



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

LETOVÉ VÝKONY LEHKÉHO LETOUNU KATEGORIE STOL

FLIGHT PERFORMANCE OF THE STOL LIGHT SPORT AIRPLANE

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Jaroslav Koudelka

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.

BRNO 2019

Zadání bakalářské práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Jaroslav Koudelka
Studijní program:	Strojírenství
Studijní obor:	Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce:	doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
Akademický rok:	2018/19

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

Letové výkony lehkého letounu kategorie STOL

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Na trhu sportovních létajících zařízení se v posledních letech profiluje skupina letadel, která je charakteristická především jednoduchou odolnou konstrukcí a schopností operovat z velmi krátkých drah, často i s nerovným povrchem. Tyto vlastnosti však bývají vykoupeny zhoršenými výkony v cestovním letu. Vzhledem k tomu, že většina z nich koncepčně vychází z letadel konstruovaných před druhou světovou válkou, nabízí se potenciál pro jejich zlepšení prostřednictvím vhodných konstrukčních úprav.

Cíle bakalářské práce:

Student se seznámí s konstrukcí lehkých letounů koncipovaných jako STOL a funkcí jejich prvků. Osvojí si základní pojmy stavby letadel a mechaniky letu. U zvoleného letounu vyhodnotí vliv jeho jednotlivých částí na jeho aerodynamiku. Shrne možné směry koncepčních úprav letounu s cílem zvýšit cestovní rychlost při zachování STOL vlastností a zhodnotí výsledné ovlivnění letových výkonů.

Seznam doporučené literatury:

DANĚK, V.: Mechanika letu I, CERM, Brno 2010.

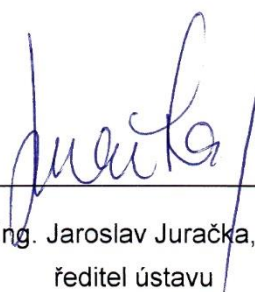
SLAVÍK, S.: Stavba letadel, ČVUT, Praha 1997, 130 s.

PÁVEK, J.: Kopřiva Z., Konstrukce a projektování letadel I, ČVUT, Praha 1982, 206 s.


NIU, M. C. Y.: Airframe Structural Design, Conmilit Press Ltd., Hong Kong 1988, 610s.

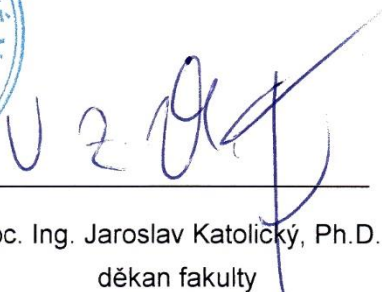
Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2018/19

V Brně, dne 2. 11. 2018



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





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



ABSTRAKT

Cílem této bakalářské práce je vyhodnotit vliv jednotlivých částí zvoleného letounu na jeho aerodynamiku a shrnutí možných směrů úprav letounu s ohledem na zvýšení jeho cestovní rychlosti při zachování vlastností STOL.

První část práce se zaměřuje na popis konstrukce zvoleného letounu a na jeho legislativní zařazení do kategorie. Následuje teoretická část věnující se základním pojmům mechaniky horizontálního letu, vzniku odporu a jeho druhům. Praktická část obsahuje zhodnocení vlivu jednotlivých částí na odpor letounu, jejich možné směry úprav a výsledné shrnutí ovlivnění letových výkonů při použití upravených částí.

V závěru jsou s ohledem na cestovní rychlost vyhodnoceny výsledky porovnávající původní konfiguraci letounu s letounem upraveným a pro upravenou variantu jsou shrnuty její dopady na vlastnosti STOL.

Klíčová slova

aerodynamika, STOL, odpor, letové výkony, cestovní rychlost

ABSTRACT

The aim of this bachelor thesis is to evaluate effect of individual parts of the selected aircraft on its aerodynamic characteristics and to summarize possible directions of aircraft modifications with taking into account increasing its cruising speed while maintaining STOL performances.

The first part of this thesis is focused on the description of selected aircraft construction and its legislative categorization. Then follows the theoretical part describing the basic terms of horizontal flight mechanics, the creation of drag and drag types. The practical part contains the evaluation of the drag influence for individual aircraft parts, their possible directions of improving and the final summary how the modified parts influence flight performances.

In conclusion they are results comparing the original aircraft configuration with the modified one with taking cruising speed into account. For the modified version there is an evaluation of its impact on the STOL performances.

Key words

aerodynamics, STOL, drag, flight performances, cruise speed





BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

KOUDELKA, Jaroslav. *Letové výkony lehkého letounu kategorie STOL*. Brno, 2019. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.





PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že předložená bakalářská práce je původní a byla vypracována samostatně, s použitím pouze vlastních znalostí a pramenů uvedených v seznamu použitých zdrojů.

V Brně dne 20. května 2019

.....
Datum

Jaroslav Koudelka



PODĚKOVÁNÍ

Všem lidem dobré vůle, jenž jsou ochotni podílet se společně na radostném zážitku bytí. Svému vedoucímu doc. Ing. Jaroslavu Juračkovi, Ph.D. za jeho odborné vedení, vstřícnost a obětavost, Ing. Tomáši Koutníkovi za odborné rady a konzultace a především svým rodičům za jejich podporu v každodenním životě.



OBSAH

1	ÚVOD.....	15
1.1	Základní popis letounu Murphy Maverick	17
2	Kategorické zařazení letounu v rámci leteckých předpisů	21
3	Základní aerodynamická charakteristika jednotlivých částí letounu.....	23
3.1	Křídlo	23
3.1.1	Základní aerodynamické charakteristiky profilu křídla	23
3.1.2	Základní aerodynamické charakteristiky křídla	25
3.2	Vzpěry křídla	26
3.3	Trup.....	27
3.4	Ocasní plochy	27
3.5	Přistávací zařízení	28
4	Mechanika horizontálního letu	29
4.1	Horizontální let a rovnice rovnováhy	29
4.2	Účinnost vrtule.....	31
4.3	Výkon pohonné jednotky.....	32
4.4	Součinitel vztlačku a odporu	32
5	Celkový odpor letounu, druhy odporů a jejich vliv na letové výkony	35
5.1	Škodlivý odpor.....	37
5.2	Profilový odpor	37
5.3	Třecí odpor.....	37
5.4	Tvarový odpor.....	37
5.5	Interferenční odpor	38
5.6	Indukovaný odpor	38
6	Vyhodnocení vlivu některých částí letounu Murphy Maverick na jeho aerodynamický odpor.....	41
6.1	Odpor křídla	41
6.1.1	Škodlivý odpor křídla.....	41
6.1.2	Indukovaný odpor křídla	41
6.2	Odpor vzpěr křídla	47
6.3	Odpor trupu.....	49
6.4	Odpor ocasních ploch	49



6.5	Odpor přistávacího zařízení.....	50
6.6	Interferenční odpor letounu	53
6.7	Celkové snížení odporu letounu a jeho vliv na cestovní rychlost	55
7	Změna pohonné jednotky a její vliv na cestovní rychlost.....	57
8	Vliv uvažovaných změn na STOL výkony letounu při navrhovaném zvýšení cestovní rychlosti.....	61
9	DISKUSE.....	63
10	ZÁVĚR	65
	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	69
	SEZNAM OBRÁZKŮ	75
	SEZNAM TABULEK.....	77
	SEZNAM PŘÍLOH.....	78
	PŘÍLOHY	79



1 ÚVOD

Díky špatné dopravní dostupnosti některých míst na naší planetě a čím dál více populárnějšímu stylu létání s možností přistávání mimo letiště, se za posledních pár desítek let vyprofilovala na trhu se sportovními létajícími zařízeními (dále SLZ) kategorie letounů, jenž se vyznačují především svou schopností krátkého vzletu a přistání z krátkých drah s převážně nerovným povrchem. Výhodou těchto letounů je též jejich jednoduchá konstrukce a tudíž i poměrně snadná možnost údržby. Velké oblibě se tento typ letounů těší na severu amerického kontinentu, kde jej Kanadčané a obyvatelé Aljašky často využívají i jako dopravní prostředek místo automobilu. Svoji oblibu si též našel v Africe a jiných rozvojových zemích.

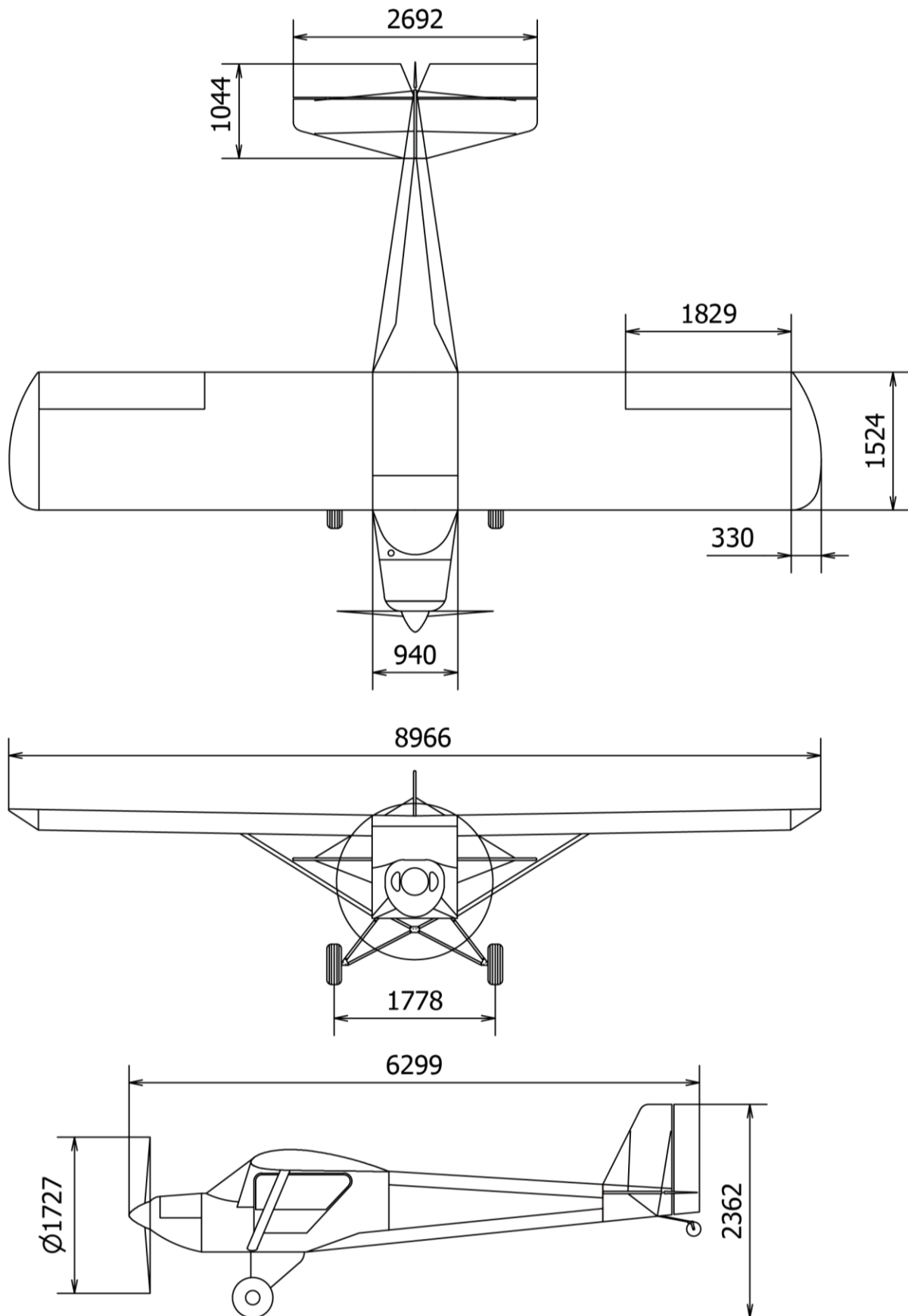
Převážná většina těchto letounů vychází z konstrukcí vytvořených v 1. polovině 20. století. Velkou část těchto letadel si zákazník může zakoupit i ve stavu tzv. stavebnice. Doručené součásti stavebnice si musí majitelé pro kategorii ELSA svépomocí sestavit.

Nejoblíbenějším zástupcem této kategorie je bezesporu Piper Cub. Tento dvoumístný hornoplošník byl na trh uveden již v roce 1938. Od té doby se vyrábí v různých modifikacích až do dnes, ať už se jedná například o typy XCub, Carbon Cub SS nebo Savage Cub. Velké oblibě se těší též velký počet typů letounů firmy Cessna, např. Cessna 120, 140, 150, 152, 170, 172, 180, 185 apod. Jako další zástupce můžeme v krátkosti zmínit například letouny firem Auster, Aviat, Bushcaddy, Maule, Kitfox, Rans, Zenith nebo Murphy.

Výborné výkony krátkého vzletu a přistání těchto letadel jsou bohužel často vykoupeny ne zcela uspokojivými výkony v oblasti horizontálního letu při cestovní rychlosti. Naskytá se nám zde tudíž prostor pro vývoj a inovace v daném směru.



Obr. 1.1 Skupina lehkých letounů kategorie STOL [41]



Obr. 1.2 Výkres letounu Murphy Maverick



1.1 Základní popis letounu Murphy Maverick

Pro tuto práci zvolený Murphy Maverick je dvoumístný letoun hornoplošné konstrukce s vlastnostmi letounů kategorie STOL¹, neboli letounů se schopností krátkého vzletu a přistání. Letoun je vyráběn od roku 2011 buď ve variantě již připravené k letu, nebo častěji jako stavebnice, kterou si následně musí zákazníci svépomocí dostavět. Jeho konstrukce vychází z letounu Murphy Rebel od kanadského výrobce Murphy Aircraft Manufacturing, Ltd. a byla vytvořena především na základě potřeby přizpůsobení se kritériím pro kategorie ultralehkých letounů v Japonsku. [56]



Obr. 1.3 Murphy Maverick v letu nad anglickým venkovem [68]

Podobně jako u již zmíněného Rebelu, je Maverick tvořen převážně celokovovou konstrukcí. Díky odlehčení pro ultralehké kategorie jsou ale některé jeho části, jako např. ocasní plochy, potažené pouze tkaninou. Stavebnice letounu jsou vyráběny v několika různých variantách. Jedná se u nich především o rozdíl v délce křídla, kde je možno vybrat mezi standardní velikostí a křídlem prodlouženým. Dále je zde možnost výběru pohonné jednotky mezi motory Rotax 503 a Rotax 582. V trupu nalezneme jednu palivovou nádrž o velikosti 18,9 litru a v křídle další pro 53 litrů paliva. Přistávací zařízení se skládá z pevného kolového podvozku ostruhového typu. Hlavní podvozkové nohy jsou tvořeny hliníkovým rámem ve tvaru písmene V a jejich tlumení je řešeno pomocí gumových provazců. Na nich jsou umístěny kola s leteckými pneumatikami rozměru 600-6. Mimo to je možné vybavit letoun i jinými pneumatikami, například s větším průměrem za účelem přistávání v extrémnějších podmínkách. Hlavní podvozek též obsahuje hydraulické kotoučové brzdy. V zadní části trupu se nachází jedno plně otočné ostruhové kolo. [56]

¹ zkratka anglického *Short take-off and land*, neboli *krátký vzlet a přistání*



Kokpit je uspořádán pro 2 osoby (pilot + posádka) sedící vedle sebe. Dveře kokpitu jsou jednoduché a vyklápí se směrem vzhůru, kde se mohou připevnit ke spodní části křídla. Palubní deska obsahuje základní přístroje. [56]

Křídlo je tvořeno třemi nosníky a žebry. Má též kovovou náběžnou hranu tvořící s nosníkem skříň ve tvaru písmene D. Jako materiál byla využita hliníková slitina 6061-T6. Modifikovaný profil křídla NACA 4415 zaručuje dobré letové výkony při stoupání a dostatek vztlaku při pomalém letu. Křídélka jsou ovládaná pomocí lan z nerezové oceli. Koncové oblouky křídla jsou vyrobeny ze sklolaminátu. Mezi křídlem a trupem nalezneme zjednodušené vzpěry eliptického průřezu, které jsou upevněny dvojitým kováním. [56]

Jak již bylo zmíněno, ocasní plochy jsou potažené tkaninovým potahem, jenž je umístěn na trubkách vytvarovaných do tvaru ocasních ploch. Ovládání kormidel OP je zajištěno stejně jako u křídélka pomocí lan z nerezové oceli. [56]

Specifikace	Hodnota	Jednotka
Počet sedadel	2	ks
Výkon motoru Rotax 582 UL	48470	W
Průměr vrtule	1,73	m
Maximální vzletová hmotnost	431	kg
Prázdná hmotnost	204	kg
Užitečné zatížení	227	kg
Maximální násobky přetížení	+5,7/-3,8	G
Nosná plocha	13,66	m ²
Rychlost stoupání	4,6	m/s
Délka vzletu	30,5	m
Délka přistání	61	m
Pádová rychlost	51,5	km/h
Nepřekročitelná rychlost	193	km/h
Maximální konstrukční cestovní rychlost	177	km/h
Cestovní rychlost při 75% výkonu motoru	137	km/h
Objem palivové nádrže v trupu	18,9	l
Objem palivové nádrže v křídle	53	l
Spotřeba paliva při 75% výkonu motoru	17	l/h
Dolet při 75% výkonu motoru	425	km
Rozpětí křídla	8,97	m
Délka	6,3	m
Šířka trupu	0,94	m
Hloubka křídla	1,52	m
Rozpětí VOP	2,69	m
Dostup	3962	m

Tab. 1.1 Technické parametry letounu Murphy Maverick [64], [56]



Díky hornoplošnému uspořádání, pevnému přistávacímu zařízení v ostruhové konfiguraci, klasickému uspořádání ocasních ploch a motoru umístěném v přední části trupu naplňuje Murphy Maverick typickou představu o konstrukční konfiguraci letounů kategorie STOL, nebo též díky svému využití slangově řečeno kategorii Bush plane.





2 Kategorické zařazení letounu v rámci leteckých předpisů

V rámci kanadských leteckých předpisů spadá Maverick pod regulaci TP 101.41 pro ultralehké letouny. Ve Velké Británii splňuje regulaci sekce S (CAP 482) pro malé lehké letouny a v USA spadá pod kategorii FAA – CFR – část 23 či kategorii Experimental. [55], [56]

V České republice tento letoun nemá žádné zastoupení. S ohledem na certifikaci a splnění předpisů na našem území, spadá Maverick do kategorie SLZ – ELSA, popřípadě SLZ - Ultralehké letouny.

Kategorie ELSA, neboli kategorie amatérsky postavených aerodynamicky řízených letounů je poměrně novou kategorií SLZ². Tato kategorie se řídí dvěma hlavními předpisy [65]:

- ELSA-A - pro potřeby kategorie ELSA nahrazuje předpis UL 2³.
- ELSA-D - doplňuje předpis ELSA-A a popisuje odlišnosti kategorie od předpisů určených pro SLZ.

Výrobci stavebnic, což se týká i výrobce zvoleného letounu, musí dodržet pravidlo pro maximální rozsah rozpracovanosti stavebnice. Letoun musí být následně alespoň z 51% dostavěn amatérem či neziskovou organizací amatérů pouze pro jejich účely a bez obchodního cíle. [28] Všechny předpisy stanovené kategorií ELSA Murphy Maverick splňuje. Dle předpisu ELSA-A jsou pro účely naší práce nejdůležitější vlastnosti letounu definovány takto [65]:

„(a) Maximální vzletová hmotnost nepřesahuje 600kg.

(b) Pádová rychlost v přistávací konfiguraci (V_{SO}) není větší než 75 km/h (40,5 kts) CAS při maximální vzletové hmotnosti a nejkritičtější poloze těžiště.

(c) Maximálně dvoumístné.

(d) S jedním neturbínovým motorem a vrtulí.

(e) Nepřetlakovanou kabinou

(f) Letoun s pevnými křídly

(g) Minimální užitečné zatížení ne menší než: 250 kg pro 600kg max. vzletovou hmotnost a 150 kg pro max. vzletovou hmotnost menší nebo rovnu 450 kg. Hodnota užitečného zatížení pro max. vzletové hmotnosti mezi 450kg a 600kg se určí interpolací

(h) Maximální výkon motoru 89kW (120k)“ [28, s. 5]

² „SLZ znamená sportovní létající zařízení, zahrnuje paragliding, motorový paragliding, závěsné létání, vírníky, vrtulníky, letadla řízená změnou těžiště, aerodynamicky řízená letadla, amatérsky postavená ultralehká letadla do vzletové hmotnosti 600kg (ELSA) a ultralehké kluzáky.“ [29]

³ „Požadavky letové způsobilosti SLZ pro ultralehké letouny řízené aerodynamicky“ [81]



V rámci zařazení do kategorie Ultralehkých letounů se řídíme, mimo jiné, především podle již zmíněného předpisu UL 2 [81]. V případě nestavebnicové výroby splňuje Murphy Maverick i předpisy pro tuto kategorii. Nevýhodou oproti kategorii ELSA je omezení maximální vzletové hmotnosti pouze na maximálně 472,5 kg^{4,5}, místo 600 kg. Maximální vzletová hmotnost Mavericku je dle technických parametrů 431 kg, což tuto podmínku s rezervou splňuje. [65]



Obr. 2.1 Murphy Maverick pod Belgickou imatrikulací OO-C89 [53]

⁴ 450 kg nebo 472,5 kg s padákovým záchranným systémem

⁵ Před dokončením této práce došlo dle vyhlášky č. 66/2019 Sb. k legislativnímu posunutí limitu maximální vzletové hmotnosti na 600 kg (650 kg na vodě). Tato vyhláška Ministerstva dopravy nabyla účinnosti dne 15. března 2019.

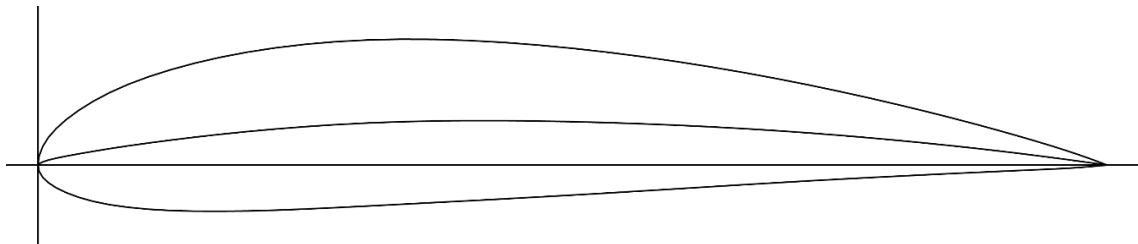


3 Základní aerodynamická charakteristika jednotlivých částí letounu

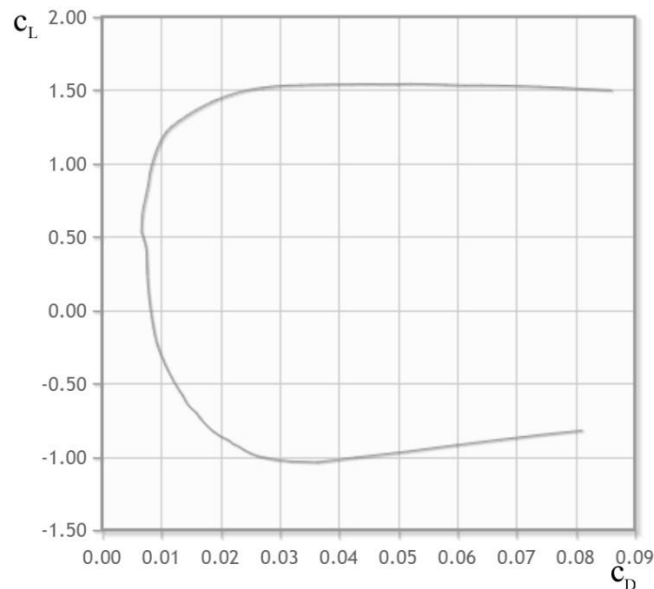
3.1 Křídlo

3.1.1 Základní aerodynamické charakteristiky profilu křídla

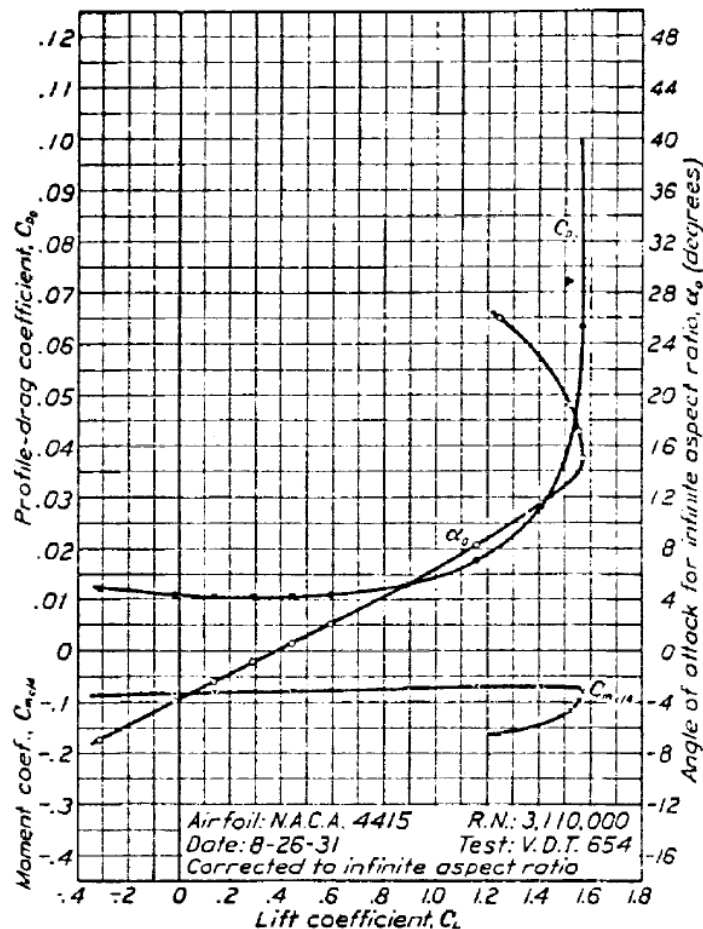
Murphy Maverick je vybaven křídlem s aerodynamickým profilem NACA 4415. Tento profil je členem čtyřmístné řady profilů NACA, jenž mají některé společné jmenovatele. Mezi ně patří i klíč číselného označení. První číslice označuje maximální prohnutí v % hloubky profilu, druhá číslice určuje polohu max. prohnutí na těživě v desetinách hloubky profilu a poslední dvě číslice označují max. tloušťku v procentech hloubky. Profil NACA 4415 má tudíž 4% prohnutí, v 40% hloubky a jeho maximální tloušťka je 15%. Důležitými charakteristikami profilu jsou například též součinitele vztlaku c_L , odporu c_D , momentu c_M , sklon vztlakové čáry $c_{L\alpha}$, aerodynamický střed AC apod. Závislost součinitele odporu a vztlaku můžeme zaznamenat do grafu jakožto tzv. poláru profilu. [16]



Obr. 3.1 Profil NACA 4415 [59]



Obr. 3.2 Aerodynamická polára profilu NACA 4415 pro $Re = 1\,000\,000$ [58]



Obr. 3.3 Aerodynamické hodnoty profilu NACA 4415 pro $Re = 3\,110\,000$ [36]

Pro zjištění součinitele odporu profilu c_D a vztlaku c_L využijeme některého z veřejně dostupných reportů [36]. Na základě cestovní rychlosti, vztažného rozměru, jímž je v tomto případě hloubka profilu⁶, a kinematické viskozity zjistíme tzv. Reynoldsovo číslo. Čím je toto bezrozměrné číslo větší, tím menší je vliv třecích sil částic obtékajícího vzduchu na celkový odpor. Toto číslo nám též udává představu o formě proudění, jenž může být laminární či turbulentní. [69]

$$Re = \frac{v \cdot l}{\nu} = \frac{3,9984 \cdot 1,524}{1,46 \cdot 10^{-5}} \doteq 3\,966\,408 \quad (3.1)$$

⁶ Hloubka profilu, nebo též délka aerodynamické tělvy je v případě křídla Mavericku 1,524 m.



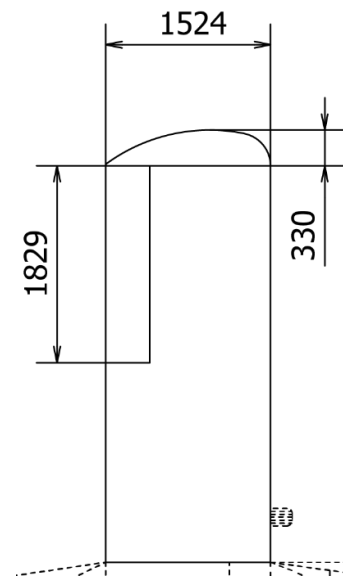
Z dostupných reportů použijeme pro stanovení c_L a c_D hodnoty z grafu blížícím se co nejvíce námi nalezenému Reynoldsovu číslu. Z reportu no. 460 [36] využijeme grafu a tabulky zachycující aerodynamické charakteristiky profilu NACA 4415 pro $Re = 3\,110\,000$, jenž se z dostupných zdrojů nejvíce blíží hodnotě námi spočteného Re . Platí tudíž přibližně, že $c_{Lmax} = 1,57$, $c_{L\alpha} = 5,787$ a pro nulový vztlak se $\alpha = -3,8$.

3.1.2 Základní aerodynamické charakteristiky křídla

Murphy Maverick je vybaven nosnou plochou obdélníkového tvaru s profilem NACA 4415 a s tvarovým zakončením Hoernerova typu. Křídlo není nikterak aerodynamicky ani geometricky zkrouceno a neobsahuje žádnou vztlakovou mechanizaci, jako např. vztlakové klapky či sloty. Jeho součástí jsou křídélka o rozpětí 1,83 m.

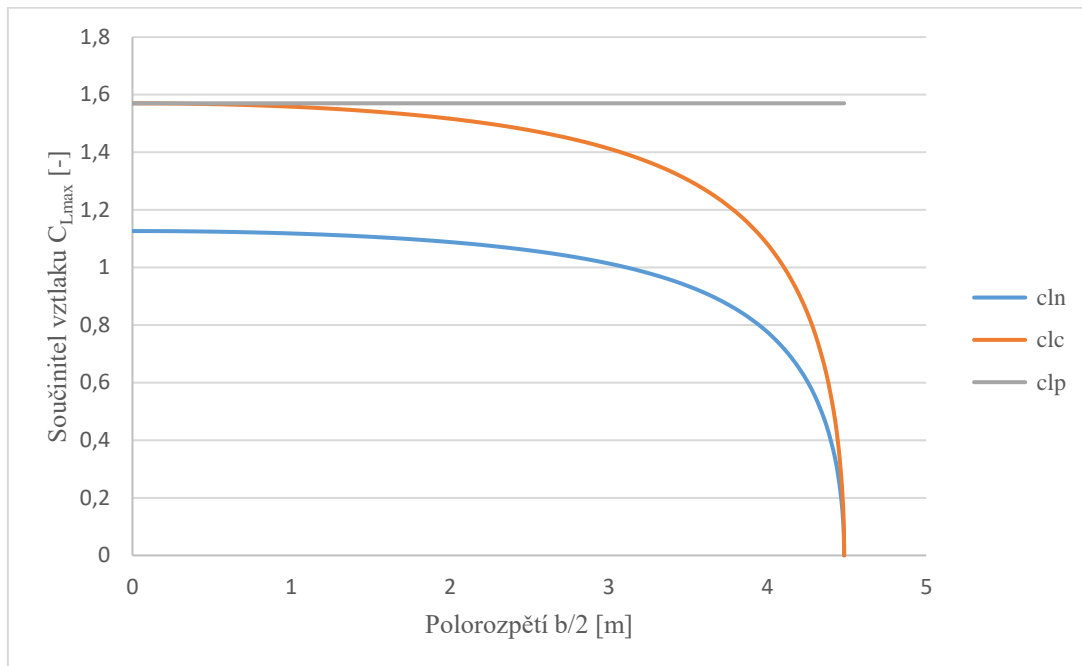
Křídlo, nebo též nosnou plochu, můžeme specifikovat geometrickými vlastnostmi, z nichž některé jsou vypsány v tabulce níže. [56]

Specifikace	Hodnota	Jednotka
Rozpětí	8,966	m
Hloubka SAT, kořenového a koncového profilu	1,524	m
Šířka zakončení křídla	0,33	m
Plocha křídla	13,66	m ²
Max. tloušťka profilu	15	%
Max. prohnutí profilu	4	%
Poloha max. prohnutí profilu vůči hloubce křídla	40	%
Poloha čtvrtinové čáry	0,381	m
Úhel vzepětí	1	°
Štíhlost	5,883	-
Zúžení křídla	1	-



Tab. 3.1 Geometrické vlastnosti křídla [54], [56]

Pro každé křídlo konečného rozpětí platí, že rozložení jeho vztlakové a odporové síly není po celém rozpětí stejné. Za pomoci počítačového programu Glauert III vypočteme pro námi známý součinitel vztlaku profilu $c_{Lmax} = 1,57$ a pro danou geometrii křídla celkový maximální součinitel vztlaku křídla. Ten vychází $c_{Lmax} = 1,3771$. Pokud budeme hledat součinitel vztlaku pro celý letoun, musíme vzít v úvahu negativní vyvažovací vztlak ocasních ploch, případně vztlak vznikající na jiných částech letounu. Hodnota maximálního součinitele vztlaku letounu bude díky vyvažovacímu vztlaku nižší, než pro křídlo samotné.

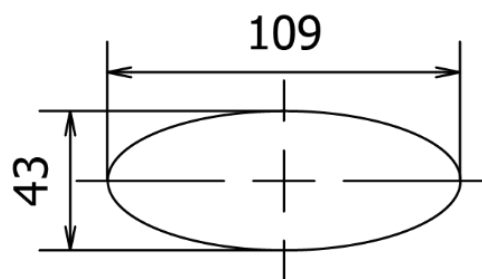


Obr. 3.4 Rozložení vztlaku na křídle dle programu Glauert III

3.2 Vzpěry křídla

Letoun má dvě vzpěry eliptického průřezu, jenž jsou natažené mezi trupem a křídlem. Ty slouží k posílení pevnostních charakteristik křídla a zároveň umožňují lehčí konstrukční řešení křídla. Jejich hlavní nevýhodou je dodatečný odpor, jenž při letu vytvářejí.

Specifikace	Hodnota	Jednotka
Délka	2,998	m
Hloubka	0,109	m
Tloušťka	0,043	m
Čelní sklon	32	°
Boční sklon	67	°
Štíhlost vzpěry	2,53	-



Tab. 3.2 Geometrické vlastnosti vzpěr křídla a jejich průřez [56]



3.3 Trup

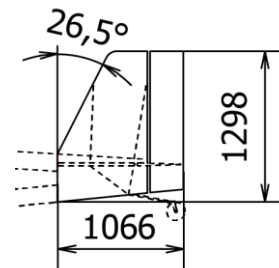
Trup letounu je klasického uspořádání s pohonnou jednotkou umístěnou v přední části a s kokpitem pro dvě osoby. Motorové lože je tvořeno trubkami vyrobenými z chrom-molybdenové oceli a je primárně určené pro montáž motoru Rotax 503 nebo Rotax 582. [56]

Kokpit slouží pro dvě osoby sedící na sedačkách vedle sebe a je prostorově ekvivalentní tomu, jenž se nachází v letounu Cessna 150. Toto uspořádání přináší výhodu zejména v pohodlnosti komunikace obou osob, jenž je bezesporu komfortnější než u uspořádání tandemového. Zároveň má pilot dobrý přehled o chování své posádky. V kokpitu je dostatek místa pro 2 osoby průměrného vzrůstu. Trup je vyroben převážně z hliníku 6061-T6. Čelní a boční skla kabiny jsou vyrobeny z Lexanu. [56]

3.4 Ocasní plochy

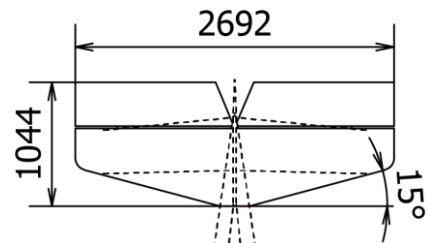
Maverick má klasické koncepční uspořádání ocasních ploch, jenž obsahuje kýlovku, směrové kormidlo, vodorovný stabilizátor a výškové kormidlo. Tvar a pevnost ocasních ploch zaručují především trubky z hliníkové slitiny o průměru 25,4 mm, jenž jsou potaženy plátěným potahem (48 g/m²) značky Poly-fiber. Ocasní plochy jsou vzájemně vyztužené dráty o průměru 6,35 mm, které spojují také vodorovný stabilizátor s trupem letounu. [56]

Specifikace	Hodnota	Jednotka
Výška	1,298	m
Hloubka	1,066	m
Sklon náběžné hrany	26,5	°
Plocha	1,132	m ²
Hloubka kormidla	0,279	m



Tab. 3.3 Charakteristické rozměry Směrové ocasní plochy [56]

Specifikace	Hodnota	Jednotka
Rozpětí	2,692	m
Hloubka	1,044	m
Sklon náběžné hrany	15	°
Plocha	1,491	m ²
Hloubka kormidla	0,368	m



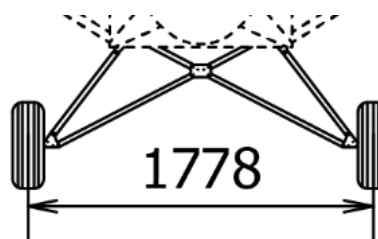
Tab. 3.4 Charakteristické rozměry Vodorovné ocasní plochy [56]



3.5 Přistávací zařízení

Jak již bylo zmíněno, letoun je vybaven přistávacím zařízením se zadním (ostruhovým) kolem. Hlavní podvozkové nohy jsou kruhového průřezu a tvoří rám ve tvaru písmene V. Tlumení zajišťují gumové provazce a brždění kotoučové brzdy. [56]

Specifikace	Hodnota	Jednotka
Rozchod	1,778	m
Výška	0,51	m
Rozvor	4,93	m
Hlavní kola	600-6	"
Ostruhové kolo	8×2	"



Tab. 3.5 Charakteristické rozměry přistávacího zařízení [56]

Dle technického manuálu je letoun v základu vybaven pneumatikami rozměru 600-6. Pneumatiky s tímto označením spadají to kategorie Type III a číselné označení značí jejich šíři a vnitřní průměr v palcích. Podíváme-li se na parametry některého z výrobců, v našem případě firma Goodyear, zjistíme, že takováto pneumatika může mít maximální průměr 44,5 cm, šířku 16 cm a hmotnost 6,7 kg. [17]

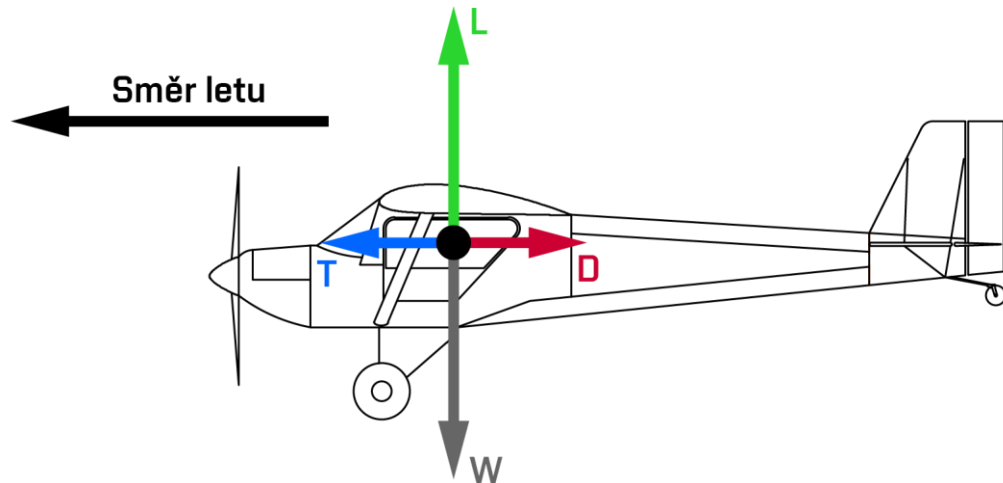
Ostruhové kolo je vybaveno bezdušovou pneumatikou 6x2 Solid značky Goodyear nebo Aero classic o průměru 15 cm, šířce 5 cm a hmotnosti 0,93 kg. [14], [15]



4 Mechanika horizontálního letu

4.1 Horizontální let a rovnice rovnováhy

Mezi jeden z nezákladnějších režimů letu atmosférických letadel patří takzvaný let horizontální. Takovýto let definujeme jako vodorovný let stálým směrem, v konstantní výšce nad rovnou a nepohyblivou zemí. Z kinematického hlediska je tento let přímočarý. [1], [2]



Obr. 4.1 Síly působící na letoun v horizontálním letu

V horizontálním letu platí dvě silové rovnosti [2]:

rovnost tahu a odporu:

$$T = D \quad (4.1)$$

rovnost tíhy a vztlaku:

$$L = W \quad (4.2)$$

Pro každou z těchto sil dále platí [1], [2], [5]:

Tahová síla:

$$T = \frac{\eta \cdot P_M}{v} \quad (4.3)$$

Odporová síla:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (4.4)$$



Tíhová síla:

$$W = \frac{m_{MTOW}}{g} \quad (4.5)$$

Vztlaková síla:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (4.6)$$

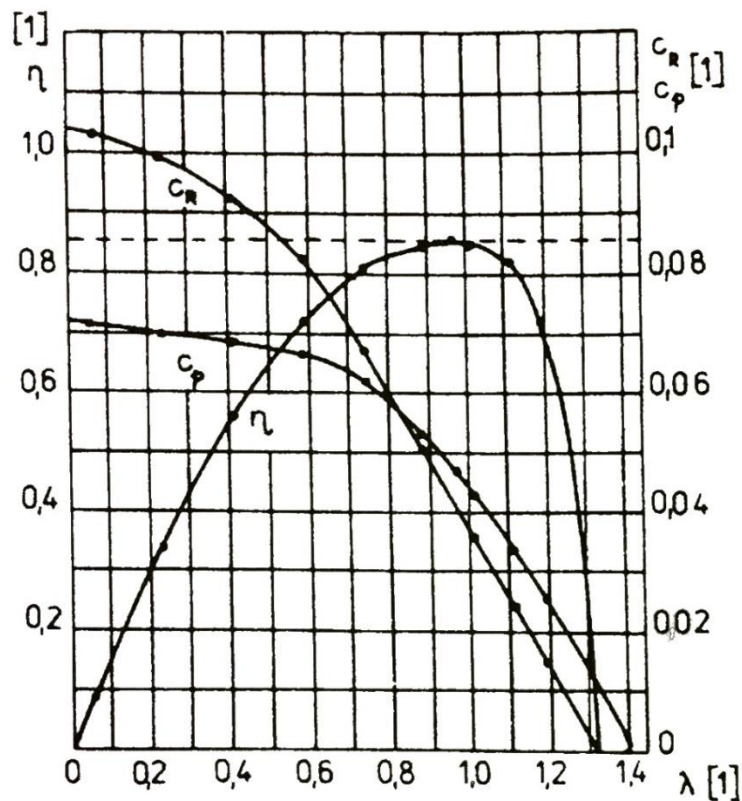


4.2 Účinnost vrtule

Pro výše použitý výpočet tahové síly letounu musíme znát jednu z aerodynamických charakteristik vrtulí - účinnost. Nejvyšší účinnosti dosahuje vrtule za podmínek, pro které byla navrhována. Mezi tyto podmínky se řadí rychlost letu letounu s danou vrtulí, výkon motoru a jeho otáčky. [6]

Pro grafické znázornění slouží křivka účinnosti. Z grafu závislosti účinnosti η na rychlostním poměru λ vyplývá, že nejvyšší účinnost vrtulí se pohybuje kolem 85%. Účinnost 85% je též nejčastěji využívaná hodnota pro výpočty z hlediska letecké praxe. Rychlostní poměr λ je závislý na rychlosti letu, otáčkách a průměru vrtule. [44]

$$\lambda = \frac{v}{n \cdot D} \quad (4.7)$$

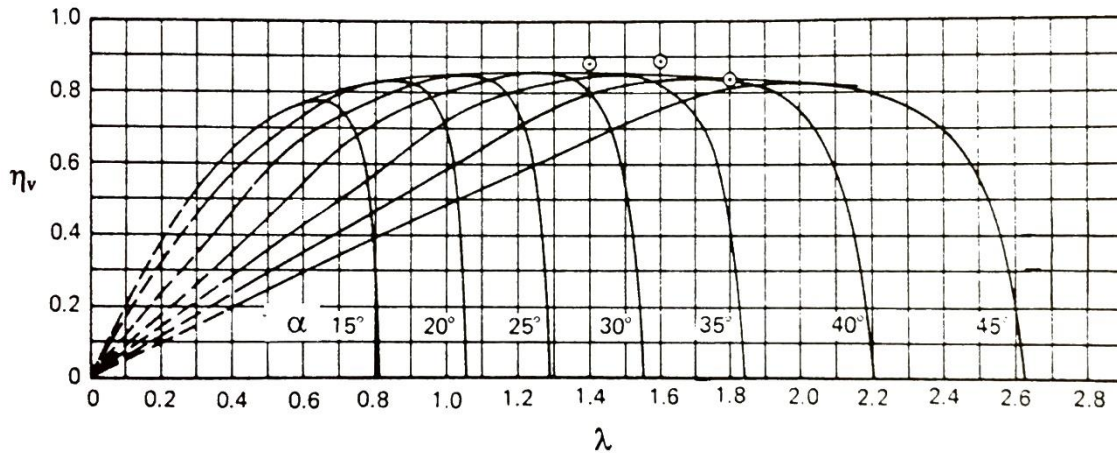


Obr. 4.2 Aerodynamické charakteristiky vrtule [6]

Podíváme-li se na technické parametry letounu Maverick, nalezneme zde vrtuli firmy GSC Systems o průměru 68". V konfiguraci s motorem Rotax 582 nám dle údajů výrobce (viz Příloha 2) vyvstává možnost volby mezi dvoulistými vrtulemi 68x32 pro redukci motoru 2,24:1, 68x38 pro redukci 2,58:1 a 68x46 pro 3,00:1, nebo vrtulemi trojlistými 68x30 pro redukci 2,58:1 a 68x36 pro redukci 3,00:1.



Geometrie vrtulí firmy GSC systems je založena na aerodynamickém profilu Clark-Y. Dle níže uvedeného grafu účinnosti jiné trojlísté vrtule s profilem Clark-Y budeme na základě podobnosti uvažovat pro náš případ též s účinností 85%, je-li optimální nastavení úhlu náběhu vrtulových listů přizpůsobeno na námi zkoumaný horizontální let při cestovní rychlosti. [4]



Obr. 4.3 Závislost účinnosti vrtule s profilem Clark-Y na rychlostním součiniteli a úhlu nastavení [4]

4.3 Výkon pohonné jednotky

Podobně jako účinnost vrtule ovlivňuje celkový tah letounu též výkon motoru. Pro účely této práce vybraný Murphy Maverick je vybaven leteckým motorem Rotax 582 UL. Pro tento dvouválcový, kapalinou chlazený dvoutaktní motor platí maximální výkon 48,47 kW, což pro cestovní let za 75% výkonu znamená 36,35 kW. [56], [71]

4.4 Součinitel vztlaku a odporu

Pro potřeby této práce budeme uvažovat cestovní rychlost, jakožto rychlost při 75% výkonu motoru, jenž je uváděna výrobcem. Veškeré výpočty budou provedeny za podmínek MSA⁷ pro výšku na hladině moře⁸ (viz Příloha 1). Let za cestovní rychlosti definujeme jako horizontální let popsáný v úvodu této kapitoly. Z již zmíněných silových rovnic rovnováhy spočteme velikost sil působících na letoun.

Z první rovnice nám vyplývá, že celková vztlaková a tíhová síla letounu jsou v rovnováze. Jelikož známe celkovou maximální vzletovou hmotnost letounu, vypočítáme sílu tíhovou dle níže uvedeného vztahu.

$$L = W = m_{MTOW} \cdot g = 430,91 \cdot 9,80665 \doteq 4225,8 \text{ N} \quad (4.8)$$

⁷ Mezinárodní standardní atmosféra

⁸ 0 metrů nad mořem



Celkovou vztlakovou sílu letounu stanovíme dle rovnice:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (4.6)$$

Pomocí již vypočítané tíhové síly a silové rovnice $L=W$ vypočítáme celkový součinitel vztlaku letounu C_L . Součinitel vztlaku je bezrozměrný koeficient.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S} = \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S} \quad (4.9)$$

$$C_L = \frac{4225,8}{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 13,66} \doteq 0,3499$$

V druhé silové rovnici se nejdříve zaměříme na tah L . Pro jeho vyčíslení potřebujeme znát hodnotu 75% výkonu motoru, cestovní rychlost a účinnost vrtule. Pro rovnici využitelného tahu tudíž platí následující vztah [5]:

$$T = \frac{\eta \cdot P_M}{v} = \frac{0,85 \cdot 36352,9}{37,9984} \doteq 813,19 \text{ N} \quad (4.3)$$

Ze silové rovnice $T=D$ nám tudíž vyplyne též velikost celkové odporové síly. Pro odporovou sílu platí vztah:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (4.4)$$

Z tohoto vztahu stanovíme koeficient odporu C_D :

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S} = \frac{T}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S} \quad (4.10)$$

$$C_D = \frac{813,19}{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 13,66} \doteq 0,067$$



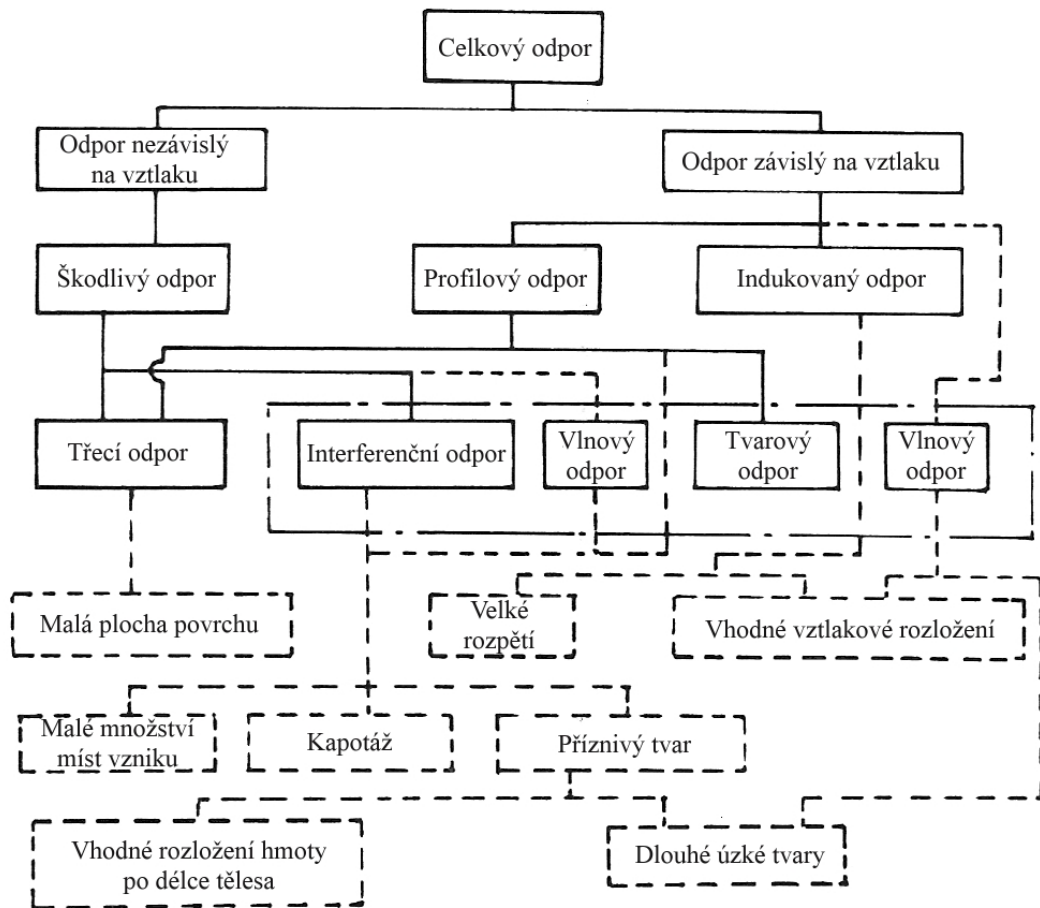


5 Celkový odpor letounu, druhy odporů a jejich vliv na letové výkony

Aerodynamický odpor a všechny jeho druhy jsou pro výkony letounu nežádoucí a tudíž škodlivé. Jako takové je nelze nikdy u letounu odstranit. Úkolem je však snažit se jej pro všechny části letounu a tudíž letoun jako celek snížit na maximálně možné minimum. [1]

Finální odpor spočteme jako součet všech druhů odporu na všech dílčích částech letounu. Celkovou odporovou sílu pak vyjádříme jako:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (4.4)$$



Obr. 5.1 Schéma rozdělení druhů odporů a možnosti jejich snížení (čárkované buňky) [9]



Murphy Maverick je letoun létající pouze v podzvukovém režimu⁹ a proto nebudeme brát v úvahu vlnový odpor. Celkový součinitel odporu budeme uvažovat jako součet odporu profilového, indukovaného a škodlivého [9]:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} + C_{D\check{s}} \quad (5.1)$$

Rozčleníme-li letoun na jeho jednotlivé části, dostáváme pak vztah [11]:

$$C_D = C_{Dwing} + C_{Dfus} + C_{Demp} + C_{Dnp} + C_{Dflap} + C_{Dgear} + C_{Dcw} + C_{Dstore} + C_{Dtrim} + C_{Dint} + C_{Dmisc} \quad (5.2)$$

kde:

C_{Dwing} = součinitel odporu křídla

C_{Dfus} = součinitel odporu trupu

C_{Demp} = součinitel odporu ocasních ploch

C_{Dnp} = součinitel odporu gondol včetně odporu od chladících systémů

C_{Dflap} = součinitel odporu klapek

C_{Dgear} = součinitel odporu přistávacího zařízení

C_{Dcw} = součinitel odporu kabiny či čelního štítu

C_{Dstore} = součinitel odporu přídavné výstroje letounu

C_{Dtrim} = součinitel vyvažovacího odporu

C_{Dint} = součinitel interferenčního odporu

C_{Dmisc} = součinitel smíšeného zbytkového odporu

Pro letouny kategorie STOL reprezentující Murphy Maverick a letouny jemu koncepčně podobné obecně platí, že jejich celkový odpor je vyšší v porovnání s ostatními SLZ podobné hmotnostní kategorie. Pojdme si nyní udělat základní přehled o druzích odporu vytvářejících se na letounech. [1]

⁹ Režim letu v rozmezí 0 až 0,6 Machova čísla [11]



5.1 Škodlivý odpor

Škodlivý odpor nebo též odpor parazitický či odpor za nulového vztlaku¹⁰ vytváří všechny části letounu, kolem nichž obtéká za letu vzduch. Škodlivý odpor dělíme následovně [18]:

- odpor třecí, nebo též povrchový
- odpor interferenční
- (odpor vlnový)

Matematicky vyjádříme součinitel škodlivého odporu jakožto součet odporu třecího, interferenčního a vlnového:

$$C_{D0} = C_{Df} + C_{Dint} + (C_{Dwave}) \quad (5.3)$$

5.2 Profilový odpor

Profilový odpor členíme na odpor třecí, tvarový a vlnový:

$$C_{Dp} = C_{Df} + C_{form} + (C_{Dwave}) \quad (5.4)$$

5.3 Třecí odpor

Třecí nebo též povrchový odpor vzniká při obtékání tělesa v tzv. mezní vrstvě. Vzduch je v této tenké vrstvě díky své viskozitě ovlivňován povrchem tělesa a vytváří se zde viskózní odpor. Charakter proudění molekul vzduchu v této mezní vrstvě záleží na hodnotě Reynoldsova čísla. Proudění rozdělujeme dle jeho charakteru na laminární a turbulentní. [11]

5.4 Tvarový odpor

Tvarový nebo také tlakový odpor je způsoben tím, že částice na čelních plochách těles jsou více stlačovány než částice na plochách zadních. Díky tomu se vrstvy vzduchu začínají odtrhávat a vířit. Začíná-li docházet k víření vzduchu kolem povrchu tělesa, přechází proudění z laminárního do turbulentního. [63]

¹⁰ *anglicky tzv. Zero-lift drag*



5.5 Interferenční odpor

K vzniku interferenčního odporu dochází na rozhraní dvou a více částí letounu, které se vzájemně aerodynamicky ovlivňují. Typickým příkladem jsou přechody mezi trupem a křídlem, trupem a podvozkovými nohami, apod. Čím ostřejší je úhel, jenž spolu dvě části letounu svírají, tím větší je i jejich interferenční odpor. Tvar ideálních přechodů se dá nejlépe určit testováním v aerodynamickém tunelu. [1]

5.6 Indukovaný odpor

Důsledkem trojrozměrného obtékání vzduchu dochází na konci křídel a všech ostatních částech letounu, které vytvářejí vzlak, ke vzniku odporu kvůli vzlaku¹¹, neboli indukovanému odporu. Na jejich konci dochází k proudění vzduchu z části přetlaku do části podtlaku, díky čemuž vzniká tzv. koncový vír, ve kterém se indukují rychlosti v_i . Indukovaný odpor je přímo úměrný druhé mocnině součinitele vzlaku a je též ovlivněn tvarem křídla, jeho štíhlostí a typem zakončení křídla. [52], [77]

Velikost indukovaného odporu je dána vztahem:

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Di} \quad (5.5)$$

Koeficient indukovaného odporu C_{Di} pak matematicky vyjádříme tvarem [34]:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot \lambda} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \delta) \quad (5.6)$$

Písmenem e je označeno tzv. Oswaldovo číslo účinnosti, jenž je pro křídlo eliptického tvaru rovno jedné a pro křídla tvarů jiných $e < 1$. Písmenem δ je označen Glauertův opravný součinitel. Ten je pro křídlo eliptického tvaru roven 0 a pro křídla ostatní $\delta > 0$. Písmenem λ je značena štíhlost křídla.

¹¹ anglicky tzv. *Drag due to lift*

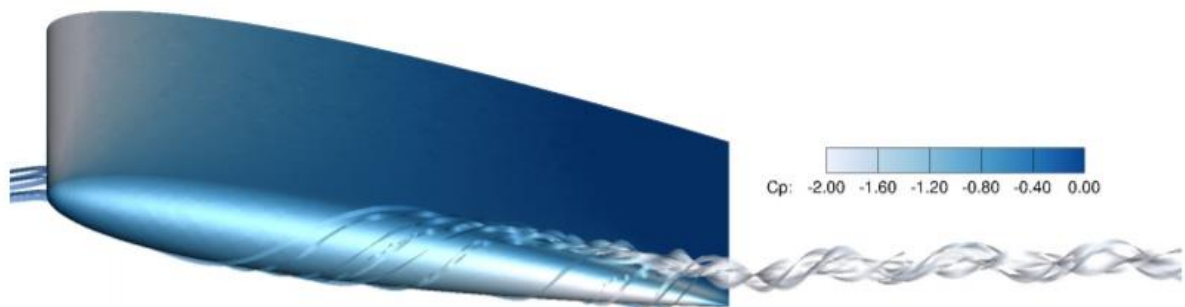


Obr. 5.2 Indukované víry letounu Boeing 757 [76]

Nejnižší indukovaný odpor vzniká na křídle eliptickém, největší naopak na obdélníkovém. Kvůli odtrhávání proudu po celé délce eliptického křídla ve stejnou dobu, což způsobuje horší ovladatelnost, a také díky jeho složitější výrobě se příliš tento tvar nepoužívá. Naopak křídlo obdélníkové je z hlediska vyrobitelnosti variantou nejjednodušší. K počátku odtrhávání proudu vzduchu dochází nejprve ve středu křídla, což zaručuje dobrou ovladatelnost a přívětivost letových vlastností letounu s ohledem na pilota.

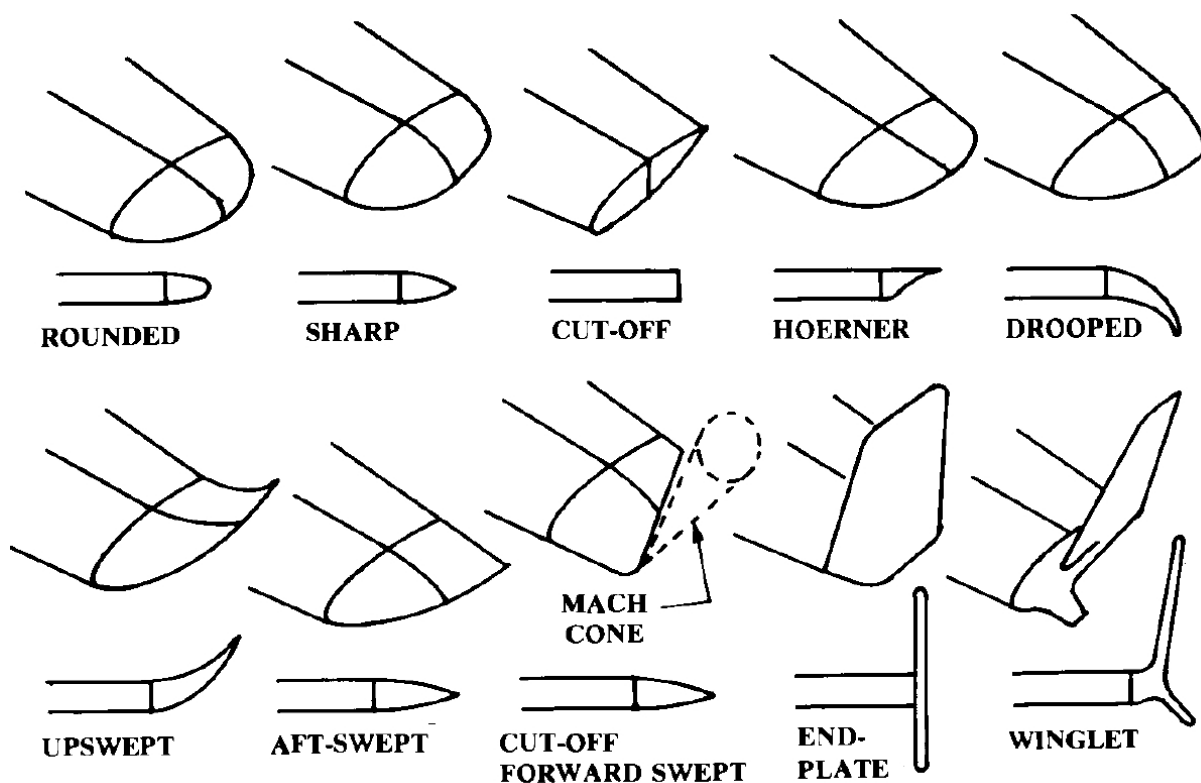
I proto se v kategorii STOL letounů používají převážně křídla obdélníková, případně lichoběžníková nebo křídla složená z kombinace dvou předchozích.

Pro štíhlost křídla platí, že čím je větší, tím je menší indukovaný odpor křídla.



Obr. 5.3. Vizualizace indukovaného víru na křídle s profilem NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$ [46]

Co se zakončení křídel týče, existuje mnoho tvarových možností. Některé z nich lze nalézt na obrázku níže. Jejich využití záleží na typu letounu, pro které jsou určeny, na složitosti a ceně výroby a především na jejich aerodynamických vlastnostech, mezi něž patří především schopnost snížení aerodynamického odporu a zvýšení vztlaku.



Obr. 5.4 Některé druhy zakončení křídel [10]

Další možnou variantou jsou tzv. winglety. Jedná se o malé pomocné plochy na konci křídel, jež usměrňují indukované víry, což vede ke zmenšení indukovaného odporu. Winglety jsou nejvíce používány u velkých letadel v civilní dopravě. Typickým příkladem může být tzv. Blended winglet, jehož účinností letouny ušetří 4-6 % paliva oproti křídům bez wingletů. [83]

Velkou kategorií letounů využívajících winglety jsou též kluzáky. V obrovské konkurenci soutěžního plachtaření se jakákoliv sebemenší výhoda počítá, a tak i přes to, že účinnost wingletů na křídlech větroňů není nijak extrémně vysoká, těší se velké oblibě.

Winglet, jakožto přidaný element, produkuje též odpor škodlivý. V některých případech může být větší než velikost snížení odporu indukovaného, což vede k bezpředmětnosti jeho využití.



6 Vyhodnocení vlivu některých částí letounu Murphy Maverick na jeho aerodynamický odpor

6.1 Odpor křídla

6.1.1 Škodlivý odpor křídla

Tvar křídla, hloubka a tloušťka profilu přímo ovlivňují i jeho škodlivý odpor. Možným zlepšením cestovní rychlosti letounu by tudíž byl výběr jiného profilu s menším odporem, který by zároveň ale stále splňoval letové vlastnosti potřebné pro letoun kategorie STOL. Změna navíc radikálně zasahuje do konstrukce a výroby křídla a též vyžaduje jeho opětovnou certifikaci. Pro účely této práce jí nebudeme uvažovat a zaměříme se spíše na změny dílčí. Na křídle vzniká též indukovaný odpor. V následující kapitole, jež se mu věnuje, však s ohledem na druhy zakončení zohledníme i odpor škodlivý.

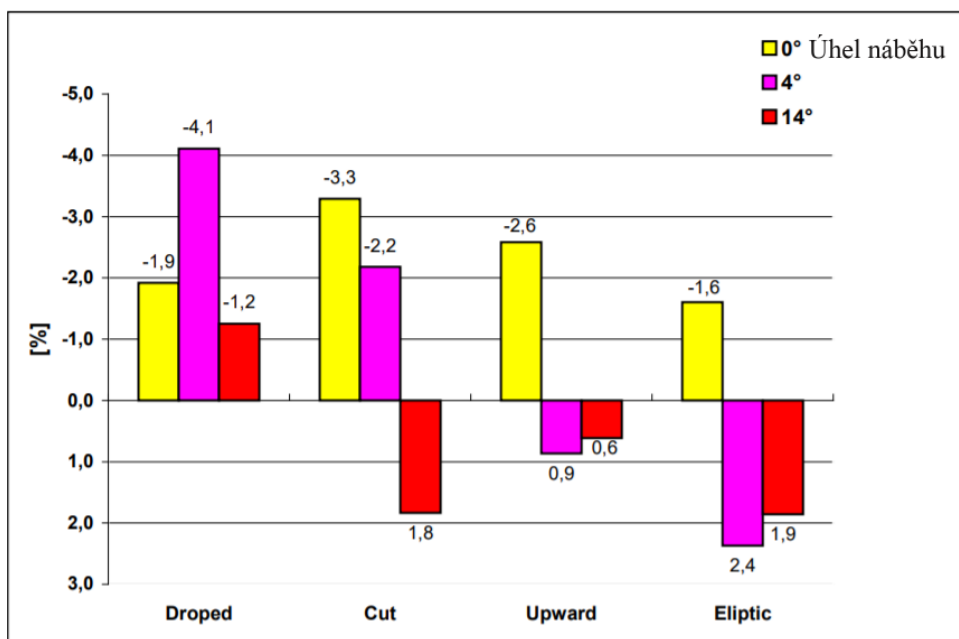
6.1.2 Indukovaný odpor křídla

Jak již bylo řečeno, na konci každého křídla v letu se vytváří indukovaný vír, mající za následek vznik indukovaného odporu. K jeho zmenšení a odklonění využívá Maverick takzvaného Hoernerova zakončení. Hoernerovo zakončení je z hlediska vyrobitelnosti poměrně jednoduchou variantou a i proto je často na letounech kategorie STOL využíváno. Oproti křídlu s useknutým či oblým zakončením, odvádí indukovaný vír mimo křídlo, čímž snižuje indukovaný odpor a zvětšuje efektivní rozpětí o 10 až 20 cm. [19]

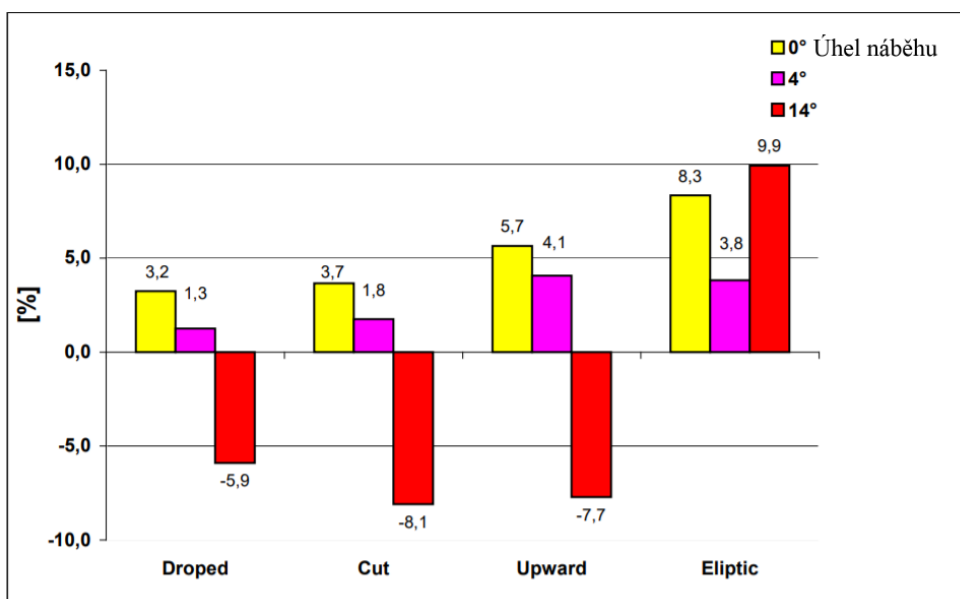
Typické certifikované Hoernerovo zakončení letounů typu Cessna 140 až Cessna 210 přináší výhody [27], [33]:

- Zvýšení cestovní rychlosti o 4,8 - 9,7 km/h
- Zvýšení rychlosti stoupání o 0,4 - 0,5 m/s
- Zvýšení stability pomocí pozitivnější kontroly křidélek
- Snížení pádové rychlosti o 6,4 - 8 km/h
- Zkrácení vzletové vzdálenosti

Porovnáním některých druhů zakončení se zabývá zdroj [86]. V něm nalezneme variantu s označením „Cut“, jenž je ve své podstatě zakončení Hoernerovo. Úhel náběhu křídla letounu Maverick je při horizontálním cestovním letu $0,93^\circ$, pro hodnoty z grafů budeme tudíž počítat s nejbližším uvedeným úhlem náběhu, jímž je 0° .



Obr. 6.1 Přírůstek součinitele odporu některých druhů zakončení vůči zaoblené variantě [86]



Obr. 6.2 Přírůstek součinitele vztlaku některých druhů zakončení vůči zaoblené variantě [86]



Jak můžeme vidět v grafu pro součinitele odporu, jako nejvýhodnější varianta vychází pro 0° původní Hoernerovo zakončení. Jeho součinitel indukovaného odporu je ale pouze o 1,4% nižší, než u varianty Dropped, což je v kontextu celkového odporu letounu rozdíl pouze o jednu desetinu procenta. Změna cestovní rychlosti by byla tudíž téměř nezatelná. Naopak však varianta Dropped jako jediná snižuje odpor při vysokých úhlech náběhu a též má pro tyto úhly (v případě grafu 14°) vyšší součinitel vztlaku než varianta Hoernerova. Pro inovovaný letoun navrhne jako zakončení variantu Dropped, jelikož má pro velké úhly náběhu, které jsou typické pro vzlet a přistání, příznivější vliv, zatímco její vliv na změnu cestovní rychlosti je zanedbatelný.

Dle programu Glauert III je pro křídlo Glauertův opravný součinitel $\delta = 0,0521$.

Výsledná složka indukovaného odporu při cestovním letu je tudíž [32]:

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Di} \quad (5.5)$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot \lambda} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \delta) \quad (5.6)$$

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 13,66 \cdot 0,00697 \doteq 84,16 \text{ N}$$

Zdobinský [86] uvádí, že součinitel odporu zakončení křídla Hoernerova typu je o 3,3% menší než u zaoblené varianty Rounded, jenž je využita jako referenční tvar ke grafům výše. Pro zjednodušení uvažujme, že námi vypočtený C_{Di} za pomoci δ z programu Glauert III odpovídá referenční variantě.

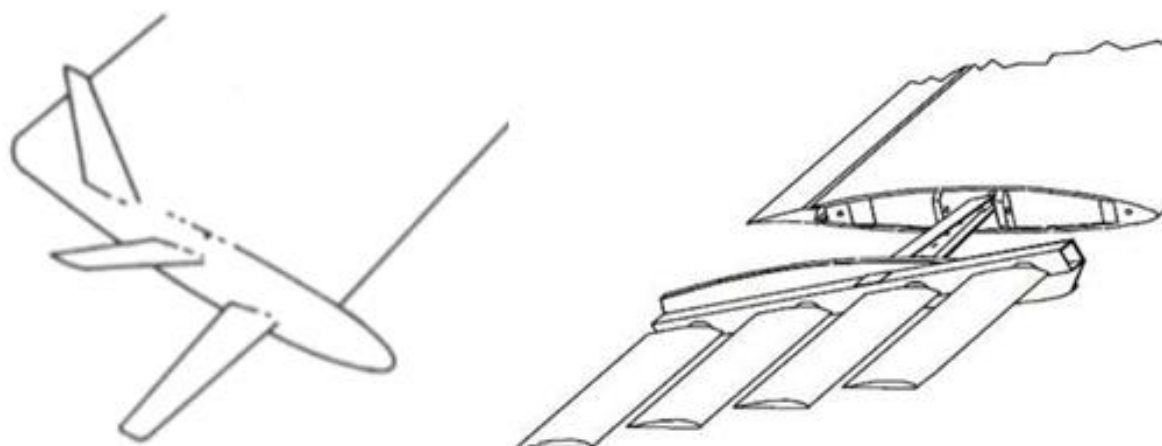
Pro indukovaný odpor původního letounu tak platí:

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 13,66 \cdot (0,00697 \cdot 0,967) \doteq 81,39 \text{ N}$$

A pro indukovaný odpor inovovaného letounu se zakončením Dropped platí:

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 13,66 \cdot (0,00674 \cdot 1,014) \doteq 82,52 \text{ N}$$

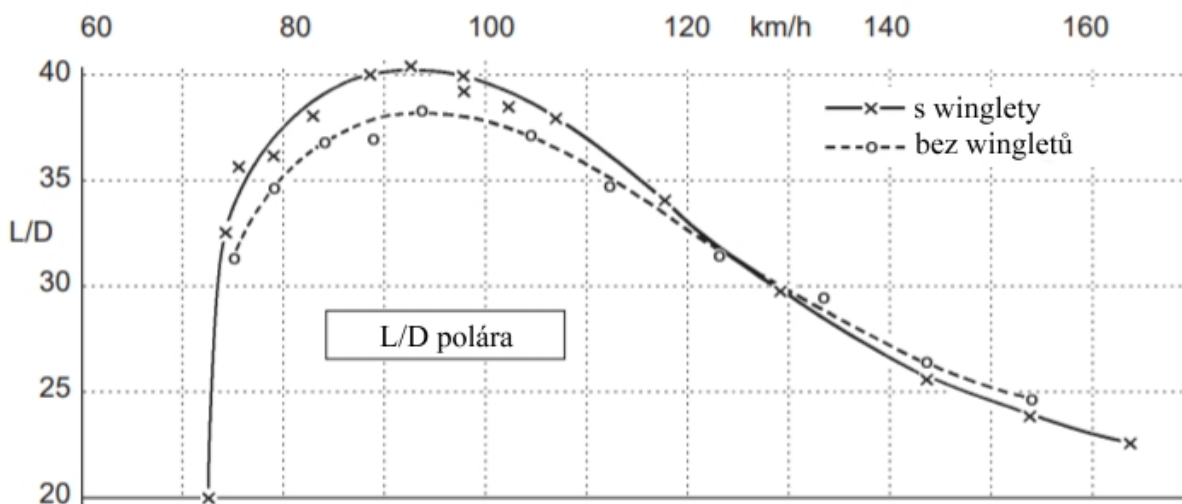
Mezi další, ne zcela známé a využívané, typy zakončení patří tzv. Wing grids a Tip sails. Inspirací při vzniku Tip sails byla křídla ptáků. Podobně jako letky u ptáků jsou v případě Tip sails na konci křídla umístěné plošky vyčnívající do strany. Díky jejich vhodnému umístění vzniká aerodynamická vztlaková síla, jejíž složka působí ve směru letu. Při použití tří plošek, došlo dle testu k poklesu indukovaného odporu o 28%. Avšak Tip sails nejsou příliš vhodné pro vyšší rychlosti letu a při nižších koeficientech vztlaku narůstá jejich škodlivý odpor. Jsou proto vhodně spíše pro pomalejší letouny, které tyto vlastnosti ocení např. při vzletech a přistáních. [77]



Obr. 6.3 Zakončení křídla typu Tip Sails a Wing grids [35], [23]

Wing grids lze popsat jako soustavu několika malých křídel umístěných rovnoběžně v určité vzdálenosti za sebou, přičemž všechny mají jiný úhel náběhu oproti křídlu hlavnímu. V závislosti na jejich tvaru a proudění je možné snížit součinitel indukovaného odporu o 60% a celkového odporu o 50% oproti variantě bez Wing grids. Zároveň toto zakončení při zachování stejného rozpětí křídla zvyšuje 2 až 3 krát součinitel vztlaku. Jejich nevýhodou je složitost výroby a jejich optimální funkčnost jen v některých letových fázích. [61], [77]

Podívejme se nyní na již zmíněné winglety. Z níže uvedeného grafu využití wingletů na kluzáku ASW-19 je zřetelné, že jeho závislost L/D při rychlosti kolem 125 km/h začíná být srovnatelná a s dalším příbytkem rychlosti se zhoršuje oproti křídlu bez wingletu. To je dáno mimo jiné i faktem, že s rostoucí rychlostí se velikost indukovaného odporu snižuje, zatímco odpor škodlivý narůstá. S ohledem na tyto faktory se winglet pro námi uvažovanou cestovní rychlost Mavericku s velkou pravděpodobností nevyplatí. [50]



Obr. 6.4 Porovnání závislosti L/D na rychlosti kluzáku ASW-19 s a bez wingletu [50]



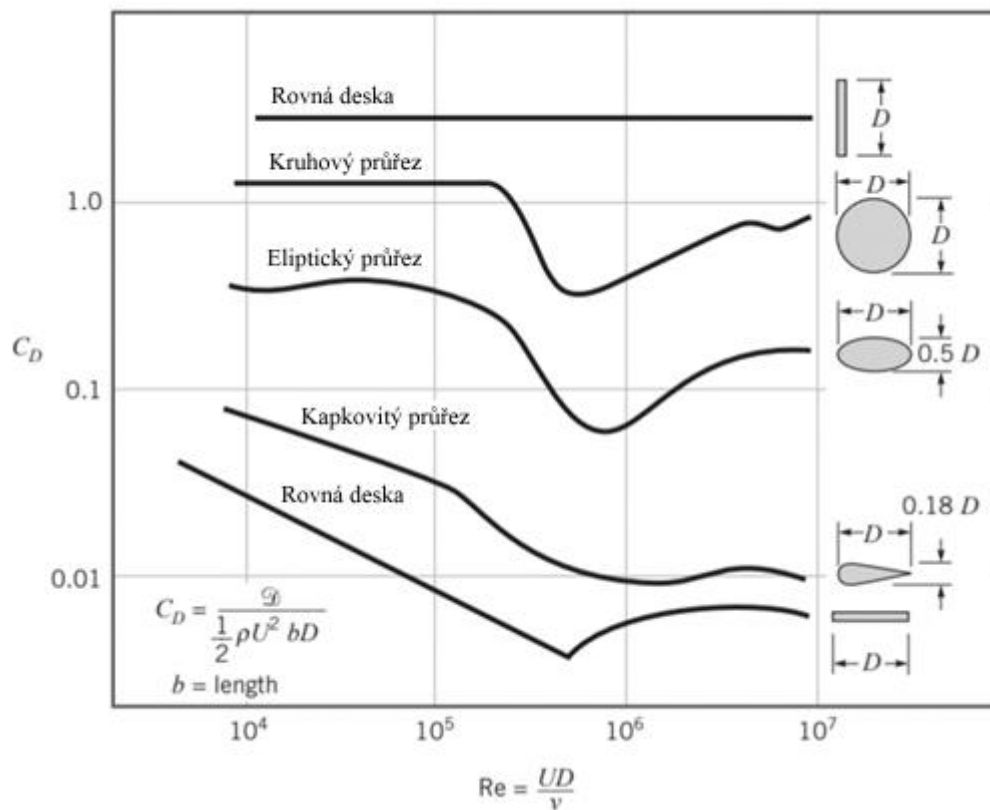
I přes to, že Hoernerovo zakončení křídla je variantou poměrně účinnou, naskýtá se nám několik jiných variant zmenšení indukovaného odporu při cestovním letu. Pro relevantní údaje o snížení odporu při cestovní rychlosti oproti původní variantě Hoernerova zakončení, bychom však museli využít praktického testování v aerodynamickém tunelu, nebo alespoň v některém počítačovém CFD softwaru. Jako výhodnější variantu zvolíme pro inovovaný letoun zakončení typu Dropped, které nepřináší výhody pro let při cestovní rychlosti, ale zlepšuje letové výkony při vzletu a přistání.





6.2 Odpor vzpěr křídla

Hornoplošné uspořádání letounu Murphy Maverick je pevnostně řešeno dvěma vzpěrami vedoucími ze spodní strany křídla na trup. Nejlepším možným řešením z pohledu odporu by bylo křídlo samonosné, beze vzpěr. Toto řešení můžeme najít například u Cessny 177 Cardinal. S tímto řešením bychom však museli změnit konstrukci křídla a došlo by k nárůstu jeho hmotnosti, jenž by negativně ovlivnila letové vlastnosti nejen při vzletu a přistání. Vynecháme-li tuto variantu, naskytá se nám možnost úpravy tvaru vzpěr. Původní eliptický průřez změňme za jiný, aerodynamicky výhodnější. Takovým průřezem je například tvar kapkovitý. Tvar vzpěry samozřejmě ovlivňuje též její pevnostní vlastnosti. Někdy jsou vzpěry řešeny například též jako trubky s kapotáží příslušného tvaru. Takový případ lze vidět u Rebelu na Obr. 6.7. Jelikož pevnostní rozbor není součástí této práce, budeme uvažovat s ekvivalentními pevnostními vlastnosti obou vzpěr.



Obr. 6.5 Součinitel odporu některých tvarů průřezu v závislosti na Re [7]



Pro výpočet odporu původních vzpěr použijeme vztah:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (4.4)$$

kde pro součinitel C_D použijeme hodnotu pro Reynoldsovo číslo přibližně 280 000. Námí zvolenou vzpěru štíhlosti 2,5 budeme pro součinitel uvažovat se štíhlostí 2 a její součinitel odečteme z grafu níže jako $C_D = 0,3$. Výsledná hodnota odporové síly při cestovním letu se pak rovná:

$$D = 2 \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 0,1295 \cdot 0,3 \right) \doteq 68,7 \text{ N}$$

Pro průřez kapkovitý vezmeme dle zdroje [39] v úvahu součinitel 0,07 pro referenční $Re = 170\,000$ a štíhlost 3. Pro celkový odpor vzpěr při cestovním letu tudíž platí:

$$D = 2 \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 0,1295 \cdot 0,07 \right) \doteq 16 \text{ N}$$

Původní vzpěry vytváří při cestovní rychlosti odpor 68,7 N tvořící přibližně 8,5% celkového odporu letounu. Pro vzpěry kapkovitého průřezu pak může dojít ke zlepšení o 77% což je s ohledem na celkový odpor letounu při pouhé změně vzpěr 16 N, jenž tvoří 2,1% z celkových 760,3 N odporu letounu.



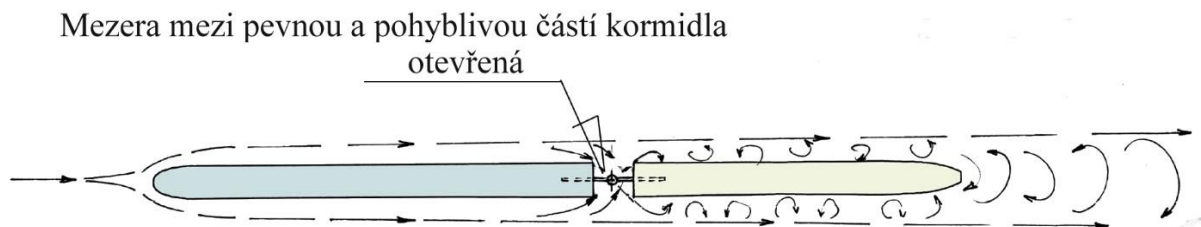
6.3 Odpor trupu

Celkový odpor trupu spočteme jakožto součet odporu třecího a tvarového. Odpor tvarový přímo závisí na tvaru trupu, délce a jeho průměru. Odpor třecí záleží především na kvalitě, členitosti povrchu trupu a jeho omočené ploše¹². Změna těchto parametrů přímo ovlivňuje vnitřní stavbu trupu, tudíž i výrobní proces a mimo to také další aerodynamické charakteristiky, či v neposlední řadě certifikaci trupu. Pro účely této práce nebudeme jeho změnu z těchto důvodů uvažovat. [10]

6.4 Odpor ocasních ploch

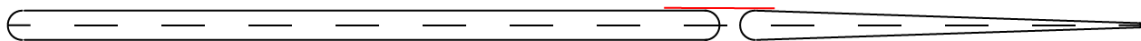
Hlavní funkcí ocasních ploch je momentové vyvážení letounu a jeho ovladatelnost. Logickým snížením jejich odporu by se mohlo zdát jejich zmenšení. S ohledem na tyto skutečnosti však v této práci velikosti a tvar ploch měnit nebudeme a zaměříme se na jiné možnosti snížení odporu.

Jak již bylo zmíněno, OP jsou tvořeny trubkami o průměru 25,4 mm a jsou potaženy plátěným potahem. Z tohoto důvodu nemají příliš vhodný aerodynamický profil. Navíc mezi pevnou a pohyblivou částí jsou OP přerušeny podélnou mezerou širokou 20,32 mm.



Obr. 6.6 Otevřená mezera mezi pevnou a pohyblivou částí OP [45]

Tyto mezery je možné oboustranně utěsnit ohebnými krycími páskami, které se přilepí k pevné části OP a na straně kormidel zůstane volná.

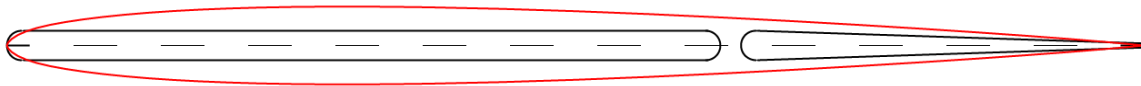


Obr. 6.7 Oboustranně utěsněná mezera VOP Mavericku pomocí ohebné krycí pásky

¹² Omočenou plochou rozumíme plochu vzduchu přicházející při proudění do styku s tělesem



Další možnou variantou snížení odporu by bylo zvolení jiného profilu OP. Tento krok však opět představuje nutnost konstrukčních změn OP, z čehož plyne změna hmotnosti a též nutnost jejich opětovné certifikace. Konstrukční změnou OP bychom mohli dospět též k odstranění lan napnutých mezi OP navzájem a mezi VOP a trupem. Tím by došlo k odstranění odporu, jenž tato lana za letu vytvářejí.



Obr. 6.8 Průřez VOP Mavericku v porovnání s profilem NACA 0009 využívaným na OP letounu Cessna 172 ($t/c = 7,5$) [60]

6.5 Odpor přístávacího zařízení

Tříprutové hlavní přístávací zařízení je tvořené kovovými profily ve tvaru písmene V. Tlumení zajišťuje pravděpodobně nejjednodušší možná varianta, kterou jsou gumové provazce. Pruty vedoucí od boční hrany trupu ke kolu jsou vzájemně spojeny krytem a na prutu, jenž vede od kola ke spodní části trupu je umístěno zmíněné tlumení. Takovéto podvozkové uspořádání můžeme dle zdroje [3] považovat za typ A. Pro něj platí $\Delta C_{DS} = 1,112$ a jeho celkový odpor včetně pneumatik vyjádříme pro cestovní rychlost [3]:

$$\Delta C_{DSgear} = \frac{d \cdot w}{S} \cdot \Delta C_{DS} \quad (6.1)$$

$$\Delta C_{DSgear} = \frac{0,1524 \cdot 0,0508}{13,66} \cdot 1,112 \doteq 0,0058$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{DSgear} \quad (6.2)$$

$$D_{gear} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 13,66 \cdot 0,0058 \doteq 69,95 \text{ N}$$

Chceme-li podvozek nahradit aerodynamicky výhodnějším, můžeme použít tzv. pružinovou nohu. [5] Ta je v kategorii Bush plane letounů hojně využívána a nalezneme jí např. na letounech Cessna, Xcub, Maule apod. Vzhledem v jejímu využití na některých vyrobených kusech letounu Murphy Rebel, jenž je ze 40% složen ze stejných součástí a byl předlohou pro Mavericka, můžeme odhadnout, že montáž tohoto typu podvozku je z konstrukčního hlediska proveditelná. [56] Pro podvozek z pružinových nohou využijeme typového podvozku J1 [3] s $\Delta C_{DS} = 0,615$ pro jehož odpor při cestovní rychlosti platí [3]:



$$\Delta C_{DSgear} = \frac{d \cdot w}{S} \cdot \Delta C_{DS} \quad (6.1)$$

$$\Delta C_{DSgear} = \frac{0,1524 \cdot 0,0508}{13,66} \cdot 0,615 \doteq 0,0032$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{DSgear} \quad (6.2)$$

$$D_{gear} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 13,66 \cdot 0,0032 \doteq 38,7 \text{ N}$$

Změnou hlavního podvozku získáváme o 45% menší odpor, jenž vzhledem k celkovému odporu letounu činí 4%. To je o více než polovinu méně oproti 8,6% odporu podvozku původního.



Obr. 6.9 (zleva) Podvozkové zařízení *Mavericka* s gumovými provazci a *Rebela* ve verzi s pružinovými nohami [53], [37]

Pro výpočet odporu pneumatik hlavního přistávacího zařízení použijeme níže uvedený vztah. Hodnota tvarového koeficientu ΔC_{DS} stanovíme na 0,23 pro pneumatiky typu C. [3]

Pro odpor obou hlavních pneumatik platí při cestovní rychlosti [3]:

$$\Delta C_{DStires} = 2 \cdot \left(\frac{d \cdot w}{S} \cdot \Delta C_{DS} \right) \quad (6.3)$$



$$\Delta C_{DStires} = 2 \cdot \left(\frac{0,4445 \cdot 0,2223}{13,66} \cdot 0,23 \right) \doteq 0,0024$$

$$D_{tires} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{DStires} \quad (6.4)$$

$$D_{tires} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 13,66 \cdot 0,0024 \doteq 28,94 \text{ N}$$

Obdobně bychom spočetli odpor pneumatiky ostruhového kola při zvolení součinitele odporu $\Delta C_{DS} = 0,25$ pro typ B [3].

Součinitel odporu pneumatik lze snížit jejich výměnou za pneumatiky menší. Toto řešení však není příliš vhodné s ohledem na nerovné povrchy vzletových a přistávacích drah, z nichž je letoun běžně schopen operovat.

Další možností je kapotáž kol tzv. botičkami. Při jejich teoretické instalaci na hlavní podvozková kola dojde při cestovní rychlosti ke snížení odporu. Pro botičky zvolíme $\Delta C_{Dshoes} = 0,14$ [3]:

$$\Delta C_{DSshoes} = 2 \cdot \left(\frac{d \cdot w}{S} \cdot \Delta C_{DS} \right) \quad (6.5)$$

$$\Delta C_{DSshoes} = 2 \cdot \left(\frac{0,4445 \cdot 0,2223}{13,66} \cdot 0,14 \right) \doteq 0,0015$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Dshoes} \quad (6.6)$$

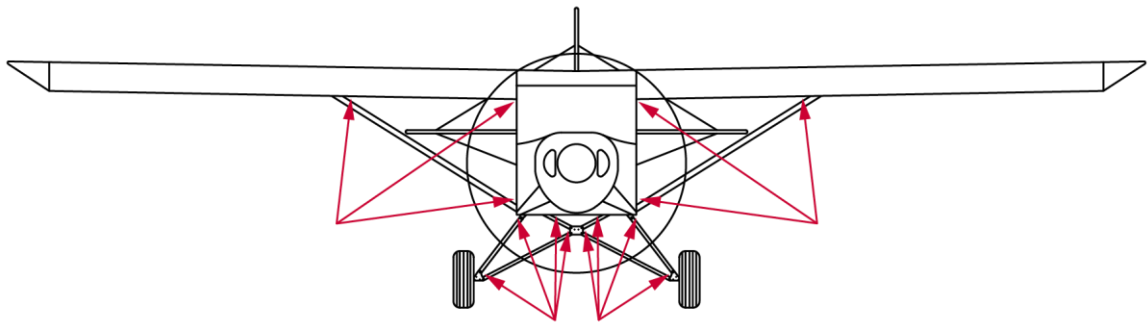
$$D_{shoes} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 37,9984^2 \cdot 13,66 \cdot 0,0015 \doteq 17,6 \text{ N}$$

Při provozování letounu z nerovných přírodních drah může u standardních botiček dojít k jejich poškození. Proto se na letounech kategorie STOL příliš nevyužívají.



6.6 Interferenční odpor letounu

I díky hornoplošnému uspořádání s křídlem se vzpěrou, a přistávacímu zařízení ve tvaru písmene V, vzniká na letounu Murphy Maverick více míst vytvářejících interferenční odpor, než je na letounech stejné váhové kategorie typické. Tyto přechody mezi různými částmi letounu bohužel nejsou s ohledem na interferenční odpor nikterak aerodynamicky přizpůsobeny.



Obr. 6.10 Místa vzniku interferenčního odporu

Pro snížení interferenčního odporu v těchto místech se nabízí jejich aerodynamická kapotáž. Optimální tvar takovýchto přechodů se nejlépe určí testováním v aerodynamickém tunelu. Tyto přechody lze vyrábět z různých druhů materiálu. Mezi nejvíce využívané patří přechody z kompozitních materiálů a lehkých hliníkových slitin.



Obr. 6.9 Kompozitové kryty přechodů podvozek-trupu a vzpěra-trupu letounu Xcub [84]

Kromě míst uvedených na obrázku 6.8 vzniká interferenční odpor též na ocasných plochách v místě přechodů trupu s VOP a trupu se SOP. Interferenční odpor vzniká také u těles, jež jsou umístěné v blízké vzdálenosti za sebou tak, že proudění ovlivněné prvním tělesem ovlivňuje těleso druhé jinak než by tomu bylo bez existence tělesa prvního. Takovým případem jsou u Mavericku dráty umístěné na OP, kde první drát ovlivňuje proudění na drátu druhém.



Obr. 6.10 Kryt z hliníkové slitiny na přechodech OP-trup letounu Sonaca 200 [20]

Celkový součinitel interferenčního odporu závisí na četnosti míst jeho vzniku, na tvaru interferujících částí letounu a na tvarech kapotovaných přechodů. Z důvodu velké tvarové různorodosti jej nelze spočítat žádným elementárním vztahem, jenž by byl relevantní pro všechna místa, na kterých se vytváří. S ohledem na celkový odpor letounu je prostor pro zlepšení interferenčního odporu v řádech jednotek či desetin procent a pro optimalizaci jeho snížení je nejlepší využít aerodynamického tunelu.



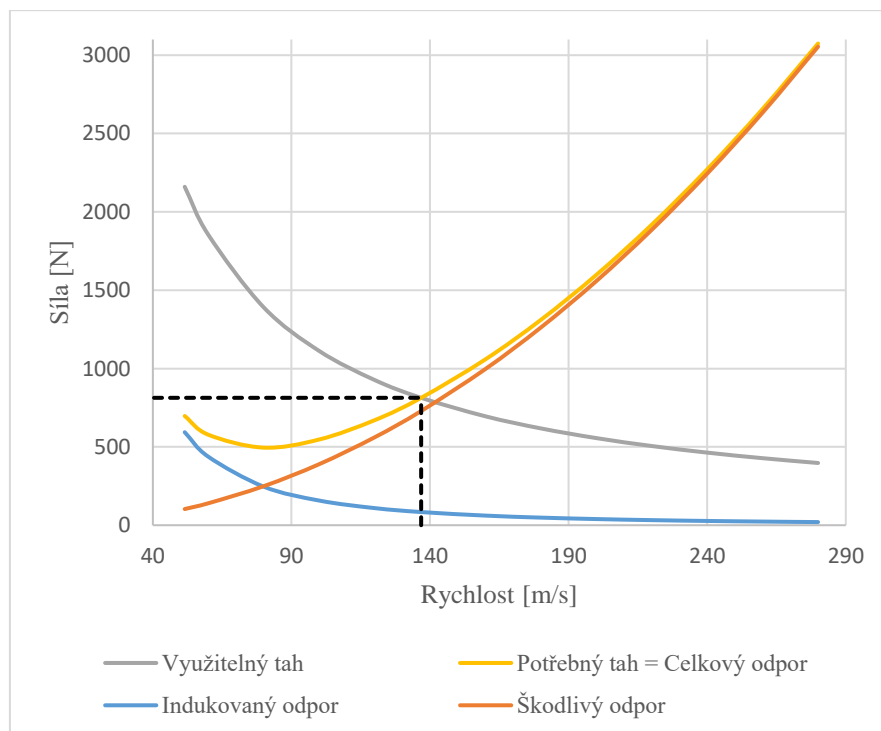
6.7 Celkové snížení odporu letounu a jeho vliv na cestovní rychlost

Z tabulky níže vyplývá, že celkový součinitel odporu, letounu při zohlednění výpočtů z této práce se snížil o 12%. Vezmeme-li v úvahu, že součástí není drobný přírůstek odporu při optimalizaci zakončení křídla, a snížení odporu OP a přechodů mezi interferujícími částmi, otevírá se nám prostor ke snížení celkového odporu Mavericka při originální cestovní rychlosti z 813,19 N na 717,9 N.

Specifikace	Letoun	Vzpěry křídla	Hlavní podvozek	Kapotáž kol
Původní součinitel odporu	0,067	0,0057	0,0058	0,0024
Snížený součinitel odporu	0,059	0,0013	0,0032	0,00146
Rozdíl součinitelů odporů	0,0079	0,0044	0,0026	0,00094
Rozdíl součinitelů odporů [%]	12	77	45	39

Tab. 6.1 Rozdíl vypočtených součinitelů odporů původního a inovovaného letounu

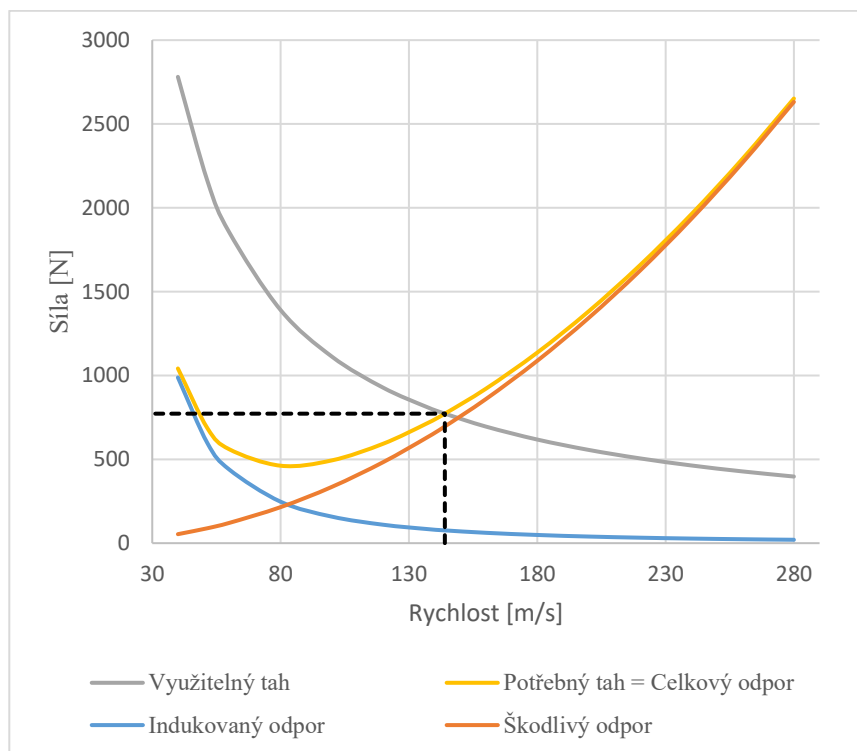
Jak již víme, při horizontálním letu dochází k rovnováze tahové a odporové síly. Pro nový odpor letounu je tudíž nutné stanovit i novou cestovní rychlost. Od momentu kdy rychlost letounu dosáhne hodnoty, při níž je odpor letounu minimální, nám celkový odpor letounu s rychlostí roste. Při stanovení nové cestovní rychlosti musíme vzít v potaz nejen zmenšení součinitelů odporů inovovaných částí, ale též změnu tahu motoru. Tahová síla je závislá na rychlosti. Čím je rychlost letounu vyšší, tím se zmenšuje tah jeho motoru. Tyto skutečnosti můžeme za pomoci analytických vztahů nanést do grafu jako tzv. tahové a odporové poláry.



Obr. 6.11 Graf tahových a odporových polár originálního letounu



Pro křivku využitelného tahu uvažujeme v grafu s vrtulemi o stejné účinnosti pro všechny rychlosti letu. Křivky využitelného tahu a celkového odporu, nebo též potřebného tahu, se protínají při rychlosti 137 km/h. V tomto místě jsou obě síly v rovnováze, a tudíž platí, že zmíněná rychlost 137 km/h je rychlost cestovní a síla 813,19 N je síla tahová a odporová, které jsou při cestovním letu v rovnováze.



Obr. 6.12 Graf tahových a odporových polár letounu po snížení odporu

Stejně jako pro letoun původní, vynesli jsme si do grafu výše též poláry pro letoun s uvažovaným sníženým odporem. Jak můžeme vidět, po poklesu odporu leží průsečík křivek využitelného a potřebného tahu na úrovni rychlosti 144 km/h. Tuto rychlost můžeme považovat za cestovní rychlost pro letoun po snížení odporů. Snížením uvažovaných odporů tak došlo k zvýšení cestovní rychlosti o 7 km/h.

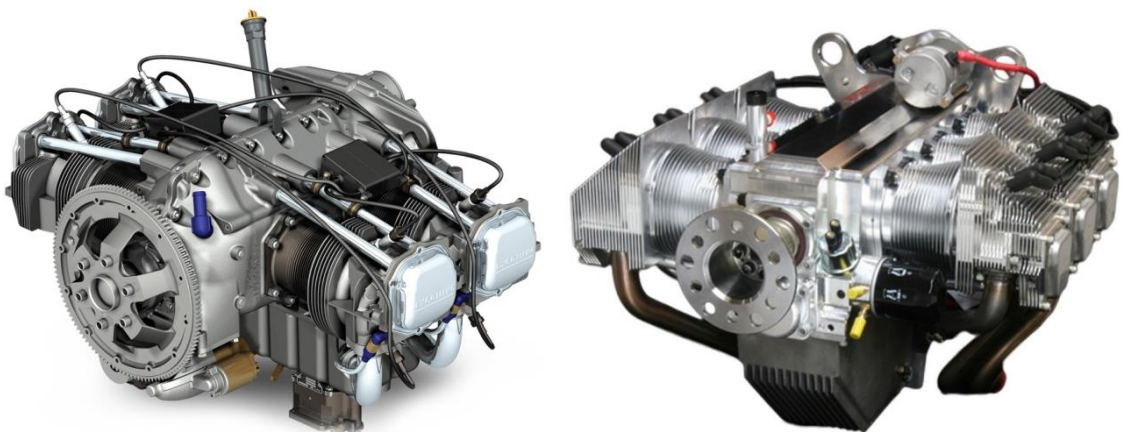


7 Změna pohonné jednotky a její vliv na cestovní rychlost

Jedním z prostředků pro zvýšení rychlosti letounu je implementace výkonnější pohonné jednotky. V případě Mavericku se logicky nabízí změna z motoru Rotax 582 UL o výkonu 48,47 kW na motor s výkonem do 120 koňských sil, omezeným předpisy pro stavbu SLZ. Z důvodu odlišné hmotnosti motoru by došlo k posunutí polohy těžiště letadla. Dle internetových zdrojů byl ale v Evropě letoun pod názvem Maverick PA prodáván firmou Phoenix Aircraft i v modifikaci s motorem Rotax 912. [51] Změna pohonné jednotky se z konstrukčního a funkčního hlediska tudíž jeví jako proveditelná.



Obr. 7.1 (zleva) Motory Rotax 582 UL a Rotax 914 UL/F [71], [74]



Obr. 7.2 (zleva) Motory Lycoming IO-233 a Jabiru 3300 [35],[85]



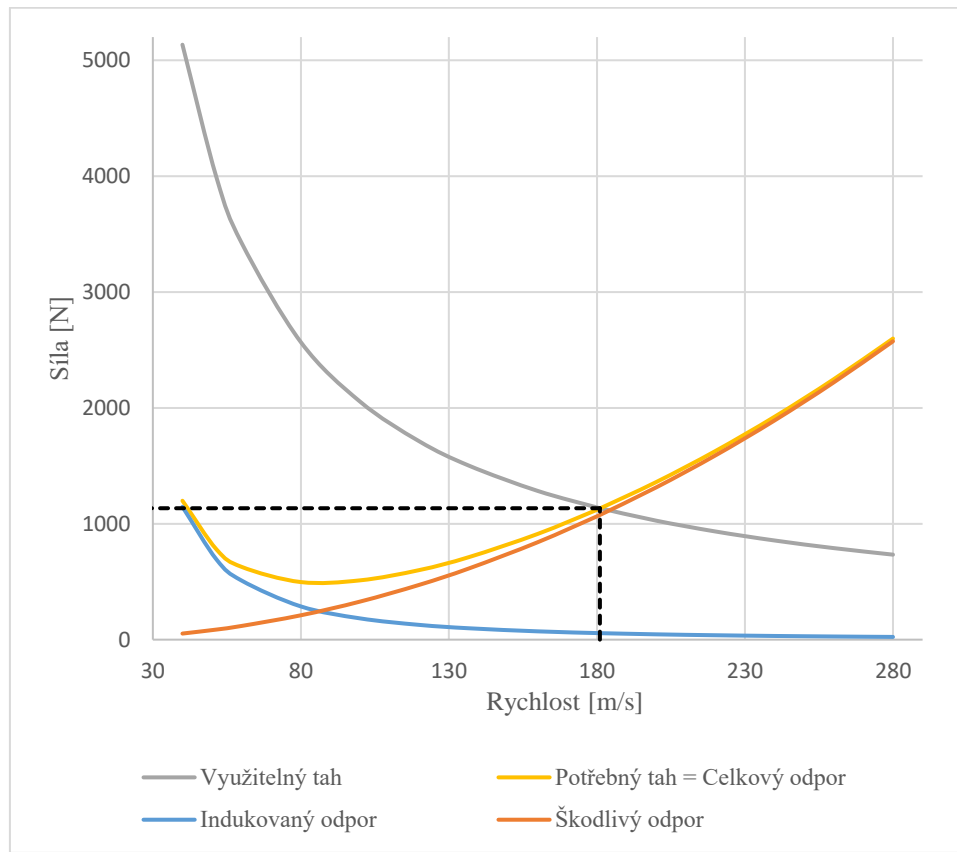
Při průzkumu trhu s leteckými motory v rozmezí maximálního výkonu do 120 koňských sil nalezneme několik silných hráčů. Porovnáme-li jejich výkon s ohledem na hmotnost, dostaneme následující tabulku hodnot.

Typ motoru	Výkon [HP]	Instalační hmotnost [kg]	Poměr výkon/hmotnost motoru [HP/kg]	Poměr výkon/hmotnost letounu [HP/kg]
Rotax 582 UL	65	50,7	1,282	0,171
D-motor LF26	91,8	65	1,412	0,206
Rotax 912 ULS/S	100	69,4	1,441	0,222
UL260iSA	107	74,8	1,430	0,235
Rotax 912 IS/ISC SPORT	100	75,4	1,326	0,219
Rotax 914 UL/F	115	75,5	1,523	0,252
Jabiru 3300	120	83,9	1,430	0,259
Lycoming IO-233	116	95	1,221	0,244
Limbach L 2400	100	95	1,053	0,210
Continental O-200	100	97	1,031	0,210
LOM M132A/AK	120	113	1,062	0,243
Lycoming O-235	118	115	1,026	0,238

Tab. 7.1 Tabulka některých motorů s výkonem do 120 hp [12, 13, 42, 43, 47, 49, 71-74, 82]

S ohledem na poměr výkonu motoru, vůči teoretické celkové hmotnosti letounu při jeho instalaci, vychází jako nejlepší varianta motor Jabiru 3300 o maximálním výkonu 120 hp a instalační hmotnosti 83,9 kg. Na druhé pozici pak je motor Rotax 914 UL/F, u nějž je však maximální výkon 115 hp omezen pouze pro kontinuální chod 5 minut.

Pro zjištění nové cestovní rychlosti musíme opět uvažovat se změnou velikostí sil v závislosti na rychlosti letounu. Stejně jako pro letoun originální a letoun s uvažovaným sníženým odporem, vyneseme si i tentokrát do grafu odporové a tahové poláry. Pro využitelný tah budeme uvažovat s vrtulemi o stejné účinnosti pro všechny možné, v grafu vyznačené rychlosti. Zároveň zohledníme již dříve vypočtený snížený odpor. Výsledná cestovní rychlost, kterou nalezneme pomocí tohoto grafu tak bude cestovní rychlost, na kterou by se podařilo zrychlit Mavericka při kompletním zohlednění změn vypočtených touto prací.



Obr. 7.3 Graf tahových a odporových polár navrhovaného letounu se sníženým odporem a motorem Jabiru 3300

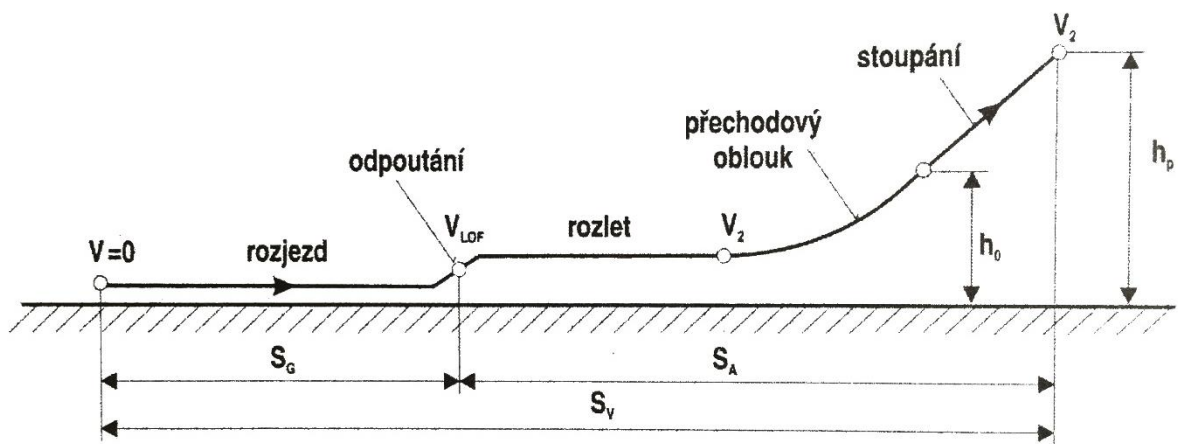
Volbou motoru Jabiru 3300 došlo při zohlednění sníženého odporu k vzrůstu cestovní rychlosti na hodnotu 181 km/h. To je o 44 km/h více než u letounu originálního. Na základě změn uvažovaných touto prací by tak došlo ke zvýšení cestovní rychlosti o 32% oproti rychlosti původní.





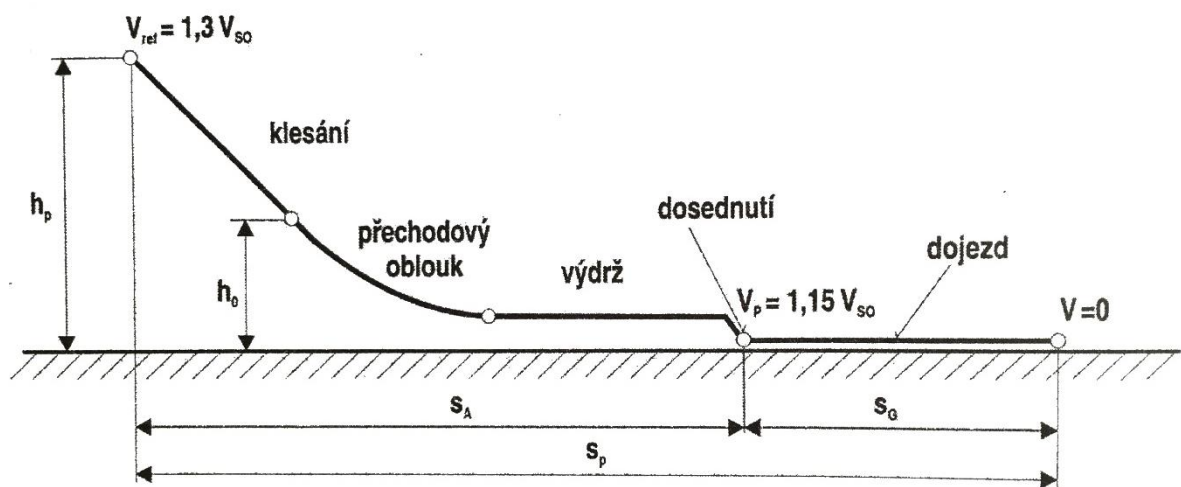
8 Vliv uvažovaných změn na STOL výkony letounu při navrhovaném zvýšení cestovní rychlosti

Mezi hlavní kritéria při návrhu letounu patří výkony, pro které je letoun navrhován. V případě Mavericku se jedná v této práci především o cestovní rychlost. Důležité jsou však pro Maverick též dobré výkony ve fázi vzletu a přistání. Uvažované změny letounu popsané v předchozích kapitolách mají kromě ovlivnění cestovní rychlosti vliv i na STOL výkony. V knize Mechanika letu [2] jsou vzletu a přistání věnovány dvě desítky stran. Jelikož jejich výpočet není hlavním cílem této práce, a proto, že výrobce letounu neuvádí dostatek potřebných technických informací, shrneme pouze vliv jednotlivých inovovaných částí na tyto výkony.



Obr. 8.1 Průběh vzletu a jeho délka [2]

Podíváme-li se na vzlet letounu, dle Obr. 8.1 víme, že je rozdělen do několika fází. Na počátku stojí letoun na vzletové dráze (VPD) a na jeho konci překonává překážku h_p při rychlosti v^2 . Pro lehké vrtulové letouny je výška překážky zpravidla stanovena předpisy na 15,2 m. [2]



Obr. 8.2 Průběh přistání a jeho délka [2]



Obdobně to platí pro průběh přistání. Na jeho počátku má letoun ve výšce překážky h_p referenční rychlost přibližování na přistání v_{ref} a na jeho konci dojde k zastavení letounu na VPD.

Pojďme si nyní shrnout některé navrhované změny a jejich vliv na výkony letounu při vzletu a přistání:

- Zakončení křídla typu Dropped
 - Změny: Zvýšení vztlaku, snížení odporu, zvětšení efektivního rozpětí
 - Výkony: Snížení pádové rychlosti, zkrácení délky vzletu a přistání, zvýšení rychlosti stoupání
- Vzpěry kapkovitého průřezu
 - Změny: Snížení odporu
 - Výkony: Zvýšení rychlostí při vzletu, zkrácení délky vzletu
- Utěsnění mezer mezi pevnými a pohyblivými částmi OP
 - Změny: Snížení odporu, kultivace proudění vzduchu kolem OP
 - Výkony: Zvýšení ovladatelnosti letounu, zvýšení rychlostí při vzletu
- Pružinové podvozkové nohy
 - Změny: Snížení odporu, změna tlumících charakteristik podvozku
 - Výkony: Odlišná absorpce energie při dosedání letounu na VPD, zvýšení rychlostí při vzletu, zkrácení délky vzletu
- Aerodynamické kryty kol, tzv. „Botičky“
 - Změny: Snížení odporu, nárůst hmotnosti
 - Výkony: Zvýšení rychlostí při vzletu, prodloužení délky přistání
- Přechodové kryty v místech vzniku indukovaného odporu
 - Změny: Snížení odporu, nárůst hmotnosti
 - Výkony: Zvýšení rychlostí při vzletu, prodloužení délky přistání
- Motor Jabiru 3300
 - Změny: Zvýšení tahu, nárůst hmotnosti
 - Výkony: Zvýšení pádové rychlosti, zvýšení rychlostí při vzletu, zkrácení délky vzletu

Specifikace	Zakončení křídla	Vzpěry	Utěsnění mezer OP	Pružinový podvozek	"Botičky"	Přechodové kryty	Tah motoru	Hmotnost motoru
Nízké ovlivnění	✓		✓			✓		
Střední ovlivnění		✓		✓	✓			
Vysoké ovlivnění							✓	✓

Tab. 8.1 Mira vlivu změněných částí letounu na jeho STOL výkony (červená negativní, oranžová smíšený, zelená pozitivní vliv)



9 DISKUSE

Obsahem této práce je shrnutí možných konstrukčních úprav letounu Maverick za účelem zvýšení jeho cestovní rychlosti. Všechny výpočty v této práci uvažují s podmínkami při letu na hladině moře. S růstem nadmořské výšky se tyto podmínky mění. Výsledky stanovené touto prací tuto skutečnost nereflektují a v případě hledání výkonů pro jinou hladinu letu, je nutné změněné podmínky zohlednit.

Součástí práce jsou výpočty převážně elementárního typu, jejichž účelem je nastínit možné zlepšení při inovaci částí letounu. Nejlepším řešením pro nalezení optimálních tvarů částí letounu s ohledem na redukci jejich odporu by bylo testování v aerodynamickém tunelu, či alespoň v počítači pomocí CFD softwarů. Tyto metody nebyly v práci využity. Na základě dostupných zdrojů však byly použity vypočítané příklady, jenž tyto metody využívají a svou podobou se přibližují reálně uvažovaným změnám na letounu Murphy Maverick.

Pro využitelný tah, který se s rychlostí letounu mění, je uvažováno s vrtulí o stále stejné účinnosti. Tato úvaha byla zvolena pro výpočet nových cestovních rychlostí po provedení uvažovaných změn. V praxi je každá pevná nestavitelná vrtule vyrobena tak, že její nejvyšší účinnost platí jen pro jeden režim letu a pro ostatní režimy je nižší. Existují též vrtule stavitelné, u nichž lze měnit úhel náběhu, a tím přizpůsobit danou účinnost dle potřeby.



Obr. 9.1 Murphy Maverick na pláži v anglickém hrabství Lancashire [30]





10 ZÁVĚR

Na základě této práce byl nalezen prostor ke snížení:

- Indukovaného a škodlivého odporu zakončení křídla
- Odporu vzpěr mezi trupem a křídlem o 77%, což tvoří snížení o 6,5% celkového odporu letounu
- Odporu OP díky utěsnění mezer
- Odporu hlavního přístávacího zařízení o 45%, což tvoří snížení o 3,8% celkového odporu letounu
- Odporu kol díky aerodynamickým krytům (botičky) o 39%, což tvoří snížení o 1,4% celkového odporu letounu
- Interferenčního odporu pomocí aerodynamických přechodů

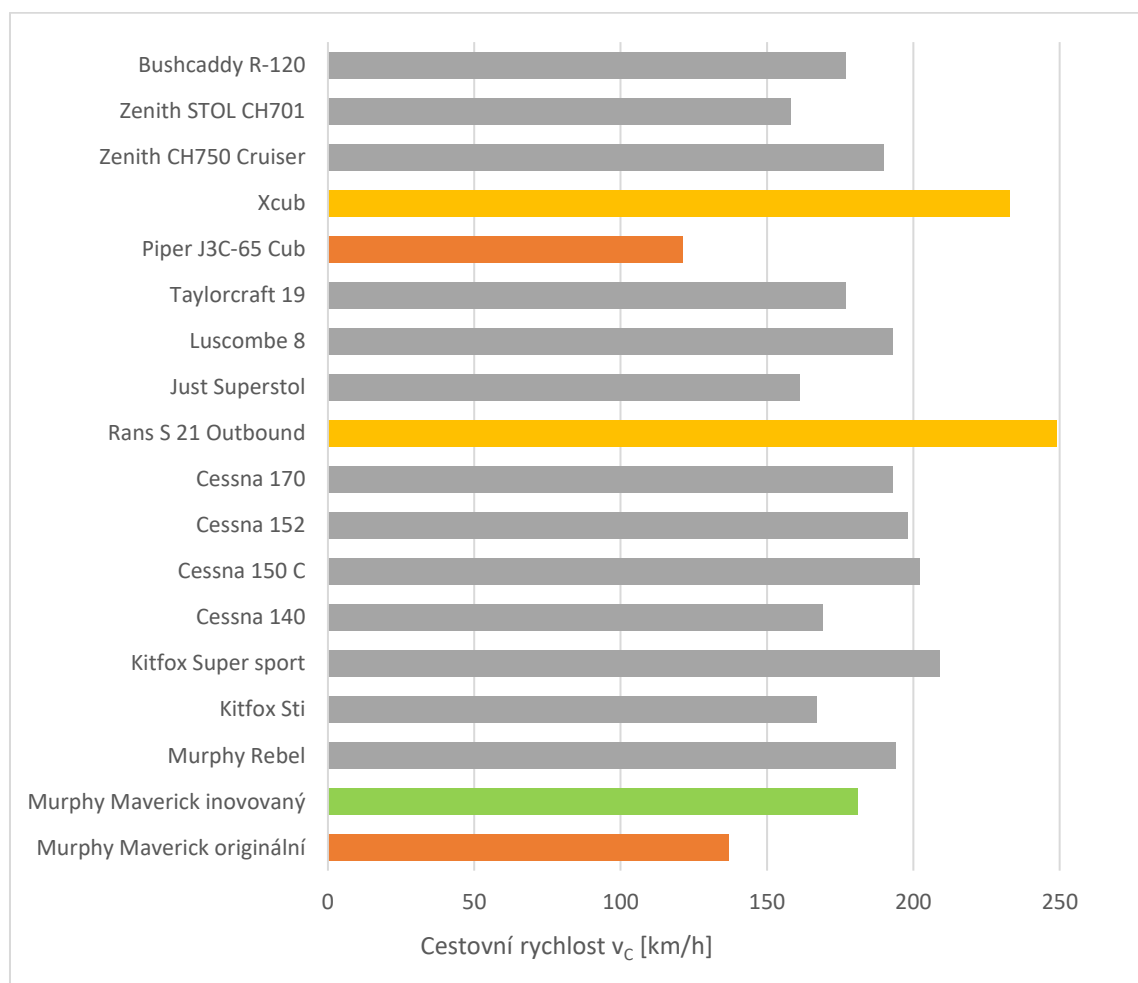
Uvažované změny by celkový odpor letounu při cestovní rychlosti 137 km/h snížili o více než 12%, čímž bychom pouze tímto snížením odporu zvýšili cestovní rychlost ze 137 km/h na 144 km/h, což by byl nárůst o 7 km/h.

Na základě této práce byl též nalezen prostor ke zvýšení:

- Tahu motoru při použití motoru Jabiru 3300 o 85%, změna pohonné jednotky by však přinesla zvýšení celkové hmotnosti letounu o 7%

Vezmeme-li v úvahu nárůst tahu letounu při použití motoru Jabiru 3300 a zároveň zohledníme-li snížení celkového odporu letounu při optimalizaci některých jeho zkoumaných částí, naskytne se nám zde teoretický prostor pro zvýšení:

- Cestovní rychlosti na 181 km/h, což by oproti původním 137 km/h bylo zlepšení o 32%



Obr. 10.1 Porovnání cestovních rychlostí lehkých letounů STOL [21, 23-26, 38, 39, 48, 56, 57, 62, 66, 78-80, 84]

V porovnání cestovních rychlostí se pak Murphy Maverick s motorem Jabiru 3300 a s uvažovanými změnami za účelem snížení odporu dostává z předposlední pozice na místo desáté, viz Obr. 10.1. Pro srovnání byly vybrány letouny STOL podobné hmotnostní kategorie, z nichž většina je pro danou kategorii typická, velmi známá a hojně využívaná. Některé letouny jako třeba Rans, Xcub, Cessna či Murphy Maverick však disponují mnohem silnějšími motory a taktéž téměř polovina z nich hmotnostně neodpovídá limitu 600 kg pro kategorii Elsa, či nově též ultralehkých letounů.

Pro další zlepšení Mavericku by bylo nutné radikálnějších konstrukčních změn, jimž se tato práce nevěnuje. I přesto bylo dosaženo 32% nárůstu cestovní rychlosti na hodnotu 181 km/h, kterou by Maverick výrazně převýšil letoun původní a v porovnání s letouny STOL stejné hmotnostní kategorie by se zařadil na přední příčky.







SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

Tištěné publikace

- [1] BROŽ, Václav, Vladimír DANĚK, Karol FILAKOVSKÝ a Jaromír TEICHL. *Základy aerodynamiky: studijní modul 8*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2003. Učební texty dle předpisu JAR-66. ISBN 80-7204-316-1.
- [2] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [3] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [4] HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-01-01647-1.
- [5] KDĚR, František. *Učebnice sportovního letce*. 2. vyd. Praha: Naše vojsko, 1980. Knižnice svazarmu. ISBN 28-017-80.
- [6] KOCÁB, Jindřich a Josef ADAMEC. *Letadlové motory*. Praha: KANT, 2000. ISBN 80-902914-0-6.
- [7] MUNSON, Bruce R., Donald F. YOUNG a T. H. OKIISHI. *Fundamentals of fluid mechanics*. 6th ed. New York: John Wiley, 2009. ISBN 978-0470-26284-9.
- [8] SEKANINA, František. *Aerodynamický výpočet letadla*. Praha: Č.A.T., Českomoravské akciové tiskařské a vydavatelské podniky, 1944.
- [9] STINTON, Darrol. *The Anatomy of the Airplane*. 2nd ed. Reston: AIAA American Institute of Aeronautics, 1998. ISBN 1-56347-286-4.
- [10] RAYMER, Daniel P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 3rd print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. ISBN 0-930403-51-7.
- [11] ROSKAM, Jan. *Airplane design: Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power Characteristics*. Lawrence (Kansas): DARcorporation, 1987. ISBN 1884885527.

Elektronické zdroje

- [12] 200-Series. In: *Continental Aerospace Technologies* [online]. Continental Aerospace Technologies, c2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.continentalmotors.aero/engines/200.aspx>
- [13] 3300 Aero engine. In: *Jabiru Aircraft* [online]. Bundaberg: Jabiru Aircraft, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://jabiru.net.au/wp-content/uploads/2018/05/3300-Aero-Engine-Flyer.compressed.pdf>
- [14] 6X2 Aero classic solid tailwheel tire. In: *Aircraft Spruce* [online]. c1995-2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.aircraftspruce.com/catalog/lgpages/aeroClassicSolidtire.php>
- [15] Aero Classic Tailwheel Tire 6X2. In: *Aircraft Spruce* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.aircraftspruce.eu/aero-classic-tailwheel-tire-6x2.htm>



- [16] Aerodynamika. In: *Letecký ústav* [online]. Brno: Letecký ústav VUT Brno, c2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/aerodynamics.php>
- [17] Aircraft Tire Data Book. In: Aviation Parts Service [online]. Akron: The Goodyear Tire & Rubber Company, c2001-2002 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.aps-aviation.com/wp-content/uploads/goodyear-aircraft-tire-data.pdf>
- [18] ALONSO M., Andrea. *Analysis of Drag Reduction in Wingtip Devices* [online]. Madrid, 2017 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/27640/TFG_Andrea_Mosquera_Alonso_2017.pdf. Bakalářská práce. Universidad Carlos III de Madrid. Vedoucí práce Daniel Gómez Lendínez.
- [19] Anatomy of a STOL Aircraft: Designing a Modern Short Take-Off and Landing Aircraft. In: *Zenith Aircraft Company* [online]. Mexico Memorial Airport Mexico (Missouri): Zenith Aircraft Company, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.zenithair.net/high-lift-design/>
- [20] BAUCHE, Jeff. Sonaca 200 Roll Out. In: *Sonaca aircraft: Sonaca group* [online]. c2016-2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.sonaca-aircraft.com/>
- [21] Bushcaddy R-120. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Bushcaddy_R-120
- [22] CAFE Glide Test Results with ZTG: Cessna 152 N65398. In: *CAFE foundation* [online]. CAFE foundation, 1994 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://cafe.foundation/v2/pdf_pav/PAV_ZTG_propless.pdf
- [23] Cessna 140. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_140
- [24] Cessna 150. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_150
- [25] Cessna 152. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_152
- [26] Cessna 170. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_170
- [27] Cessna wing tip hoerner style 11004. In: *Aircraft Spruce* [online]. Aircraft Spruce, c1995-2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.aircraftspruce.com/catalog/appages/metcoCESSNAwingtips.php>
- [28] ELSA - A. In: *Letecká amatérská asociace ČR* [online]. Praha 10: Letecká amatérská asociace ČR, 2011 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/2011-06-30-ELSA-A.pdf>
- [29] FAQ. In: *Letecká amatérská asociace ČR* [online]. Praha 10: Letecká amatérská asociace ČR [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.laacr.cz/Stranky/Faq/default.aspx>



- [30] HALL, Steve. G-CBGO Murphy Maverick. In: *Flickr* [online]. Knott End Beach 17/6/17: Steve Hall, 2017 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.flickr.com/photos/62940958@N05/39884023924>
- [31] HELEY, Derek. Murphy Maverick OO-C89/097, Private. In: *Air-Britain* [online]. Schaffen-Diest (EBDT): Derek Heley, 2016 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://abpic.co.uk/pictures/view/1547341>
- [32] HOERNER F., Sighard. *Aerodynamic Shape of the Wing Tips* [online]. Dayton (Ohio): U.S. Air Force, Air Material Command, 1949 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a800374.pdf>
- [33] Hoerner Wingtips. In: *Derby aero club* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.derbyaeroclub.com/Wingtips>
- [34] Induced drag coefficient. In: *NASA: National Aeronautics and Space Administration* [online]. 2015 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/induced.html>
- [35] Jabiru 3300. In: *Airmaster* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.airmasterpropellers.com/jabiru-3300>
- [36] JACOBS N., Eastman, Keneeth WARD E. and Robert PINKERTON M. *Report no. 460* [online]. Reprint 1948. Hampton: Langley Memorial Aeronautical Laboratory, 1933 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.frenchriverland.com/NACA%20Air%20Foils/NACA%20Report%20460.pdf>
- [37] Jan & Mike Marker's Murphy Rebel. In: *NM Pilots* [online]. 2013, [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: http://www.nmpilots.org/gallery/view_photo.php?set_albumName=album26&id=IMG_35
- [38] Just Superstol. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Just_Superstol
- [39] Kitfox aircraft. In: *Kitfox aircraft* [online]. c2016-2018 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: http://www.kitfoxaircraft.com/images/PDF/Kitfox%20Brochure_Final.pdf
- [40] KROO, Ian. DRAG DUE TO LIFT: Concepts for Prediction and Reduction. *Annual Review of Fluid Mechanics* [online]. Stanford (California): Annual Reviews, 2011, s. 33 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.annualreviews.org/doi/full/10.1146/annurev.fluid.33.1.587>
- [41] Let's play "Find all the Bush Planes"! In: *Instagram* [online]. Knik Glacier: Angle of Attack, 2016 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.instagram.com/p/BMwqQjFDQRr/?fbclid=IwAR0LtpghJO1cxoLulrVyMt3aXhTU2v592dJWvY4DQdzjbNdkdEWnhymI5X8>
- [42] LF26 4 cylinder 2700 cc liquid cooled engine. In: *D-MOTOR* [online]. c2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.d-motor.eu/lf-26>
- [43] Light Sport Aircraft Engine Comparison. In: *Aviation bull* [online]. c2007-2010 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.aviationbull.com/light-sport-aircraft-engine-comparison>



- [44] LNĚNIČKA, Jaroslav. Co by se mohlo, ale spíše mělo, vědět o vrtulích. *Akademie letectví* [online]. c2012, 2012(3) [cit. 2019-05-09]. ISSN ISSN 2571-3450. Dostupné z: https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2012/03/co-by-se-mohlo-ale-spise-melo-vedet-o-vrtulich/
- [45] LNĚNIČKA, Jaroslav. Nevítaný škodlivý odpor letadel. *Akademie letectví* [online]. c2011, 2011(7) [cit. 2019-05-09]. ISSN ISSN 2571-3450. Dostupné z: https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2011/07/nevitaný-skodlivý-odpor-letadel/
- [46] LOMBARD W., Jean-Eloi, et al⁵. Implicit Large Eddy Simulation of a wingtip vortex at $Re_c = 1.2 \times 10^6$. In: *ArXiv* [online]. 2015, s. 22 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://arxiv.org/pdf/1507.06012.pdf>
- [47] LOUTOCKÝ, Jiří. *Letecké motory pro letouny do 2000 kg* [online]. Brno, 2008 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://dspace.vutbr.cz/xmlui/bitstream/handle/11012/7940/2008_BP_Jiri_Loutocky_Letecke_motory_eleketr.pdf?sequence=1&isAllowed=y. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
- [48] Luscombe 8. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Luscombe_8
- [49] Lycoming 233. In: *Lycoming* [online]. Lycoming Engines, c2016 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/>
- [50] MASAK, Peter. WINGLET DESIGN FOR SAILPLANES. *Free flight* [online]. Ottawa: Soaring Association of Canada, 1992, 1992(2), 3 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://www.postfrontal.com/PDF/Winglets_01.pdf
- [51] Maverick PA. In: *Pilotmix* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.pilotmix.com/maverick-pa>
- [52] MAZÁNEK, Adam. Přehled prostředků pro snižování indukovaného odporu [online]. Brno, 2017 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=149448. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.
- [53] Murphy Maverick OO-C89. In: *Jetphotos* [online]. Zoersel-Oostmalle Air Base: Jeroen Stroes, 2008, [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.jetphotos.com/photo/6251771>
- [54] Murphy Maverick Performance. In: *Patterson AeroSales* [online]. Chilliwack: Murphy Aircraft Manufacturing, c2007 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.pattersonaerosales.com/Aircraft/Maverick/MaverickPerf.html>
- [55] Murphy Maverick. In: *All-Aero* [online]. c2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://all-aero.com/index.php/home2/7119-murphy-maverick>
- [56] Murphy Maverick. In: *Murphy Aircraft* [online]. Murphy Aircraft, c2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.murphyair.com/detail/maverick>
- [57] Murphy Rebel. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Murphy_Rebel



- [58] NACA 4415 (naca4415-il) Xfoil prediction polar at RE=1,000,000 Ncrit=9. In: *Airfoil Tools* [online]. c2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-naca4415-il-1000000>
- [59] NACA 4415 (naca4415-il). In: *Airfoil Tools* [online]. c2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4415-il>
- [60] NACA-0009 9.0% smoothed (n0009sm-il). In: *Airfoil Tools* [online]. c2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0009sm-il>
- [61] NEAL, Levi, Neal HARRISON a Dzelal MUJEZINOVIC. *Wingtip Devices* [online]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2004 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/WingtipDevicesS04.pdf?q=wingtip.
- [62] Piper J-3 Cub. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Piper_J-3_Cub
- [63] Pressure drag. In: *Sciencelarning hub – Pokapū Akoranga Pūtaiao* [online]. Hamilton (NZ): The University of Waikato, c2017-2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.sciencelearn.org.nz/images/1654-pressure-drag>
- [64] Properties of the atmosphere. In: *Aerodynamics for students* [online]. c1998-2006 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/atmos/atmos.html
- [65] Předpisy. In: *Letecká amatérská asociace ČR* [online]. Praha 10: Letecká amatérská asociace ČR [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.laacr.cz/Stranky/Predpisy/default.aspx>
- [66] Rans S-21 Outbound. In: *Rans Designs* [online]. Rans Designs, c2018 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://docs.wixstatic.com/ugd/6e941e_a391c0c96a5f4f35a720e06bccef3d91.pdf
- [67] Recommended rpm/prolepper combinations. In: *GSC Systems* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.gsc-systems.com/wp-content/uploads/2018/11/pitch-settings.jpg>
- [68] REEVE, Graham. Murphy Maverick, G-MZJJ / PFA 259-13016, Private. In: *Air-Britain* [online]. Cromer - Northrepps (X3CX): Graham Reeve, 2013 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://abpic.co.uk/pictures/view/1417449>
- [69] Reynolds number. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Reynolds_number
- [70] ROTAX 582 UL. In: *ROTAX AIRCRAFT ENGINES* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-582-ul.html>
- [71] ROTAX 582 UL. In: *Teveso* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://teveso.cz/motory/dvoutaktnei/rotax-582-ul>
- [72] ROTAX 912 IS/ISC SPORT. In: *ROTAX AIRCRAFT ENGINES* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-is-isc-sport.html>



- [73] ROTAX 912 ULS/S. In: *ROTAX AIRCRAFT ENGINES* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-uls-s.html>
- [74] ROTAX 914 F. In: *Teveso* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://teveso.cz/motory/ctyrtakti-certifikovane/rotax-914-f>
- [75] ROTAX 914 UL/F. In: *ROTAX AIRCRAFT ENGINES* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-914-ul-f.html>
- [76] SABORIO, Bernal. AA B752 leaving a sweet vortex on final to MROC / SJO. In: *Flickr* [online]. 2013 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.flickr.com/photos/44073224@N04/11053003234/>
- [77] SKAROLEK, Vilém. *Možnosti minimalizace indukovaného odporu* [online]. Brno, 2010 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=27327. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojíního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ing. Ondřej Lajza.
- [78] Taylorcraft B. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Taylorcraft_B
- [79] The Specifications of the Zenith CH750 Cruzer. In: *Zenith Air* [online]. Mexico Memorial Airport Mexico (Missouri): Zenith Aircraft Company, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.zenithair.net/specs-cruzer/>
- [80] The Specifications of the Zenith STOL CH701. In: *Zenith Air* [online]. Mexico Memorial Airport Mexico (Missouri): Zenith Aircraft Company, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://www.zenithair.net/specs-701/>
- [81] UL 2 – Část I: Požadavky letové způsobilosti SLZ Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. In: *Letecká amatérská asociace ČR* [online]. Praha 10: Letecká amatérská asociace ČR, 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2%20%C4%8D%C3%A1st%20I_26.3.2019.pdf
- [82] UL260iSA. In: *UL POWER: AERO ENGINES* [online]. c2015-2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://ulpower.com/en/engines/ul260/ul260isa>
- [83] Winglets Save Billions of Dollars in Fuel Costs. In: *NASA: Spinoff* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: https://spinoff.nasa.gov/Spinoff2010/t_5.html
- [84] Xcub. In: *CUBCRAFTERS* [online]. 2019 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <http://cubcrafters.com/xcub>
- [85] YIO-233-B2A. In: *Lycoming* [online]. Lycoming Engines, c2016 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/node/17608>
- [86] ZDOBINSKÝ, Štěpán. Solving of the flow field around the wing focused on the induced effects. In: *Sborník STČ 2010* [online]. Konference studentské tvůrčí činnosti, 2010, s. 9 [cit. 2019-05-09]. Dostupné z: <https://stc.fs.cvut.cz/history/2010/sbornik/papers/pdf/ZdobinskyStepan-304566.pdf>



SEZNAM OBRÁZKŮ

- Obr. 1.1 Skupina lehkých letounů kategorie STOL [41]
Obr. 1.2 Výkres letounu Murphy Maverick
Obr. 1.3 Murphy Maverick v letu nad anglickým venkovem [68]
Obr. 2.1 Murphy Maverick pod Belgickou imatrikulací OO-C89 [53]
Obr. 3.1 Profil NACA 4415 [59]
Obr. 3.2 Aerodynamická polára profilu NACA 4415 pro $Re = 1\ 000\ 000$ [58]
Obr. 3.3 Aerodynamické hodnoty profilu NACA 4415 pro $Re = 3\ 110\ 000$ [36]
Obr. 3.4 Rozložení vzlaku na křídle dle programu Glauert III
Obr. 4.1 Síly působící na letoun v horizontálním letu
Obr. 4.2 Aerodynamické charakteristiky vrtule [6]
Obr. 4.3 Závislost účinnosti vrtule s profilem Clark-Y na rychlostním součiniteli a úhlu nastavení [4]
Obr. 5.1 Schéma rozdělení druhů odporů a možnosti jejich snížení (čárkované buňky) [9]
Obr. 5.2 Indukované víry letounu Boeing 757 [76]
Obr. 5.3. Vizualizace indukovaného víru na křídle s profilem NACA 0012 pro $Re = 1\ 200\ 000$ [46]
Obr. 5.4 Některé druhy zakončení křídel [10]
Obr. 6.1 Přírůstek součinitele odporu některých druhů zakončení vůči zaoblené variantě [86]
Obr. 6.2 Přírůstek součinitele vzlaku některých druhů zakončení vůči zaoblené variantě [86]
Obr. 6.3 Zakončení křídla typu Tip Sails a Wing grids [35], [23]
Obr. 6.4 Porovnání závislosti L/D na rychlosti kluzáku ASW-19 s a bez wingletu [50]
Obr. 6.5 Součinitel odporu některých tvarů průřezu v závislosti na Re [7]
Obr. 6.6 Otevřená mezera mezi pevnou a pohyblivou částí OP [45]
Obr. 6.7 Oboustranně utěsněná mezera VOP Mavericku pomocí ohebné krycí pásky
Obr. 6.8 Průřez VOP Mavericku v porovnání s profilem NACA 0009 využívaným na OP letounu Cessna 172 ($t/c = 7,5$) [60]
Obr. 6.9 (zleva) Podvozkové zařízení Mavericka s gumovými provazci a Rebelu ve verzi s pružinovými nohami [53], [37]
Obr. 6.10 Místa vzniku interferenčního odporu
Obr. 6.11 Graf tahových a odporových polár originálního letounu
Obr. 6.12 Graf tahových a odporových polár letounu po snížení odporu
Obr. 7.1 (zleva) Motory Rotax 582 UL a Rotax 914 UL/F [71], [74]
Obr. 7.2 (zleva) Motory Lycoming IO-233 a Jabiru 3300 [35],[85]
Obr. 7.3 Graf tahových a odporových polár navrhovaného letounu se sníženým odporem a motorem Jabiru 3300



Obr. 8.1 Průběh vzletu a jeho délka [2]

Obr. 8.2 Průběh přistání a jeho délka [2]

Obr. 9.1 Murphy Maverick na pláži v anglickém hrabství Lancashire [30]

Obr. 10.1 Porovnání cestovních rychlostí lehkých letounů STOL [21, 23-26, 38, 39, 48, 56, 57, 62, 66, 78-80, 84]



SEZNAM TABULEK

- Tab. 1.1 Technické parametry letounu Murphy Maverick [64], [56]
Tab. 3.1 Geometrické vlastnosti křídla [54], [56]
Tab. 3.2 Geometrické vlastnosti vzpěr křídla a jejich průřez [56]
Tab. 3.3 Charakteristické rozměry Směrové ocasní plochy [56]
Tab. 3.4 Charakteristické rozměry Vodorovné ocasní plochy [56]
Tab. 3.5 Charakteristické rozměry přistávacího zařízení [56]
Tab. 6.1 Rozdíl vypočtených součinitelů odporů původního a inovovaného letounu
Tab. 7.1 Tabulka některých motorů s výkonem do 120 hp [12, 13, 42, 43, 47, 49, 71-74, 82]
Tab. 8.1 Míra vlivu změněných částí letounu na jeho STOL výkony (červená negativní, oranžová smíšený, zelená pozitivní vliv)



SEZNAM PŘÍLOH

- 1 Tabulka hodnot veličin MSA pro výšku na hladině moře [64]
- 2 Doporučené konfigurace vrtulí GSC s motory Rotax [67]
- 3 Porovnání maximálního výkonu a hmotnosti uvažovaných motorů [12, 13, 42, 43, 47, 49, 71-74, 82]



PŘÍLOHY

Veličina	Symbol	Hodnota	Jednotka
Atmosférický tlak	p	101 315	Pa
Hustota vzduchu	ρ	1,225	Kg/m ³
Teplota vzduchu	t	288,2	K
Rychlost zvuku	a	340,3	m/s
Dynamická viskozita	η	$1,79 \cdot 10^{-5}$	Kg/m/s
Kinematická viskozita	ν	$1,46 \cdot 10^{-5}$	m ² /s
Tepelná vodivost	k	0,02596	W/m/K
Měrná plynová konstanta	R	287,1	J/Kg/K
Měrná tepelná kapacita	C _p	1005	J/Kg/K
Měrná tepelná kapacita	C _v	717,98	J/Kg/K
Gravitační zrychlení	g	9,80665	m/s ²

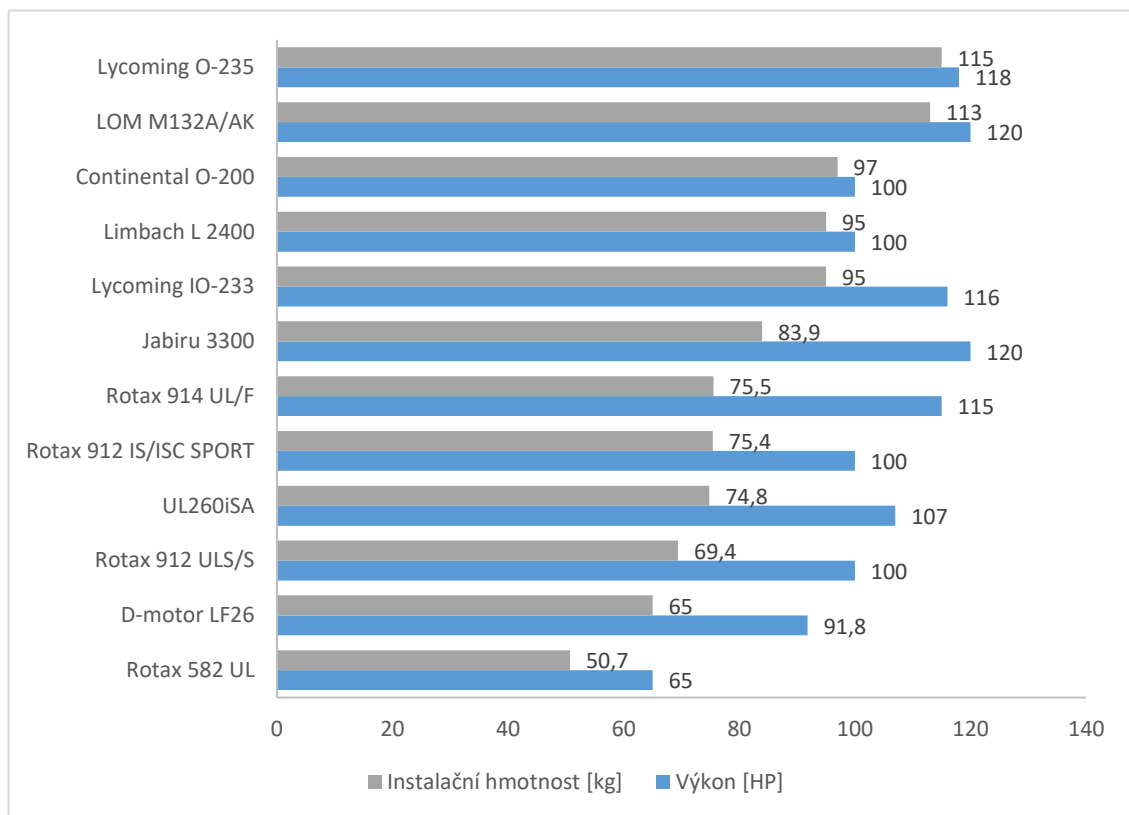
Příloha 1 Tabulka hodnot veličin MSA pro výšku na hladině moře [64]



RECOMMENDED RPM/ PROPELLER COMBINATIONS				ADJUSTING THE GSC PROPELLER DIAMETER (INCHES)															
	CND MAX	CLIMB FULL LOAD & THROTTLE	MAX RPM	29 TO 32	33 TO 36	37 TO 40	41 TO 44	45 TO 48	49 TO 52	53 TO 56	57 TO 60	61 TO 64	65 TO 68 ⁽¹⁾	69 TO 72	DEGREES				
377/447	6350	6500	6800	7.5	6.75	6	5.5	5	4.75	4.25	4	3.75	3.5	3.25	10	12			
503	6200	6350	6800	9	8	7.25	6.5	6	5.5	5.25	4.75	4.5	4.25	4	14	16			
532	6200	6600	6800	10.5	9.5	8.5	7.75	7	6.5	6	5.5	5.25	5	4.75	18	20			
582	6200	6600	6800	12	10.75	9.75	8.75	8	7.5	7	6.5	6	5.75	5.25	22	24			
912	5300	5500	5800	13.25	12	10.75	9.75	9	8.25	7.75	7.25	6.75	6.5	6	26	28			
				15	13.25	12	11	10	9.25	8.5	8	7.5	7	6.75	30	32			
				16.25	14.5	13.25	12	11	10.25	9.5	8.75	8.25	7.75	7.25	34	36			
				17.75	15.75	14.25	13	12	11	10.25	9.75	9	8.5	8	38	40			
				19	17	15.5	14	13	12	11.25	10.5	9.75	9.25	8.75	42	44			
				20.5	18.25	16.5	15	14	12.75	12	11.25	10.5	10	9.5	46	48			
				21.75	19.5	17.5	16.25	14.75	13.75	12.75	12	11.25	10.5	10	50	52			
				23	20.75	18.75	17.25	15.75	14.5	13.5	12.75	12	11.25	10.75	54	56			
				24.25	21.75	19.75	18.25	16.75	15.5	14.5	13.5	12.75	12	11.25	58	60			
				25.5	23	21	19.25	17.75	16.25	15.25	14.25	13.5	12.75	12	62	64			
				26.75	24.25	22	20.25	18.5	17.25	16	15	14	13.25	12.5	66	68			
				28	25.25	23	21	19.5	18	16.75	15.75	14.75	14	13.25					
				29	26.25	24	22	20.5	19	17.75	16.5	15.5	14.75	14					
				30.25	27.5	25	23	21.25	19.75	18.5	17.25	16.25	15.25	14.5					
					28.5	26	24	22.25	20.5	19.25	18	17	16	15.25					
					29.5	27	24.75	23	21.5	20	18.75	17.75	16.75	15.75					
					30.5	28	25.75	23.75	22.25	20.75	19.5	18.25	17.25	16.25					
						29	26.25	24.75	23	21.5	20.25	19	18	17					
							27.5	25.5	23.75	22.25	21	19.75	18.75	17.75					
							28.25	26.25	24.5	23	21.5	20.5	19.25	18.25					
							29.25	27.25	25.25	23.75	22.25	21	20	19					
							30	28	26	24.5	23	21.75	20.5	19.5					
							31	28.75	26.75	25.25	23.75	22.25	21.25	20					
								29.58	27.5	25.75	24.25	23	21.75	20.75					
								30.25	28.25	26.5	25	23.75	22.5	21.25					
								31	29	27.25	25.75	24.25	23	21.75					
				12	13.5	15	16.5	18	19.5	21	22.5	24	25.5	27					

This chart is used to help set the pitch on a GSC ground adjustable two or three blade propeller when first installing it on your plane. If you have a 68" diameter propeller and want to set the pitch to 28", then go to the intersection of these two references (1 & 2). The pitch should be set at 10° (3). This is measured 25.5" (4) from the center of the hub. The setting at full power on the ground should give 6200 RPM on a Rotax 532. If it is different, then the pitch on the propeller must be changed (increased or decreased) to get the recommended 6200 RPM.

Příloha 2 Doporučené konfigurace vrtulí GSC s motory Rotax [67]



Příloha 3 Porovnání maximálního výkonu a hmotnosti uvažovaných motorů [12, 13, 42, 43, 47, 49, 71-74, 82]