspevok k momentu M_y , kde trup spôsobuje destabilizačný moment.

Ako výsledok kompenzácie sa pôsobisko aerodynamických síl na krídle posunie o hodnotu reprezentujúcu moment od trupu. [15]

Posun pre lietadlo WT9 Dynamic bude podľa obrázka č.20 a 21.



Obrázok 20 Graf polohy aerodynamického streda voči dĺžke trupu a kompenzačný koeficient posunutia aerodynamického streda. [15]



Obrázok 21 Poloha c/4 voči trupu lietadla. [3] (upravené autorom)

$$x_{AC_f} = (0,25 - 0,01)c_{mac} \quad (5.12)$$

5.1.4 FINÁLNA POLOHA AERODYNAMICKÉHO STREDU

Výpočet finálnej polohy aerodynamického streda s prihliadnutím na hrúbku profilu a vplyv trupu. [11]

$$x_{AC_{f+w}} = (0,25 - 0,01 - 0,042)c_{mac} \quad (5.13)$$

5.1.5 KOEFICIENT VZTLAKU A ODPORU

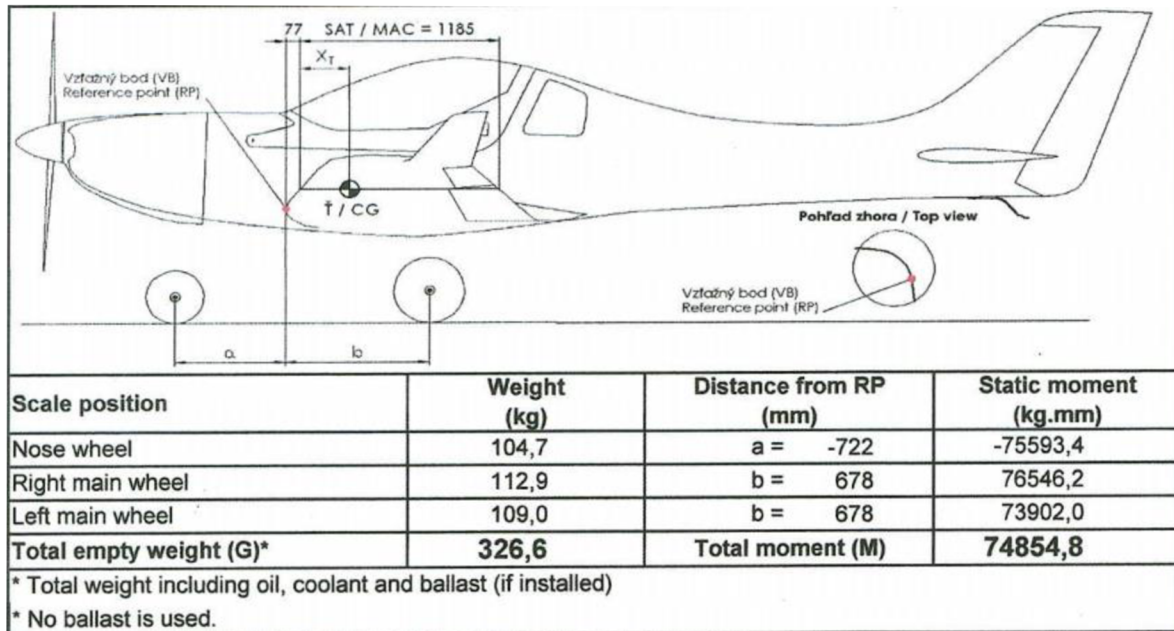
Pre výpočet koeficientov vztlaku a odporu boli použité vzorce (5.14, 5.15). [11]

$$c_{l_i} = \frac{2L}{\rho v^2 S} \quad (5.14)$$

$$c_{d_i} = \frac{2D}{\rho v^2 S} = 0,01 + \frac{c_l^2}{\pi AR} \quad (5.15)$$

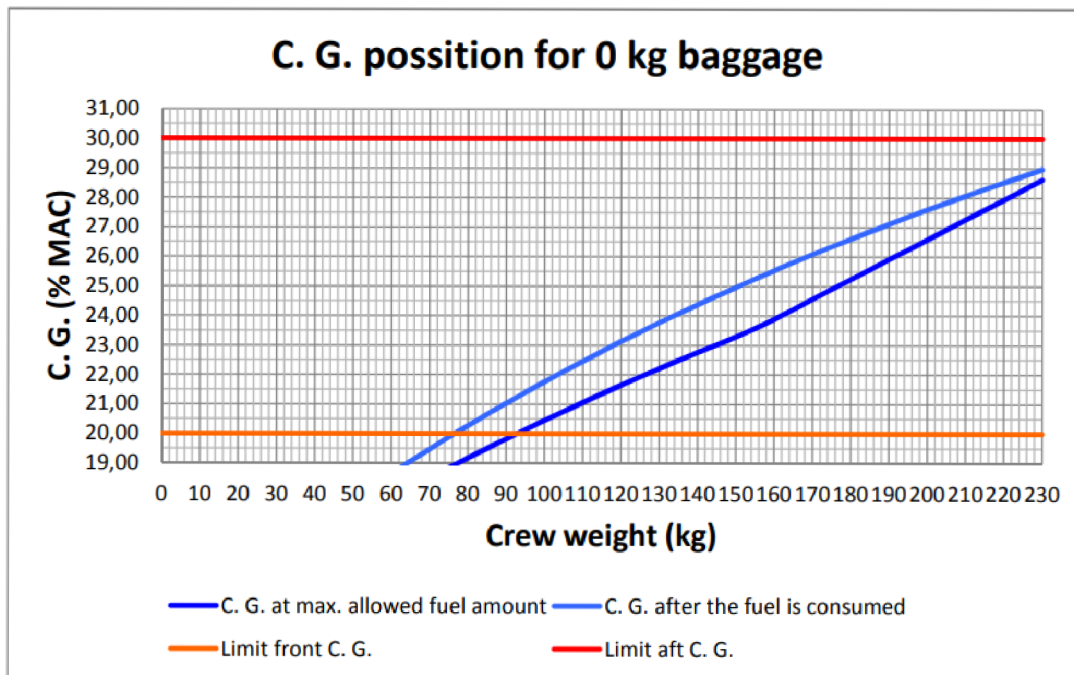
5.2 ŤAŽISKO

Ťažisko lietadla je možné určiť z výrobných dokumentov, kde je ťažisko prázdneho lietadla vypočítané výrobcom (obr. č. 22). K tomu je potrebné pridať hmotnosti paliva, posádky a batožiny. Výsledné ťažisko lietadla sa tiež môžeme dozvedieť z dokumentov FLIGHT MANUAL pre daný typ lietadla (obr. č. 23-24).

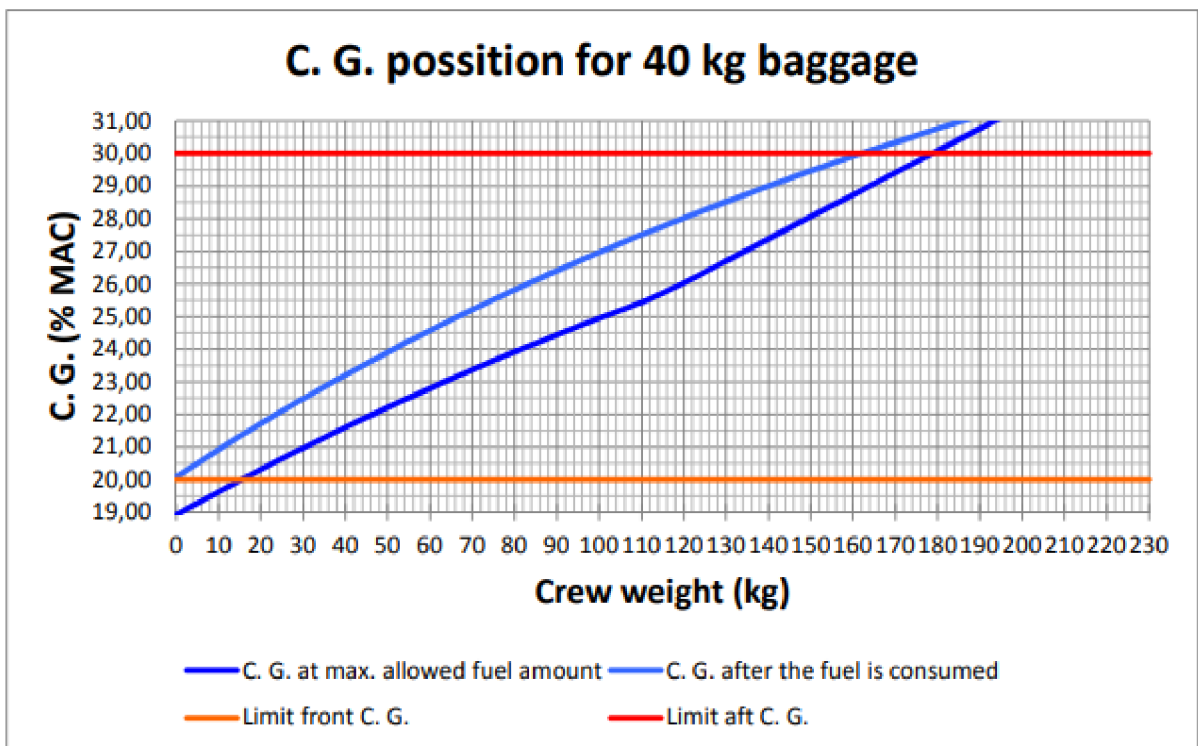
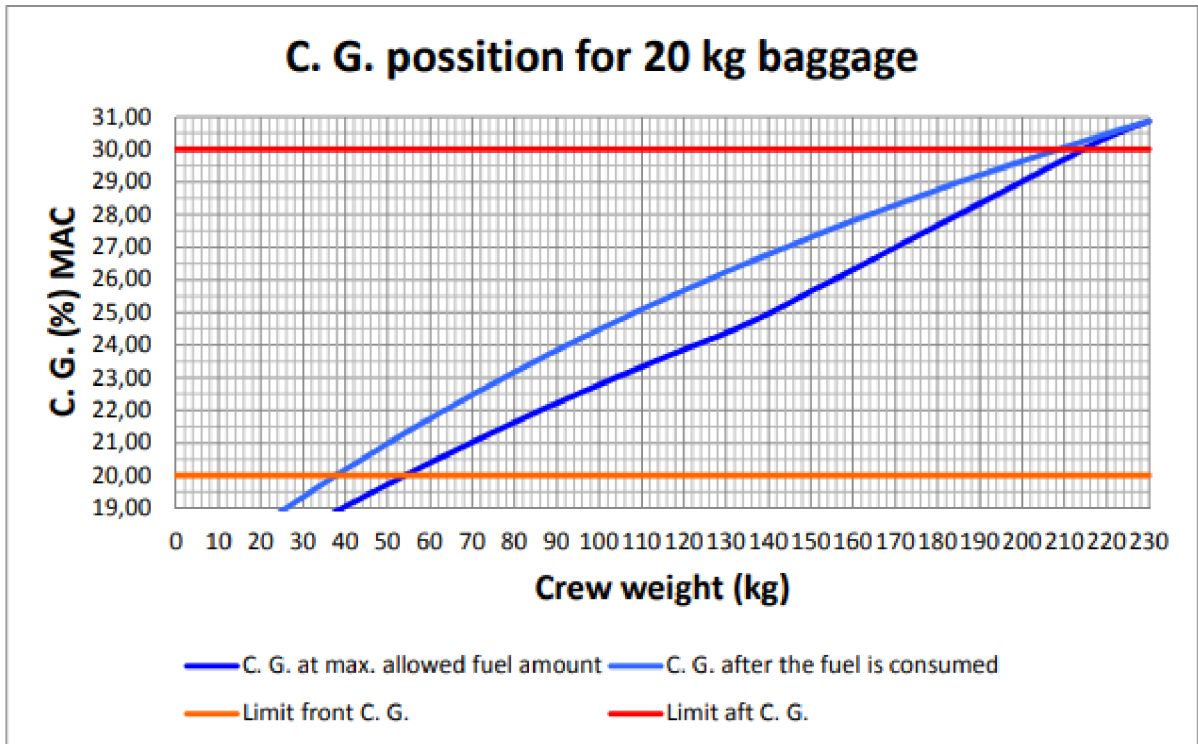


Obrázok 22 Celková hmotnosť a moment prázdneho lietadla. [5]

Ak nie sú dostupné údaje o hmotnosti lietadla, tak je možné vypočítať ťažisko na základe významných hmotností a ich vzdialenosti od zvoleného vzťažného bodu. Táto metóda nie je taká presná a skôr sa používa pri prvotnom návrhu lietadla.



Obrázok 23 Poloha ťažiska pre 0kg batožiny. [26]



Obrázok 24 Poloha ťažiska pre 20 a 40kg batožiny. [26]

6 GRAFY PRE PRVÚ METÓDU VÝPOČTU

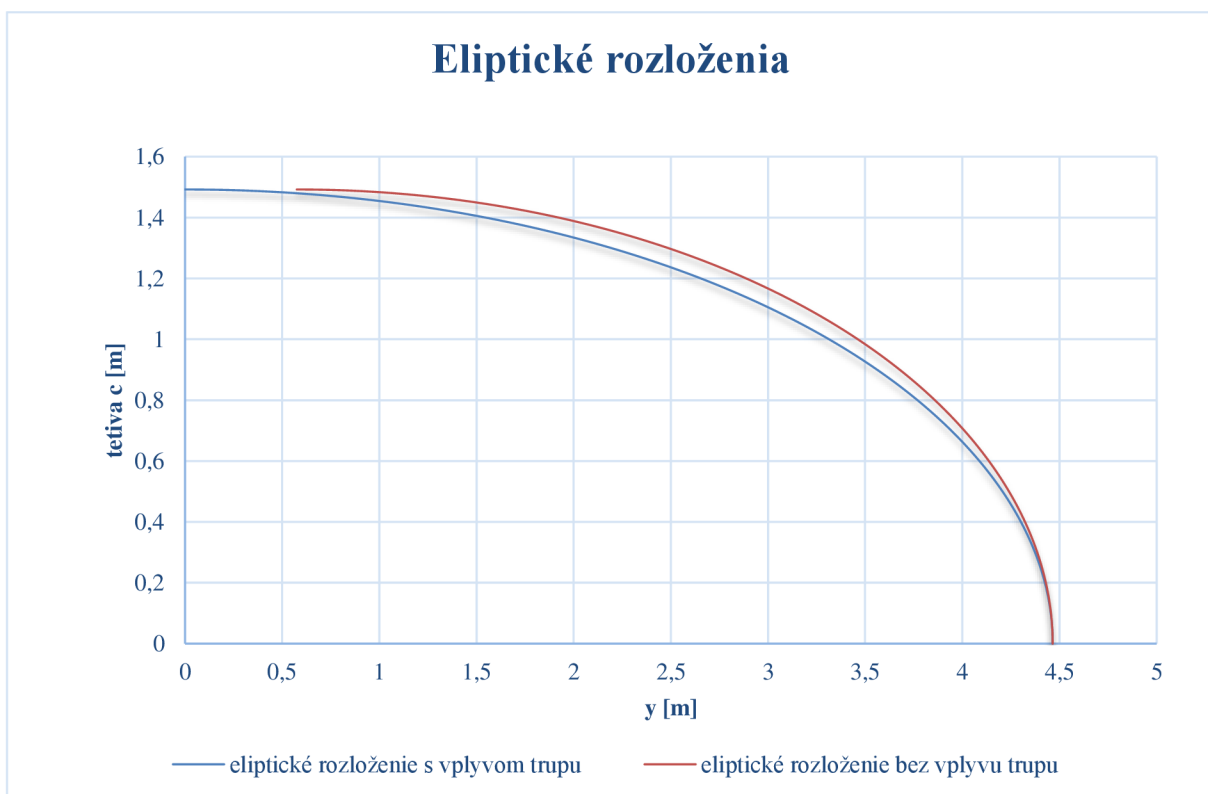
Nasledujúce grafy a hodnoty z nich vyplývajúce sú počítané z predošlých rovníc. Hodnoty v grafe sú výsledkom prvého manévru popísanom v časti 8.3.1.

Tabuľka 4 Letový manéver 1

Parameter	Hodnota	Jednotka
Výška	1234,74	[m]
Rýchlosť	61,22	[m/s]
Násobok zat'azenia	0,985	[-]
Hmotnosť	550,36	[kg]
Tlak teoretický	87344,53	[Pa]
Tlak nameraný	87107,99	[Pa]
Teplota teoretická	6,97	[°C]
Teplota nameraná	9,5	[°C]
Klopenie	-3,82	[°]
Ohybový moment	-1,10974	[mV/V]
Ohybový moment	-2400,22	[Nm]

6.1 GRAF ELIPTICKÉHO ROZLOŽENIA

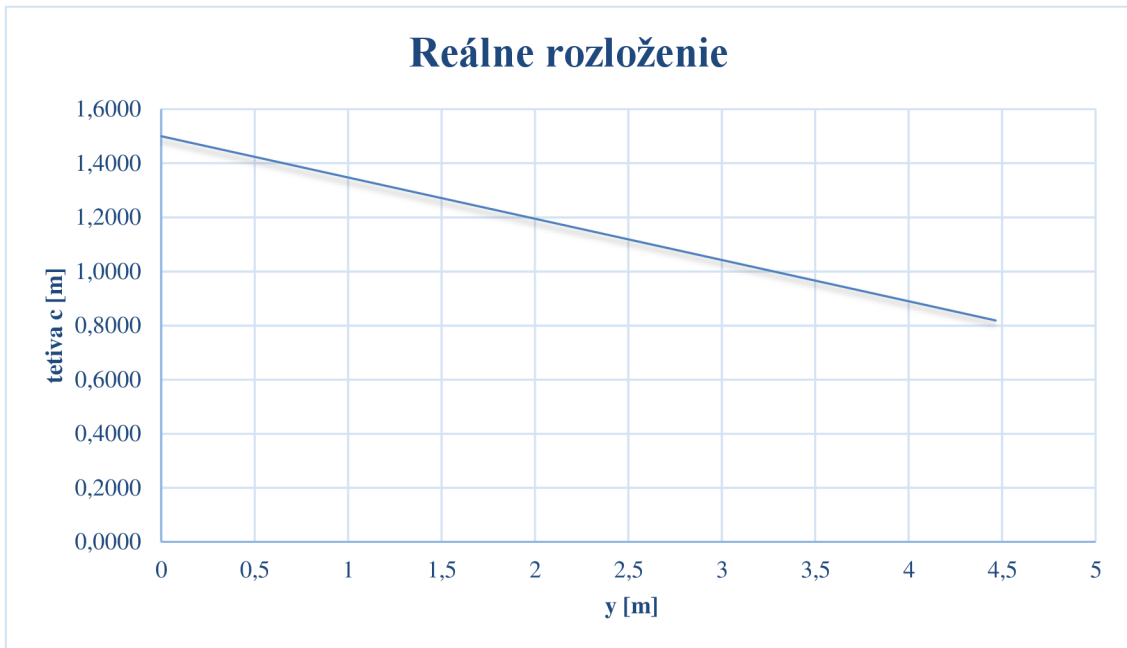
Nasledujúci graf č.1 poukazuje na zmenu tvaru a veľkosti štvrt'-elipsy s vplyvom a bez vplyvu trupu. Eliptické rozloženie s trupom je vypočítané podľa rovnice (4.10) a bez vplyvu trupu podľa rovnice (4.11).



Graf 1 Eliptické rozloženie bez a s vplyvom trupu

6.2 REÁLNE ROZLOŽENIE VZTLAKU

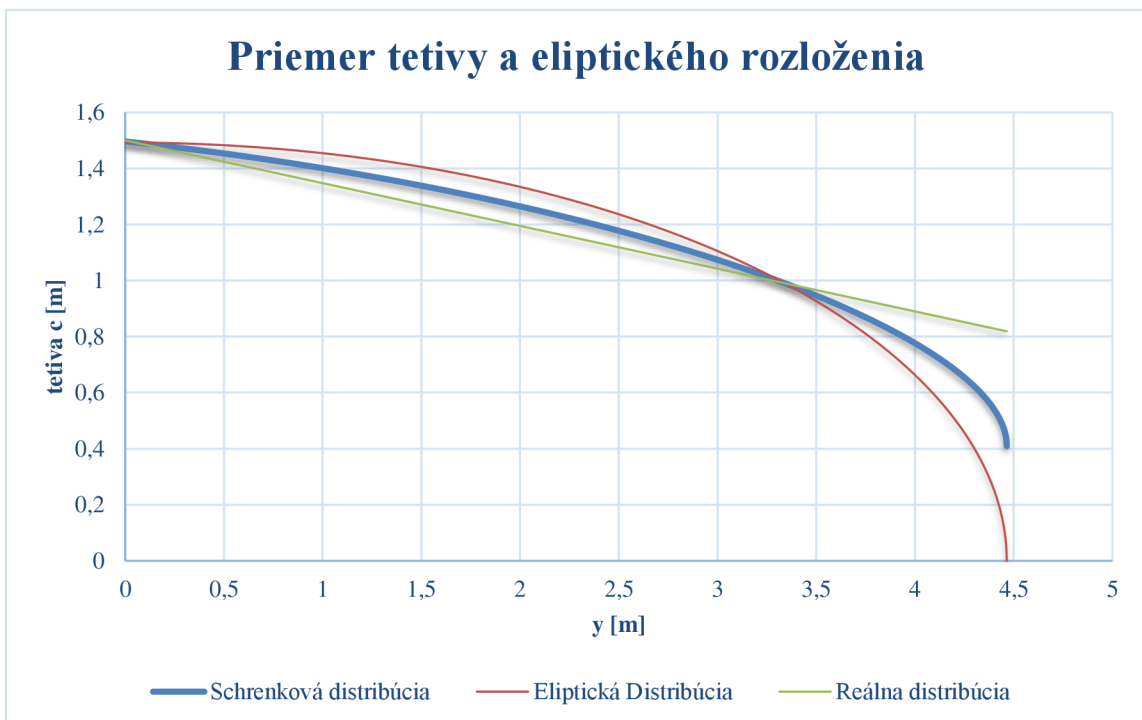
Reálne rozloženie je vypočítané podľa rovnice (4.12).



Graf 2 Reálne rozloženie pozdĺž pol krídla.

6.3 FINÁLNE ROZLOŽENIE PRE SCHRENKOVU METÓDU

Pre Schrenkovú metódu je finálne rozloženie priemerom eliptického a reálneho rozloženia.



Graf 3 Porovnanie distribúcií.

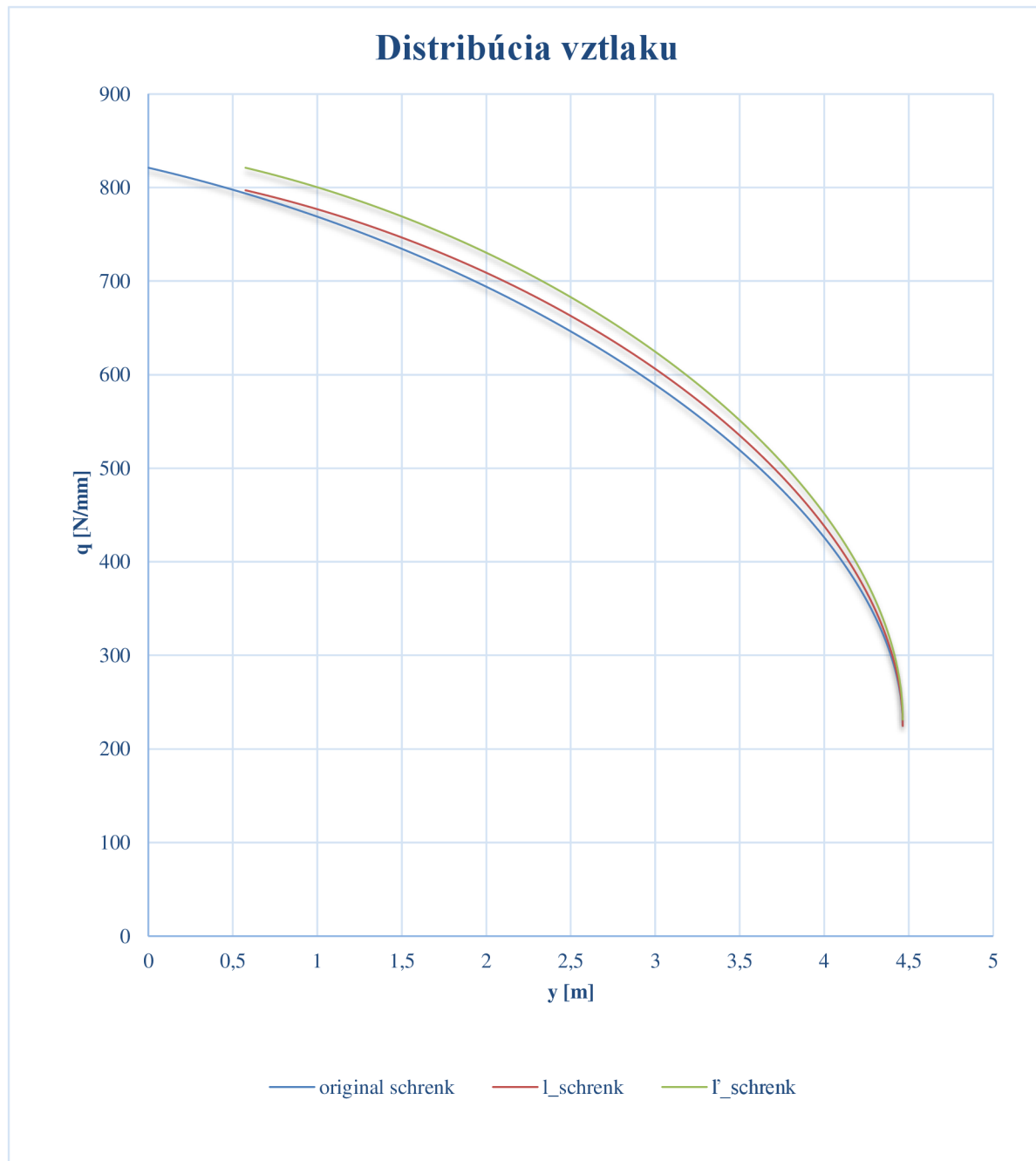
6.4 GRAFY SCHRENKOVEJ DISTRIBÚCIE

Zaťaženia v grafe boli vypočítané pomocou rovníc:

$$(4.13)\text{- pre } l_{schrenk_i}$$

$$(4.14)\text{- pre } l'_{schrenk_i}$$

Pre Original Schrenk platí rovnica (4.13) bez odpočítania b_0 .



Graf 4 Rozloženie vztlaku po krídle.

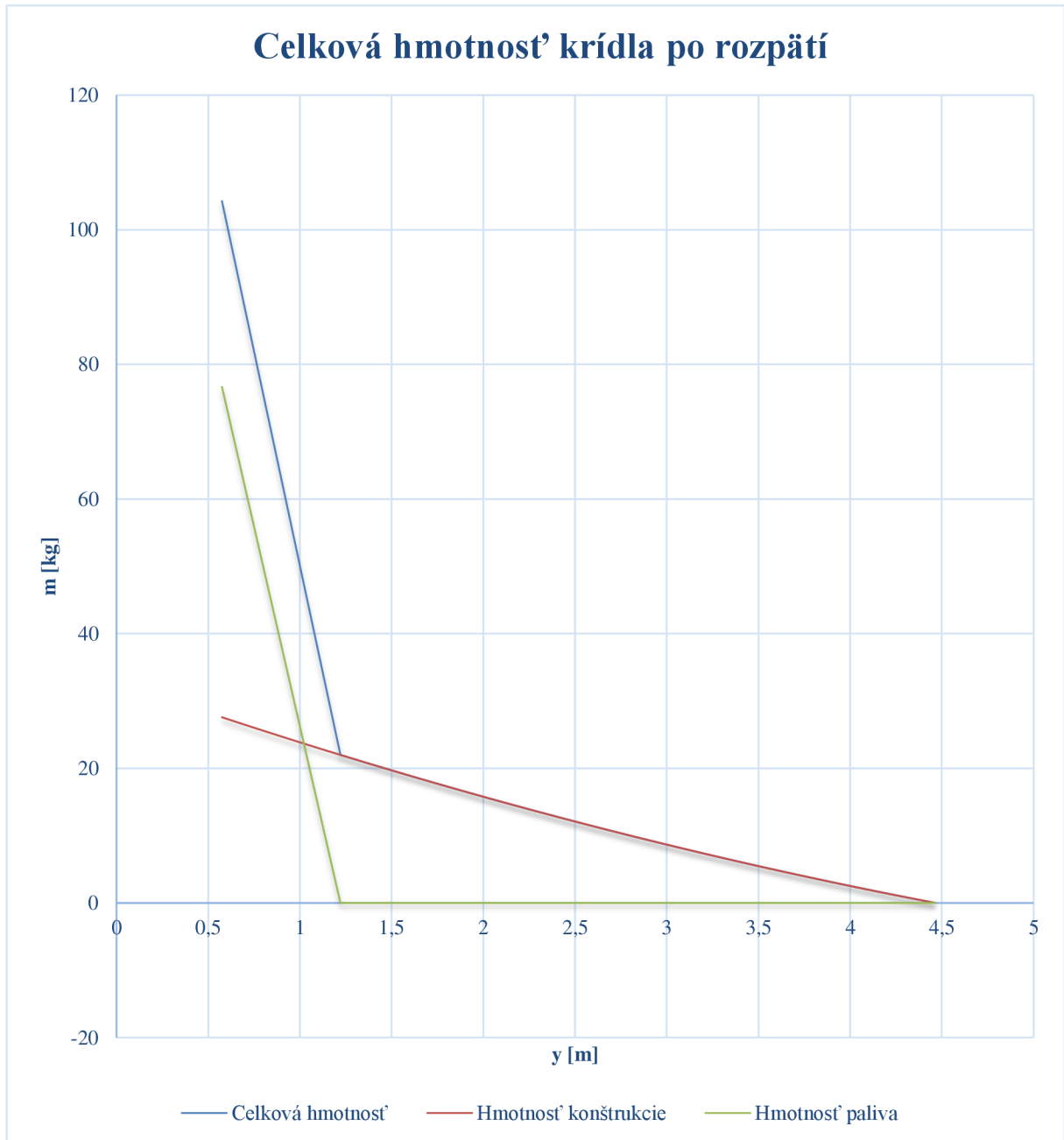
6.5 GRAF DISTRIBÚCIE ZAŤAŽENIA OD HMOTNOSTNÝCH SÍL

Nasledujúce grafy zobrazujú rozloženie hmotností a ich vplyv na výslednú hmotnostnú silu na krídlo.

6.5.1 GRAF CELKOVEJ HMOTNOSTI KRÍDLA

Celková hmotnosť krídla je súčtom m_{ki} z rovnice (4.20).

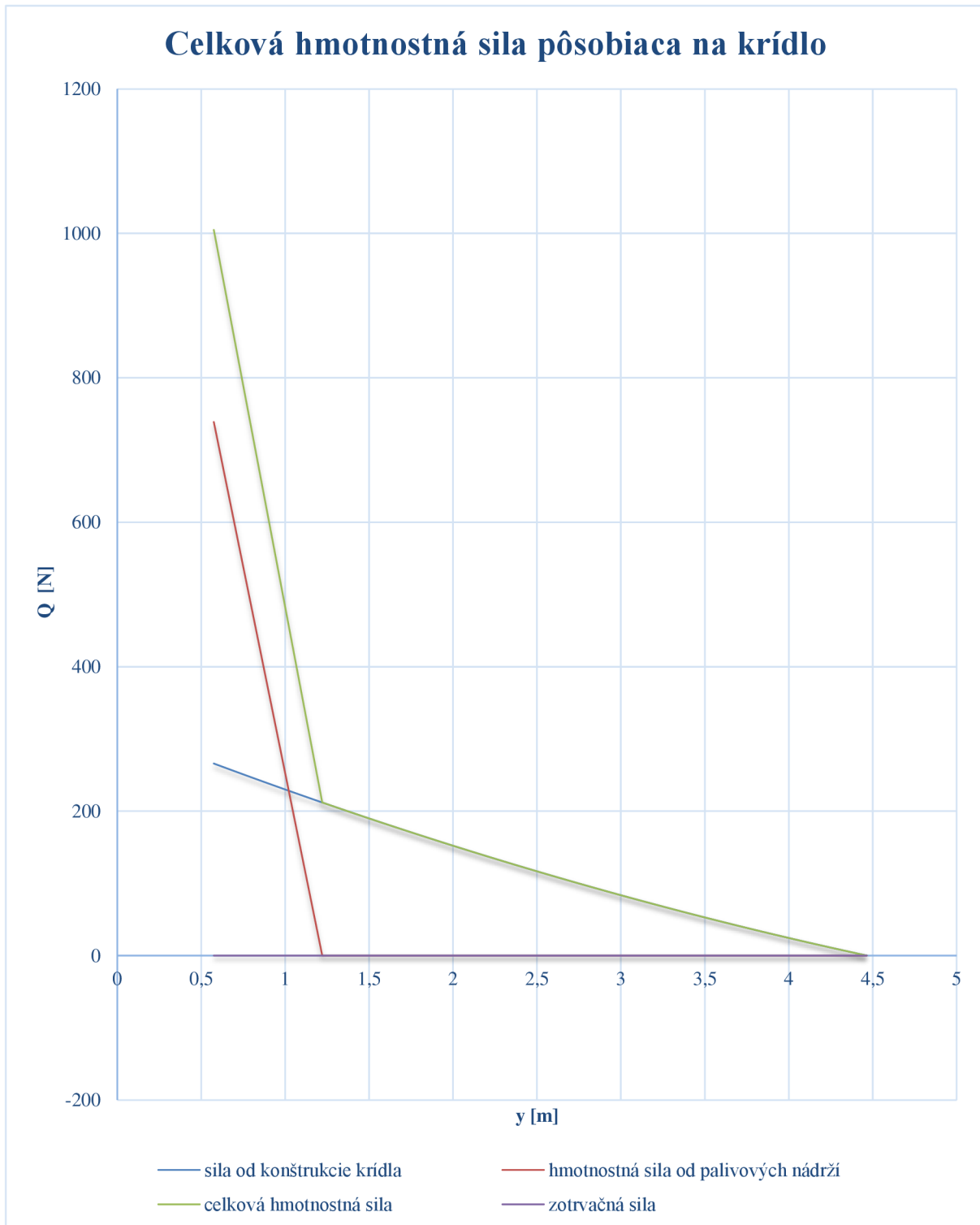
Celková hmotnosť paliva je súčtom m_{fi} z rovnice (4.24).



Graf 5 Celková hmotnosť krídla po rozpätí ako súčet hmotností konštrukcie a paliva.

6.5.2 GRAF CELKOVEJ SILY PÔSOBIACEJ NA KRÍDLO OD HMOTNOSTNÉHO ZAŤAŽENIA

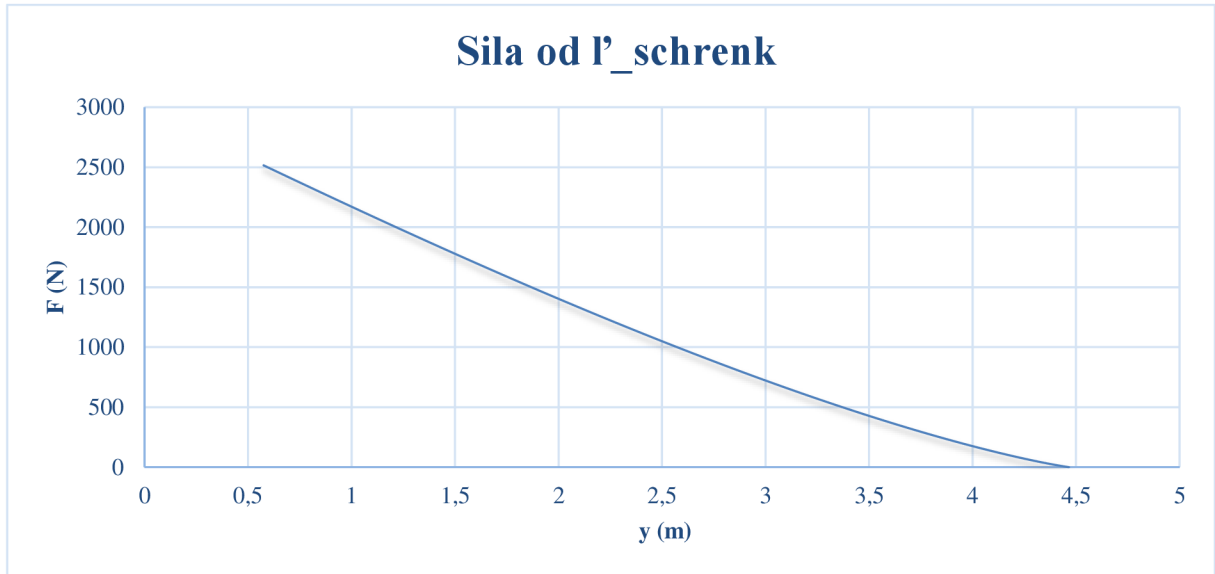
Graf výslednej hmotnostnej sily reprezentuje súčet síl od konštrukcie krídla a síl od palivových nádrží a paliva. Rovnice (4.22), (4.26), (4.28).



Graf 6 Celková hmotnostná sila pôsobiaca na krídlo.

6.6 VZDUŠNÉ ZAŤAŽENIE

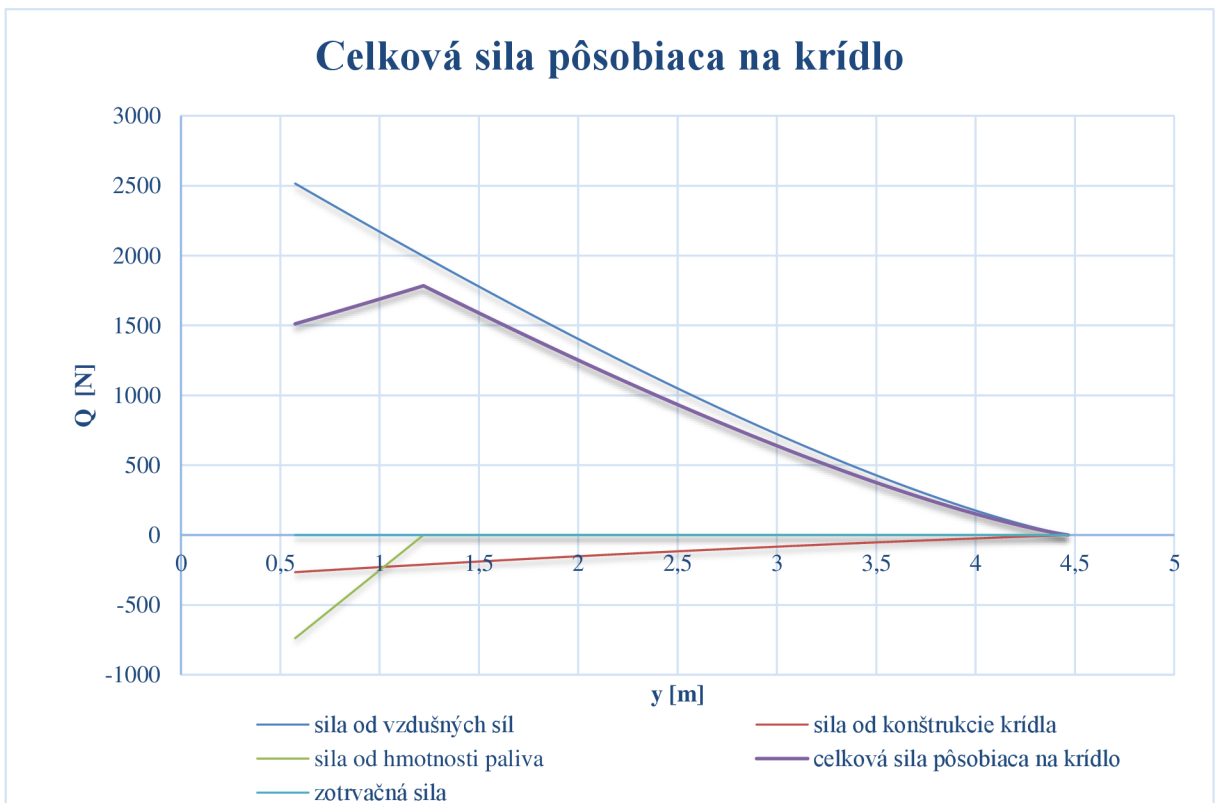
Sila pôsobiaca na krídlo je vypočítaná pomocou rovnice (4.29).



Graf 7 Sila pôsobiaca na krídlo od vzdušného zaťaženia.

6.7 CELKOVÉ ZAŤAŽENIE PÔSOBIACE NA KRÍDLO

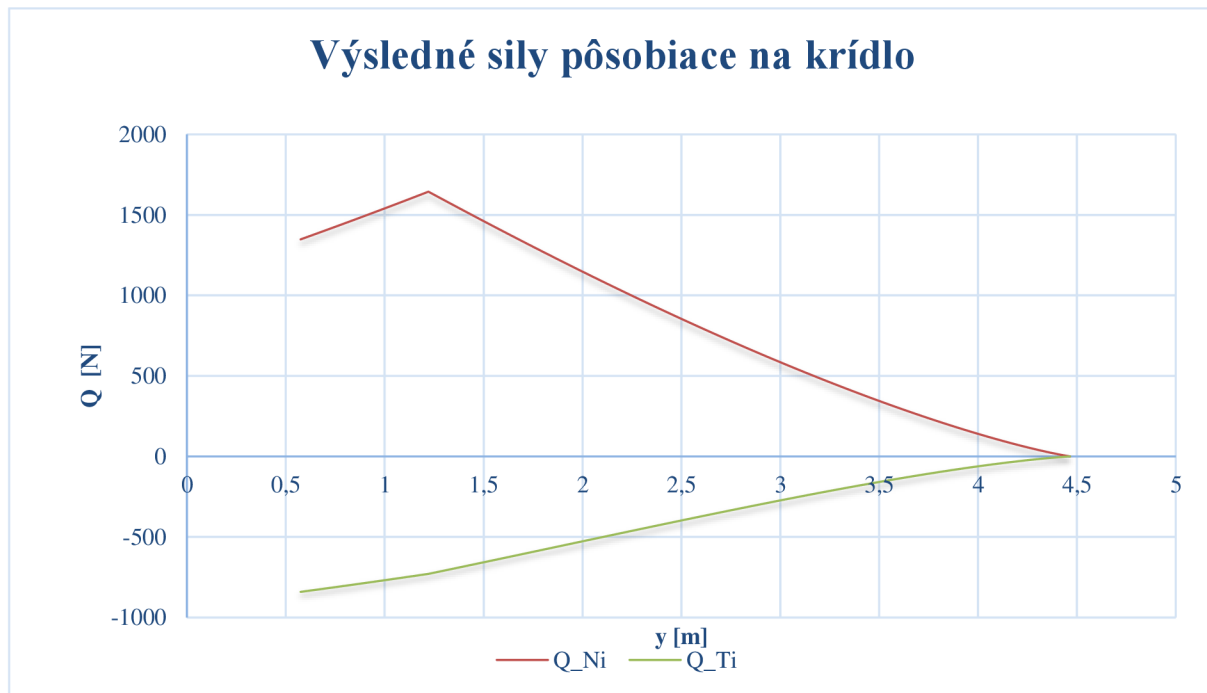
Celková sila pôsobiaca na krídlo bez rozkladu na jednotlivé zložky.



Graf 8 Celková sila pôsobiaca na krídlo.

6.8 ROZKLAD SILY PÔSOBIACEJ NA KRÍDLO

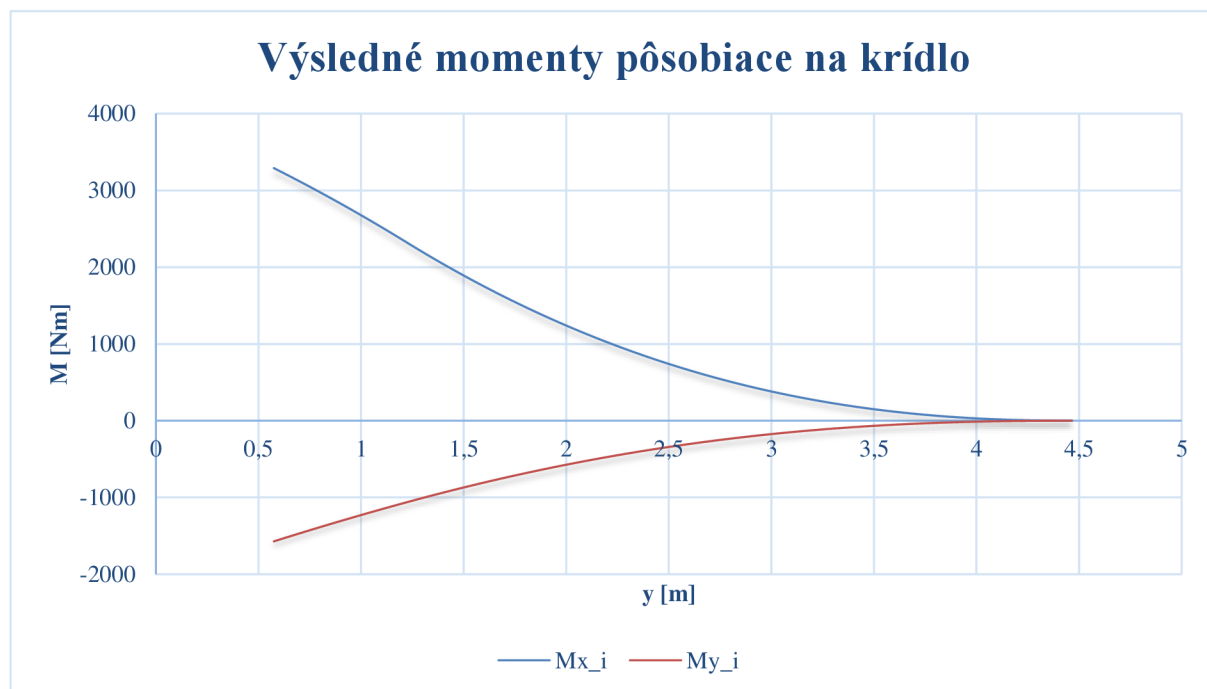
Výsledné momenty sú počítané pomocou rovníc (4.37) a (4.38).



Graf 9 Výsledné sily pôsobiace na konštrukciu nosníku.

6.9 VÝSLEDNÉ MOMENTY

Výsledné momenty sú počítané pomocou rovníc (4.39) a (4.40).



Graf 10 Výsledné momenty pôsobiace na krídlo.

7 TEÓRIA NOSNEJ ČIARY

V tejto kapitole je ohyb krídla vypočítaný podľa ďalšej metódy - teórie nosnej čiary. Existuje originálna teória, ktorej výsledkom je lineárne riešenie. Postupom času bola pre lepšiu implemetáciu tejto teórie na rôznorodejšie tvary krídel upravená teória nosnej čiary na nelineárnu. Táto úprava vykazuje presnejšie výsledky.

7.1 ÚVOD

Teória nosnej čiary sa začala využívať už v roku 1911. Prvé uverejnenie o víroch na konci krídel vydal v roku 1907 F.W.Lanchaster vo svojej knihe "Aerodynamics". Po jej vydaní v roku 1908 spolu s L. Prandtlom rozvíjali vírovú teóriu krídla. Prvá publikácia bola uverejnená L. Prandtlom v roku 1911, ale vývoj tejto teórie pokračoval do roku 1918.

Počas prvej svetovej vojny bola táto teória predmetom vojnového tajomstva. Po prvej svetovej vojne, v roku 1923, L. Prandtl vydal súhrn svojich poznatkov pod názvom NACA Report 116. [16]

7.2 PREDPOKLADY TEÓRIE NOSNEJ ČIARY

Pre počítanie touto teóriou je nutné poznať jej predpoklady a limitácie.

Predpoklady:

- štihlosť krídla $\lambda > 6$
- spojnice štvrtinových bodov je priamka kolmá na rovinu symetrie
- prúdenie je neviskózne, nestlačiteľné
- použiteľná do $M = 0.6$
- nepoužiteľne pre delta krídla [16]

7.3 VYUŽITIE V DNEŠNEJ PRAXI

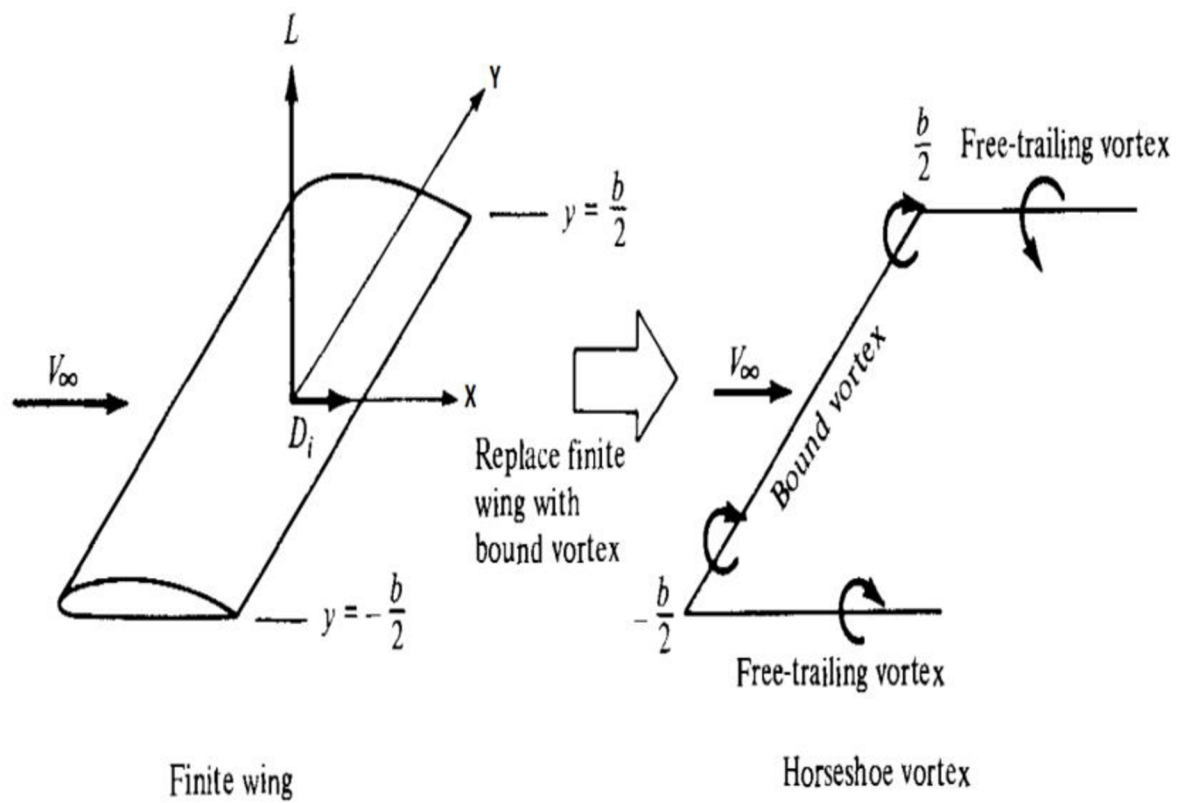
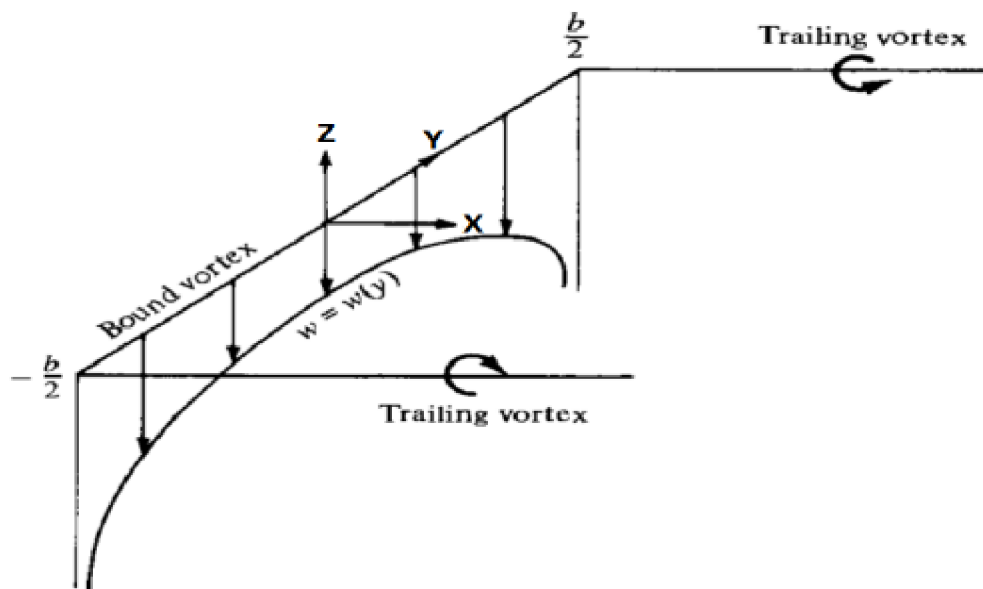
Aj napriek tomu, že táto teória má viac ako 100 rokov od svojho publikovania, využíva sa dnes ako rýchla a presná metóda na stanovenie vztlaku krídla, ak návrh počíta s predpokladmi a obmedzeniami tejto teórie hlavne pri ultraľahkých lietadlách. Na výpočet vztlaku dnes existuje viac metód, ako napr. panelové a CFD metódy. Tieto metódy sú oveľa komplexnejšie a náročnejšie na výpočet. [14]

7.4 PRINCÍP TEÓRIE NOSNEJ ČIARY

7.4.1 LINEÁRNE RIEŠENIE

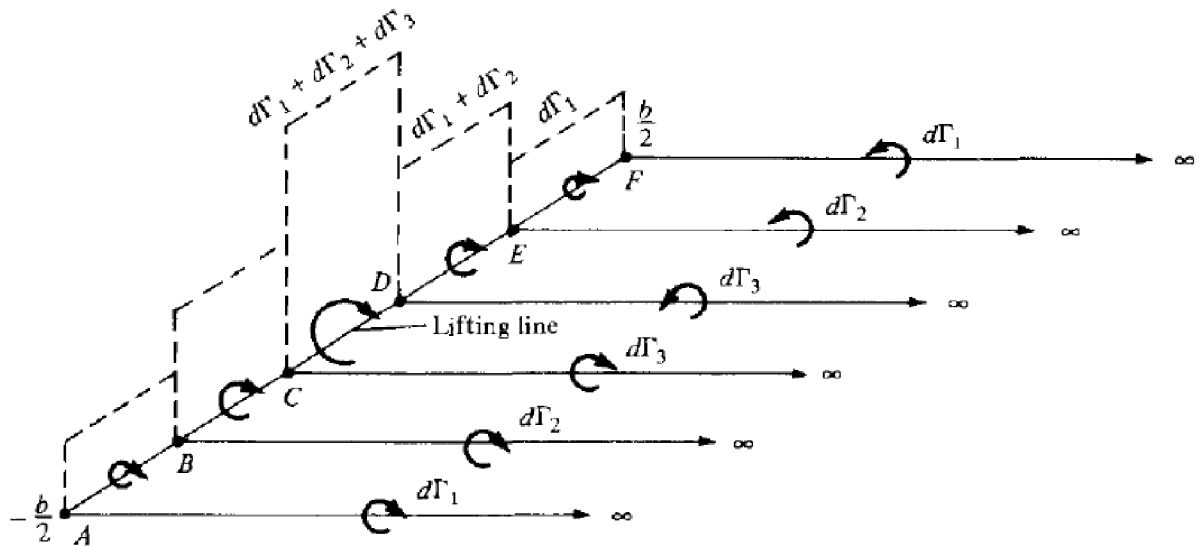
V tejto časti je vysvetlený princíp teórie nosnej čiary, avšak pre komplexné pochopenie problematiky je odporúčené najst' obsiahlejšie zdroje.

Prandtl pôvodne nahradil krídlo jediným vírovým vláknom s konštantnou silou Γ , fixovaným v priestore. Na tento konečný segment nazvaný "viazaný vír" (bound vortex) pôsobí sila podľa Kutta-Joukowskeho teorému. Viazaný vír neindukuje rýchlosť pozdĺž seba samého, avšak jeho segmenty, nazvané okrajové víry (trailing vortices), prispievajú na vytvorenie zložky rýchlosti "w". Táto rýchlosť sa nazýva indukovaná rýchlosť (downwash/induced velocity), ktorá vzniká vplyvom okrajových vírov na krídlo pozdĺž viazaného víru. Táto indukovaná rýchlosť sa mení pozdĺž krídla (obr. č. 26).


 Obrázok 25 Vír s konštantnou silou Γ reprezentujúci kridlo. [17]


Obrázok 26 Distribúcia indukovanej rýchlosti. [17]

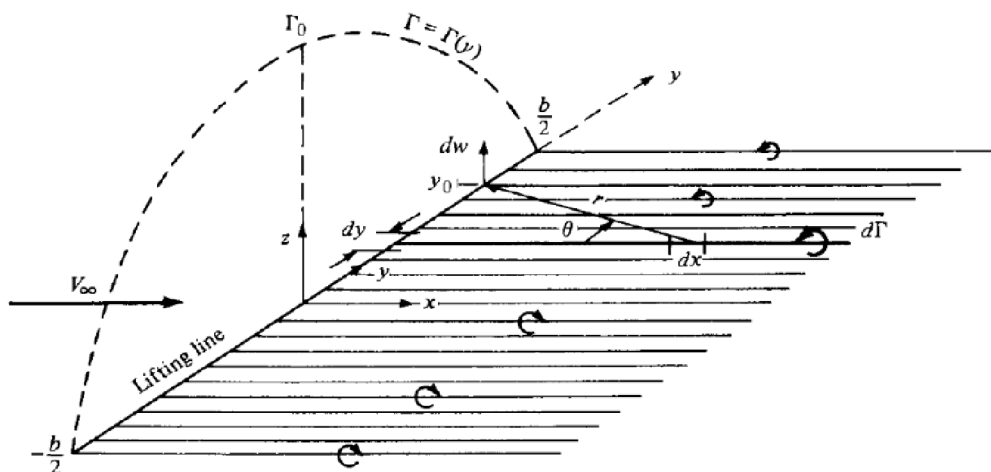
Distribúcia indukovanej rýchlosti (obr. č. 26) sa realisticky neblíži k tej, ktorá by bola pre konečné krídlo, najmä na koncoch krídla. Práve tam táto veličina smeruje ku negatívnej nekonečnej hodnote. Riešením tohoto problému je reprezentácia systému superpozíciou veľkého počtu vírov s rôznou silou, na rozdiel od pôvodného jedného víru. Všetky sa zhodujú pozdĺž jedinej čiary, nazývanej nosná čiara. Krídlo je nahradené rôznymi vírovými vláknami, ktoré sa skladajú z rôznej sily viazaného víru a série okrajových vírov rozložených v rozpätí, ako je znázornené na obrázku č. 27. Sila každého okrajového víru sa rovná zmene cirkulácie pozdĺž nosnej čiary.



Obrázok 27 Zobrazenie krídla pomocou rôznych vírov s konštantnou silou. [17]

Extrapolácia tohto riešenia na nekonečný počet vírov s nekonečne malou silou a sumáciou každej $d\Gamma_i$ z obrázka č.27 vznikne kontinuálna distribúcia $\Gamma(y)$ pozdĺž nosnej čiary (obr. č. 28). Indukovanú rýchlosť $dw(y_0)$ dostaneme prostredníctvom Biotovho-Savartovho zákona:

$$dw(y_0) = -\frac{d\Gamma}{dy} \frac{dy}{4\pi(y_0 - y)} \quad (7.1)$$



Obrázok 28 Distribúcia obehu, kde $N \rightarrow \infty$. [17]

Celková indukovaná rýchlosť v y_0 celým okrajovým vírom (alebo vírovým listom) je potom integrál pozdĺž celej oblasti, t. j.:

$$w(y_0) = -\frac{1}{dy} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dy} \frac{dy}{4\pi(y_0 - y)} \quad (7.2)$$

Pri analýze rezu krídla (obr. č. 29), v bode y_0 možno vďaka trigonometrii vidieť

že:

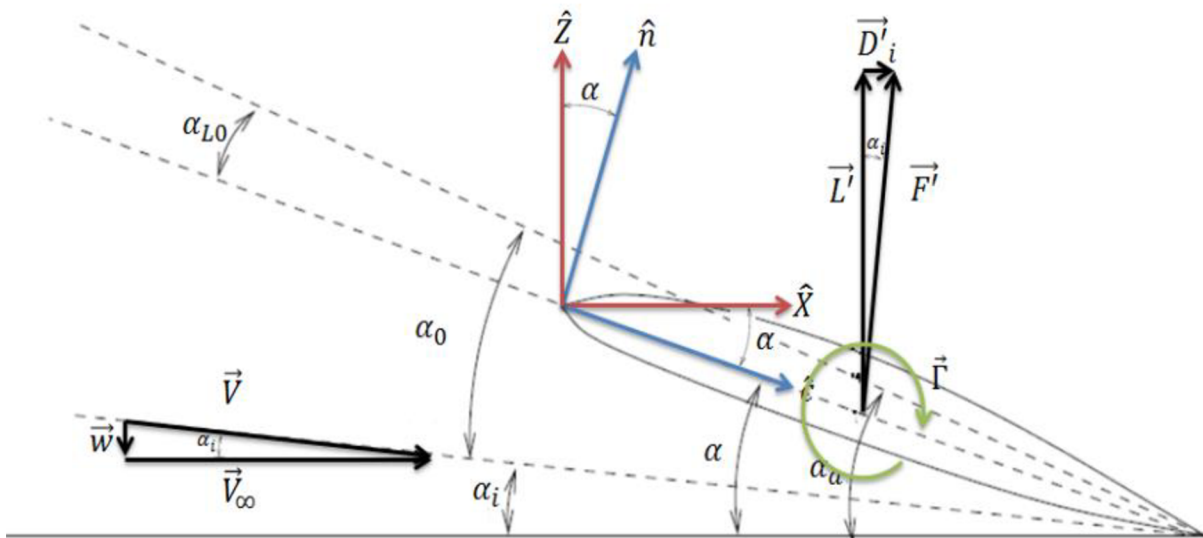
$$\alpha_a(y_0) = \alpha_0(y_0) - \alpha_i(y_0) = \alpha(y_0) - \alpha_{L0}(y_0) \quad (7.3)$$

Indukovaný uhol nábehu možno tiež zapísať ako:

$$\alpha_i(y_0) = \arctan\left(\frac{w(y_0)}{V_\infty}\right) \approx \frac{w(y_0)}{V_\infty} \quad (7.4)$$

Pravá strana rovnice 7.4 je lineárna aproximácia, ktorú predpokladá Prandtlóva hypotéza. Následne možno indukovaný uhol nábehu zapísať ako:

$$\alpha_i(y_0) = -\frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dy} \frac{dy}{(y_0 - y)} \quad (7.5)$$



Obrázok 29 vplyv okrajových vírov na časť krídla. [17]

Efektívny uhol nábehu je tiež funkciou polohy na nosnej čiare $\alpha_0 = \alpha_0(y_0)$, ktorý možno vzťahovať na koeficient vztlaku profilu ako $c_l = \frac{\partial c_l}{\partial \alpha} \alpha_0(y_0)$. Prandtl predpokladal, že každý úsek konštantného obehu potom predstavuje úsek krídla, ktorého vztlak je ekvivalentný vztlaku

pôsobiacemu na podobný úsek ekvivalentného nekonečného krídla. Preto sa mohla použiť Kutta-Joukowského veta a výsledná sila na jednotku rozpätia je daná:

$$\begin{aligned}\vec{F}'(y_0) &= \rho_\infty \vec{V}(y_0) \times \vec{\Gamma}(y_0) \\ \vec{V}(y_0) &= V_\infty \hat{X} - w(y_0) \hat{Z} \\ &= [V_\infty \cos \alpha - w(y_0) \sin \alpha] \hat{c} + [V_\infty \sin \alpha - w(y_0) \cos \alpha] \hat{n} \\ \vec{\Gamma}(y_0) &= \Gamma(y_0) \hat{Y} = \Gamma(y_0) \hat{s}\end{aligned}\tag{7.6}$$

Kde:

- ρ_∞ je hustota voľného prúdu
- $\vec{V}(y)$ je celková rýchlosť, ktorú tvorí voľný prúd alebo cestovná rýchlosť V_∞ a w
- $\vec{\Gamma}(y)$ sila víru s veľkosťou (cirkuláciou) $\Gamma(y)$ pozdĺž rozpätia
- $\hat{c}, \hat{s}, \hat{n}$ je miestny prierez v smere tetivy, rozpätia a normály k jednotkovému vektoru
- $\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}$ je smer osí globálnych súradníc krídla

Na rozdiel od 2-D prípadu, celková aerodynamická sila nie je čisto vztlačová, ale je to sila s normálovými a s tangenciálnymi zložkami prúdenia, ako je zrejme z uvedenej rovnice a z obrázku č.29. Je to spôsobené existenciou novej zložky rýchlosti w . Výsledkom je vychýlenie celkového vektora rýchlosti v kolmom smere o faktor w , alebo ekvivalentne uhol nábehu α_i je čisto trojrozmerný, spojený s konečnosťou krídla. Zložka tangenciálnej sily, známa ako indukovaný odpor, je mierou toho, koľko "výkonu" sa stratí na vytvorenie okrajových vírov. Takže z hľadiska vztlaku a odporu v globálnych súradniciach je:

$$\begin{aligned}L'(y_0) &= \rho_\infty V_\infty \Gamma(y_0) \\ D'(y_0) &= \rho_\infty w_\infty \Gamma(y_0)\end{aligned}\tag{7.7}$$

Na druhej strane, rovnakú vztlačovú silu na jednotku rozpätia možno dosiahnuť prostredníctvom:

$$L'(y_0) = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 c(y_0) c_l\tag{7.8}$$

Na základe predošlých rovníc 7.6 a 7.8 sa dá c_l vyjadriť ako:

$$c_l(y_0) = \frac{2\Gamma(y_0)}{c(y_0)V_\infty}\tag{7.9}$$

Vzhľadom na vzťah medzi c_l a α_0 možno tento vzťah zapísať ako:

$$\alpha_0(y_0) = \frac{2\Gamma(y_0)}{\frac{\partial c_l}{\partial \alpha}(y_0)c(y_0)V_\infty}\tag{7.10}$$

Po dosadení rovníc 7.5 a 7.10 do rovnice 7.3 a za predpokladu platnosti teórie tenkých fólií, podľa ktorej $\frac{\partial c_l}{\partial \alpha}(y_0) = 2\pi$:

$$\alpha(y_0) = \alpha_0(y_0) - \alpha_i(y_0) + \alpha_{L0}(y_0)$$

$$\alpha(y_0) = \frac{2\Gamma(y_0)}{\pi c(y_0)V_\infty} + \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dy} \frac{dy}{(y_0 - y)} + \alpha_{L0}(y_0) \quad (7.11)$$

Rovnica 7.11 je základná rovnica Prandtlovej teórie nosnej čiary. Pre niektoré prípady, ako je napríklad eliptické rozloženie rozpätia krídla, existujú analytické riešenia pre rozdelenie cirkulácií. Väčšina prípadov sa však musí riešiť numericky.

Jedným zo spôsobov riešenia cirkulácie je reprezentovať jej rozdelenie Fourierovým radom, ktorého koeficienty A_j sú neznáme, umiestnené v mieste štvrtiny tetivy, (rovnica 7.12):

$$\Gamma(y) \approx 2bV_\infty \sum_{j=1}^N A_j \sin\left(j \arccos\left(\frac{2y}{b}\right)\right) \quad (7.12)$$

Kde:

- b je rozpätie krídla,
- N je počet prvkov použitých na diskretizáciu krídla, čo dáva miesto sústave N lineárnych rovníc, ktorých riešením sú koeficienty A_j z 7.12.

Keď sa tieto koeficienty nájdu, možno získať $\Gamma(y)$ a celkový vztlak a indukovaný tlak možno získať integráciou rovníc 7.7 pozdĺž rozpätia.

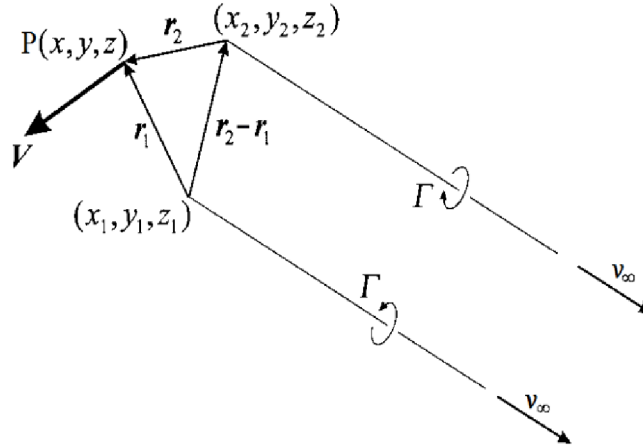
$$L'(y_0) = \rho_\infty V_\infty \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \Gamma(y) dy$$

$$D'(y_0) = \rho_\infty \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \Gamma(y) w_i(y) dy \quad (7.13)$$

Prandtlova metóda je veľmi užitočná, prináša vyhovujúce výsledky a vďaka nej došlo k významnému pokroku v modernej aerodynamike. Prandtl ukázal, že eliptické krídlo poskytuje najlepší kompromis medzi celkovým vztlakom a indukovaným odporom. Dokázal tiež napísať aerodynamické koeficienty akéhokoľvek krídla zapadajúceho do jeho teórie ako funkciu vlastností toho eliptického, ktorá sa stala známou ako Oswaldov koeficient aerodynamickej účinnosti. Jeho teória viedla k vývoju nových koncepcií krídel na lietadlách tej doby, pričom Spitfire je klasickým príkladom lietadla, ktoré má eliptické krídlo. [17]

7.4.2 ÚPRAVA NA NELINEARITU

Krídlo a jeho závetrie sú reprezentované N vírmi, ako bolo diskutované v podkapitole 7.4.1. Rýchlosť indukovaná jedným vírom (obrázok č. 30) v ľubovoľnom bode P v priestore je daná:



Obrázok 30 Polohové vektory opisujúce geometriu víru a bodu P , kde sa vypočíta indukovaná rýchlosť. [17]

$$\vec{V}_{SHV} = \frac{\Gamma}{4\pi} \left[\frac{\hat{v}_{\infty} \times \vec{r}_2}{r_2(r_2 - \hat{v}_{\infty} \cdot \vec{r}_2)} + \frac{(r_1 + r_2)(\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)}{r_1 r_2 (r_1 r_2 + \vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)} - \frac{\hat{v}_{\infty} \times \vec{r}_1}{r_1(r_1 - \hat{v}_{\infty} \cdot \vec{r}_1)} \right] \quad (7.14)$$

Kde:

- \vec{r} sú spojovacie vektory z okrajov viazaného víru do P
- \hat{v} jednotkové vektory v smere rýchlosti voľného prúdu

Celková rýchlosť na ktoromkoľvek úseku “ j ” je daná rýchlosťou voľného prúdu a príspevkom všetkých rýchlostí, okrem samotného j -teho viazaného víru.

$$\vec{V}_j = \vec{V}_{\infty} + \frac{\Gamma_j}{4\pi} \left[\frac{\hat{v}_{\infty} \times \vec{r}_{2j}}{r_{2j}(r_{2j} - \hat{v}_{\infty} \cdot \vec{r}_{2j})} - \frac{\hat{v}_{\infty} \times \vec{r}_{1j}}{r_{1j}(r_{1j} - \hat{v}_{\infty} \cdot \vec{r}_{1j})} \right] + \sum_{i=1, i \neq j}^N \vec{V}_{SHV_i} \quad (7.15)$$

Prvý a posledný člen pravej strany vyššie uvedenej rovnice sú príspevky od okrajových vírov, zatiaľ čo stredný člen, príspevok od viazaného víru. Aerodynamickú potenciálnu silu na úseku možno vypočítať pomocou Kutta-Joukowského vety a celkovej rýchlosti. Úprava prvej z troch rovníc 7.6:

$$d\vec{F}_{pj} = \rho_{\infty} \Gamma_j \vec{V}_j \times d\vec{l}_j \quad (7.16)$$

Kde:

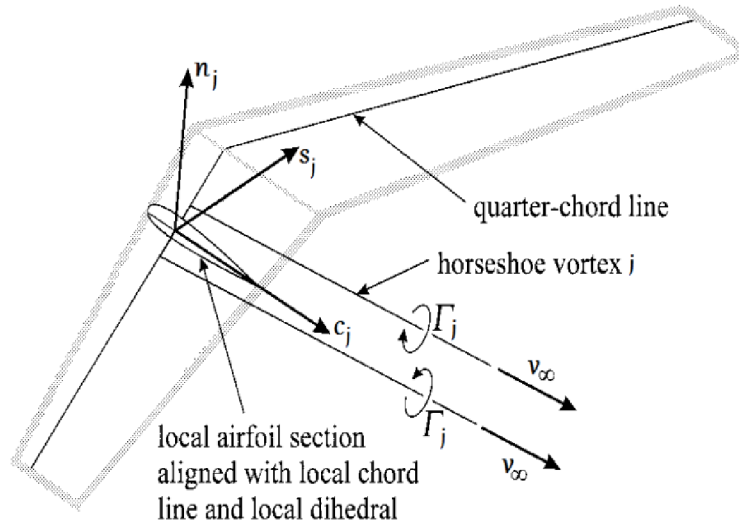
- $d\vec{l}_j$ je vektor dĺžkovej úsečky v smere viazaného víru pre daný úsek

Absolútnu hodnotu toho istého úseku sily však možno získať prostredníctvom normálového koeficientu sily $c_n(\alpha_0)$ profilu krídla:

$$dF_{p_j} = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 c_n(\alpha_{0_j}) \times dS_j \quad (7.17)$$

Efektívny uhol nábehu α_0 v ľubovoľnom úseku:

$$\alpha_{0_j} = \arctan\left(\frac{\vec{V}_j \cdot \hat{n}_j}{\vec{V}_j \cdot \hat{c}_j}\right) \quad (7.18)$$



Obrázok 31 Jednotkové vektory \hat{c}_j , \hat{n}_j a \hat{s}_j popisujúce orientáciu miestneho prierezu krídla, používané na výpočet miestneho efektívneho uhla nábehu α_{0_j} . [17]

Pri rovnosti absolútnych hodnôt 7.3 a 7.4:

$$2 \left(\frac{\Gamma_j}{\bar{c}_j V_\infty} \right) \left| \frac{\vec{V}_j}{V_\infty} \times \frac{\bar{c}_j d\vec{l}_j}{dS_j} \right| - c_n(\alpha_{0_j}) = 0 \quad (7.19)$$

A pomocou nasledujúcich vzťahov:

$$\frac{\Gamma_j}{\bar{c}_j V_\infty} = G_j \quad \frac{\vec{V}_j}{V_\infty} = \vec{v}_j \quad \frac{\bar{c}_j d\vec{l}_j}{dS_j} = \vec{\zeta}_j \quad (7.20)$$

Bezrozmerný tvar okrajovej podmienky, ktorá musí byť splnená v každej časti krídla:

$$2|\vec{v}_j \times \vec{\zeta}_j| G_j - c_{n_j} = 0 \quad (7.21)$$

Vo vektorovom tvare:

$$2|v \times \zeta| \vec{G} - \vec{C}_n = \vec{R} \quad (7.22)$$

Poskytnutie sústavy N nelineárnych rovníc vzťahujúcich sa na N neznámych bezrozmerných vírových síl G_j k známym vlastnostiam krídla, ako je geometria a koeficient vztlaku ku časti krídla. V ideálnom prípade je rovnica 7.21 identicky "nulová" (dosiahnutie požadovanej tolerancie). To však platí len vtedy, keď je správne reprezentovaná cirkulácia. Ak odhad

cirkulácie nie je správny, začne sa iteračný proces, kým sa nájde vektor \vec{G} , ktorý spôsobí, že všetky zložky rezídua budú nulové. Za týmto účelom, odhad je spresnený použitím Newtonovej metódy. Rovnica korektora:

$$[J]\Delta\vec{G} = -\vec{R} \quad (7.23)$$

Kde $[J]$ je $N \times N$ Jakobiho matica:

$$J_{jk} = \frac{\partial R_j}{\partial G_k} \quad j = 1, 2, \dots, N \text{ a } k = 1, 2, \dots, N \quad (7.24)$$

Korekčný vektor $\Delta\vec{G}$ sa vypočíta pomocou rovnice 7.23 a potom sa použije na zlepšenie odhadu \vec{G} podľa:

$$\vec{G}_{nové} = \vec{G}_{staré} + \Omega\Delta\vec{G} \quad (7.25)$$

Ω je relaxačný faktor, ktorý určuje podiel korektorovej rovnice v aktualizovanom riešení. Je dôležité poznamenať dva hlavné rozdiely oproti nelineárnej úprave v porovnaní s pôvodnou teóriou. Jeden súvisí s rovnicou 7.18, ktorá sa odlišuje od rovnice 7.5, kde nedochádza k linearizácii žiadneho uhla nábehu, čo ju rozširuje na nelineárnu aerodynamiku. Druhý súvisí s $c_n(\alpha_0)$: Pôvodná teória nosnej čiary sa spolieha na teóriu tenkých profilov a potenciálnom prúdení; preto $c_n(\alpha_0) = \frac{\partial c_l}{\partial \alpha} \alpha_0 \approx 2\pi\alpha_0$ a $C_c(\alpha_0) = 0$ (koeficient tangenciálnej alebo viskózneho odporu je nulový). V tejto formulácii neexistuje predpoklad nad týmito kvantitami, takže ich možno získať viacerými spôsobmi, ako napr. experimentálnymi údajmi, empirickými koreláciami alebo numerickými simuláciami. Aj keď $C_c(\alpha_0)$ nie je potrebný pre konvergenciu metódy, používa sa na výpočet celkovej hodnoty viskózneho odporu na krídle.

Po určení sily vírov sa celkový aerodynamický potenciál môže určiť numerickou integráciou rovnice 7.16 alebo rovnice 7.17. Toto sa vykonáva v zmysle rovnice 7.17, pre lepšie pochopenie fyziky, ktorá popisuje prúdenia. Z hľadiska vztľaku a idukovaného odporu:

$$L_i = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \sum_{j=1}^N dS_j c_{n_j} \cos(\alpha - \alpha_{0_j}) \text{ pre } \hat{Z} \quad (7.26)$$

$$D_i = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \sum_{j=1}^N dS_j c_{n_j} \sin(\alpha - \alpha_{0_j}) \text{ pre } \hat{X} \quad (7.27)$$

\vec{F}_p sa týka len potenciálnej časti problému. Pre zohľadnenie viskózných účinkov, použije sa rovnaký výpočet a výsledná viskózna sila je:

$$dF_{v_j} = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 c_c(\alpha_{0_j}) \times dS_j \quad (7.28)$$

V globálnych súradniciach:

$$L_0 = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \sum_{j=1}^N dS_j c_{c_j} \cos(\alpha - \alpha_{0_j}) \text{ pre } \hat{Z} \quad (7.29)$$

$$D_0 = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \sum_{j=1}^N dS_j c_{c_j} \sin(\alpha - \alpha_{0_j}) \text{ pre } \hat{X} \quad (7.30)$$

Pre získanie celkovej vztlakovej a odporovej sily, je potrebné zrátať potenciálne a viskózne zložky. Zapísané ako aerodynamické koeficienty c_l a c_d :

$$c_l = \frac{L_i + L_0}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S_r} \quad (7.31)$$

$$c_{d_i} = \frac{D_i}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S_r} \quad (7.32)$$

$$c_{d_0} = \frac{D_0}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S_r} \quad (7.33)$$

$$c_d = c_{d_i} + c_{d_0} \quad (7.34)$$

S_r je referenčná plocha, zvyčajne plocha pôdorysu krídla. Vo vyššie uvedených rovniciach, c_d bol vypočítaný ako súčet c_{d_i} a c_{d_0} namiesto priameho spôsobu ako v prípade c_l . Týmto spôsobom je možné zistiť, aká časť je spôsobená indukovaným odporom a aká časť pripadá na viskózny odpor. [17]

7.5 VIZUALIZÁCIA A VÝPOČTY POMOCOU XFLR5

Pre výpočet a vizualizáciu bol použitý voľne dostupný softvér XFLR5, ktorý pracuje s Xfoil a AVL riešičmi.

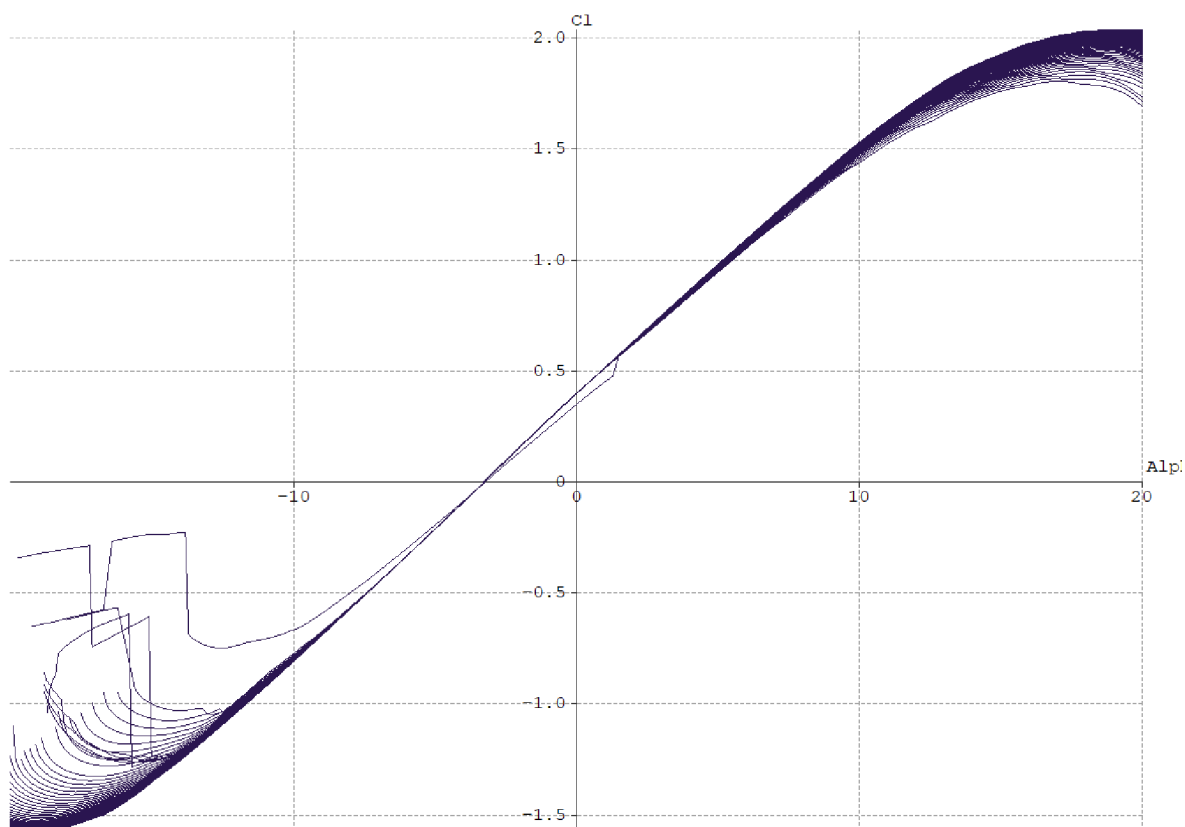
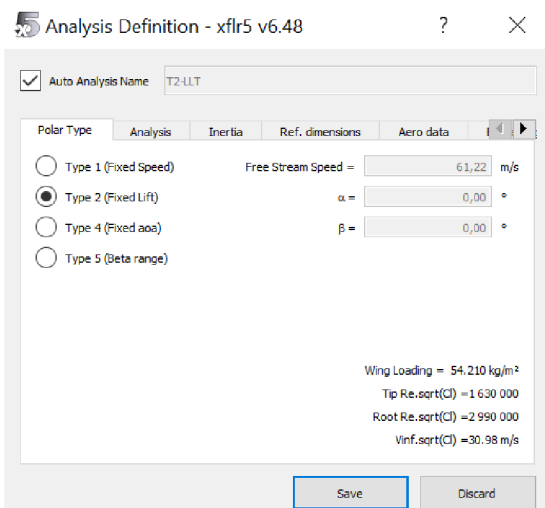
Pre získanie veľkosti a krivky vztlaku po rozpätí krídla je potrebné do programu zadať geometriu krídla, profil a ostatné parametre pre výpočet.

7.5.1 PROFIL NASA/LANGLEY MS(1)-0313

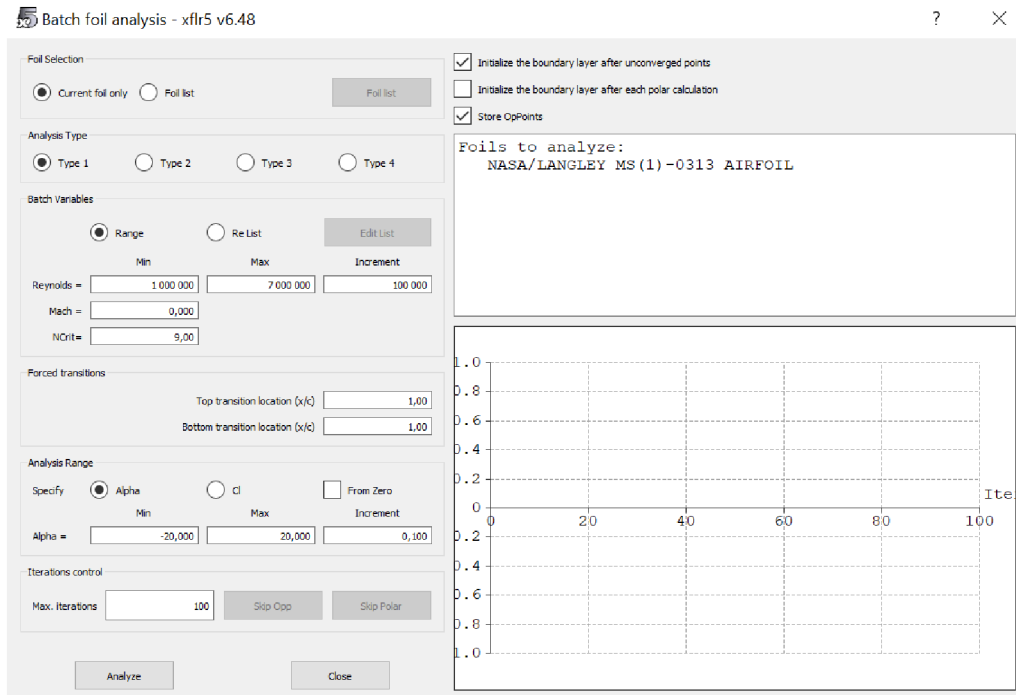
Na hlavnom krídle WT9 Dynamic je použitý profil NASA/LANGLEY MS(1)-0313. Pre výpočet vztlaku krídla je potrebné vedieť hodnoty vztlaku profilu. V programe XFLR5 je možné analyzovať profil pri rôznych uhloch nábehu a rôznych Reynoldsových číslach. Pri modelovaní krídla je potrebné mať vypočítané parametre profilu pri rôznych Reynoldsových číslach a v dostatočne malých rozstupoch, aby výpočet mohol konvergovať.



Obrázok 32 Profil NASALANGLEY MS(1)-0313.

Obrázok 33 Graf c_l ku uhlu nábehu pri rôznych Reynoldsových číslach.

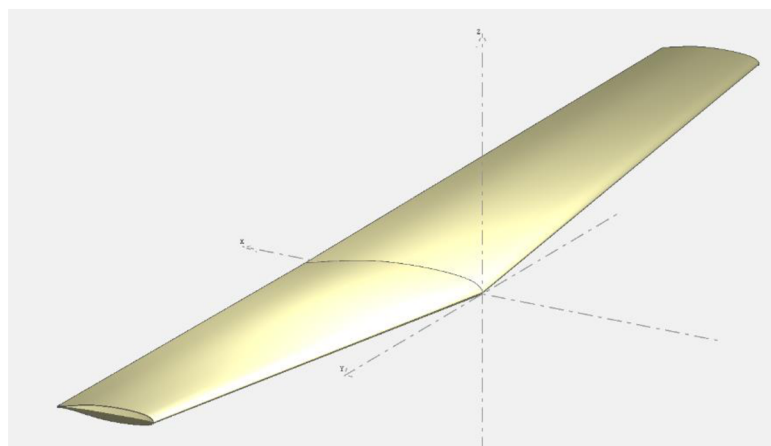
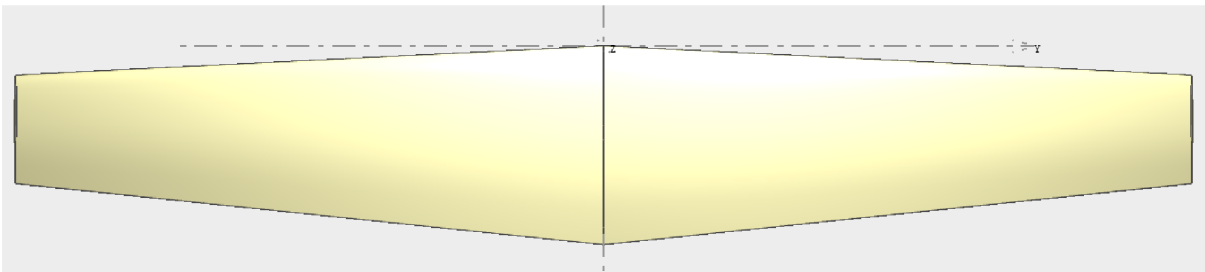
Obrázok 34 Potrebný rozsah Reynoldsových čísel pre analýzu vzlaku.



Obrázok 35 Parametre analýzy.

7.5.2 GEOMETRIA KRÍDLA

Geometria krídla je zvolená na základe tabuliek 1-3, kde je jeho geometria popísaná a taktiež podľa obrázka č.2. Po implementácii týchto údajov vznikne model krídla (obr. č. 36), ktorý reprezentuje skutočné krídlo.



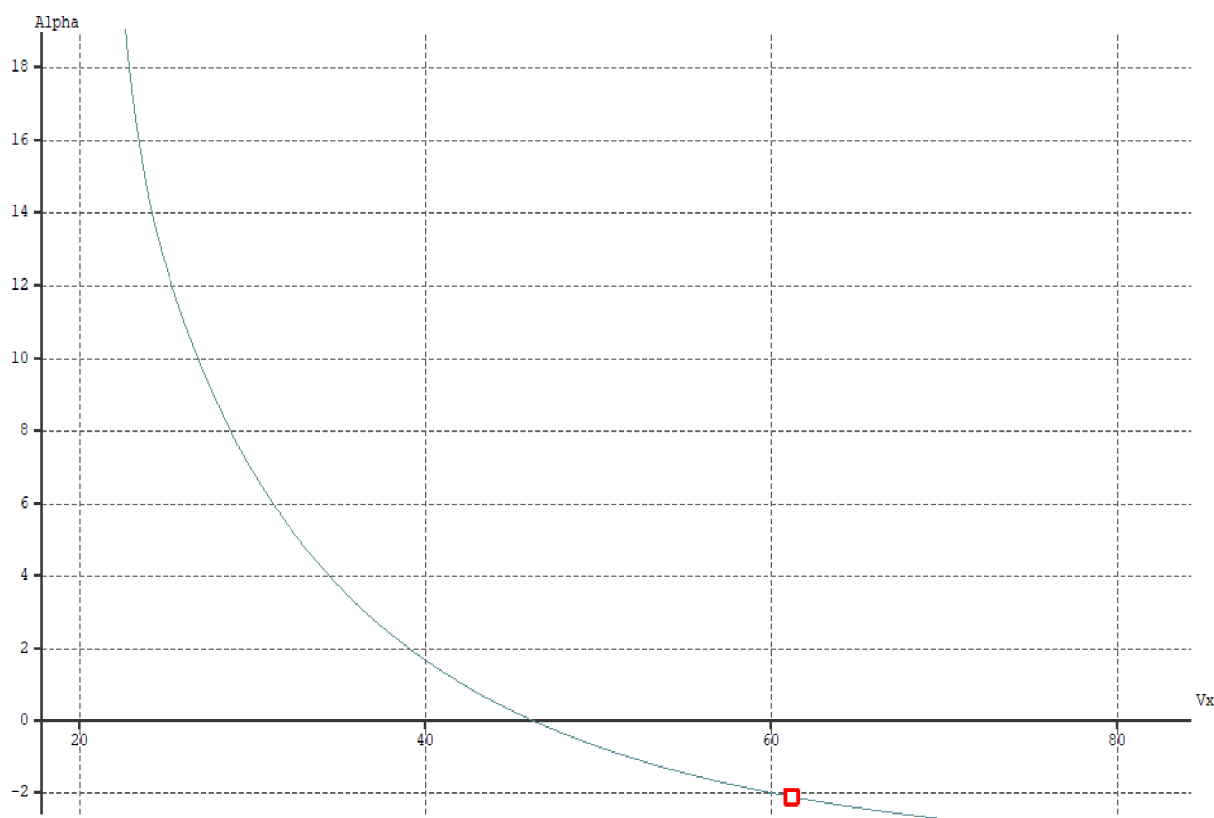
Obrázok 36 Model krídla.

7.5.3 ANALÝZA

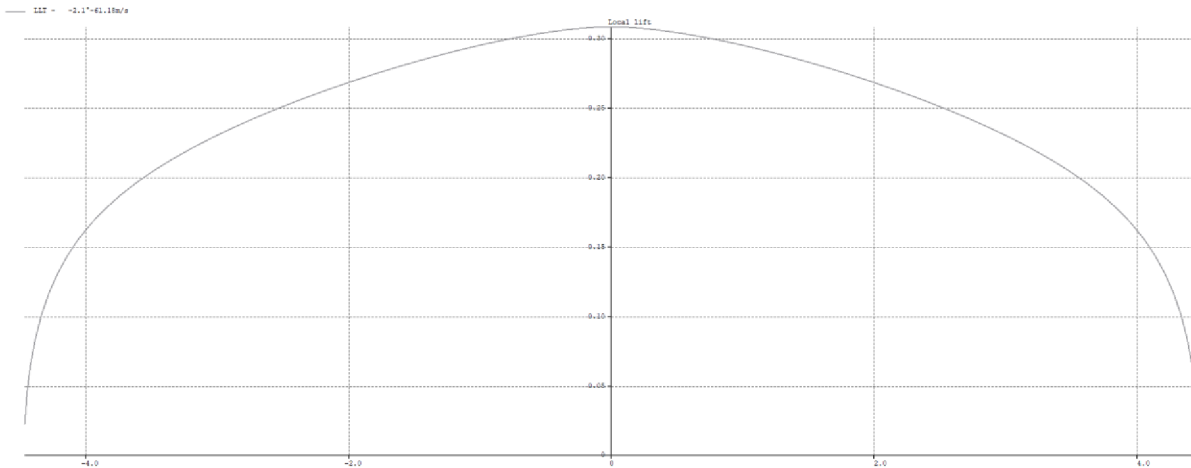
Pre celkovú analýzu sú stanovené predpoklady:

- typ analýzy je “Fixed Lift“. Tento typ predpokladá konštantný vztlak naprieč rôznymi rýchlosťami a uhlom nábehu (predpokladá násobok zaťaženia 1 v akejkoľvek konfigurácii),
- hmotnosť lietadla je 550,39 kg,
- “Aero Data“ hodnoty sú nastavené podľa letových meraní,
- analýza bude prevedená od uhla nábehu -5° do 15° po kroku $0,1^\circ$,
- výsledný vztlak pre výpočet zaťaženia na krídle bude z grafu $c_l c / c_{mac}$ ku rozpätiu krídla (obr. č. 38),
- grafy $c_l c / c_{mac}$ po rozpätí krídla budú napasované k najbližšej rýchlosti nameranej garminom.

Po úspešnej analýze je možné zobrazíť graf závislosti rýchlosti v_x (TAS) a uhlu nábehu (obr. č. 37). Následne odčítaný uhol nábehu je použitý pri vykreslení grafu $c_l c / c_{mac}$ voči rozpätiu krídla pre spomínaný uhol. Nasledujúce grafy a hodnoty budú reprezentovať prvý letový manéver.



Obrázok 37 Graf rýchlosti ku uhlu nábehu.



Obrázok 38 Graf rozloženia vztľaku po krídle $c_l c/c_{mac}$.

7.5.4 VÝPOČET VZDUŠNÉHO ZAŤAŽENIA KRÍDLA

Pre získanie celkového zaťaženia krídla je potrebné zohľadniť všetky sily, ktoré na krídlo pôsobia.

V programe XFLR5 v.6.61 bolo možné krídlo na výpočet koeficientu vztľaku (obr. č. 38) rozdeliť do 65 rezov pokiaľ, nedošlo ku divergencii výpočtov. Kvôli tomuto faktu bolo celé krídlo rozdelené do 65 častí na rozdiel od výpočtu v prvej metóde, kde bolo krídlo rozdelené po milimetrových úsekoch. Tento fakt je potrebné brať do úvahy pri finálnom porovnávaní a interpretácii výsledkov.

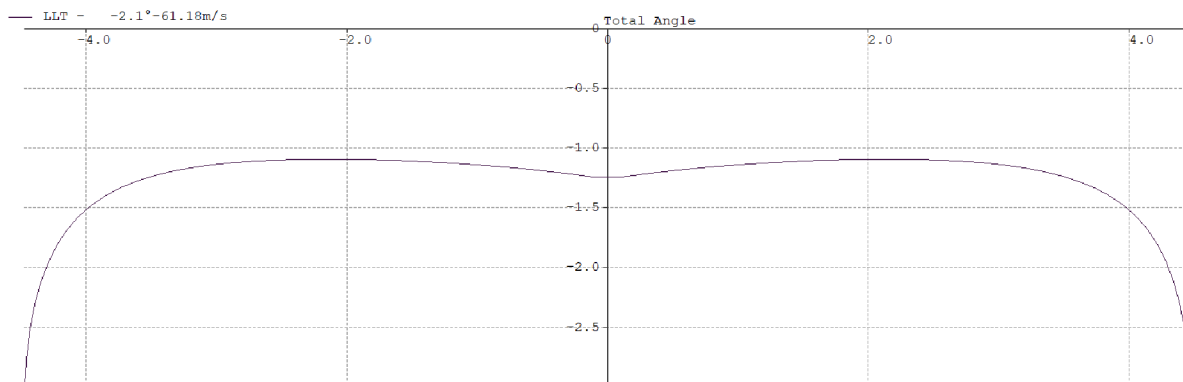
Získané hodnoty lokálneho vztľaku je možné použiť na výpočet lokálnej vzdušnej sily a následne celkovej sily pomocou vzorcov:

$$\Delta Q_{L_i} = \frac{1}{2} \rho v^2 |y_{i+1} - y_i| \frac{c_i + c_{i+1}}{2} c_{l_i} \cos(\alpha_{eff}) n \quad (7.35)$$

$$Q_{L_i} = \sum_{i=num}^i \Delta Q_{L_i} \quad (7.36)$$

Kde:

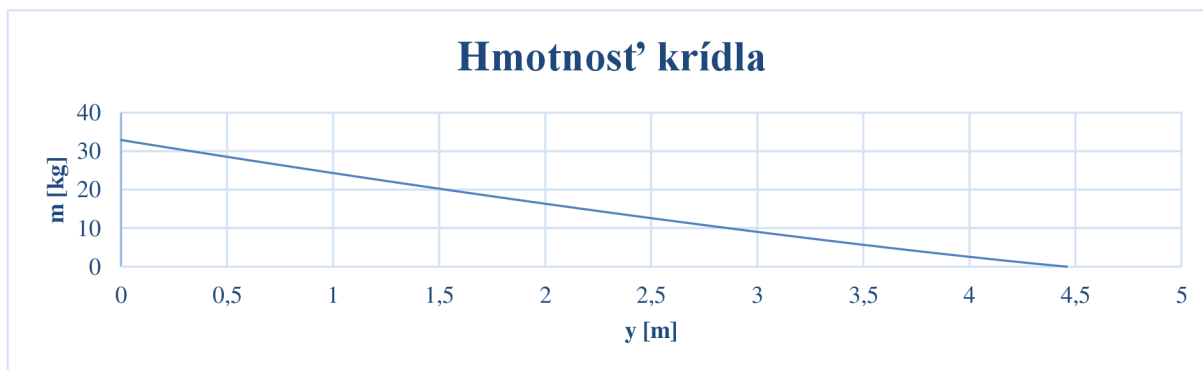
- $|y_{i+1} - y_i| \frac{c_i + c_{i+1}}{2}$ je obsah časti krídla,
- c_{l_i} je vztľak vypočítaný v danom úseku krídla,
- α_{eff} je efektívny uhol nábehu vypočítaný xflr5 (obr. č. 39),
- n je násobok zaťaženia nameraný meracím počítačom garmin.

Obrázok 39 Graf lokálneho uhlu nábehu α_{eff} .

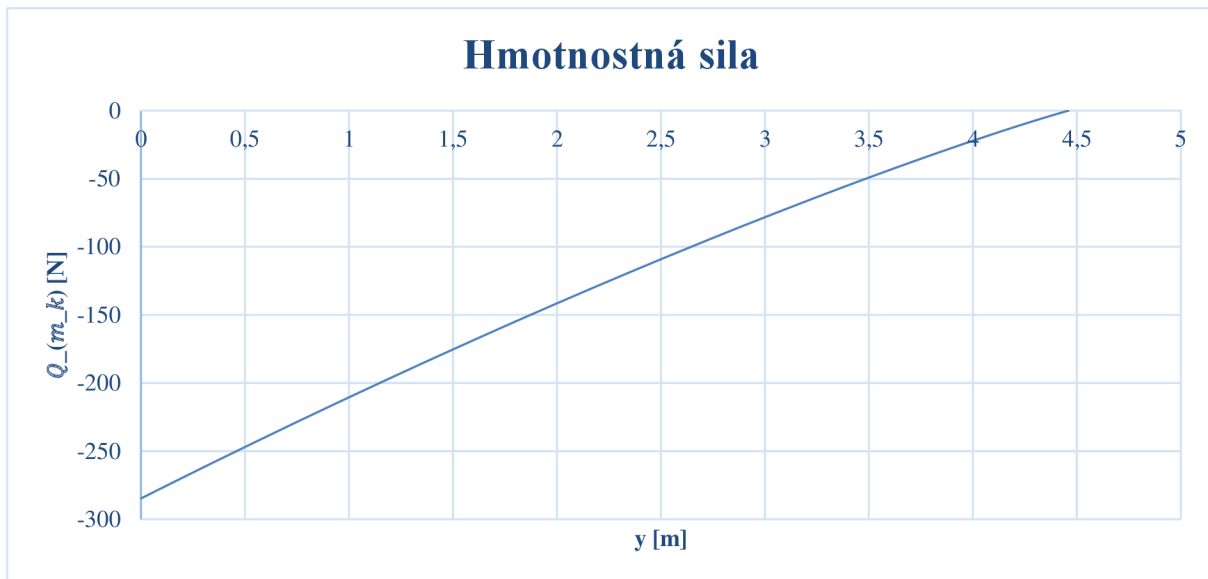
Graf 11 Celková vzdušná sila. (rovnica 7.36)

7.5.5 VÝPOČET HMOTNOSTNEJ SILY PÔSOBIACEJ NA KRÍDLO

Hmotnostná sila sa vypočíta rovnakým spôsobom ako v kap.4.6. Z dôvodu neovplyvnenia hmotnostnými silami od palivových nádrží a paliva na veľkosť momentu v mieste tenzometra, je len uvažovaná hmotnosť konštrukcie krídla.



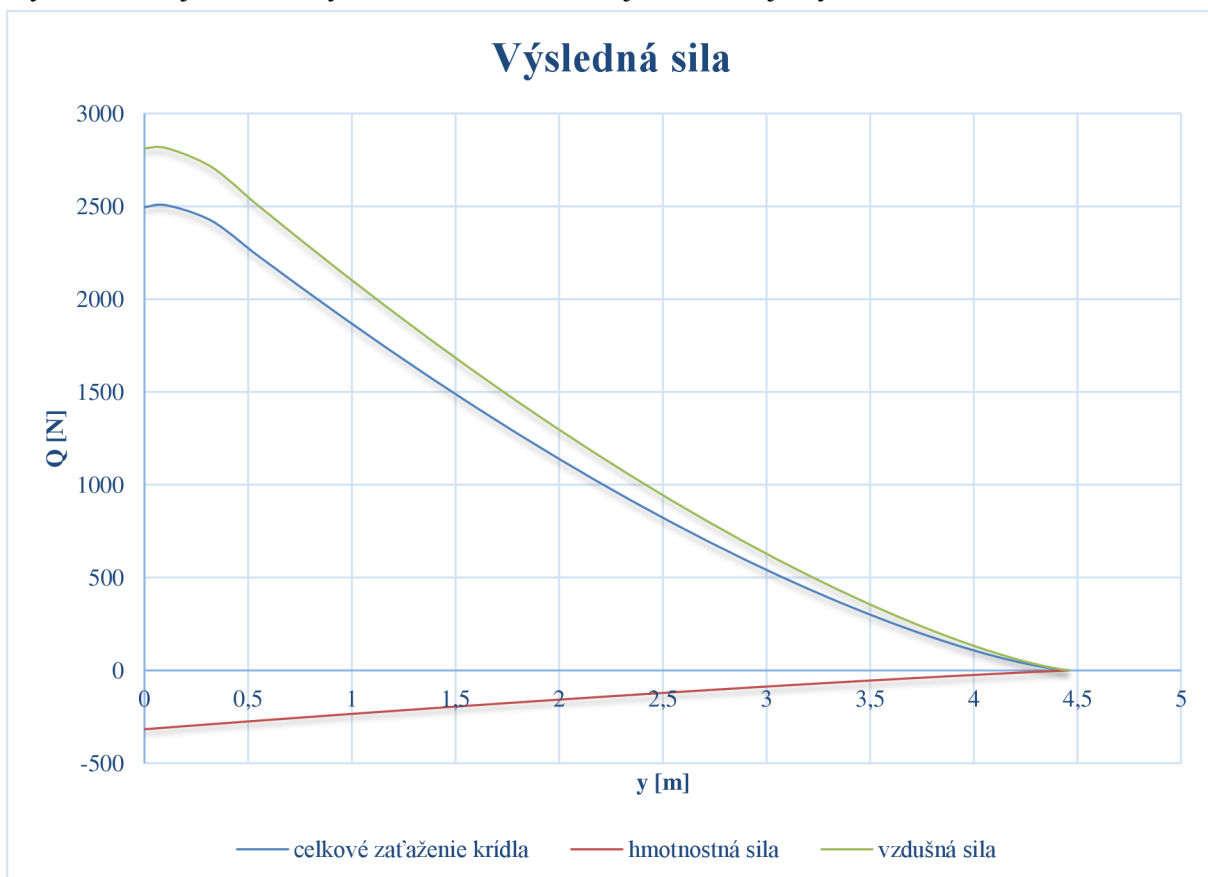
Graf 12 Priebeh hmotnosti krídla po rozpätí.



Graf 13 Graf Hmotnostnej sily od konštrukcie smerujúcej v smere gravitačného zrýchlenia.

7.5.6 VÝSLEDNÁ SILA PÔSOBIACA NA KRÍDLO

Výsledná sila je vektorovým súčtom hmotnostnej a vzdušnej sily v ose z.



Graf 14 Výsledná sila pôsobiaca na krídlo pre letový manéver č.1.

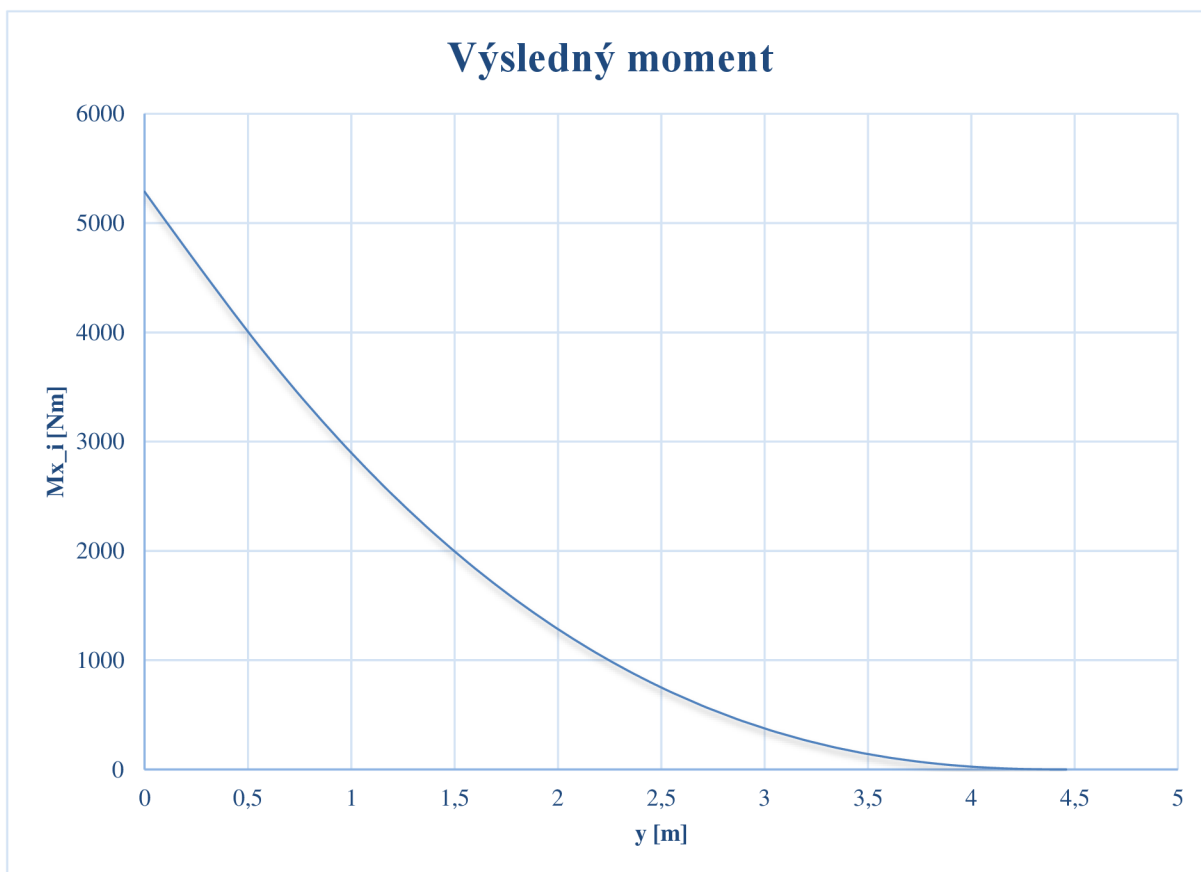
7.5.7 VÝSLEDNÝ MOMENT PÔSOBIACI NA KRÍDLO

Výsledný moment je vypočítaný rovnakým postupom ako v kap. 4.7.1.

$$M_{x_i} = \sum_{i=num}^i (Q_{v_i} y_i) \quad (7.37)$$

Kde:

Q_{v_i} je výsledná pôsobiaca sila na krídlo (celkové výsledné zaťaženie) z grafu č.14.



Graf 15 Výsledný moment pôsobiaci na krídlo.

8 EXPERIMENTÁLNE MERANIE ZAŤAŽENIA KRÍDLA

Pre evalváciu správnosti výsledkov za použitia spomenutých metód je potrebné ich porovnať s reálnymi zaťažzeniami, ktoré sa pri lete v rámci letovej obálky vyskytujú. Pre evalváciu sa bude porovnávať vypočítaný a experimentom zistený moment M_x pôsobiaci na nosník krídla. Experimentálne meranie bolo vykonané na lietadle WT9 Dynamic v spolupráci s Leteckým ústavom VUT v Brne.

8.1 PRÍPRAVA LIETADLA NA ZEMI A VO VZDUCHU

Pred samotným zberom dát je potrebné skontrolovať a pripraviť lietadlo, nástroje, postupy a dokumentáciu tak, aby výsledky merania boli validné. Odporučený výber niektorých dôležitých aspektov prípravy pred samotným letom a meraním:

PRÍPRAVA PROGRAMU

Predovšetkým je potrebné približne určiť celkové množstvo a charakter nevyhnutných skúšobných letov. Z toho vyplýva odhad nákladov a celková doba skúšok. Ďalej sa spracováva podrobný plán letov. Je potrebné zohľadniť možnosti lietadla a pravdepodobné obmedzenia spôsobené nepriaznivými meteorologickými podmienkami.

VYPRACOVANIE LETOVÉHO PLÁNU

Letový plán obsahuje pre každý let typy vykonávaných manévrov, konfigurácie, váhy a centráže lietadla. Pre pilota sa spracujú úlohy vo forme podrobného časového rozvrhu výšok, rýchlostí a manévrov. Zvlášť u rýchlych jednomotorových strojov je potrebné spracovať aj navigačnú analýzu, aby skúšobný pilot bol počas letu minimálne zaťažený orientáciou v krajine.

KONTROLA STAVU LIETADLA

Pred začiatkom letu je potrebné skontrolovať stav povrchu lietadla, priliehavosť krytov, dverí, kabíny, klapiek a pod. Výsledky kontrol sa zapisujú, počas skúšok sa kontrola niekoľkokrát opakuje s cieľom zistiť, či sa lietadlo počas meraní aerodynamických údajov nezmenilo. Súčasne sa na zemi kontroluje stav motora (maximálne otáčky, tlak v sacom potrubí a pod.) a vrtule (umiestnenie do rôznych polôh listov, rýchlosť prestavovania).

MERANIE GEOMETRICKÝCH VELIČÍN LIETADLA

Pred ďalšími skúškami je nutné celý letún premerať. Spravidla sa zostrojí pôdorys hlavných bodov letúna na rovnej podlahe. Výškové súradnice jednotlivých bodov letúna sa merajú fixným prístrojom. Je potrebné sa sústrediť predovšetkým na krídlo (nastavenie, vzopätie, skrútenie a pod.) a plochy zadného riadenia a korekcie kormidla.

VÝBER A PRÍPRAVA PRÍSTROJOV

Toto je jedna z najdôležitejších etáp prípravy. Výber a prípravu prístrojov zaisťuje prístrojové oddelenie podľa pokynov vedúceho skúšok. V prvom rade je potrebné vybrať správne prístroje, senzory so správnou citlivosťou, rýchlosťou a odchýlkou merania. Ak je možné na lietadle merať rozličné parametre viacerými prístrojmi, treba rozhodnúť, či tieto údaje budú priemerované alebo výsledné hodnoty budú braté len jedným z prístrojov.

Ak má byť zabezpečená komunikácia medzi lietadlom a pozemnou stanicou, pripravujú sa rovnako prístroje a aparatury na zemi a dohodnú zásadu organizácie spolupráce posádok na zemi a vo vzduchu. Telemetrické aparatury sa podrobujú skúškam funkčnosti na zemi. Pripravujú sa rovnako pomôcky pre vyhodnocovanie výsledkov. [18] (upravené autorom)

8.2 MERANIE OHYBU POMOCOU TENZOMETRA

Tenzometer je súčiastka, ktorá meria pružnú deformáciu v bode alebo jej okolí skúmaného telesa na základe relatívnych alebo absolútnych predĺžení. Následne ju premení na elektrický signál. Tenzometre sú založené na deformačnom efekte. Je to vlastnosť pevných materiálov meniť svoj odpor pri rôznych deformáciách. Hlavnou časťou je tenzometrický snímač, ktorý je pripojený na merané teleso tak, aby čo najlepšie zachytil deformáciu telesa. [19]

Najdôležitejšie delenie tenzometrov je podľa:

- druhu meranej deformácie,
- fyzikálneho princípu zväčšenia a transformácie meranej deformácie,
- parametrov, ako sú napr. stabilita merania s časom, vzdialenosť miesta merania od miesta odčítania.

Ďalšie rozdelenie podľa druhov meranej deformácie podľa:

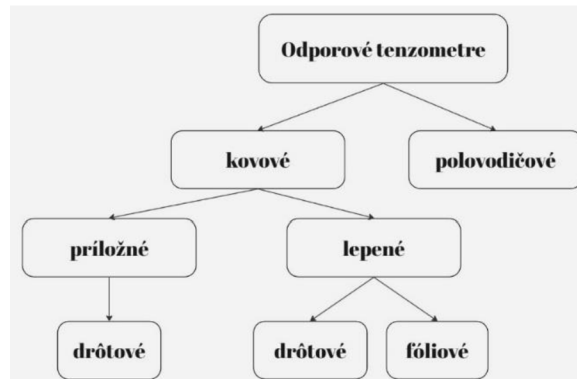
- posuvu,
- pomerného predĺženia,
- krivosti,
- veličín dynamických procesov (napr. rýchlosť, frekvencia, zrýchlenie), ktoré sú nutné pre stanovenie chovania súčiastky.

Rozdelenie podľa fyzikálneho princípu fungovania:

- mechanické,
- akustické (strunové),
- pneumatické,
- elektrické, ktoré sa delia na odporové, indukčné a kapacitné,
- fotoelasticimetrické,
- mechanicko-optické, ktoré využívajú mechanickú interferenciu svetla. [20]

8.2.1 ELEKTRICKÝ ODPOROVÝ TENZOMETER

Na lietadle WT9 Dynamic je umiestnený na hlavnom nosníku elektrický odporový tenzometer. Elektrické odporové tenzometre sa dajú rozdeliť ešte podľa obrázka č. 18.



Obrázok 40 Rozdelenie odporových tenzometrov. [20] (upravené autorom)

DRÔTOVÉ TENZOMETRY

Tento typ tenzometra patrí k najstaršiemu snímaču. Bol objavený v roku 1938. V dnešnej dobe použitie tohoto typu je veľmi zriedkavé, využíva sa pri vysokých deformáciách alebo za extrémnych teplôt do 950 °C.

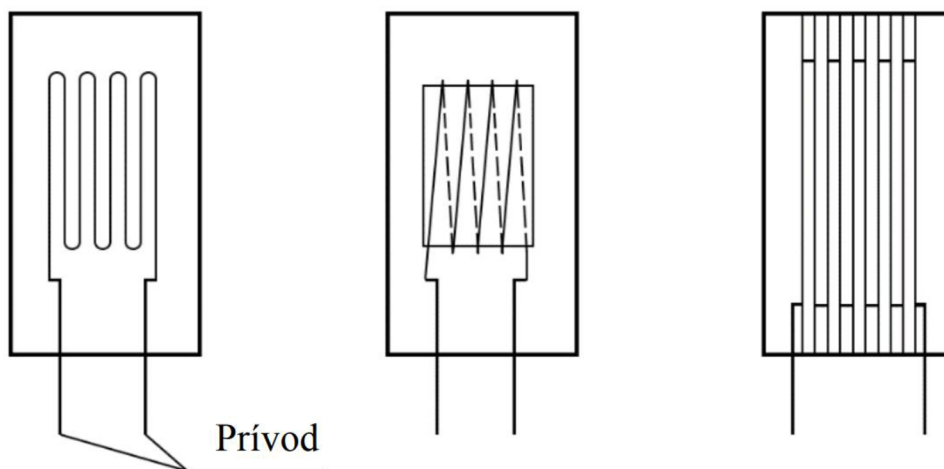
Výroba je jednoduchá, kde hlavnú časť tvorí kovová mriežka, ktorá je zhotovená z vodivého materiálu (obr. č. 41).

Tabuľka 5 Typy vodivých materiálov pri výrobe drôtových tenzometrov. [20]

Materiál	Zloženie [%]	Merná hmotnosť pri 20°C [g · mm ⁻³]	Medza pevnosti [N · mm ⁻²]	Merný odpor pri 20°C [μΩ · m ⁻¹]	Súčiniteľ deformačnej citlivosti [-]
Manganin	84Cu + 12Mn + 4Ni	0,0085	100	0,45	0,47
Konstantan	60Cu + 40Ni	0,0089	600	0,49	2,05
Nichrom	80Ni + 20Cr	0,0082	100	1,08	2,2
Platina	100Pt	0,0214	350	0,106	6,0
Nikel	100Ni	0,00885	850	0,087	-12,1

Drôtové tenzometrické snímače sa rozdeľujú na voľno mriežkové nelepené, lepené s podložkou a lepené bez podložky. Tenzometry s lepenou podložkou sú najstaršie a sú lepené na podložku z papiera, kovu alebo plastickej hmoty. Drôtová merná mriežka je k podložke prilepená lepidlom. Využitie tohto typu tenzometra je pre jednoosé alebo viacose napätie a zvyškové napätie v oblasti pružných a plastických deformácií pri zisťovaní koncentrátoru a gradientu

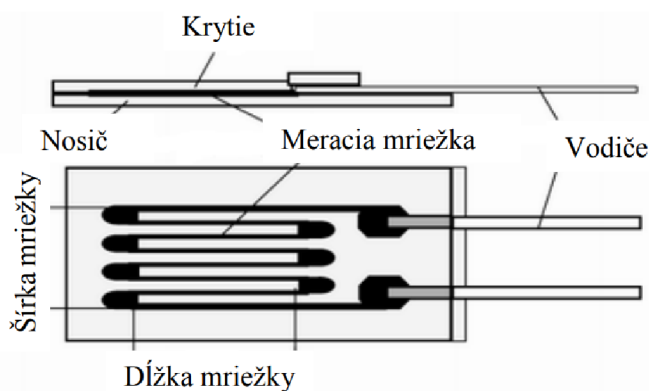
napätia. Tieto tenzometry dokážu odolávať teplotám až do výšky 950 °C a cyklickému namáhaniu 1000 cyklov pri 4 000 $\mu\text{m}/\text{m}$.



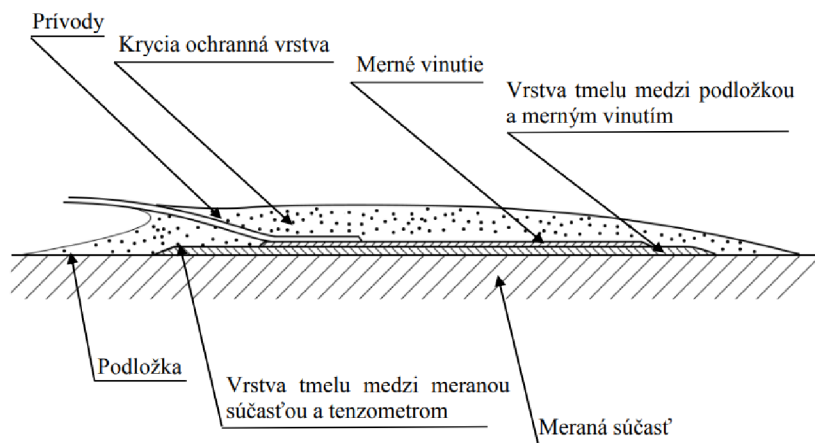
Obrázok 41 Drôtový tenzometer s rôznym usporiadaním drôtu (vľavo-v smyške, v strede-navinutý, vpravo-v mriežkovom vynutí). [21]

Príložné drôtové tenzometre tvorí aktívny odporový článok. Najväčšou výhodou je odstránenie problému s prenosom deformácií na celý povrch odporového článku. Priemer drôtu sa líši od 5 do 25 μm . Nevýhodou je maximálny dosiahnuteľný odpor kvôli obmedzenému rozmeru mriežky a priemerom drôtu. Náročná aplikácia týchto tenzometrov prispela ku zriedkavému využitiu v praxi. Najčastejšie sa využívajú na meranie tlaku, tlakových síl zrychlení a pod.

Fóliové tenzometre (obr. č. 42) sú najpoužívanejšie kovové tenzometre. Fólia tvorí meraciu mriežku a je hrubá minimálne 5 μm . Tvar mriežky je vytvorený pomocou leptania. Táto mriežka je na podložku pripevnená lepidlom, kde podložky môžu byť z polyamidu alebo sklenených vlákien. Tieto tenzometre majú lepšie tepelné vlastnosti vďaka lepšiemu odvodu tepla z plochého vodiča než z kruhového. Taktiež deformačné vlastnosti sú vhodnejšie kvôli menšej priečnej citlivosti vďaka lepšiemu prenosu deformácií z povrchu meraného telesa do merného vinutia. Jednoduchá výroba dovoľuje tieto tenzometre vyrábať v sériách a v prijateľnej cenovej rovine.[21]



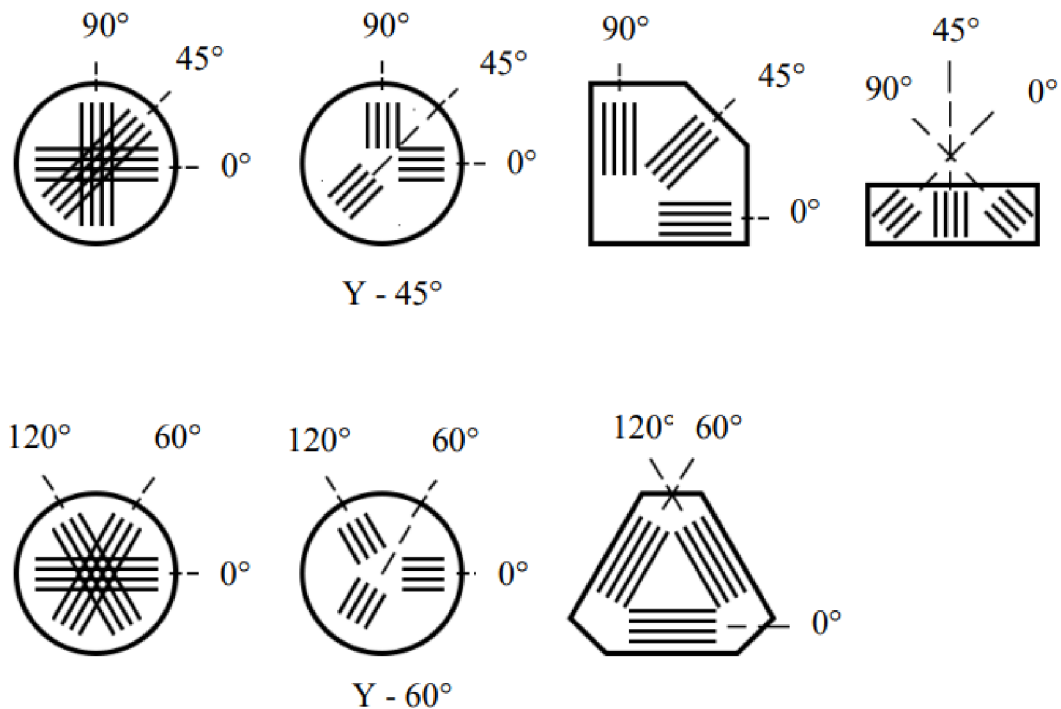
Obrázok 42 Fóliový tenzometer. [21]



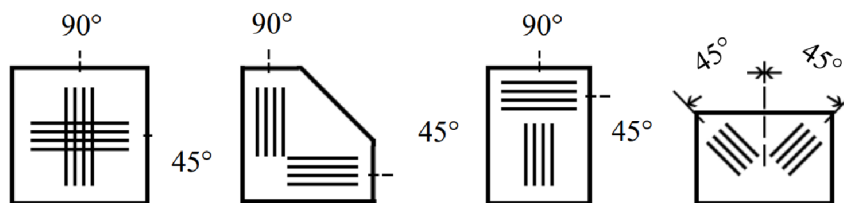
Obrázok 43 Pripevnenie snímača na podložku a na meranú súčasť. [21]

MERANIE VIACOSOvéHO PRETVORENIA

Ak je známe, že deformácie sa vyskytujú pozdĺž jednej osi, stačí použiť jeden jednoduchý tenzometer v smere hlavného napätia. Pri viacosej napätosti je potrebné poznať smery hlavných napätí a prispôbiť tomu meranie. Pre meranie viacosiých napätí sa používajú tzv. tenzometrické kríže alebo ružice. Najznámejšie tenzometrické kríže sú typu X, L, T a V, kde písmeno reprezentuje tvar kríženia meracích základní. Pri tenzometrických ružiciach nie je potrebné poznať smery hlavných napätí, pretože tieto ružice vedú merať normálové napätia v troch hlavných smeroch, z ktorých je možné dopočítať veľkosť a smer dvoch hlavných napätí.



Obrázok 44 Rôzne tvary tenzometrických ružíc. [21]

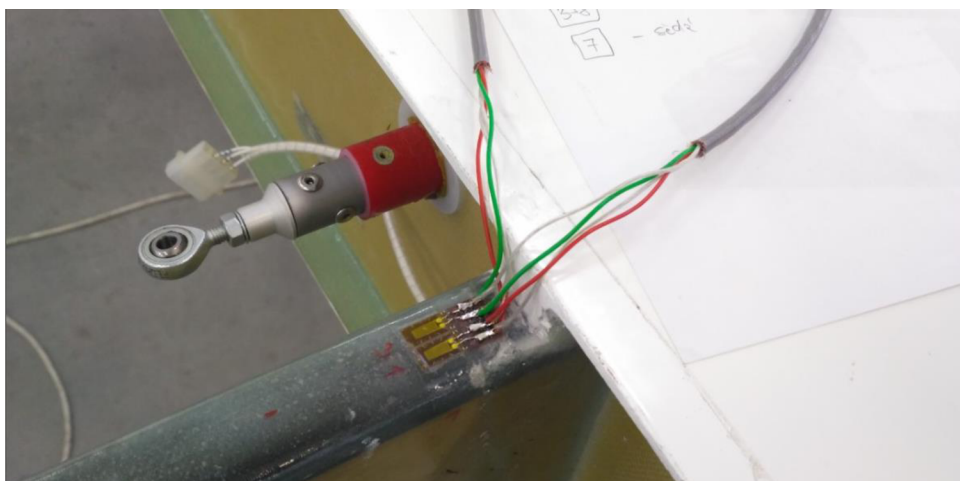


Obrázok 45 Rôzne tvary tenzometrických ružíc. [21]

Existujú dve prevedenia, ktoré sa líšia uhlovým natočením meracích základní, a to ($0^\circ/45^\circ/90^\circ$ a $0^\circ/60^\circ/120^\circ$). [21]

8.3 KALIBRÁCIA TENZOMETRA

Na zistenie zaťaženia, ktoré pôsobí na krídlo pri lete, bol na nosníku krídla umiestnený tenzometer. Tenzometer je umiestnený na hlavnom nosníku 1222mm od osi lietadla v rovine $x - y$ a je schopný merať odpor v jednej osi. Tento tenzometer umožňuje merať ohyb M_x , pretože je nainštalovaný na hornej stene obdĺžnikového nosníka (obr. č. 46).



Obrázok 46 Poloha tenzometra voči hlavnému nosníku krídla.

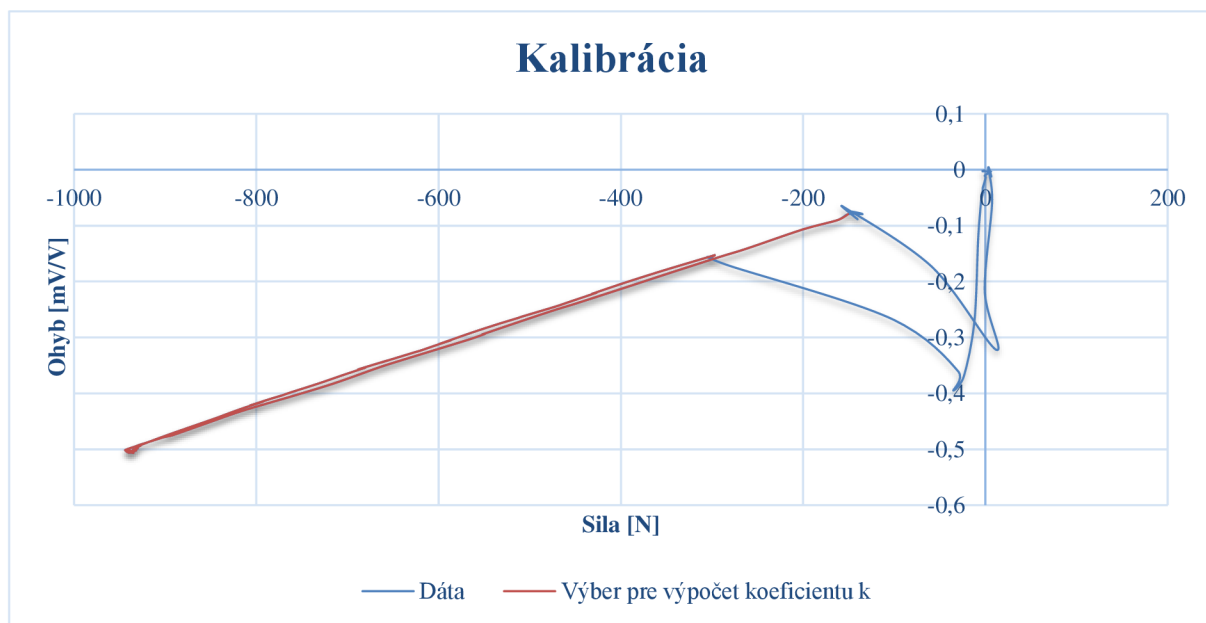
Tenzometer bol pripojený na vyhodnocovaciu a zaznamenávaciu jednotku Dewesoft MINITAU, ktorá zaznamenávala zmeny v odpore tenzometra a zapisovala ich.

Pre kalibráciu tenzometra je potrebné vedieť, aká sila pôsobí na krídlo. Na základe toho je možné spojiť konkrétnu veľkosť sily s hodnotou, ktorú ukazoval tenzometer, a tak vytvoriť závislosť medzi týmito dvoma veličinami. Cieľom je stanoviť konštantu k , pomocou ktorej sa prevedú údaje z tenzometra [mV/V] na pôsobiaci moment [Nm]. Vzďialenosť miesta, kde bolo krídlo zaťažované a polohou tenzometra bola 1,14m. Veľkosť sily sa upravovala podľa zdviháku (obr. č. 47). Pre ochranu krídla bola pod bod dotyku umiestnená latka s penovou výstužou pre rozloženie hmotnosti a kvôli nepoškodeniu povrchu krídla. Takto sa zabránilo prípadnému prasknutiu laminátového krídla.



Obrázok 47 Zavedenie sily na krídlo pomocou zdviháku, kde tenzometer zaznamenáva veľkosť ohybu.

Krídlo bolo postupne zaťažované od nulovej sily po silu, ktorá neprekračovala povolené hodnoty sily pôsobiacej na krídlo vyplývajúcej z letovej obálky. Výsledkom bolo vykreslenie závislosti veľkosti strainov k veľkosti pôsobiacej sily na krídlo. Táto závislosť je dôležitá a ukazuje charakteristiku ohybu nosníka pri rôznych pôsobiacich zaťaženiach. Po meraní je zjavné, že medzi pôsobiacou silou a veľkosťou strainov je lineárna závislosť (graf č. 23), preto pri všetkých manévroch je možné použiť na prepočet ten istý koeficient k . Pôsobiacia sila na krídlo pôsobila zdola nahor, imitujúca kladné násobky zaťaženia.



Graf 16 Graf Závislosti pôsobiacej sily a výsledného ohybu na krídle.

Základná rovnica pre výpočet koeficientu k :

$$|\dot{M}|k = Fx \quad (8.1)$$

Kde:

\dot{M} = moment $[\frac{mV}{V}]$ (strainy zachytené tenzometrom),

F = pôsobiaca sila na krídlo [N],

x = vzdialenosť medzi tenzometrom a pôsobiacou silou = 1,14 [m].

Pre vyhodnotenie priemerného koeficientu pre lineárnu funkciu:

$$\bar{k} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{F_i x}{|\dot{M}_i|} = 2162,87 \quad (8.2)$$

Kde F_i a \dot{M}_i sú údaje z grafu.

Po prepočítaní výsledný koeficient $\bar{k} = k = [\frac{Nm}{mV/V}]$

Tento koeficient zabezpečí konverziu mV/V na Nm.

Výsledný moment, ktorý zaznamená tenzometer v Nm:

$$M = \dot{M}k \text{ [Nm]} \quad (8.3)$$

8.3.1 KOMPENZÁCIA VÝSLEDNÉHO MOMENTU

Pri zapnutí meracej jednotky a vynesení hodnoty ohybu meraného tenzometrom je výsledok nulový. To z dôvodu, že krídlo od času zapnutia merania nie je zaťažované externým zaťažením. Nesmie sa zabudnúť na hmotnostné zaťaženie od konštrukcie krídla, ktoré pôsobí na nosník pred zapnutím meracej jednotky. Pri zapnutí meracej jednotky sú hodnoty tenzometra vynulované a hodnota hmotnostného zaťaženia je odpočítaná od výsledného nameraného momentu. Pre výpočet momentu pôsobiaceho na tenzometer je potrebné vedieť hmotnosť krídla a polohu ťažiska krídla voči polohe tenzometra (1,140 m).

Výpočet kompenzačného momentu:

$$\Delta M = mng \cdot 1,140 \quad (8.4)$$

Kde:

m = hmotnosť krídla od vzdialenosti tenzometra po koniec krídla,

$n = 1$,

$$\Delta M = 21,55 \cdot 1 \cdot 9,80665 \cdot 1,140,$$

$$\Delta M = 240,92 \text{ Nm}.$$

Výsledný nameraný moment pomocou tenzometru bude mať tvar:

$$M_{\text{výsledný}} = M - \Delta M \quad (8.5)$$

8.4 LETOVÉ MANÉVRE

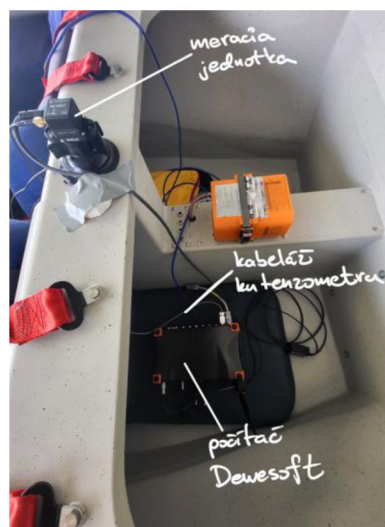
Pre analýzu a porovnanie výsledkov momentov získaných pomocou tenzometra a vypočítanými hodnotami bolo nameraných šesť manévrov. Ide o tri rôzne manévry/letové režimy, ktoré boli vykonané v dvoch rôznych letových hladinách.

Prvý letový režim je rovnomerný ustálený priamočiary let s nízkym uhlom nábehu. V tomto režime je násobok zaťaženia rovný 1 a rýchlosť je blízka cestovnej rýchlosti. Aj keď sú vektory vztlaku a hmotnostných síl rovnobežné, musia byť prepočítané kvôli uhlu naklonenia kosínusovou funkciou (kap. 4.6.1).

Druhý letový režim je taktiež rovnomerný ustálený priamočiary let avšak s vyšším uhlom nábehu ako v prvom letovom režime. Výsledkom by mal byť taký istý ohybový moment ako pri prvom letovom režime avšak pri nižšej rýchlosti blížiacej sa pádovej rýchlosti.

Posledný letový režim je rovnomerné ustálené vyberanie zatačky. Taktiež je dôležité zaistiť konštantnosť násobku zaťaženia ako v prípade druhého letového režimu. Rovnobežný vektor od hmotnostných síl ku vztlakovej sile je taktiež kosínus uhlu klopenia.

Pre zber dát k vyhodnocovaniu boli použité dva nezávislé systémy, ktoré boli na palube. Samotné lietadlo je vybavené palubným počítačom/avionikou od spoločnosti Garmin. Tento počítač dokáže ukladať všetky parametre letu a dôležité údaje o výške, vzdušnej rýchlosti, násobku zaťaženia a ďalšie. Druhý merací systém je od spoločnosti Dewesoft, ktorý taktiež zaznamenával údaje o tlaku, výške, ohybe nosníka, násobku zaťaženia a ďalšie (obr. č. 48). Pre vyhodnocovanie boli využité údaje od oboch jednotiek, avšak spoločné údaje na nespriemerovali, kvôli nesynchronizovanému zberu.



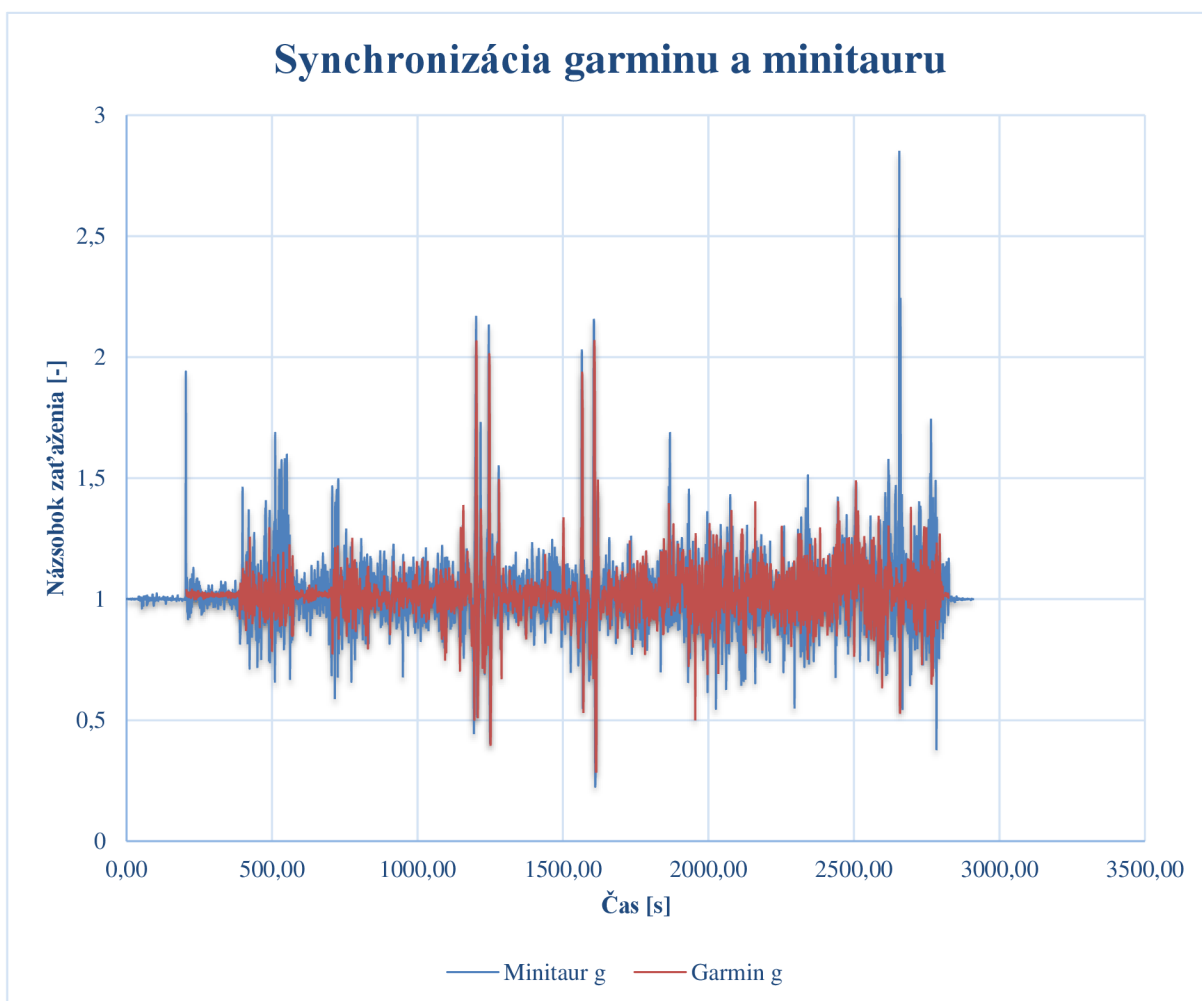
Obrázok 48 Úložný priestor v kabíne a meracia technika Dewesoft

8.4.1 ANALÝZA VÝSLEDKOV MERANIA

Po odlietaní predurčených manévrov sú k dispozícii dáta z dvoch nezávislých zdrojov. Výška, tlak, klopenie a násobok zaťaženia bol vyhodnocovaný dátami od avioniky Garmin. Z jednotky Dewesoft Minitaur bol vybraný ohyb a násobok zaťaženia pre synchronizáciu údajov z garminu. K dátam od dewesoftu je priradená vzdušná rýchlosť (TAS), naklopenie lietadla od palubného počítača Garmin, ktoré sú napasované na základe podobnosti násobkami zaťaženia a času, keďže presná zhoda nenastala, kvôli rôznym časom spustenia a relatívnou presnosťou každého systému.

ZJEDNOTENIE ÚDAJOV

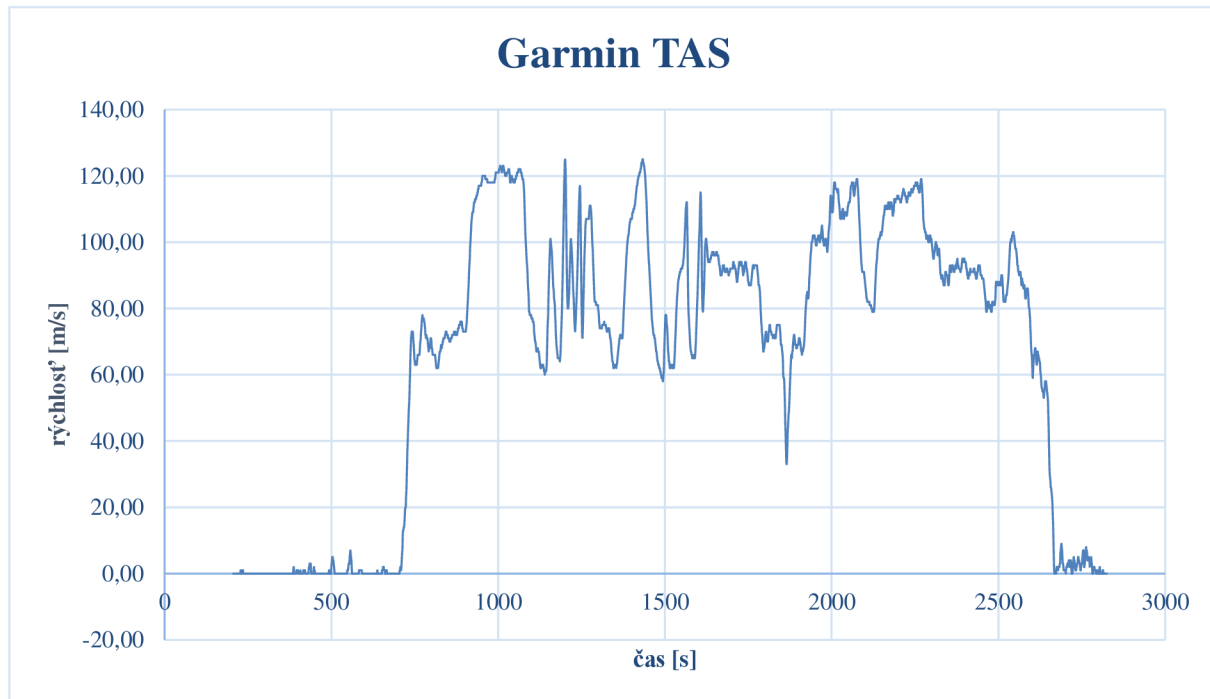
Pre zjednotenie údajov dvoch nezávislých záznamov je potrebná synchronizácia. Na synchronizáciu slúžili údaje o veľkosti násobku, keďže túto veličinu bolo možné merať na oboch prístrojoch. Z grafu č.24 vidieť, že údaje sú zosynchronizované, avšak nie sú zhodné. To môže byť spôsobené rozdielnymi snímačmi, faktom, že snímač od Minitauru bol pripevnený na ráme lietadla (obr. č. 48), a tak meranie mohlo byť ovplyvnené vibráciami konštrukcie za letu a časovým posunom maximálne 1s, keďže obidve jednotky mali zaznamenávaciu frekvenciu 1s.



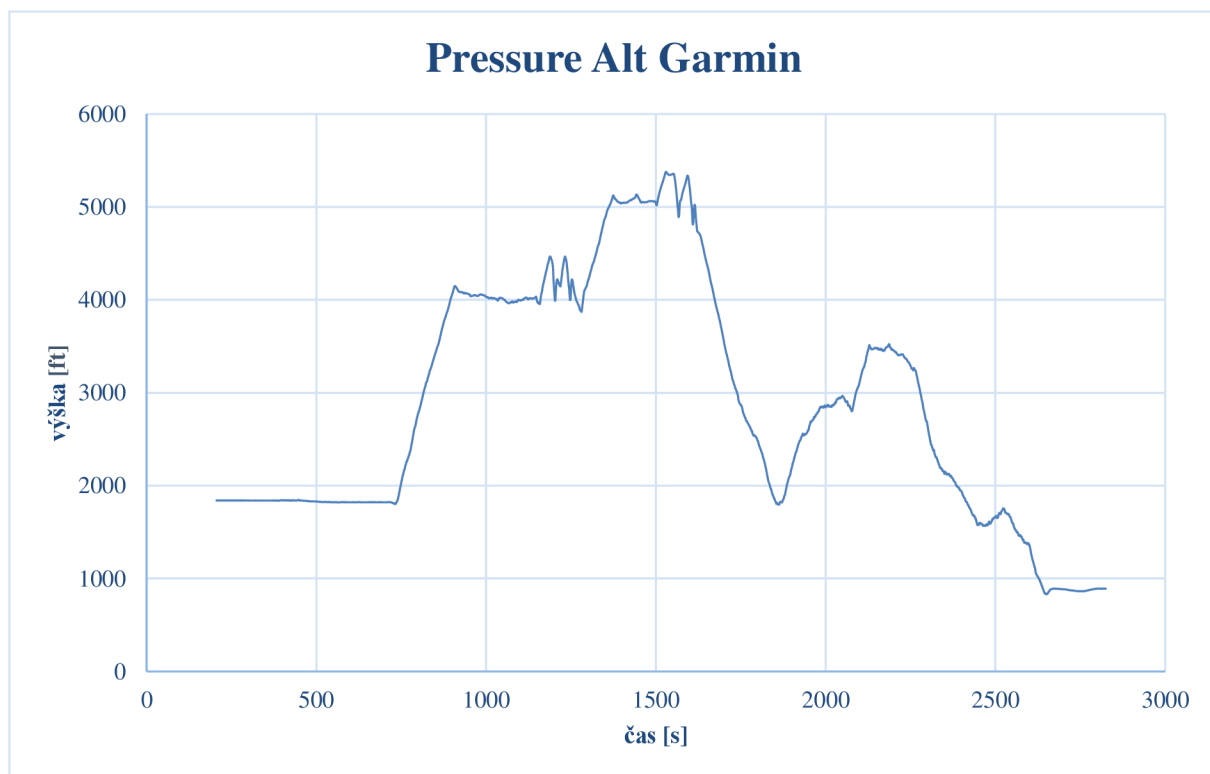
Graf 17 Synchronizácia garminu a minitauru pomocou násobku zaťaženia.

GRAFY LETU

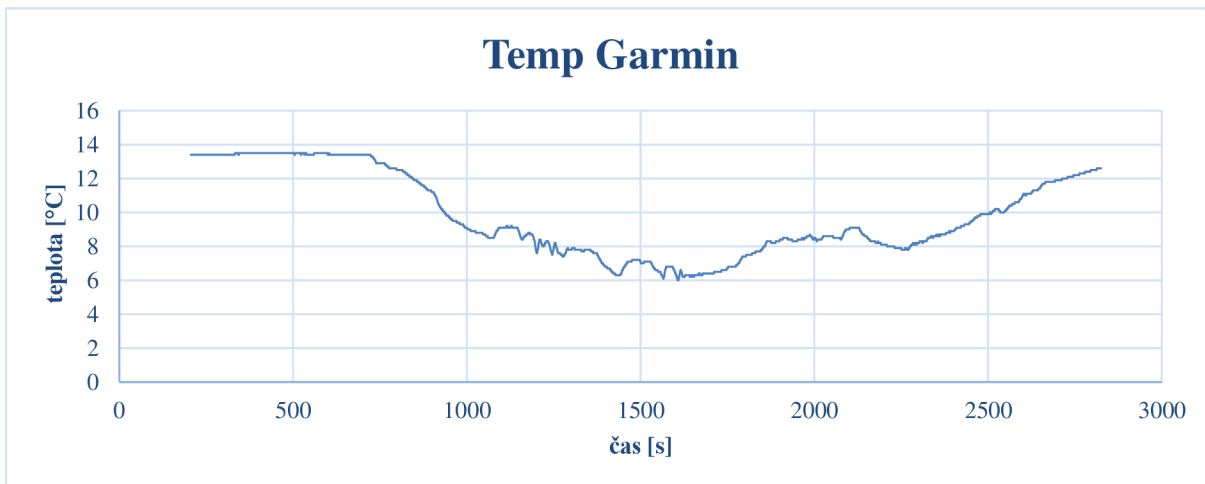
Po synchronizácii je možné vykresliť let z pohľadu dôležitých veličín pre zistenie a porovnanie ohybu.



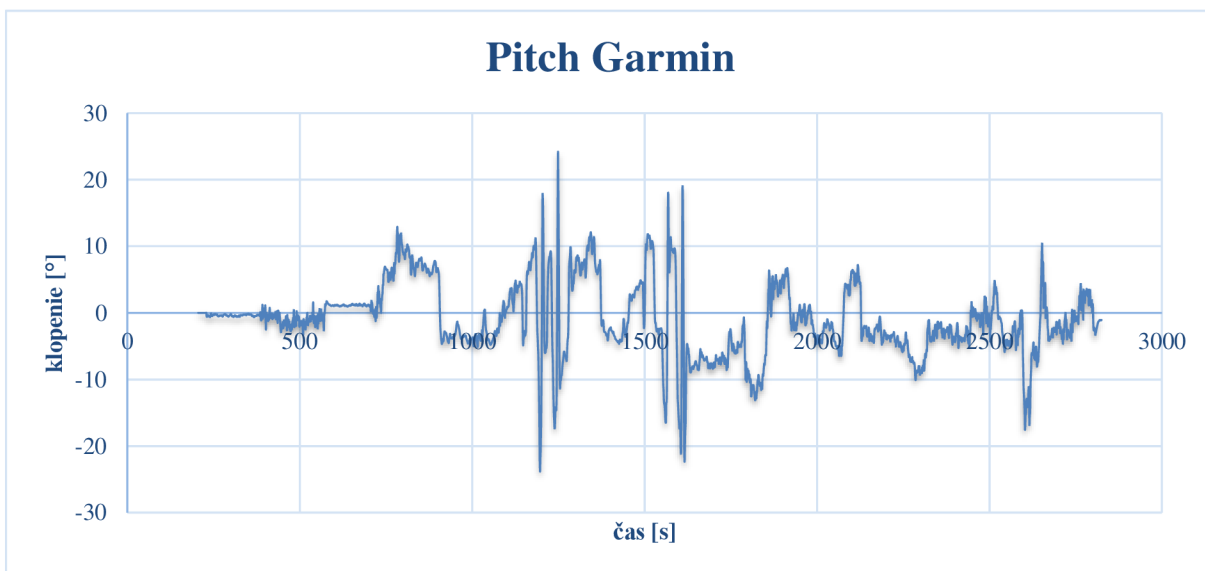
Graf 18 Výška počas letu zaznamenaná garminom.



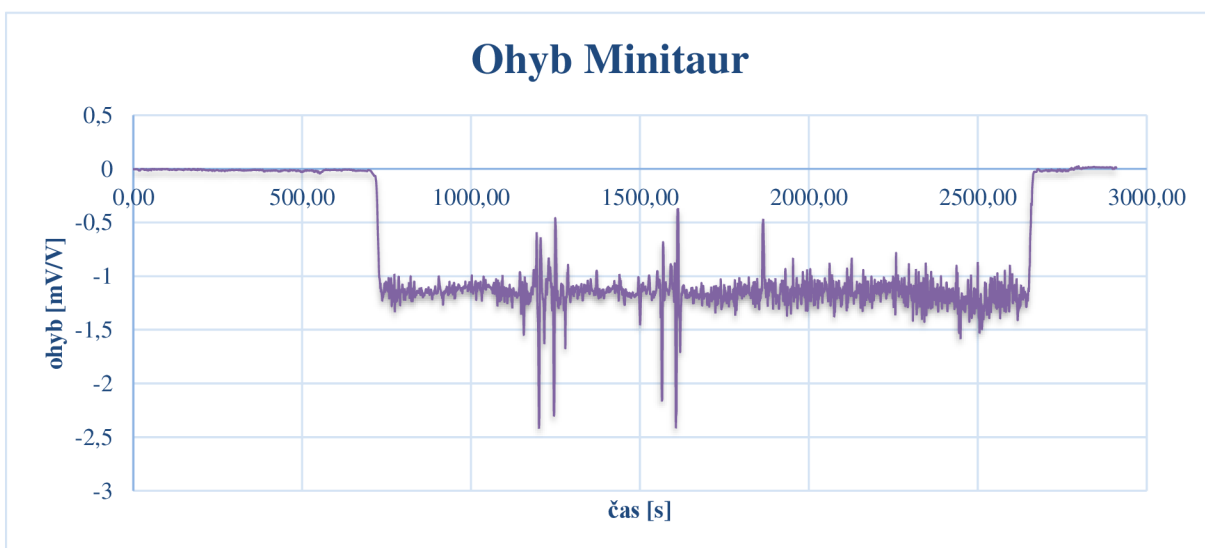
Graf 19 Rýchlosť počas letu zaznamenaná garminom



Graf 20 Teplota počas letu zaznamenaná garminom.



Graf 22 Klopenie počas letu zaznamenané garminom



Graf 21 Ohyb počas letu zaznamenaný minitaurom

VÝSLEDKY LETOVÝCH MANÉVROV

Výsledky letových manévrov sú uvedené v nasledujúcich tabuľkách:

Tabuľka 6 Letový manéver 1.

Parameter	Hodnota	Jednotka
Výška	1234,74	[m]
Rýchlosť	61,22	[m/s]
Násobok zaťaženia	0,985	[-]
Hmotnosť	550,36	[kg]
Tlak teoretický	87344,53	[Pa]
Tlak nameraný	87107,99	[Pa]
Teplota teoretická	6,97	[°C]
Teplota nameraná	9,5	[°C]
Klopenie	-3,82	[°]
Ohybový moment	-1,10974	[mV/V]
Ohybový moment	-2400,22	[Nm]

Tabuľka 7 Letový manéver 2.

Parameter	Hodnota	Jednotka
Výška	1223,16	[m]
Rýchlosť	32,41	[m/s]
Násobok zaťaženia	1,035	[-]
Hmotnosť	550,36	[kg]
Tlak teoretický	87468,01	[Pa]
Tlak nameraný	87419,45	[Pa]
Teplota teoretická	7,05	[°C]
Teplota nameraná	9,1	[°C]
Klopenie	4,1	[°]
Ohybový moment	-1,15273	[mV/V]
Ohybový moment	-2493,21	[Nm]

Tabuľka 8 Letový manéver 3.

Parameter	Hodnota	Jednotka
Výška	1234,1352	[m]
Rýchlosť	59,68	[m/s]
Násobok zaťaženia	1,923	[-]
Hmotnosť	550,36	[kg]
Tlak teoretický	87351,02	[Pa]
Tlak nameraný	87222,51	[Pa]
Teplota teoretická	6,98	[°C]
Teplota nameraná	7,5	[°C]
Klopenie	-3,92	[°]
Ohybový moment	-2,27491	[mV/V]
Ohybový moment	-4920,33	[Nm]

Tabuľka 9 Letový manéver 4.

Parameter	Hodnota	Jednotka
Výška	1552,35	[m]
Rýchlosť	63,28	[m/s]
Násobok zaťaženia	1,048	[-]
Hmotnosť	550,36	[kg]
Tlak teoretický	84013,89	[Pa]
Tlak nameraný	83730,46	[Pa]
Teplota teoretická	4,91	[°C]
Teplota nameraná	6,3	[°C]
Klopenie	-2,95	[°]
Ohybový moment	-1,23274	[mV/V]
Ohybový moment	-2666,26	[Nm]

Tabuľka 10 Letový manéver 5.

Parameter	Hodnota	Jednotka
Výška	1541,98	[m]
Rýchlosť	30,35	[m/s]
Násobok zaťaženia	0,999	[-]
Hmotnosť	550,39	[kg]
Tlak teoretický	84120,96	[Pa]
Tlak nameraný	84103,51	[Pa]
Teplota teoretická	4,98	[°C]
Teplota nameraná	7,2	[°C]
Klopenie	4,45	[°]
Ohybový moment	-1,1761	[mV/V]
Ohybový moment	-2543,75	[Nm]

Tabuľka 11 Letový manéver 6.

Parameter	Hodnota	Jednotka
Výška	1473,00	[m]
Rýchlosť	58,13	[m/s]
Násobok zaťaženia	2,069	[-]
Hmotnosť	550,39	[kg]
Tlak teoretický	84828,81	[Pa]
Tlak nameraný	84592,27	[Pa]
Teplota teoretická	5,42	[°C]
Teplota nameraná	6,0	[°C]
Klopenie	-1,68	[°]
Ohybový moment	-2,26056	[mV/V]
Ohybový moment	-4889,30	[Nm]

9 VYHODNOTENIE NAMERANÝCH A VYPOČÍTANÝCH MOMENTOV

Pri vyhodnocovaní jednotlivých údajov je potrebné správne interpretovať výsledky a tiež poznať limitácie a predpoklady jednotlivých výpočtových metód.

Limity a predpoklady výpočtových metód:

Schrenkova metóda:

- vzťahuje sa len na LSA
- žiadne efekty stlačiteľnosti
- konvenčná konfigurácia (napr. žiadne tandemové lietadlá, dvojplošníky alebo kanardy)
- žiaden klopivý moment horizontálnej chvostovej plochy (symetrický profil)
- žiadne krídelká, žiadne nádrže na koncoch krídel
- žiadny sklon, priame predné hrany, žiadne skrútenie, konštantný profil, žiadne vzopätie;
- efekt deformácie krídla na zaťaženie nie je zohľadnený
- žiadne spojery alebo vzduchové brzdy
- podvozok pripojený k trupu
- žiadne vzpery krídla [11]

Teória nosnej čiary:

- štíhlosť krídla $\lambda > 6$
- spojnice štvrtinových bodov je priamka kolmá na rovinu symetrie
- prúdenie je neviskózne, nestlačiteľné
- použiteľná do $M = 0.6$
- nepoužiteľne pre delta krídla [16]

Letové manévry:

Pri výslednom nameranom ohybe na krídle je potrebné si uvedomiť, že na veľkosť ohybu mali vplyv aj iné zložky ako len ohyb spôsobený aerodynamickými silami v pokojnej atmosfére.

Výsledný ohyb mohol byť ovplyvnený:

- lokálnymi poryvmi (meteorologické podmienky neboli v čase letu ideálne na letové merania kvôli zvýšenému výskytu poryvov),
- vibráciami spôsobených od motora,
- presnosťou jednotlivých snímačov.

Iné:

- dostupnosťou dokumentácie a následnou implementáciou parametrov lietadla do výpočtových modelov,
- predpokladanými zjednodušujúcimi faktormi (hmotnosť lietadla počas letu je konštantná, dynamické javy na lietadlo nepôsobia).

Všetky tieto fakty treba zobrať do úvahy pri finálnom porovnávaní a vyhodnocovaní výsledkov.

Tabuľka 12 Vyhodnotenie ohybov jednotlivých metód voči nameranému ohybu 1/2.

Letecký manéver	Ohyb	Schrenkova teória	Teória nosnej čiary
	[Nm]	[Nm]	[Nm]
1	-2159,30	-2322,57	-2397,66
2	-2252,29	-2486,93	-2517,65
3	-4679,41	-4710,84	-4687,50
4	-2425,34	-2686,81	-2555,89
5	-2302,83	-2393,70	-2433,73
6	-4648,38	-5035,31	-5043,13

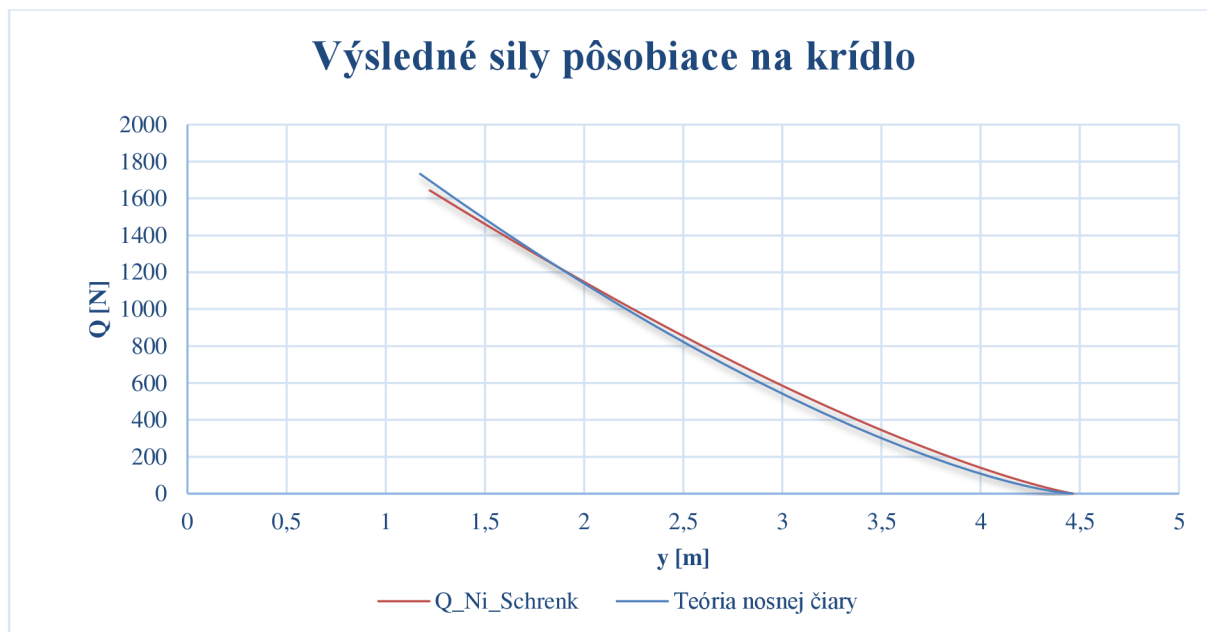
Tabuľka 13 Vyhodnotenie ohybov jednotlivých metód voči nameranému ohybu 2/2.

Letecký manéver	Ohyb	Rozdiel od skutočného ohybu Schrenkova teória	Rozdiel od skutočného ohybu teórie nosnej čiary	Rozdiel medzi Schrenkovou teóriou a teóriou nosnej čiary
	[Nm]	[%]	[%]	[%]
1	-2159,30	7,56	11,04	3,48
2	-2252,29	10,42	11,78	1,36
3	-4679,41	0,67	0,17	0,5
4	-2425,34	10,78	5,38	5,4
5	-2302,83	3,95	5,68	1,73
6	-4648,38	8,32	8,49	0,17
Priemer		6,95	7,09	2,11

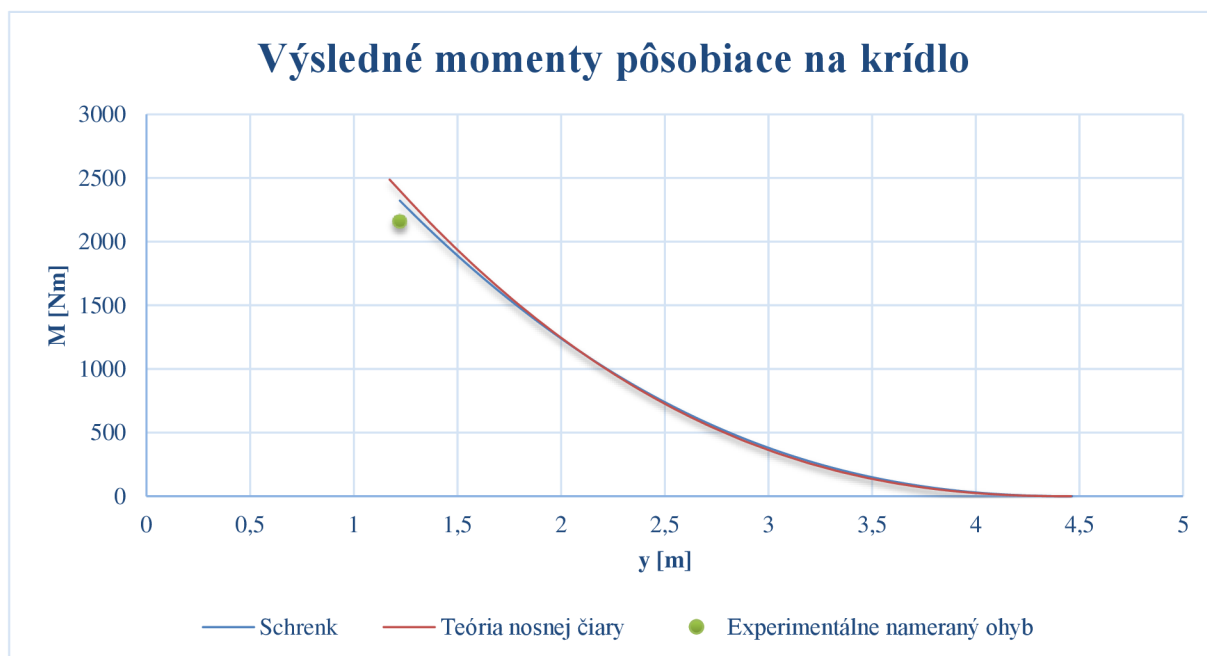
Podľa tabuliek 12 a 13 priemerná odchýlka hodnôt od nameraného ohybu je 6,95% od Schrenkovej metódy a 7,09% od výpočtu pomocou teórie nosnej čiary. V oboch prípadoch hodnoty ohybu boli väčšie ako reálne namerané hodnoty. Tento fakt je dôležitý, pretože vedie ku bezpečnému výsledku. Odchýlka medzi metódami bola v priemere 2,11% a rozdiel priemerných odchýlok je 0,14%.

9.1 GRAFICKÉ POROVNANIE OHYBU JEDNOTLIVÝCH METÓD

Nasledujúce grafy zobrazujú krivky veľkosti pôsobiacej sily (graf č.23) a ohybu (graf č.24) voči rozpätiu krídla pre prvý letový manéver. Krivky grafov sú vynesené až po bod, kde bol umiestnený tenzometer.



Graf 23 Porovnanie výslednej pôsobiacej sily na nosník.



Graf 24 Porovnanie výsledného pôsobiaceho momentu na nosník.

9.2 ULTIMÁTNE ZAŤAŽENIE

Pri návrhu konštrukcie lietadla je potrebné poznať a dodržať požiadavky kladené na danú kategóriu lietadla. Pre kategóriu normal v predpise CS-23, kde patrí aj väčšina ultralightov, ak nie je stanovené inak, je predpísaný súčiniteľ bezpečnosti 1,5. [22]

Vo výpočtoch sa overuje, že maximálne napätie $\sigma_{prov.max}$ v nosnej konštrukcii pri najväčšom prevádzkovom zaťažení neprekročí dovolené namáhanie σ_{dov} materiálu, ktoré sa stanoví delením jeho pevnosti σ_p súčiniteľom bezpečnosti f .

$$\sigma_{prov.max} = < \sigma_{dov} = \frac{\sigma_p}{f} \quad (9.1)$$

Avšak tento štýl výpočtu má nevýhodu v tom, že nevyjadruje vplyvy plasticity materiálu na únosnosť alebo vplyvy deformácie na namáhanie, ktoré môžu byť priaznivé alebo nepriaznivé, niekedy až nebezpečné.

Hodnota súčiniteľa bezpečnosti f sa dá výstižne a presnejšie určiť, ak sa počíta s tzv. početným zaťažením, ktoré sa určí vynásobením maximálneho prevádzkového zaťaženia a súčiniteľom f . [23]

$$\sigma_{prov} f = \sigma_{poč} \quad (9.2)$$

9.3 INÉ FAKTORY OVPLYVŇUJÚCE VÝSLEDNÉ ZNESITELNÉ ZAŤAŽENIE

Maximálne zaťaženie, ktoré musí znieť konštrukcia, je dané predpismi, avšak výsledné znesiteľné zaťaženie môže byť aj vyššie, ovplyvnené ekonomikou výroby. Ekonomika výroby lietadiel a leteckej dopravy je prvoradou požiadavkou, s ktorou sa musia vysporiadať návrhári lietadiel. Ekonomika leteckej dopravy je úzko spojená s navrhovaním lietadiel. Preto je potrebné sa sústrediť aj na výber vhodného technologického postupu. Technologická realizácia návrhu a konštrukcie je dôležitým faktorom ovplyvňujúcim efektívnosť (t. j. náklady a rýchlosť) výroby. [24] Práve preto z výrobných nákladov, kde je napríklad potrebná (napr. 6mm) a dostupná (napr. 8mm) hrúbka stojny, tak je lacnejšie a jednoduchšie použiť materiály a polotovary z dostupných zdrojov a nepredražovať výrobu ďalším obrábaním.

ZÁVER

Cieľom tejto diplomovej práce bolo experimentálne namerať ohybový moment krídla počas letových manévrov a porovnať ho z vypočítaným ohybovým momentom pomocou dvoch rôznych metód.

Na začiatku práce bolo uvedené a popísané lietadlo WT9 Dynamic, na ktorom sa experimentálne určoval ohyb počas letu. Dôležité parametre lietadla boli vypísané a použité pri výpočtoch. Následne bola popísaná prvá metóda výpočtu ohybu krídla využívajúca Schrenkovu aproximáciu vztlaku pozdĺž krídla. Následne bol uvedený výpočet hmotnostných síl.

V druhej metóde bola popísaná a využitá teória nosnej čiary na zistenie vztlaku krídla. Po vysvetlení výpočtov oboch metód bolo v diplomovej práci rozpisované experimentálne meranie zaťaženia, ktoré vysvetľuje postup od kalibrácie tenzometra až po namerané hodnoty dôležitých veličín pre výpočet ohybového momentu.

V závere práce boli vyhodnotené vypočítané a namerané hodnoty ohybového momentu. V prvej metóde výpočtu najväčšia odchýlka bola 10.78%, kde väčší ohyb bol ten vypočítaný. Pri druhej metóde najväčšia odchýlka bola 11.78%, kde väčší ohyb bol taktiež ten vypočítaný. Avšak po aritmetickom priemere odchýlok merania prvej metódy, bola priemerná odchýlka 6.95% a pri druhej metóde 7.09%.

Z porovnania výsledkov je možné stanoviť záver, že spomínané metódy preukazujú dostatočne presný výsledok pre počítanie ohybového momentu krídla. Je potrebné spomenúť, že treba mať na pamäti limitácie a predpoklady výpočtových metód, inak nemusia byť výsledky relevantné. Ďalej v tejto diplomovej práci boli za modelové manévry brané jednoduché letové režimy, ako rovnomerný priamočiary let a let s konštantným násobkom. Pre náročnejšie režimy musia byť daný postup výpočtu a metódy vhodné.

Schrenkova aproximácia a teória nosnej čiary sú jednoduché metódy na zistenie vztlaku krídla pre prvotný návrh lietadla typu ultralight. Avšak v dnešnej dobe existujú presnejšie metódy pri prvotných návrhoch krídla ako sú 3D panelové metódy alebo tzv. „Vortex Lattice Method“, pričom v dnešných softvéroch je to len otázka zvolenia si požadovaného výpočtového modelu.

ZDROJE

- [1] WT9 Dynamic. In: *Wikipedia* [online]. 2022, 30.9.2022 [cit. 2023-05-05]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Aerospool_WT9_Dynamic
- [2] Aerospool WT9 Dynamic. In: *Wikipedia* [online]. 2022, 30.9.2022 [cit. 2023-03-13]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Aerospool_WT9_Dynamic
- [3] AEROSPOOL S.R.O. *AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL*. 2017.
- [4] *POH_WT9_-LN-YJY* [online]. 2015. Prievidza, 2015 [cit. 2024-04-20]. Dostupné z: https://kjellersportsflyklubb.no/wordpress/wp-content/uploads/2016/04/POH_WT9_-LN-YJY.pdf
- [5] *Weight and Balance record WT9 Dynamic*. 2015. Prievidza, 2015.
- [6] HIDGON, D. Wind Gusts Effect on Airframes and Airspeeds. *Aviation Safety* [online]. 2008 [cit. 2024-05-14]. Dostupné z: <https://www.aviationsafetymagazine.com/features/wind-gusts-effect-on-airframes-and-airspeeds/>
- [7] Operating Flight Strength (V-g / V-n Diagrams – Maneuver Speed). *Aerospace Engineering* [online]. 2019 [cit. 2024-05-14]. Dostupné z: <https://www.aerospaceengineering.net/operating-flight-strength-v-g-v-n-diagrams-maneuver-speed/>
- [8] BORDA, Jonathan. *Aircraft Wing Spanwise Air-Load Distribution using MATLAB*. Puerto Rico. Polytechnic University of Puerto Rico. Vedoucí práce Héctor Rodríguez, Ph.D.
- [9] SCHRENK, Oskar. *A SIMPLE APPROXIMATION METHOD FOR OBTAINING THE SPANWISE LIFT DISTRIBUTION* [online]. Washington, D.C., 1940 [cit. 2024-04-20]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930094469>
- [10] MORSE. Wing Lift Distribution. In: *Aircraft Engineering*. 1944, s. 136-139.
- [11] *Wing Loads Calculation - EASA* [online]. 2023 [cit. 2023-03-13]. Dostupné z: https://www.google.sk/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&cad=rja&uact=8&ved=2ahUKEwjs_JjL8tj9AhUXhf0HHVYJDSMQFnoECA8QAQ&url=https%3A%2F%2Fwww.easa.europa.eu%2Fdownload%2Fgeneral-aviation%2Fdocuments-guidance-and-examples%2FABCD-FL-57-00%2520-%2520Wing%2520Load%2520Calculation%2520-%2520v1%252008.03.16.docx&usg=AOvVaw0A6ZGOUdlgZIEamwHQIW0_
- [12] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I*. Brno: CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [13] JURAČKA, Jaroslav. *Stavba a pevnost letadel: Prednáška*. VUT, 2023.

- [14] POPELA, Robert. *Aerodynamika I: Prednáška*. VUT, 2023.
- [15] DIEHL, Walter. *THE MEAN AERODYNAMIC CHORD AND THE AERODYNAMIC CENTER OF A TAPERED WING* [online]. 1942 [cit. 2024-03-10]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930091829/downloads/19930091829.pdf>
- [16] SCHOŘ, Pavel. *POUŽITÍ NELINEÁRNÍ TEORIE NOSNÉ ČÁRY PŘI AERODYNAMICKÉM NÁVRHU KLUZÁKU*. Brno, 2011. Diplomová práce. VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNE.
- [17] CHREIM, Jose. *Extended lifting-line theory for viscous effects* [online]. Santo Andre - Sao Paulo - Brazil, 2016 [cit. 2024-04-20]. Thesis. California Institute of Technology. Vedoucí práce Prof. Karl Peter Burr.
- [18] DANĚK, Milan. *Zkoušení letadel za letu*. Brno, 1993.
- [19] Tenzometre, snímače krútiaceho momentu; nosníkové, konzolové a okrajové snímače zaťaženia; ťahové a tlakové snímače zaťaženia, tenzometre z drôtu a fólie :). *Encyklopédia poznania* [online]. [cit. 2024-03-03]. Dostupné z: <https://encyklopediapoznania.sk/clanok/9870/tenzometre-snimace-krutiaceho-momentu-nosnikove-konzolove-a-okrajove-snimace-zatazenia-tahove-a-tlakove-snimace-zatazenia-tenzometre-z-drotu-a-folie?pdf=true>
- [20] CEDIVODOVÁ, Marie. *VLASTNOSTI ODPOROVÉHO TENZOMETRU-EXPERIMENTÁLNÍ OVĚŘENÍ*. Praha, 2015. Bakalárska práca. ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE.
- [21] STARIAK, Gabriel. *TENZOMETRICKÉ ZÁVĚSY KOL FORMULE STUDENT*. Brno, 2016. Bakalárska práca. VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNE.
- [22] *CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE PRO LETOUNY KATEGORIE NORMÁLNÍ, CVIČNÁ, AKROBATICKÁ A PRO SBĚRNOU CS-23 DOPRAVU*. 2012.
- [23] PÍŠTĚK, A., O. GRÉGR, V. KAHÁNEK a R. BOHM. *Pevnost a životnost letadel*. 1987. Brno.
- [24] ČALKOVSKÝ, A. a J. PÁVEK. *Konstrukce a pevnost letadel I*. Brno, 1986.
- [25] Obálka zaťaženia WT9 Dynamic. In: *VUT* [online]. [cit. 2023-05-05]. Dostupné z: <https://moodle.vut.cz/mod/folder/view.php?id=302290>
- [26] *Flight Manual for the light sport aircraft WT9 Dynamic LSA Speed S*. 14.06.2011. 2011.

ZOZNAM PRÍLOH

Výpočty zaťaženia krídla WT9 Dynamic.xlsx

WT9 Dynamic XFMR5.xfl

ZOZNAM OBRÁZKOV

Obrázok 1 WT9 Dynamic [1]	12
Obrázok 2 Trojpohľadový nákres a orientácia. [3]	13
Obrázok 3 Obálka zaťaženia WT9 Dynamic. [25]	15
Obrázok 4 Grafické znázornenie konštrukcie elipsy. [10] (upravené autorom)	16
Obrázok 5 Plocha štvrt'-elipsy a plocha krídla.	17
Obrázok 6 Graf rozloženia krídla a štvrtelipsy.	18
Obrázok 7 Eliptické rozloženie s a bez vplyvu trupu s celkovými rovnakými zaťaženiami. ...	19
Obrázok 8 Distribúcia zaťaženia podľa reálneho krídla.	19
Obrázok 9 Znázornenie rôznych distribúcií vztlaku po krídle.	20
Obrázok 10 Upravenie Schrenkovej distribúcie.	21
Obrázok 11 Výsledné zaťaženie na krídlo pri rovnomernom priamočiariom lete.	22
Obrázok 12 Znázornenie uhlov a vektorov síl voči súradnicovým systémom (správna zatáčka a klopenie). [12] (upravené autorom)	23
Obrázok 13 Zaťaženie od konštrukcie krídla a vysvetlivky ku vzorcom. [3] (upravené autorom)	23
Obrázok 14 Palivová sústava WT9 Dynamic. [3]	24
Obrázok 15 Zaťaženie od zotrvačnej sily. [3] (upravené autorom)	25
Obrázok 16 Sily pôsobiace na profil krídla. [11] (upravené autorom)	26
Obrázok 17 Schematický nákres pôsobísk síl. [11] (upravené autorom)	30
Obrázok 18 Graf hrúbky profilu ku korekcii pozície aerodynamického stredu. [15]	31
Obrázok 19 Krídlo s parametrami pre rovnicu (5.11)	31
Obrázok 20 Graf polohy aerodynamického stredu voči dĺžke trupu a kompenzačný koeficient posunutia aerodynamického stredu. [15]	32
Obrázok 21 Poloha $c/4$ voči trupu lietadla. [3] (upravené autorom)	33
Obrázok 22 Celková hmotnosť a moment prázdneho lietadla. [5]	34
Obrázok 23 Poloha ťažiska pre 0kg batožiny. [26]	34
Obrázok 24 Poloha ťažiska pre 20 a 40kg batožiny. [26]	35
Obrázok 25 Vír s konštantnou silou Γ reprezentujúci krídlo. [17]	44
Obrázok 26 Distribúcia indukovanej rýchlosti. [17]	44
Obrázok 27 Zobrazenie krídla pomocou rôznych vírov s konštantnou silou. [17]	45
Obrázok 28 Distribúcia obehu, kde $N \rightarrow \infty$. [17]	45
Obrázok 29 vplyv okrajových vírov na časť krídla. [17]	46
Obrázok 30 Polohové vektory opisujúce geometriu víru a bodu P, kde sa vypočíta indukovaná rýchlosť. [17]	49
Obrázok 31 Jednotkové vektory c_j , n_j a s_j popisujúce orientáciu miestneho prierezu krídla, používané na výpočet miestneho efektívneho uhla nábehu α_{0j} . [17]	50
Obrázok 32 Profil NASALANGLEY MS(1)-0313.	52
Obrázok 33 Graf c_l ku uhlu nábehu pri rôznych Reynoldsových číslach.	53
Obrázok 34 Potrebný rozsah Reynoldsových čísel pre analýzu vztlaku.	53
Obrázok 35 Parametre analýzy.	54
Obrázok 36 Model krídla.	54
Obrázok 37 Graf rýchlosti ku uhlu nábehu.	55
Obrázok 38 Graf rozloženia vztlaku po krídle $c_l c / c_{mac}$	56
Obrázok 39 Graf lokálneho uhlu nábehu α_{eff}	57
Obrázok 40 Rozdelenie odporových tenzometrov. [20] (upravené autorom)	62
Obrázok 41 Drôtový tenzometer s rôznym usporiadaním drôtu (vľavo-v smyške, v strede- navinutý, vpravo-v mriežkovom vnutí). [21]	63

Obrázok 42 Fóliový tenzometer. [21].....	63
Obrázok 43 Pripevnenie snímača na podložku a na meranú súčasť. [21].....	64
Obrázok 44 Rôzne tvary tenzometrických ružíc. [21].....	64
Obrázok 45 Rôzne tvary tenzometrických ružíc. [21].....	65
Obrázok 46 Poloha tenzometra voči hlavnému nosníku krídla.	65
Obrázok 47 Zavedenie sily na krídlo pomocou zdviháku, kde tenzometer zaznamenáva veľkosť ohybu.	66
Obrázok 48 Úložný priestor v kabíne a meracia technika Dewesoft	68

ZOZNAM TABULIEK

Tabuľka 1 Charakteristika lietadla. [3]	14
Tabuľka 2 Hmotnosti lietadla. [4; 5].....	14
Tabuľka 3 Vybrané geometrické charakteristiky krídla. [4].....	14
Tabuľka 4 Letový manéver 1	36
Tabuľka 5 Typy vodivých materiálov pri výrobe drôtových tenzometrov. [20]	62
Tabuľka 6 Letový manéver 1	72
Tabuľka 7 Letový manéver 2	72
Tabuľka 8 Letový manéver 3	72
Tabuľka 9 Letový manéver 4	73
Tabuľka 10 Letový manéver 5	73
Tabuľka 11 Letový manéver 6	73
Tabuľka 12 Vyhodnotenie ohybov jednotlivých metód voči nameranému ohybu 1/2	75
Tabuľka 13 Vyhodnotenie ohybov jednotlivých metód voči nameranému ohybu 2/2	75

ZOZNAM GRAFOV

Graf 1 Eliptické rozloženie bez a s vplyvom trupu	36
Graf 2 Reálne rozloženie pozdĺž pol krídla.	37
Graf 3 Porovnanie distribúcií.	37
Graf 4 Rozloženie vztlaku po krídle.	38
Graf 5 Celková hmotnosť krídla po rozpätí ako súčet hmotností konštrukcie a paliva.	39
Graf 6 Celková hmotnostná sila pôsobiaca na krídlo.	40
Graf 7 Sila pôsobiaca na krídlo od vzdušného zaťaženia.	41
Graf 8 Celková sila pôsobiaca na krídlo.	41
Graf 9 Výsledné sily pôsobiace na konštrukciu nosníku.	42
Graf 10 Výsledné momenty pôsobiace na krídlo.	42
Graf 11 Celková vzdušná sila. (rovnica 7.36)	57
Graf 12 Priebeh hmotnosti krídla po rozpätí.	57
Graf 13 Graf Hmotnostnej sily od konštrukcie smerujúcej v smere gravitačného zrýchlenia.	58
Graf 14 Výsledná sila pôsobiaca na krídlo pre letový manéver č.1.	58
Graf 15 Výsledný moment pôsobiaci na krídlo.	59
Graf 16 Graf Závislosti pôsobiacej sily a výsledného ohybu na krídle.	66
Graf 17 Synchronizácia garminu a minitauru pomocou násobku zaťaženia.	69
Graf 18 Výška počas letu zaznamenaná garminom.	70
Graf 19 Rýchlosť počas letu zaznamenaná garminom.	70
Graf 20 Teplota počas letu zaznamenaná garminom.	71
Graf 21 Ohyb počas letu zaznamenaný minitaurom.	71
Graf 22 Klopenie počas letu zaznamenané garminom.	71
Graf 23 Porovnanie výslednej pôsobiacej sily na nosník.	76
Graf 24 Porovnanie výsledného pôsobiaceho momentu na nosník.	76