ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní
Ústav letecké dopravy

Porovnání vypočtených a dosahovaných výkonů při vzletu

Calculated and Measured Takeoff Performance Data: A Comparison Study

Bakalářská práce

Studijní program: Technika a technologie v dopravě a spojích

Studijní obor: PIL – Profesionální pilot

Vedoucí práce: Ing. Viktor Valenta

Jakub Vyroubal

Praha 2022

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
Fakulta dopravní
děkan
Konviktská 20, 110 00 Praha 1

K621.....Ústav letecké dopravy

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Jakub Vyroubal

Studijní program (obor/specializace) studenta:

bakalářský –PIL– Profesionální pilot

Název tématu (česky): **Porovnání vypočtených a dosahovaných výkonů při vzletu**

Název tématu (anglicky): **Calculated and Measured Takeoff Performance Data: A Comparison Study**

Zásady pro vypracování

Při zpracování bakalářské práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem práce je zhodnotit rozdíly mezi publikovanou délkou vzletu letadla a délkou vzletu dosaženou v běžném provozu.
- Vykonejte analýzu současného stavu zaměřenou na stanovení délky vzletu.
- Navrhněte a realizujte experiment, prostřednictvím něhož bude možné stanovit rozdíly mezi publikovanou délkou vzletu letadla a délkou vzletu dosaženou v běžném provozu.
- Získaná data vyhodnoťte prostřednictvím vhodných metod.
- Výsledky interpretujte a diskutujte.
- Formulujte závěry, limitace práce a případně doporučení.

Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího bakalářské práce

Rozsah průvodní zprávy: minimálně 35 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)

Seznam odborné literatury: Eshelby, Martin E. 2000. Aircraft Performance: Theory and Practice. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
Pytka et al. 2019. "Application of gnss/ins and an Optical Sensor for Determining Airplane Takeoff and Landing Performance on a Grassy Airfield." Sensors 19 (24).

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. Viktor Valenta**

Datum zadání bakalářské práce: **8. října 2021**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání bakalářské práce: **8. srpna 2022**
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

L. S.

doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.
vedoucí
Ústavu letecké dopravy

doc. Ing. Pavel Hrubeš, Ph.D.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání bakalářské práce.

Jakub Vyroubal
jméno a podpis studenta

V Praze dne ..... 8. října 2021

Abstrakt

Cílem bakalářské práce je zhodnocení rozdílů mezi publikovanou délkou vzletu získanou na základě údajů z letové příručky letounu a délkou vzletu dosahovanou v běžném provozu. Motivací k porovnání je fakt, že vypočtené délky rozjezdu a vzletu v letové příručce letounu Cessna 172S, který je nejrozšířenějším letounem světa, jsou dosahovány tzv. metodou shortfield, která má za cíl provést vzlet na co nejkratší vzdálenosti, zatímco v běžném provozu není používání této metody příliš obvyklé. Předpokladem práce je tedy fakt, že naměřené délky dosahované během vzletu budou se budou lišit a budou delší než jejich vypočtené hodnoty. Jako zdroj dat získaných při měření v běžném provozu byl systém Garmin G1000 zabudovaný do pětice letounů Cessna 172S. Vyhodnocení výsledků představuje matematické porovnání dosahovaných a vypočtených délek a potvrzení základního předpokladu této práce.

Klíčová slova:

rozjezd, vzlet, délka vzletu, výkonnost letounu

Abstract

The aim of the bachelor thesis is to evaluate the differences between the published take-off length obtained on the basis of data from the flight manual of the aircraft and the take-off length achieved in normal operation. The motivation for the comparison is the fact that the calculated take-off and take-off lengths in the flight manual of the Cessna 172S, which is the most widely used aircraft in the world, are achieved by the so-called shortfield method, which aims to perform a take-off at the shortest possible distance, while in normal operation the use of this method is not very common. The premise of the work is therefore that the measured lengths achieved during take-off will vary and will be longer than their calculated values. The source of the data obtained during measurements in normal operation was the Garmin G1000 system built into five Cessna 172S aircraft. The evaluation of the results is a mathematical comparison of the achieved and calculated lengths and a confirmation of the basic assumption of this work.

Keywords:

take-off ground roll, take-off, take-off distance, aircraft performance

Poděkování

Rád bych tímto způsobem poděkoval především panu Ing. Viktoru Valentovi za jeho odborné vedení bakalářské práce, nesmírně cennou pomoc při jejím zpracování a podporu.

Dále bych rád zmínil pana Michala Frajera, který mi ochotně se získáním dat pro práci pomohl. Také bych rád poděkoval panu Vladimíru Novotnému, který svým leteckým umem pomáhal uskutečnit dodatečné měření.

V neposlední řadě bych rád vyjádřil svůj vděk rodině a přátelům, kteří mě v době psaní bakalářské práce náležitě podporovali.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou/diplomovou práci s názvem Název práce vypracoval/a samostatně a použil/a k tomu úplný výčet citací použitých pramenů, které uvádím v seznamu přiloženém k bakalářské/diplomové práci.

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

Praze dne XX. měsíc 20XX

……...

Podpis

Obsah

1 Obsah

Úvod *16*

2 Teoretické základy práce *17*

2.1 Letecké organizace a jejich právní struktura **18**

2.1.1 ICAO 18

2.1.2 EASA 19

2.2 Legislativa stanovující požadavky na výkonnost **19**

2.2.1 Nařízení komise (EU) č. 965/2012 19

2.2.2 CS-23 20

2.2.3 CS-25 21

2.2.4 Annex 8 a letecký předpis L8 21

2.3 Definice a základní pojmy **22**

2.3.1 Letadlo a letoun 22

2.3.2 Složité motorové letadlo a jiné než složité motorové letadlo 22

2.3.3 Druhy provozu letadel 23

2.3.4 Třídy výkonnosti letounů 23

2.4 Obecné principy vzletu a vzletová výkonnost **25**

2.4.1 Vyhlášené délky pro vzlet 25

2.4.2 Prvky vyhlášených délek 25

2.4.3 Vzlet 26

2.4.4 Síly působící na letoun při vzletu 28

2.4.5 Výpočet délky rozjezdu a celkové délky vzletu 36

2.4.6 Mezinárodní standardní atmosféra 38

2.4.7 Rozdělení druhů výkonnosti 41

2.4.8 Faktory ovlivňující výkonnost během vzletu 42

3 Analýza současného stavu problematiky *46*

3.1 Popis současného stavu problematiky stanovení délky vzletu **46**

3.2 Motivace k porovnání vypočtených a naměřených hodnot délek vzletu **46**

3.2.1 Vzlet pomocí metody shortfield 47

3.2.2 Vzlet prováděný obvyklým způsobem 47

3.2.3 Předpoklady vyplývající z rozdílu technik použitých pro vzlet 48

4 Metody praktického porovnání vypočtených a dosahovaných výkonů během vzletu ... 49

4.1 Technické prostředky využité pro experiment ... 49

4.1.1 Popis a parametry letounu Cessna 172 SP ... 49

4.1.2 Garmin G1000 ... 52

4.2 Popis experimentu ... 54

4.2.1 Návrh a provedení experimentu ... 54

4.2.2 Vstupní zdroje určené k analýze dat ... 57

4.2.3 Metoda určení naměřených délek vzletu ... 58

4.2.4 Metoda určení vypočtených délek ... 60

5 Výsledky vyhodnocení dat a zjištěné poznatky ... 64

5.1 Výsledky vyhodnocení dat vzletů provedených z úplného zastavení ... 64

5.1.1 Porovnání délky rozjezdu u letů ze zastavení ... 64

5.1.2 Porovnání délky vzletu u letů ze zastavení ... 69

5.2 Výsledky vyhodnocení všech vzletů ... 73

5.2.1 Porovnání délky rozjezdu všech vyhodnocených letů ... 74

5.2.2 Vyhodnocení celkové délky vzletu u všech letů ... 78

6 Diskuse ... 83

7 Závěr ... 84

Seznam obrázků

Obrázek 1: Počet nehod v obchodní letecké dopravě za roky 2002-2021[7] 17

Obrázek 2: Vyhlášené délky [14] 26

Obrázek 3: Fáze vzletu [15] 27

Obrázek 4: Základní rozdělení sil za letu [15] 28

Obrázek 5: Rozložení sil během stoupání letounu [17] 30

Obrázek 6: Průběh tahu produkovaného vrtulí v závislosti na rychlosti letu [13] 33

Obrázek 7:Průběh teploty v MSA [21] 40

Obrázek 8: Průběh tlaku v MSA 41

Obrázek 9: Letoun Cessna 172S [autor] 50

Obrázek 10: Cockpit letounu Cessna 172S za letu [autor] 51

Obrázek 11: Funkční jednotky GDU 1040/1044B systému Garmin G1000 53

Obrázek 12: Údaje zaznamenávané na SD kartu [24] 55

Obrázek 13: Letištní mapa LKHK [26] 56

Obrázek 14: Tabulka z POH letounu Cessna 172S pro výpočet délky vzletu [27] 62

Obrázek 15: Graf porovnání naměřených a vypočtených délek rozjezdu 65

Obrázek 16: Graf četností rozdílů délek rozjezdu 65

Obrázek 17: Rozdíly mezi naměřenou a vypočtenou hodnotou rozjezdu v krabicovém grafu 66

Obrázek 18: Grafické znázornění poměru mezi délkami rozjezdu 67

Obrázek 19: Bodový graf porovnání délek rozjezdu 68

Obrázek 20: Graf četností naměřených délek rozjezdu 68

Obrázek 21: Krabicový graf rozdělení naměřených délek rozjezdu 69

Obrázek 22: Graf porovnání naměřených a vypočtených délek vzletu 70

Obrázek 23: Graf četnosti naměřených délek vzletu 70

Obrázek 24: Rozdíly mezi naměřenou a vypočtenou hodnotou vzletu v krabicovém diagramu 71

Obrázek 25: Grafické znázornění poměru mezi délkami vzletu 71

Obrázek 26: Bodový graf porovnání délek vzletu 72

Obrázek 27: Graf četností naměřených délek vzletu 72

Obrázek 28: Krabicový graf rozdělení naměřených délek vzletu 73

Obrázek 29: Graf porovnání naměřených a vypočtených délek rozjezdu 74

Obrázek 30: Graf četností rozdílů délek rozjezdu 75

Obrázek 31: Rozdíly mezi naměřenou a vypočtenou hodnotou rozjezdu v krabicovém grafu 75

Obrázek 32: Grafické znázornění poměru mezi délkami rozjezdu 76

Obrázek 33: Bodový graf porovnání délek rozjezdu 77

Obrázek 34: Krabicový graf rozdělení naměřených délek vzletu 77

Obrázek 35: Krabicový graf rozdělení naměřených délek rozjezdu 78

Obrázek 36: Graf porovnání naměřených a vypočtených délek vzletu 79

Obrázek 37: Graf četností rozdílů délek vzletu 80

Obrázek 38: Krabicový graf rozdílů délek vzletu 80

Obrázek 39: Grafické znázornění poměru mezi naměřenými a vypočtenými délkami vzletu 81

Obrázek 40: Bodové porovnání délek vzletu 81

Obrázek 41: Graf četností naměřených délek vzletu 82

Obrázek 42: Naměřené délky vzletu na krabicovém grafu 82

Seznam tabulek

Tabulka 1: Typické hodnoty koeficientu tření pro různé povrchy RWY [19] 36

Tabulka 2: Podmínky na hladině moře dle MSA [20] 39

Seznam symbolů a zkratek

AIP	Letecká informační příručka – Aeronautical information publication
AMC	Přijaté způsoby průkazu – Acceptable means of compliance
ARO	Požadavky na úřady v oblasti letového provozu – Authority requirements for air operations
ASDA	Použitelná délka přerušeného vzletu – Accelerate-stop distance available
BEW	Základní prázdná hmotnost – Basic empty weight
BRP	Bod odbrzdění – Brake release point
CAT	Obchodní letecká doprava – Commercial air transport
CS	Certifikační specifikace – Certification specification
CWY	Předpolí – Clearway
ČR	Česká republika – Czech Republic
EASA	Evropská agentura pro bezpečnost letectví – European aviation safety agency
EFIS	Elektronický letový informační systém – Electronic flight information systém
EU	Evropská unie – European union
ft	Stopa (měrová jednotka) – Feet (dimensional unit)
ft/min	Stopy za minutu – Feet per minute
GNSS	Globální družicový navigační systém – Global navigation satellite systém
GM	Poradenský materiál – Guidance materiál
GPS	Globální polohový systém – Global positioning system
GS	Rychlost vůči zemi – Ground speed
HW	Čelní vítr – Headwind
ICAO	Mezinárodní organizace pro civilní letectví – International civil aviation organization
IFR	Pravidla pro let podle přístrojů – Instrument flight rules
inHg	Palec rtuťového sloupce – Inch of mercury
IR	Prováděcí pravidla – Implementing rules
km/h	Kilometr za hodinu – Kilometer per hour
kt	Uzel – Knot
lb	Libra – Pound
m	Metr – Meter

m/s	Metr za sekundu – Meter per second
MFD	Multifunkční displej – Multi-function display
MOPSC	Maximální provozní konfigurace sedadel pro cestující – Maximum operational passenger seating configuration
MTOW	Maximální vzletová hmotnost – Maximum take-off weight
NCC	Neobchodní provoz složitých motorových letadel – Non-commerical operations with complex motor-driven aircraft
NCO	Neobchodní provoz jiných než složitých motorových letadel – Non-commercial operations with other than complex motor-powered aircraft
OPS	Letový provoz – Aircraft operations
ORO	Požadavky na provozovatele v oblasti letového provozu – Organisations requirements for air operations
OSN	Organizace spojených národů – United nations
PFD	Primární displej – Primary flight display
POH	Provozní příručka pilota – Pilot's operating handbook
QNH	Tlak vzduchu přepočtený na hladinu moře
RPM	Otáčky za minutu – Revolutions per minute
RWY	Vzletová a přistávací dráha – Runway
SARPS	Standardy a doporučené postupy – Standards and recommended practices
SPA	Zvláštní opatření – Specific approvals
SWY	Dojezdová dráha – Stopway
TAS	Pravá vzdušná rychlost – True air speed
THR	Práh dráhy – Threshold
TODA	Použitelná délka vzletu – Take-off distance available
TORA	Použitelná délka rozjezdu – Take-off run available
TW	Zadní vítr – Tailwind
U.S.	Gal Americký galon – United States Gallon
VFR	Pravidla pro let za viditelnosti – Visual flight rules
%	Procento (gradient) – Percent (gradient)
$°C$	Stupeň Celsia – Degree Celsius

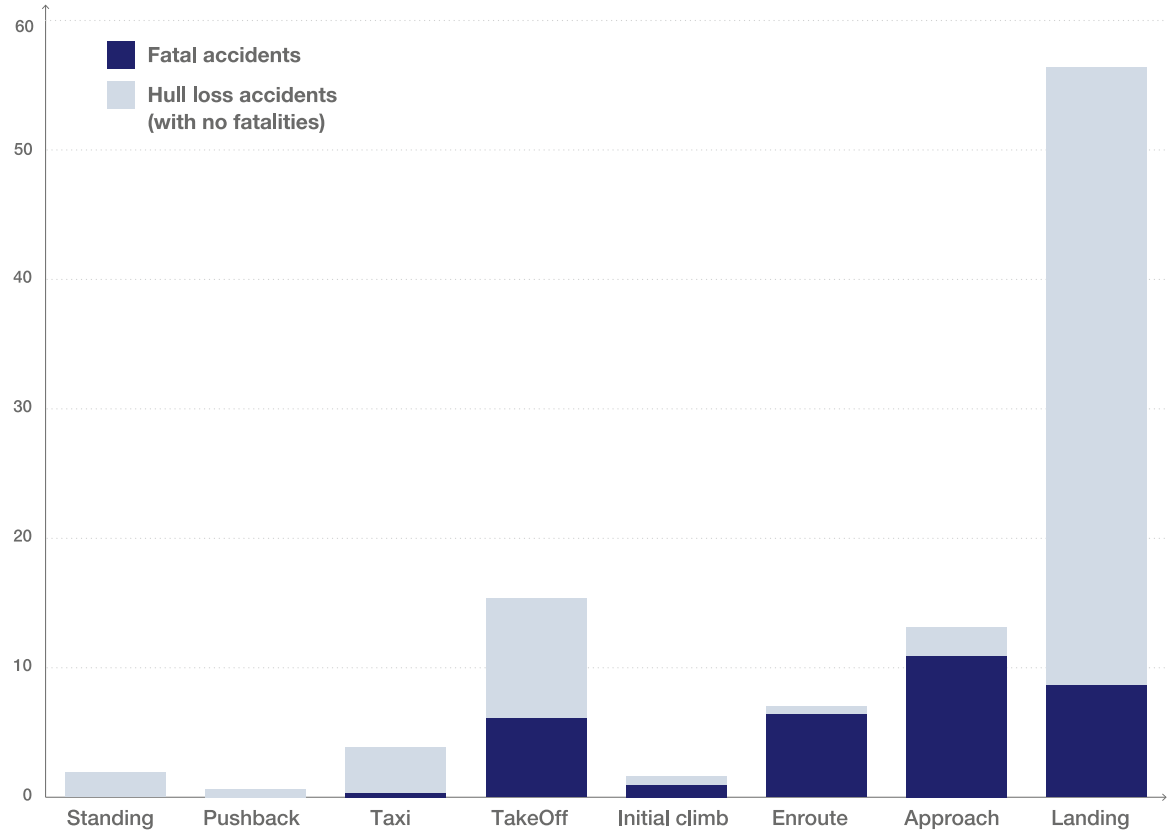
Úvod

Obecně v letectví, a to především v jeho civilním odvětví, je kladen důraz na nejvyšší možnou úroveň bezpečnosti. Bezpečnostní cíle by v civilním letectví měly být vždy nadřazené cílům samotné mise. Bezpečnost by nikdy neměla být kompromitována a snižována pod přijatelnou úroveň například kvůli zájmům ekonomickým nebo za cílem dopravení cestujících do destinace co nejrychleji, byť se v danou chvíli takové řešení nemusí jevit jako nejvýhodnější pro provozovatele. V letectví existuje mnoho kompromisů a je často nutné hledat různá optimální řešení. Správná aplikace nabytých znalostí umožňuje taková optimální řešení nacházet. Výkonnostní výpočty například mohou určit maximální vzletovou hmotnost letadla, která může být v dané situaci limitovaná například teplotou během tropického letního dne nebo vysokou nadmořskou výškou letiště odletu tak, aby byl i přes omezující faktory let maximálně ekonomicky výhodný, ale také aby zároveň bylo provedení letu bezpečné. Každá činnost spojená s tímto druhem dopravy obnáší určité postupy, doporučení a nařízení a podléhá kontrolám, jež si kladou za cíl tuto úroveň nejen udržovat, ale nadále i zvyšovat. Totéž platí také v problematice výkonnosti. Její správné porozumění a znalosti jsou tak důležitou a nedílnou součástí pro bezpečné provedení celého letu. Každé letadlo je odlišné. Výkonnostně se mohou lišit dokonce i jednotlivé varianty stejného typu letadla, například v závislosti na použitém typu motoru. Podmínky pro provedení letu jsou také pokaždé jiné. Letadlo je vždy jinak naloženo, a to nejen tak, že má letadlo na každý let jinou hmotnost, ale také těžiště samotné se může nacházet pokaždé na jiném místě, z čehož plynou některá výkonnostní omezení, která je třeba brát při předletové přípravě v úvahu. Rovněž meteorologické podmínky a jevy mají na dosahované výkony značný vliv. Vítr, teplota, srážky, tlak QNH, to vše jsou proměnné, které je třeba znát pro výpočty spojené s výkonnostmi. Výkonnost tak není osamocená disciplína, ale úzce souvisí s dalšími leteckými vědami, jako je například aerodynamika, hmotnost a vyvážení letadel, nebo dokonce meteorologie. Komplexní chápání výkonnosti a zjištění výkonnostních informací je klíčové pro bezpečné provedení celého letu.

2 Teoretické základy práce

Účelem této kapitoly je uvedení čtenáře do problematiky výkonů a výkonnosti letadel a následné vysvětlení základních pojmů s touto problematikou spojených. Pro správné porozumění je nezbytné zavést jednotnou terminologii a odborné pojmy poté správně interpretovat. Cílem je obsáhnout nezbytný teoretický základ zabývající se leteckou výkonností, a to zejména ve fázi vzletu, a také uvést v patrnost legislativní pozadí výkonnosti v letectví jak obecně ve světe, tak zejména ve státech Evropské unie.

Vzlet, který je hlavním motivem této práce, se společně s přistáním řadí mezi kritické fáze letu. Toto tvrzení je podloženo nařízením Komise Evropské unie č. 965/2012, ve kterém je takový popis přímo použitý. Název „kritický“ plyne z faktu, že z pohledu bezpečnosti se jedná o fáze, během nichž je letoun v největším ohrožení a statisticky se nejvíce leteckých nehod odehraje právě během těchto částí letu. Z tohoto důvodu je třeba věnovat náležitý důraz výkonnostním výpočtům právě během těchto fází letu [1].



Obrázek 1: Počet nehod v obchodní letecké dopravě za roky 2002-2021[7]

2.1 Letecké organizace a jejich právní struktura

Právní podklady pro požadavky na výkonnost i jiné aspekty v letectví stanovují letecké organizace. Zastřešujícím orgánem v této oblasti je ICAO (International Civil Avitation Organization), v rámci států Evropské unie pak působí zejména EASA (European Aviation Safety Agency).

2.1.1 ICAO

ICAO, tedy Mezinárodní organizace pro civilní letectví, sdružuje 193 států po celém světě, které se připojily k podpisu Chicagské úmluvy. ICAO vzniklo na jejích základech v prosinci roku 1944 a smlouvu tehdy podepsalo 52 států, kdy se členem stalo i tehdejší Československo [2].

Úkolem organizace je rozvoj mezinárodního civilního letectví, zajištění bezpečnosti a co největší možné míry standardizace veškerých postupů a pravidel a v neposlední řadě se ICAO také stará o administrativní činnost v civilní letecké dopravě po celém světě. ICAO rovněž provádí různá školení nebo audity. Má přímé vazby na výkonné orgány členských států, tedy jejich ministerstva a úřady.

Potřeba organizace, která by stanovovala jednotlivá pravidla a doporučení, se objevila v souvislosti s rozvojem letecké dopravy během 2. světové války, kdy nastala potřeba o sjednocení a standardizaci leteckých postupů v co největší možné míře a s co nejširším prostorovým zacílením. Během pouhých šesti let během války dosáhlo takového rozvoje, jako by za mírových okolností dosáhlo takřka za celého čtvrt století [5].

Jak bylo zmíněno dříve, činnost ICAO vznikla na základech takzvané Chicagské úmluvy, k níž se následně váže 19 annexů, nazývaných také přílohy, ve kterých jsou uvedeny standardy a doporučení pro mezinárodní civilní letecký provoz, tzv. SARPs, v anglickém jazyce Standards and Recommended Practices. U standardů je očekáváno, že je státy převezmou do svých národních zákonů. Samotná doporučení nejsou ale nadřazena zákonům jakéhokoliv státu, státy je mohou přebírat a v ideálním případě, pokud jsou z hlediska daného státu považována za vhodná, se vydávají v národních zákonech, které závazné jsou. V případě, že se stát rozhodne taková doporučení nepřijmout, je povinen publikovat rozdíly v národním AIPu (Aeronautical Information Publication). V České republice byly standardy a doporučení z ICAO annexů částečně předělána do podoby leteckých předpisů L1 až L19. ICAO rovněž vydává dokumenty ICAO Docs.

2.1.2 EASA

EASA je Evropskou organizací pro civilní letectví, která byla založena roku 2002. Je orgánem, který zajišťuje vytváření pravidel a který dohlíží na jejich dodržování v rámci 27 států Evropské unie a dalších čtyř nečlenských států EU, konkrétně Švýcarska, Norska, Islandu a Lichtenštejnska. [3]

EASA si pokládá za cíl zajistit nejvyšší možnou míru bezpečnosti a ochrany pro občany zemí EU a chránit životní prostředí v důsledku vlivu civilního letectví v Evropě. Dalším úkolem je vytvoření jednotných předpisů a certifikačních procesů, vývoj jednotného trhu v oblasti letectví. EASA rovněž zastává funkci dozorujícího a bezpečnostního orgánu. [4]

Evropská unie vydává několik typů právních aktů, které se v běžné praxi dělí do dvou základních skupin. Pro úplnost je nutno zmínit, že následující dělení není žádným způsobem oficiálně stanoveno a jedná se o určité zjednodušení. První skupinou je tzv. Hard Law, do níž lze zařadit nařízení, akty v přenesené pravomoci, prováděcí akty a prováděcí pravidla. Nejprve je Evropským parlamentem vydáno nařízení, na jehož základě jsou později vydány Evropskou komisí prováděcí pravidla. Všechny tyto dokumenty jsou závazné pro státy, které jsou členy organizace EASA. V tomto případě mají nařízení přednost před národní legislativou.[6]

Druhou skupinou je tzv. Soft Law, která dále vysvětluje a stanovuje, jakým způsobem dodržovat samotná nařízení. Do Soft Law se řadí Certifikační Specifikace – Certification Specifications (CS), Přijatelné Způsoby Prokazování – Acceptable Means of Compliance (AMC) a Výkladové Materiály – Guidance Material (GM). Žádný z těchto dokumentů není závazný a představuje pouze možný způsob, jakým plnit závazná nařízení.

2.2 Legislativa stanovující požadavky na výkonnost

V této kapitole je uveden popis základních dokumentů vydaných organizací EASA, ve kterých jsou definovány výkonnostní požadavky na letadla dle druhů provozu, dle třídy výkonnosti a dle kategorie, do které jsou letadla zařazena. Všechny požadavky pro certifikaci a nařízení, která výkonnostní požadavky obsahují a popisují, si kladou za cíl přispívat k nejvyšší možné bezpečnosti leteckého provozu.

2.2.1 Nařízení komise (EU) č. 965/2012

Nařízení je také obecně známé pod názvem EU Air Ops. Tvoří jej deset článků a osm annexů. Původně nařízení obsahovalo kromě zmíněných článkům pouze pět annexů. Annexy VI a VII

byly doplněny pozměňovacím nařízením Komise (EU) č. 800/2013 a poslední annex VIII byl začleněn nařízením Komise (EU) 379/2014. V annexu I jsou uvedeny definice zásadních pojmů, které je nutno jednotně určit pro správné pochopení nařízení. Pro výkonnost jsou dále zásadní přílohy IV a VI-VIII, které se ve vyhrazených částech věnují výkonnostním požadavkům dle jednotlivých druhů provozu letadel. Nařízení se zabývá rovněž provozem vrtulníků ve všech druzích provozu. Každý druh je popsán a definován na začátku každé své přílohy.[8]

Annex IV, pojmenovaný jako PART-CAT, se věnuje obchodnímu leteckému provozu. V tomto annexu jsou kromě požadavků, které musí letadlo výkonnostně splňovat pro určitý let za daných podmínek., popsány také zvláštní požadavky pro každou třídu výkonnosti. V annexu IV jsou mimo jiné popsány obecné požadavky pro lety této kategorie, provozní postupy, které by měly být během každého letu v obchodní letecké dopravě splněny nebo požadavky na přístroje, data a vybavení.[8]

Nařízení Komise (EU) č. 965/2012 původně neobsahovalo požadavky kladené na neobchodní provoz, později se ale nařízení o tyto požadavky doplnilo pozměňovacím nařízením a přibyly Anexy VI známý pod názvem PART-NCC a VII zvaný PART-NCO. Tyto dva dodatky obsáhly neobchodní lety se složitými motorovými letadly a neobchodní letový provoz s jinými než složitými motorovými letadly. Přílohy VI a VII mají opět stejnou strukturu jako příloha IV, v jednotlivých hlavách jsou uvedeny obecné požadavky vztahující se ke každému druhu provozu, provozní postupy, výkonnost letadla a provozní omezení a přístroje, údaje a vybavení, kterými by mělo každé letadlo v rámci zařazení ve svém druhu provozu disponovat [8].

V poslední hlavě VIII, pojmenované PART-SPO, jsou popsány ve stejně strukturované formě jako u předchozích příloh požadavky, které jsou kladeny na zvláštní provoz letadel, kdy je letadlo použito pro zvláštní činnost, jako je zemědělství, výstavba, snímkování, průzkum, pozorování a hlídkování, letecká reklama nebo kontrolní lety po údržbě [8].

Z pohledu výkonnosti nařízení specifikuje její minimální požadovanou míru pro každou třídu výkonnosti letounů a jejich druh provozu v každé části letu.

2.2.2 CS-23

Právní dokument CS-23 obsahuje certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Vztahuje se na jednomotorové letouny s devíti a

méně sedadly do kterých se však nezapočítávají sedadla pilotů, se schválenou maximální MTOM 5670 kg (12500 lb) a méně nebo dvoumotorová vrtulová letadla v kategorii pro sběrnou dopravu s devatenácti nebo méně sedadly rovněž bez sedadel pro piloty s MTOM 8618 kg (19000 lb) nebo nižší. Letouny mohou být certifikované jak pro lety za podmínek VFR, tak i za podmínek IFR. Typickým zástupcem letadel, která jsou certifikována dle dokumentu CS-23 jsou například nové verze letounů Piper PA-34 Seneca, Tecnam P-2006T nebo také některá turbovrtulová letadla, jako je Beechcraft King Air C90 [9].

2.2.3 CS-25

Dokument CS-25 se zaměřuje na velká letadla s turbínovým motorem. Certifikační specifikace podobným způsobem jako u CS-23 popisují požadavky na letouny, a to nejen výkonnostní, které by měly letouny splňovat. V dokumentu CS-25 není uveden žádný konkrétní hmotnostní limit, kterého se certifikační specifikace týkají [10].

2.2.4 Annex 8 a letecký předpis L8

Annex 8 je legislativní dokument vydaný již dříve zmíněnou leteckou organizací ICAO. Letecké předpisy řady L jsou vydávány pouze v rámci České republiky Ministerstvem dopravy ČR a jsou tvořeny na základě standardů a doporučených postupů převzatých z ICAO annexů. Annex 8 a předpis L8 se věnují letové způsobilosti letadel a v předpisu jsou rovněž stručně uvedeny výkonnostní požadavky. L8 je z části, ale ne zcela přebraný Annex 8. Letecké předpisy řady L a pravidla v nich uvedena jsou využívány pouze v případě, kdy EASA neschraňuje typový certifikát daného letounu, jako je tak například letoun AN-2 nebo v případě, kdy se určitou problematikou dokumenty vydávané organizací EASA vůbec nezabývají.

2.3 Definice a základní pojmy

Jednotná terminologie a definice pojmů je nezbytným předpokladem správného chápání jakéhokoli tématu. V této kapitole jsou uvedeny základní pojmy a definice, které jsou využívány v tématu výkonnosti letadel.

2.3.1 Letadlo a letoun

Letadlo a letoun jsou základní pojmy, které je třeba na základě přesné definice odlišovat. Definice obou slov vychází například z Annexu 8 nebo z leteckého předpisu řady L, konkrétně se jedná o předpis L8. Zmíněné pojmy jsou ale široce používané, a tak jejich definici lze nalézt v mnoha dalších předpisech.

Letadlo je zařízení schopné vyvozovat síly nesoucí jej v atmosféře z reakcí vzduchu, které nejsou reakcemi vůči zemskému povrchu. Část definice vylučující reakce vůči zemskému povrchu je zde podstatná, z kategorie letadel vyřazuje například vznášedlo nebo ekranoplán. Naopak dle předpisu L8 se mezi letadla řadí také letadla, která jsou dálkově ovládána. Letadlo je termín nadřazený slovu letoun, zahrnuje v sobě jak letouny, tak vrtulníky nebo také kluzáky [11].

Letoun je letadlo těžší než vzduch, s pohonem, vyvozující vztlak za letu hlavně z aerodynamických sil na plochách, které za daných podmínek letu zůstávají vůči letadlu nepohyblivé [11].

Cessna 172, které se věnuji v praktické části své práce a na které provádím porovnání vypočtených a dosahovaných výkonů při vzletu, náleží jak do skupiny letounů, tak i do nadřazené obecnější kategorie letadel.

2.3.2 Složité motorové letadlo a jiné než složité motorové letadlo

Složité motorové letadlo, jehož definice vychází z Nařízení Evropského parlamentu a Rady (ES) 216/2008, musí v případě letouny splňovat následující charakteristiky:

- maximální certifikovaná vzletová hmotnost je vyšší, než 5700 kg
- počet sedadel je 19 nebo vyšší
- je uzpůsoben pro provoz s minimálně dvěma piloty
- je vybaveno proudovým motorem nebo více proudovými motory, případně více než jedním turbovrtulovým motorem

Jednoduché motorové letadlo je jakékoliv jiné letadlo s pohonem, které nesplňuje charakteristiky uvedené výše. Letoun Cessna 172 nesplňuje ani jedno z kritérií uvedených výše, a proto se řadí mezi jiná než složitá motorová letadla [12].

2.3.3 Druhy provozu letadel

Na problematiku samotného vzletu i ostatních částí letu, je nahlíženo různým způsobem, a to dle druhu provozu, za jehož pravidel je let právě uskutečňován. Jako příklad lze uvést minimální použitelná délku rozjezdu a vzletu, na níž je v obchodním leteckém provozu nahlíženo přísněji než na neobchodní provoz. Air Ops, tedy Nařízení komise (EU) č. 965/2012 druhy provozu, jak již bylo dříve zmíněno, náležitě charakterizuje.

- **obchodním provozem** se rozumí jakýkoliv provoz letadla za úplatu nebo jinou protihodnotu, jenž je přístupný veřejnosti, nebo pokud není přístupný veřejnosti, je prováděn na za základě smlouvy mezi provozovatelem a zákazníkem, přičemž zákazník nemá nad provozovatelem kontrolu [1]
- **zvláštním provozem** je jakýkoliv provoz jiný než provoz v obchodní letecké dopravě, kdy je letadlo použito pro zvláštní činnost, jako je zemědělství, výstavba, snímkování, průzkum, pozorování a hlídkování, letecká reklama, kontrolní lety po údržbě [1]
- **neobchodní provoz** je jakýkoliv jiný provoz, který nespadá do definice obchodního leteckého provozu

Ve své práci se budu zaobírat dále jen požadavky a výkonností letounů provozovaných v rámci neobchodního leteckého provozu, zejména se zaměřím na neobchodní letový provoz s jiným než složitým motorovým letadlem.

2.3.4 Třídy výkonnosti letounů

Základní výkonnostní rozdělení letounů se dělí do tří kategorií. Měřítkem pro tuto kategorizaci letounů je zejména použitý druh pohonu, dále pak maximální certifikovaná vzletová hmotnost MTOM a maximální počet míst k sezení MOPSC.

- **třídou výkonnosti A** se rozumějí vícemotorové letouny poháněné turbovrtulovými motory s MOPSC větší než 9 nebo s MTOM větší než 5700 kg a všechny vícemotorové letouny poháněné proudovými motory

Klasickým zástupcem letounu třídy výkonnosti A je například Boeing 737NG nebo Airbus A320 Family.

- **třídou výkonnosti B** jsou chápány letouny poháněné vrtulovými motory, ať už s pístovými nebo turbínovými motory, jejichž MOPSC je nižší než 9 případně jejichž MTOM je nižší než 5700 kg

Typickým příkladem je letoun Cessna 172 nebo Piper PA-34 Seneca.

- **třídou výkonnosti C** jsou letouny, které jsou poháněny výhradně pístovými motory a jejich MOPSC je větší než 9 nebo jejich MTOM je vyšší než 5700 kg

Letouny třídy výkonnosti C již v dnešní době nejsou příliš časté a jedná se spíše o letouny historické. Zástupcem je například letoun DC-3.

V následných částech své bakalářské práce se budu věnovat pouze třídě výkonnosti B, protože na letounu této třídy uskutečňuji měření.

2.4 Obecné principy vzletu a vzletová výkonnost

V této podkapitole se budu zabývat obecnými principy vzletu a jeho pravidly, která jsou uplatňována speciálně pro třídu výkonnosti letounů B, jak v rámci provozu obchodního, tak i zejména neobchodního provozu, za jehož pravidel probíhá měření zahrnuté v praktické části této práce. Dále zde budou vysvětleny výkonnostní charakteristiky letounů během vzletu a faktory ovlivňující výkonnost dosahované během vzletu.

2.4.1 Vyhlášené délky pro vzlet

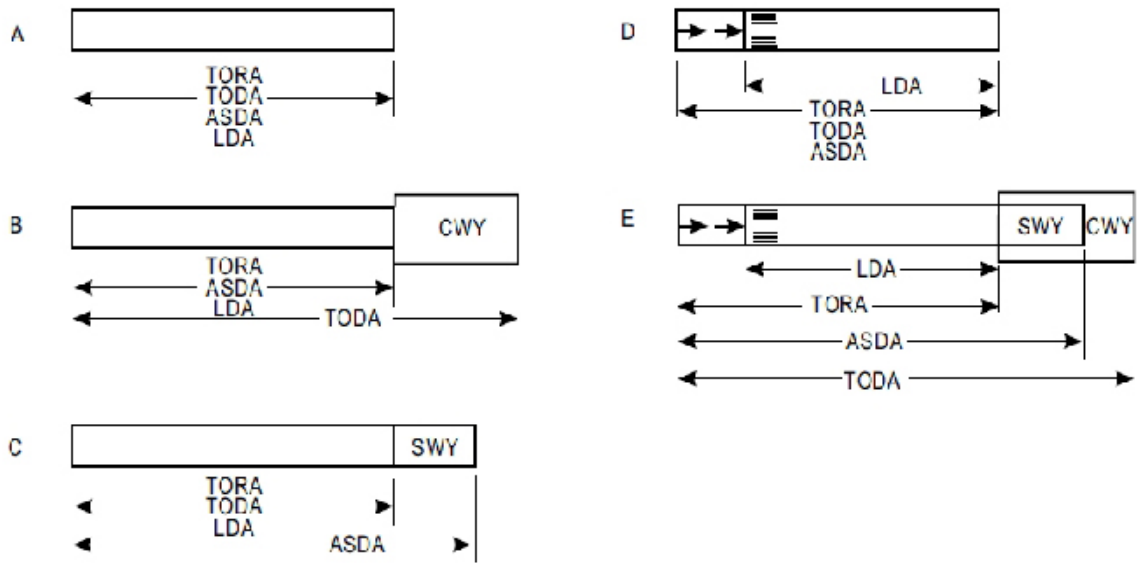
Pro každou dráhu určenou pro letecký provoz jsou vyhlášeny základní délky, které jsou určující pro vzlet a přistání. Přesné definice jsou uvedeny v Annexu 14 a v českém předpisu L14.

- **TORA** (Take-off run available) je použitelná délka rozjezdu, která v sobě zahrnuje délku RWY, která je vhodná a použitelná pro rozjezd letounu během fáze vzletu [14]
- **TODA** (Take-off distance available) je použitelná délka rozjezdu zvětšená o předpolí, pokud je zřízeno, TODA v sobě zahrnuje délku pozemní i vzdušné části vzletu až do výšky, ve které je manévr ukončen [14]
- **ASDA** (Accelerate stop distance available) je použitelná délka rozjezdu zvětšená o dojezdovou dráhu, pokud je zřízena, ASDA je rozhodující pro případ přerušeného vzletu a je maximální vzdáleností, na které lze letoun v případě přerušeného vzletu zastavit [14]

2.4.2 Prvky vyhlášených délek

- **RWY** (Runway), v českém jazyce nazývaná jako dráha, je vymezená pravoúhlá plocha na pozemním letišti upravená pro potřeby a přistání letadel [14]
- **CWY** (Clearway), v českém jazyce předpolí, je plocha na zemi nebo na vodě, která je pod dohledem příslušného leteckého úřadu dané země vybraná nebo upravená pro potřeby počátečního stoupání během vzletu jako plocha, nad níž toto stoupání může být provedeno. Clearway by měla být široká alespoň 500 ft (152 m) a dosahuje do délky umístění první nerozbitné překážky, avšak maximálně do délky rovnající se polovině délky TORA [14]
- **SWY** (Stopway), v českém jazyce dojezdová dráha, je vymezená pravoúhlá plocha na zemi navazující na konec použitelné délky rozjezdu. Je upravená tak, aby na ní letadlo mohlo zastavit v případě přerušeného vzletu. Obvykle bývá zpevněná, ale její únosnost není tak velká, jako je únosnost RWY [14]

Všechny tyto vzdálenosti mohou být upravené v případě využití posunutého prahu dráhy. V takové situaci není práh dráhy totožný se samotným začátkem dráhy, což bude mít za následek zmenšení všech vyhlášených délek za předpokladu zachování délek ostatních prvků.



Obrázek 2: Vyhlášené délky [14]

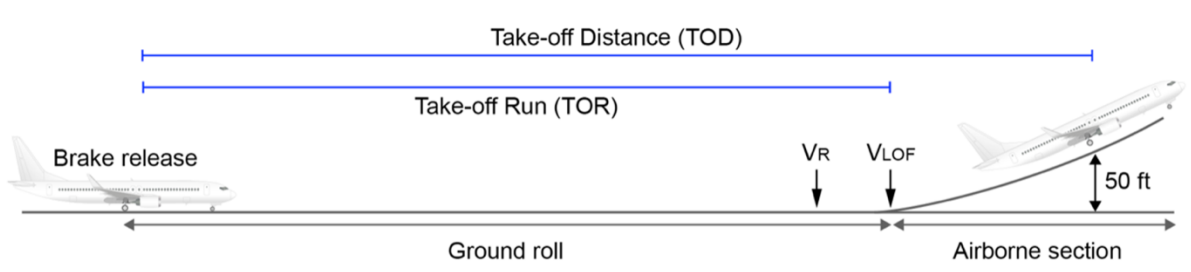
2.4.3 Vzlet

Vzlet, jako část letu, je možné definovat jako neustálený pohyb, během něhož se letoun rozjede obvykle z nulové počáteční rychlosti vůči zemi na RWY a za následného počátečního stoupání dosáhne předepsané výšky při bezpečné rychlosti vzletu. Slovo neustálený znamená, že během tohoto manévru letoun vykonává pohyb, jehož rychlost není konstantní a působí na něj zrychlení, které zajišťuje jeho pohonná jednotka, ať už se jedná o urychlený pohyb vzduchu samotným motorem v případě proudového letounu, nebo vzduch urychlený vrtulí poháněnou pístovým motorem.

Vzlet se dělí na dvě části, část pozemní a vzdušnou. První část začíná na zemi za nulové počáteční pozemní rychlosti ve bodě, ve kterém pilot uvolní brzdy letounu, který se v anglické terminologii se pro tento bod používá termín Brake Release Point (BRP), v němž pilot nastaví vzletový výkon [15]. Není ale běžnou praxí, že by byl plný vzletový výkon nastavený ještě během doby, kdy je letoun zabrzděný. Takový postup se provádí obvykle pouze pro Short Field Take-off, který lze popsat jako vzlet, jehož délku je třeba co nejvíce zkrátit, obvykle z důvodu překážek v ose vzletu. Ve většině případů jsou brzdy uvolněny v momentě, kdy má letoun

nastavený vyšší volnoběh, případně dobíjecí otáčky motoru pro pístové vrtulové letouny. Při dosažení určité rychlosti V_R pilot působí silou na páku řízení přitažením, kdy tímto podnětem dojde k nazdvihnutí přídě letounu. Dojde ke zvýšení součinitele vztlaku zvýšením úhlu náběhu na křídlech a za stálého zrychlování dojde k odpoutání letounu od země při rychlosti V_{LOF}. V bodě nazdvihnutí letounu je ukončena pozemní část vzletu. Délka pozemní části vzletu se jmenuje v anglické terminologii Ground Roll nebo také Ground Run. Tato délka je základním prvkem požadované délky rozjezdu, která musí být vždy menší nebo maximálně rovna dostupné délce rozjezdu TORA. Obvykle je minimální požadovaná délka rozjezdu ještě upravena o různé koeficienty s cílem zajistit maximální možnou bezpečnost během vzletu. Všechny vzletové rychlosti jsou buď vypočítávány nebo jsou vybrány z tabulek na základě aktuálních parametrů.

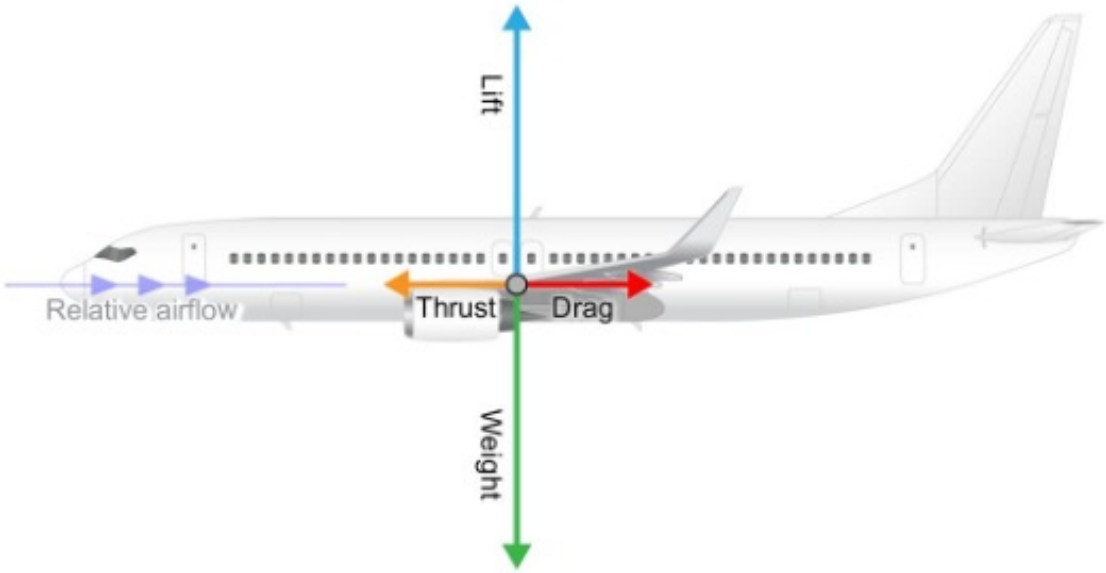
Druhá část vzletu je část vzdušná. Navazuje na pozemní v bodě nazdvihnutí letounu a je ukončena ve smluvené výšce nad RWY, která je odlišná pro různé třídy výkonností letounů. Pro třídu výkonnosti A je to 35 ft (11 m) a pro třídu výkonnosti letounů B je stanovena výška 50 ft (15 m). Tato výška, kterou letoun musí během vzletu dosáhnout, je známá pod pojmem Screen Height, kterou si lze představit jako pomyslnou rovinu ve smluvní výšce nad bodem odpoutání, kterou by letadlo prolétlo právě ve chvíli, kdy ji protne poslední část letounu při nulovém náklonu s vysunutým podvozkem. Celková délka vzletu je součtem délky pozemní části a průmětu vzdušné části do vodorovné roviny. Celková požadovaná délka vzletu musí být opět menší nebo maximálně rovna dostupné délce vzletu TODA. Na základě samotného výpočtu vznikne tzv. Gross Take-off distance, která je vypočtenou délkou vzletu na základě informací o faktorech tuto délku ovlivňujících. Následnou aplikací bezpečnostních koeficientů nebo faktorů za účelem zvýšení bezpečnosti se získá tzv. Net Take-off distance.



Obrázek 3: Fáze vzletu [15]

2.4.4 Síly působící na letoun při vzletu

Během vzletu na letoun působí čtyři základní síly, které jsou stejné jako za vodorovného ustáleného letu. Nejsou ale v každém okamžiku stejně velké a mají tedy určitý průběh v závislosti na fázi letu. Přesto, že je vzlet rozdělený do dvou částí, pozemní a vzdušné, skládá se vlastně ze tří akcí. Letoun nejprve akceleruje po RWY za účelem dosažení rychlosti V_R, následuje samotná rotace letoun a v poslední fázi dojde k odpoutání letounu od země a přechodu do stoupání [19]. Téměř všechny síly se mění podle těchto akcí.



Obrázek 4: Základní rozdělení sil za letu [15]

Základními silami jsou **síla tíhová**, která je výslednicí síly gravitační a odstředivé síly Země. Její směr působení lze pro praktické použití v letectví považovat za svislý směrem do středu Země a tento směr se za žádných okolností nemění. Její výslednice působí v těžišti každého tělesa. Tíhovou sílu můžeme během celého vzletu u malých letadel typu Cessna 172 považovat za téměř konstantní. Za letu se mění pouze úbytkem paliva spalováním v motoru, případně spotřebou dalších provozních kapalin, jakými jsou například olej nebo odmrazovací kapalina. Tíhovou sílu lze vypočítat následujícím základním vzorcem:

$$F = m \cdot g \tag{1}$$

kde m je aktuální hmotnost letounu a g je tíhové zrychlení Země, které se mírně odlišuje v závislosti na zeměpisné šířce. V anglické literatuře se tíhová síla běžně označuje jako tíha W.

Další silou je **vztlak**. Vztlak je silou opačnou k tíze a je právě tou základní silou, která zajišťuje samotný let. Vztlak, který je generován, je závislý na mnoha parametrech a vyjadřuje ho následující rovnice:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_L \cdot S \tag{2}$$

kde ρ je hustota vzduchu, v je pravá vzdušná rychlost letounu TAS, c_L je součinitel vztlaku letounu a S je plocha aerodynamických ploch generujících vztlak. Tato rovnice se dá také vyjádřit jako součin dynamického tlaku a součinitele vztlaku a plochy aerodynamických ploch. Vznikne tedy rovnice:

$$L = Q_{dyn} \cdot c_L \cdot S \tag{3}$$

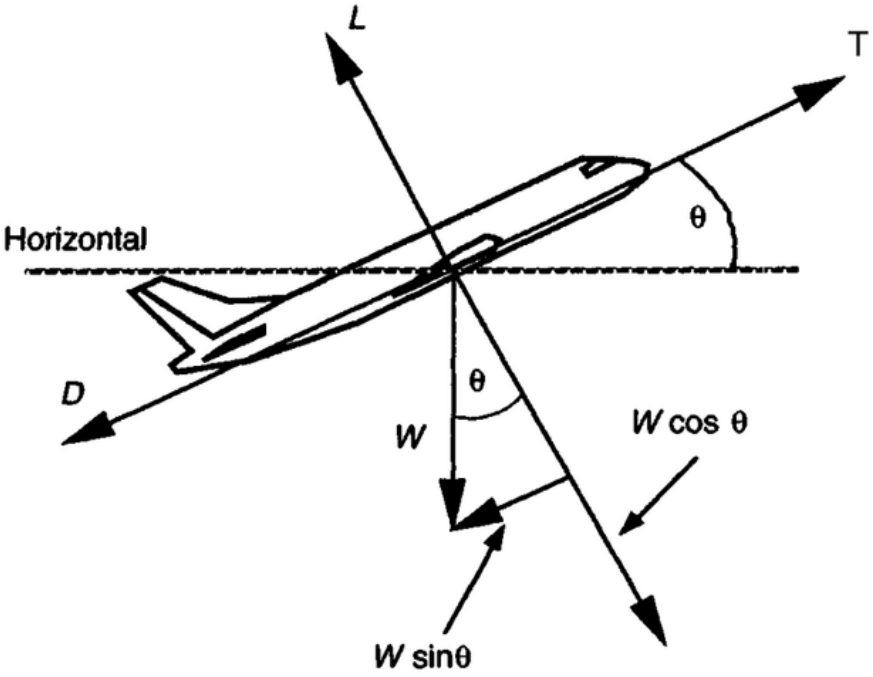
kde Q_{dyn} je dynamický tlak.

Jak je tedy vidět z rovnic uvedených výše, vztlak je síla, která je velmi dynamická a proměnlivá za letu. Pro udržení její konstantní hodnoty tak, aby oponovala tíze letounu, je třeba, aby například s měnící se hustotou během stoupání docházelo také ke změnám pravé vzdušné rychlosti TAS nebo aby byl úbytek hustoty vzduchu kompenzován přizpůsobováním hodnoty součinitele vztlaku. Součinitel vztlaku je parametr, který závisí především na úhlu náběhu a také celkovém tvaru profilu, který je takřka neměnný až na výjimku, kdy jsou používány výsuvné vztlakové prostředky (například vztlakové klapky) [16].

Vztlak je vždy kolmý k nabíhajícímu proudu a působí směrem nahoru. Působiště vztlaku lze umístit rovněž do jednoho bodu, který se nazývá aerodynamický střed. Během rotace při vzletu a následném stoupání letounu je ale vztlak potřebný k odpoutání a stoupání menší než v ustáleném vodorovném letu, protože vztlak musí kompenzovat pouze část síly tíhové a zbytek kompenzuje tah motorů. Vztlak během stoupání musí vyhovovat požadavkům kladeným následující rovnicí:

$$L = W \cdot cos\theta \tag{4}$$

kde W je tíha letounu a θ je úhel stoupání.



Obrázek 5: Rozložení sil během stoupání letounu [17]

Nezbytnou silou pro let je rovněž **tah**. Tah je síla, která je vytvářena motory letounu. Zcela základní princip vzniku tahu je totožný jak pro vrtulové motory, tak i pro motory proudové. V případě vrtulových motorů dochází k urychlení velkého množství vzduchu o menší rychlost, pro motory proudové vzniká síla tahu motoru urychlením menšího množství vzduchu na rychlost větší, než je u vrtulových motorů. Primárně se v této práci zaměřuji na vrtulová pístová

letadla. Fyzikální princip vzniku tahu u jakéhokoliv pohonu využívaného v letectví lze vysvětlit užitím Newtonových zákonů, zejména je třeba jmenovat 2. a 3. Newtonův zákon.

Zákon síly, jak se nazývá 2. Newtonův zákon, stanovuje fakt, že pokud na jakékoliv těleso nebo hmotu působí síla, pak se toto těleso pohybuje se zrychlením, které je přímo úměrné velikosti působící síly a nepřímo úměrné hmotnosti tělesa. Tento zákon lze užít i v opačném smyslu, pokud je těleso urychlováno, vzniká poté náležitá síla. V případě vzniku tahu je urychlováno určité množství vzduchu o dané hmotnosti prostřednictvím působení vrtule. Ve zjednodušeném případě, kdy lze považovat hmotnost i zrychlení za konstantní, má 2. Newtonův zákon následující podobu:

$$F = m \cdot a \tag{5}$$

kde F je výsledná síla, m je hmotnost tělesa, a je udělené zrychlení.

Pro případy, kdy nelze hmotnost a zrychlení považovat za zcela konstantní, jako to obvykle v reálných případech bývá, lze využít obecnější formu 2. Newtonova zákona, který je vyjádřen v podobě, že síla je rovna časové změně hybnosti:

$$F = \frac{dp}{dt} = \frac{d(mv)}{dt} \tag{6}$$

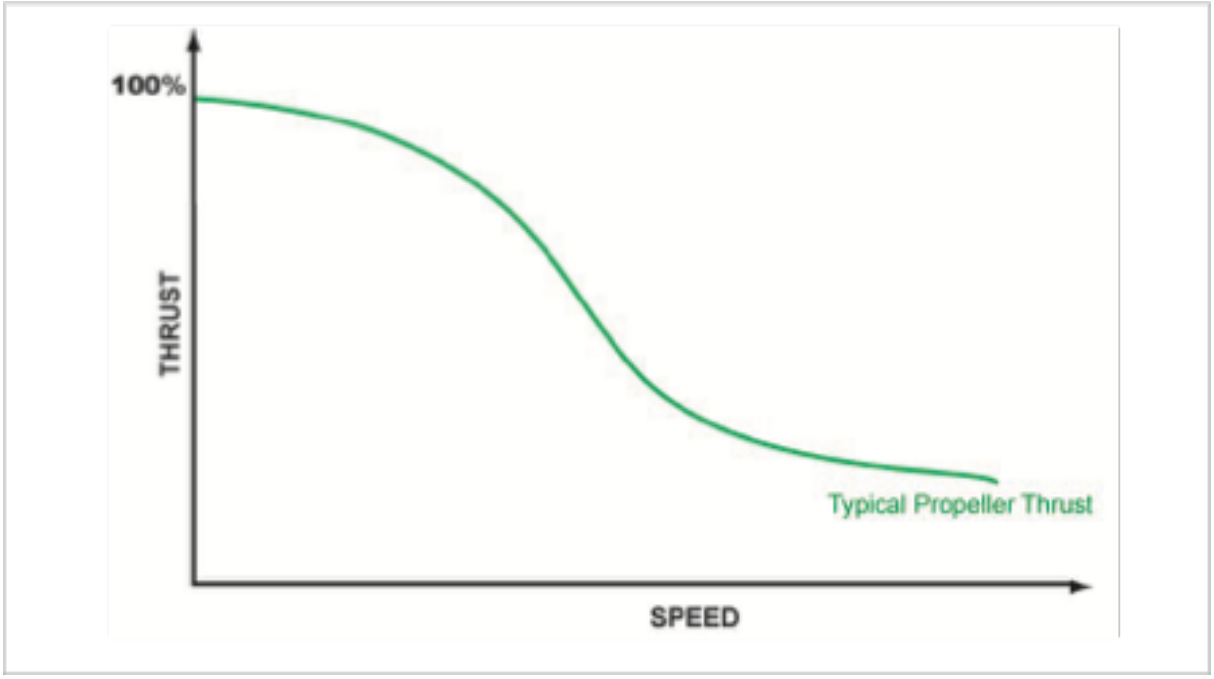
kde p je hybnost, v je rychlost a t je čas.

Dalším zákonem, který je třeba uplatnit ve vysvětlování vzniku tahu, je 3. Newtonův zákon, nazývaný jako Zákon akce a reakce. Ten stanovuje, že pokud těleso 1 působí na těleso 2 silou, pak působí také těleso 2 na těleso 1 stejně velkou opačně orientovanou silou. Tyto síly se ale navzájem neruší, protože každá z nich působí na jiné těleso. Z tohoto zákona vyplývá, že síly vznikají a zanikají současně a působení těles je za každých okolností vzájemné. Matematicky lze 3. Newtonův zákon vyjádřit následujícím způsobem:

$$\overrightarrow{F_{12}} = \overrightarrow{F_{21}} \tag{7}$$

Pro vysvětlení v praxi pro vznik tahu si lze představit, že urychlováním vzduchu prostřednictvím vrtule vzniká jako následek síla směřující rovnoběžně dozadu za letadlo ve směru proudu vzduchu, kdy tato síla působí na samotný vzduch. Zároveň ale vzniká stejně velká opačně orientovaná síla působící na letoun, která je právě samotným tahem letounu způsobujícím pohyb letounu vpřed.

Tah se během vzletu vždy v reálných podmínkách mění v závislosti na rychlosti letounu. Průběh této změny se liší, a to v návaznosti na použitý pohon. Obzvlášť to platí pro vrtulové pohony, tah u proudových motorů se mění výrazně méně a v častých případech zde dochází ke zjednodušování a tah je považován za konstantní. Tah vrtule je funkcí točivého momentu hřídele pístového motoru a úhlu náběhu vrtule. Vrtulový list má podobné charakteristiky jako křídlo letounu, jen v tomto případě vrtule ve vzduchu rotuje. Úhel náběhu vrtule je maximální při nulové dopředné rychlosti letounu a při maximálním úhlu náběhu a maximálních otáčkách vrtule produkuje maximální tah. Z tohoto předpokladu vyplývá, že maximálního tahu dosahuje během vzletu ve chvíli nastavení vzletového výkonu motoru v okamžiku uvolnění brzd. Následně bude tah klesat až do chvíle, kdy při určité rychlosti, která bude patrně větší než nepřekročitelná rychlost letounu, dosáhne tah nulové hodnoty. Průběh tahu v závislosti na pravé vzdušné rychlosti TAS lze ovlivnit nastavením stavitelné vrtule. Se zvětšující se rychlostí dochází k přestavování listů vrtule na hrubší úhel, čímž dojde ke zvětšování úhlu náběhu listů vrtule a lze oddálit výraznější pokles tahu až k vyšším rychlostem. Letouny se stavitelnou vrtulí dosahují vyšší účinnosti na širší škále rychlosti. Letoun Cessna 172 SP, na kterém je měření prováděno, disponuje pouze pevnou vrtulí. Pevné vrtule jsou nejvíce efektivní pouze pro jednu rychlost, která se odlišuje v závislosti na využití letounu. Ve většině případů bude taková vrtule uzpůsobená, aby byla maximálně účinná v cestovním letu.



Obrázek 6: Průběh tahu produkovaného vrtulí v závislosti na rychlosti letu [13]

Míru účinnosti vrtule je možné porovnat poměrem tahového výkonu a výkonu na hřídeli motoru. Tahový výkon se vypočítá součinem tahu a pravé vzdušné rychlosti TAS, z čehož vyplývá, že když letoun stojí nebo se pohybuje nízkou rychlostí, je tah největší, ale účinnost využití této síly je minimální. Výkon na hřídeli motoru se vypočítá součinem točivého momentu a otáček hřídele. Výsledný matematický vztah má následující podobu:

$$\eta = \frac{P_T}{P_H} = \frac{T \cdot TAS}{M \cdot RPM} \tag{8}$$

kde P_T je tahový výkon, P_H je výkon na hřídeli motoru, T je tah, M je točivý moment hřídele, TAS je pravá vzdušná rychlost a RPM jsou otáčky motoru.

Poslední silou, kterou je nezbytné zmínit, je **síla odporová**. Pro potřeby výkonnosti je třeba uvažovat všechny formy odporu, které se během vzletu mohou vyskytnout. Odpor je možné ve zcela základním rozdělení zařadit do dvou skupin, první skupinou je odpor aerodynamický, který vždy vzniká jako reakce pohybujícího se vzduchu při kontaktu s letounem a druhou skupinou je odpor kol podvozku letounu, který vzniká jako reakce letounu s povrchem země.

Aerodynamický odpor se dále dělí na odpor parazitní, který je dále tvořen odporem třecím, tlakovým a interferenčním. Třecí odpor vzniká při tření pohybujícího se vzduchu při kontaktu s povrchem letounu. Proto je nezbytné, aby letoun měl pokud možno co nejhladší povrch, pro příklad bez nýtů zasahujících nad povrch křídla. Třecí odpor také narůstá v případě, kdy je povrch letounu kontaminován znečištěním, například v podobě námrazy.

Tlakový odpor je odpor způsobený vystavením částí letounu proti směru nabíhajícího proudu vzduchu. Jako výsledek tedy letoun klade odpor pohybujícímu se vzduchu. Vzniká zejména rozdílem tlaků na náběžné hraně křídla a na hraně odtokové. Výsledkem je negativní tlakový gradient, který působí proti smyslu nabíhajícího proudu směrem k náběžné hraně křídla. Tlakový odpor narůstá se zvyšující se rychlostí a také se zvyšujícím se úhlem náběhu.

Interferenční odpor je poslední částí parazitního odporu, který je tvořen jako reakce vzájemného působení jednotlivých konstrukčních částí letounu. Z tohoto důvodu je nezbytné, aby byla napojení těchto částí co nejhladší a nejplynulejší.

Parazitní odpor je dynamický a proměnlivý podobně jako vztlak, který byl v této kapitole již diskutován. Parazitní odpor jako celek je přímo úměrný pravé vzdušné rychlosti TAS a roste s jeho druhou mocninou, parazitní odpor zvyšuje také konfigurace letounu, roste s vysunutím mechanizace klapek, slotů, ale také podvozku. V neposlední řadě parazitní odpor ovlivňuje kontaminace povrchu letounu, a to zejména jeho aerodynamických ploch, pro představu například letadlo kontaminované námrazou, sněhem, břečkou nebo blátem bude klást vyšší odpor proudění vzduchu.

Parazitní odpor je možné vyjádřit matematicky následujícím vzorcem:

$$D_P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_{DP} \cdot S \tag{9}$$

kde D_P je parazitní odpor, ρ je hustota vzduchu, v je pravá vzdušná rychlost TAS, c_{DP} je součinitel parazitního odporu a S je plocha letounu ovlivňující parazitní odpor.

Druhým základním typem aerodynamického odporu společně s parazitním odporem je indukovaný odpor. Ten vzniká jako další síla k síle vztlakové během reálného trojrozměrného obtékání křídla letounu. Během letu generuje proudění v horní části křídla letounu tlak, který je menší než tlak na spodní části křídla. Jako reakce na snahu o vyrovnání tlaku na spodní a

horní části křídla vznikají víry vzduchu proudící z oblasti vyššího tlaku vzduchu do oblasti nižšího tlaku vzduchu, které představují indukovaný odpor.

Pro problematiku vzletu je nezbytné znát zákonitosti, které provázejí změnu velikosti indukovaného odporu s rychlostí a změnou úhlu náběhu. Indukovaný odpor klesá se zvyšující se rychlostí, tedy bude klesat během urychlování letounu. Indukovaný odpor se tedy mění nepřímo úměrně druhé mocnině rychlosti letounu. Druhým faktorem ovlivňujícím indukovaný odpor je velikost vztlaku, kterou lze zejména měnit změnou velikosti součinitele vztlaku. Během rotace letounu, kdy dochází k nastavení letounu na vyšší úhel náběhu, se tedy naopak indukovaný odpor jako důsledek zvyšuje. Pro úplnost je ale třeba také dodat, že tyto víry tvořící indukovaný odpor jsou u země výrazně utlumeny působením přízemního efektu a v reálném provozu se indukovaný odpor začne projevovat až od určité výšky nad zemí rovnající se zhruba polovině rozpětí křídla. V návaznosti na tento fakt je možné usuzovat, že indukovaný odpor se snižuje se zvyšující se štíhlostí křídla. Způsoby redukce indukovaného odporu jsou obvykle prováděny formou montáže různých zakončení křídel, například v podobě wingletů, umístěním dodatečných nádrží na konec křídla nebo speciálním uzpůsobením geometrického zkroucení koncových oblouků křídel.

V rámci rozdělení odporu je nutné zmínit také odpor kol podvozku. Závisí na tíze letounu, tedy čím větší je hmotnost letounu, tím větší bude odpor kol. Proti smyslu působení tíhy působí vztlak, takže čím větší je vztlak, tím nižší hodnoty tento odpor bude nabývat. Z toho vyplývá, že během vzletu, kdy je zvyšována rychlost a během rotace, kdy se zvyšuje také úhel náběhu letounu a vztlak je tedy větší, bude odpor kol podvozku klesat. Klesání hodnoty odporu kol ale nedokáže vyvážit nárůst odporu aerodynamického, a tak celkový odpor bude během vzletu narůstat. Posledním faktorem, který má vliv na odpor při rozjezdu letounu, je součinitel odporu povrchu, který je odlišný pro různé povrchy dráhy a jejich kontaminace. Pro příklad během vzletu z travnaté RWY bude tento součinitel vyšší než při vzletu z RWY, jejíž povrch je betonový nebo asfaltový. Dále bude rozdíl při kontaminaci stejného povrchu, kdy například břečka na RWY bude klást letounu během rozjezdu vyšší odpor než tenká vrstva sněhu.

Odpor kol podvozku při rozjezdu vyjadřuje následující matematický vztah:

$$D_W = \mu \cdot (W - L) \tag{10}$$

kde μ je koeficient tření povrchu, W je tíha letounu a L je produkovaný vztlak.

Povrch RWY	Hodnota koeficientu tření μ
beton/asfalt	0,02-0,05
tvrdší zpevněný povrch bez trávy	0,04-0,05
zpevněný povrch s krátkou trávou	0,05
zpevněný povrch s delší trávou	0,07-0,10
rozměklý povrch	0,10-0,30

Tabulka 1: Typické hodnoty koeficientu tření pro různé povrchy RWY [19]

2.4.5 Výpočet délky rozjezdu a celkové délky vzletu

Po definici základních sil působících na letoun je nyní možné formulovat matematický vztah pro výpočet délky rozjezdu letounu a celkové délky vzletu. Pro toto vyjádření je nezbytné uvědomit si, jaké je působení jednotlivých sil a jakým způsobem se navzájem ovlivňují.

Během rozjezdu působí tah pohonné jednotky letounu ve směru rozjezdu dopředu. Proti síle tahu působí síla odporová složená z aerodynamického odporu a odporu kol podvozku. V závislosti na sklonu dráhy může také proti směru pohybu působit část tíhové síly letounu. Síly vztlaková a odporová jsou během vzletu výrazně časově proměnné, jak již bylo vysvětleno v minulé kapitole, a proto není možné vyjádřit rovnice délek rozjezdu ani vzletu jednoduchou rovnicí. V případě, že budeme uvažovat, že tah je pro zjednodušení konstantní a hmotnost letounu a rychlost větru jsou také konstantní a vítr působí proti směru pohybu letounu při rozjedu, získáme soustavu následujících základních pohybových diferenciálních rovnic prvního řádu:

$$v = \frac{dx}{dt} + v_W$$

$$a = \frac{dv}{dt}$$

$$\frac{W}{g} \cdot a = T \cdot \cos(\alpha) - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_D - \mu \cdot (W \cdot \cos\theta - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_L) - W \cdot \sin\theta$$

(11)

kde x je horizontální vzdálenost pro délku rozjezdu, v je pravá vzdušná rychlost TAS, v_W je rychlost větru, a je zrychlení letounu, g je gravitační zrychlení, W je tíha letounu, T je tah letounu, ρ je hustota vzduchu, S je velikost aerodynamických ploch produkujících vztlak, α je úhel náběhu letounu, θ je úhel sklonu dráhy, μ je koeficient tření povrchu, c_L je součinitel vztlaku a c_D je součinitel odporu.

Pro získání celkové délky je ještě nutné vypočítat vzdálenost, kterou letoun urazí během rotace na zemi od okamžiku, kdy dosáhne rychlosti pro rotaci V_R do momentu, kdy dosáhne rychlosti V_{LOF} pro odpoutání od země. Vzhledem ke krátkému trvání této fáze je možné využít zjednodušení:

$$x = \frac{(V_R - v_W) + (V_{LOF} - v_W)}{2} \cdot t$$

$$t = \frac{\alpha_{LOF} - \alpha_R}{\omega}$$

(12)

kde x je horizontální vzdálenost, kterou letoun urazí během rotace, V_R je rychlost rotace, V_{LOF} je rychlost odpoutání letounu od RWY, α_{LOF} je úhel náběhu ve chvíli odpoutání letounu od RWY při rychlosti V_{LOF}, α_R je úhel náběhu ve chvíli okamžiku rotace při rychlosti V_R a ω je úhlová rychlost rotace.

Celková délka pozemní části vzletu je tedy součtem těchto dvou vzdáleností.

Délku vzdušné části je možné vypočítat obdobným způsobem na základě další soustavy pohybových rovnic sestavených na základě znalosti působících sil [18]. Na letoun opět působí tah pohonné jednotky, vztlak produkovaný křídly a odpor, který je ale snížen o odpor kol podvozku.

$$m \cdot \frac{dv}{dt} = T \cdot \cos(\alpha) - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_D - W \cdot \sin\varphi$$

$$m \cdot v \cdot \frac{d\varphi}{dt} = T \cdot \sin(\alpha) - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_D - W \cdot \cos\varphi$$

$$\frac{dx}{dt} = v \cdot \cos\varphi - v_W$$

$$\frac{dH}{dt} = v * \sin\varphi$$

(13)

kde φ je úhel stoupání letounu a H je jeho výška nad RWY.

Rovnice vyjadřují pohyb letounu rozložený do horizontální roviny (první a třetí rovnice) a roviny vertikální (rovnice druhá a čtvrtá).

2.4.6 Mezinárodní standardní atmosféra

Mezinárodní standardní atmosféra (MSA), v anglické terminologii International Standard Atmosphere (ISA), je zjednodušený a idealizovaný model zemské atmosféry, který vznikl za účelem vytvoření jednotných podmínek pro možnost kalibrace letových přístrojů a měření a určování výkonnosti letadel. Veškerá výkonnostní měření se tedy vztahují k tomuto zjednodušenému modelu atmosféry. Podmínky v reálné atmosféře Země jsou výrazně proměnlivé v čase i v rámci jednotlivých míst na Zemi. MSA tyto podmínky uceluje, sjednocuje a aproximuje průběh jednotlivých parametrů, jako například tlaku nebo teploty, nehledě na čas nebo polohu. Model MSA také stanovuje, že atmosféra je bez prachu, vlhkosti nebo vodní páry, tedy složek, které jsou jindy zcela běžně přítomné v reálné zemské atmosféře a které tvoří základ pro vývoj počasí [20].

MSA byla uvedena leteckou organizací ICAO roku 1952 na základě Dokumentu ICAO 7488/2, ve kterém jsou její parametry definovány. Ze zmíněného dokumentu je možné vyčíst také podmínky vztažené ke střední hladině moře, které jsou uvedeny v následující tabulce:

tlak vzduchu	$p_0 = 101325\ N/m^2 = 1013{,}25\ hPa$
hustota vzduchu	$\rho_0 = 1{,}225\ kg/m^3$
teplota vzduchu	$T_0 = 288{,}15°K = 15°C$
rychlost zvuku	$a_0 = 340\ m/s$
gravitační zrychlení	$g_0 = 9{,}80665\ m/s^2$

Tabulka 2: Podmínky na hladině moře dle MSA [20]

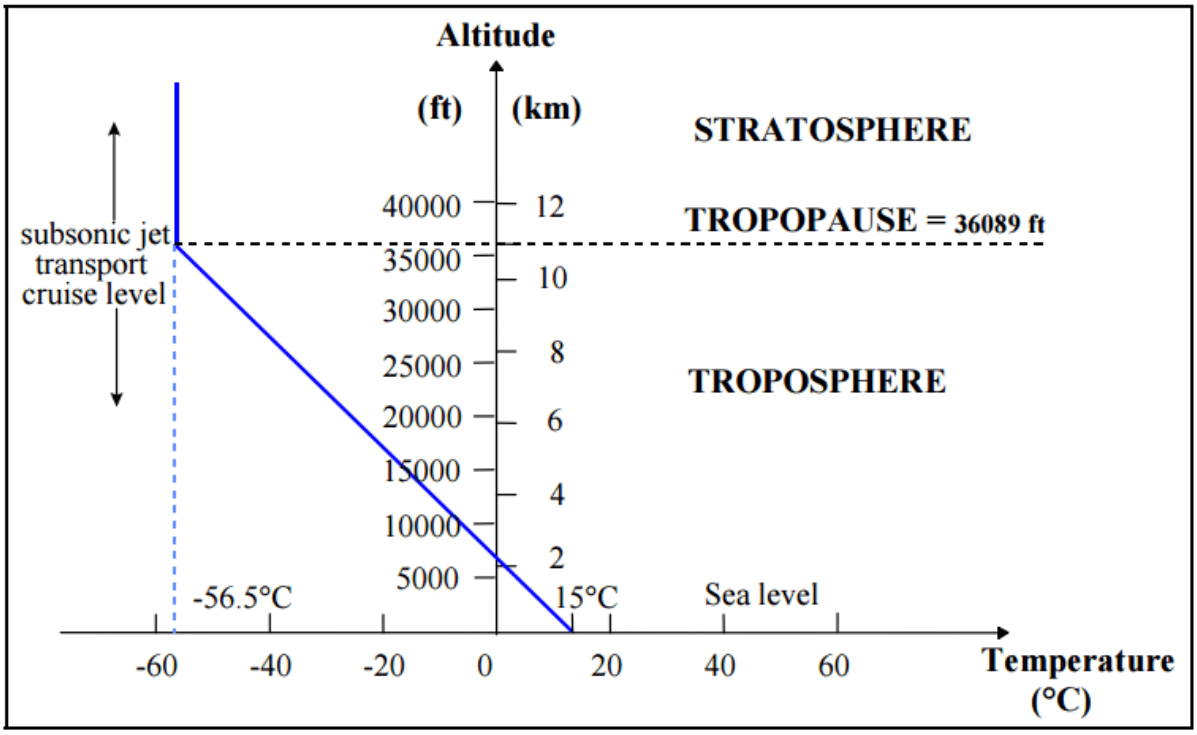
Se změnou výšky se jednotlivé parametry mění. Teplota dle MSA klesá neměnným způsobem až do výšky 11 km nad střední hladinou moře (36089 ft), a to o 0,65°C/100 m (1,98°C/1000 ft). Teplotu v případě známé výšky je možné vypočítat následující rovnicí:

$$T = T_0 - 0{,}65\frac{h(m)}{100} \tag{14}$$

nebo

$$T = T_0 - 1{,}98\frac{h(ft)}{1000} \tag{15}$$

Hodnota teploty je od výšky 11 km nad hladinou moře, kde začíná část atmosféry známé jako tropopauza, až do výšky 20 km (65600 ft) konstantní, konkrétně dle zmíněného dokumentu dosahuje -56,5°C.

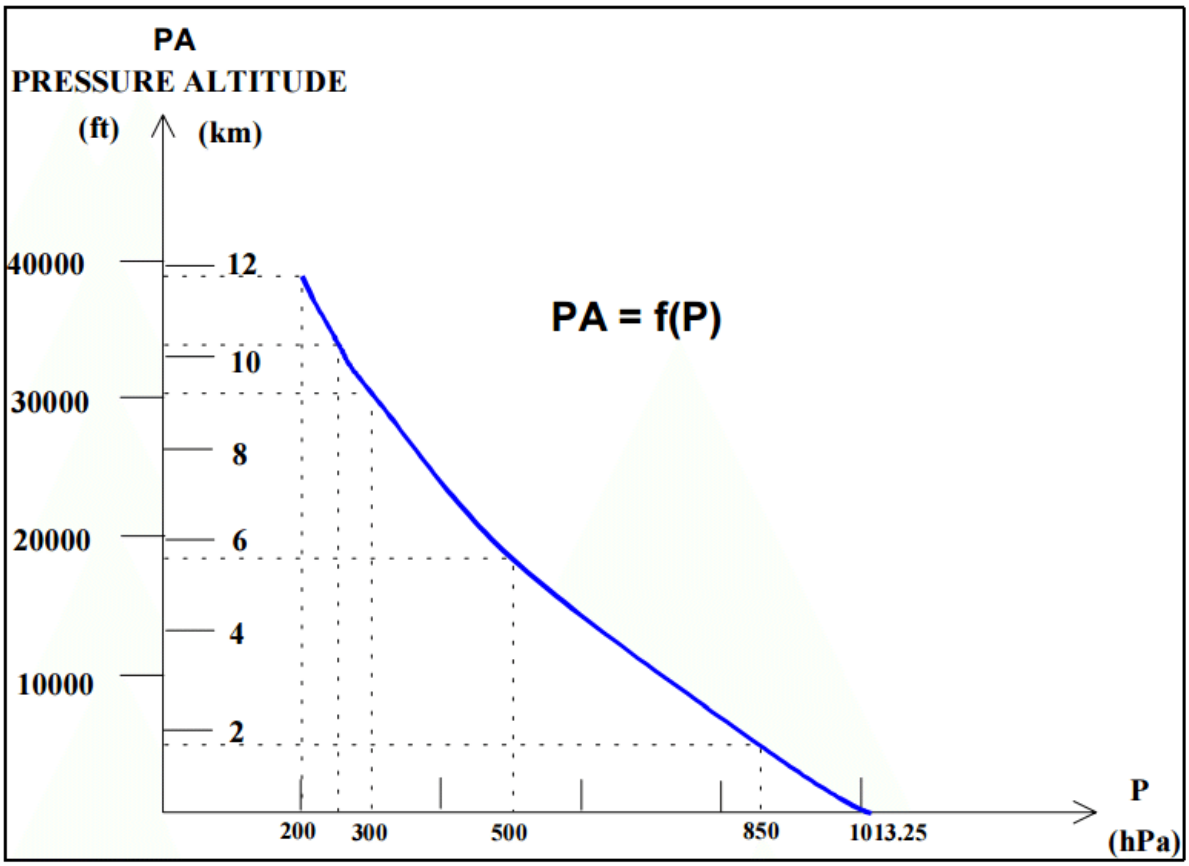


Obrázek 7:Průběh teploty v MSA [21]

Pro výpočet tlaku v dané výšce je využita standardní teplota dle MSA a vzduch je považován za ideální plyn. Výška, která odpovídá danému tlaku v MSA, se nazývá tlaková výška a je dalším ze základních parametrů pro výpočet a porovnávání výkonnosti letadel [20].

S využitím vztahu pro hydrostatický tlak, rovnice ideálního plynu a rovnice vyjadřující průběh teploty s výškou, je možné získat vztah průběhu tlaku s výškou:

$$p = p_0 \cdot (1 - 0{,}0065 \frac{h}{T_0})^{5{,}2561} \tag{16}$$



Obrázek 8: Průběh tlaku v MSA

Hustota vzduchu je závislá na tlaku vzduchu a teplotě vzduchu, kde obě veličiny jsou v MSA jasně definované a mají určený průběh. Je tedy možné vypočítat jednoduše už i průběh hustoty vzduchu s výškou v MSA:

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} \tag{17}$$

2.4.7 Rozdělení druhů výkonnosti

Pro potřeby rozdělení výkonnosti se obecně rozlišují tři základní skupiny, které slouží jak k lepšímu pochopení maximálních výkonů, kterých letoun může dosahovat, tak za účelem udržení určenou úroveň bezpečnosti. Charakteristikami, které danou výkonnost reprezentují, jsou například různé vzdálenosti pro vzlet či přistání nebo rychlosti a úhly pro stoupání.

- **measured performance** je průměrná výkonnost, která je dosahována výrobcem během testování a certifikace na nových letadlech při záletech zkušebními piloty, z tohoto důvodu nereprezentuje výkonnost, které by bylo možné dosáhnout za běžného provozu [13]

Vzhledem k těmto faktům nelze očekávat, že taková výkonnost bude dosahována v běžném provozu, a je spíše představou o maximálních možných výkonech letadla v určitých podmínkách. V případě úvahy measured performance aplikované na vzlet je možné představit si nejkratší možnou délku pozemního rozjezdu a celkovou délku přistání, jaké by bylo možné s daným letounem vůbec dosáhnout.

- **gross performance** je průměrná výkonnost dosahovaná na flotile letadel, která je vhodným způsobem udržována za předpokladu, že let byl proveden v souladu s technikou popsanou v příručce letadla [13]

Gross performance je measured performance snížená o bezpečnostní koeficient, a to s cílem lépší reprezentace skutečných provozních podmínek a s přispění k vyšší bezpečnosti během výkonnostního plánování. V případě vzletu je gross performance hodnota délky pozemního rozjezdu a vzletu získaná z příručky letounu.

- **net performance** reflektuje techniku pilotáže a jiné jevy, které nelze předem předvídat [13]

Net performance je nejnižším druhem výkonnosti a je nepravděpodobné, že by v reálném provozu nebylo dosaženo alespoň net performance. Net performance statisticky nebude dosaženo v méně než v jednom z milionu případů, což je hodnota bezpečnosti, která je v civilním letectví považovaná za přijatelnou. Tato výkonnost musí být dosahována minimálně v 99,99994 % případů. Net performance je opět vytvořena snížením gross performance o další bezpečnostní koeficient. Pro vzlet se jedná o hodnotu získanou z příručky dále navýšenou o koeficient aplikovaný dle druhu provozu letounu a jeho třídy výkonnosti.

2.4.8 Faktory ovlivňující výkonnost během vzletu

Během vzletu působí na letoun nesčetné množství faktorů, které ve výsledku ovlivňují vzletovou výkonnost a mají někdy i výrazný efekt na délky rozjezdu a vzletu. Jedná se zejména o tři druhy faktorů, do prvního typu je možné zařadit meteorologické podmínky, jako je například tlak, teplota, hustota vzduchu nebo vítr, druhým typem jsou faktory spojené

s provozem letounu na dráhách, jejichž fyzikální vlastnosti a umístění letiště mají na vzlet rovněž vliv. Posledním druhem faktorů jsou faktory letounu samotného, jako je například vzletová hmotnost, konfigurace pro vzlet nebo kontaminace povrchu aerodynamických ploch.

Hustota vzduchu je hlavním prvkem, který vyjadřuje přímý efekt tlaku vzduchu, jeho teploty a také vlhkosti, protože je jejich funkcí [13]. Hustota klesá s klesajícím tlakem, se zvyšující se teplotou a s rostoucí vlhkostí, protože vodní páry mají menší hustotu než suchý vzduch. Hustota vzduchu ovlivňuje:

- výkon motoru, protože s klesající hustotou vzduchu klesá hmotnost vzduchu vstupující do válců motoru nebo spalovací komory, takže motor může produkovat pouze omezené množství tahu
- tah motoru, protože bude možné využít menší výkon pro vytvoření tahu vrtule, a také průtok vzduchu urychleného vrtulí bude menší v případě nižší hustoty vzduchu, což bude mít na základě 2. Newtonova zákona negativní vliv na akceleraci letounu při vzletu, za podmínky konstantní hmotnosti, takže dojde k prodloužení délky rozjezdu a vzletu
- při nižší hustotě bude zapotřebí, aby se letoun pohyboval větší pravou vzdušnou rychlostí TAS pro zachování konstantní indikované vzdušné rychlosti IAS a konstantní hodnoty vztlaku, takže letoun při rozjezdu a během celého vzletu urazí větší vzdálenost
- na základě nižšího tahu dojde ke zmenšení počátečního úhlu stoupání letounu, takže pro dosažení dané screen height, kde je ukončena fáze vzletu, bude prodloužena vzdušná část vzletu

Vítr je dalším z meteorologických faktorů, které ovlivňují délku rozjezdu i celého vzletu. Mění rychlost vůči zemi GS pro jakoukoliv hodnotu pravé vzdušné rychlosti [13].

- s čelním větrem, nebo jakýmkoliv větrem s alespoň částečnou čelní složkou, je pro danou rychlost TAS zapotřebí menší rychlost GS, a tudíž letoun pro rozjezd vyžaduje kratší vzdálenost. Zároveň se zkrátí i celková délka vzletu, protože s výraznějším čelním větrem bude zapotřebí kratší vzdálenost pro nastoupání do screen height, protože úhel stoupání vůči zemi bude větší. Na samotnou stoupavost ale vítr žádný vliv nemá a v rámci vzduchové hmoty se letoun bude pohybovat stále stejně, jako za bezvětří
- zadní vítr i vítr, který má tuto složku, bude mít opačný vliv na vzdálenosti, kterých letoun bude během vzletu dosahovat. Při zadním větru bude potřeba větší GS pro danou TAS

a jako důsledek bude prodloužen rozjezd. Úhel stoupání vůči zemi bude také redukován, takže letoun dosáhne screen height až ve větší vzdálenosti.

Nejviditelnějším z faktorů ovlivňujících vzlet v rámci vlastností a fyzikálních charakteristik spojených s letišti, na nichž jsou letouny provozovány, je **povrch a kontaminace RWY**. Na jakémkoliv povrchu bude docházet k nárůstu odporu, který je způsoben valivým odporem pneumatiky podvozku letounu a také deformací samotných pneumatik. Čím hladší bude povrch, tím menší odpor vznikne a letoun bude vyžadovat kratší délku pro vzlet. V případě kontaminace dráhy klesne tření mezi pneumatikami a povrchem RWY, nicméně celkový odpor i tak přibude, protože naroste vlivem dodatečného odporu, který bude záviset na samotné viskozitě kontaminantu, který ve výsledku klade otáčení pneumatik odpor. Jakákoliv kontaminace tedy vzlet prodlužuje. S kontaminací RWY je také spojené riziko vzniku tzv. aquaplaningu. Dochází k němu při kritické rychlosti, kdy odpor kol rapidně klesne. Letoun by se však do této fáze vůbec dostat neměl, jelikož hrozí ztráta ovladatelnosti. Aquaplaning je možné popsat jako ztrátu přilnavosti pneumatiky k povrchu, po kterém se předtím pohybovala. Kapalina tento jev způsobuje na základě svých dvou charakteristik – viskozity, tedy vnitřního tření kapaliny, a hustoty [23].

Další fyzikální charakteristikou je sklon dráhy. Pro případ záporného sklonu dráhy, tedy pro případ, že je dráha z kopce, působí část tíhy letounu ve směru jeho pohybu, čímž letoun urychluje. V případě kladného úhlu sklonu dráhy je situace opačná a dochází k prodloužení délky rozjezdu.

Poslední část této kapitoly je věnována situacím, kdy je vzletová výkonnost a délka rozjezdu a vzletu ovlivněná letounem samotným.

Hmotnost letounu ovlivňuje:

- udělené zrychlení na základě 2. Newtonova, za předpokladu, že tah zůstává konstantní, čím vyšší je tedy vzletová hmotnost letounu, tím bude letoun zrychlovat pro dosažení rychlostí V_{LOF} a bezpečné vzletové rychlosti na delší dráze
- bezpečná vzletová rychlost se zvýší, jelikož větší tíha letounu bude vyžadovat větší vztlak, který bude generován při vyšší rychlosti
- vlivem vyšší hmotnosti se zvýší koeficient tření mezi koly podvozku letounu a povrchem dráhy, čímž dojde k nárůstu odporu, menšímu zrychlení a delší potřebné dráze pro rozjed

- zvýšením hmotnosti se zmenší úhel stoupání po vzletu a letoun tedy dosáhne screen height ve větší vzdálenosti

Konfigurací letounu je myšlena zejména pozice prostředků zvyšující vztlak, tedy klapek a případně slotů s nimi spojenými a jedná se o komplexní problematiku týkající se vzletové výkonnosti. Konfigurace letounu je provázaná s mnoha faktory, které zde již byly vyjmenovány, a má rovněž zásadní vliv na dosahovanou výkonnost při vzletu:

- vysunutí vztlakových klapek na větší úhel má za následek zvýšení součinitele vztlaku, takže letoun dosahuje vyššího vztlaku při nižší rychlosti než v případě čisté konfigurace, tj. případě, kdy jsou vztlaková zařízení zcela zatažená, rychlost, při které se letoun odpoutá od země a bezpečná rychlost vzletu je tedy snížena a umožňuje letounu se rozjet a vzlétnout na kratší dráze
- vysunutí vztlakových klapek na větší úhel má rovněž za následek zvýšení součinitele odporu, letoun tedy pomaleji zrychluje, což z izolovaného pohledu délku rozjezdu a celkovou délku vzletu zvyšuje
- je proto nutné hledat optimální hodnotu vysunutí klapek, kdy je možné využít zvýhodňující efekt zvýšeného součinitele odporu, dokud není tento efekt vynulován zvýšením součinitele vztlaku, do určité polohy vztlakových klapek se tedy budou potřebné vzdálenosti snižovat, od určité hodnoty již opět zvyšovat
- větší vysunutí klapek zvyšuje do určité hodnoty maximální vzletovou hmotnost letounu, od určité chvíle je ale následně snižována v situaci, kdy je nutné dodržet daný gradient stoupání pro překonání překážek po vzletu, který je ale snížen vlivem zvýšeného odporu, jak již bylo dříve vysvětleno

Posledním faktorem, který se týká samotného letounu, je kontaminace jeho aerodynamických ploch. Jakýkoliv druh kontaminace, ať už se jedná o námrazu, led, sníh nebo třeba bláto, má za následek zvýšení odporu letounu, snížení vztlaku, který je možné generovat jeho aerodynamickými plochami a v každém případě tedy dojde k zhoršení vzletové výkonnosti a prodloužení délky rozjezdu i délky vzletu.

3 Analýza současného stavu problematiky

V této kapitole je popsaný současný stav problematiky stanovení skutečné délky vzletu a následně vysvětlena motivace, která stála za úsilím vytvoření vlastního experimentu, který by porovnával vypočtené a skutečné naměřené délky vzletu a cíl experimentu.

3.1 Popis současného stavu problematiky stanovení délky vzletu

Problematikou stanovení přesné délky vzletu se již od počátku navrhování letounu zabývá jeho výrobce. Představa o využití letounu v budoucnosti dává výrobci za úkol navrhnout a přizpůsobit letoun tak, aby byl pro jeho budoucí účel dobře použitelný. Návrh tedy musí zahrnovat i nezbytné stanovení požadované výkonnosti, jaké by měl letoun ve všech fázích letu dosahovat tak, aby nároky pro své uplatnění náležitě splňoval a návrh způsobu, jakým docílit, aby letoun takových výkonů dosahoval. Samotné měření skutečně dosahovaných výkonů je nezbytně důležité pro bezproblémovou certifikace letounu.

Stanovení délek rozjezdu a vzletu, ale i obecně pojaté měření jakékoliv výkonnosti v letectví, je těžkým úkolem z důvodu velké variability naměřených výsledků, které jsou ovlivněny širokým množstvím faktorů, ať už se jedná o neustále měnící se meteorologické podmínky nebo samotné provedení vzletu při měřeních, kdy je nutné myslet rovněž na lidský faktor, protože žádný vzlet vykonaný člověkem nemůže být nikdy zcela totožný, jako jakýkoliv ze vzletů předchozích [25].

Tématem samotného měření skutečných délek rozjezdu a délky vzletu se široce zabývají vědecké články polského autora J. Pytky. Články se věnují především způsobům, jakým vykonávat tato experimentální měření, a to zejména s využitím údajů o zrychlení letounu, měření vektorů magnetického pole a také pracuje s údaji naměřenými pomocí GNSS senzorů. Jeho články částečně sloužili jako inspirace k vytvoření vlastního měření, které je popisováno v této práci [25]. Tato práce se ale od měření výše uvedeného autora liší přístupem, jakým byla data získána.

3.2 Motivace k porovnání vypočtených a naměřených hodnot délek vzletu

Motivací, která vedla k vytvoření experimentu, je zvýšení povědomí o důležitosti správných představ o výkonech malých letadel provozovaných v rámci GA a nutnost odlišovat vypočtené délky rozjezdu a délky vzletu s počátečním stoupáním do screen height, oproti skutečným výkonům a hodnotám, kterých letoun pravděpodobně v reálném provozu dosáhne.

Předpokladem této práce je, že se naměřené a vypočtené hodnoty vzletu pravděpodobně budou lišit. Důvodem této odlišnosti není jakákoliv chyba uvedená v letové příručce letounu, ale způsob, jakým je každý vzlet obvykle prováděn. Všechna data týkající se délky vzletu letounu Cessna 172S uvedená v jeho POH byla získána tzv. metodou shortfield take-off. Zejména na krátkých RWY, kde můžou být vypočtené a dostupné délky TORA, TODA a ASDA velmi blízko k sobě, je už jen tento základní předpoklad této práce důležitou myšlenkou a informací, kterou by každý pilot provádějící lety zejména v neobchodní letecké dopravě měl mít na paměti.

3.2.1 Vzlet pomocí metody shortfield

Metoda shortfield, která je pro konkrétní typ letounu Cessna 172 popsaná v POH, je následující. Pilot před vzletem v rámci konfigurace letounu na vzlet nastaví vztlakové klapky do pozice vysunutí na 10°. Po srovnání podélné osy letounu s osou RWY dojde k zastavení. Pilot plně sešlápne brzdy letounu a připustí plynu za stálého udržování zabrzděného letounu nastaví plný výkon motoru. Ujistí se, že ovládání směsi je v pozici plně bohatá, tedy že ve směsi vzduchu a paliva je v maximálním možném množství zastoupeno palivo. V případě, že by pilot vzlétal z letiště, na němž jeho aktuální hodnota pressure altitude přesahuje hodnotu výšky 3000 ft, upraví směs tak, aby motor dosahoval maximálního dostupného výkonu. Následně již za plného vzletového výkonu uvolní brzdy a mírně přitáhne páku řízení letounu pro odlehčení příďového kola letounu a snížení odporu předního kola podvozku. Toto přitažení ale nesmí být natolik silné, že zvýšením úhlu náběhu dojde k výraznému navýšení aerodynamického odporu. Po odpoutání letounu, pro které POH letounu doporučuje pro různé hmotnosti různé rychlosti, by měl letoun stoupat až do dosažení screen height, tedy v tomto případě do dosažení výšky 50 ft nad nadmořskou výškou RWY rychlostí 56 kt IAS. Poté by pilot měl nechat letoun postupně zrychlovat a při dosažení 60 kt IAS zasouvat vztlakové klapky až do polohy, ve které jsou zcela zataženy [27].

Tato metoda není příliš využívána také z důvodu, že méně zkušený pilot nemusí shortfield metodu tak, jak je popsaná v POH, dostatečně bezpečně provést, jelikož stoupání probíhá při poměrně malém rozdílu od pádové rychlosti letounu.

3.2.2 Vzlet prováděný obvyklým způsobem

Vzlet prováděný normálním způsobem je odlišný od metody technikou shortfield. POH letounu jej popisu následujícím způsobem. Pilot dle svého uvážení nakonfiguruje letoun, klapky nastaví buď do pozice UP, tedy zcela zataženo nebo do pozice vysunutí na 10°. Pilot za

plynulého zasouvání přípusti plynu zvyšuje výkon až na maximální hodnotu. Nastavení ovládání směsi je stejné, jako pro případ shortfield take-off. Tentokrát je ale letoun od začátku zvyšování výkonu odbrzděný a rozjíždí se tedy pomaleji než v situaci, kdy je při uvolnění brzd již nastaven plný vzletový výkon. Doporučená rychlost pro přitažení řídící páky je pro normální vzlet podle POH uvedena jako 55 kt IAS. Letoun se dále plynule odpoutá a za stoupání doporučené rychlosti pro stoupání mezi 70 kt IAS a 80 kt IAS pokračuje ve stoupání do předepsané screen height a následně opět dochází dle prvotní konfigurace k případnému zasouvání vztlakových klapek v bezpečné výšce [27].

Výše popsaný způsob je ukázkou typického provedení vzletu na Cessně 172S v praxi. Jedná se o šetrnější přístup, kdy není letoun takovým způsobem namáhán, a proto je přístupem, který je obvykle upřednostňován a učen leteckými školami pro situace, kdy délka RWY není natolik kritická, aby byla nutnost použít shortfield metodu.

3.2.3 Předpoklady vyplývající z rozdílu technik použitých pro vzlet

V důsledku využití různých technik a metod, jakými je možné provedení vzletu uskutečnit, lze předpokládat, že délky rozjezdu a celková délka vzletu se budou lišit v závislosti na použité metodě. Shortfield metoda je využita za účelem provést vzlet na co nejkratší vzdálenosti, z čehož vyplývá, že v případě přesného dodržení popsaného postupu se bude jednat o vzlet, při němž bude délka rozjezdu a vzletu nejkratší, zároveň za současného zachování vysoké úrovně bezpečnosti při správném a precizním provedení. Hodnoty uvedené v POH letounu jsou měřeny pouze za použití metody shortfield a jedná se o hodnoty gross performance, lze tedy předpokládat, že ve většině případů bude naměřená hodnota větší než vypočtená hodnota, při stejných podmínkách.

4 Metody praktického porovnání vypočtených a dosahovaných výkonů během vzletu

Tato čtvrtá hlavní kapitola má za cíl popsat samotný experiment, jeho návrh a následnou realizaci a prostředky, které pro ni byly použité.

4.1 Technické prostředky využité pro experiment

V následující podkapitole je popsán letoun Cessna 172 SP, který byl klíčový pro měření dat určených k porovnání. Jsou zde popsány konstrukční a výkonnostní parametry samotného letounu, které jsou podstatné pro představu o možných výkonech letounu a jeho avionika, která byla nezbytným základem k získání dat, které tvoří zdroj pro porovnání vzdáleností rozjezdu a celkové délky vzletu.

4.1.1 Popis a parametry letounu Cessna 172 SP

Cessna 172 SP byla zvolena letounem, na kterém byly měřeny délky vzletu. Důvodem volby byla snadná dostupnost, celosvětová rozšířenost letounů řady Cessna 172 a vhodná avionika, která umožňuje získání potřebných dat. S více jak 44000 prodanými kusy je nejrozšířenějším letounem světa. Je vyráběný v původní verzi Cessna 172 od roku 1956 společností Cessna Aircraft Company. Byl postupně modernizován a upravován do mnoha verzí s různými parametry motoru, vrtulí a také se zatahovacím podvozkem. Verze S, pojmenovaná Skyhawk, byla uvedena na trh roku 1998. Přestože typový certifikát získala pod názvem Cessna 172S, je častěji prodejně uváděna jako Cessna 172 SP [27].

Její využití je v celé řadě funkcí, zejména slouží jako školní výcvikový letoun jako pro lety za podmínek VFR tak i IFR. Uplatnění našel i jako cestovní letoun pro využití na lety kratších vzdáleností, zejména kvůli jeho nižší cestovní rychlosti a pevné vrtuli. Je hojně využíván i pro rekreační účely.

Obrázek 9: Letoun Cessna 172S [autor]

Cessna 172S je z pohledu konstrukce celokovový jednomotorový hornoplošník. Disponuje tříkolovým předním příďovým podvozkem, který je u verze S pevný, nedá se tedy zatáhnout. Letoun je osazen motorem Lycoming IO-360-L2A o maximálním výkonu 134 kW (180 hp) při 2700 RPM. Motor pohání pevnou vrtuli o průměru 193 cm.

Letoun má 4 základní pozice vysunutí vztlakových klapek. První pozice je UP, tedy poloha, kdy jsou klapky zcela zatažené. Druhá pozice je vysunutí klapek na 10°, třetí na 20° a poslední čtvrtá pozice FULL zajistí vysunutí na 40°. Pro vzlet se využívají zejména první dvě nastavení. Plně zatažené klapky jsou využívány obvykle při provozu z dlouhých zpevněných RWY a pro příklady, kdy je nutné dosáhnout co nejvyšší stoupavosti kvůli překážkám za RWY. Na 10° se klapky vysouvají při provozu letounu z travnatých drah, kdy je vhodné, aby k odpoutání letounu od země došlo na co nejkratší vzdálenosti, protože tráva, jak už bylo vysvětleno dříve způsobuje vyšší odpor podvozku kol a také travnaté RWY bývají obvykle kratší, než ty s povrchem tvořeným betonem nebo asfaltem.

Standard Empty Weight letounu je 1664 lbs (754 kg). Hodnota v sobě zahrnuje standardní hmotnost letounu včetně nevyužitelného množství paliva, plného množství provozních kapalin a oleje [27].

Basic Empty Weight (BEW) je hmotnost, která se už pro každý samostatně vyrobený letoun může odlišovat, protože je tvořena Standard Empty Weight a hmotností provozního vybavení letounu. Pod provozním vybavením si lze představit různou dodatečnou avioniku nebo například doplňky interiéru letounu. Basic Empty Weight byla na všech letounech, které byly využity pro měření vždy větší, než Standard Empty Weight především z důvodu zástavby avioniky Garmin G1000 a případně dalších dodatečných úprav.

Maximum Take-off Weight (MTOW), což je maximální možná hmotnost, jakou by měl mít letoun ve chvíli počátku vzletu, byla výrobcem stanovena na 2550 lbs (1156 kg). Tato hmotnost je opět platná již pro všechny letouny varianty Cessna 172S [27].

Pro úplnost je vhodné ještě zmínit, že letoun je osazen dvěma nádržemi umístěnými v křídlech, každá o kapacitě 28 U.S. Gal., celkem tedy 56 U.S. Gal., z čehož 3 U.S. Gal je nevyužitelné množství paliva, což je hodnota, kterou nelze bezpečně využít pro let. Právě palivo tvořilo nejvýraznější proměnnou v určování vzletových hmotností pro každý let.

Obrázek 10: Cockpit letounu Cessna 172S za letu [autor]

4.1.2 Garmin G1000

Garmin G1000 je systémem, který svým uspořádáním utváří tzv. glass cockpit. Glass cockpit je systém uspořádání pilotní kabiny, kde se letové nebo navigační parametry a údaje o motoru nebo motorech a systémech letounu nezobrazují na jednotlivých analogových přístrojích, ale typicky na několika displejích tvořící nejviditelnější prvky celého systému.

Celý popis systému je uveden v základním manuálu Garminu G1000 k letounu Cessna 172S. Základem systému avioniky jsou dvě jednotky pojmenované GDU 1040/1044B, který tvoří dvě LCD obrazovky s HD rozlišením, které jsou fyzicky zcela totožné. Obrazovka vlevo má v případě Cessny 172 SP funkci jako primary flight display (PFD), na němž jsou zobrazeny letové parametry, jako poloha letounu vůči horizontu, jsou zde umístěny ekvivalenty rychloměru, výškoměru, zatáčkoměru nebo HSI vše přehledně na jednom display. Celkově má PFD mnoho dalších funkcí, z nichž doposud vyjmenované jsou pouze těmi základními. Druhý display umístěný v případě Cessny 172 SP po pravé straně přístrojové desky je využíván jako multi-functional display, který slouží jako vstup pro plánování letu, zadávání tratě, je hlavním navigačním displayem celého systému a také zobrazuje parametry motoru [24].

Další funkční jednotkou je GIA 63/63W, která je základním propojením mezi jednotkami, které mají za úkol vyhodnocovat vstupní fyzikální parametry za účelem vyhodnocení a zobrazení letových a navigačních údajů o letu. Jako dalším úkolem je přijímat GNSS signál a dále jako COM/NAV jednotka. Je základem, který sloužil k získání dat o každém letu, protože tato funkční jednotka je schopna ukládat každou sekundu parametry získané ze všech senzorů na SD kartu.

Garmin G1000 dále disponuje senzory a funkčními jednotkami, které měří další nezbytné parametry letu a které tvoří další vstupy do systému a které jsou zpracovány výše popsanou jednotkou GIA 63/63W.

Obrázek 11: Funkční jednotky GDU 1040/1044B systému Garmin G1000

4.2 Popis experimentu

V této podkapitole popsán způsob, jakým byl experiment prováděn a metoda, jakou byla získávána data jak skutečných naměřených délek, tak i jejich vypočtených hodnot, které byly ke každému skutečnému letu přiřazeny na základě aktuálních podmínek.

4.2.1 Návrh a provedení experimentu

Provedení experimentu a získání údajů nezbytných pro stanovení délek rozjezdu a vzletu dosahovaných v běžném provozu bylo do značné míry velmi soběstačné a samostatné z důvodu využití již představeného systému Garmin G1000.

Ukládání dat začíná v momentě, kdy je systém spuštěn a za předpokladu, že je SD karta do příslušného slotu vložena. Při každém spuštění avioniky je vytvořen soubor ve formátu dataYYYY_MM_DD.csv. V rámci souboru jsou se vzorkovací frekvencí 1 Hz zaznamenávány kritické letové parametry a také vybrané motorové parametry z letounu, od chvíle, kdy dojde ke spuštění motoru. Systém má také možnost zaznamenávání několika meteorologických parametrů nadále použitých ve výpočtech. Každou sekundu tedy dojde k záznamu mnoha informacích, které systém zpracovává. Záznam je ukončen ve chvíli vypnutí avioniky Garmin G1000.

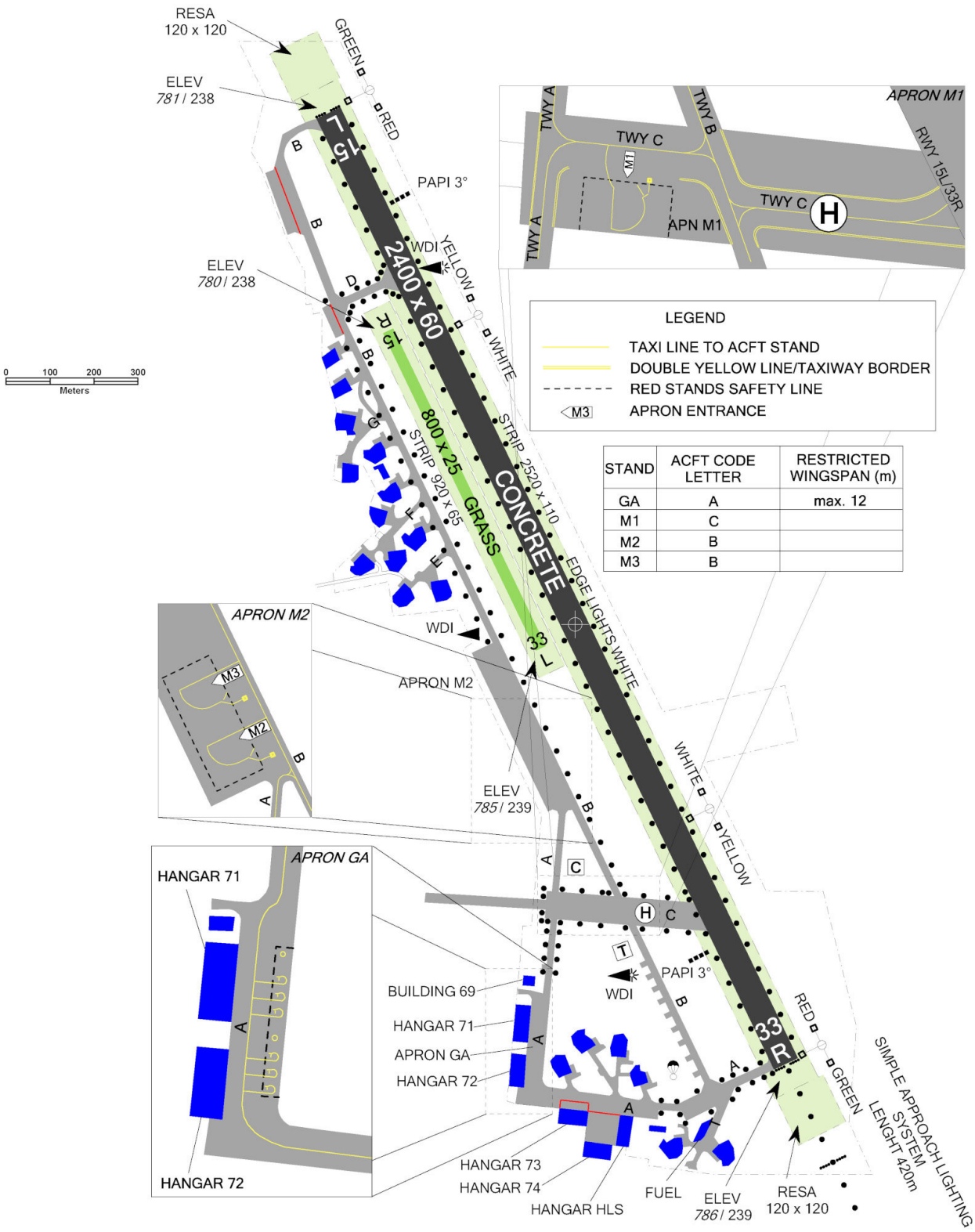
Zaznamenávané parametry jsou uvedeny na následujícím obrázku č. 12, který je převzatý z manuálu Garminu G1000 pro letoun Cessna 172S.

- Date
- Time
- GPS altitude (MSL)
- GPS altitude (WGS84 datum)
- Baro-Corrected altitude (feet)
- Baro Correction (in/Hg)
- Indicated airspeed (kts)
- Vertical speed (fpm)
- GPS vertical speed (fpm)
- OAT (degrees C)
- True airspeed (knots)
- Pitch Attitude Angle (degrees)
- Roll Attitude Angle (degrees)
- Lateral and Vertical G Force (g)
- Ground Speed (kts)
- Ground Track (degrees magnetic)
- Latitude (degrees; geodetic; +North)
- Longitude (degrees; geodetic; +East)
- Magnetic Heading (degrees)
- HSI source
- Selected course
- Com1/Com2 frequency
- Nav1/Nav2 frequency
- CDI deflection
- VDI/GP/GS deflection
- Wind Direction (degrees)
- Wind Speed (knots)
- Active Waypoint Identifier
- Distance to next waypoint (nm)
- Bearing to next waypoint (degrees)
- Magnetic variation (degrees)
- Autopilot On/Off
- AFCS roll/pitch modes
- AFCS roll/pitch commands
- GPS fix
- GPS horizontal alert limit
- GPS vertical alert limit
- SBAS GPS horizontal protection level
- SBAS GPS vertical protection level
- Fuel Qty (right & left)(gals)
- Fuel Flow (gph)
- Fuel Pressure (psi)
- Voltage 1 and/or 2
- Amps 1 and/or 2
- Engine RPM
- Oil Pressure (psi)
- Oil Temperature (deg. F)
- TIT (deg. F)
- Manifold Pressure (in. Hg)
- CHT
- EGT

Obrázek 12: Údaje zaznamenávané na SD kartu [24]

Celý experiment probíhal zejména na letišti LKHK Hradec Králové. Letiště je situované nedaleko severního okraje města. Jedná se o jedno z největších letišť v České republice. Na letišti se nacházejí dvě vzletové dráhy, pro upřesnění se jedná o RWY 15L/33R, která má zpevněný betonový povrch o celkové délce 2400 m a šířce 60 m. Tato dráha byla během měření délky vzletu a přistání téměř výhradně využívána, jelikož je během výcviku na letounech, které byly pro získávání dat použity, upřednostňována z bezpečnostních důvodů. Druhou, již výrazně méně využívanou dráhou je RWY 15R/33L s travnatým povrchem o celkové délce 800 m a šířce 25 m. V několika případech byla měřena také data o vzletu z letišť LKTB Brno Tuřany a LKMT Ostrava Mošnov.

Data byla stažena z celkem pěti letounů typu Cessna 172S. Jejich registrační značky byly OK-DSS, OK-DSI, OK-DSO, OK-DSG a OK-DSV.



Obrázek 13: Letištní mapa LKHK [26]

4.2.2 Vstupní zdroje určené k analýze dat

Získané soubory z SD karty byly následně staženy pro následující vyhodnocování. Pro další zpracování byly odfiltrovány parametry, které nebyly uznány jako podstatné pro určení délek vzletu.

Jako vstupní zdroje k analýze byly použity podstatné letové údaje, kterými byla rychlost letounu vůči zemi v jednotkách kt, která byla získaná z GNSS senzorů a také výška ve ft a vertikální rychlost vyjádřená ve ft/min určená ze stejného zdroje. Následně byla brána v potaz také výška naměřená barometrickým výškoměrem z letounu. Z motorových přístrojů byl využit pouze otáčkoměr letounu a zpracován tedy jeho výstup poskytující informace o otáčkách hřídele motoru v otáčkách/min. Tyto vyjmenované údaje sloužili jako základ k vytvoření podmínek pro určení, kdy letoun začal fázi rozjezdu, kdy došlo k nazdvihnutí letounu a kdy byl ukončen vzlet ve screen height. Přesné podmínky budou ještě vyjmenovány později. Na základě údajů z GNSS senzorů byly k těmto význačným bodům určeny zeměpisné souřadnice sloužící pro samotný výpočet délky vzletu. Podélný sklon vyjádřený ve stupních je poslední ze základních letových informací, který sloužil jako jeden z parametrů pro vyřazení možných chybně určených délek v jejich extrémních případech.

Z meteorologických podmínek, které je možné z dat systému Garmin G1000 určit, byly využity informace o tlaku QNH, který byl ale poněkud nestandardně oproti evropským zvyklostem vyjádřen v in.Hg. Tlak QNH byl získán na základě nastavení výškoměru a sloužil k výpočtu pressure altitude, což byl nezbytný údaj pro určení vypočtené délky vzletu. Z dalších povětrnostních údajů lze jmenovat hodnotu větru měřenou v jednotkách kt, která byla určena pouze jako relativní hodnota větru vůči podélné ose letounu. Určení, zdali byl vítr čelní či zadní bylo možné na základě znaménka před jeho číselnou hodnotou. V samotných stažených datech je uvedený relativní úhel větru vůči podélné ose letounu a jeho rychlost, ze které byl následně vypočítán komponent čelního či zadního větru. Teplota ve stupních Celsia je posledním využitým povětrnostním parametrem. Na základě těchto znalostí, které byly vstupními hodnotami do výpočtů na základě POH letounu Cessny 172S byly následně určeny délky rozjezdu a celková délka vzletu ukončena ve screen height 50 ft.

Mezi další informace, které byly užitečné pro výpočet je třeba zmínit hodnotu paliva měřenou palivoměry v jednotkách U.S. gal. v jeho nádržích umístěných v křídlech, pro určení vzletové hmotnosti během každého vzletu.

4.2.3 Metoda určení naměřených délek vzletu

Po stažení naměřených dat z SD karty byl každý provedený let uložen v samostatném souboru uloženém ve formátu csv. Každou sekundu byly zaznamenány veškeré údaje uvedené na Obr. 12, ze kterých byly následně určeny naměřené délky rozjezdu a vzletu.

Pro získání skutečných naměřených vzdáleností byl vytvořen skript v programu Matlab na základě několika stanovených podmínek, při jejichž splnění byly definovány určité body během fáze celého vzletu, které určovaly začátek rozjezdu, odpoutání letounu od země a ukončení vzletu po minutí stanovené screen height. Skript pracoval s každým souborem jako s jednotlivým letem. Skript dále procházel jednotlivé řádky představující záznam každé sekundy letu v uloženém souboru a postupně je zpracovával. Pro každý vyjmenovaný bod došlo ke stanovení podmínek, při jejichž splnění byl takový bod zaznamenán a z jeho zeměpisných souřadnic naměřených pomocí GNSS přijímače následně zjištěny délky rozjezdu a celková délka vzletu jako části velké kružnice mezi těmito body.

Podmínka, která určovala začátek rozjezdu stanovovala, že se bude jednat o první bod na řádku i, pro nějž bude platit, že pozemní rychlost letounu v bodě o tři řádky následujícím, tedy na řádku i+3 bude větší, než pozemní rychlost v tomto bodě rozjezdu i, a zároveň ve zmíněném bodě i+3 budou otáčky motoru větší, než 1700 RPM. Každý řádek pro upřesnění představuje 1 sekundu letu.

Pro bod odpoutání byla definována podmínka, že se jedná o bod na řádku i, pro nějž platí, že výška změřená GNSS senzorem zvýšená o 10 ft bude menší, než výška změřená GNSS senzorem na řádku i+10, a zároveň bude vertikální rychlost ze stejného zdroje na řádku i+1 větší než 5 ft/min.

Pro poslední bod, ve kterém byl ukončen vzlet muselo platit, že se jedná o první řádek i, ve kterém je výška změřená opět pomocí GNSS senzoru větší o 50 ft oproti výšce, ve které byl zahájen rozjezd.

Dále pro zachování co největší přesnosti bylo stanoveno, že vyhodnocený bude platný pouze v případě, že hodnota pozemní rychlosti při rozjezdu bude menší, než 10 kt. Podmínky byly také platné pouze v případě, že bod rozjezdu byl započatý v obdélníku definovaném zeměpisnými souřadnicemi okolo vybraných RWY.

Aby byl vzlet označený jako platný bylo také třeba, aby bylo splněno, že v bodě ukončení vzletu byla výška změřená GNSS senzorem nejen větší než 50 ft oproti bodu počátku rozjezdu,

ale pro kontrolu správnosti údajů byla využita také výška z barometrického výškoměru, která musela být v rozmezí 35 ft až 65 ft nad výškou bodu začátku rozjezdu.

Skript byl schopen rozpoznávat letiště a jeho dráhu z vytvořené databáze, která zahrnovala letiště LKHK a jeho dráhy 15L/33R a 15R/33L, dále LKTB a dráhu 09/27 a LKMT s dráhou 04/22. Ke každé dráze byla stanovena nadmořská výška jejího prahu včetně jeho souřadnic a podélný sklon a také povrch.

Výstupem skriptu byl soubor opět ve formátu csv, který časově určil dobu vzletu, délku rozjezdu a vzletu v jednotkách m, na základě zeměpisných souřadnic určených bodů a jejich vzdáleností. Dále rychlost vůči zemi, kdy byl zahájen rozjezd v jednotkách kt, hodnota indikované rychlosti z rychloměru při odpoutání letounu, výška, ve které byl bod označený jako ukončení vzletu vůči výšce v bodě rozjezdu uvedený v jednotkách ft. Byla určena výška, jejímž zdrojem byl barometrický výškoměr nastavený na aktuální QNH v bodě odpoutání a také samotný údaj, jaké QNH bylo pro vzlet nastaveno, dále hodnota podélného sklonu v bodě odpoutání letounu.

Získanými údaji byly i meteorologické podmínky během vzletu, množství paliva a také vzletová hmotnost letounu stanovená na základě prázdné hmotnosti letounu zjištěné při vážení každého z pěti použitých letounů.

Skript ve výstupu také zapsal čísla řádků v jednotlivých souborech každého provedeného letu, na kterých začal rozjezd, na kterém bylo skriptem označeno odpoutání letounu a řádek, na kterém bylo označeno dosažení screen height a tedy ukončení počáteční fáze vzletu.

Získaná data byla rozdělena na dvě skupiny letů. V první skupině byli všechny lety, jejichž rozjezd začínal z nulové počáteční rychlosti, jednalo se tedy o lety, kdy letoun na dráze před započetím vzletu zastavil na RWY.

Druhou skupinou letů byly všechny získané lety, tedy včetně těch, u nichž počátek vzletu nebyl z plného zastavení, ale z plynulého pojíždění. V takovém případě nebylo možné zcela přesně určit začátek rozjezdu a tím pádem přesnou délku rozjezdu a vzletu. Řešením bylo vytvoření samostatného měření, které mělo za cíl určit, na jaké vzdálenosti letoun Cessna 172S zrychlí ze zastavení na rychlost 20 kt. Měření bylo uskutečněno mobilním telefonem a externím GNSS přijímačem Garmin GLO 2. K použití tohoto přijímače vedl fakt, že obnovovací frekvence polohy získané z GNSS zdroje zabudovaného přijímače v mobilním telefonu byla nižší než při použití externího přijímače. Vzdálenosti byly určeny na základě rychlosti naměřené GNSS

senzorem a polohy označené zeměpisnými souřadnicemi, ve které letoun dané rychlosti dosáhl. Následně byly změřené vzdálenosti jako části velké kružnice mezi těmito body. Měřené vzdálenosti všech letů byly následně počítány až od chvíle, kdy jejich rychlosti dosáhli rychlostí v intervalu mezi 15 kt a 20 kt. Na základě přesného údaje o počáteční rychlosti, kdy měření délek začalo byl na základě druhého samostatného měření externím GNSS přijímačem, byla připočtena vzdálenost, která odpovídala vzdálenosti, na které letoun zrychlil z nulové počáteční rychlosti na konkrétní rychlost, která odpovídala rychlosti, kdy měření započalo. Získání počáteční vzdálenosti bylo uskutečněno opět interpolací pomocí funkce FORECAST.

4.2.4 Metoda určení vypočtených délek

Pro určení vypočtených délek byl využit program Microsoft Excel. Vyhodnocené naměřené lety a s nimi spojené údaje byly skriptem uloženy do jednoho csv souboru, ve kterém každý řádek představoval jeden let. Na základě známých vzletových hmotností a meteorologických faktorů byly ke každému řádku, tedy ke každému letu, přiřazeny údaje o vypočtených délkách vytvořených na základě zdrojů z POH letounu, konkrétně z části zabývající se výkony letounu.

Z důvodu nemožného zjištění přesné hmotnosti byla pro každý použitý letoun stanovena jeho konstantní hmotnost bez paliva. Z toho tedy vyplývá, že jedinou uvažovanou proměnnou ve výpočtu hmotnosti bylo palivo. Důvodem k takovému rozhodnutí byla nemožnost zpětně zjištění přesné vzletové hmotnosti. Za účelem přesnějšího určení hmotnosti byly původně vytvořeny formuláře, které se ale příliš neosvědčili, jelikož jich bylo během pěti měsíců vyplněno pouze cca 20. Hmotnost letounu bez paliva se skládala z prázdné hmotnosti letounu měřené při uvedení do provozu, což byl údaj, který bylo možné dohledat v každé konkrétní letové příručce konkrétních použitých letounů. Dále se skládala hmotnost z hmotnosti posádky a zavazadel, kdy tato hmotnost tvořila dohromady 412 lbs. Vznikla předpokladem, že v letounu poletí dvoučlenná posádka a každý z posádky bude mít hmotnost 195 lbs a s sebou budou mít zavazadla o hmotnosti 22 lbs. Důvodem ke zvolení dvoučlenné posádky bylo, že letouny jsou primárně využívány na výcvik létání v podmínkách IFR, během kterého se každého letu účastní vždy žák a instruktor.

Pro výpočet vzletové hmotnosti pro každý let byla k těmto konstantám následně připočtena hmotnost paliva v nádržích na základě informací z palivoměrů. Pro výpočet hmotnosti paliva byl použit převod z jednotky U.S. Gal. na hmotnost v kg na základě známého objemu a známé hustoty paliva.

Dalším faktorem, který byl brán v potaz byly meteorologické podmínky, které byly rovněž k dispozici ke každému letu v csv souboru. Jednalo se o rychlost větru, teplotu vzduchu a aktuální tlak určený dle nastavení výškoměru.

Z dostupných údajů bylo možné určit tlakovou výšku, tedy tlakovou výšku a využít naměřenou teplotu. Společně s vypočítanou vzletovou hmotností byly na základě údajů z POH určeny vypočtené délky rozjezdu a vzletu za stanovené meteorologické situace a hmotnosti.

CESSNA
MODEL 172S NAV III
GFC 700 AFCS

SECTION 5
PERFORMANCE

SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE AT 2550 POUNDS

CONDITIONS:
Flaps 10°
Full Throttle prior to brake release.
Paved, Level, Dry Runway — Lift Off: 51 KIAS
Zero Wind — Speed at 50 Feet: 56 KIAS

Pressure Altitude Feet	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Gnd Roll Feet	Total Feet To Clear 50 Foot Obst	Gnd Roll Feet	Total Feet To Clear 50 Foot Obst	Gnd Roll Feet	Total Feet To Clear 50 Foot Obst	Gnd Roll Feet	Total Feet To Clear 50 Foot Obst	Gnd Roll Feet	Total Feet To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	860	1465	925	1575	995	1690	1070	1810	1150	1945
1000	940	1600	1010	1720	1090	1850	1170	1990	1260	2135
2000	1025	1755	1110	1890	1195	2035	1285	2190	1380	2355
3000	1125	1925	1215	2080	1310	2240	1410	2420	1515	2605
4000	1235	2120	1335	2295	1440	2480	1550	2685	1660	2880
5000	1355	2345	1465	2545	1585	2755	1705	2975	1825	3205
6000	1495	2605	1615	2830	1745	3075	1875	3320	2010	3585
7000	1645	2910	1785	3170	1920	3440	2065	3730	2215	4045
8000	1820	3265	1970	3575	2120	3880	2280	4225	2450	4615

NOTE

- Short field technique as specified in Section 4.
- Prior to takeoff from fields above 3000 feet pressure altitude, the mixture should be leaned to give maximum RPM in a full throttle, static run-up.
- Decrease distances 10% for each 9 knots head wind. For operation with tail winds up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
- For operation on dry grass runway, increase distances by 15% of the "ground roll" figure.

Figure 5-5 (Sheet 1 of 3)

172SPHBUS-00 U.S. 5-15

Obrázek 14: Tabulka z POH letounu Cessna 172S pro výpočet délky vzletu [27]

Výpočet tlakové výšky při vzletu proběhl na základě matematického vztahu, který bral v potaz rozdíl mezi hodnotou QNH a standardním tlakem 1013,25 hPa a také na základě výšky letiště změřené barometrickým výškoměrem na začátku rozjezdu letounu.

Následně bylo nutné udělat trojitou interpolaci na aktuální tlakovou výšku, teplotu a hmotnost. Nejprve byla vytvořena tabulka s hodnotami délek rozjezdu a vzletu pro jejich jednotlivé hodnoty při dané konstantní hmotnosti 2550 lbs a 2400 lbs. Tyto tabulky, které tvořily zdroj dat pro rozjezd jsou uvedeny na obrázku Tyto dvě hmotnosti byly vybrány z důvodu, že vypočtené vzletové hmotnosti se téměř výhradně nacházeli v jejich rozmezí. Zdrojem dat byla POH.

První provedenou interpolací byla interpolace na známou tlakovou výšku při teplotách 0°C, 10°C, 20°C, 30°C a 40°C. Následně došlo k interpolaci vypočtených hodnot na základě skutečné naměřené teploty určené teploměrem spojeným se systémem Garmin G1000. Při známých hodnotách délek, které v sobě zahrnovali konkrétní tlakovou výšku a teplotu ještě bylo nutné upravit tyto výsledky dle aktuální vzletové hmotnosti. K těmto výpočtům byla využita funkce FORECAST programu Microsoft Excel.

Poslední úpravou vypočtených hodnot, kterou bylo nezbytné provést, byla úprava na vliv větru, která byla rovněž vytvořena na základě informací v POH. Pro případ čelního větru došlo ke snížení vzdálenosti o 10 % na každých 9 kt, v případě zadního větru se vzdálenosti prodlužovali o 10 % na každé 2 kt. Úprava o zadní vítr byla ale použitelná pouze do maximální složky 10 kt.

Faktorem, který mohl mít vliv na délku rozjezdu a vzletu byla konfigurace letounu. Garmin G1000 bohužel nedisponoval funkcí, která by byla schopna zaznamenat použitou konfiguraci vztlakových klapek vzletu, a tak byla určena jednotná konfigurace pro všechny vyhodnocené lety jako vzlet za použití vztlakových klapek vysunutých na 10°.

5 Výsledky vyhodnocení dat a zjištěné poznatky

Pátá kapitola praktické části práce se věnuje samotným výsledkům a poznatkům, které byly zjištěny během vyhodnocování dat. Základní vyhodnocení je rozděleno na dvě části, první část se věnuje vzletům, které byly provedeny z úplného zastavení, kdy tyto podmínky jsou nejvíce podobné těm, které byly využity pro získání hodnot uvedených v POH, jelikož byly naměřeny z úplného zastavení. V druhé části jsou vyhodnoceny všechny vyhodnocené platné lety, které v sobě zahrnují jak vzlety ze zastavení, tak i vzlety z rozjezdu, kdy letoun zahájil vzlet plynule z pojíždění a nebylo tak možné určit délky zcela přesně.

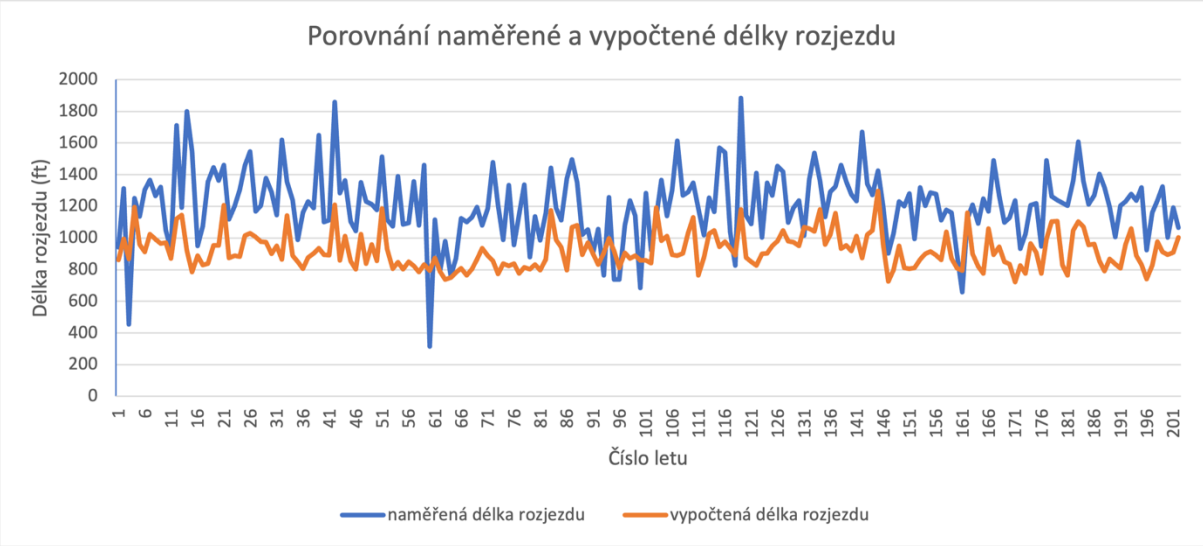
5.1 Výsledky vyhodnocení dat vzletů provedených z úplného zastavení

Při zkoumání výsledků byl využit opět program Microsoft Excel. Všechny lety, které byly skriptem určeny jako lety se vzletem z plného zastavení byly uloženy do jednoho xls souboru. Každý řádek souboru odpovídal jednomu letu uskutečněnému letu. Takovému letu se známou hodnotou naměřené délky rozjezdu byly přiřazeny hodnoty vypočtené délky rozjezdu. Stejným způsobem byly obsažené i délky celkové délky vzletu až do screen height v naměřené i vypočtené podobě.

Vyhodnocení letů ze zastavení se zabývalo celkem 201 validními lety provedenými v rozmezí od 19.10.2020 do 21.6.2022. Z původních 218 letů jich bylo 17 odstraněno. Důvod odstranění byl stanoven na základě faktu, že skript v daných letech špatně určil bod rozjezdu nebo odpoutání. Tyto vyřazené lety byly určeny z extrémů, jak minimálních, tak maximálních naměřených délek. Každý z těchto letů, kde byly extrémy zjištěné, byl postupně manuálně procházen s důrazem na zjištění důvodů vedoucích k těmto hodnotám a se zaměřením na body, ve kterých byly určeny důležité části vzletu. Ve vyhodnocení letů ale byly zanechány lety, kdy extrémní vzdálenost byla způsobena pilotní chybou. Příkladem takového letu může být brzké odpoutání letounu na rychlosti menší, než je rychlost pádová.

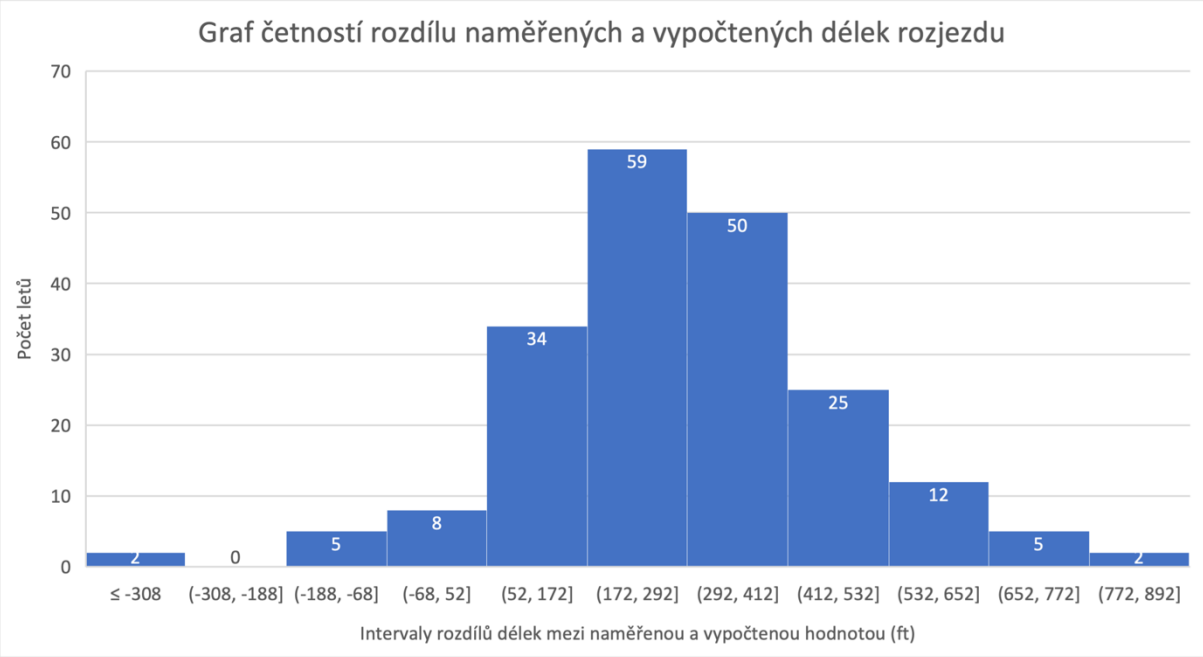
5.1.1 Porovnání délky rozjezdu u letů ze zastavení

Nejprve byly zhodnoceny rozdíly mezi naměřenými a vypočtenými délkami rozjezdu. Průměrná hodnota naměřených délek rozjezdu byla na vzorku těchto letů ze zastavení stanovena na 1207,7 ft (368,2 m) s hodnotou směrodatné odchylky 222,1 ft. Průměrná hodnota rozdílu mezi naměřenou a vypočtenou hodnotou byla 286,6 ft (87,4 m) s hodnotou směrodatné odchylky 198,1 ft (60,4 m). Grafické porovnání délek rozjezdu je zobrazeno na Obr. 15.



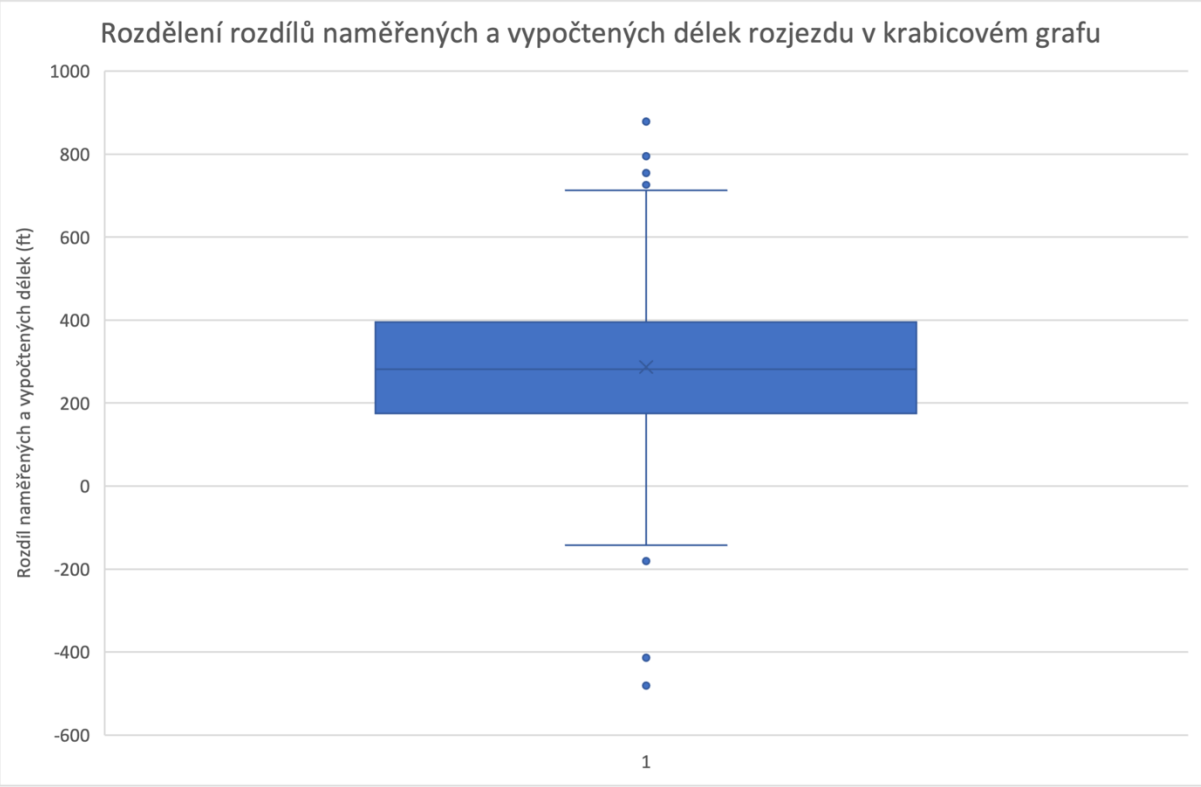
Obrázek 15: Graf porovnání naměřených a vypočtených délek rozjezdu

Nejčastěji byl rozdíl mezi naměřenou hodnotou délky rozjezdu a její vypočtenou hodnotou v intervalu mezi 172 ft a 292 ft a to pro 59 letů. Dalších 50 letů se lišilo o rozdíl mezi 292 ft a 412 ft. Celkem 54 % změřených letů se od jejich vypočtené hodnoty lišilo o hodnotu mezi 172 ft a 412 ft.



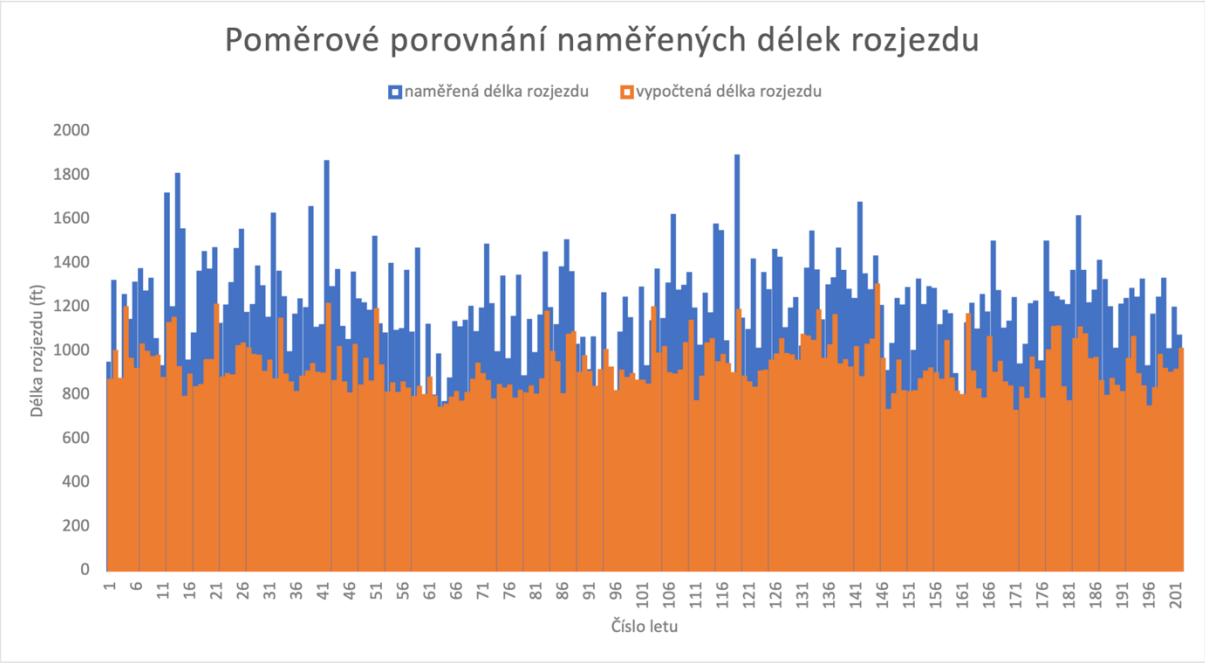
Obrázek 16: Graf četností rozdílů délek rozjezdu

Celkový pohled na rozdělení rozdílů mezi naměřenou a vypočtenou délkou rozjezdu je na krabicovém grafu na Obr. 17.



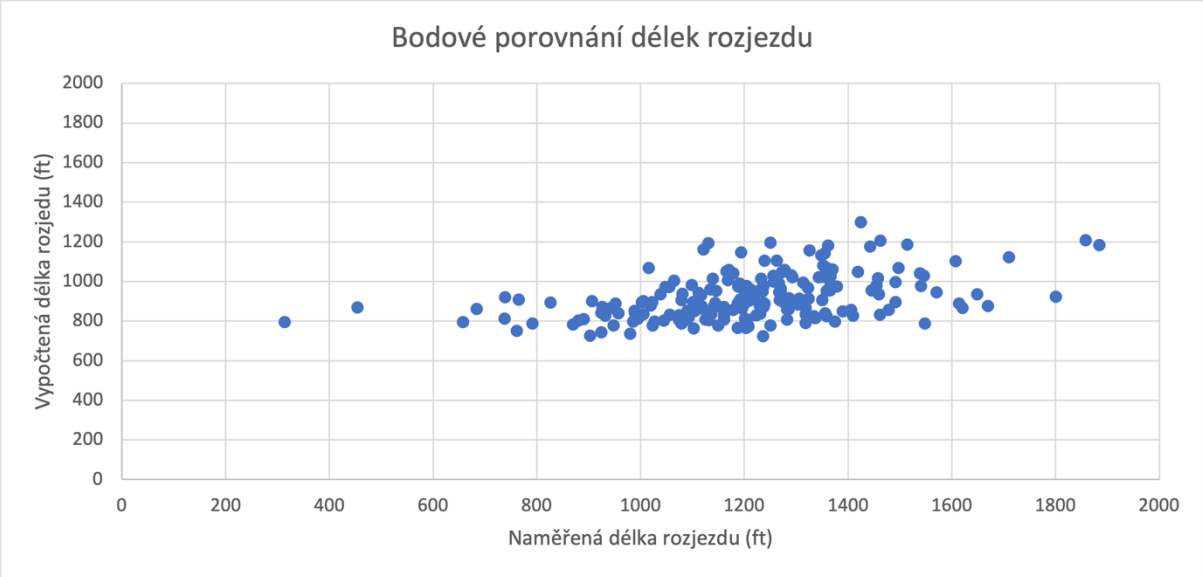
Obrázek 17: Rozdíly mezi naměřenou a vypočtenou hodnotou rozjezdu v krabicovém grafu

V průměru byla naměřená délka rozjezdu o 31,6 % delší než její vypočtená hodnota. Směrodatná odchylka byla 22,7%. Vzájemný poměr délek naměřených a vypočtených hodnot je zobrazen na Obr. 18.



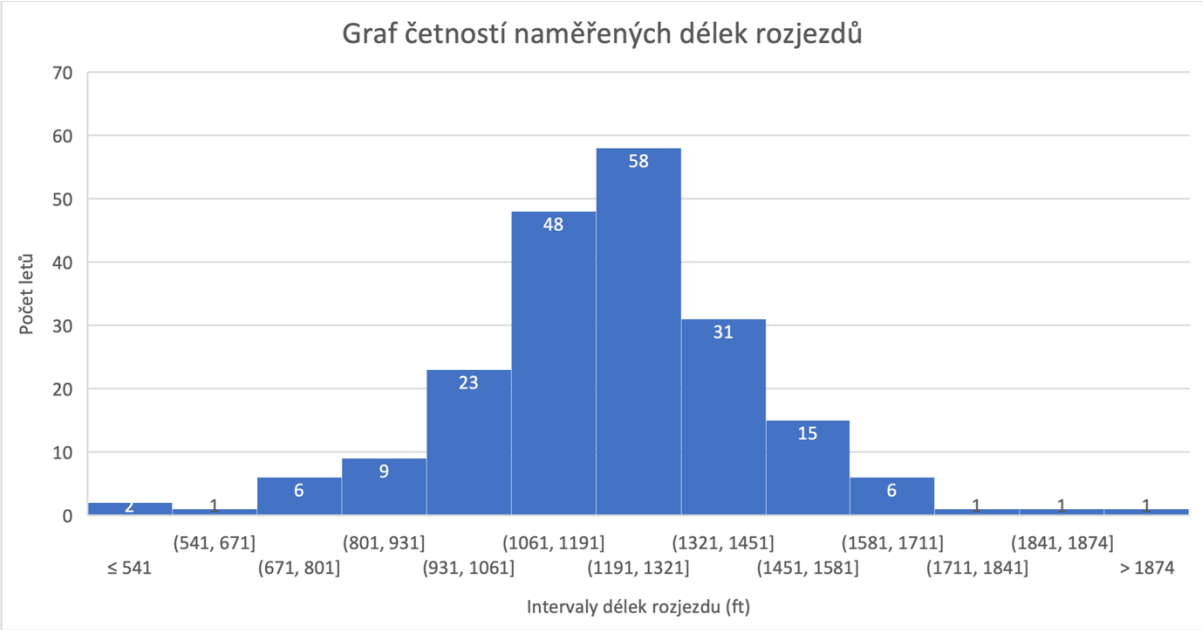
Obrázek 18: Grafické znázornění poměru mezi délkami rozjezdu

Dále byl vypočten korelační koeficient pro délku rozjezdu za účelem určení závislosti vypočtené a naměřené hodnotě, jehož hodnota byla určena jako 0,455. Tato hodnota označuje střední závislost mezi naměřenými a vypočtenými hodnotami délek rozjezdu.



Obrázek 19: Bodový graf porovnání délek rozjezdu

Vyhodnocena byla i četnost naměřených délek rozjezdu na základě rozdělení těchto délek do jednotlivých intervalů. Četnost jednotlivých délek je zobrazena na Obr. 20.

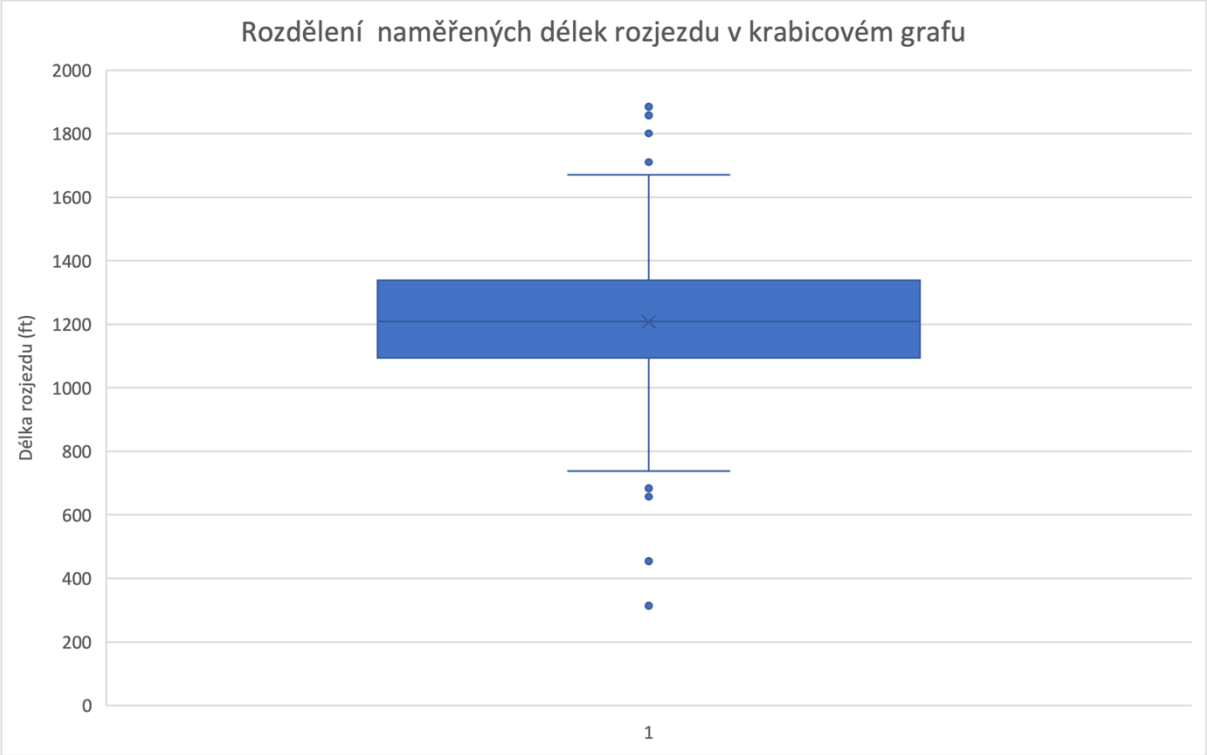


Obrázek 20: Graf četností naměřených délek rozjezdu

Z grafu vyplývá, že nejčastěji byla naměřená délka v intervalu mezi 1191 ft a 1321 ft. Mezi těmito hodnotami se nacházelo 58 letů. Druhým nejčetnějším zjištěným intervalem byl interval

od 1061 ft do 1191 ft v němž se nacházelo dalších 48 letů. Celkem tedy 53 % vyhodnocených letů z plného zastavení bylo v rozmezí od 1094 ft do 1354 ft.

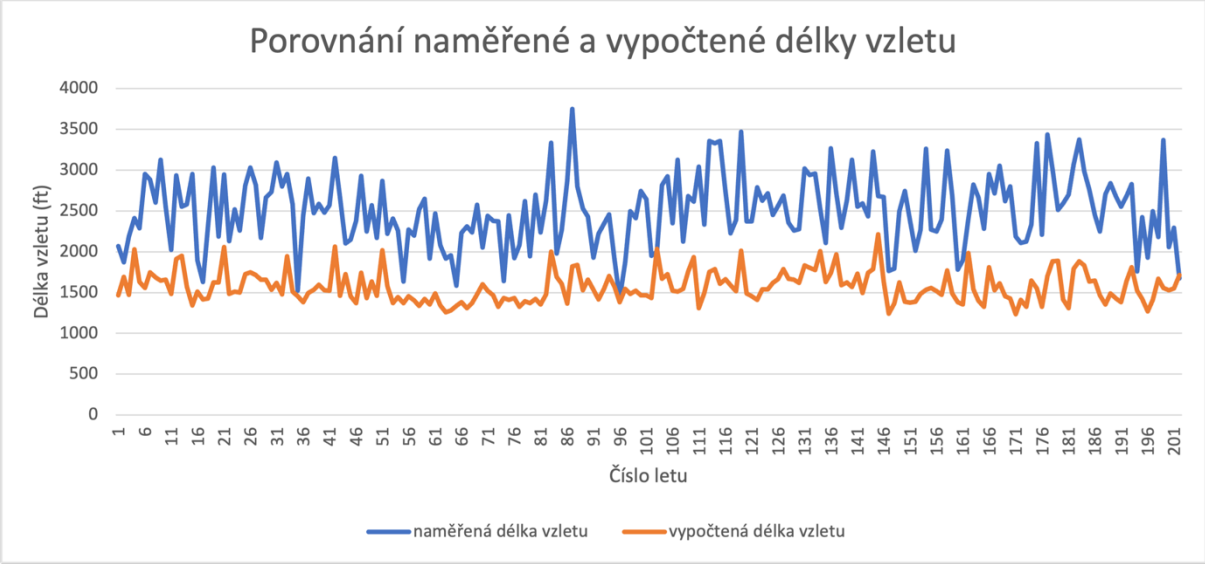
Další pohled na celkové rozdělení naměřených délek poskytuje krabicový graf na Obr. 21.



Obrázek 21: Krabicový graf rozdělení naměřených délek rozjezdu

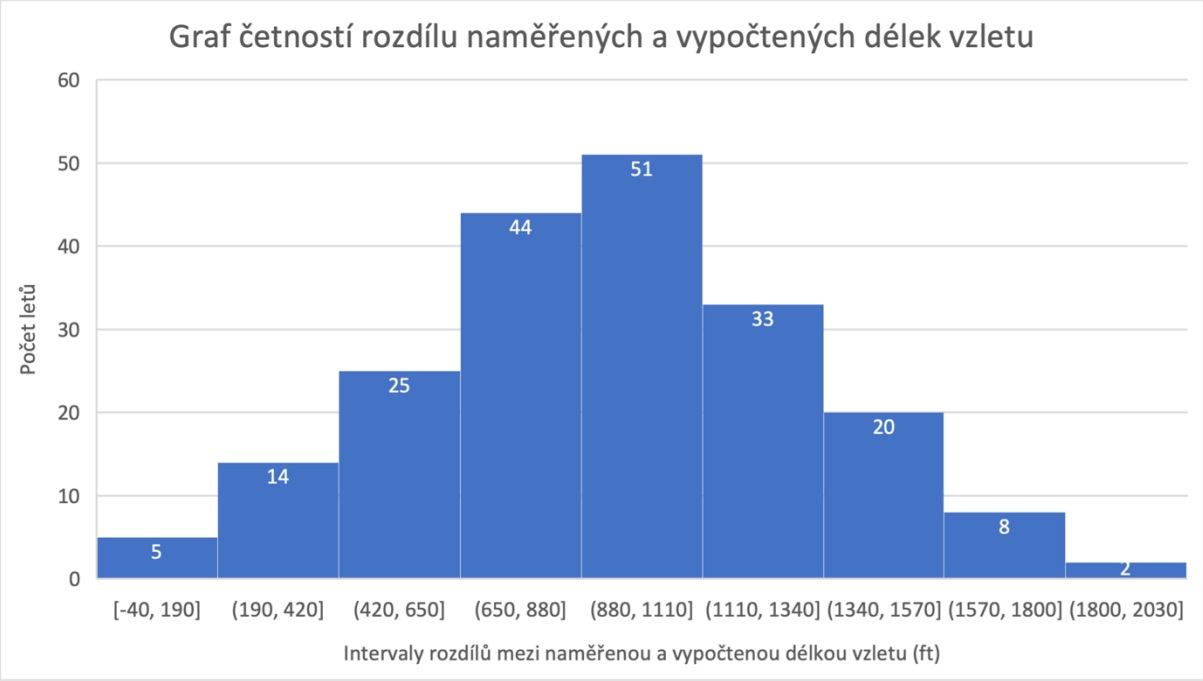
5.1.2 Porovnání délky vzletu u letů ze zastavení

Dále byla pozornost zaměřena na porovnání celkových délek vzletu**.** Průměrná naměřená délka vzletu činila 2503,2 ft (763,2 m) se směrodatnou odchylkou 430,7 ft. Průměrný rozdíl naměřených a vypočtených délek byl 931,8 ft (284,0 m) se směrodatnou odchylkou 381,0 ft. Porovnání celkové délky vzletu je znázorněno na Obr. 22.



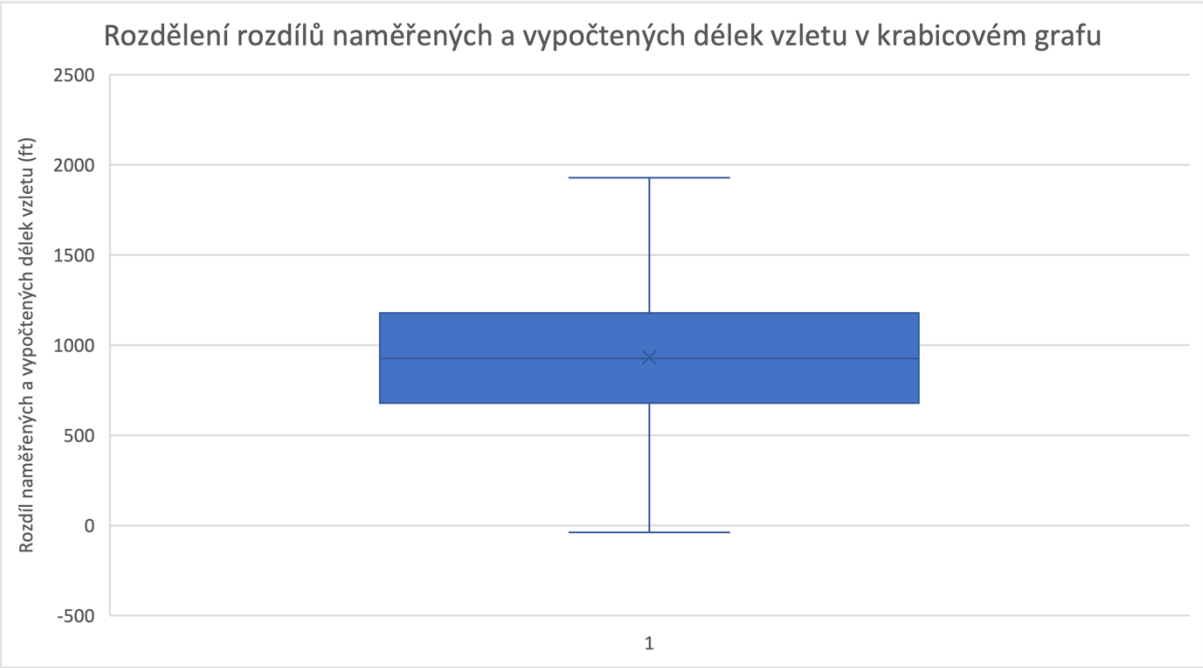
Obrázek 22: Graf porovnání naměřených a vypočtených délek vzletu

Rozdíl mezi naměřenou a vypočtenou délkou vzletu byl nejčastěji v rozmezí od 880 ft do 1110 ft a to konkrétně pro 51 letů. Druhým nejčastějším intervalem byl interval od 650 ft do 880 ft, ve kterém se nacházelo 44 letů. Celkem se mezi celkovým jmenovaným rozmezím nacházelo 47 % letů.



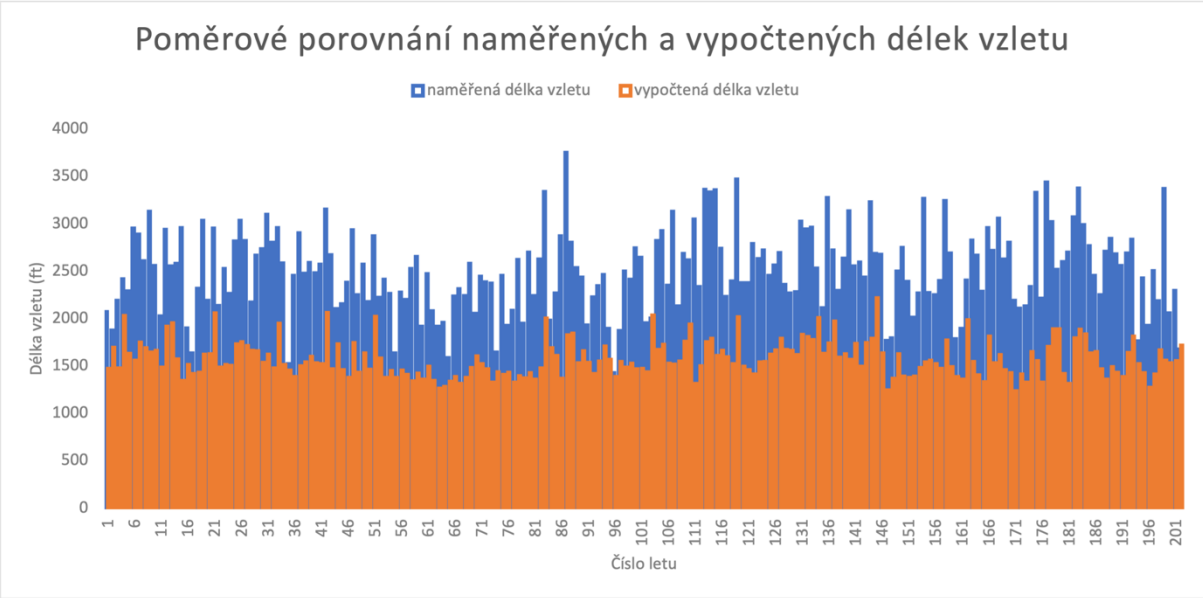
Obrázek 23: Graf četnosti naměřených délek vzletu

Celkové rozdělení délek vzletu je zobrazeno na krabicovém diagramu na obrázku 24.



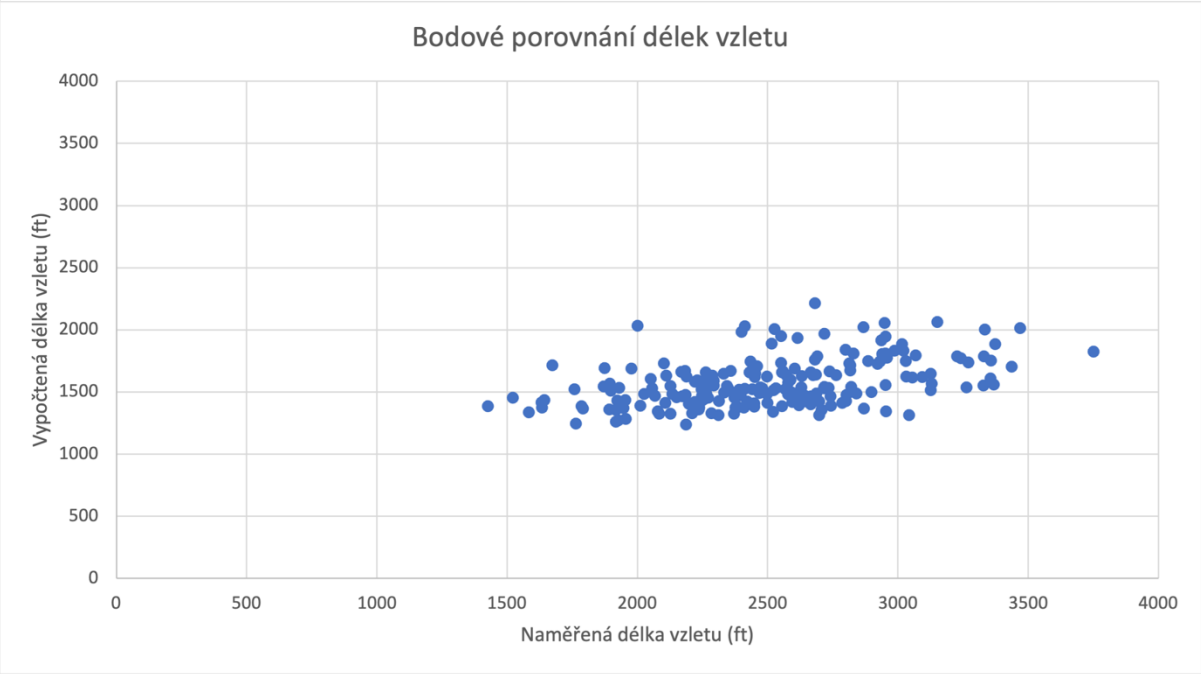
Obrázek 24: Rozdíly mezi naměřenou a vypočtenou hodnotou vzletu v krabicovém diagramu

Průměrně byla naměřená délka vzletu o 60,0 % delší než její vypočtená hodnota a se směrodatnou odchylkou 25,0 %. Poměr mezi délkami je znázorněn na Obr. 25.



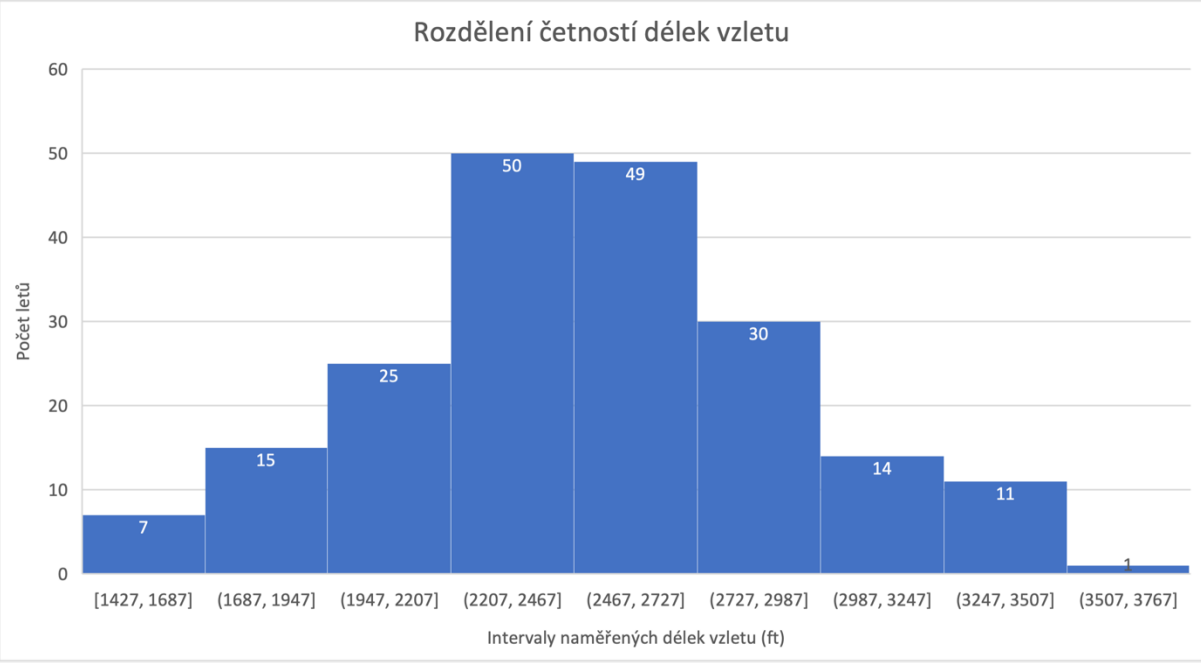
Obrázek 25: Grafické znázornění poměru mezi délkami vzletu

Pro délku vzletu byl rovněž vypočten korelační koeficient a jeho hodnota byla stanovena na 0,47 značící opět střední závislost mezi naměřenou a vypočtenou délkou vzletu.



Obrázek 26: Bodový graf porovnání délek vzletu

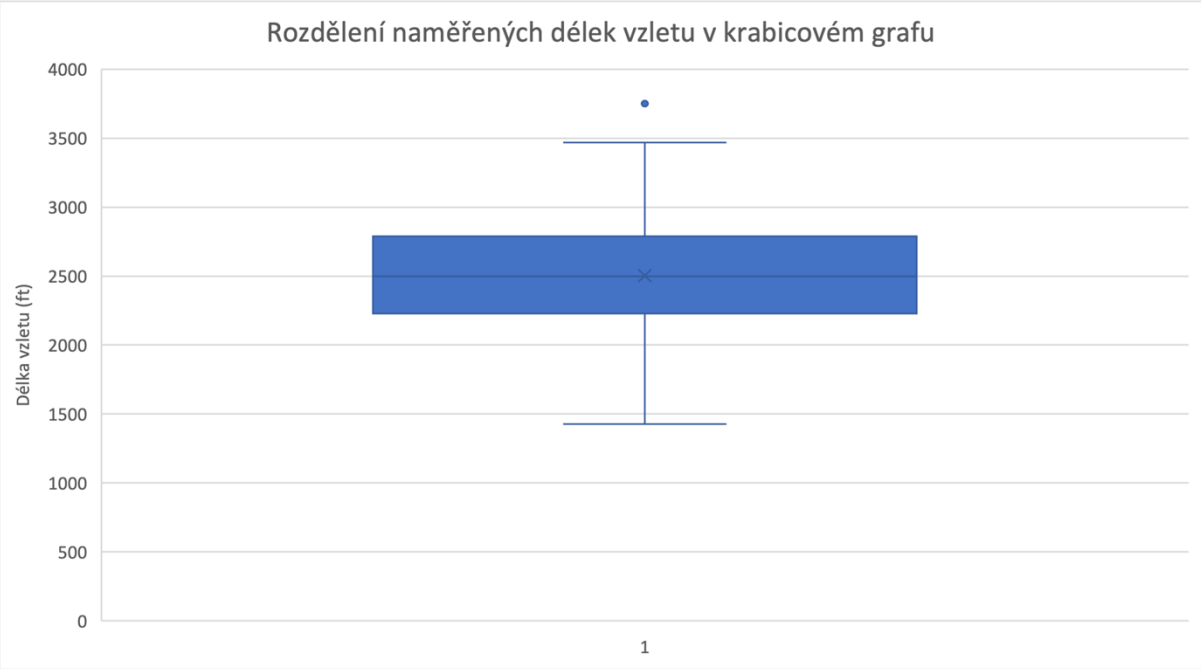
Celková četnost naměřených délek vzletu je zobrazena na Obr. 27.



Obrázek 27: Graf četností naměřených délek vzletu

Z výše uvedeného grafu vyplývá, že nejčastěji byla naměřená délka vzletu mezi 2207 ft a 2467 ft s celkovým počtem letů 50 a dále mezi 2467 ft a 2727 ft, kdy do tohoto intervalu patřilo 49 naměřených letů. Celkem tedy ve sjednocení intervalu bylo 49 % z celkových letů.

Další pohled na četnost naměřených hodnot je uveden v krabicovém grafu na Obr. 28.



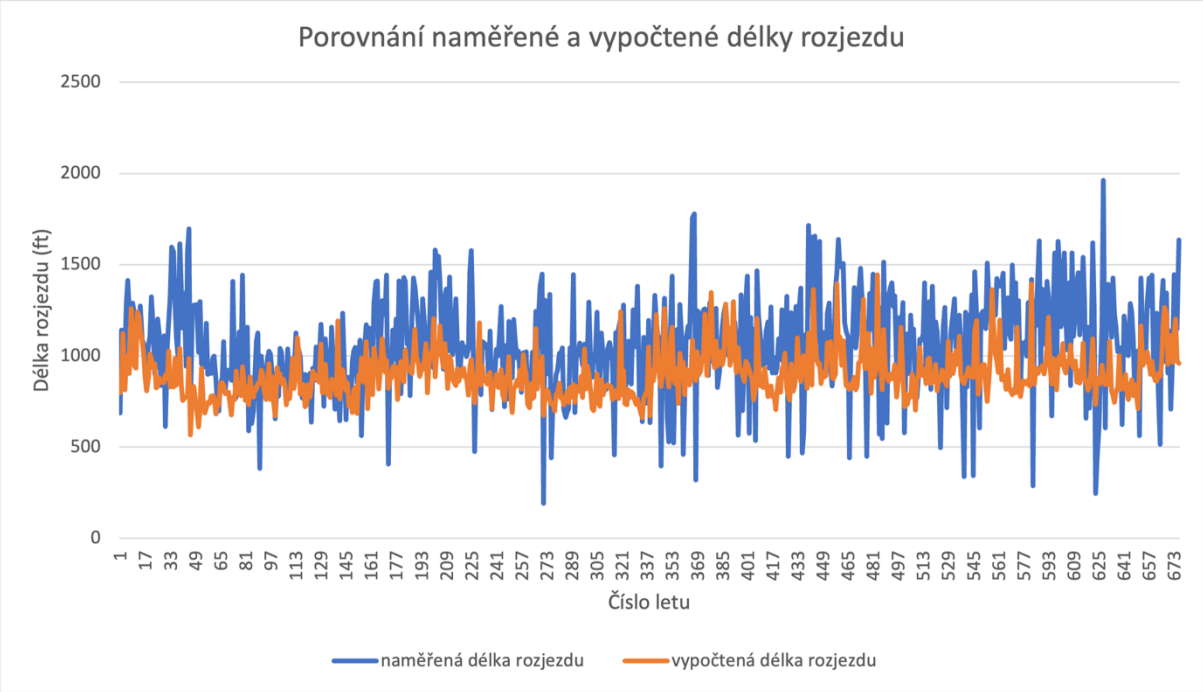
Obrázek 28: Krabicový graf rozdělení naměřených délek vzletu

5.2 Výsledky vyhodnocení všech vzletů

Druhým vyhodnocovaným souborem dat byl vzorek všech získaných letů. Celkem jej tvořilo 675 validních letů, které byly uskutečněny v časovém období od 22.8.2016 do 28.7.2022. Z tohoto vzorku dat byly odstraněny pouze lety, u nichž nebyl známý údaj o hmotnosti z důvodů, že palivoměry ve chvíli rozjezdu nebyly schopny množství paliva v nádržích zaznamenat. Z důvodů, že byla u každého letu určena počáteční vzdálenost rozjezdu na rychlost mezi 15 kt a 20 kt, nebyla přítomna chyba mylného určení bodu rozjezdu, která tvořila v prvním vzorku dat majoritní část. Ve druhém vzorku dat nebyly nalezeny lety, u nichž by bod odpoutání letounu byl výrazně podezřelý nebo chybně určený.

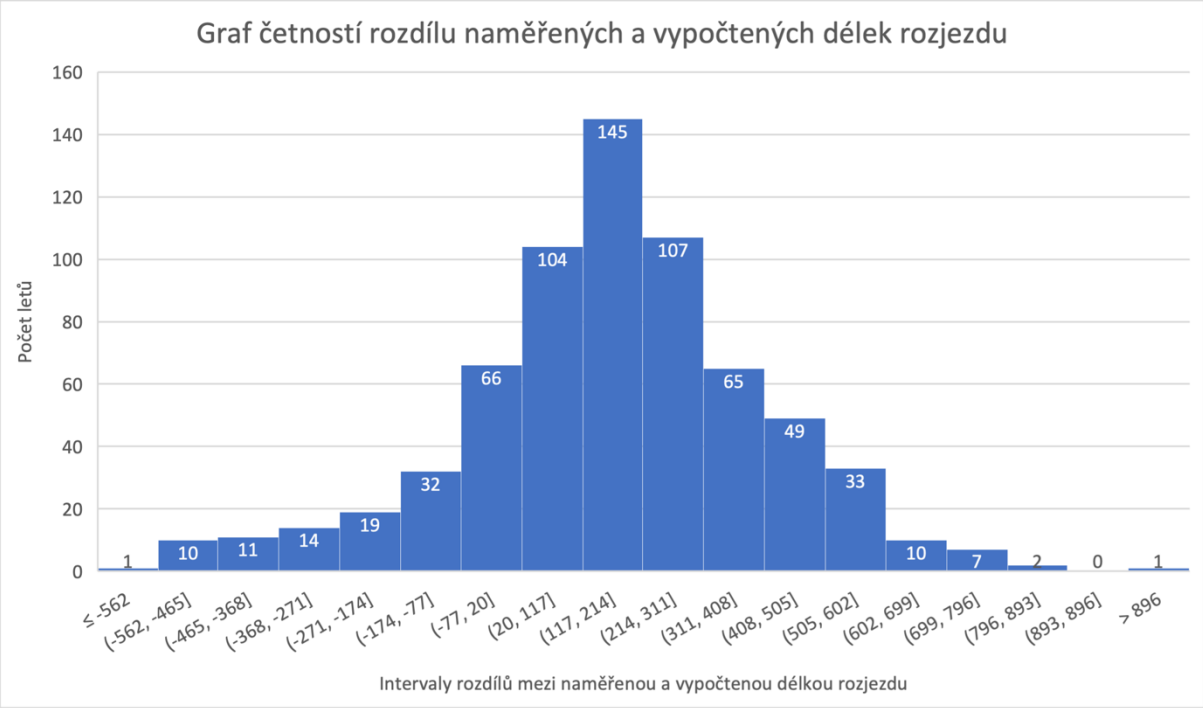
5.2.1 Porovnání délky rozjezdu všech vyhodnocených letů

Nejprve byly opět vyhodnoceny rozdíly mezi naměřenými a vypočtenými délkami rozjezdu. Průměrná naměřená délka rozjezdu byla 1065,3 ft (324,7 m) se směrodatnou odchylkou 262,7 ft. Průměrný rozdíl mezi naměřenou a vypočtenou délkou rozjezdu činil 167,2 ft (51,0 m) se směrodatnou odchylkou 243,0 ft (74,0 m). Porovnání délek rozjezdu je zobrazeno na grafu na Obr. 29.



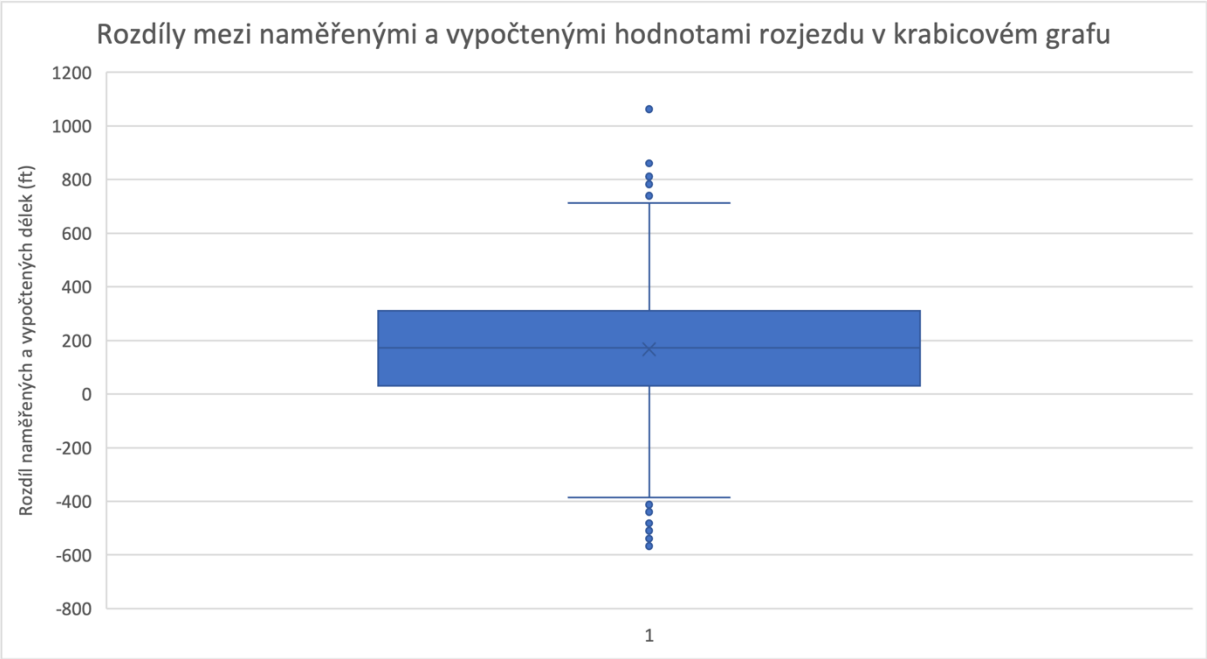
Obrázek 29: Graf porovnání naměřených a vypočtených délek rozjezdu

Nejčastěji se naměřená hodnota délky rozjezdu a její vypočtená hodnota lišili o délky v intervalu mezi 117 ft a 214 ft a to pro 145 letů. Dalších 107 letů se lišilo o rozdíl mezi 214 ft a 311 ft a dále 104 letů mezi 20 ft a 117 ft. Celkem 53 % změřených letů se tedy od jejich vypočtené hodnoty lišilo o hodnotu mezi 20 ft a 311 ft.



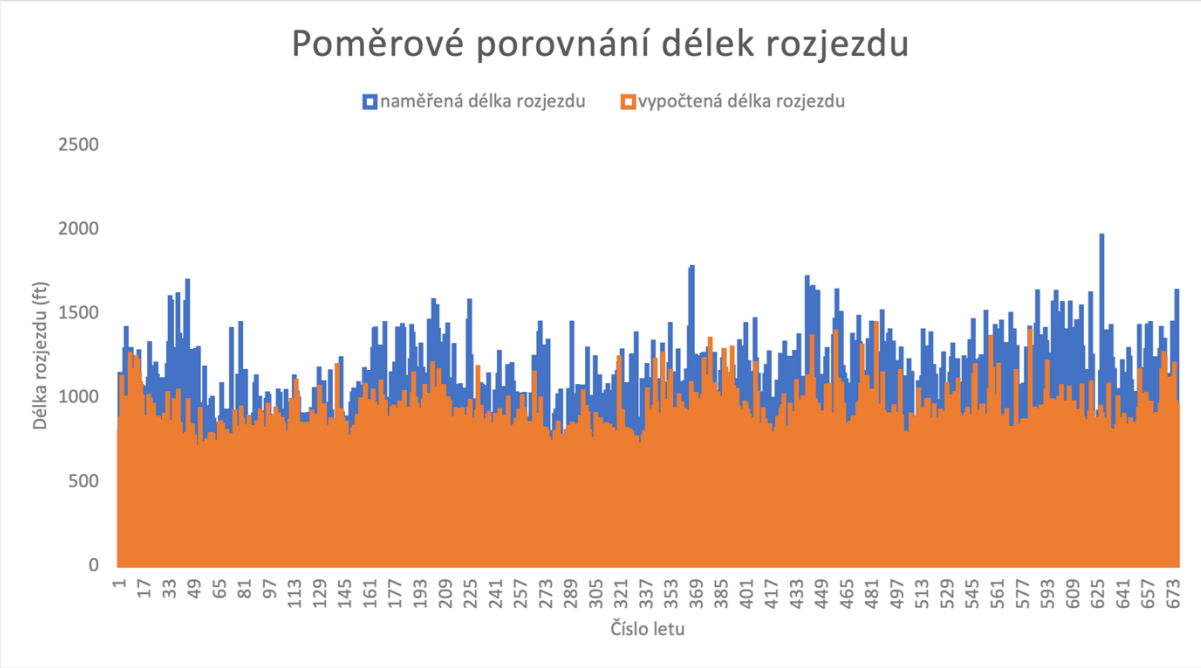
Obrázek 30: Graf četností rozdílů délek rozjezdu

Další pohled na rozdělení četností je na krabicovém grafu na Obr. 31.



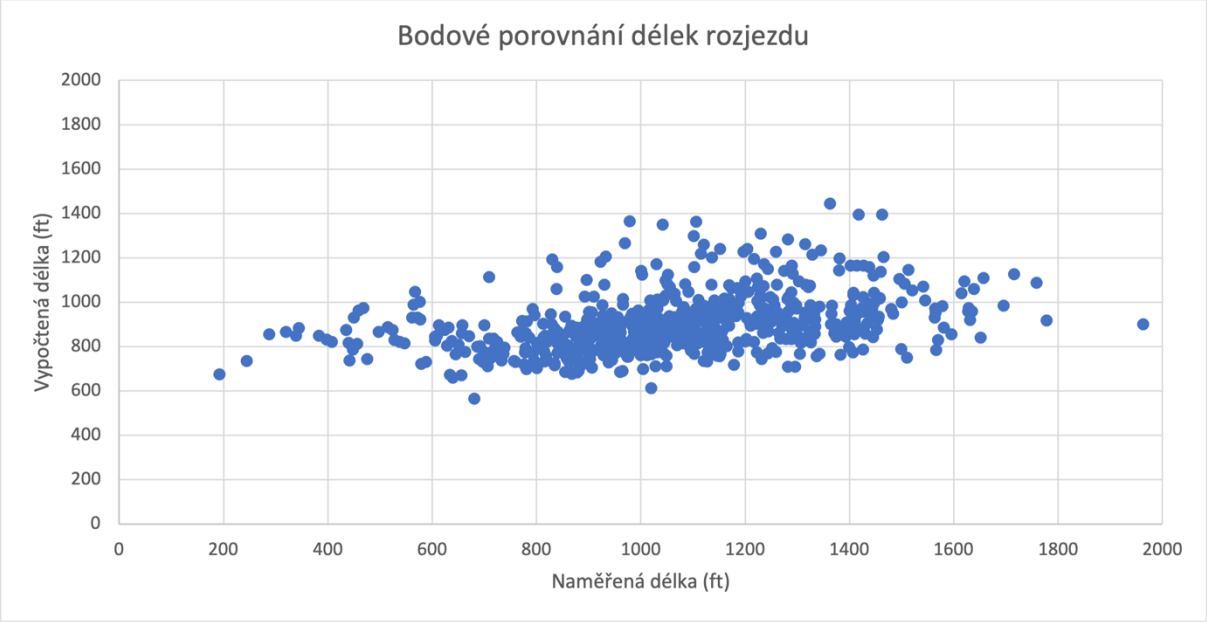
Obrázek 31: Rozdíly mezi naměřenou a vypočtenou hodnotou rozjezdu v krabicovém grafu

V průměru byly naměřené hodnoty rozjezdu o 19,2% delší než délky vypočtené. Graficky je poměr letů vyobrazen na grafu na Obr. 32.



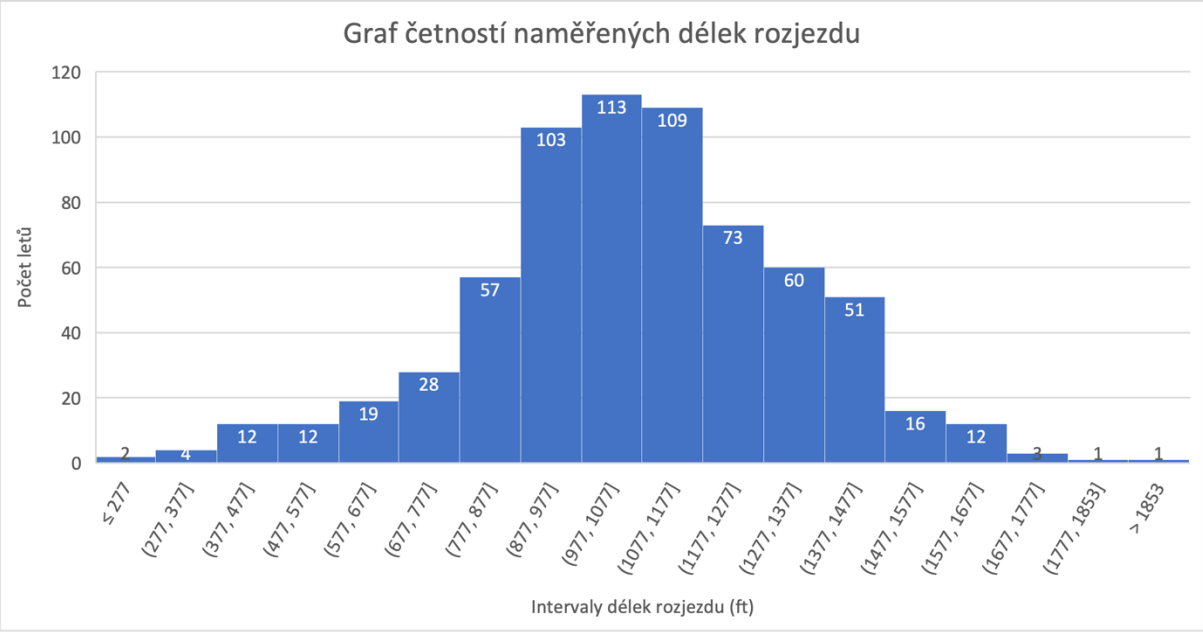
Obrázek 32: Grafické znázornění poměru mezi délkami rozjezdu

Opět byl vypočten korelační koeficient pro délku rozjezdu u všech validních letů, jehož hodnota nabývala 0,391. Tato hodnota označuje slabou závislost mezi naměřenými a vypočtenými hodnotami délek rozjezdu těsně pod začátkem střední závislosti.



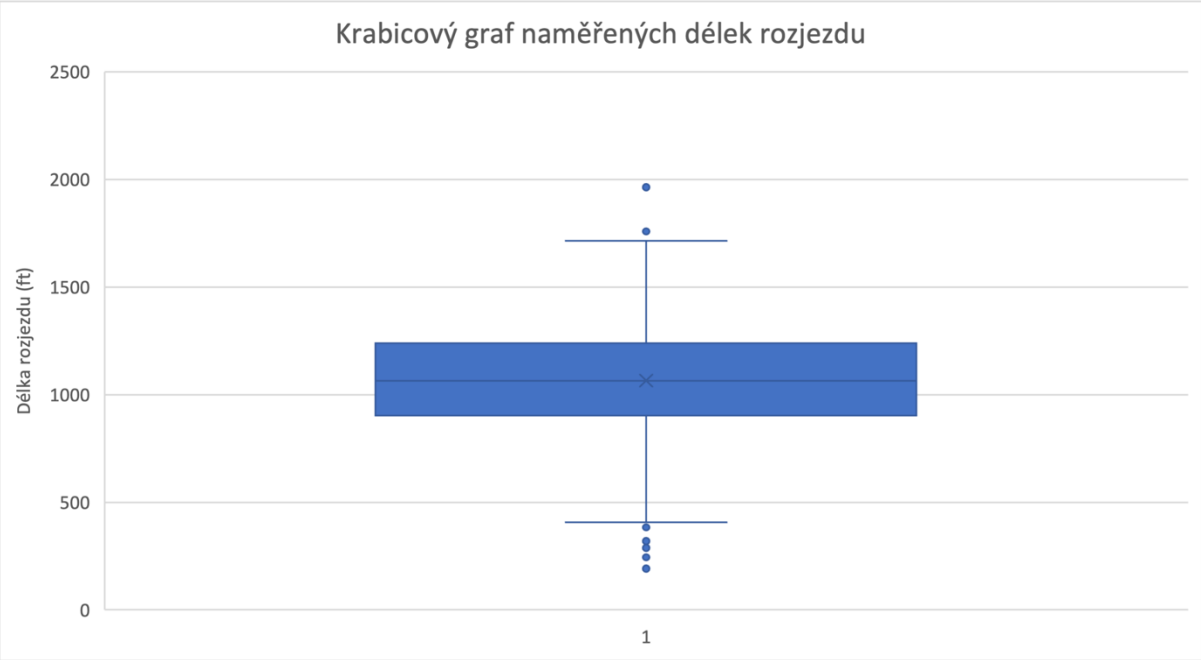
Obrázek 33: Bodový graf porovnání délek rozjezdu

Celkový pohled na četnost jednotlivých intervalů, kde se nacházeli naměřené délky rozjezdu, je možné získat na Obr. 34.



Obrázek 34: Krabicový graf rozdělení naměřených délek vzletu

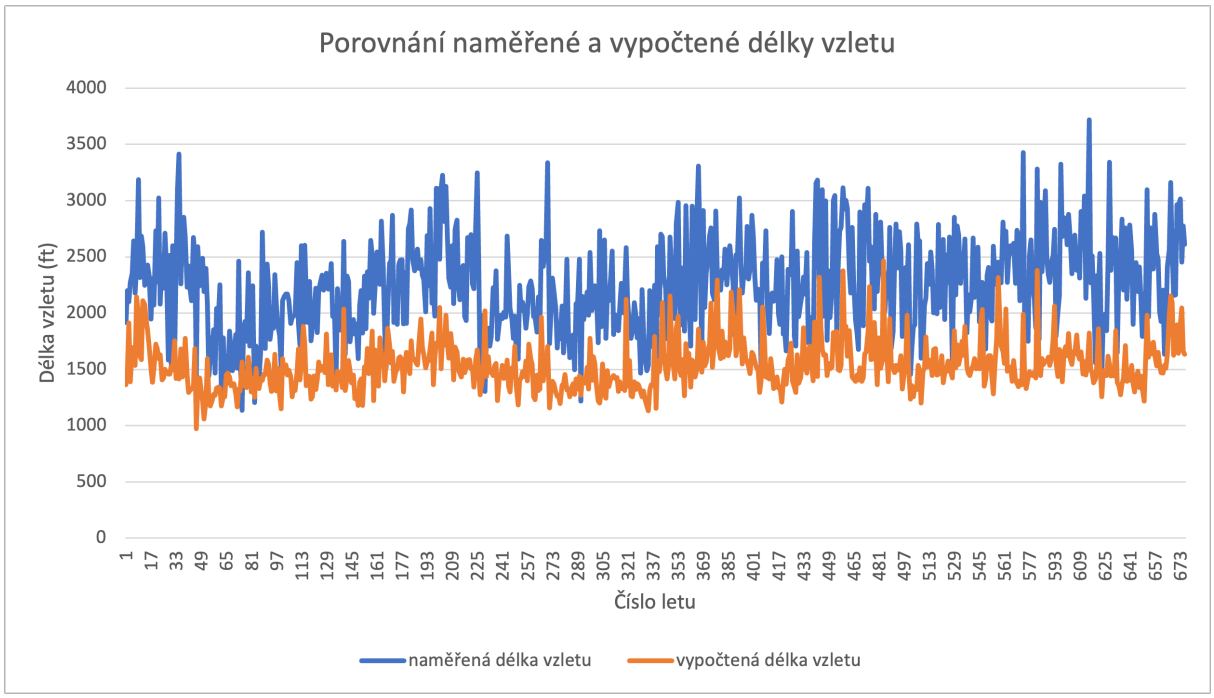
Nejčastěji byly délky vzletu v intervalu mezi 977 ft a 1177 ft a to ve 113 případech. Celkově 325 letů tvořících 48 % celého vzorku se nacházelo v intervalu mezi 877 ft a 1277 ft. Další pohled na celkové rozdělení je na krabicovém grafu na Obr. 35.



Obrázek 35: Krabicový graf rozdělení naměřených délek rozjezdu

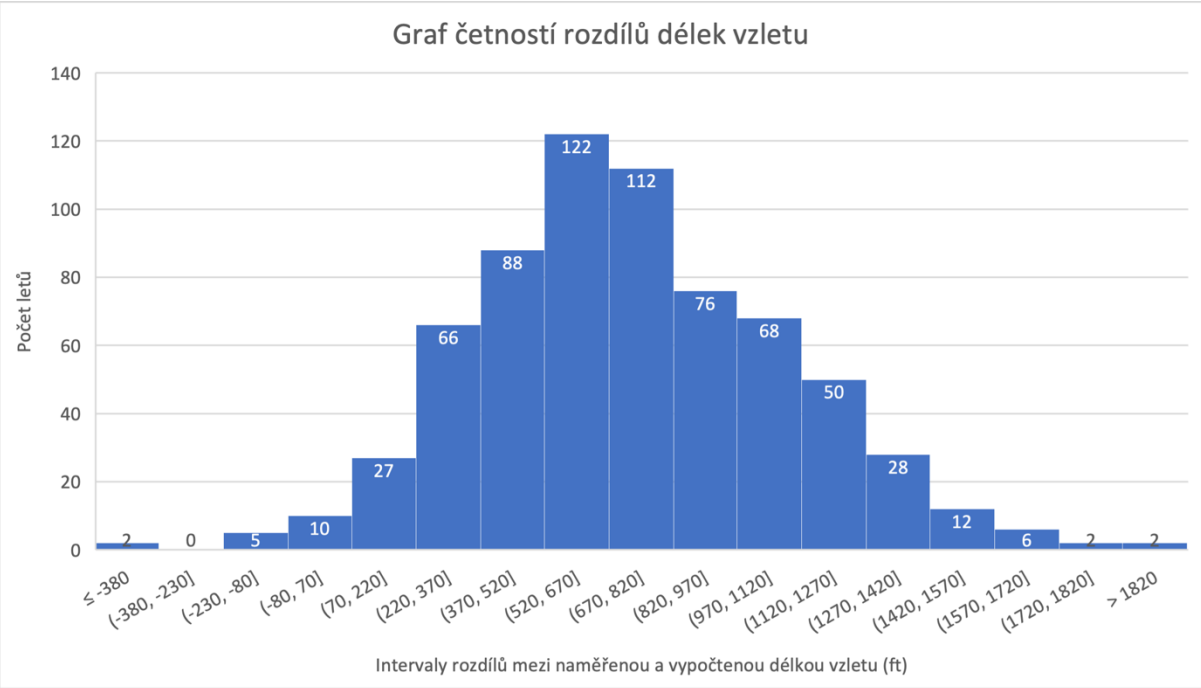
5.2.2 Vyhodnocení celkové délky vzletu u všech letů

V druhé části vyhodnocení všech letů byla pozornost opět zaměřena na vyhodnocení celkových délek vzletu. Průměrná naměřená délka vzletu byla 2253,1 ft (686,7 m) se směrodatnou odchylkou 422,3 ft. Průměrně se naměřená a vypočtená délka vzletu lišili u všech letů o 720,1 ft (219,5 m) se směrodatnou odchylkou 366,2 ft (111,6 m). Porovnání je vyobrazeno na Obr. 36.



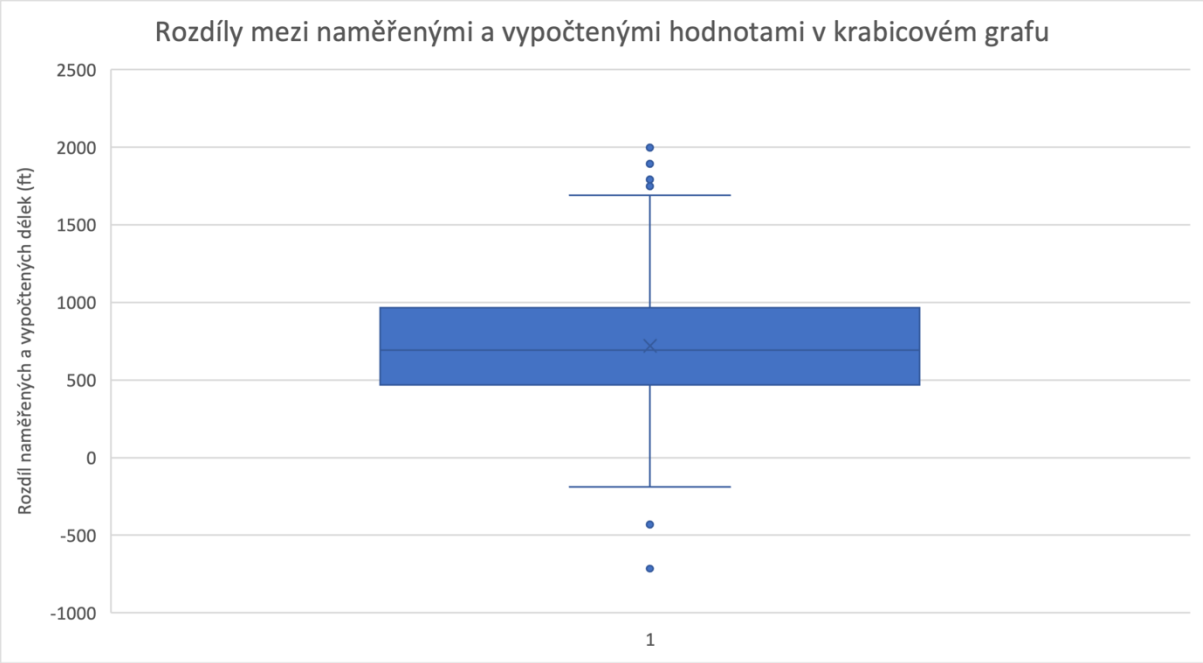
Obrázek 36: Graf porovnání naměřených a vypočtených délek vzletu

Nejčastěji byl rozdíl délek vzletu mezi 520 ft a 670 ft. Do vyjmenovaného intervalu délek náleží 122 letů. Dále byly nejčastěji rozdíly délek mezi 670 ft a 820 ft a mezi 370 ft a 520 ft. Ve sjednocení těchto intervalů se nacházelo celkem 322 letů tvořících 48 % celkového vzorku. Četnosti rozdílů jsou zobrazeny na Obr. 37.



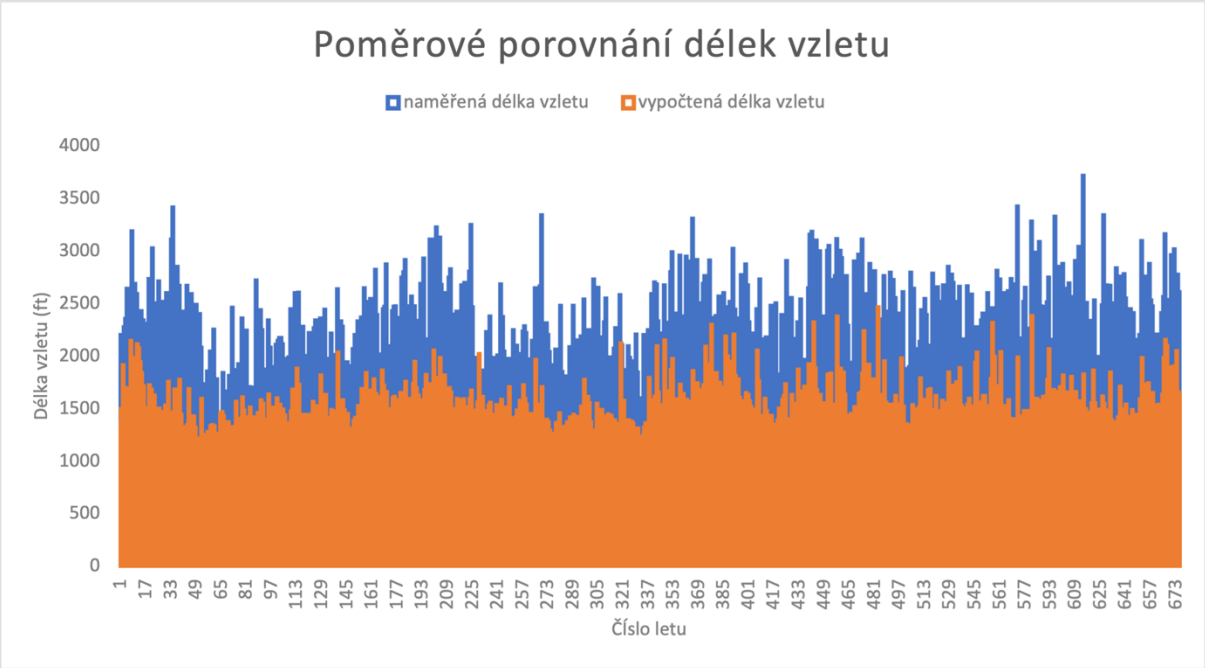
Obrázek 37: Graf četností rozdílů délek vzletu

Další krabicový graf rozdílů u vzletu je na Obr. 38.



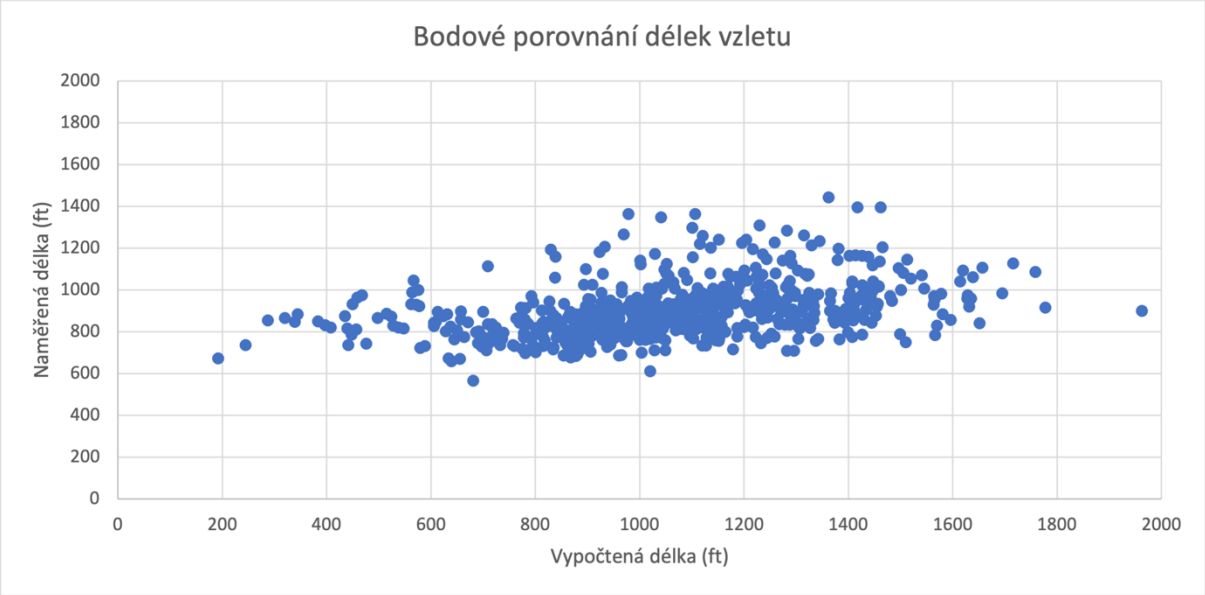
Obrázek 38: Krabicový graf rozdílů délek vzletu

Naměřené a vypočtené délky vzletu se průměrně lišili o 47,7 %. Graficky jsou jejich poměry zobrazeny na Obr. 39.



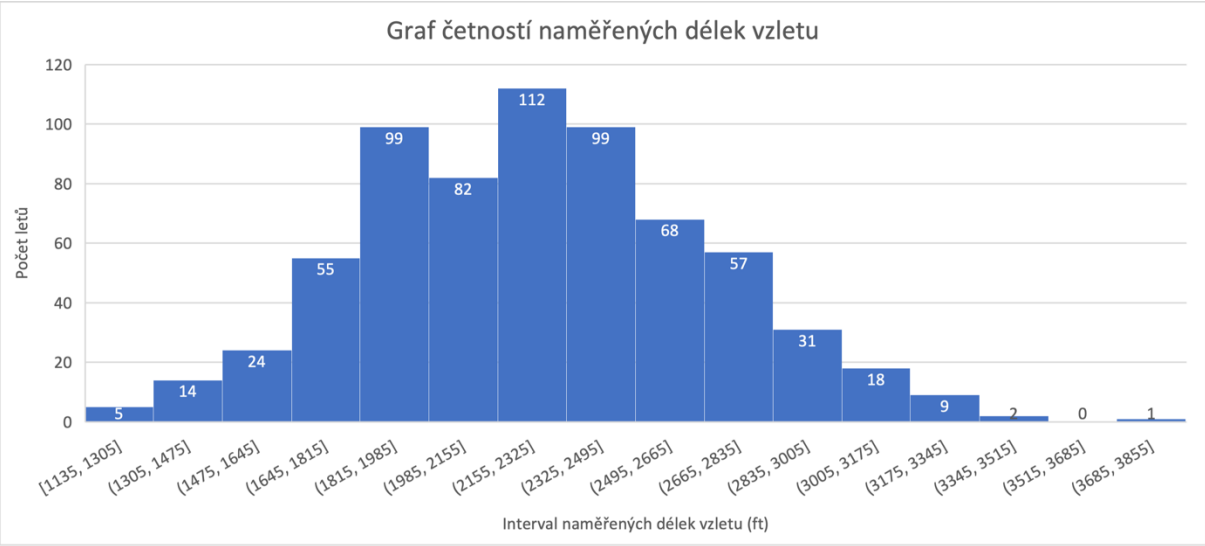
Obrázek 39: Grafické znázornění poměru mezi naměřenými a vypočtenými délkami vzletu

Korelační koeficient pro délky vzletu u souboru všech validních letů nabýval hodnoty 0,499, což ukazuje opět na střední závislost mezi naměřenou a vypočtenou délkou vzletu.



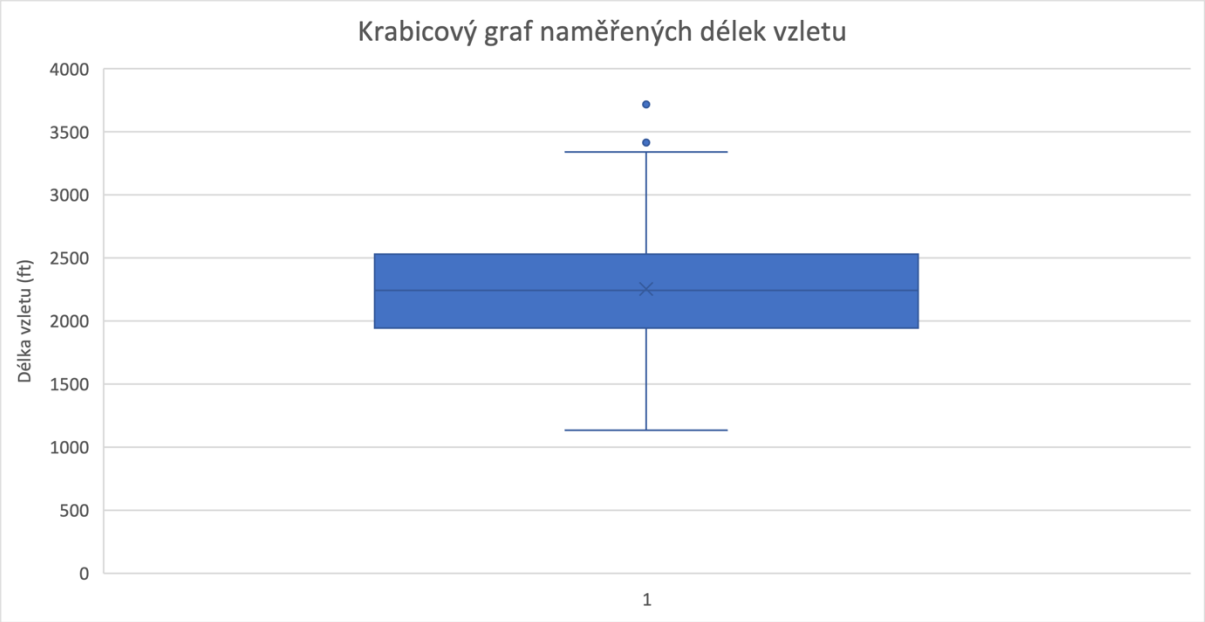
Obrázek 40: Bodové porovnání délek vzletu

Nejčastěji se naměřené hodnoty délky vzletu pohybovaly v rozmezí od 2155 ft do 2325 ft. Do tohoto intervalu náleží 112 letů. Další dva intervaly, každý s 99 lety, se nacházely mezi 1815 ft a 1985 ft a dalším rozmezím mezi 2325 ft a 2495 ft. Celkově ve sjednocení intervalů bylo 310 letů tvořících 46 % celku.



Obrázek 41: Graf četností naměřených délek vzletu

Poslední pohled na četnost naměřených délek je na krabicovém grafu na Obr. 42.



Obrázek 42: Naměřené délky vzletu na krabicovém grafu

6 Diskuse

Cílem této práce bylo porovnat vypočtené a dosahované výkony letounu pro typický letoun všeobecného letectví, a to konkrétně formou porovnání vypočtených a skutečných délek vzletu na letounu Cessna 172S.

Vyhodnocení výsledků bylo rozděleno do dvou základních částí. V první části byla věnována pozornost vybraným letům, jejichž společnou vlastní bylo to, že všechny začínaly rozjezd z plného zastavení na dráze. U těchto letů tedy byla vyloučena nejasnost určení samotného počátku vzletu. Druhá skupina letů byly všechny lety, u nichž byl za počátek měření vybrán první zaznamenaný bod, v němž letoun dosáhl rychlosti v rozmezí 15 kt až 20 kt. Vzdálenost, kterou letoun urazil od počátku rozjezdu až do tohoto bodu byla matematicky dopočítána na základě dat ze samostatného experimentu. Takový způsob řešení vyloučil počáteční nejasnost určení začátku vzletu v případě, že letoun započal fázi vzletu plynule z rozjezdu. První vzorek dat z plného zastavení obsahoval celkem 201 validních letů. Celkový počet letů vyhodnocený ve druhé části obsahoval celkem 675 letů. Ze všech původně obsažených letů byly některé lety, u nichž byly naměřeny extrémní rozdíly odstraněny po manuálním vyhodnocení každého odstraněného letu.

Na základě vyhodnocení dat byl potvrzen předpoklad, že ve většině případů byla skutečná naměřená délka rozjezdu i vzletu delší než hodnota vypočtená, která byla stanovená na základě POH letounu v sekci výkonnosti.

Z vyhodnocených vyplývá, že rozdíly byly procentuálně menší u délek rozjezdu. Největší rozdíly byly tedy naměřeny u celkových délek vzletu, kde se nejvýrazněji projevil rozdíl v použité technice vzletu běžnou metodou oproti metodě shortfield. Celkově lze na základě výsledků předpokládat, že v případě dodržení metody provádění vzletu běžným způsobem bude délka vzletu o více než 50 % prodloužena oproti metodě použití techniky shortfield.

Ve vyhodnocených letech bylo nalezeno určité množství letů, u nichž byly značné rozdíly mezi naměřenou a vypočtenou délkou vzletu. V takových případech je možné vysvětlení pilotní odchylka vůči běžné metodě vzletu, kdy odpoutání letounu proběhlo na nízké rychlosti nebo kdy byl proveden rozlet letounu v nízké výšce po dlouhou dobu a následně letoun stoupal vyšší než standardní rychlostí doporučenou u běžné metody vzletu.

7 Závěr

Práce se v teoretické části věnuje popisu samostatného vzletu a požadavkům, které jsou na něj kladené. Praktická část práce se zaměřovala na návrh a provedení experiment, z nějž by bylo možné získat data, z nichž by bylo možné při vyhodnocení vhodnou metodou získat údaje o porovnání naměřené a vypočtené délky vzletu.

Navržený experiment byl oproti jiným experimentům zajímavý faktem, že pro získání dat nebyly využity prakticky žádné externí senzory, které by měli za cíl požadované veličiny pro porovnání měřit, ale byl využit zabudovaný systém Garmin G1000 umístěný v pěti letounech Cessna 172S, který každý uskutečněný let zaznamenával. Bylo tak možné vyhodnotit také zpětně získaná dat sahající až do roku 2016.

Pro původní upřesnění některých parametrů pro porovnání byl vytvořen dotazník, ve kterém pilot uvedl datum a čas, kdy byl let proveden a následně také možnost uvést počet osob na palubě a hmotnost zavazadel. Bylo vyplněno celkem 20 dotazníků, kdy u všech bylo vyplněno, že se na palubě během letu nacházeli 2 osoby a hmotnost zavazadel byla v rozmezí od 3 kg do 10 kg. I na základě tohoto menšího souboru dotazníků je možné usuzovat, že zvolený předpoklad o stanovení konstantní hmotnosti letounu bez paliva nebude do výsledků vnášet výraznější chyby oproti metodě, kdy by byl využit dotazník pro všechny vyhodnocené lety.

Přesto je ale třeba jmenovat limitace, které mohly výsledky ovlivnit. Jednou z limitací by mohly být podmínky, které byly stanoveny za cílem určení bodů, ve kterých došlo k rozjezdu, odpoutání a ukončení vzletu při dosažení předepsané výšky. Takové podmínky mohli být pro některé určité případy nevhodně zvolené. Další možnou limitací ovlivňující výsledky byla získaná data při dodatečném experimentu se zařízením Garmin GLO2, na jichž základě byly matematicky určeny počáteční délky rozjezdu do rychlostí mezi 15 kt až 20 kt. Dále do výsledků vnáší chybu fakt, že nebylo možné zcela přesně určit některé parametry pro výpočet délek rozjezdu a vzletu, jako například přesná vzletová hmotnost letounu nebo jeho přesná konfigurace. V neposlední řadě je také možné jmenovat limitace, kterou byl sám autor.

Práce si kladla za cíl porovnat naměřené a vypočtené délky vzletu. Dalším cílem práce a jeho motivací bylo také zanést do širšího povědomí, že je třeba věnovat náležitou pozornost výkonnosti letounu před každým letem a fakt, že rozdíly při porovnání vypočtené délky dle letové příručky a délky, na kterých letoun uskuteční za reálného provozu vzlet, se od sebe můžou značně lišit. Takový poznatek je důležité uplatňovat zejména v případech, kdy se

vypočtená délka rozjezdu a vzletu jen nepatrně liší od dostupných délek, které dané letiště poskytuje.

Zdroje

[1] *Commission Regulation (EU) No 965/2012: Air operations*. In: . European Union Aviation Safety Agency, 2012. Dostupné také z: https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/?uri=CELEX%3A32012R0965&qid=1649401475582

[2] ICAO Doc 7300: Convention on International Civil Aviation. In: . International Civil Aviation Organisation, 2006, číslo 9. Dostupné také z: https://www.icao.int/publications/Documents/7300_9ed.pdf

[3] *REGULATION (EC) No 216/2008 OF THE EUROPEAN PARLIAMENT AND OF THE COUNCIL*. In: . THE EUROPEAN PARLIAMENT AND OF THE COUNCIL, 2008. Dostupné také z: https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/PDF/?uri=CELEX:32008R0216&from=CS

[4] Agentura Evropské unie pro bezpečnost letectví (EASA). *Evropská unie* [online]. [cit. 2022-08-08]. Dostupné z: https://european-union.europa.eu/institutions-law-budget/institutions-and-bodies/institutions-and-bodies-profiles/easa_cs

[5] *Air Law: ATPL Ground Training Series*. CAE Oxford Aviation Academy, 2016.

[6] *Air Law*. Padpilot, 2022. ISBN 978-1-909600-74-4.

[7] Accidents by aircraft phase. *Airbus* [online]. 2021 [cit. 2022-08-08]. Dostupné z: https://accidentstats.airbus.com/statistics/accident-by-flight-phase

[8] *Easy Access Rules for Air Operations (Regulation (EU) No 965/2012)*. In: . 2022, číslo 18. Dostupné také z: https://www.easa.europa.eu/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-air-operations-regulation-eu-no-9652012

[9] *Easy Access Rules for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes (CS-23) (Initial issue)*. In: . European Union Aviation Safety Agency, 2003. Dostupné také z: https://www.easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/cs-23-initial-issue

[10] *Easy Access Rules for Large Aeroplanes (CS-25) (Initial issue)*. In: . European Union Aviation Safety Agency, 2003. Dostupné také z: https://www.easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/cs-25-initial-issue

[11] ČESKÁ REPUBLIKA. *LETECKÝ PŘEDPIS: LETOVÁ ZPŮSOBILOST LETADEL L8*. In: . MINISTERSTVO DOPRAVY ČESKÉ REPUBLIKY. Dostupné také z: https://aim.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L-8/data/print/L_8-cely.pdf

[12] *NAŘÍZENÍ EVROPSKÉHO PARLAMENTU A RADY (ES) č. 216/2008*. In: . 2008. Dostupné také z: https://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/PDF/?uri=CELEX:02008R0216-20160126&from=EN

[13] *Mass and balance Performance: ATPL Ground Training Series*. CAE Oxford Aviation Academy, 2016.

[14] *LETECKÝ PŘEDPIS: LETIŠTĚ L14*. In: . MINISTERSTVO DOPRAVY ČESKÉ REPUBLIKY, 2009. Dostupné také z: https://aim.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L-14/data/print/L-14_cely.pdf

[15] *Aeroplane Performance*. Padpilot, 2016.

[16] *Principles of flight: ATPL Ground Training Series*. CAE Oxford Aviation Academy.

[17] [online]. [cit. 2022-08-08]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/Forces-acting-on-the-aircraft-during-climb-8_fig44_326353482

[18] ZHU, YAJUAN a JIANGFENG WANG. *CALCULATION OF TAKEOFF AND LANDING PERFORMANCE UNDER DIFFERENT ENVIRONMENTS*. Dostupné z: doi:10.1142/S2010194516601745

[19] MARCHMAN, III, JAMES F. *Aerodynamics and Aircraft Performance*. 3. THE UNIVERSITY LIBRARIES AT VIRGINIA TECH BLACKSBURG, VA, 2021. ISBN 978-1-949373-64-6.

[20] CAVCAR, Mustafa. *The International Standard Atmosphere (ISA)* [online]. Turkey: Anadolu University, 2000 [cit. 2022-08-08].

[21] [online]. [cit. 2022-08-08]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/ISA-temperature-model_fig3_321579283

[22] [online]. [cit. 2022-08-08]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/ISA-pressure-model_fig4_321579283

[23] AGRAWAL, Satish K. *Braking performance of aircraft tires*. Dostupné z: doi:10.1016/0376-0421(86)90002-3

[24] *G1000: Integrated Flight Deck Pilot's Guide*. Garmin, 2011.

[25] PYTKA, Jarosław. *Measurement of aircraft ground roll distance during takeoff and landing on a grass runway*. Dostupné z: doi:10.1016/j.measurement.2022.111130

[26] LKHK - Hradec Králové. *VFR příručka* [online]. [cit. 2022-08-08]. Dostupné z: https://aim.rlp.cz/vfrmanual/actual/lkhk_text_cz.html

[27] *Information Manual: SKYHAWK SP*. CESSNA AIRCRAFT COMPANY, 2007.