



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**MOŽNOSTI SNÍŽENÍ MNOŽSTVÍ PALIVA
POTŘEBNÉHO PRO POJÍŽDĚNÍ**

POSSIBILITIES OF REDUCING THE AMOUNT OF FUEL FOR TAXIING

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Marek Benko

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Filip Sklenář, Ph.D.

BRNO 2023

Zadání diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Bc. Marek Benko
Studijní program:	Letecká a kosmická technika
Studijní obor:	Technologie provozu letadlové a letištní techniky
Vedoucí práce:	Ing. Filip Sklenář, Ph.D.
Akademický rok:	2022/23

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

Možnosti snížení množství paliva potřebného pro pojiždění

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Cílem práce je zhodnotit možnosti kombinace konceptu MEA a systému EGTS, která by mohla znamenat značné finanční i jiné úspory, přínosné zejména s ohledem na vysoké ceny ropy a rostoucí tlak ekologů.

Cíle diplomové práce:

1. Analýza časů pojiždění letadel se zaměřením na množství spotřebovaného paliva, vyprodukované emise a údržbové náklady
2. Rešerše metod, používaných ke snížení množství paliva pro pojiždění (např. pojiždění na jeden motor)
3. Rozbor konceptu MEA a systémů EGTS
4. Zhodnocení možné kombinace konceptu MEA a EGTS, vyčíslení potenciálních úspor a jiných výhod
5. Zvážení dalších možností, vedoucích ke snížení množství paliva, potřebného pro pojiždění (např. externí napájení letadla el. proudem)

Seznam doporučené literatury:

JOHNSON, Thomas F. Electric green taxiing system (EGTS) for aircraft. IEEE Transactions on Transportation Electrification Web Portal, 2016.

WILEMAN, A. J.,Sohaib ASLAM a Suresh PERINPANAYAGAM. A road map for reliable power electronics for more electric aircraft. Progress in Aerospace Sciences, 2021, 127: 100739.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2022/23

V Brně, dne

L. S.

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

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

Abstrakt

Tato diplomová práce se zabývá zhodnocením možné kombinace systému elektrického pojiždění jak se současnými, tak s budoucími letouny konceptu MEA. Po teoretickém úvodu následuje analýza časů pojiždění se zaměřením na ovlivňující faktory a negativní dopady. Dále jsou představeny způsoby, jak dopady pojiždění minimalizovat, přičemž největší důraz je kladen na elektrické systémy pojiždění. Následuje popis konceptu MEA a poté již praktická část s návrhem systému ET pro čtyři různé letouny. Pro každý ze zvolených letounů jsou určeny potřebné výkony, zhodnoceny různé možnosti, jak tento výkon na palubě letounu zajistit a v neposlední řadě zváženy potenciální úspory a přínosy zmíněného řešení.

Abstract

This master's thesis evaluates the possibility of combining electric taxiing system with present as well as future airplanes of MEA concept. The theoretical introduction is followed by analysis of taxi times, which is focused on influencing factors and miscellaneous drawbacks. The possibilities of reduction of taxiing drawbacks are presented afterwards with an emphasis on electric taxiing systems. The description of MEA concept follows. The practical part deals with draft of electric taxi system for four different airplanes. For each of these airplanes the required power and possibilities of supplying this power on board are evaluated as well as potential savings and benefits of this solution.

Klíčová slova

Pojiždění, elektrické pojiždění, more electric aircraft, all electric aircraft, dopady letecké dopravy na životní prostředí, palivo pro pojiždění, pojiždění na jeden motor

Keywords

Taxiing, electric taxiing, more electric aircraft, all electric aircraft, environmental effects of aviation, taxi fuel, single engine taxiing

Bibliografická citace

BENKO, Marek. *Možnosti snížení množství paliva potřebného pro poježdění*. Brno, 2023. Dostupné také z: <https://www.vut.cz/studenti/zav-prace/detail/149407>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ing. Filip Sklenář, Ph.D.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci na téma Možnosti snížení množství paliva potřebného pro pojiždění vypracoval samostatně, pod vedením Ing. Filipa Sklenáře, Ph.D., s použitím literatury a dalších podkladů uvedených v seznamu použitých zdrojů.

V Brně 20.05.2023

.....
Bc. Marek Benko

Obsah

ÚVOD	9
1. PROBLEMATIKA POJÍŽDĚNÍ.....	10
1.1 POJÍŽDĚNÍ A SÍLY, KTERÉ NA LETOUN V JEHO PRŮBĚHU PŮSOBÍ	10
1.2 (NE)VHODNOST LETADLOVÝCH MOTORŮ PRO POJÍŽDĚNÍ	12
1.3 HISTORIE ALTERNATIVNÍCH METOD POJÍŽDĚNÍ.....	13
2. ANALÝZA ČASŮ POJÍŽDĚNÍ	15
2.1 SPOTŘEBA PALIVA PŘI POJÍŽDĚNÍ	15
2.2 DOBA POJÍŽDĚNÍ.....	15
2.3 ÚDRŽBOVÉ NÁKLADY	18
3. METODY POUŽÍVANÉ KE SNÍŽENÍ MNOŽSTVÍ TAXI FUEL	19
3.1 OPTIMALIZACE TOKU LETOVÉHO PROVOZU	19
3.1.1 <i>Airport Collaborative Decision Making (A-CDM)</i>	19
3.1.2 <i>Airspace Technology Demonstrations</i>	19
3.2 POJÍŽDĚNÍ NA JEDEN MOTOR	20
3.3 ELECTRIC TAXIING SYSTEM.....	21
3.3.1 <i>External ETS</i>	22
3.3.2 <i>On-board ETS</i>	23
3.4 ELECTRIC PUSH-BACK.....	27
4. KONCEPT MEA (MORE ELECTRIC AIRCRAFT).....	29
4.1 POPIS KONCEPTU MEA A JEHO APLIKACE NA NĚKTERÉ LETADLOVÉ SYSTÉMY	29
4.1.1 <i>Elektrický systém</i>	30
4.1.2 <i>Spouštění pohonných jednotek</i>	31
4.1.3 <i>Pomocná zdrojová jednotka APU</i>	32
4.1.4 <i>Systém klimatizace a přetlakování</i>	32
4.1.5 <i>Systém pro generování inertního plynu</i>	32
4.1.6 <i>Hydraulické systémy</i>	33
5. ZHODNOCENÍ MOŽNÉ KOMBINACE KONCEPTŮ MEA A ETS.....	34
5.1 ZJIŠTĚNÍ POTŘEBNÝCH CHARAKTERISTIK SYSTÉMŮ ET PRO VYBRANÉ LETOUNY.....	34
5.1.1 <i>Výpočet odporů působících na letoun</i>	34
5.1.2 <i>Potřebný výkon a krouticí moment</i>	39
5.1.3 <i>Stanovení požadavků na systém ET</i>	41
5.1.4 <i>Výběr vhodné pohonné soustavy</i>	42
5.1.5 <i>Požadované výkony elektromotorů pro zvolené letouny</i>	44
5.2 KOMBINOVATELNOST ET SE SOUČASNÝMI A BUDOUCÍMI LETOUNY.....	45
5.2.1 <i>APU</i>	45
5.2.2 <i>Jiné možnosti napájení systému ET</i>	46

5.2.3	<i>Shrnutí</i>	49
5.3	VÝPOČET POTENCIÁLNÍCH ÚSPOR PALIVA A EMISÍ VÝFUKOVÝCH PLYNŮ	49
5.3.1	<i>Palivo</i>	50
5.3.2	<i>Vliv na emise</i>	50
5.3.3	<i>Údržbové náklady</i>	52
5.4	PROBLÉM SE ZVÝŠENOU SPOTŘEBOU ZA LETU.....	52
	ZÁVĚR	56
	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	57
	LITERATURA.....	57
	INTERNETOVÉ ZDROJE	58
	SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK	61
	PŘÍLOHY	63

Úvod

Navzdory nedávné pandemii a současné ekonomické krizi objem letecké dopravy z dlouhodobého hlediska nadále roste a předpokládá se, že tento trend bude v následujících letech pokračovat (dle Evropské komise by se měl meziroční růst do konce tohoto desetiletí udržet okolo 5 % [20]).

Přes veškeré moderní technologie a vědecký pokrok však letectví, jakož i drtivá většina ostatních odvětví dopravy, stále spoléhá na tepelné motory, využívající fosilní paliva. Tento druh pohonu s sebou přináší řadu negativních vlivů, zejména hluk a škodlivé výfukové plyny. V posledních letech připadá na leteckou dopravu asi 2,1 % celkového množství ročně vyprodukovaného CO₂ ve všech odvětvích (některé zdroje uvádějí až 2,4 %). Uvažujeme-li pouze dopravní sektor, pak je letectví zodpovědné přibližně za 12 % emisí CO₂ (pro porovnání: na silniční dopravu připadá asi 74 %). [21] Mnohem více zarážející je ovšem tempo, jakým tato čísla rostou. Moderní proudové motory jsou sice zhruba o 70 % účinnější než ty z 60. let minulého století [21, 22], díky čemuž mezi lety 2005 a 2017 klesla spotřeba paliva na jednoho přepraveného pasažéra o 24 %, průměrná vzdálenost, kterou cestující uletěl, nicméně vzrostla o 60 %. [23]

Nejviditelnější a pravděpodobně také nejčastěji diskutované dopady letecké dopravy souvisejí s letišti, jež jsou běžným občanům nejbližší. Vedle samotného vzletu a přistání je nedílnou součástí provozu letadla rovněž pojíždění na letišti, na něž v Evropě připadá 10 až 30 % celkové doby letu a 5 až 10 % veškerého spotřebovaného paliva. [1, 2] Není proto divu, že se již několik desetiletí objevují na celém světě snahy minimalizovat dopady pojíždění letadel, především snížit spotřebu paliva, emise výfukových plynů, hladinu hluku, provozní a údržbové náklady a navíc minimalizovat zpoždění a zvýšit bezpečnost.

Cílem práce je představit a zhodnotit jednotlivé metody používané ke snížení množství tzv. taxi fuel, tedy paliva potřebného pro pojíždění. Největší důraz je kladen na systémy „electric taxi“, které by v kombinaci s konceptem MEA (More Electric Aircraft) mohly v budoucnu znamenat značné přínosy v řadě oblastí. Otázkou, zda je takové řešení skutečně možné a jaké výhody, případně problémy by jeho realizace obnášela, se zabývá praktická část práce.

1. Problematika pojíždění

Pojíždění, v angličtině označované jako „taxiing“, je pohyb letadla po zemi s využitím vlastní síly. Rozlišujeme fázi pojíždění na vzlet („taxi-out“), tedy z odbavovací plochy na vzletovou a přistávací dráhu, a fázi pojíždění po přistání („taxi-in“), kdy letadlo po přistání pojíždí na místo stání. Odlišnými pojmy jsou tažení letadla („towing“) a vytlačování („push-back“), jež probíhají s použitím externí síly.

Pojem „taxiing“ pravděpodobně vznikl okolo roku 1910 na základě podobnosti pomalu pojíždějících letounů a taxíků, které v přeplněných městech malou rychlostí objížděly jednotlivé bloky domů a hledaly zákazníky. Ve Francii bylo v téže době slovo „taxi“ používáno také pro cvičná letadla, zkonstruovaná tak, aby s nimi žák nemohl omylem odstartovat. Je proto možný i tento původ slova. [24]

1.1 Pojíždění a síly, které na letoun v jeho průběhu působí

Na letoun při pohybu na zemi působí hned několik odporových sil, které je potřeba překonat. Tyto síly jsou detailněji popsány níže. Pro zjednodušení budou uvažovány pouze letouny s kolovými podvozky.

Odpor valivý: působí na těleso kruhového průřezu (pneumatika) při jeho valivém pohybu po podložce (povrch pohybové plochy). Tento odpor vzniká vlivem deformací obou těles a jeho výsledná velikost je dána součinem tíhové síly (G) a součinitele valivého odporu (c_{rr}), jenž závisí na vlastnostech pneumatiky a povrchu, po němž se letoun pohybuje. [3, 25]

$$O_v = G \cdot c_{rr}$$

O_v ... valivý odpor [N]

G ... tíhová síla [N]

c_{rr} ... součinitel valivého odporu [-]

Při pohybu po nakloněné rovině valivý odpor roste s cosinem sklonu této roviny [3]:

$$O_v = G \cdot c_{rr} \cdot \cos \alpha$$

α ... sklon vozovky [°]

V případě rozdílných vlastností jednotlivých kol je třeba brát tuto skutečnost při výpočtu v potaz.

Odpor aerodynamický: vzniká při pohybu tělesa vzduchem a je dán následujícím vztahem [3]:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_D \cdot S_x$$

D ... aerodynamický odpor [N]

ρ ... hustota vzduchu [kg/m^3]

v ... rychlost nabíhajícího proudu vzduchu [m/s]

c_D ... součinitel odporu [-]

S_x ... vztažná plocha [m²]

Při malých rychlostech pojíždění (zpravidla okolo 15 až 20 kts, tedy 28 až 37 km/h [26]) dosahuje tento odpor u letadel v podstatě zanedbatelných hodnot.

Odpor stoupání: vzniká při pojíždění letounu po nakloněné rovině. Pohybuje-li se letoun „do kopce“, musí tuto sílu překonat. Při záporném sklonu vozovky naopak tato odporová síla působí ve směru pohybu letounu. Platí následující vztah [3]:

$$O_s = G \cdot \sin \alpha$$

O_s ... odpor stoupání [N]

Odpor zrychlení (odpor setrvačný): působí na letoun při každé změně jeho rychlosti (při zrychlování proti směru pohybu, během zpomalování naopak ve směru pohybu). Pohybuje-li se letoun ustálenou rychlostí, tento odpor zaniká. Jeho velikost je dána [3]:

$$O_z = O_{zp} \cdot O_{zr}$$

O_z ... odpor zrychlení [N]

O_{zp} ... odpor zrychlení posuvné části [N]

O_{zr} ... odpor zrychlení rotujících částí [N]

$$O_{zp} = m \cdot a$$

m ... hmotnost letounu [kg]

a ... zrychlení [m/s²]

$$O_{zr} = \frac{M_r}{r_d}$$

M_r ... setrvačný moment rotačních částí [Nm]

r_d ... dynamický poloměr kola [m]

Setrvačný odpor může být rovněž určen prostřednictvím rovnice [3]:

$$O_z = m \cdot a \cdot \kappa$$

κ ... součinitel vlivu rotačních částí [-]

V případě, že je letoun vybaven lyžemi anebo uzpůsoben pro vzlety a přistání na vodě, je třeba valivý odpor nahradit odporem třecím, respektive odporem hydrodynamickým.

Výslednou odporovou sílu, která je dána součtem všech výše uvedených dílčích odporů, je při pojíždění nutné překonat. Až na několik málo výjimek (uvedeny v kapitole 1.3 *Historie alternativních metod pojíždění*) se po celou historii letectví využívá k překonání odporů při pojíždění tah vyvozený pohonnými jednotkami, ať už se jedná o motory proudové, turbovrtulové, či pístové.

1.2 (Ne)vhodnost letadlových motorů pro pojíždění

Tah pohonné jednotky vzniká urychlením plynu určité hmotnosti (m) z rychlosti c_1 na rychlost c_2 , tedy změnou jeho hybnosti [4, 27].

$$F = m \cdot \frac{c_2 - c_1}{\Delta t}$$

F ... výsledný tah [N]

m ... hmotnost plynu [kg]

c_1 ... rychlost plynu na vstupu [m/s]

c_2 ... rychlost plynu na výstupu [m/s]

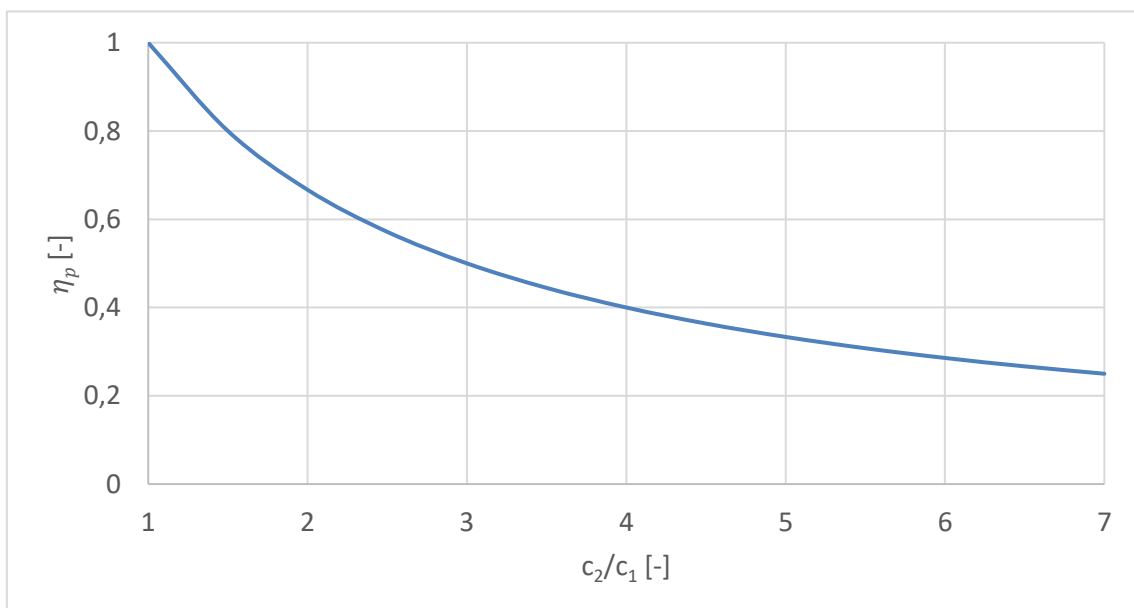
Δt ... změna času [s]

K tomuto urychlení dochází pomocí vrtule (v případě pístových, turbovrtulových a elektrických motorů) či uvnitř motoru (proudové pohonné jednotky). Využití mechanické energie pohonné jednotky a její přeměnu v tahovou práci charakterizuje tzv. propulzní, někdy též tahová účinnost. Ta je dána vztahem [4, 27]:

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{c_2}{c_1}}$$

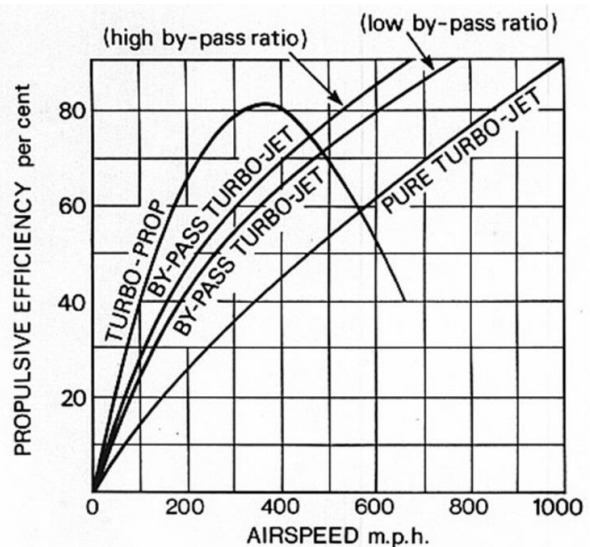
Nejvyšší účinnosti proto jak proudové, tak vrtulové motory dosahují tehdy, je-li rychlost letounu ($v \approx c_1$) blízká rychlosti urychleného plynu (c_2), viz následující graf. Pro tento režim práce je konstrukce vrtulí i proudových motorů optimalizována. [4]

Celková účinnost pohonu η_c je součinem propulzní účinnosti η_p a účinnosti motoru η_m . [4] Její typické hodnoty pro různé druhy pohonu jsou v závislosti na rychlosti uvedeny v grafu na obr. 1.1.



Graf 1.1 Propulzní účinnost v závislosti na poměru vstupní a výstupní rychlosti [autor]

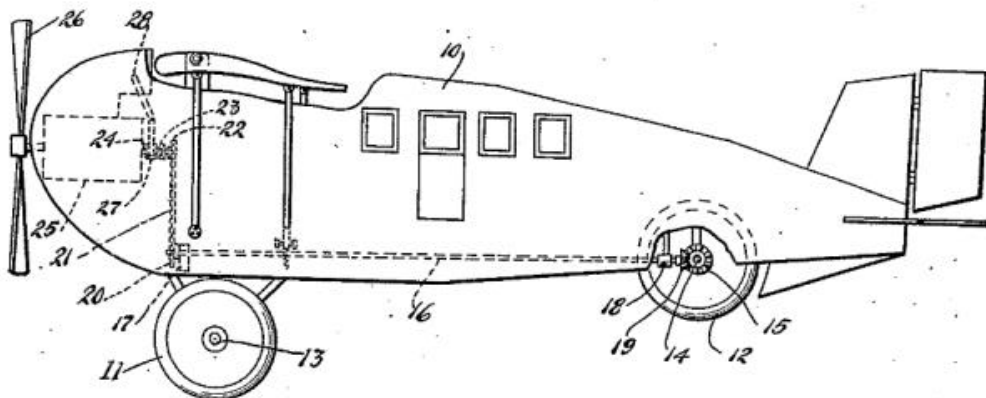
Z grafu vyplývá, že při nízkých rychlostech je účinnost letadlových pohonných jednotek velmi malá, ať už se jedná o jakýkoli typ pohonu. Je tedy zřejmé, že využití motorů letounu pro pojiždění je vysoce neefektivní. V historii letectví se nicméně objevilo několik vynálezců, kteří se snažili vymyslet účinnější způsob pojiždění. Některé z jejich návrhů budou představeny v následující podkapitole.



Obr. 1.1 Propulzní účinnost různých typů pohonu v závislosti na rychlosti letu [27]

1.3 Historie alternativních metod pojiždění

První patent na systém pojiždění bez využití tahu, vyvozeného primární pohonnou jednotkou letounu, drží Henri Liuriette (patent FR12057E z roku 1910 s prioritním právem z roku 1907). [28] Návrh spočívá v použití řemenového převodu, jenž přenáší krouticí moment z hřídele spojovacího motor s vrtulí na kola hlavního podvozku. K aktivaci, respektive deaktivaci systému mělo dojít naklápěním motoru s hřídelem, kdy v horní poloze byl řemen napnut, čímž docházelo k přenosu krouticího momentu na podvozek.



Obr. 1.2 Návrh letounu s poháněným ostruhovým kolem (Emma Kundig) [28]

V příštích letech následovala spousta dalších návrhů, které spočívaly buď v použití druhého motoru pro pohon kol podvozku (patent GB143591A Johna Herberta Cottona z roku 1920), nebo v pohonu těchto kol primárním motorem letounu, prostřednictvím různých převodů a spojky (např. v roce 1924 patent GB212309A Johna Alfreda Daviese a GB226139A Emmy

Kundiga). [28] Kundigovo řešení je na *obr. 1.2*. Ostruhové kolo (12) je poháněno motorem (25) prostřednictvím řetězového převodu (21), ozubeného kola (20), hřídele (16) a převodovky (19). Systém je aktivován pomocí spojky (24), ovládané z pilotní kabiny pákou (28).

Také v období po druhé světové válce se objevilo několik návrhů na pojiždění bez použití primárních pohonných jednotek. Za všechny jmenujme alespoň patent US3807664A z roku 1974, v němž autoři C. Gambill, J. Kelly a W. Blackmon uvádějí obecný návrh systému pro pojiždění, a to hned v několika variantách: elektrický, hydraulický a pneumatický. Jako zdroj energie je uváděna pomocná zdrojová jednotka APU, případně jedna z hlavních pohonných jednotek. [28]

Žádný z uvedených návrhů se ale reálného využití nedočkal. Změna nastala až v posledních dvaceti letech, kdy probíhá vývoj hned několika systémů elektrického pojiždění. Část z nich se již dočkala nasazení ve skutečném provozu. Některé z těchto technologií jsou detailněji představeny v kapitole 3.3.2.2 *Vyvíjená řešení*.

2. Analýza časů pojiždění

Palivo pro pojiždění, tzv. taxi fuel, je nezanedbatelnou složkou celkového množství paliva, potřebného pro daný let. Toto palivo je také hlavním důvodem zvýšených emisí CO₂ a dalších škodlivých plynů v okolí letišť. Jeho množství závisí na spoustě faktorů. V první řadě samozřejmě na daném letadle, tedy především počtu a typu pohonných jednotek, dále na čase, který uplyne od spuštění motorů po zahájení vzletu a na samotném způsobu pojiždění. To je ovlivněno systémem pohybových ploch daného letiště, aktuální provozní a meteorologickou situací, hmotností letounu a v neposlední řadě i samotným pilotem.

2.1 Spotřeba paliva při pojiždění

Průměrné hodnoty spotřeby paliva jednotlivých typů pohonných jednotek během pojiždění v závislosti na čase jsou uvedeny v *Databázi emisí leteckých motorů organizace ICAO (ICAO Aircraft Engine Emissions Databank [29])*. Ta vedle spotřeby paliva udává i množství emisí jednotlivých výfukových plynů, a to pro čtyři základní režimy práce motorů: vzletový režim (100 % maximálního tahu), režim stoupání (85 %), režim přiblížení (30 %) a pozemní volnoběh, resp. pojiždění (7 % maximálního tahu).

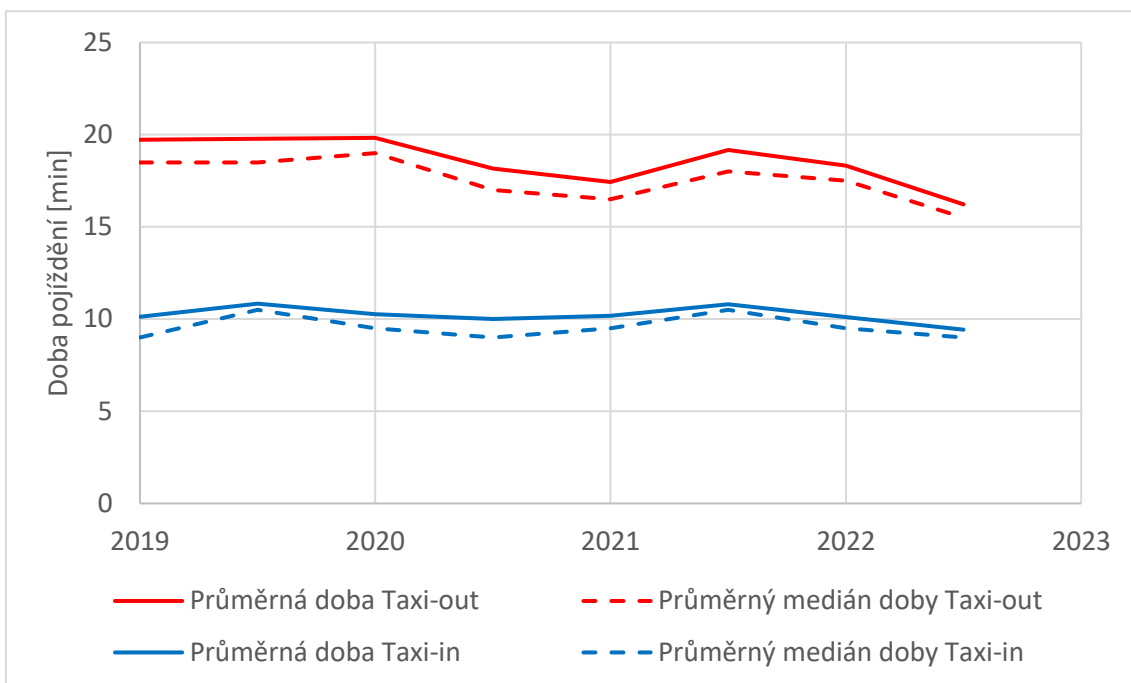
Poněkud detailnější pohled na spotřebu paliva v průběhu pojiždění přináší například studie *Estimation of Aircraft Taxi-out Fuel Burn using Flight Data Recorder Archives [5]* z roku 2011. Její autoři provedli analýzu zapisovačů letových údajů více než 2 300 letů z roku 2004. Tyto záznamy pocházejí z různých kontinentů (Evropa, Severní Amerika, Asie a Afrika) a zahrnují poměrně široké spektrum dopravních letounů: Airbusy A319, A320, A321, A330 a A340, Avro ARJ85 a Boeingy B757, B767 a B777. Cílem analýzy bylo zjistit, na kterých parametrech spotřeba paliva v průběhu pojiždění závisí. Autoři vycházeli z následujících letových ukazatelů: okamžitý průtok paliva, poloha plynových pák, zeměpisné souřadnice polohy letadla, okolní teplota, tah a otáčky nízkotlakého kompresoru (N1). [5]

Studie došla k závěru, že množství paliva spotřebovaného pro pojiždění u daného typu letounu závisí hlavně na době pojiždění. Naopak se nepotvrdil významný vliv počtu zatáček (změn směru) a vyčkávání letadla. Malý, ale statisticky nezanedbatelný vliv byl pozorován pouze u akcelerací/decelerací, které byly doprovázeny významnějšími změnami tahu pohonných jednotek. Rovněž se ukázalo, že data uvedená v *Databázi emisí leteckých motorů organizace ICAO* ne vždy odpovídají realitě (u některých motorů byl rozdíl ve spotřebě i víc než 15 %). [5]

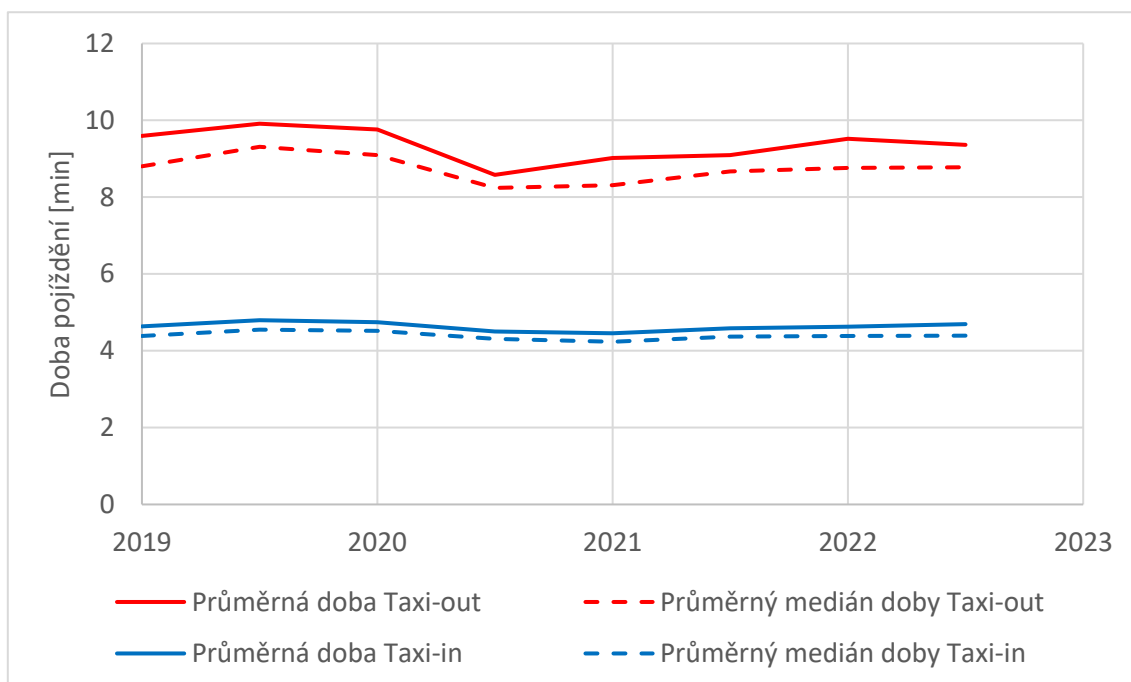
2.2 Doba pojiždění

Doba pojiždění závisí na množství proměnných. V první řadě samozřejmě na zvolené trase (především její délce, avšak jistý vliv mají i sklony a obecně uspořádání pohybových ploch) a různých zdrženích. Ta mohou být způsobena dopravními kongescemi nebo například provozními postupy, včetně odmrazování letadel (je-li prováděno až v průběhu pojiždění). Opomenout nesmíme ani vliv povětrnostních podmínek či samotného typu letounu.

Průměrné časy pojiždění pro lety do, z a v rámci území Eurocontrolu jsou touto organizací zveřejňovány dvakrát ročně (pro letní a zimní sezónu), a to zvláště pro fáze taxi-in a taxi-out. [30] Zprůměrované hodnoty za poslední čtyři roky jsou uvedeny v grafech níže (*graf 2.1* vychází z dat pro všechna letiště, *graf 2.2* pak zahrnuje pouze evropská letiště, tedy ta, jejichž ICAO kód začíná písmeny „E“, „L“ a letiště na Islandu).



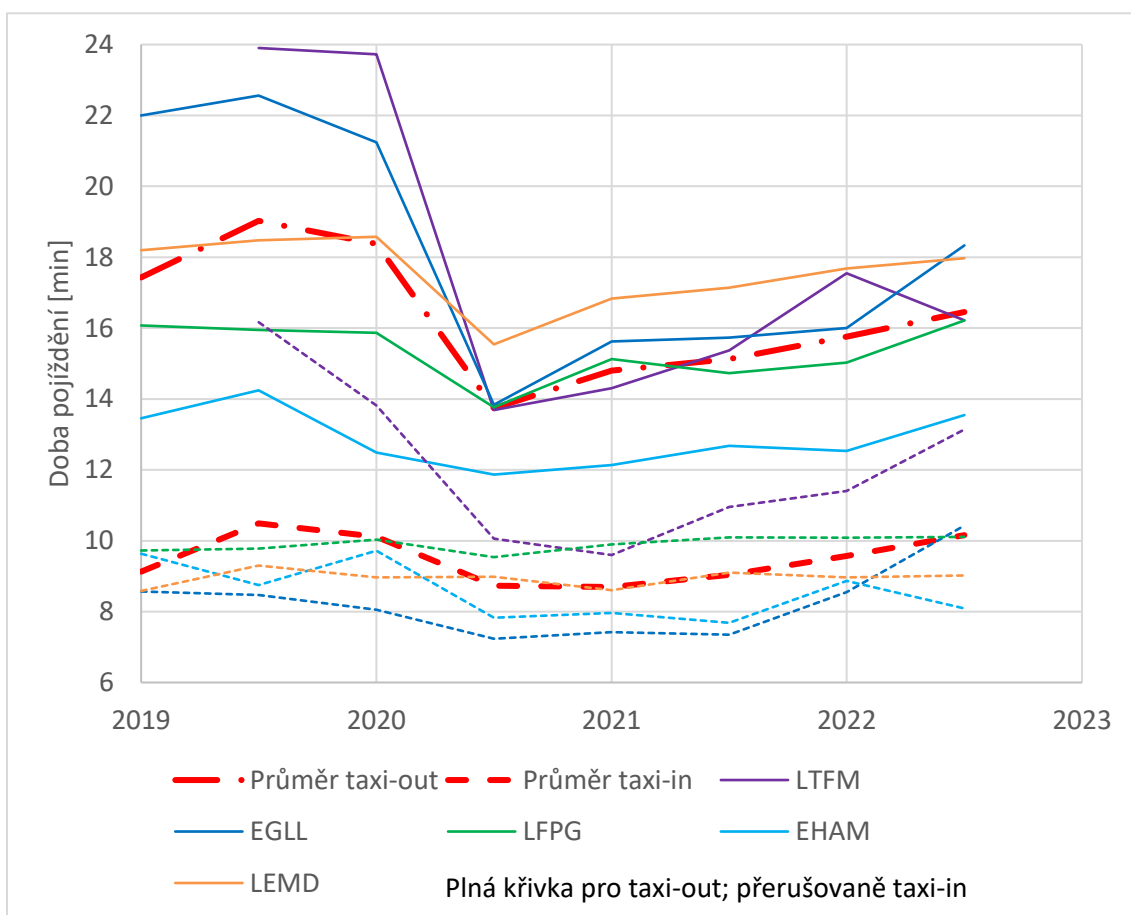
Graf 2.1 Průměrné časy pojiždění [autor na základě dat 30]



Graf 2.2 Průměrné časy pojiždění pro evropská letiště [autor na základě dat 30]

Z uvedených grafů vyplývá, že průměrná doba poježdění na evropských letištích se při fázi taxi-in pohybuje okolo 4,5 minut, při fázi taxi-out je přibližně dvojnásobná. Tyto hodnoty jsou zhruba poloviční oproti výše uvedenému „celosvětovému průměru“, který je ale zkreslený tím, že mezikontinentální lety probíhají zpravidla mezi velkými huby (tedy tzv. uzlovými letišti) a ve statistikách proto chybí menší letiště, na nichž jsou časy poježdění výrazně nižší.

Navzdory mému očekávání je zřejmé, že roční období nemá na čas poježdění žádný výrazný vliv (např. z důvodu odmrazování). Jako velmi významná se naopak ukázala pandemie COVID-19, jež měla značný dopad zejména na fázi taxi-out. Tuto skutečnost nejlépe ukazuje graf 2.3 s průměrnými časy poježdění pěti nejrušnějších letišť Evropy (podle dat z roku 2022 v následujícím pořadí: Letiště Istanbul (LTFM), Letiště London Heathrow (EGLL), Letiště Charlese de Gaulla (LFPG), Letiště Amsterdam Schiphol (EHAM) a Letiště Adolfa Suáreze (LEMD); pozn.: Moskevská letiště Šeremet'jevo a Domodědovo, která patří na třetí, respektive páté místo, byla vynechána, jelikož data Eurocontrolu se pro tato letiště vztahují pouze na lety do/z území Eurocontrolu, jehož členem Ruská federace není, a proto by uvedení pouze těchto letů bylo zavádějící).



Graf 2.3 Průměrné časy poježdění na pěti nejvytíženějších letištích Evropy [autor na základě dat 30]

2.3 Údržbové náklady

Pohonné jednotky tvoří zhruba 25 % celkové ceny nového letounu, avšak u některých letadel může být tento poměr až dvojnásobný. [31] Není proto divu, že se provozovatelé snaží udržet motory svých letadel ve špičkové kondici, aby nejen že zajistili vysokou bezpečnost samotného letu, ale rovněž udrželi servisní náklady na přijatelné úrovni.

Pojíždění pomocí primárních pohonných jednotek má pochopitelně vliv i na jejich životnost. Vedle mechanického opotřebení, způsobeného vnitřním třením, tepelným namáháním, vibracemi apod., je s pohybem letounu po zemi spojeno i nasávání větších či menších předmětů, nacházejících se na povrchu pohybových ploch. V případě drobných nečistot (např. prachu nebo písku) dochází u lopatkového motoru k abrazivnímu poškození vnitřních komponent, popřípadě k „zapékání“ tohoto materiálu ve spalovacích komorách a turbíně. S abrazí je potřeba počítat též u vrtule, ať už je poháněna jakýmkoli typem motoru. V případě nasátí většího předmětu do motoru anebo vrtule pak dokonce hrozí okamžité a nevratné poškození některých součástí, viz *obr. 2.1*. [32]



Obr. 2.1 Motor letounu po nasátí cizího objektu (FOD) [33]

U moderních letadlových motorů se údržba řídí především dvěma údaji – letovými cykly motoru (Engine Flight Cycles, zkráceně EFC) a letovými hodinami motoru (Engine Flight Hours, EFH). Velmi zjednodušeně lze říci, že zatímco u širokotrupých letadel se častěji používají letové hodiny, u letadel úzkotrupých, létajících na středních a krátkých tratích, se obvykle používají letové cykly. [32]

Zkrácení časů pojíždění pomocí pohonných jednotek, případně pojíždění pomocí jiného systému, který by umožnil pohonné jednotky spustit až těsně před vzletem, respektive je po přistání co nejdříve vypnout, by tak nepochybně znamenalo výrazně menší opotřebení motorů, jakož i nižší riziko jejich vážného poškození vlivem nasátí cizího objektu (FOD).

3. Metody používané ke snížení množství taxi fuel

3.1 Optimalizace toku letového provozu

Základní, nikoli však nejjednodušší možností snížení množství paliva pro pojiždění je zkrácení času pojiždění. Čím kratší bude doba provozu motorů na zemi, tím nižší bude také množství spotřebovaného paliva, úroveň vyprodukovaných emisí a opotřebení pohonných jednotek. Optimalizace pojiždění navíc nabízí i další výhody, jako menší zpoždění, nižší pracovní zátěž posádky a složek ATS, vyšší bezpečnost a lepší využití kapacity letišť a ekonomického potenciálu letadel.

Prvním takovým konceptem byl americký Collaborative Decision Making, který vznikl v lednu 1998 v reakci na snížení kapacit letišť a vzdušného prostoru z důvodu špatných povětrnostních podmínek. Výsledkem tehdejšího CDM bylo snížení zpoždění o 15 %. Začátkem roku 2000 byl podobný koncept zkušebně zaveden rovněž na několika evropských letištích. Na základě zjištěných poznatků vznikl *European A-CDM Manual*, jenž má usnadnit zavedení A-CDM na dalších letištích. Koncept A-CDM, jakož i podobné projekty, jsou představeny níže. [34]

3.1.1 Airport Collaborative Decision Making (A-CDM)

Koncept A-CDM si klade za cíl zlepšení efektivity a pružnosti leteckého provozu na letištích i ve vzdušném prostoru. Mezi konkrétní přínosy patří snížení zpoždění, zvýšení bezpečnosti, optimalizace využití dostupných zdrojů a mj. i snížení dopadů na životní prostředí. Zmíněných výsledků má být dosaženo prostřednictvím lepší spolupráce jednotlivých složek, zapojených do leteckého provozu. Zejména se jedná o provozovatele letadel, provozovatele letišť, handlingové společnosti a složky řízení letového provozu včetně ATFCM. V současnosti je A-CDM zavedeno na více jak 30 evropských letištích, včetně Letiště Václava Havla Praha (od 2. 9. 2015 [35]), a některých letištích v Americe i Asii. Řada dalších letišť se nachází v přípravné fázi. [6, 36]

Konkrétní přínosy A-CDM si můžeme ukázat např. na pařížském letišti Charles de Gaulle, kde v roce 2011 umožnil snížení spotřeby paliva o 14 tun denně, snížení emisí CO₂ o 44 tun denně a zkrácení časů pojiždění o 2, respektive 4 minuty při špatných povětrnostních podmínkách. [36]

3.1.2 Airspace Technology Demonstrations

Airspace Technology Demonstrations, zkráceně ATD, je série projektů NASA, které jsou zaměřeny na vývoj technologií pro optimalizaci letecké dopravy. Konkrétně se jedná o ATD-1 (Terminal Sequencing and Spacing), zaměřující se na optimalizaci příletů, ATD-2 (Integrated Arrival/Departure/Surface activity) se zaměřením na vyšší efektivitu při výběru příletové/odletové tratě, vzletové a přistávací dráhy, pojezdových drah a stojánky, které mají být pro dané letadlo použity, a konečně ATD-3 (Applied Traffic Flow Management, zkráceně ATFM), jenž má umožnit efektivnější plánování letových cest, především s ohledem na povětrnostní vlivy. [37]

Software ATD-2 byl v reálném provozu testován na letišti Charlotte Douglas v Severní Karolině od září 2017. Během necelých čtyř let používání (od 29. září 2017 do 31. srpna 2021) ušetřila technologie více než 3 300 tun leteckého paliva a přes 10 500 tun emisí CO₂. Rovněž úspory v délce zpoždění (potažmo nákladech na posádky a kompenzace pasažérům), jakož i snížení opotřebení motorů, byly značné. [38]

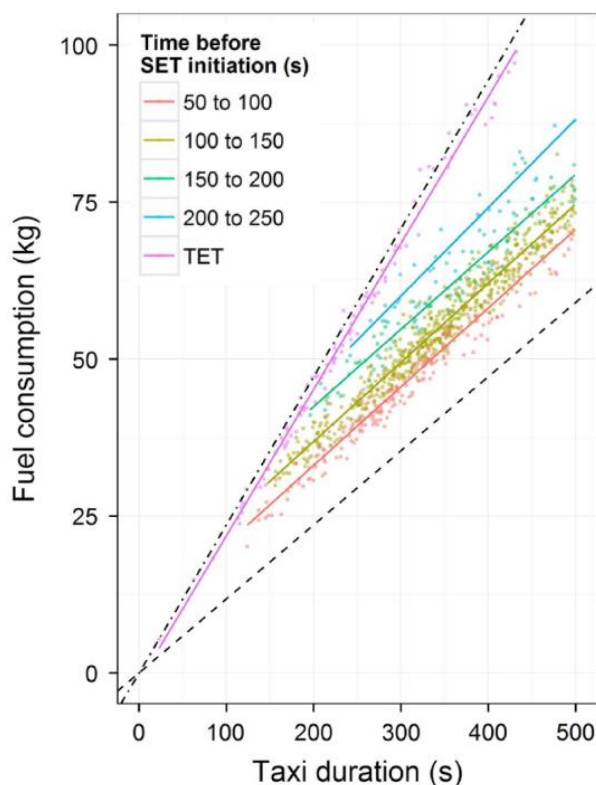
3.2 Pojíždění na jeden motor

Metoda pojíždění na jeden motor, v angličtině označovaná jako single engine taxiing, zkráceně SET (pozn.: pojíždění s použitím všech motorů je označováno jako total engine taxiing, TET), či engine-out taxiing, zkráceně EOT, spočívá v použití pouze poloviny pohonných jednotek během pojíždění. V případě dvoumotorového letounu je tak při pojíždění využíván pouze jeden motor, zatímco druhý je vypnutý. U čtyřmotorových letounů se používají motory dva. [1, 7]

Zvláštním příkladem SET je tzv. SETWA (Single Engine Taxi Without APU), tedy pojíždění na jeden motor bez použití APU. Tato metoda byla speciálně navržena pro rodinu Airbusu A320 a A330, kde lze pomocí nenáročné úpravy elektrické sítě vyhovět předpisu JAR/FAR 25.1195. Ten požaduje, aby pro běžící motor byly k dispozici minimálně dvě lahve s hasební látkou (což původně nebylo splněno, jelikož hasební válec č. 2 je napájen z DC BUS 2, jenž je při vypnutých generátorech APU a motoru č. 2 neaktivní). [39]

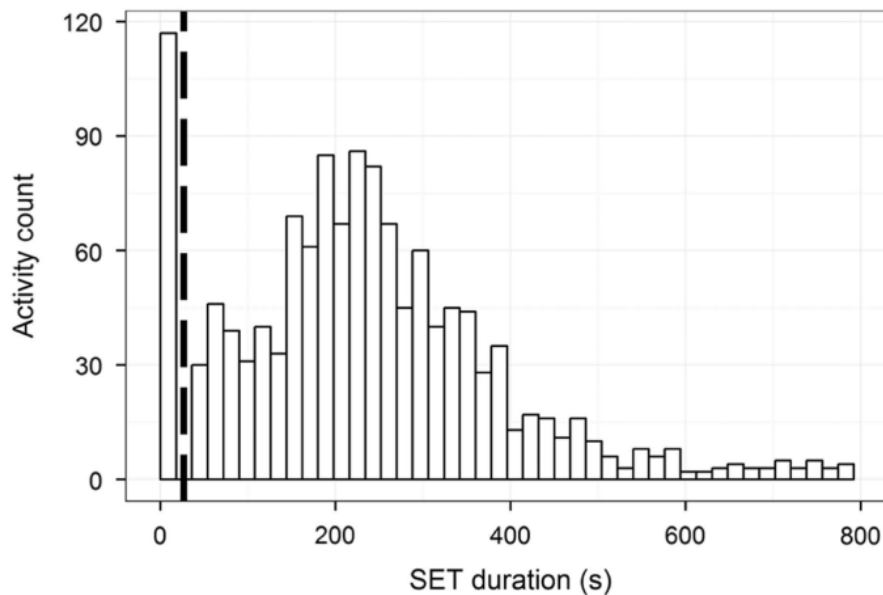
Metoda může být použita jak při pojíždění na vzlet (taxi-out), tak při pojíždění po přistání (taxi-in). Výhodami jsou nižší spotřeba paliva a snížení emisí škodlivých výfukových plynů. Například studie *Reducing the Environmental Impacts of Ground Operations and Departing Aircraft* [40] uvádí v případě použití SET pro pojíždění po přistání snížení spotřeby paliva o 20 až 40 % a snížení emisí NO_x o 10 až 30 % (v závislosti na typu letounu a poměru SET vůči celkové době pojíždění).

Konkrétní příklad spotřeby paliva v závislosti na délce pojíždění (pro fázi taxi-in) je uveden v grafu na obr. 3.1. Graf vznikl na základě analýzy dat ze zapisovačů letových údajů letounů Airbus A319 a je na něm názorně vidět rozdíl mezi použitím obou pohonných jednotek (křivka „TET“) a pojížděním pouze s jedním běžícím motorem (ostatní křivky, které charakterizují různé časy do zahájení SET). Graf na obr. 3.2 potom zobrazuje



Obr. 3.1 Závislost spotřeby paliva na době pojíždění a čase před použitím SET při taxi-in [1, upraveno]

četnost jednotlivých časových úseků, po které bylo SET použito (pozn.: data pocházejí z listopadu 2012 a týkají se pouze fáze taxi-in). [1]



Obr. 3.2 Četnost časových úseků, po které byla metoda SET použita [1]

Tuto metodu však není možné použít vždy. Důvodem mohou být různá provozní a technická omezení, jako letištní nařízení, sklony pohybových ploch, meteorologické podmínky a další. Za určitých situací nemusí být tah jednoho motoru dostatečný k rozpořívání letadla na potřebnou rychlost, což může mít za následek zbytečná zdržení. V případě použití příliš vysokého výkonu zase hrozí nasátí cizích předmětů do motoru, případně mohou být proudem spalin ohroženy osoby a majetek na zemi. Opomenout nesmíme ani zvýšenou pracovní zátěž, kterou použití SET znamená pro posádku. U některých letounů totiž mohou být z důvodu neběžícího motoru omezeny funkce a/nebo snížena redundance jistých systémů. Samotné spuštění a vypínání pohonných jednotek navíc vyžaduje spolupráci obou pilotů. Tento problém je o to složitější, že je potřeba ponechat motorům před vzletem, jakož i po přistání (v případě, že byly použity obraceče tahu) určitý čas, aby se dostatečně zahřály, respektive ochladily. Zpravidla se jedná o 2 až 5 minut volnoběžného chodu. [1, 7, 40]

3.3 Electric Taxiing System

Elektrický systém pojíždění, zkráceně ETS (Electric Taxiing System) či jen ET (Electric Taxiing), spočívá v použití elektromotorů pro pohyb letadel po zemi. Tyto elektromotory mohou být součástí externího zařízení, které je k letadlu připojeno pouze během pojíždění (v anglické literatuře je tento systém označován jako external ETS), nebo mohou být zabudovány přímo v konstrukci letadla (tzv. on-board ETS). [8]

Hlavními výhodami ETS je snížení spotřeby paliva během pojíždění, s čímž souvisejí nižší náklady a menší emise škodlivých výfukových plynů. Další výhodou je snížení úrovně hluku,

eliminace nebezpečí nasátí cizích předmětů do motorů a rovněž schopnost samostatného push-backu, což zejména u on-board ETS vede ke snížení nákladů a zkrácení časů pojiždění. [8]

Níže budou detailněji popsány oba koncepty ETS, uvedeny jejich výhody a nevýhody a zároveň představena některá z vyvíjených řešení.

3.3.1 External ETS

Hlavní výhodou externích elektrických systémů pojiždění oproti on-board ETS je především absence nutnosti úprav konstrukce letounů (tedy mj. snazší certifikace) a taky nezměněná hmotnost, jelikož celý systém zůstává během letu na zemi. Nevýhodou je naopak komplikovaná logistika, pokud by se po letištích pohybovalo velké množství těchto zařízení.

TaxiBot

TaxiBot je externí ETS, vyvinutý společností Israel Aerospace Industries a vyráběný skupinou TLD. Jedná se o polo-autonomní hybridní elektrický tahač, určený k zajištění všech pozemních pohybů letounů (push-back a veškeré pojiždění) bez použití letadlových motorů. Z důvodu zálohování a vyšší bezpečnosti disponuje TaxiBot dvěma vznětovými motory, z nichž každý pohání elektrický generátor. Elektrická energie je posléze dodávána celkem osmi elektromotorům, zastavěným ve čtyřech kolech vozidla. Celkový výkon 596 kW (800 HP) umožňuje rozpohybování úzkotrupých letounů typu Boeing 737 a Airbus 320 family i při jejich maximální vzletové hmotnosti až na rychlost 23 kts (42,6 km/h). [41, 42]

Obrovskou výhodou tohoto zařízení je, že letoun je během pojiždění řízen piloty z kokpitu prostřednictvím klasické páky řízení (anglicky „tiller“). Při připojení TaxiBotu k letounu je totiž celá přední podvozková noha nadzvednuta a může se volně otáčet, stejně jako při klasickém pojiždění. Úhel jejího natočení je měřen pomocí snímačů, následně zpracován a převeden do kol TaxiBotu. Brzdění probíhá pomocí brzd v kolech hlavního podvozku letounu. [41, 42]

Při pushbacku, jakož i při řízení TaxiBotu po jeho odpojení od letadla, respektive před jeho opětovným připojením po přistání, je ale nadále potřeba lidská obsluha. Stejně tak uhlíková stopa není zcela zanedbatelná, jelikož zdrojem elektrické energie jsou stále spalovací motory. Snížení emisí je však značné. [42]

K dnešnímu dni byl systém schválen americkou FAA (pro řadu Boeing 737), evropskou EASA (Boeing 737 a Airbus 320 family), dále pak čínským, indickým a izraelským úřadem pro civilní letectví (opět řada Boeing 737). Zároveň probíhá certifikace obdobného systému pro širokotrupá letadla typu Boeing 747 a Airbus 380. [41]

Výrobce kromě již zmíněných výhod udává návratnost investice do jednoho až dvou let, zvýšenou bezpečnost při pojiždění na kluzkých a namrzlých plochách a také požadavek pouze krátkého online školení pilotů. TaxiBot je úspěšně používán na letištích Frankfurt nad Mohanem, Indira Gandhi v Novém Dillí nebo na amsterdamském Schipholu. [42]



Obr. 3.3 Externí ETS TaxiBot společnosti Israel Aerospace Industries [42]

3.3.2 On-board ETS

Koncept on-board ETS spočívá v zabudování elektromotorů do konstrukce letadla, nejčastěji přímo do kol hlavního či předového podvozku. Takto upravený letoun je tedy na zemi zcela autonomní a nezávislý na externích zařízeních, a to včetně push-backu. Oproti externím ETS rovněž odpadají komplikace s pohyby velkého množství tahačů na pohybových plochách. Hlavním problémem je však zvýšená hmotnost letounu, která může znamenat vyšší spotřebu paliva za letu. Navíc je ve většině případů nutné upravit konstrukci samotného letounu, což s sebou přináší složitý vývoj, certifikaci a mnohdy i nevoli výrobců letadel. [8]

3.3.2.1 Základní komponenty ETS

On-board ETS sestává ze tří základních částí – zdroje elektrické energie, elektromotorů a mechanického hnacího ústrojí. Každý z těchto článků může být řešen různými způsoby, z nichž nejčastější jsou představeny níže.

Zdroj elektrické energie

Elektrina může být do elektromotorů on-board ETS dodávána různými zdroji. Nejčastěji je využívána pomocná zdrojová jednotka APU, avšak probíhají i experimenty s nízkoteplotními palivovými články a bateriemi. Každé z uvedených řešení s sebou přináší jak výhody (palivové články nevypouštějí škodlivé výfukové plyny), tak i komplikace (omezený výkon všech zmíněných řešení, vysoká hmotnost baterií, problémy s bezpečností u baterií a palivových článků). Možným řešením je i kombinace zmíněných zdrojů. [8]

Mechanické hnací ústrojí

Také převod rotačního pohybu z elektromotoru na kolo/a podvozku může být proveden více způsoby, a to buď přímo, nebo prostřednictvím reduktoru (nejčastěji planetový). V prvním případě je potřeba použít elektromotor s vyšším krouticím momentem, který je zpravidla větší a těžší. Výhodou je naopak vyšší spolehlivost (díky menšímu počtu mechanických částí) a navíc většinou není potřeba řešit odpojení elektromotoru během vzletu a přistání. [8]

Převodovka naopak umožňuje použití slabších motorů. Ušetřená hmotnost a rozměry jsou ale mnohdy vyváženy právě samotnou převodovkou. Ta navíc snižuje spolehlivost celého systému. Jelikož při tomto řešení pracuje elektromotor při pojíždění na mnohem vyšších otáčkách, hrozí během vzletu a přistání, kdy kola podvozku dosahují vysokých úhlových rychlostí, mechanické poškození samotného elektromotoru, případně i přetížení celého elektrického systému vlivem přepětí. Řešením může být použití spojky, která fyzicky odpojí elektromotor od kola podvozku, případně odpojení elektromotoru od elektrické sítě, či jeho spojení na krátko. [8]

Elektromotory

Samotné elektromotory mohou sloužit k pohonu předového, nebo hlavního podvozku a mohou být umístěny vně, nebo uvnitř kola. Jelikož předový podvozek nedisponuje brzdami, je zde více prostoru pro umístění on-board ETS. Pro malé zatížení předového kola však nemusí být toto řešení vždy vhodné. Naopak hlavní podvozek, ačkoli kvůli brzdám nabízí pouze limitovaný prostor, přenáší okolo 90 % hmotnosti celého letounu, díky čemuž jsou zajištěny výrazně lepší trakční vlastnosti. Navíc v případě širokotrupých letounů, které mají na hlavních podvozkových nohách více párů kol, může být použito větší množství elektromotorů menších rozměrů. Největším problémem u hlavních podvozkových noh je ale odvod tepla, vznikajícího jak při práci samotných motorů, tak při brždění. Je proto nutné takový systém vybavit dostatečně účinným chlazením. [8]



Obr. 3.4 Poháněný předový podvozek (WheelTug) [28]

3.3.2.2 Vyvíjená řešení

S prvním systémem on-board ETS přišla firma WheelTug, která jej v roce 2005 úspěšně odzkoušela na letounu Boeing 767. Zkoušky proběhly při hmotnosti odpovídající 94 % MTOM. V následujících letech byla provedena řada studií, jež se snažily vyčíslit možné ekologické a ekonomické přínosy nového konceptu. Není proto divu, že s vývojem začala řada společností. Nejznámější z vyvíjených řešení jsou představeny níže. [8]

WheelTug

Jak již bylo uvedeno, WheelTug je historicky první systém elektrického pojiždění, vyvíjený stejnojmennou gibraltarskou společností WheelTug. Původní koncept, poprvé odzkoušený v roce 2005 na letounu Boeing 767, sestával ze dvou asynchronních elektromotorů, vyráběných sesterskou firmou Chorus Motors, které byly externě připevněny k předovému podvozku. [8]

Roku 2012 byla na pražském letišti poprvé odzkoušena zcela nová verze WheelTugu, jejíž elektromotory již byly zabudovány přímo do kol předového podvozku Boeingu 737. Elektrická energie je dodávána z pomocné zdrojové jednotky APU. Uživatelské rozhraní pak sestává z jednoduchého ovládacího panelu (umožňuje aktivaci systému a přepínání směru pohybu) a obrazovky (zpravidla v Electronic Flight Bagu), do které je přiveden obraz z celkem čtyř externích kamer. Díky tomu je zástavba celého systému poměrně jednoduchá a je možné ji provést za pouhých 16 hodin. WheelTug se všemi jeho komponenty váží asi 200 kg a dokáže letoun rozpochybovat na rychlost 7 kts (13 km/h). Vzhledem k takto malé rychlosti je tedy zařízení vhodné spíše pro manévrování na odbavovací ploše. Na samotných pojezdových drahách je k rychlejšímu pojiždění nutné použít (primární) motory, což ovšem umožní jejich dostatečné zahřátí před vzletem, respektive ochlazení po přistání. Samotné elektromotory jsou ke kolům podvozku připojeny prostřednictvím spojky, která je sepnuta pouze během činnosti WheelTugu. Předjde se tak možnému poškození elektromotorů při vyšších rychlostech a zároveň je možné systém vyřadit z funkce v případě poruchy. [8, 28]

V současnosti je koncept ve fázi certifikačních zkoušek za účelem získání STC americké FAA pro řadu Boeing 737 NG. Již nyní ale společnost WheelTug eviduje objednávky více než 25 leteckých společností z celého světa. [28]



Obr. 3.5 Zkušební Boeing 737 společnosti WheelTug [28]

DLR electric taxi

Vývoj dalšího z on-board ETS probíhá ve spolupráci Německého střediska pro letectví a kosmonautiku (Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, zkráceně DLR) se společnostmi Airbus a Lufthansa technik. Systém je určen pro Airbus 320 a opět sestává ze dvou elektromotorů s planetovými reduktory, umístěných v kolech předového podvozku. Zajímavý

je především zdroj elektrické energie. Ta není dodávána jednotkou APU, jako je tomu u konkurence, nýbrž mnohem účinnějším nízkoteplotním palivovým článkem s výkonem 50 kW. Koncept byl poprvé testován v Hamburku v roce 2011, kdy zkušební A320 dosáhl rychlosti 13,5 kts (25 km/h). [8]

Navzdory slibovaným přínosům, které by dle DLR mohly spočívat ve snížení letištních emisí o 17 až 19 %, snížení spotřeby paliva (např. pro frankfurtské letiště až o 44 tun denně, a to jen při použití systému pro úzkotrupá letadla) a snížení opotřebení motorů (na kratších letech až 2 hodiny denně), [43] se jako hlavní problém ukázaly právě palivové články. Jejich vývoj zatím nedosáhl úrovně, kdy by byly vhodné pro použití v dopravních prostředcích. Stále jsou totiž příliš těžké (vodík je skladován v tlakových nádobách) a nesplňují přísné bezpečnostní požadavky, typické pro letecký průmysl. Nevýhodou je rovněž vysoká cena těchto článků a jejich neschopnost rychle reagovat na prudké změny v množství požadované energie (ta by při akceleracích musela být dodávána jiným zdrojem, např. bateriemi či superkondenzátorem). [8, 43]

V roce 2011 spolupracovalo DLR s Airbusem i na dalším zajímavém projektu, jehož cílem bylo úplně nahrazení jednotek APU právě palivovými články. Od roku 2012 se ale ani o jednom z projektů neobjevily žádné nové informace a je tedy pravděpodobné, že byl vývoj pozastaven. DLR se v posledních letech zaměřilo na vývoj elektricky poháněných letadel (mj. opět v kombinaci s palivovými články). [43]

EGTS

EGTS (Electric Green Taxiing System) vznikl od roku 2011 ve spolupráci společností Safran a Honeywell Aerospace. V následujících letech se přidala řada leteckých dopravců: easyJet (2012), Air France (2013), Go First a Interjet (2014) a v prosinci roku 2013 také společnost Airbus, pro jejíž letouny rodiny A320 měl být systém určen. EGTS sestává ze dvou třífázových synchronních elektromotorů (každý o váze pouhých 36 kg včetně chladicího ventilátoru) s permanentními magnety, které však byly, na rozdíl od výše zmíněných systémů, umístěny v kolech hlavního podvozku. Tímto umístěním mělo být dosaženo lepších trakčních vlastností, jelikož hlavní podvozek přenáší většinu hmotnosti celého letounu. Elektrická energie je opět dodávána z APU. [8]

EGTS byl veřejnosti poprvé představen na letounu Airbus 320 během Pařížské mezinárodní letecké show v roce 2013. Při pozdějších testech v Toulouse bylo dosaženo rychlosti 20 kts (37 km/h). I přes pozitivní výsledky testů odstoupil Honeywell v roce 2016 od projektu. Koncem roku 2019 pak spolupráci ukončila i společnost Airbus



Obr. 3.6 EGTS na hlavní podvozkové noze Airbusu 320 [8]

a další vývoj byl pozastaven. Podle nejnovějších zpráv by ale mohlo dojít k jeho obnovení. [8, 44, 45]

3.4 Electric push-back

Za zmínku nepochybně stojí také elektrická push-back zařízení, která, i když neumožňují snížit spotřebu paliva během samotného poježdění, mohou mít významný vliv na životní prostředí v blízkosti letiště. Elektrický push-back (v angličtině někdy označován zkratkou EP) je moderní, ekologickou náhradou klasických push-back tahačů se vznětovými motory. V porovnání s nimi nabízejí EP výrazně nižší hluk a nulové emise výfukových plynů. Nezanedbatelnou výhodou jsou rovněž menší rozměry a v některých případech i nižší nároky na personál (např. Spacer 8600 společnosti Mototok může obsluhovat pouze jeden člověk, který navíc nemusí být držitelem řidičského průkazu – stačí absolvovat 2 h školení [46]). [8]



Obr. 3.7 Elektrický push-back PHOENIX E společnosti Goldhofer [47]

Na rozdíl od výše popsaných systémů Electric Taxiing (zejména externích ETS) dosahují tyto elektrické tahače pouze nízkých rychlostí, cca 2 až 6 kts (3,7 – 11 km/h), díky čemuž jsou vhodné především pro fázi push-backu, tedy vytlačení letounu z místa stání na odbavovací ploše. Existují ale výjimky, jako například tahač „PHOENIX E“ společnosti Goldhofer s rychlostí až 17,3 kts (32 km/h) [47], který je vhodný i pro tažení letadel na delší vzdálenosti. [8]

V současné době existuje velké množství EP tahačů, nacházejících se v různých fázích vývoje či testování, případně jsou již komerčně nabízeny. Parametry některých z nich jsou uvedeny v tabulce na následující stránce.

Tahač	Výrobce	Rozměry (d. × š. × v.) [cm]	Maximální rychlost [km/h]	Kapacita baterií [Ah]	Napětí baterií [V]	Maximální hmotnost letounu [t]
SPACER 8600 MA PB [46]	Mototok	331 × 261 × 55	5,4	300	80	95
AP89 [8]	Lektro	620 × 250 × 99	6,4	595	40	127
PHOENIX AST- 2E [47]	Goldhofer	785 × 350 × 175	32	94 až 236 (podle varianty)	700	352
CHALLENGER 280e [48]	Trepel	594 × 244 × 214	18	2 × 875	96	300

Tab. 3.1 Porovnání elektrických push-back tahačů [autor na základě výše uvedených zdrojů]

4. Koncept MEA (More Electric Aircraft)

Po dlouhá desetiletí využívali konstruktéři letadel různé typy systémů (mechanické, hydraulické, pneumatické, elektrické, případně jejich kombinace), přičemž zejména u větších letadel bylo mnohdy využito více nebo dokonce všech těchto řešení. Každé z nich s sebou přináší řadu výhod, avšak i nevýhod, mezi které patří hlavně ztráty při přenosu a přeměnách energie, komplikovanost systémů, vyšší hmotnost apod. Již v průběhu 80. let proto začala vznikat iniciativa nahradit některé tradiční systémy elektrickými a zlepšit tak charakteristiky letadel, jako například hmotnost, spolehlivost, pořizovací a údržbové náklady, spotřebu paliva, vyprodukované emise apod. [9]

Letadlo, jehož všechny systémy by využívaly pouze elektrickou energii, bývá v odborné literatuře označováno jako AEA (All Electric Aircraft) a jeho realizace je zatím otázkou budoucnosti. Již nyní se ale stále více a více prosazují principy MEA (More Electric Aircraft), tedy letadel, u nichž elektrická energie nahradila alespoň část z tradičních systémů. [49]

Typickými civilními zástupci konceptu MEA jsou letouny Airbus A380 a A350 (ovládání řídicích ploch pomocí elektro-hydrostatických akčních členů, zkráceně EHA [51]) a především Boeing 787 (vedle řízení pomocí EHA je zde i pneumatický systém zcela nahrazen elektrickým, čímž se snížila spotřeba paliva asi o 3 % [52]). Je však téměř jisté, že v budoucnu bude podle konceptu MEA navržena většina, ne-li všechna letadla a jeho použití se rozšíří na více palubních systémů.

4.1 Popis konceptu MEA a jeho aplikace na některé letadlové systémy

Typický dopravní letoun s klasickou architekturou palubních soustav disponuje elektrickým, hydraulickým a pneumatickým systémem.

Elektrická energie se obvykle používá k napájení avioniky, vnitřního a vnějšího osvětlení, zábavních a nouzových systémů, některých částí soustavy ochrany proti námraze a dešti a v závislosti na konkrétním letounu i řady prvků ostatních systémů, včetně hydraulického a pneumatického. Primárními zdroji elektrické energie jsou generátory, poháněné pohonnými jednotkami. Každý z motorů disponuje jedním, v některých případech i dvěma generátory (pro zvýšení bezpečnosti např. u ETOPS letounů [10]). Dalším zdrojem elektrické energie na palubě je potom pomocná zdrojová jednotka APU (Auxiliary Power Unit) zajišťující dodávku elektrické energie na zemi, případně během nouzových situací za letu. Množství dodávané energie je ale omezené, zejména pak ve větších výškách. V nouzových situacích může být jako zdroj elektrické energie použita také náporová turbína RAT (Ram Air Turbine), je-li jí daný letoun vybaven, která vedle elektrické energie může dodávat energii rovněž hydraulickému okruhu. Každý letoun zároveň disponuje bateriemi sloužícími ke spuštění APU a v případě potřeby i k napájení nejdůležitějších avionických systémů či nouzového vybavení.

Hydraulický systém se používá k ovládní primárních a sekundárních řídicích ploch a ostatních řídicích systémů jako je ovládní podvozku, brzd, nákladových dveří, ramp apod. Jako hlavní zdroj hydraulické energie slouží hydrogenerátory, hnané pohonnými jednotkami letounu. V případě nouze mohou být (obvykle jen v omezené míře) využity hydrogenerátory poháněné APU, elektropohonem, náporovou turbínou RAT, ručně, případně pneumatickým pohonem.

Pneumatický systém většiny dopravních letadel slouží ke spouštění pohonných jednotek, k přetlakování a klimatizaci kabiny, přetlakování palivového a hydraulického systému, chlazení avioniky či k ochraně některých ploch proti námraze a dešti. Hlavními zdroji stlačeného vzduchu jsou pohonné jednotky (konkrétně kompresory lopatkových motorů) a v případě potřeby taky APU nebo externí pozemní zdroj.

Řešení zmíněných systémů u letadel konceptu MEA, včetně detailnějšího porovnání s klasickými systémy, je uvedeno níže.

4.1.1 Elektrický systém

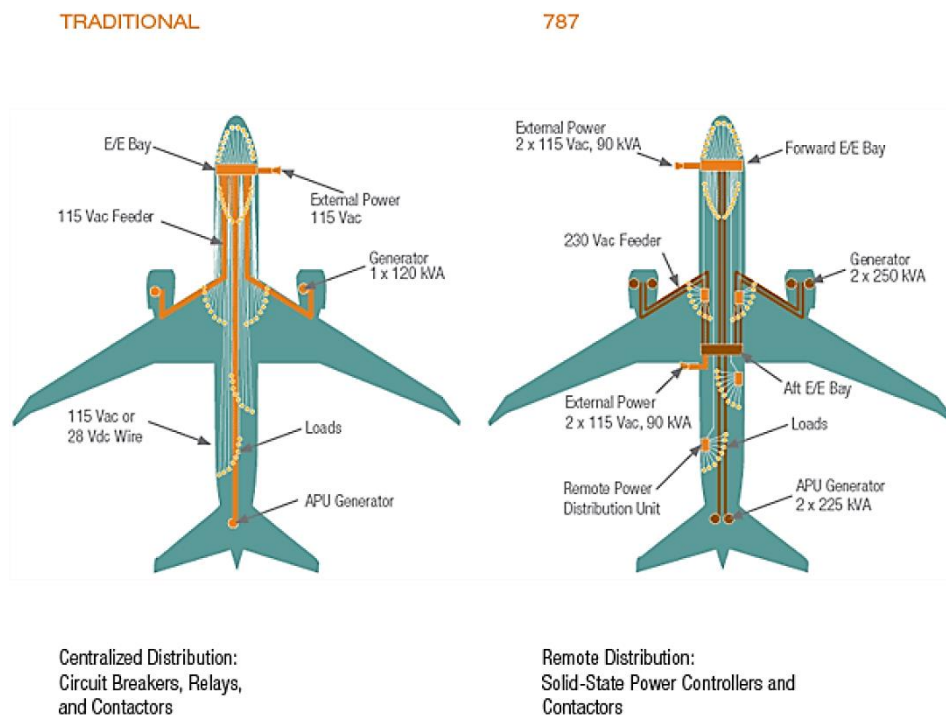
Letadla s klasickou architekturou palubních soustav po dlouhá desetiletí používala elektrickou síť s třífázovým napětím 115 V a frekvencí 400 Hz. Toto napětí je produkováno CSCF (Constant Speed/Constant Frequency) generátory, označovanými zkratkou IDG (Integrated Drive Generator), které zahrnují jednotku Constant Speed Drive (CSD). CSD mechanicky mění proměnné otáčky pohonné jednotky na konstantní otáčky generátoru. Zařízení s menším příkonem jsou potom u takovýchto letadel napájena stejnosměrným proudem s napětím 28 V, který je získáván ze střídavého proudu v tzv. TRU (Transformer Rectifier Unit). [52, 10]

Letadla konceptu MEA využívají tzv. VSVF (Variable Speed/Variable Frequency) startér-generátory, které jsou poháněny přímo motory prostřednictvím mechanické převodovky a krom generování elektrické energie umožňují i spuštění motorů (viz kapitola 4.1.2 *Spouštění pohonných jednotek*). Díky absenci CSD dosahuje proud rozdílných frekvencí (cca 350 až 800 Hz), v závislosti na otáčkách pohonné jednotky. Produkované napětí je regulováno prostřednictvím generator control unit na konstantní hodnotu 115 nebo 230 V. Vyšší napětí bylo zvoleno především z důvodů několikanásobně větších požadavků na množství elektrické energie (např. Boeing B737 potřebuje přibližně 100 kW elektrické energie, zatímco B787 víc než 1 MW). Z důvodu proměnné frekvence napětí je u řady spotřebičů nezbytné tyto dovybavit různými měniči. [9, 10, 52]

Další výhodou elektrické sítě MEA je, že umožňuje použití synchronních generátorů, které mají v porovnání s dříve používanými asynchronními vyšší účinnost. Tyto synchronní generátory proto dosahují menších rozměrů a hmotnosti (v porovnání se stejně výkonnými asynchronními generátory), byť jsou díky dodatečné elektronice dražší. Absence CSD navíc zvyšuje spolehlivost a snižuje údržbové náklady. [10]

Nezanedbatelnou složkou prázdné hmotnosti každého letadla je také hmotnost kabeláže. U Boeingu 747 se celková délka kabelů pohybuje okolo 240 km (s hmotností cca 1 800 kg),

u Airbusu 380 pak toto číslo dosahuje víc než dvojnásobné hodnoty – zhruba 500 km (a hmotnosti 5 700 kg). U Boeingu 787 se nicméně délku kabeláže povedlo zredukovat na pouhých přibližně 100 km, což je asi o 40 km méně než u podobně velkého Boeingu 767. [9, 53, 54] To je umožněno zejména díky nové architektuře rozvodné sítě s tzv. dálkovou distribucí (remote distribution). Její porovnání s klasickou rozvodnou sítí (centralized power system distribution) je uvedeno na *obr. 4.1*. Výsledkem jsou nižší energetické ztráty, nižší hmotnost, snazší údržba a vyšší spolehlivost.



Obr. 4.1 Porovnání klasické rozvodné sítě (vlevo) a rozvodné sítě s dálkovou distribucí Boeingu 787 (vpravo) [10]

4.1.2 Spouštění pohonných jednotek

U dopravních letadel tradiční koncepce jsou proudové motory spouštěny pomocí pneumatického startéru ATS (Air Turbine Starter). Stlačený vzduch je za normálních okolností dodáván pomocnou zdrojovou jednotkou APU. V případě potřeby může být tento vzduch dodáván z pozemního zdroje, případně od jiného, již běžícího motoru (tzv. Cross bleed engine start).

Koncept MEA již s pneumatickými startéry nepočítá. Ke spouštění pohonných jednotek budou využívány startér-generátory, které se pro daný účel přepojí do funkce elektromotoru. Aby však bylo možné generátory ve funkci startéru napájet proměnným napětím s proměnnou frekvencí, je třeba síť vybavit dvěma měniči, a sice usměrňovačem (převede střídavé napětí APU na napětí stejnosměrné) a střídačem (stejnou směrné napětí převede opět na střídavé). [10]

4.1.3 Pomocná zdrojová jednotka APU

Pomocná zdrojová jednotka, zkráceně APU (Auxiliary Power Unit), je malý turbohřídelový motor, umístěný zpravidla v ocasní části letounu. APU umožňuje dodávku elektrické energie, stlačeného vzduchu (pro přetlakování a klimatizaci, i pro start hlavních pohonných jednotek) a u některých letounů rovněž pohon hydraulického okruhu/ů. Standardně je pomocná zdrojová jednotka používána pouze na zemi a po spuštění motorů dochází k jejímu vypnutí. Zejména v případě nestandardních a nouzových situací ale může být použita také během letu, byť zpravidla s určitými výškovými omezeními.

V případě absence pneumatického systému u letadel filosofie MEA je APU využíváno pouze pro generování elektrické energie. Jeho provedení je tak mnohem jednodušší (chybí veškeré součásti související s pneumatickým systémem) a spolehlivější. Díky vyšší spotřebě elektrické energie je nicméně potřeba použít výkonnější generátory, případně zvýšit jejich počet (například APU Boeingu 787 pohání hned dva elektrické generátory). [10, 52]

Do budoucna je možné též využití palivových článků namísto klasického APU. Jejich rozšíření však ještě nějakou dobu potrvá – viz kapitola 5.2.2.1 *Palivové články*.

4.1.4 Systém klimatizace a přetlakování

Systém klimatizace a přetlakování, v anglické literatuře označovaný zkratkou ECS (Environmental Control System), zajišťuje na palubě letounu vhodný tlak a teplotu vzduchu, aby byl let pro cestující komfortní. Opomenout nesmíme ani další důležité úkoly jako přetlakování nákladových prostorů, chlazení avioniky atd. U letounů klasické koncepce je vzduch do ECS dodáván pneumatickým systémem (tedy od motorů, v případě potřeby pak z APU či pozemního zdroje). U letounů MEA, v případě absence pneumatického systému, jsou klimatizace a přetlakování řešeny elektricky. Toto provedení mimo jiné umožňuje minimalizovat energetické ztráty, jelikož u elektrických kompresorů je možné jejich výkon přizpůsobit aktuálním požadavkům v závislosti na fázi letu, počtu cestujících apod. [10, 52]

Eliminace pneumatického systému vede ke snížení hmotnosti a zároveň k vyšší jednoduchosti celého systému. Elektrický ECS navíc zvyšuje účinnost proudových motorů, z nichž již není odebírán stlačený vzduch. Nevýhodou je ale vysoká spotřeba elektrické energie takového ECS. Tuto je nutno kompenzovat použitím výkonnějších elektrických generátorů. I nadále proto probíhá výzkum zaměřený také na zdokonalení klasického pneumatického ECS. [10]

4.1.5 Systém pro generování inertního plynu

OBIGGS (On Board Inert Gas Generation System) je systém, který na palubě některých civilních dopravních a vojenských letounů dodává do palivových nádrží (přesněji do prázdného prostoru nad volnou hladinou paliva) vzduch se zvýšenou koncentrací dusíku, čímž se minimalizuje riziko případného požáru nebo exploze. Tento vzduch je produkován v tzv. ASM (Air Separation Modules), jež ze vzduchu, dodávaného pneumatickým systémem, oddělují pomocí speciálních membrán kyslík. [10]

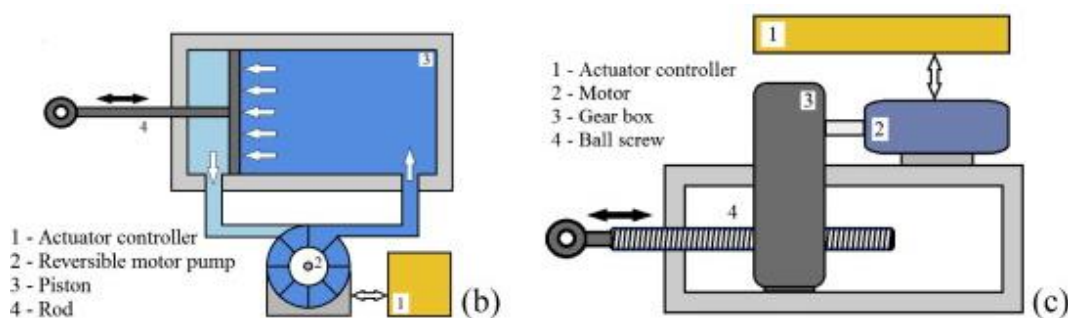
Také u OBIGGS je možné v případě absence pneumatického systému dodávat vzduch pomocí elektrických kompresorů. Stejně, jako u výše zmíněného systému klimatizace a přetlakování, je ale i v případě OBIGGS nutné regulovat teplotu a tlak dodávaného vzduchu, a to v poměrně úzkém rozmezí. Alternativní možností je použití výtokových plynů z vodíkového palivového článku. [10]

4.1.6 Hydraulické systémy

Jak již bylo zmíněno v úvodu této kapitoly, hydraulický systém slouží k ovládání řídicích ploch a většiny ostatních silových systémů letounu. Hydrogenerátory, které v okruhu vytvářejí hydraulickou energii, jsou standardně poháněny motory letadla. Hydraulická kapalina je k jednotlivým akčním členům rozváděna složitým systémem potrubí, doplněným o různé ventily apod. Současným trendem je nahradit tradiční mechanické akční členy elektrohydrostatickými (electro-hydrostatic actuator, někdy též electro-hydraulic actuator, EHA) případně elektro-mechanickými (electro-mechanical actuator, EMA). Toto řešení by umožnilo zredukovat složitou hydraulickou soustavu, čímž by se snížila hmotnost letounu, zmenšily (v případě EMA pak zcela odstranily) problémy spojené s netěsnostmi či s možnou kontaminací hydraulické kapaliny, a naopak by se zvýšila účinnost pohonných jednotek. Zároveň by byl takový systém levnější a spolehlivější. [10, 51, 52]

Elektrohydrostatický akční člen EHA pro svou činnost stále využívá hydraulickou energii, která je generována přímo v tomto konkrétním členu, resp. v jeho těsné blízkosti. Princip činnosti vyplývá z obr. 4.2, na němž jsou zobrazeny hlavní prvky: reverzibilní hydraulické čerpadlo poháněné elektromotorem a pracovní válec. [10, 51]

Elektro-mechanický akční člen EMA, na rozdíl od EHA, již vůbec nevyužívá hydraulické energie, nýbrž prostřednictvím převodovky převádí rotační pohyb elektromotoru přímo na pohyb lineární. Výhodou je vyšší účinnost a eliminace rizik spojených s netěsnostmi (jako je tomu u hydraulických systémů), tedy i vyšší spolehlivost. Obrovským problémem jsou ale poruchové stavy, konkrétně možnost mechanického zablokování v určité poloze. [10]



Obr. 4.2 Porovnání akčních členů EHA a EMA [11]

5. Zhodnocení možné kombinace konceptů MEA a ETS

Tato kapitola je zaměřena na zhodnocení vhodnosti a využitelnosti systémů elektrického pojiždění, zejména jejich možné kompatibility jak se stávajícími letouny, tak s budoucími letouny konceptu MEA, a vyčíslení dosažitelných úspor a dalších výhod. Výpočty budou aplikovány na dvě kategorie letounů – úzkotrupé a širokotrupé. Vybranými zástupci úzkotrupých letounů jsou Boeing 737-800 a Airbus 320, zástupci širokotrupých pak Boeing 787-9 a Airbus 350-1000 (oba koncepce MEA).

	Boeing 737-800	Airbus 320	Boeing 787-9	Airbus 350-1000
Délka [m]	39,47	37,57	62,81	73,79
Rozpětí [m]	34,32	35,8	60,12	64,75
Výška [m]	12,55	11,76	17,02	17,08
Plocha křídla [m ²]	124,6	124	377	464,3
Maximální počet pasažérů	184	186	290 (406)	369 (480)
Dolet [km]	5 436	6 112	14 140	16 100
OEM [kg]	41 413	42 600	128 850	155 000
MTOM [kg]	79 016	78 000	254 692	319 000
MLM [kg]	66 349	66 000	193 000	236 000
Pohonná jednotka	2 × CFM56-7B27	2 × CFM56-5B2/3	2 × GENx-1B74/75/P2	2 × RR Trent XWB-97
Maximální tah (jeden motor) [kN]	121,43	137,9	341,2	436,7
Celková spotřeba paliva při pojiždění [kg/s]	0,22	0,222	0,416	0,602
Průměr kol NG [cm/in]	68,58/27	76,2/30	101,6/40	40,64/16
Průměr kol MG [cm/in]	113,03/44,5	116,84/46	127/50	55,88/22
Použitý součinitel odporu	0,023	0,018	0,027	0,031

Tab. 5.1 Technické specifikace zvolených letounů [autor na základě 12, 52, 55]

5.1 Zjištění potřebných charakteristik systémů ET pro vybrané letouny

Ze všeho nejdříve je potřeba zjistit výkon a krouticí moment, které musí být systém ET schopen vyvinout, aby byl využitelný v praxi. Průběh výpočtů a úvah bude detailně představen na letounu Boeing 737-800. U ostatních letounů již budou zobrazeny pouze výsledné hodnoty.

5.1.1 Výpočet odporů působících na letoun

Chceme-li zjistit potřebný výkon a krouticí moment použitých elektromotorů, musíme určit velikost jednotlivých odporů, které na letoun v průběhu pojiždění působí. Při výpočtech

vycházíme ze vzorců uvedených v kapitole 1.1 *Pojíždění a síly, které na letoun v jeho průběhu působí* [3]:

Odpor valivý:

$$O_v = G \cdot c_{rr} \cdot \cos \alpha$$

O_v ... valivý odpor [N]

G ... tíhová síla [N]

c_{rr} ... součinitel valivého odporu [-]

α ... sklon vozovky [°]

Odpor aerodynamický:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_D \cdot S_x$$

D ... aerodynamický odpor [N]

ρ ... hustota vzduchu [kg/m^3]

v ... rychlost nabíhajícího proudu vzduchu [m/s]

c_D ... součinitel odporu [-]

S_x ... vztažná plocha [m^2]

Odpor stoupání:

$$O_s = G \cdot \sin \alpha$$

O_s ... odpor stoupání [N]

G ... tíhová síla [N]

α ... sklon vozovky [°]

Odpor zrychlení (odpor setrvačný):

$$O_z = m \cdot a \cdot \kappa$$

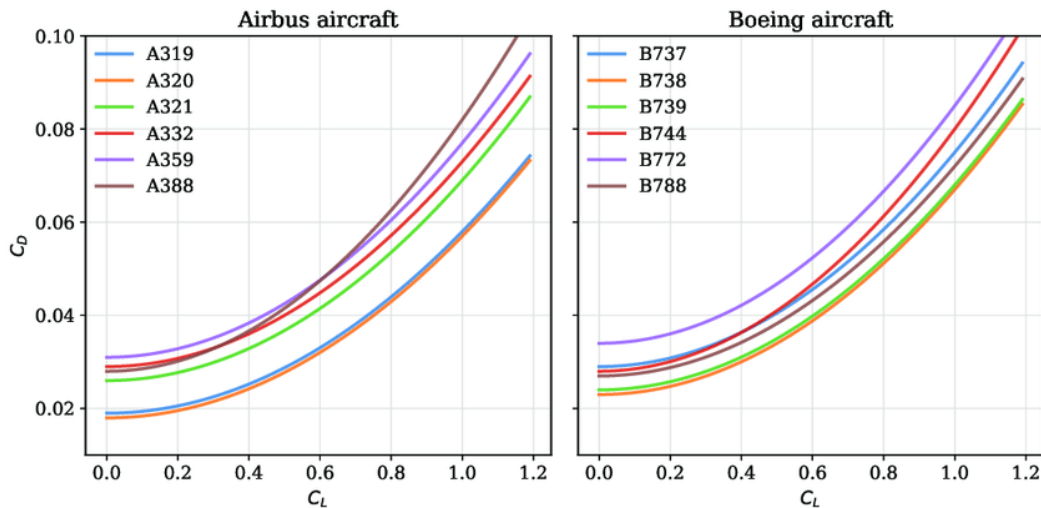
O_z ... odpor zrychlení [N]

m ... hmotnost letounu [kg]

a ... zrychlení [m/s^2]

κ ... součinitel vlivu rotačních částí [-]

Velikost součinitele odporu c_D pro konkrétní letoun lze určit z polár, uvedených na *obr 5.1*. Jednotlivé hodnoty, použité při výpočtech, jsou uvedeny v *tab. 5.1*. Jedná se o součinitele odporu, příslušející nulovému součiniteli vztlaku, který s malou chybou odpovídá právě pohybu letounu po zemi. U Boeingu 737-800 byl použit součinitel odporu $c_D = 0,023$.



Obr. 5.1 Poláry některých dopravních letounů [12]

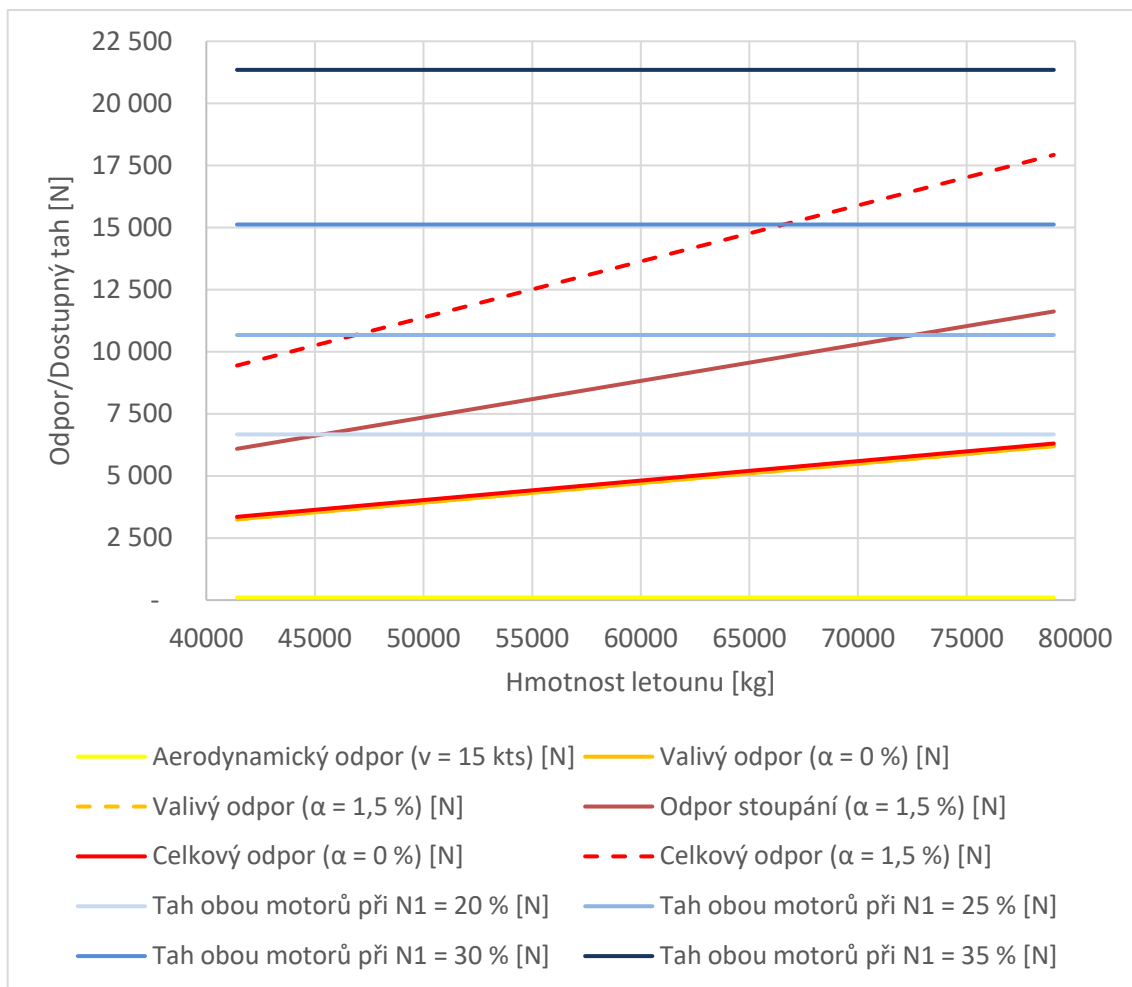
Přesné hodnoty součinitele valivého odporu pneumatik a součinitele vlivu rotačních částí κ pro zvolené dopravní letouny se mi při psaní práce nepodařilo dohledat. Na základě internetových diskusí a článků jsem se rozhodl použít následující hodnoty:

- součinitel valivého odporu: $c_{rr} = 0,008$ [13, 14] (tato hodnota zároveň odpovídá průměrnému součiniteli valivého odporu kamionových pneumatik [25], které se svými charakteristikami nejvíce blíží pneumatikám dopravních letadel)
- součinitel vlivu rotačních částí: $\kappa = 1,01$ [13]

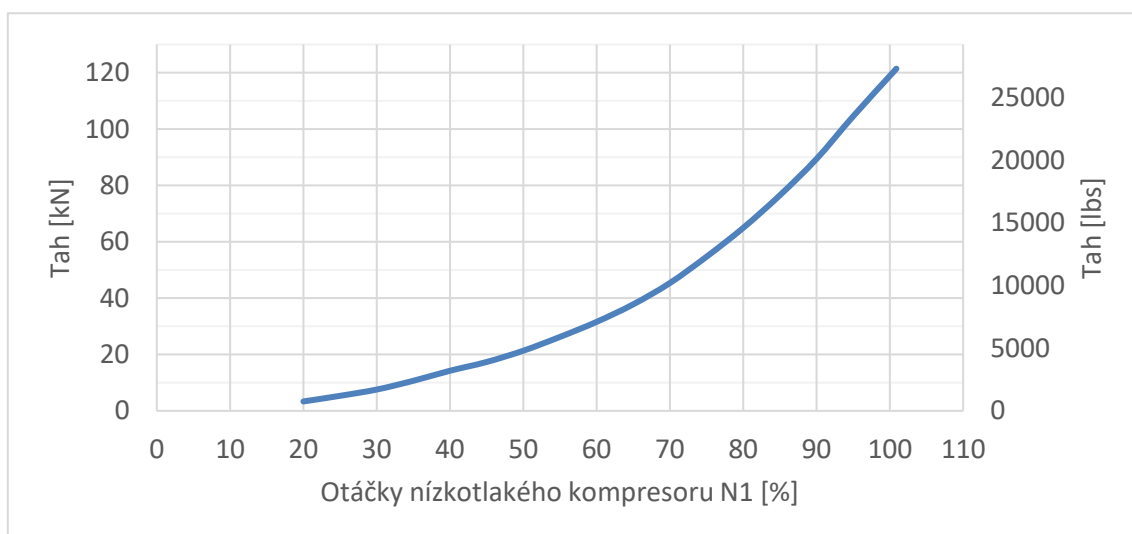
Velikost jednotlivých odporů, působících na letoun, pohybující se za bezvětří ustálenou rychlostí 15 kts (27,78 km/h), v závislosti na jeho hmotnosti, je zobrazena v *grafu 5.1*. Jednotlivé odpory jsou stanoveny pro poježdění po pohybové ploše se sklony 0 % a 1,5 % (maximální sklon pohybových ploch pro letiště kódových písmen C až F [15]).

Z grafu je zřejmé, že aerodynamický odpor tvoří při nízkých rychlostech, kterými se letoun v průběhu poježdění pohybuje, jen malou složku celkového odporu (při rychlosti 15 kts dosahuje hodnoty přibližně 105 N, při 30 kts, tedy maximální rychlosti poježdění [26], asi 418 N). V případě valivého odporu se pak jako zcela zanedbatelný ukázal vliv sklonu pohybové plochy. Sklon 1,5 % odpovídá cca 0,86°, přičemž cosinus tohoto úhlu je 0,9999. Valivý odpor při limitním sklonu pohybové plochy je tak roven 99,99 % valivého odporu na rovině. Totéž již ale neplatí o odporu stoupání. Ten při sklonu plochy 1,5 % dosahuje téměř dvojnásobné hodnoty příslušného valivého odporu.

Graf 5.1 je doplněn také o celkový dostupný tah pohonných jednotek pro různé režimy (otáčky nízkotlakého kompresoru N1 = 20, 25, 30 a 35 %), jehož hodnoty vycházejí z *grafu 5.2*.



Graf 5.1 Jednotlivé odpory působící na letoun B737-800 při poježdění rychlostí 15 kts a dostupný tah motorů (pozn.: valivé odpory jsou téměř totožné s celkovým odporem při $\alpha = 0\%$) [autor na základě 3, 12, 55, 56]



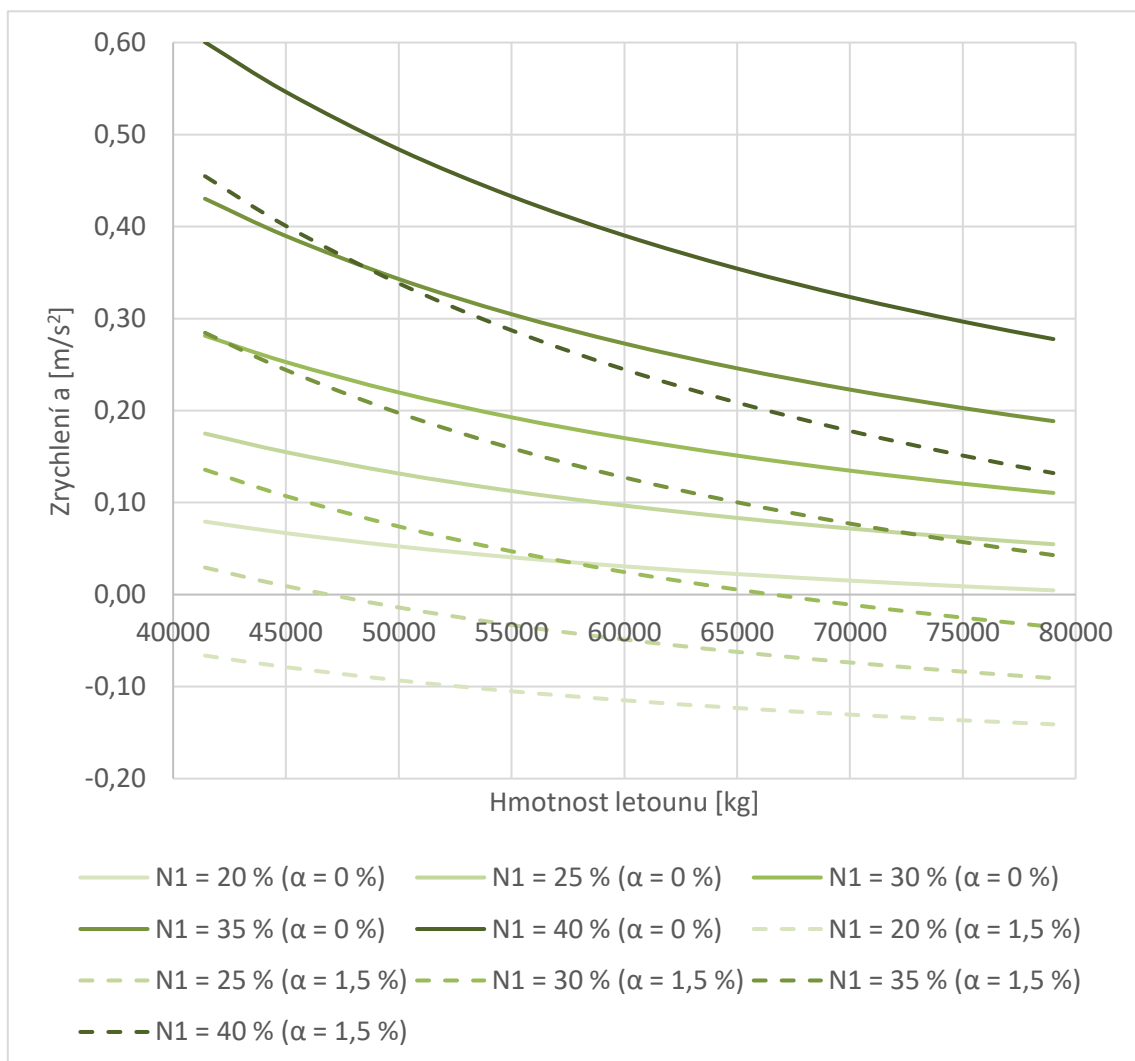
Graf 5.2 Tah motoru CFM56 7B27 v závislosti na otáčkách N1 [autor na základě 56]

Posledním odporem, který na letoun působí, avšak do *grafu 5.1* zahrnut nebyl, je odpor zrychlení. Z dostupného přebytku tahu (který je dán rozdílem tahu pohonných jednotek F_{mot} a celkového odporu při ustálené jízdě O_{ust}) můžeme s pomocí hmotnosti letounu určit zrychlení a :

$$a = \frac{F_{mot} - O_{ust}}{m \cdot \kappa}$$

$$O_{ust} = O_v + D + O_s$$

Konkrétní hodnoty dostupného zrychlení v závislosti na hmotnosti letounu (opět pro rychlost 15 kts a sklony pohybových ploch 0 % a 1,5 %) jsou uvedeny v následujícím grafu:



Graf 5.3 Závislost zrychlení na hmotnosti letounu a použitém tahu motorů (výchozí rychlost $v = 15$ kts) [autor na základě 3, 12, 55, 56]

5.1.2 Potřebný výkon a krouticí moment

Odpory, které na letoun v průběhu pojiždění působí, je potřeba vyrovnat silou, působící v opačném směru. Celkový odpor, značený jako O_{celk} [N], je dán součtem všech dílčích odporových sil:

$$O_{celk} = O_v + D + O_s + O_z$$

Potřebný výkon na kolech podvozku (P_{pk} [W]) lze vypočítat pomocí vztahu:

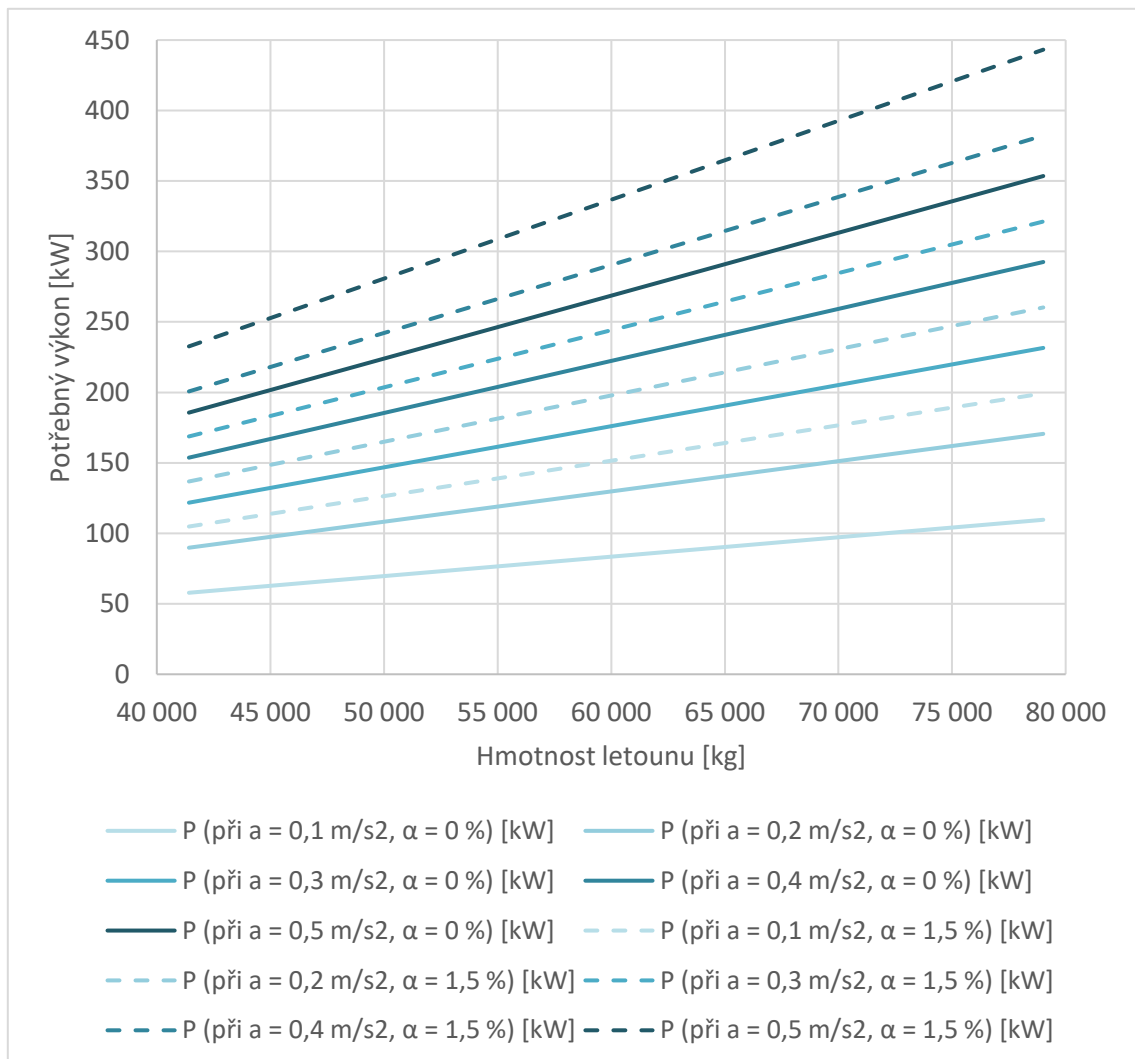
$$P_{pk} = O_{celk} \cdot v$$

Potřebný krouticí moment na kolech podvozku (M_{pk} [Nm]) je dán vztahem:

$$M_{pk} = O_{celk} \cdot r_{kol}$$

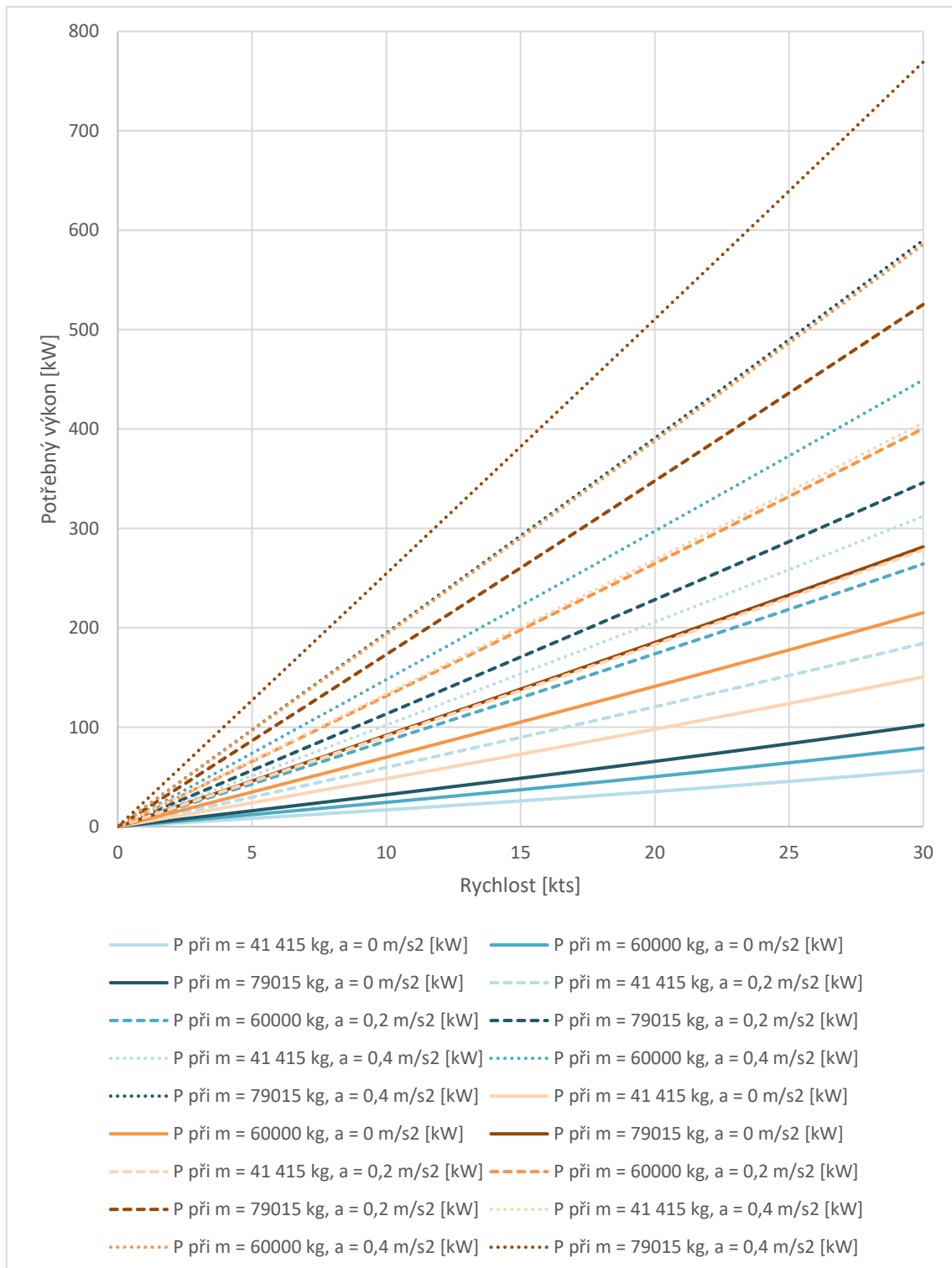
r_{kol} ... poloměr kol podvozku [m]

Při výchozí rychlosti 15 kts dostáváme na základě výše uvedených rovnic následující graf potřebného výkonu na kolech podvozku v závislosti na hmotnosti a požadovaném zrychlení:



Graf 5.4 Potřebný výkon při rychlosti 15 kts [autor na základě 3, 12, 55]

Velikost potřebného výkonu na kolech podvozku v závislosti na rychlosti pro různé kombinace hmotnosti, požadovaného zrychlení a sklonu pohybové plochy 0 % (modře) a 1,5 % (oranžově) je uvedena níže:



Graf 5.5 Potřebný výkon na kolech podvozku v závislosti na rychlosti pro různé kombinace hmotnosti, požadovaného zrychlení a sklonu pohybové plochy (pozn.: 0% sklon modře, 1,5% sklon oranžově) [autor na základě 3, 12, 55]

Z výše uvedených grafů vyplývá, že potřebný výkon roste s rychlostí téměř lineárně, což je způsobeno malým podílem aerodynamického odporu na odporu celkovém (vlivem nízkých rychlostí). Potřebný výkon je tedy závislý především na hmotnosti letounu, požadovaném zrychlení a na sklonu pohybové plochy. Při velkých hodnotách těchto proměnných dochází k obrovskému nárůstu potřebného výkonu. Je proto potřeba najít určitý kompromis, pro který má využití elektrického pojiždění smysl.

5.1.3 Stanovení požadavků na systém ET

Rychlost

Rychlost pojiždění bývá zpravidla omezena na 30 kts. S výjimkou dlouhých rovných úseků však obvykle nepřesahuje 20 kts. [26] Tuto hodnotu proto považuji za dostačující.

Hmotnost letounu

Při určení typické hmotnosti letounu byl zvolen let LKPR – LGRP (trať o délce 2 000 km) při bezvětří. Uvažujeme následující hmotnosti:

OEM = 41 413 kg

Payload = 15 989 kg (což odpovídá 75 % celkové kapacity letounu)

Block fuel = cca 9 350 kg (z toho cca 6 450 kg je plánovaná traťová spotřeba)

Výsledné hmotnosti jsou po zaokrouhlení následující:

RM = 66 750 kg

TOM = 66 550 kg (při 200 kg taxi fuel)

LM = 60 100 kg

Za dostatečnou můžeme při pojiždění na vzlet s rezervou považovat hmotnost letounu 70 t, což odpovídá přibližně 76% využití dostupného užitečného zatížení. Při pojiždění po přistání se pak jako dostatečná jeví hmotnost cca 60 t (59 % dostupného užitečného zatížení).

Požadované zrychlení

Na základě grafu 5.3 a analýzy řady internetových videí z kokpitu dopravních letounů v průběhu pojiždění jsem dospěl k závěru, že by bylo žádoucí, aby i při uvedené hmotnosti 70 t dokázal letoun pomocí navrhovaného systému zrychlit z nulové rychlosti na požadovaných 20 kts do jedné minuty, což odpovídá průměrnému zrychlení $0,17 \text{ m/s}^2$. Například společnosti Safran a Honeywell chtěly se svým systémem EGTS dosáhnout uvedené rychlosti do 90 s, tedy uvažovaly o polovinu delší čas. [8]

Sklon pohybových ploch

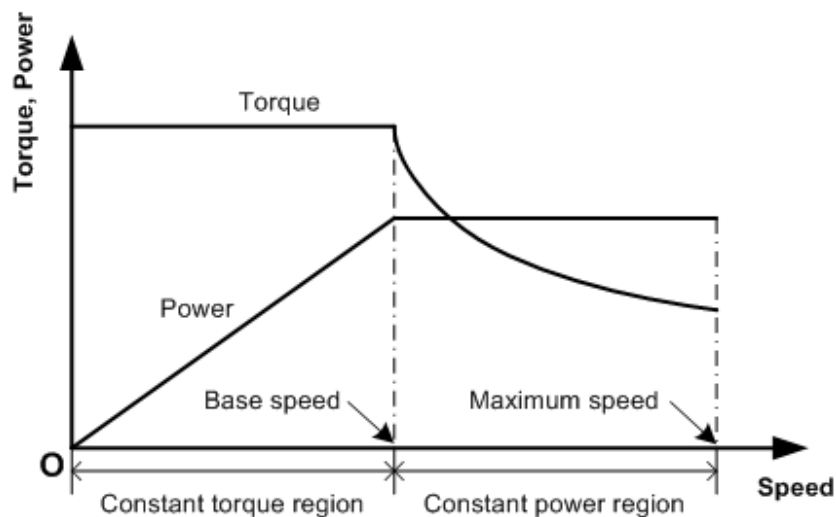
Považuji za vhodné, aby na plochách s nenulovým sklonem dosáhl letoun rychlosti 20 kts v následujících časech:

- pro plochy se sklonem 0,5 % za 70 s (průměrné zrychlení 0,147 m/s²)
- pro plochy se sklonem 1,0 % za 100 s (průměrné zrychlení 0,103 m/s²)
- pro plochy se sklonem 1,5 % za 180 s (průměrné zrychlení 0,572 m/s²)

Pozn.: především u sklonu 1,5 % se zvyšujícím se požadovaným zrychlením prudce roste velikost potřebného výkonu i krouticího momentu, což je s ohledem na malou četnost takovýchto sklonů u skutečných letišť zbytečné.

5.1.4 Výběr vhodné pohonné soustavy

Při výběru vhodných charakteristik elektromotoru jsem vycházel z níže uvedeného grafu, zobrazujícího závislost výkonu a krouticího momentu na otáčkách elektromotoru:

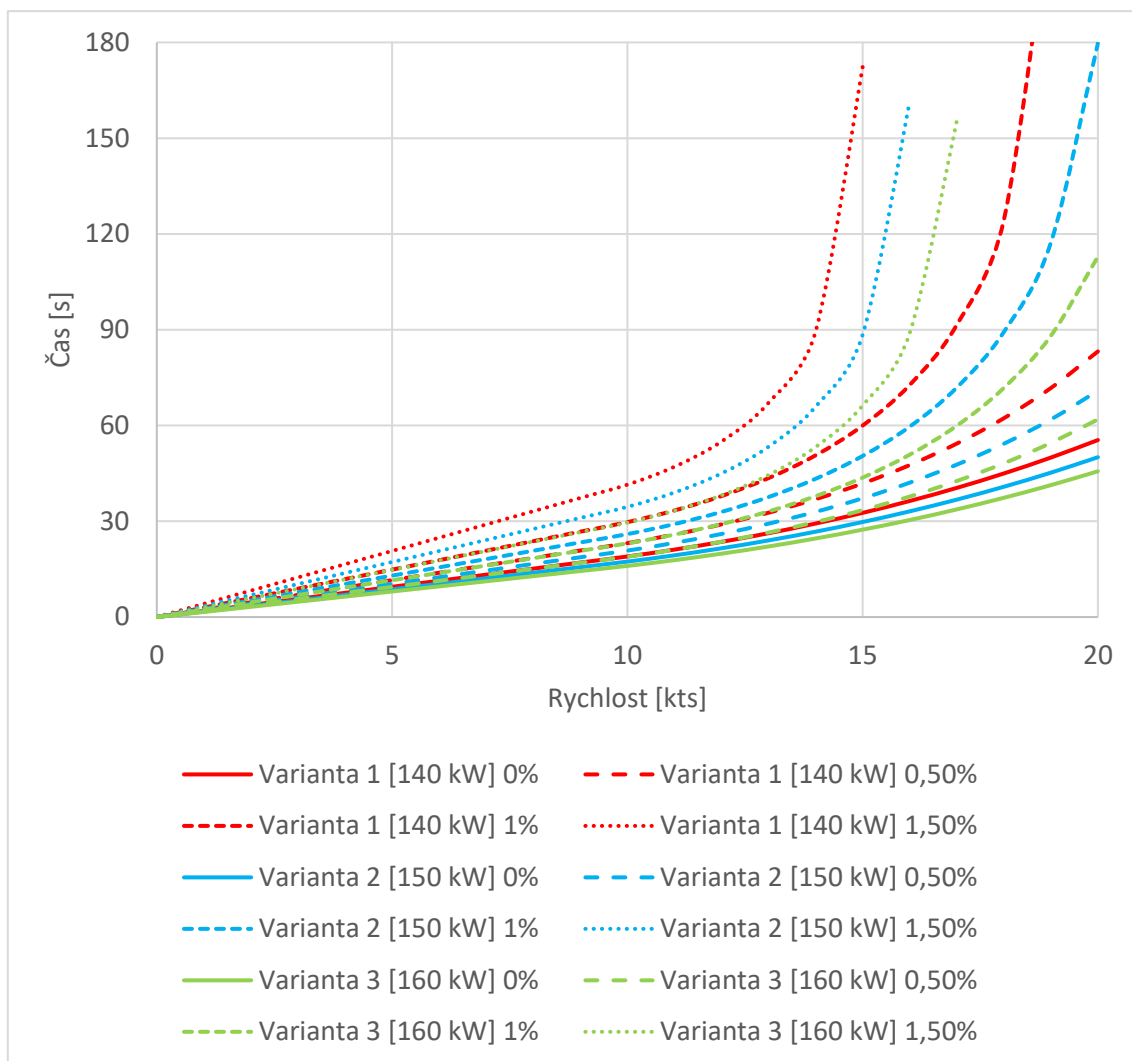


Obr. 5.2 Graf zobrazující závislost výkonu a krouticího momentu elektromotoru na otáčkách [14]

Počáteční úsek s konstantním krouticím momentem umožní téměř neměnné zrychlení při malých rychlostech (jako vhodné považuji rychlosti do cca 10 kts), což je výhodné zejména při manévrování na odbavovací ploše, při projíždění zatáček, křižování RWY apod. Při vyšších rychlostech, kde již není potřeba tak častých a prudkých akcelerací, může velikost dostupného zrychlení postupně klesat (oblast konstantního výkonu).

V programu MS Excel jsem vytvořil model elektromotoru s výše uvedeným průběhem výkonu a krouticího momentu (pro rychlosti 0 až 10 kts oblast s konstantním krouticím momentem, pro rychlosti 10 až 20 kts oblast s konstantním výkonem) a při uvažování 90% účinnosti převodovky jsem pro různé maximální výkony elektromotorů zjišťoval dostupná zrychlení letounu Boeing 737-800 s hmotností 70 t na různých sklonech pohybové plochy. Jako

tři nevhodnější se na základě výše uvedených kritérií jeví soustavy s celkovým výkonem 140, 150 a 160 kW. Časy, potřebné pro dosažení jednotlivých rychlostí, jsou uvedeny v následujícím grafu:



Graf 5.6 Doby potřebné k dosažení jednotlivých rychlostí pro tři zvažované varianty elektromotorů (vždy jsou uvažovány čtyři různé sklonové plochy) [autor na základě 3, 12, 55]

Varianta č. 1 s výkonem 140 kW umožňuje na ploše se sklonem 1 % maximální rychlost 19 kts, na ploše se sklonem 1,5 % pak jen 15 kts. Varianty 2 a 3 sice umožňují pohyb rychlostí 20 kts i na plochách s 1% sklonem, avšak při sklonu 1,5 % není ani jejich výkon dostatečně velký, aby letoun dosáhl maximální požadované rychlosti (ke splnění tohoto požadavku by byl potřeba celkový výkon přes 180 kW).

Z výše uvedených důvodů považuji za nevhodnější zvolit pohonnou soustavu s celkovým výkonem 150 kW (při 90% účinnosti převodového ústrojí), která umožní přijatelnou akceleraci a maximální rychlosti (stanovené v kapitole 5.1.3 Stanovení požadavků na systém ET, s výjimkou posledního bodu, jelikož na plochách s limitním sklonem 1,5 % bude letoun schopen vyvinout maximální rychlost pouze přibližně 15 kts) při současně ne příliš vysoké

spotřebě energie a nárůstu hmotnosti draku letounu. Při využití dvou elektromotorů je požadovaný maximální výkon každého z nich roven 75 kW.

Požadovaný celkový krouticí moment elektromotorů je závislý na převodovém poměru mezi elektromotory a koly podvozku a na poloměru samotných pneumatik. Pro pohon kol předového, respektive hlavního podvozku je požadovaný celkový maximální krouticí moment (všech elektromotorů dohromady) pro různé převodové poměry (při 90% účinnosti převodovky) následující:

Převodový poměr	Pohon předového podvozku (poloměr kol 0,6858 m)		Pohon hlavního podvozku (poloměr kol 1,1303 m)	
	Maximální krouticí moment [Nm]	Otáčky při rychlosti 20 kts [ot/min]	Maximální krouticí moment [Nm]	Otáčky při rychlosti 20 kts [ot/min]
1:1	10 000	287	16 476	174
5:1	2 000	1 433	3 295	869
10:1	1 000	2 865	1 648	1 739
15:1	665	4 298	1 098	2 608
20:1	500	5 730	824	3 477
25:1	400	7 163	330	4 346

Tab. 5.2 Požadovaný celkový krouticí moment elektromotorů při různých převodových poměrech (uvažovaná účinnost převodovky je 90 %) [autor na základě 3]

Kombinaci konkrétního elektromotoru a převodového poměru je nutné zvolit na základě výrobních a technologických možností v kombinaci s řadou dalších faktorů, jako je například dostupný prostor v kolech podvozku.

5.1.5 Požadované výkony elektromotorů pro zvolené letouny

Výše uvedené výpočty byly aplikovány také na ostatní letouny, jež byly představeny v úvodu této kapitoly. Hodnoty koeficientů c_{rr} a κ byly zachovány ($c_{rr} = 0,008$, $\kappa = 1,01$), stejně tak požadavky uvedené v kapitole 5.1.3 Stanovení požadavků na systém ET s tím rozdílem, že procentuální využití dostupného užitečného zatížení bylo zaokrouhлено na 75 % a požadavky pro zrychlení upraveny následovně:

- pro plochy se sklonem 0 % dosažitelnost rychlosti 20 kts do 60 s
- pro plochy se sklonem 0,5 % dosažitelnost rychlosti 20 kts do 70 s
- pro plochy se sklonem 1,0 % dosažitelnost rychlosti 20 kts, přičemž rychlost 15 kts musí být dosažitelná do 60 s

- pro plochy se sklonem 1,5 % dosažitelnost rychlosti 15 kts do 120 s

Na základě výše uvedených kritérií se jako nejvhodnější jeví následující celkové výkony elektromotorů (při 90% účinnosti převodovky):

- pro letouny Boeing 737-800 a Airbus 320 výkon 150 kW (MTOM 79 016, resp. 78 000 kg)
- pro letoun Boeing 787-9 výkon 480 kW (MTOM 254 692 kg)
- pro letoun Airbus 350-1000 výkon 600 kW (MTOM 319 000 kg)

Podrobné tabulky, zobrazující pro kombinace čtyř rychlostí (5, 10, 15 a 20 kts), tří hmotnostních konfigurací (MLM, 75 % useful load a MTOM) a čtyř sklonů pohybové plochy (0, 0,5, 1 a 1,5 %) potřebné výkony a doby, během kterých bude zmíněných rychlostí dosaženo, jsou součástí *Příloh*.

5.2 Kombinovatelnost ET se současnými a budoucími letouny

Tato podkapitola se zabývá zhodnocením, zda je vůbec reálné vygenerovat na palubě letounu dostatečné množství energie, potřebné pro navržené systémy ET, přičemž je uvažováno hned několik možností.

5.2.1 APU

Nejjednodušším způsobem by bylo použít pomocnou zdrojovou jednotku APU. Základní údaje APU zvolených letounů jsou uvedeny v *tab. 5.3*. Je potřeba zdůraznit, že s výjimkou Boeingu 787 využívají všechny letouny také pneumatickou energii. Ta je vedle motorů dodávána i pomocí APU, a právě z tohoto důvodu je zdánlivý výkon elektrických generátorů v porovnání s dostupným výkonem na výstupním hřídeli tak malý.

Letoun	Zdánlivý výkon generátorů [kVA]	Výkon na výstupním hřídeli [kW]	Suchá hmotnost APU [kg]	Přibližná spotřeba paliva [kg/h]	Požadovaný výkon systému ET [kW]
B737-800	90	447	145	110	150
A320	90	447	145	126	150
B787-9	2 × 225	820	245	227	480
A350-1000	150	1 268	335	340*	600

*Tab. 5.3 Porovnání výkonů APU s požadovaným výkonem systému ET (*pouze odhad na základě měrné spotřeby srovnatelných APU) [autor na základě 16, 17, 57]*

Z tabulky vyplývá, že ačkoli žádné z uvedených APU není schopné dodat potřebné množství elektrické energie, při přepracování palubních systémů by toto vzhledem k dostupnému výkonu na výstupním hřídeli APU neměl být problém. Otázkou ovšem zůstává, jaké množství výkonu

je potřeba k pohonu všech soustav, které musí být v průběhu pojiždění aktivní a kolik energie by zbývalo na pohon ET. Při psaní práce se mi bohužel nepodařilo dohledat žádné konkrétní hodnoty, avšak lze předpokládat, že vzhledem k tomu, že elektrické sítě včetně samotného APU byly dimenzovány na současnou architekturu palubních soustav (bez systému ET), nebudou schopny dodávat požadovaný příkon. Za účelem využití ET s výše uvedenými charakteristikami ve stávajících letounech by proto bylo nutné upravit jejich elektrickou síť. V případě, že by měly být systémy ET vybaveny budoucí letouny, je vhodné je s ohledem na tuto skutečnost navrhovat již od samotného začátku. V úvahu připadá více možností:

Naddimenzované APU

APU, potažmo celá elektrická soustava by byly naddimenzovány takovým způsobem, aby dokázaly dodávat potřebné množství elektrické energie jak pro všechny palubní systémy, tak pro elektromotory v kolech podvozku, a to včetně zrychlení ve stoupáních apod.

Elektrický systém doplněný o „úschovnu“ energie

Z tabulek v *Přílohách* vyplývá, že navrhovaný maximální výkon elektromotorů je mnohem vyšší než výkon potřebný pro ustálený pohyb letounu. Elektrická soustava, která by byla dimenzována na nepřetržitou dodávku špičkového příkonu elektromotorům, by tedy byla zbytečně objemná a těžká a její potenciál by zůstal po většinu času nevyužitý. Jako vhodnější se jeví použití superkondenzátorů či baterií, případně jejich kombinace. Toto řešení by umožnilo vykrytí špičky v požadovaném příkonu, zatímco při ustáleném pohybu by dostačovala energie trvale dodávaná jednotkou APU.

5.2.2 Jiné možnosti napájení systému ET

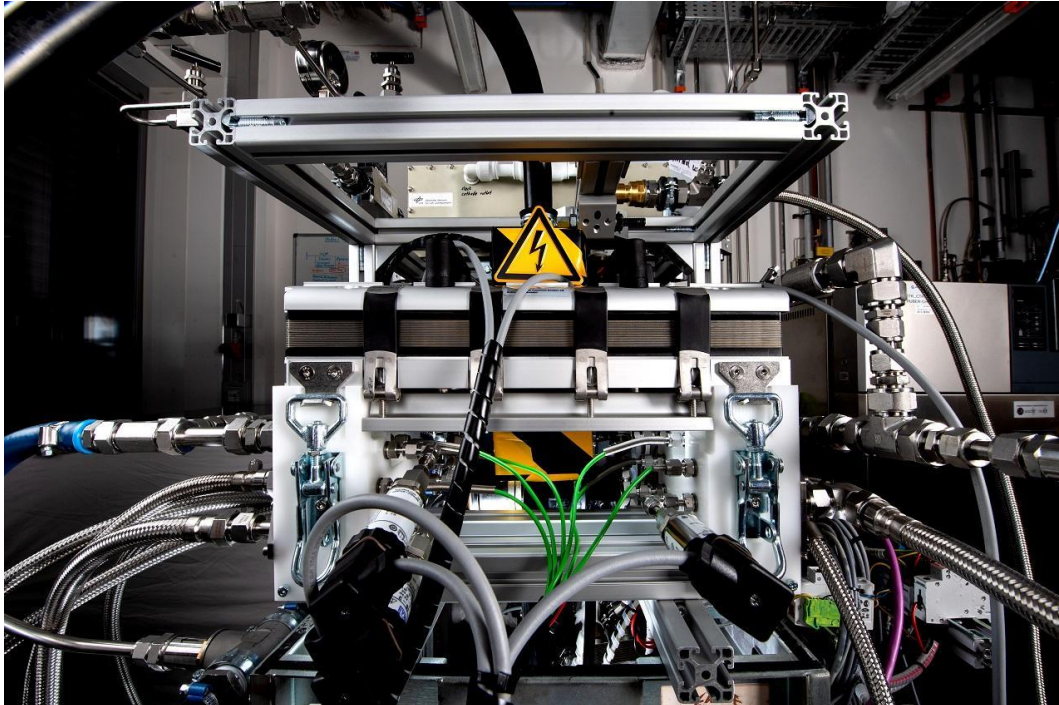
Nabízejí se také další možnosti napájení systému ET. Některé z nich jsou detailněji rozebrány níže, a to včetně jejich výhod a nevýhod.

5.2.2.1 Palivové články

Palivové články jsou elektrochemická zařízení, která převádějí chemickou energii paliva a okysličovadla (nejčastěji kombinace vodíku a kyslíku) přímo na energii elektrickou. Od baterií se liší potřebou nepřetržité dodávky paliva a neomezenou kapacitou (není-li dodávka paliva nebo okysličovadla přerušena). Výhodou je přímá přeměna chemické energie na elektrickou bez ztrátových mezistupňů a s tím související vysoká účinnost (přes 60 %). Další výhodou jsou rovněž velmi nízké, až nulové emise škodlivých plynů (v případě vodíkových palivových článků je jedinou odpadní látkou voda) a nízká úroveň hluku. [58, 59]

Vznik prvního palivového článku můžeme datovat do roku 1838. Vzhledem k malému výkonu se však nedočkal většího rozšíření. S prvním skutečně použitelným vodíkovo-kyslíkovým článkem přišel v roce 1932 Francis Thomas Bacon. Jeho produkty byly posléze hojně využívány v amerických vesmírných programech, včetně letu Apollo 11. V dnešní době se

s palivovými články můžeme setkat nejen v kosmonautice, ale například také v kritické infrastruktuře, nebo v pozemních dopravních prostředcích. Na implementaci do letectví pracuje řada společností a organizací, včetně již zmiňovaného DLR a společného podniku Aerostack (za nímž stojí Airbus, Elring Klinger a řada dalších, menších firem). [59]



Obr. 5.3 Vodíkový palivový článek v laboratoři DLR [43]

Nedostatky palivových článků

Navzdory výše uvedeným výhodám mají palivové články i řadu neduhů. Jejich specifický výkon se v dnešní době pohybuje okolo 1,5 kW/kg. [58] APU současných dopravních letounů mají specifický výkon v průměru 3 kW/kg, tedy dvojnásobný. [16] Dalším problematickým aspektem je skladování paliva. Vodík má sice oproti leteckému petroleji bezmála trojnásobnou energetickou hustotu (33 kWh/kg, zatímco Jet A-1 necelých 12 kWh/kg), ale kvůli nízké hustotě je potřeba jej skladovat stlačený v tlakových lahvích, jejichž hmotnost nelze zanedbat. Nádrž na 4 až 6 kg vodíku váží asi 100 kg. [60] Otázkou zůstává i bezpečnost celého systému.

S palivem, konkrétně vodíkem, souvisí i další problém, a sice jeho výroba. Vodík je nejčastěji získáván přímou přeměnou fosilních paliv tzv. parním reformingem zemního plynu. Účinnost procesu je asi 80 %, avšak vedlejším produktem je CO₂, a to ve značném množství – 5,5 kg na každý 1 kg vyprodukovaného vodíku. Další možností je získávání vodíku z obnovitelných zdrojů, např. biomasy. Na výrobu 1 kg vodíku je při tomto procesu potřeba 9 l vody a 60 kW elektrické energie. Celková účinnost přeměny se pohybuje okolo 55 až 60 %. V některých průmyslových podnicích vodík vzniká také jako vedlejší produkt tamních výrobních procesů. Opomenout nesmíme ani plnění vodíku do tlakových lahví, které je energeticky značně náročné (účinnost okolo 50 %). [58, 61]

Srovnání palivového článku a APU

Účinnost APU je na zemi asi 20 %, za letu okolo 40 %. Účinnost rafinace ropy na fosilní paliva je cca 80 až 85 %. Palivové články tak v případě ekologické výroby vodíku dosahují srovnatelné celkové účinnosti (asi 17 % od výroby paliva až po výstupní výkon) jako APU. V případě převládající výroby vodíku z fosilních paliv je celková účinnost zhruba o polovinu vyšší než u APU, jenže z hlediska ochrany životního prostředí je skutečný přínos značně diskutabilní. [16, 58, 61]

Co se hmotnosti týče, jednoznačně vede APU. Na výrobu 100 kWh elektrické energie při požadovaném špičkovém výkonu 150 kW je potřeba asi 5 kg vodíku (při energetické hustotě 33 kWh/kg a účinnosti palivového článku 60 %), nádrž o hmotnosti 100 kg a palivový článek, vážící též asi 100 kg (při specifickém výkonu 1,5 kW/kg). Celková hmotnost systému se bude pohybovat okolo 200 kg. V případě APU pak při pozemní účinnosti 20 % a energetické hustotě paliva 12 kWh/kg potřebujeme asi 41,5 kg paliva a APU s hmotností cca 50 kg (při specifickém výkonu 3 kW/kg). Celková hmotnost systému nepřesáhne 100 kg a po spotřebování paliva klesne zhruba na polovinu (zatímco v případě palivového článku zůstane téměř nezměněná, jelikož palivo tvoří jen 2,5 % celkové hmotnosti systému). Značnou zátěž by nepochybně znamenala též potřeba pravidelně doplnit zásoby vodíku na palubě. [16, 58, 60, 61]

Na základě výše uvedených informací a výpočtů považuji za nepravděpodobné, že by se palivové články v dohledné době dočkaly v leteckém průmyslu většího využití. V budoucnu jejich rozšíření považuji za reálné, a to především díky značnému úsilí, které je jejich výzkumu již řadu let věnováno.

5.2.2.2 Externí napájení letounu

Další teoretickou možností, jak letoun včetně ET v průběhu poježdění napájet, je využití trakčního vedení. Při tomto způsobu napájení by zcela odpadla potřeba pomocné zdrojové jednotky APU na palubách letadel, což by vedle nižší hmotnosti prázdného letounu (a tedy nižší spotřeby paliva za letu) umožnilo také značné snížení emisí, zvláště v případě výroby elektrické energie z obnovitelných zdrojů.

Z hlediska překážkových rovin a technické realizovatelnosti se jako jediné vhodné řešení jeví použití napájecích kolejnic. Ty ale, na rozdíl od trolejového vedení, standardně používají stejnosměrný proud, díky čemuž dosahují nižší účinnosti (vlivem vyššího proudu dochází k většímu zahřívání elektrického vedení). Dalším problémem je bezpečnost. Napájecí kolejnice je totiž potřeba zabezpečit proti přístupu osob a zvířat, pro něž by mohl mít kontakt s vysokým napětím fatální následky. Rovněž by bylo potřeba odizolovat všechny prostředky, pohybující se po pohybových plochách, ať už se jedná o letadla, nebo pozemní mobilní prostředky. Jako řešení se nabízí umístění rozvodného systému do „drážky“ pod úrovní vozovky. V tomto případě však vyvstává otázka, zda by z technického hlediska bylo možné zajistit nepřetržitý kontakt sběrače s kolejnicí. Opomenout nesmíme ani náchylnost kolejnic na některé povětrnostní vlivy, zejména sníh a námrazu (v případě kolejnic s vrchním odběrem) nebo zaplavení vodou (všechny typy kolejnic). [62, 63]

Za předpokladu, že bychom chtěli APU na palubách letadel zcela nahradit externím napájením z trakčního vedení, musela by být rozvodná síť vybudována na všech letištích určených pro provoz takových letounů. Tyto úpravy by byly nepochybně velmi složité a finančně náročné. Otázkou navíc zůstávají nouzové a nestandardní situace. Rozvodná síť by musela být zálohovaná, jelikož v případě výpadku některé z kolejnic by se takovýto úsek provozní plochy mohl snadno stát nepoužitelným. Daleko větší problém ale vyvstává na palubách letadel, kde je jednou z nejdůležitějších funkcí pomocné zdrojové jednotky APU dodávka elektrické a pneumatické energie v případě potřeby (například vysazení pohonné jednotky) také za letu. Úplné odstranění APU bez jeho nahrazení jinou formou zálohy určitě nepřipadá v úvahu.

5.2.3 Shrnutí

Za nejlepší řešení, jak systém ET napájet, považuji použití jednotek APU, které by v případě potřeby mohly být doplněny o superkondenzátory či baterie (pro vykrytí špičkových odběrů při prudkých akceleracích apod.). Věřím, že by v budoucnu mohlo dojít k nahrazení klasických APU palivovými články, nicméně je potřeba nejdříve vyřešit problémy uvedené v závěru kapitoly 5.2.2.1 *Palivové články*, tedy v první řadě bezpečnost, nízký specifický výkon palivových článků a vysokou hmotnost tlakových lahví. Navíc by vodík musel být získáván ekologickou cestou, která dnes tvoří asi jen 4 % celosvětové produkce. [61] Použití externího napájení v průběhu pojiždění (ať už pomocí trakčních kolejnic, nebo třeba mobilních GPU) by nejspíš bylo z technologického hlediska realizovatelné, avšak na palubě letounu by i nadále bylo potřeba zajistit určitý zdroj energie pro případ nouzových situací za letu. Zde se jako nejvhodnější a nejjednodušší řešení jeví použití APU, a to díky jeho relativně vysokému specifickému výkonu, jakož i energetické hustotě paliva. Hmotnost celé soustavy je tak nižší a za letu navíc nadále značně klesá (na rozdíl od palivových článků a baterií).

5.3 Výpočet potenciálních úspor paliva a emisí výfukových plynů

V této podkapitole budou vyčísleny možné přínosy systému elektrického pojiždění. Uvažovány jsou tři oblasti, a sice vliv na spotřebu paliva, vliv na vyprodukované emise výfukových plynů a vliv na údržbové náklady. Výpočty vycházejí z dostupných informací k jednotlivým letounům a z ICAO databáze [29]. Časy pojiždění z dat Eurocontrolu [30].

Při fázích taxi-out i taxi-in jsem uvažoval tři různé scénáře:

- a) konvenční pojiždění pomocí dvou motorů, APU vypnuto (TET)
- b) pojiždění na jeden motor, APU spuštěno (SET)
- c) pojiždění pomocí elektromotorů napájených stávajícími APU (ET)

Pozn.: na ohřátí, respektive ochlazení motorů je uvažován interval 3 minuty, na ohřátí/dochlazení APU 1 minuta. [1, 7] V případě Airbusu 320 počítám při SET taxi-in s vypnutým APU. [39] V případě Airbusu 350-1000 je spotřeba APU (340 kg/h) pouze odhadovanou hodnotou, která byla odvozena na základě měrné spotřeby APU podobných letounů (skutečná data nejsou v době psaní této práce veřejně dostupná).

Použitá zjednodušení: spotřeba APU a motorů před zahájením, respektive po skončení poježdění je zanedbána. Samotné spouštění motorů i APU je uvažováno v jeden časový okamžik.

5.3.1 Palivo

V následující tabulce jsou uvedeny celkové spotřeby paliva jednotlivých letounů při fázích taxi-out i taxi-in pro výše zmíněné tři scénáře:

		Boeing 737-800	Airbus 320	Boeing 787-9	Airbus 350-1000
Taxi-out (9,35 min)	Spotřeba paliva při TET [kg]	123,48	124,60	233,12	313,95
	Spotřeba paliva při SET [kg]	113,00	115,86	215,70	294,69
	Spotřeba paliva při ET [kg]	53,08	55,40	102,59	142,36
Taxi-in (4,63 min)	Spotřeba paliva při TET [kg]	61,11	61,67	115,37	155,38
	Spotřeba paliva při SET [kg]	55,18	50,81*	105,02	142,93
	Spotřeba paliva při ET [kg]	44,42	45,48	84,71	115,59

Tab. 5.4 Spotřeba jednotlivých letounů pro fáze taxi-out a taxi-in při třech různých scénářích poježdění (*APU je při SET poježdění vypnuto) [autor na základě 16, 17, 29]

Výraznější pokles spotřeby vidíme při fázi taxi-out (v případě SET snížení v průměru o 22 %, v případě ET dokonce o 56 %). Při fázi taxi-in je potřebné množství paliva zredukováno přibližně o 9 % (v případě A320 o 18 %) pro SET, respektive 26 % pro ET. Tento rozdíl je způsoben časem potřebným na ohřátí/ochlazení pohonných jednotek, přesněji jeho poměrem k celkové době poježdění.

V absolutních číslech se množství ušetřeného paliva pohybuje v závislosti na letounu od několika desítek až po stovky kilogramů na jediném letu, přičemž ET ušetří dva až třikrát více paliva než SET. V březnu roku 2023 se průměrná cena za 1 kg paliva JET A-1 pohybovala okolo 0,89 USD. [64] Během jediného letu by provozovatel mohl teoreticky ušetřit od 30 USD (v případě úzkotrupého letounu a použití SET) až po 190 USD (v případě A350 a použití ET), pokud by byl zmíněný způsob poježdění praktikován při poježdění před i po letu.

5.3.2 Vliv na emise

Se sníženou spotřebou paliva úzce souvisí také snížení emisí výfukových plynů. Konkrétní hodnoty pro letoun Boeing 737-800 jsou uvedeny v tab. 5.5. Tabulky všech uvažovaných letounů jsou součástí Příloh. Při výpočtech byly použity následující zdroje: [29, 17, 57].

		Boeing 737-800					
		Spotřeba motory [kg]	Spotřeba APU [kg]	Spotřeba celkem [kg]	Emise CO [kg]	Emise HC [kg]	Emise NO _x [kg]
Taxi-out (9,35 min)	Pojíždění s oběma motory (TET)	123,48	0,00	123,48	3,63	0,19	0,54
	Pojíždění s jedním motorem (SET)	81,54	13,48	95,02	2,44	0,13	0,46
	Pojíždění pomocí elektromotorů (ET)	39,60	13,48	53,08	1,20	0,06	0,28
Taxi-in (4,63 min)	Pojíždění s oběma motory (TET)	61,11	0,00	61,11	1,80	0,09	0,27
	Pojíždění s jedním motorem (SET)	50,36	4,82	55,18	1,49	0,08	0,26
	Pojíždění pomocí elektromotorů (ET)	39,60	4,82	44,42	1,18	0,06	0,21

Tab. 5.5 Spotřeba paliva a množství vyprodukovaných emisí letounu Boeing 737-800 pro fáze taxi-out a taxi-in při třech různých scénářích pojiždění [autor na základě 16, 17, 29]

Pro lepší přehlednost jsou v následující tabulce uvedeny ještě průměrné procentuální hodnoty možného snížení emisí za použití SET a ET všech uvažovaných letounů:

		Celková spotřeba	Emise CO	Emise HC	Emise NO _x
Taxi-out (9,35 min)	Redukce SET vs. TET [%]	22	32	31	12
	Redukce ET vs. TET [%]	56	66	65	46
Taxi-in (4,63 min)	Redukce SET vs. TET [%]	11 (9*)	17	16	6
	Redukce ET vs. TET [%]	26	34	33	20
Celkem za let	Redukce SET vs. TET [%]	18	27	26	10
	Redukce ET vs. TET [%]	46	56	54	38

Tab. 5.6 Průměrné snížení spotřeby paliva a vyprodukovaných emisí všech uvažovaných letounů (*zanedbáme-li Airbus 320) [autor na základě 16, 17, 29]

Při jediném letu by s pomocí SET bylo možné snížit emise škodlivých plynů v průměru o 27 % (CO), 26 % (HC) a 10 % (NO_x), respektive až o 56 % (CO), 54 % (HC) a 38 % (NO_x) v případě použití ET, poháněného jednotkou APU. Redukce škodlivých emisí by měla pozitivní vliv na životní prostředí zejména v okolí velkých letišť.

5.3.3 Údržbové náklady

Vedle dříve uvedeného snížení nákladů na palivo s sebou oba uvažované scénáře přinášejí také nižší údržbové náklady na pohonné jednotky, díky jejich delší životnosti. Při každém letu běží v případě TET na zemi každý z motorů v průměru téměř 14 minut (9,35 minut před a 4,63 minuty po letu). Při použití SET před i po letu může být běh jednoho z motorů zkrácen přibližně na pouhých 6 minut. V případě ET zmíněných 6 minut platí pro obě pohonné jednotky. Sečteme-li doby provozu obou motorů, pak SET umožňuje redukci o 29 %, zatímco ET dokonce o téměř 60 %.

V případě, že by letoun provedl dva lety za den, potom použití SET znamená snížení opotřebení každého z motorů o 8 minut, v případě ET o 16 minut. V průběhu jednoho týdne se tedy jedná o bezmála jednu, respektive dvě hodiny, o které se zkrátí provoz každé z pohonných jednotek. Při současných cenách moderních vysoce výkonných lopatkových motorů a jejich komponent by tuto skutečnost provozovatelé nepochybně velmi ocenili.

5.4 Problém se zvýšenou spotřebou za letu

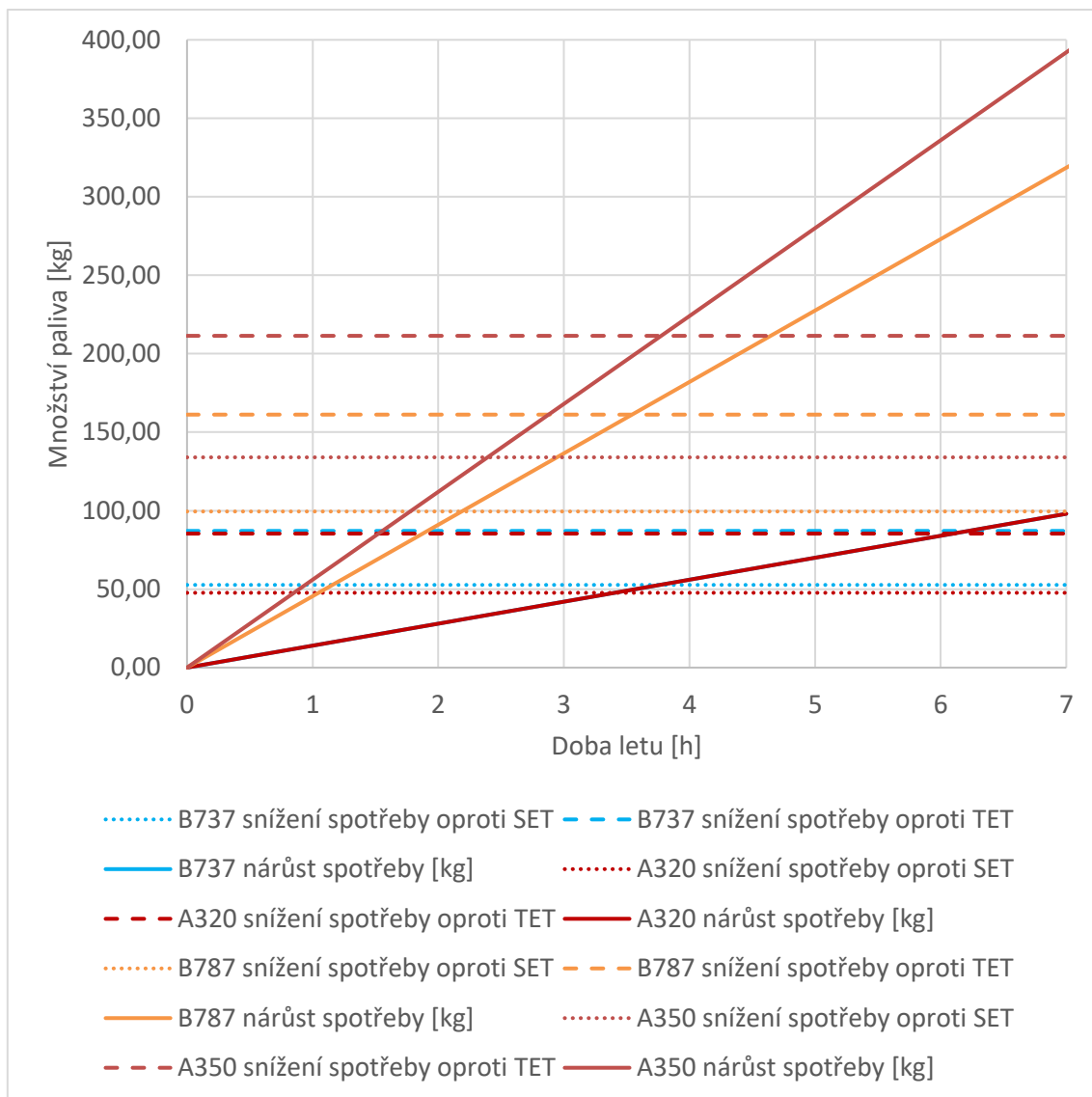
Výše jmenované výhody by byly značně přínosné. Otázkou však zůstává, jestli zvýšená hmotnost prázdného letounu nezpůsobí, že letoun v průběhu letu spálí daleko víc paliva a vyprodukuje mnohem více emisí než při klasickém pojiždění pomocí pohonných jednotek, zvláště při metodě SET.

V současné době se specifický výkon elektromotorů pohybuje mezi 1 a 2 kW/kg. Elektromotory vyvíjené pro letecký průmysl dosahují vyšších hodnot – až okolo 8 kW/kg. [65] Minimální hmotnost uvažovaných elektropohonů by byla přibližně následující:

- pro letouny Boeing 737-800 a Airbus 320 celková hmotnost elektromotorů cca 20 kg
- pro letoun Boeing 787-9 hmotnost cca 65 kg
- pro letoun Airbus 350-1000 hmotnost cca 80 kg

Určení hmotnosti příslušných převodovek a kabeláže přesahuje rozsah této práce, nicméně alespoň orientačně lze vycházet z podobných systémů, představených v kapitole 3.3.2 *On-board ETS*. Hmotnost ETS pro úzkotrupé letouny dosahuje až 400 kg. [8] Na základě poměrů maximálních vzletových hmotností a potřebných výkonů mezi mnou uvažovanými úzkotrupými a širokotrupými letouny jsem hmotnosti ETS pro širokotrupé letouny odhadl na 1 300 kg pro Boeing 787-9, respektive 1 600 kg pro Airbus 350-1000.

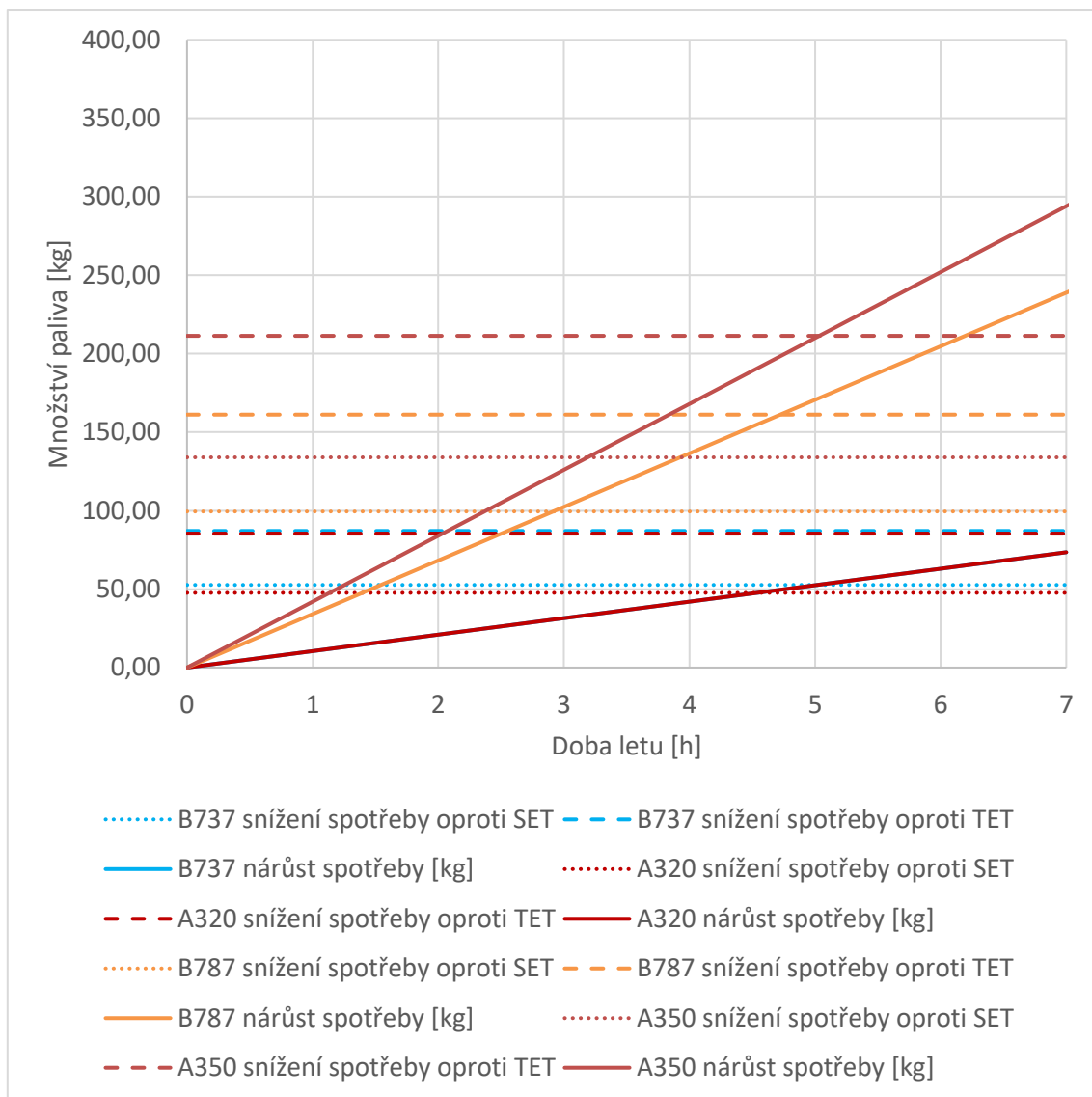
Zvýšenou spotřebu paliva přibližně určíme jako 3,5 % hmotnosti dodatečného nákladu na každou hodinu letu (v případě nákladu o hmotnosti 1 t a době letu 3 h tak spotřeba vzroste zhruba o 105 kg paliva). [66, 67] V následujícím grafu je pro všechny čtyři letouny zobrazen nárůst spotřeby při použití ET v závislosti na době letu a pro srovnání také množství paliva, které se použitím ET ušetří oproti konvenčnímu pojiždění (TET), respektive oproti pojiždění na jeden motor (SET). Zmíněné metody pojiždění jsou uvažovány před i po letu, a sice podle scénářů, uvedených na začátku kapitoly 5.3 *Výpočet potenciálních úspor paliva a emisí výfukových plynů*.



Graf 5.7 Porovnání množství ušetřeného paliva při pojiždění se zvýšenou spotřebou v průběhu letu (při hmotnostech systému ET dle úvodu této kapitoly). Pozn.: nárůst spotřeby pro letouny B737 a A320 je téměř totožný [autor na základě 29, 66]

Z grafu vyplývá, že použití navrhovaného systému ET má smysl pouze při letech kratších než cca 6 h (v případě úzkotrupých letounů), respektive kratších než 3,5 až 4 h (v případě širokotrupých letounů). Pokud by bylo před i po letu použito pojiždění na jeden motor (SET), pak má ET smysl pouze u letů do 3,5 až 4 h pro úzkotrupé, respektive 2 až 2,5 h pro širokotrupé letouny. Při delších letech již hmotnost systému ET, který letoun po celou dobu veze s sebou, přináší neúměrné zvýšení spotřeby, a proto se jeho použití nevyplatí.

Ukázalo se, že hmotnost systému má na výsledky značný vliv. Z toho důvodu jsem v grafu 5.8 uvedl nárůst spotřeby paliva v případě, že by hmotnost systému byla u každého z letounů o 25 % nižší než v předchozích výpočtech, tedy pro letouny B737 a A320 shodně 300 kg, pro B787 hmotnost 975 kg a pro A350 hmotnost 1 200 kg.



Graf 5.8 Porovnání množství ušetřeného paliva při pojiždění se zvýšenou spotřebou v průběhu letu (při hmotnostech systému ET snížených o 25 %). Pozn.: nárůst spotřeby pro letouny B737 a A320 je téměř totožný [autor na základě 29, 66]

Výše uvedený graf již zobrazuje mnohem přijatelnější hodnoty, a sice že pro úzkotrupé letouny by se použití ET oproti TET vyplatilo vždy (oproti SET pouze u letů kratších než 4,5 až 5 h). U širokotrupých letounů by použití ET mělo oproti TET smysl u letů kratších než 4,5 až 5 h a oproti SET pak u letů kratších 2,5 až 3 h.

Je zřejmé, že pro širokotrupé letouny nemá použití ET, vzhledem k průměrné době letu a potřebnému výkonu, potažmo hmotnosti celého systému, smysl.

V případě úzkotrupých letounů je situace poněkud jiná. Zejména při letech na krátké vzdálenosti, kdy je rozdíl mezi nárůstem spotřeby a množstvím ušetřeného paliva největší (ve prospěch ET), považuji tento koncept za vhodný. Při krátkých letech by byl přínos elektrického pojiždění o to větší, že letoun udělá hned několik letů denně, a na zemi tak stráví i několik desítek minut. Určení přesné doby letu, do které má ET smysl a po jejímž překročení se už použití tohoto systému nevyplatí, by mělo být předmětem dalšího zkoumání. Je jisté,

že tato hranice bude záviset na charakteristikách konkrétního letounu, na požadovaném výkonu a s ním související hmotnosti systému ET a v neposlední řadě také na způsobu použití letounu, tedy na jeho hmotnosti, nebo například časech poježdění.

Najít kompromis mezi požadovanými výkony letounu během poježdění, minimálními dopady na životní prostředí a aktuálními technickými možnostmi nebude jednoduché. Řešením by mohla být například implementace systému ET pouze do některých letounů ve flotile dopravce. Takovéto letouny by následně byly používány převážně na kratší tratě, kde je přínos ET největší.

Závěr

Všechny subjekty zapojené do letecké dopravy, ať už se jedná o provozovatele, výrobce letadel, nebo například složky ATS, se snaží dosáhnout co nejvyšší bezpečnosti, plynulosti, hospodárnosti a v neposlední řadě také minimalizovat dopady na životní prostředí. Dva posledně jmenované cíle jsou v době rostoucích cen ropy, silícího tlaku ekologů a úřadů důležitější než kdy dřív. Mezi možnostmi, jak zmíněných požadavků dosáhnout, patří mimo jiné koncept MEA a pojiždění pomocí elektromotorů (ET). Otázkou, zda by bylo možné obě řešení kombinovat a tím dosáhnout ještě vyšších přínosů, se zabývala tato práce. Odpověď je shrnuta níže.

Na základě analýzy průměrných časů pojiždění na evropských letištích, technických parametrů čtyř letounů (B737-800, A320, B787-9 a A350-1000) a současných technologií se ukázalo, že kombinace ETS a MEA je nejen realizovatelná, ale dokonce vhodná. Zvláště při použití společně s metodami optimalizace toku letového provozu by mohla vedle snížení nákladů na palivo a údržbu zmírnit též dopady letecké dopravy na životní prostředí. Je však nezbytné detailně posoudit, pro které letouny a typy letů má uvažované řešení smysl. Přínosy ET jsou totiž nepřímo úměrné hmotnosti celého systému a délce letu. Pro širokotrupé letouny by z důvodu vysokých požadovaných výkonů (potažmo hmotnosti ET) a dlouhých letů znamenalo použití takového systému až příliš velké navýšení spotřeby. Množství paliva, spáleného v průběhu letu, by dalece převyšovalo úspory, dosažené při pojiždění na zemi. Toto řešení proto nedává smysl. U úzkotrupých letounů je situace poněkud jiná. Především při krátkých letech se ET jeví jako značně výhodné. Konkrétní doba letu, při které je ještě vhodné uvažované řešení použít a po jejímž překročení je již vhodnější letoun bez takového zařízení, bude záviset na charakteristikách daného letounu, na požadovaném výkonu a s ním související hmotnosti systému ET a v neposlední řadě také na způsobu použití letounu, tedy jeho hmotnosti, nebo například časech pojiždění.

Vzhledem k intenzivnímu výzkumu v oblasti strojírenství, materiálů, elektrotechniky, elektrochemie a souvisejících oborech je dle mého názoru vysoce pravděpodobné, že se koncepty MEA a systémy ET, jakož i kombinace obou řešení dočkají v blízké budoucnosti značného rozšíření. Vždy je nicméně potřeba důsledně zvážit skutečné přínosy, ne upřednostňovat ekologii a elektrifikaci za každou cenu.

Seznam použitých zdrojů

Literatura

- [1] STETTLER, M. E. J., G. S. KOUDIS, S. J. HU, A. MAJUMDAR a W. Y. OCHIENG. The impact of single engine taxiing on aircraft fuel consumption and pollutant emissions. *The Aeronautical Journal*. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018, 2011-08-08, **122**(1258), 1967-1984. ISBN 978-1-60086-952-5. ISSN 0001-9240. Dostupné z: doi:10.1017/aer.2018.117
- [2] DEONANDAN, Indira a Hamsa BALAKRISHNAN. Evaluation of Strategies for Reducing Taxi-Out Emissions at Airports. *9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO)*. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009, 2009-09-21, -. ISBN 978-1-60086-977-8. Dostupné z: doi:10.2514/6.2009-6926
- [3] PRACHAŘ, Roman. *Jízdní odpory vozidel* [online]. Brno, 2010 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <http://hdl.handle.net/11012/12362>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně. Ústav soudního inženýrství. Ústav soudního inženýrství. Vedoucí práce Tomáš Rochla.
- [4] KOCÁB, Jindřich a Josef ADAMEC. *Letadlové motory*. Vydání 3. Praha: Corona, 2020. ISBN 978-80-86116-94-5.
- [5] KHADILKAR, Harshad, Hamsa BALAKRISHNAN, Suresh PERINPANAYAGAM, A. MAJUMDAR a W. Y. OCHIENG. Estimation of Aircraft Taxi-out Fuel Burn using Flight Data Recorder Archives. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011, 2011-08-08, **127**(1258), -. ISBN 978-1-60086-952-5. ISSN 03760421. Dostupné z: doi:10.2514/6.2011-6383
- [6] *AIRPORT – COLLABORATIVE DECISION MAKING (A-CDM): IATA RECOMMENDATIONS* [online]. 1. Montreal: IATA, 2018. Dostupné z: <https://www.iata.org/contentassets/5c1a116a6120415f87f3dadfa38859d2/iata-acdm-recommendations-v1.pdf>
- [7] DI MASCIO, Paola, Maria Vittoria CORAZZA, Nicolò Rocco ROSA, Laura MORETTI a W. Y. OCHIENG. Optimization of Aircraft Taxiing Strategies to Reduce the Impacts of Landing and Take-Off Cycle at Airports. *Sustainability*. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022, 2011-08-08, **14**(15), 1967-1984. ISBN 978-1-60086-952-5. ISSN 2071-1050. Dostupné z: doi:10.3390/su14159692
- [8] LUKIC, Milos, Paolo GIANGRANDE, Ahmed HEBALA, Stefano NUZZO a Michael GALEA. Review, Challenges, and Future Developments of Electric Taxiing Systems. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019, 2011-08-08, **5**(4), 1441-1457. ISBN 978-1-60086-952-5. ISSN 2332-7782. Dostupné z: doi:10.1109/TTE.2019.2956862
- [9] WILEMAN, A.J., Sohaib ASLAM, Suresh PERINPANAYAGAM, A. MAJUMDAR a W. Y. OCHIENG. A road map for reliable power electronics for more electric aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021, 2011-08-08, **127**(1258), -. ISBN 978-1-60086-952-5. ISSN 03760421. Dostupné z: doi:10.1016/j.paerosci.2021.100739
- [10] SARLIOGLU, Bulent a Casey T. MORRIS. More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*. 2015, **1**(1), 54-64. ISSN 2332-7782. Dostupné z: doi:10.1109/TTE.2015.2426499
- [11] ANTONELLI, Michele Gabrio, Giovanni BUCCI, Fabrizio CIANCETTA a Edoardo FIORUCCI. Automatic test equipment for avionics Electro-Mechanical Actuators (EMAs). *Measurement*. 2014, **57**, 71-84. ISSN 02632241. Dostupné z: doi:10.1016/j.measurement.2014.08.005

- [12] SUN, Junzi, Jacco M. HOEKSTRA a Joost ELLERBROEK. OpenAP: An Open-Source Aircraft Performance Model for Air Transportation Studies and Simulations. *Aerospace*. 2020, 7(8). ISSN 2226-4310. Dostupné z: doi:10.3390/aerospace7080104
- [13] DAIDZIC, Nihad E. Determination of taxiing resistances for transport category airplane tractive propulsion. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*. 2017, 2017(4), 651-677.
- [14] THAKAR, Darshan U. a R.A. PATEL. *Comparison of Advance and Conventional Motors for Electric Vehicle Application*. IEEE, 2019, 2019, 137-142. ISBN 978-1-7281-2068-3. Dostupné z: doi:10.1109/RDCAPE47089.2019.8979092
- [15] *LETECKÝ PŘEDPIS LETIŠTĚ L14*. 3. 11. 2022. Praha: Ministerstvo dopravy České republiky, 2009.
- [16] SCHOLZ, Dieter. AN OPTIONAL APU FOR PASSENGER AIRCRAFT. *Challenges in European Aerospace*. 2015, 14.
- [17] PADHRA, Anil a R.A. PATEL. Emissions from auxiliary power units and ground power units during intraday aircraft turnarounds at European airports. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*. IEEE, 2018, 2019, 63, 433-444. ISBN 978-1-7281-2068-3. ISSN 13619209. Dostupné z: doi:10.1016/j.trd.2018.06.015
- [18] KEÇEÇI, Mustafa, C. Ozgur COLPAN a T. Hikmet KARAKOÇ. Reducing the fuel consumption and emissions with the use of an external fuel cell hybrid power unit for electric taxiing at airports. *International Journal of Hydrogen Energy*. 2022, 47(95), 40502-40512. ISSN 03603199. Dostupné z: doi:10.1016/j.ijhydene.2022.04.279
- [19] JOHNSON, Thomas F. Electric green taxiing system (EGTS) for aircraft. IEEE Transactions on Transportation Electrification Web Portal, 2016.

Internetové zdroje

- [20] *Air* [online]. Brusel: European Commission, 2020 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: https://transport.ec.europa.eu/transport-modes/air_en
- [21] *Facts & figures* [online]. Curych: Air Transport Action Group, 2020 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.atag.org/facts-figures/>
- [22] *Fuel efficiency trends for new commercial jet aircraft: 1960 to 2014* [online]. Wilmington: International Council on Clean Transportation, 2015 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://theicct.org/publication/fuel-efficiency-trends-for-new-commercial-jet-aircraft-1960-to-2014/>
- [23] *Reducing emissions from aviation* [online]. Brusel: European Commission, 2021 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: https://climate.ec.europa.eu/eu-action/transport-emissions/reducing-emissions-aviation_en
- [24] *Taxi* [online]. Online Etymology Dictionary, 2014 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.etymonline.com/word/taxi>
- [25] *How to calculate rolling resistance* [online]. x-engineer, 2017 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://x-engineer.org/rolling-resistance/>
- [26] What is the maximum taxi speed and who defines it?. In: *Aviation Stackexchange* [online]. 2010: Aviation Stackexchange, Seattle [cit. 2023-04-02]. Dostupné z: <https://aviation.stackexchange.com/questions/426/what-is-the-maximum-taxi-speed-and-who-defines-it>
- [27] *Efficiencies of A/C Engines* [online]. Massachusetts: MIT OpenCourseWare, 2001 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://ocw.mit.edu/ans7870/16/16.unified/propulsionS04/UnifiedPropulsion3/UnifiedPropulsion3.htm>

- [28] *WheelTug* [online]. Man: WheelTug, 2012. [cit. 2023-03-31] Dostupné z: <https://www.wheeltug.com/>
- [29] *ICAO Aircraft Engine Emissions Databank*. 28. Chicago: ICAO, 2021. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>
- [30] *Eurocontrol* [online]. Brusel: EUROCONTROL, 2010 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.eurocontrol.int/>
- [31] *ANALYSIS: The influence of engines on aircraft values* [online]. Sutton: FlightGlobal, 2018 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.flightglobal.com/analysis/analysis-the-influence-of-engines-on-aircraft-values/128447.article>
- [32] *How Are Aircraft Engines Maintained?* [online]. St.Laurent: Simple Flying, 2021 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://simpleflying.com/aircraft-engine-maintenance/>
- [33] No Item Too Small: How Airports Deal with FOD. In: *NYC Aviation* [online]. New York: NYC Aviation, 2014 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.nycaviation.com/2014/10/item-small-airports-deal-fod/36383>
- [34] *Airport Collaborative Decision Making (A-CDM)* [online]. Köln am Rhein: SKY brary, 2021 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.skybrary.aero/articles/airport-collaborative-decision-making-cdm>
- [35] *Letiště Václava Havla Praha* [online]. Praha: Letiště Praha, 2010 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.prg.aero/#/>
- [36] *Airport collaborative decision-making* [online]. Brusel: EUROCONTROL, 2017 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.eurocontrol.int/concept/airport-collaborative-decision-making>
- [37] *Airspace Technology Demonstrations (ATD) Project* [online]. Washington, D. C.: NASA, 2016 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/aeroresearch/programs/atd/project-description/>
- [38] *What is the Airspace Technology Demonstration 2?* [online]. Washington, D. C.: NASA, 2021 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/ames/atd2>
- [39] *Single Engine Taxi* [online]. Mount Pleasant: AviationHunt, 2022 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.aviationhunt.com/single-engine-taxi/>
- [40] *Reducing the Environmental Impacts of Ground Operations and Departing Aircraft*. 1. London: Departures and Ground Operations Code of Practice Working Group, 2012. Dostupné z: <https://www.sustainableaviation.co.uk/wp-content/uploads/2018/06/Departures-Code-of-Practice-June-2012-1.pdf>
- [41] *IAI* [online]. Tel Aviv: IAI, 2017 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.iai.co.il/>
- [42] *TaxiBot* [online]. Tel Aviv: TaxiBot, 2013 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.taxibot-international.com/>
- [43] *Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt* [online]. Köln am Rhein: DLR, 2015 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.dlr.de/>
- [44] *Safran suspends electric jet taxiing project after Airbus ends talks* [online]. Reuters, 2019 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.reuters.com/article/us-safran-airbus-taxi-idUSKBN1Y72MN>
- [45] *Safran Takes A Fresh Look At Electric Taxiing System* [online]. New York: Aviation Week, 2022 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://aviationweek.com/aerospace/aircraft-propulsion/safran-takes-fresh-look-electric-taxiing-system>
- [46] *Mototok* [online]. Krefeld: Mototok, 2015 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.mototok.com/>
- [47] *Goldhofer* [online]. Memmingen: Goldhofer, 2012 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.goldhofer.com/en/>

- [48] *Trepel* [online]. Wiesbaden: Trepel, 2015 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://trepel.com/>
- [49] *More Electric Aircraft* [online]. The Woodlands, Texas: More Electric Aircraft, 2010 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://moreelectricaircraft.com/>
- [50] *A380: 'More Electric' Aircraft* [online]. New York: Avionics International, 2001 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.aviationtoday.com/2001/10/01/a380-more-electric-aircraft/>
- [51] *A380: 'More Electric' Aircraft* [online]. New York: Avionics International, 2001 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.aviationtoday.com/2001/10/01/a380-more-electric-aircraft/>
- [52] *Building the dream: Boeing 787* [online]. Chicago: Boeing, 2008 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/article_01_1.html
- [53] *Boeing Will Reap Benefits of 787 Technology for a Generation* [online]. Midland Park: AINonline, 2011 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.ainonline.com/aviation-news/aerospace/2011-11-12/boeing-will-reap-benefits-787-technology-generation>
- [54] Which part of aircraft is contributing the most weight of airplane? [online]. Washington D. C.: Aviation Stack Exchange, 2015 [cit. 2023-04-14]. Dostupné z: <https://aviation.stackexchange.com/questions/22665/which-part-of-aircraft-is-contributing-the-most-weight-of-airplane>
- [55] *Flugzeuginfo.net* [online]. Leipzig: Flugzeuginfo.net, 2001 [cit. 2023-04-02]. Dostupné z: http://www.flugzeuginfo.net/index_en.php
- [56] How much thrust is lost due to the bleed air system?. In: *Aviation Stackexchange* [online]. 2010: Aviation Stackexchange, Seattle [cit. 2023-04-02]. Dostupné z: <https://aviation.stackexchange.com/questions/37927/how-much-thrust-is-lost-due-to-the-bleed-air-system>
- [57] *How to track your APU fuel burn on ground?* [online]. Toulouse: OpenAirlines, 2018 [cit. 2023-04-02]. Dostupné z: <https://blog.openairlines.com/how-to-track-apu-fuel-burn-on-ground>
- [58] *Fuel Cells* [online]. Washington, D. C.: Office of Energy Efficiency & Renewable Energy, 2018 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/fuel-cells>
- [59] *Hydrogen fuel cells, explained* [online]. Toulouse: Airbus, 2020 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2020-10-hydrogen-fuel-cells-explained>
- [60] *Skladování vodíku* [online]. Jablonec nad Nisou: DEVINN, 2023 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.devinn.cz/blog/skladovani-vodiku>
- [61] *Výroba vodíku* [online]. Jablonec nad Nisou: DEVINN, 2023 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.devinn.cz/blog/vyroba-vodiku>
- [62] *Third Rail* [online]. Gotha: RailSystem, 2008 [cit. 2023-04-04]. Dostupné z: <https://railsystem.net/third-rail/>
- [63] *Traction choices: overhead ac vs third rail dc* [online]. Falmouth: International Railway Journal, 2008 [cit. 2023-04-04]. Dostupné z: https://www.railjournal.com/in_depth/traction-choices-overhead-ac-vs-third-rail-dc/
- [64] *Jet Fuel price Today* [online]. Amsterdam: Jet A-1 fuel, 2023 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://jet-a1-fuel.com/>
- [65] *Siemens and Emrax claim best power to weight ratio for electric motors in the 5 to 10 kilowatt per kg range* [online]. London: Next Big Future, 2015 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://www.nextbigfuture.com/2015/04/siemens-and-emrax-claim-best-power-to.html>
- [66] Rules of Thumb. *THE BOEING 737 TECHNICAL SITE* [online]. London: b737.org, 1999 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <http://www.b737.org.uk/rulesofthumb.htm>
- [67] *How to use the cost of weight to be more fuel efficient?* [online]. Toulouse: OpenAirlines, 2019 [cit. 2023-03-31]. Dostupné z: <https://blog.openairlines.com/how-to-use-the-cost-of-weight-to-be-more-fuel-efficient>

Seznam použitých zkratek

A-CDM	Airport Collaborative Decision Making
AEA	All Electric Aircraft
APU	Auxiliary Power Unit
ASM	Air Separation Modules
ATC	Air Traffic Control
ATD	Airspace Technology Demonstrations
ATFCM	Air Traffic Flow and Capacity Management
ATFM	Applied Traffic Flow Management
ATS	Air Traffic Services
CDM	Collaborative Decision Making
CSCF	Constant Speed/Constant Frequency
CSD	Constant Speed Drive
ECS	Environmental Control System
EFC	Engine Flight Cycles
EFH	Engine Flight Hours
EGTS	Electric Green Taxiing System
EHA	Electro-Hydrostatic Actuator, či Electro-Hydraulic Actuator
EMA	Electro-Mechanical Actuator
EOT	Engine-Out Taxiing
EP	Electric Push-Back
ET	Electric Taxiing
ETOPS	Extended-range Twin-engine Operations Performance Standards
ETS	Electric Taxiing System
FOD	Foreign Object Damage
IDG	Integrated Drive Generator
LM	Landing Mass
MEA	More Electric Aircraft
MG	Main Gear
MLM	Maximum Landing Mass
MTOM	Maximum Take-Off Mass
NG	Nose Gear
OBIGGS	On Board Inert Gas Generation System

OEM	Operating Empty Mass
RAT	Ram Air Turbine
RM	Ramp Mass
SET	Single Engine Taxiing
SETWA	Single Engine Taxi Without APU
TET	Total Engine Taxiing
TOM	Take-Off Mass
TRU	Transformer Rectifier Unit
VSVF	Variable Speed/Variable Frequency

Přílohy

1. Potřebný vs. dostupný výkon ET pro různé kombinace hmotnosti, rychlosti a sklonu pohybové plochy a časy, během kterých bude daná rychlost u jednotlivých letounů dosažena. [autor na základě 3, 12, 55]

Letoun		Boeing 737-800								
Zvolený celk. max. výkon [kW]		150								
		Potřebný výkon při ustálené jízdě [kW]				Dostupný výkon [kW]	Rychlost dosažena v čase [s]			
Podélný sklon [%]		0,00	0,50	1,00	1,50	Všechny	0,00	0,50	1,00	1,50
MLM	5 kts	13,4	21,8	30,2	38,5	75,0	8,11	9,60	11,75	15,14
	10 kts	27,0	43,7	60,5	77,2	150,0	16,24	19,21	23,53	30,32
	15 kts	41,0	66,0	91,2	116,3	150,0	27,76	34,09	44,73	69,16
	20 kts	55,5	88,9	122,4	155,9	150,0	46,38	63,35	119,93	-
75 % useful load	5 kts	14,1	22,8	31,6	40,4	75,0	8,62	10,31	12,84	17,00
	10 kts	28,3	45,9	63,5	81,0	150,0	17,25	20,64	25,71	34,04
	15 kts	43,0	69,2	95,6	122,0	150,0	29,56	36,86	49,82	85,83
	20 kts	58,1	93,2	128,3	163,4	150,0	49,67	70,02	169,44	-
MTOM	5 kts	16,0	25,9	35,9	45,9	75,0	10,14	12,57	16,54	24,16
	10 kts	32,1	52,0	72,0	91,9	150,0	20,30	25,16	33,12	48,39
	15 kts	48,6	78,5	108,4	138,3	150,0	35,03	45,93	69,49	-
	20 kts	65,7	105,5	145,4	185,3	150,0	59,96	95,11	-	-

Letoun		Airbus 320									
Zvolený celk. max. výkon [kW]		150									
		Potřebný výkon při ustálené jízdě [kW]				Dostupný výkon [kW]	Rychlost dosažena v čase [s]				
Podélný sklon [%]		0,00	0,50	1,00	1,50	Všechny	0,00	0,50	1,00	1,50	
MLM	5 kts	13,3	21,7	30,0	38,3	75,0	8,06	9,52	11,64	14,96	
	10 kts	26,8	43,4	60,1	76,8	150,0	16,13	19,06	23,30	29,94	
	15 kts	40,6	65,5	90,5	115,5	150,0	27,56	33,77	44,17	67,54	
	20 kts	54,8	88,0	121,4	154,6	150,0	45,95	62,47	115,16	-	
75 % useful load	5 kts	14,0	22,7	31,4	40,1	75,0	8,55	10,21	12,68	16,72	
	10 kts	28,1	45,5	63,0	80,4	150,0	17,10	20,43	25,38	33,47	
	15 kts	42,5	68,6	94,8	121,0	150,0	29,28	36,42	48,98	82,54	
	20 kts	57,3	92,1	127,1	161,9	150,0	49,09	68,77	155,31	-	
MTOM	5 kts	15,8	25,6	35,4	45,3	75,0	9,97	12,31	16,09	23,21	
	10 kts	31,7	51,3	71,0	90,7	150,0	19,95	24,64	32,22	46,48	
	15 kts	47,8	77,3	106,9	136,4	150,0	34,39	44,81	66,72	-	
	20 kts	64,5	103,7	143,2	182,5	150,0	58,66	91,37	-	-	

Letoun		Boeing 787-9									
Zvolený celk. max. výkon [kW]		480									
		Potřebný výkon při ustálené jízdě [kW]				Dostupný výkon [kW]	Rychlost dosažena v čase [s]				
Podélný sklon [%]		0,00	0,50	1,00	1,50	Všechny	0,00	0,50	1,00	1,50	
MLM	5 kts	39,1	63,4	87,7	112,1	240,0	7,21	8,36	9,95	12,28	
	10 kts	78,7	127,3	176,1	224,8	480,0	14,44	16,74	19,93	24,59	
	15 kts	119,7	192,6	265,8	338,7	480,0	24,59	29,40	36,84	50,58	
	20 kts	162,6	259,8	357,3	454,6	480,0	40,70	52,87	81,41	-	
75 % useful load	5 kts	45,2	73,3	101,5	129,6	240,0	8,64	10,35	12,89	17,09	
	10 kts	90,9	147,2	203,6	259,8	480,0	17,30	20,71	25,81	34,23	
	15 kts	138,0	222,3	306,9	391,4	480,0	29,65	37,01	50,10	87,01	
	20 kts	187,0	299,4	412,2	524,8	480,0	49,87	70,47	175,72	-	
MTOM	5 kts	51,5	83,6	115,7	147,9	240,0	10,24	12,72	16,80	24,72	
	10 kts	103,6	167,8	232,1	296,3	480,0	20,50	25,47	33,65	49,52	
	15 kts	157,1	253,3	349,8	446,1	480,0	35,40	46,57	71,14	-	
	20 kts	212,4	340,7	469,4	597,8	480,0	60,71	97,32	-	-	

Letoun		Airbus 350-1000									
Zvolený celk. max. výkon [kW]		600									
		Potřebný výkon při ustálené jízdě [kW]				Dostupný výkon [kW]	Rychlost dosažena v čase [s]				
Podélný sklon [%]		0,00	0,50	1,00	1,50	Všechny	0,00	0,50	1,00	1,50	
MLM	5 kts	47,8	77,5	107,3	137,1	300,0	7,02	8,11	9,59	11,74	
	10 kts	96,4	155,9	215,5	275,0	600,0	14,06	16,23	19,21	23,51	
	15 kts	146,9	236,1	325,5	414,8	600,0	23,93	28,46	35,35	47,66	
	20 kts	200,1	319,0	438,2	557,2	600,0	39,56	50,91	76,27	-	
75 % useful load	5 kts	56,3	91,3	126,4	161,4	300,0	8,60	10,29	12,80	16,93	
	10 kts	113,4	183,4	253,7	323,7	600,0	17,22	20,59	25,63	33,92	
	15 kts	172,4	277,4	382,7	487,9	600,0	29,51	36,80	49,72	85,59	
	20 kts	234,0	374,0	514,5	654,7	600,0	49,66	70,08	172,25	-	
MTOM	5 kts	64,5	104,7	145,0	185,2	300,0	10,27	12,76	16,88	24,88	
	10 kts	129,9	210,3	290,9	371,3	600,0	20,55	25,55	33,80	49,85	
	15 kts	197,2	317,7	438,6	559,2	600,0	35,51	46,77	71,69	-	
	20 kts	267,1	427,8	589,0	749,8	600,0	60,99	98,24	-	-	

2. Spotřeba paliva a množství vyprodukovaných emisí jednotlivých letounů pro fáze taxi-out a taxi-in při třech různých scénářích poježdění. [autor na základě 16, 17, 29]

		Boeing 737-800					
		Spotřeba motory [kg]	Spotřeba APU [kg]	Spotřeba celkem [kg]	Emise CO [kg]	Emise HC [kg]	Emise NO _x [kg]
Taxi-out (9,35 min)	Poježdění s oběma motory (TET)	123,48	0,00	123,48	3,63	0,19	0,54
	Poježdění s jedním motorem (SET)	81,54	13,48	95,02	2,44	0,13	0,46
	Poježdění pomocí elektromotorů (ET)	39,60	13,48	53,08	1,20	0,06	0,28
Taxi-in (4,63 min)	Poježdění s oběma motory (TET)	61,11	0,00	61,11	1,80	0,09	0,27
	Poježdění s jedním motorem (SET)	50,36	4,82	55,18	1,49	0,08	0,26
	Poježdění pomocí elektromotorů (ET)	39,60	4,82	44,42	1,18	0,06	0,21

		Airbus 320					
		Spotřeba motory [kg]	Spotřeba APU [kg]	Spotřeba celkem [kg]	Emise CO [kg]	Emise HC [kg]	Emise NO _x [kg]
Taxi-out (9,35 min)	Poježdění s oběma motory (TET)	124,60	0,00	124,60	3,33	0,15	0,56
	Poježdění s jedním motorem (SET)	82,28	15,44	97,73	2,24	0,10	0,50
	Poježdění pomocí elektromotorů (ET)	39,96	15,44	55,40	1,11	0,05	0,30
Taxi-in (4,63 min)	Poježdění s oběma motory (TET)	61,67	0,00	61,67	1,65	0,08	0,28
	Poježdění s jedním motorem (SET)	50,81	0,00	50,81	1,36	0,06	0,23
	Poježdění pomocí elektromotorů (ET)	39,96	5,52	45,48	1,08	0,05	0,23

		Boeing 787-9					
		Spotřeba motory [kg]	Spotřeba APU [kg]	Spotřeba celkem [kg]	Emise CO [kg]	Emise HC [kg]	Emise NO _x [kg]
Taxi-out (9,35 min)	Pojíždění s oběma motory (TET)	233,12	0,00	233,12	3,22	0,09	1,16
	Pojíždění s jedním motorem (SET)	153,94	27,82	181,76	2,21	0,06	0,99
	Pojíždění pomocí elektromotorů (ET)	74,76	27,82	102,59	1,11	0,03	0,60
Taxi-in (4,63 min)	Pojíždění s oběma motory (TET)	115,37	0,00	115,37	1,59	0,04	0,58
	Pojíždění s jedním motorem (SET)	95,07	9,95	105,02	1,34	0,04	0,55
	Pojíždění pomocí elektromotorů (ET)	74,76	9,95	84,71	1,06	0,03	0,45

		Airbus 350-1000					
		Spotřeba motory [kg]	Spotřeba APU [kg]	Spotřeba celkem [kg]	Emise CO [kg]	Emise HC [kg]	Emise NO _x [kg]
Taxi-out (9,35 min)	Pojíždění s oběma motory (TET)	313,95	0,00	313,95	7,34	0,38	1,33
	Pojíždění s jedním motorem (SET)	207,32	41,68	248,99	4,97	0,26	1,21
	Pojíždění pomocí elektromotorů (ET)	100,68	41,68	142,36	2,48	0,13	0,76
Taxi-in (4,63 min)	Pojíždění s oběma motory (TET)	155,38	0,00	155,38	3,63	0,19	0,66
	Pojíždění s jedním motorem (SET)	128,03	14,90	142,93	3,04	0,16	0,66
	Pojíždění pomocí elektromotorů (ET)	100,68	14,90	115,59	2,40	0,13	0,55