

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

MOŽNOSTI ZMENŠENÍ SPOTŘEBY PALIVA DOPRAVNÍCH LETADEL

POSSIBILITIES OF REDUCTION OF AIRLINERS FUEL CONSUMPTION

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

TOMÁŠ HARASIM

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

ING. MIRVAT KADDOUR

BRNO 2013

Abstrakt

V důsledku dlouhodobé ekonomické krize se v posledních letech zavádějí různá úsporná opatření. Vyjímkou není ani letecké odvětví. Z tohoto důvodu se v této práci zabývám metodami snižování spotřeby paliva u dopravních letounů. Díky těmto metodám se nesnižují pouze náklady na palivo, ale s nižší spotřebou jsou spjaty i nižší emise. K lepšímu pochopení problematiky jsou nejdříve popsány palivové soustavy a poté vysvětleny letové režimy. Práce také obsahuje výběr 20 – ti skutečných typů letadel, na nichž si můžete všimnout, že je z velké části spotřeba dána hmotností letounu. Protože je výhodnější různými způsoby upravovat již existující letadla, než nakupovat stále nová, jsou využívány metody ke snížení jejich spotřeby. Ty se dají provádět díky konstrukčním změnám na letounech, či novým přístupům k řízení samotného letu. O těchto metodách se lze dočíst v poslední kapitole práce.

Abstract

Due to the long-term economic crisis, various economy measures have been implemented in different fields, including aeronautics. On that ground, this bachelor's thesis deals with methods to reduce fuel consumption of transport aircrafts. Effected by these methods, not only spending on the fuel is reduced but the lower consumption, also, results in lower air pollution. In order to fully understand this dilemma, fuel supply systems and flight modes are worth describing. Further, the thesis contains a selection of twenty aircrafts that demonstrate the continuity of fuel consumption and plane weight. Provided existing airplanes, modulations are being implemented instead of new aircraft purchases. These modulations are performable, mainly, due to constructional alternations as well as new approaches to the flight control. The methods are included in the last chapter.

Klíčová slova

Spotřeba letadla, historie letectví, letecké palivové soustavy, letový režim, metody snižování spotřeby paliva, letecký motor, proudový motor.

Keywords

Fuel consumption of aircraft, aircraft history, aircraft fuel systems, flight mode, possibilities of reduction of airliners fuel consumption, aircraft engine, turbojet engine.

Bibliografická citace

Harasim, Tomáš. *Možnosti zmenšení spotřeby paliva dopravních letadel*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 45 s.
Vedoucí práce Ing. Mirvat Kaddour

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Možnosti zmenšení spotřeby paliva dopravních letadel vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu, který tvoří přílohu této práce.

V Brně dne 20. května 2013

.....

Tomáš Harasim

Poděkování

Děkuji tímto Ing. Mirvat Kaddour za cenné připomínky a rady při vypracování této bakalářské práce.

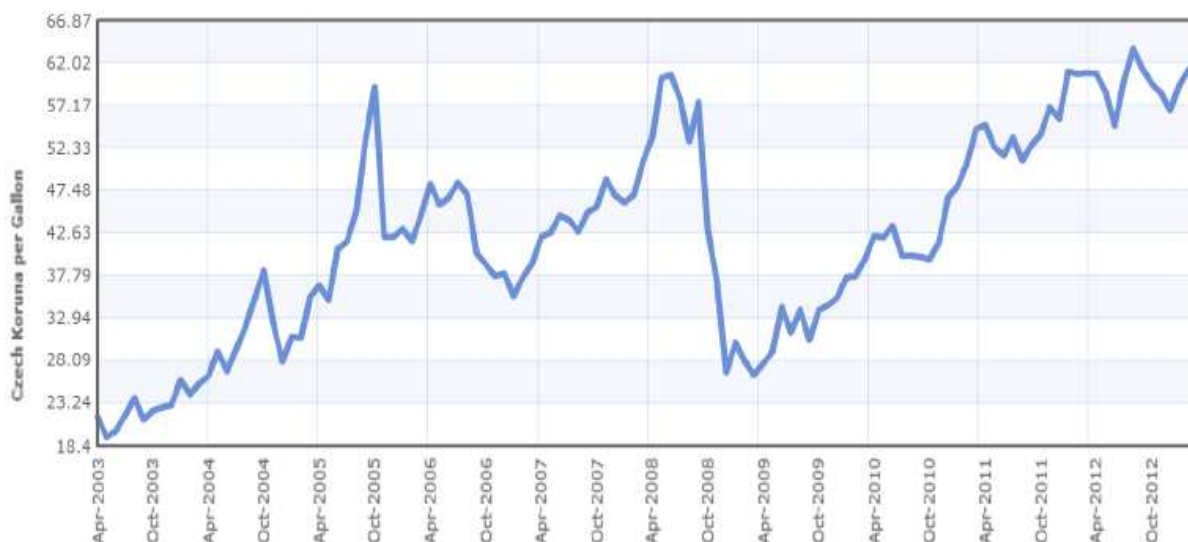
Obsah

1. Úvod.....	10
2. Historie létání, vývoj leteckých motorů a letecké dopravy.....	12
3. Palivové soustavy u dopravních letounů.....	18
3.1. Rozdělení palivových soustav.....	18
3.1.1. Vnější palivová soustava a její jednotlivé části.....	19
3.1.1.1 Palivové nádrže.....	20
3.1.1.2 Potrubí palivových soustav.....	22
3.1.1.3 Filtrace a čištění paliva.....	23
3.1.1.4 Plnění palivových nádrží.....	23
3.1.2. Vnitřní palivová soustava a její jednotlivé části.....	24
3.1.2.1 Palivové čerpadlo.....	25
3.1.2.2 Regulační soustava – palivový regulátor.....	25
3.1.2.3 Vstřikovací palivové trysky.....	25
4. Letové režimy používané při cestovním letu.....	27
4.1 Rozdělení letových režimů.....	29
5. Přehled parametrů a množství paliva.....	34
6. Metody snižování spotřeby paliva.....	43
6.1 Metody snižování spotřeby paliva z hlediska řízení letu.....	43
6.1.1 Metoda plynulého klesání při přistání letounu CDA (Continual Descent Approach).....	43
6.1.2 Využití elektrického pohonného systému WheelTug při manévrech na přistávací dráze.....	44
6.1.3 Využití pozemních energetických jednotek GPU (Ground Power Unit) v případech, kdy je letadlo připravováno k odletu.....	45
6.1.4 Použití metody reverzního tahu na volnoběh motoru při přistání.....	45
6.2 Metody snižování spotřeby paliva z hlediska konstrukce letounu.....	46
6.2.1 Nový typ motorů firmy Safran.....	47
6.2.2 Metody snížení indukovaného odporu vzduchu.....	47
7. Závěr.....	50
Seznam použité literatury.....	51
Seznam použitých zkratk a symbolů.....	55

1.Úvod

Díky stálému zvyšování populace naší planety, růstem obchodního propojení mezi státy světa a s tím úzce souvisejícím požadavkem lidstva na rychlou přepravu z místa A na místo B, zaznamenává letecká doprava v posledních letech doslova zlaté časy. Evropští analytici dokonce odhadují, že se má do roku 2020 počet přepravených pasažérů na palubách letadel zvýšit až trojnásobně.

S rostoucím zájmem lidstva o dopady našich činností na životní prostředí, zvláště pak o vliv emisí skleníkových plynů vyprodukovaných člověkem a neustálému snižování zásob fosilního paliva, logicky roste jeho cena (viz graf č.1).



Graf č.1 - Vývoj ceny kerosinu za posledních 5 let [41]
Cena je uvedena v českých korunách za galon = 3,785 litrů

Díky ekonomickému pojetí společnosti je snižování spotřeby paliv a energií, nejen v oblasti letectví, jeden z největších úkolů lidstva do budoucnosti.

Podíl letecké dopravy na emisích sice není příliš vysoký (v dnešní době asi 3%), ale s jejím růstem se dá očekávat, že vzrostou i tyto emise. V průměru připadá na jednoho pasažéra letadla spotřeba přibližně 4 litry leteckého benzínu na 100 kilometrů. To je poměrně vysoké číslo ve srovnání s autobusem, který pojme přibližně 34 sedících cestujících a má spotřebu kolem 20l/100km. Letecká doprava má ale několik důležitých pozitiv: jednou je znatelně kratší doba cestování, další je neomezenost přírodními překážkami (hory, oceány, pouště...).

K poklesu spotřeby paliva na pasažéra jsou podle mne nutné další technické a konstrukční inovace, které výrobci samozřejmě dělají už od počátku létání.

Příkladem může být třeba letoun Boeing 787 Dreamliner, který má trup složený z uhlíkových kompozitů, čímž se výrazně snížila jeho hmotnost. Ta má na spotřebu obrovský vliv. Rovněž evropský Airbus A380, který má dvě paluby pro cestující po celé délce trupu, čímž je dosaženo lepšího poměru spotřeby na jednoho cestujícího. Další z možností snižování spotřeby jsou účinnější motory s menším odporem vzduchu. Dnes se nejčastěji využívají turboventilátorové motory s pláštěm po obvodu, které mají poměrně veliký aerodynamický odpor. Účinnější by mohly být motory s volným rotorem, které byly vyvíjeny v 80.letech za doby ropné krize. Jsou použity

např. u ruského letounu Antonov 70. Naměřené hodnoty úspor byly poměrně vysoké. [42] Dále lze spotřebu snižovat díky použití elektrického pohonu podvozku letadla při pojíždění po přistávací dráze. Tím, že by letadlo nepoužívalo k rolování na letišti proudové motory, se sníží náklady i na jejich údržbu. Kvůli nižší spotřebě lze také využít novou metodu klesání letadel k přistání – tzv. systém CDA (Continual Descent Approach), či elektrické jednotky GPU (Ground Power Unit) k dodávání elektrické energie letadlu, ve kterém je prováděna údržba potřebná k odletu.

Spotřeba se dá samozřejmě snižovat i lepším aerodynamickým tvarem letadel. Kromě běžně používaných aerodynamických tvarů je možno využít i řadu dalších konstrukčních prvků například tzv. wingletů, či twisteronů, které snižují celkový odpor.

Tato práce také obsahuje informace o 20-ti typech dopravních letadel, které jsou seřazeny v tabulce podle prázdné hmotnosti vzestupně. Tabulka obsahuje parametry hmotností letounů, počet pasažérů a dolet. Poté je vypočítána spotřeba na jednoho pasažéra a také na kilometr letu. Důležité parametry jsou kvůli přehlednosti následně shrnuty do grafů. Tyto informace jsou obsahem kapitoly č.5 s názvem *Přehled parametrů a množství paliva*.

O jednotlivých možnostech snižování spotřeby paliva je pojednáno v kapitole č.6 *Metody snižování spotřeby paliva*.

2.Historie létání, vývoj leteckých motorů a letecké dopravy

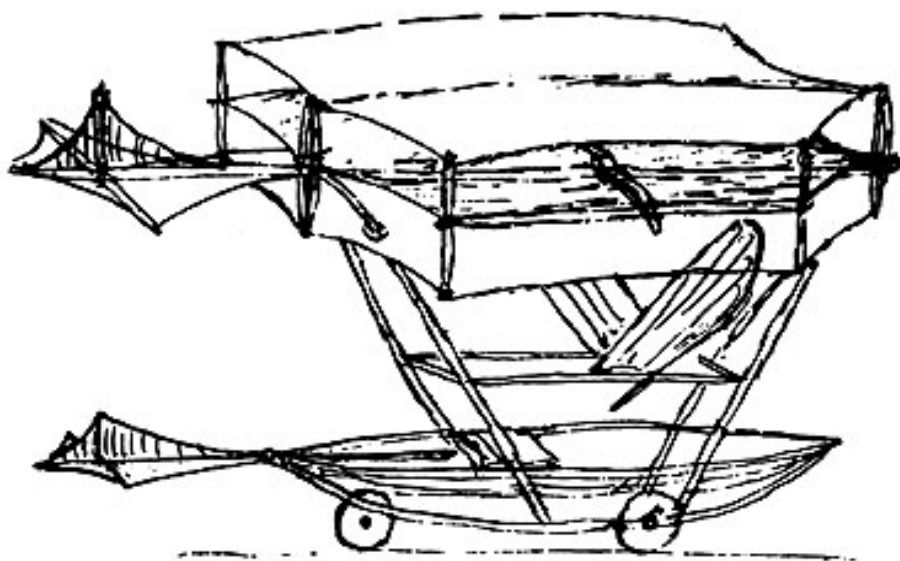
Už odpradávná se lidstvo dívalo na oblohu jako na něco fascinujícího nebo nadpřirozeného. Nebesa byla opředená rouškou nepoznání a tajemství. I proto byla schopnost létání přisuzována nadpřirozeným bytostem, jako bájným hrdinům, či dokonce ve starověkém Řecku, bohům. Snad každé dítě dnešní doby zná báji o Daidalovi a Ikarovi, kteří byli uvězněni v labyrintu a aby uprchli před Minotaurem, vyrobili si křídla z ptačích per, které poslepovali voskem ...

Stejně tragicky jako tato báje, dopadaly všechny rané pokusy člověka létat, až do doby bratrů Montgolfiérů, kteří jako první využili vlastnost teplého vzduchu stoupat a vynalezli horkovzdušný balón. První nekontrolovaný let s lidskou posádkou byl poté proveden 21.listopadu 1783. Ten trval téměř 4 minuty,[1] avšak na krásy řízeného letu si musel člověk počkat ještě téměř sto let. To však trochu předbíhám.

Za úplně první létací předmět zkonstruovaný člověkem se dá podle písemných pramenů považovat létací drak, kterého využívali číňané asi 400 let před křesťanstvím k měření povětrnostních podmínek. Poté docházelo už k dříve zmíněným, většinou tragickým, pokusům o lety učenců, kteří se snažili létat jako ptáci. Nikdo z průkopníků si však neuvědomoval, že lidské paže a svaly nejsou schopny vyvinout potřebnou sílu k létání.

První studie letu vznikla v době Renesance, kdy ji přivedl na papír velice známý myslitel a vynálezce Leonardo da Vinci okolo roku 1480. Dokonce navrhl Ornitopteru, stroj velice podobný a pracující na stejném principu jako dnešní helikoptéra. Bohužel ale, tak jako většina jeho objevů a vynálezů, i tento upadl na určitou dobu v zapomnění.(Da Vinciho studie a nákresy inspirovaly o téměř půl tisíciletí později ruského konstruktéra Igora Sikorského, který podle nich navrhl první masově vyráběnou helikoptéru Sikorsky R-4)[2]. Myslím si ale, že ani tento Leonardův stroj by se v té době do vzduchu nevznesl, neboť byl poháněn lidskou silou a ta by jen těžko vyvinula potřebný tah.

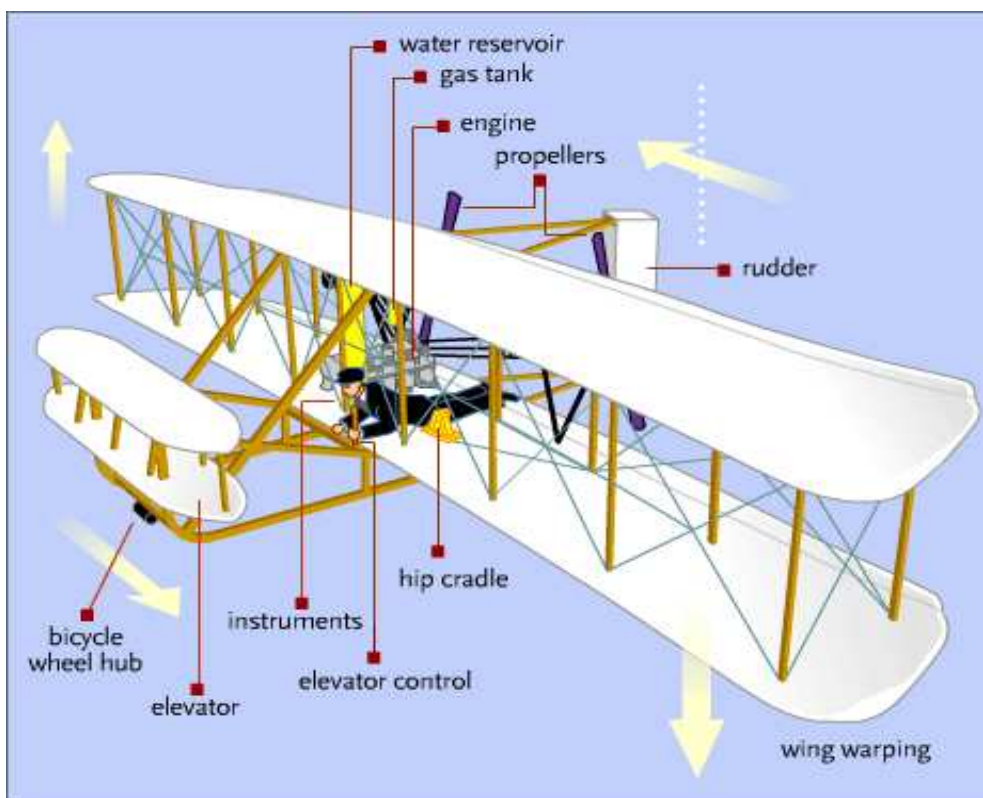
Od dob Leonarda da Vinci nejsou známy žádné větší pokroky lidstva v oblasti letectví, až do doby již zmíněných bratrů Montgolfiérů. Na začátku 18. století po znovuzrození parního stroje (první parní stroj navrhl už Héron Alexandrijský, jen se nenašlo jeho uplatnění v praxi) a v průběhu jeho padesátých let, pracoval na studiu způsobů, jak by mohl člověk létat, sir George Cayley. Navrhl mnoho různých verzí kluzáků, které k řízení využívaly pohybů lidského těla. Své návrhy postupně vylepšoval. Navrhl křídla tak, aby přes ně mohl správně proudit vzduch a také si uvědomil, že správně zkonstruovaný ocas by mohl pomáhat ve stabilitě letu. Postupně přišel na to, že letadlo s pevnými křídly, pohonným systémem, ocasem pro stabilitu a řízením budou nejlepší cestou, jak umožnit člověku kontrolovaně létat (obr. 1). Další důležitou osobou pro letectví byl Otto Lilienthal, německý inženýr, jenž navrhl kluzák, který byl schopen letu na dlouhé vzdálenosti. Napsal knihu o aerodynamice založenou na svých vlastních výzkumech a způsobu letu ptáků. Jeho text jako základ pro své vlastní návrhy létacích strojů použili později legendární Wilbur a Orville Wrightovi.[2]



*Obr.1 - Návrh kluzáku sirem Georgem Cayleym
obsahující první funkční prvky pro řízení letu: pevná křídla, směrové a
výškové řídicí plochy, kabinu pilota a podvozek [1]*

První historicky doložené letadlo s vlastním pohonem sestrojil v roce 1903 astronom Samuel Langley. Jednalo se o zmenšeninu nazvanou „Aerodrome A“. Bezpilotní model „Aerodrome 6“ po sérii neúspěchů dokázal během jednoho z testů úspěšně vzlétnout a letět po dobu 90 sekund. Langley dostal grant 50 000 dolarů k sestrojení většího modelu. Test však v měřítku 1:1, vybavený pětiválcovým hvězdicovým vodou chlazeným motorem o výkonu, na tu dobu ohromných, 52,4 koňských sil, skončil neúspěchem.[3]

Tento rok byl však pro letectví zlomový. Nejprve byl proveden pokus pana Langleyho, poté byl dne 17.prosince uskutečněn poprvé v historii lidstva, pilotovaný motorový let bratry Wrightovými v Severní Karolíně v USA. Letoun „The Flyer“ (někdy také Kitty Hawk - viz obr. 2) byl poháněn vodou chlazeným čtyřválcovým motorem o výkonu 9 kW. Let Flyeru byl pilotován mladším z bratrů Orvillem a trval 12 sekund. Vzdálenost kterou uletěl, byla 37 metrů. Další pokus, který pilotoval jeho bratr Wilbur, trval 59 sekund a byl dlouhý 256 metrů.[4] Letadlo startovalo ze dřevěné kolejnice položené šikmo ze svahu písčité duny o sklonu 9 stupňů, proti větru vanoucímu rychlostí 32 až 40 km/h. Dnes je letoun „The Flyer“ umístěn ve Smithsonian National Air and Space Museum v hlavním městě USA Washingtonu.[5]



Obr. 2 - Letoun The Flyer (1903)

bicycle wheel hub – osa kola z byciklu

elevator – výškové kormidlo

instruments – palubní přístroje

elevator control – ovládání výškového kormidla

hip cradle – boční opěrky

rudder – směrové kormidlo

wing warping – systém křivení křídel

water reservoir – nádrž s vodou

gas tank – palivová nádrž

engine – motor

propellers – vrtule [6]

Po úspěšných letech bratrů Wrightových se vývoj v oblasti letectví znatelně urychlil. Ještě roce 1905 prohlásil francouzský důstojník Ferdinand Foch: „Letadla jsou sice zajímavé hračky, ale postrádají vojenskou hodnotu“[7]. Za necelých deset let během první světové války, se ale toto tvrzení ukázalo jako naprosto nepravdivé.

V Evropě bych měl zmínit i slavného Louise Blériota, který v roce 1909 jako první přeletěl kanál La Manche. Získal tím cenu 1000 liber, kterou nabízela společnost London Daily Mail. Jeho letadlo bylo poháněno motorem o výkonu 28 koňských sil a vzdálenost 22 mil (téměř 35 km) překonalo za 37 minut. Letadla vyráběna jeho firmou se stala díky tomuto úspěchu velice slavná a firma tedy mohla růst. [8]

Válka obecně přináší pokrok ve vědě, technice a dalších průmyslových odvětvích. Ne jinak tomu bylo i v odvětví leteckém. V První světové válce se začaly používat vzduchem chlazené rotační hvězdicové motory, u kterých klikový hřídel stojí a skříň s připojenou vrtulí rotuje. Dále se používalo: více párů křídel - pro lepší manévrovatelnost, na letadlech se objevily stabilizátory, pohyblivé ovládací plošky a pro potřebu střelby byly zpřídány i mechanicky synchronizované kulomety.

Bojové letce v této světové válce bych přirovnal k rytířům dávných dob, protože ctili své nepřátele a navzájem se uznávali. Nejslavnější z nich byli nazýváni leteckými esy. Dodnes je legendárním pilotem tzv. „Rudý baron“, vlastním jménem Manfred von Richthofen, bojoval na straně Německa a uskutečnil 80 sestřelů nepřátelských letadel.[9] Ke konci první světové války byly rotační motory postupně nahrazeny motory s pevnými válci a výkony kolem 200 až 300 kW.

Po válce vývoj leteckých motorů a letadel dále pokračoval. Měly vyšší spolehlivost a delší životnost. Byly také vyvinuty výškové motory, s odstředivými kompresory, které zvyšovaly plnicí tlak ve válcích. Ke konstrukci letadel se začaly používat stále kvalitnější materiály. Protože motory pracovaly při větších otáčkách, zaváděly se do nich převodovky - tzv. reduktory.[10] V roce 1923 byla vyvinuta první stavitelná vrtule, která měla ze začátku pouze dvě stavitelné polohy, jednu pro start, druhou pro let. Později se objevily manuálně plynule stavitelné vrtule a nakonec ještě vrtule automaticky stavitelné. Přibližně od poloviny 30. let hrály prim mezi pohonem letadel řadové motory, které byly chlazeny vodou, proto mohly dosahovat vyšších výkonů - až 700 kW.

Ani rozvoj letecké dopravy však nezůstal pozadu. Zejména po válce, kdy jednotlivé země začaly mít snahu o propojení co největší části světa, byla letecká doprava v rozkvětu. V roce 1919 vznikla první letecká společnost KLM, která je celosvětově uznávanou společností dodnes. Pro informaci, společnost ČSA vznikla v roce 1923. Letecké společnosti se snažily využívat nová technická řešení. V roce 1927 byly uskutečněny první přelety přes Atlantik.[11] Ve třicátých letech byl uveden do provozu první, na tu dobu moderní, dopravní letoun Boeing 247, který dokázal přepravit až 12 cestujících. Toto letadlo bylo následováno Dakotou DOUGLAS DC-3, ta pojmul dokonce 32 osob.[12]

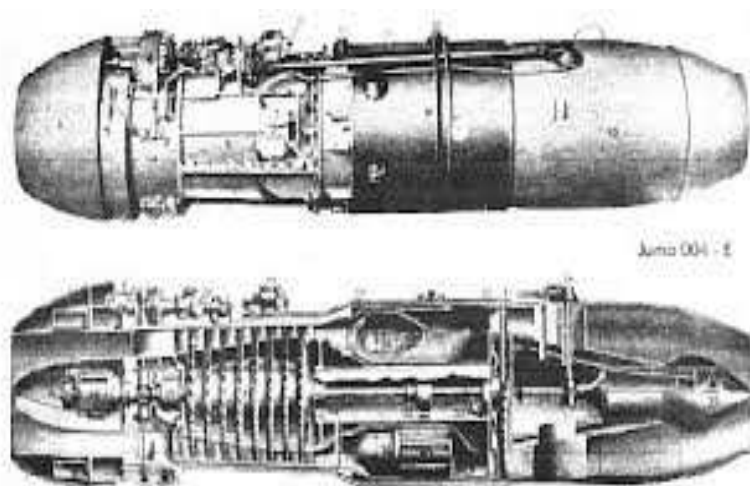
Druhá světová válka, tak jako ta předešlá, přinesla do vývoje letounů mnoho nových řešení. V roce 1939 dosáhl Messerschmitt Me 209 světového rychlostního rekordu 755 km/h, jako letadlo poháněné klasickým pístovým motorem. Protože možnosti vrtulových letounů nedovolují dosáhnout o mnoho vyšších rychlostí, konstruktéři hledali nová řešení. Proto vznikly první funkční sériově vyráběné proudové motory a to ve firmách BMW a Junkers v Německu. Ty byly později použity pro letouny Ar 234 a Messerschmitt Me 262. Proudové motory, které byly na začátku války zavrhovány, nakonec ukázaly, kudy povede směr vývoje pohonu letadel dále. Nejenom, že díky nim mohla letadla operovat ve větších výškách a při vyšších rychlostech, ale také díky menšímu počtu pohyblivých součástí a jednodušší konstrukci byly méně poruchové a levnější na údržbu.[13]

Proudový motor je založen na principu akce a reakce. Spaliny, které z motoru proudí jej ženou kupředu. Proudový motor funguje na podobných fázích jako klasický spalovací, s tím rozdílem, že všechny v něm probíhají na různých místech naráz.

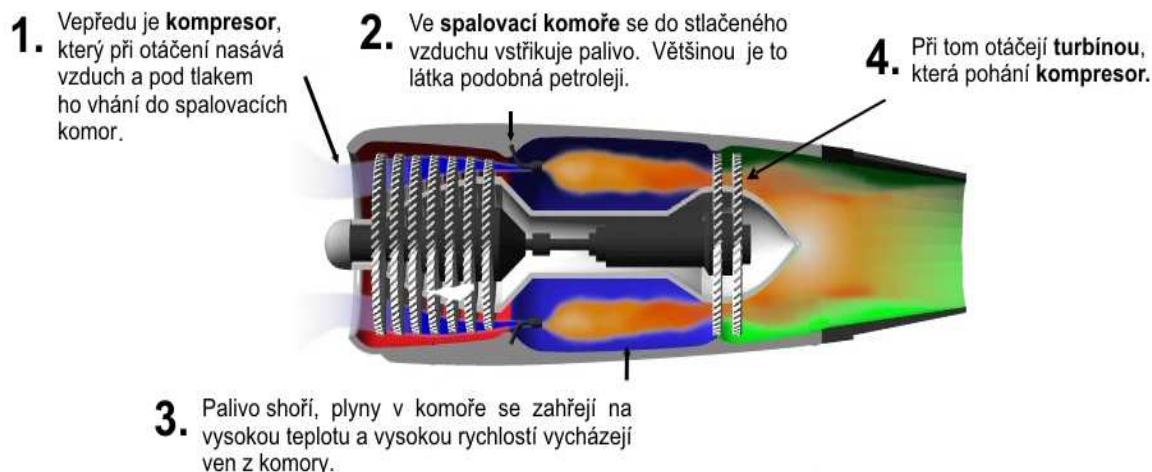
Jednotlivé fáze (viz obr. 4 na následující straně):

1. *Sání:* Vzduch je nasáván vstupem do motoru.
2. *Komprese:* Mírně roste teplota a strmě roste tlak. Plyn je také zpomalován, což celý proces usnadňuje.
3. *Spalování:* V této fázi se vzduch ohřívá o několik stovek °C, to mu udělí energii. Ze spalovací komory poté vystupuje zadní částí, protože tam je nižší tlak.
4. *Výfuk:* Při této fázi se tlak a teplota vzduchu mění z velké části na rychlost a z menší, za pomoci turbíny na mechanickou energii, která pohání kompresor[14]

Za Druhé světové války byl také vynalezen raketový pohon, který využívaly známé německé balistické rakety V1 a V2. Tyto rakety sužovaly obyvatele Londýna a okolí ke konci konfliktu. Raketový pohon je používán dodnes, při letech do vesmíru, protože dokáže vyvinout obrovský tah.



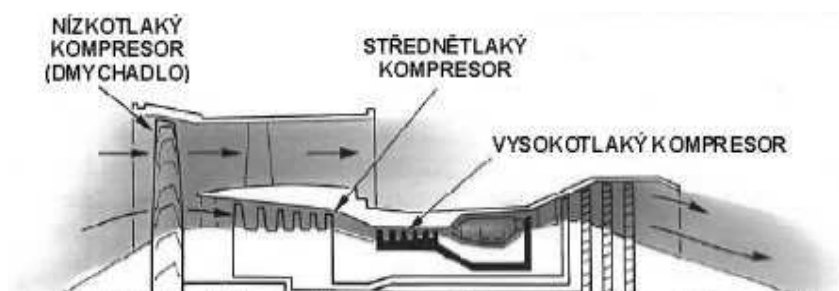
Obr. 3 - proudový motor Jumo 004 použitý u letounu Messerschmitt Me 262 [13]



Obr. 4 - jednotlivé fáze proudového motoru [15]

Po válce postupně docházelo k vylepšování proudových motorů a došlo k prosazení tohoto typu do letecké dopravy, což zrychlilo a také zlevnilo cenu letu. Po pozdějších úpravách docházelo ke změnám hodnot poměru tíhové síly letadla k výkonu motorů. U nejstarších typů, např. již zminovaného Jumo 004, dosahovala hodnota poměrného výkonu maximálně 2 kN/kW, zatímco u motorů vyvinutých v

80.letech se pohybovala hodnota kolem 8 kN/kW.[16] Za zvýšení poměrného výkonu stojí hlavně nová konstrukce a přístup k proudovým motorům. Zatímco první byly turbokompresorové s radiálním kompresorem, dnešní jsou převážně turbodmychadlové s axiálním kompresorem. Axiální kompresor má menší stupeň stlačení, proto se používá víceúrovňová komprese kombinace radiální a axiální na jedné hřídeli. U turbodmychadlového motoru proud spalín nepohání přímo letadlo, ale je hnán přes další turbínu a tak pohání kompresor (obr. 5). Tento typ řešení se nazývá také dvouproudový motor a je používán u dopravních letadel. Je totiž značně ekonomicky výhodnější. Teoreticky nemusí být nízkotlaká turbína poháněna dmychadlem, ale energie se může využít jinak. Např.: pokud umístíme vrtuli místo dmychadla, dostáváme turbovrtulový motor.[17]



Obr. 5 – řez turbodmychadlovým (dvouproudovým) motorem [17]

3. Palivové soustavy u dopravních letounů

Spotřeba letadel je z velké části závislá na jejich hmotnosti. Vzletová hmotnost je úzce spojená s množstvím paliva v letounu (u velkých dopravních letadel může tvořit poměr hmotnost paliva / hmotnosti letadla více než 50%). Správné řešení palivových soustav je základem k co nejnížší možné spotřebě. Zabývat se konstrukcí a řešením těchto soustav by mohlo pojmout celou další podobnou práci, tudíž se v tomto dokumentu pokusím zpracovat jejich základní rozdělení, důležité prvky soustav a k tomu také nějaké zajímavosti a postřehy. Pro tuto kapitolu jsem čerpal z knih Aircraft Fuel Systems (Roy Langton) a Letadla (Jiří Tůma). Velice se mi líbilo shrnutí a rozdělení vnější a vnitřní soustavy v práci Kamila Pergla z roku 2010, jímž jsem se také nechal inspirovat.

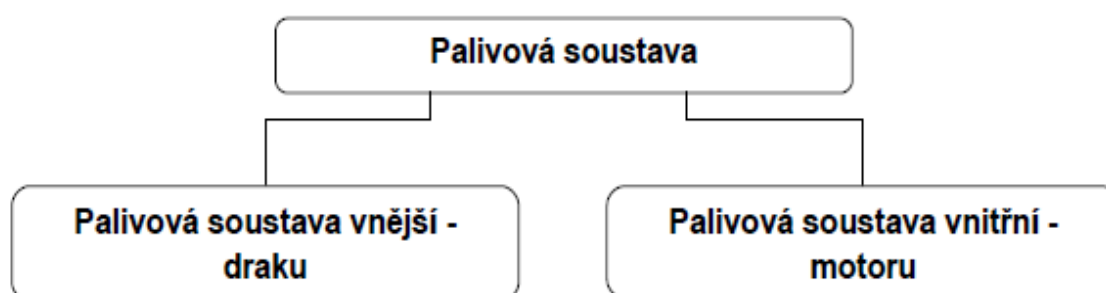
Vývoj palivových soustav letounu je ovlivňován řadou faktorů. Záleží zejména na cílech mise, které letadlo po celou dobu své existence plní. Mezi důležité faktory určující tyto soustavy patří dolet, hmotnost nákladu, vytrvalost (doba letu) nebo tah motorů, které ovlivňují objem nádrží. Záleží však i na aktuální spotřebě paliva (průtoku paliva potrubím), která ovlivňuje výkon čerpadel. Pohonné látky by měly být dodávány ve správném množství a za správných tlaků, při jakýchkoliv letových režimech a výškách, za kterých letadlo létá.

Na palivovou soustavu a palivo obecně během letu působí veškeré účinky zrychlení, ať už je to změna rychlosti nebo směru letu. Je nutné, promyslet čerpání paliva a jeho rozmístění v letounu tak, aby neměla změna zásob pohonných hmot v letadle podstatný vliv na posun jeho těžiště. Tato změna, by totiž mohla ovlivnit řízení. Dojde-li k posunu těžiště, musí být zajištěno přečerpávání paliva mezi jednotlivými nádržemi.

U některých typů letounů se využívá proudící palivo jako chladič, který odvádí teplo z jiných kapalin, např. z oleje. Tento odvod je umožněn díky použitím palivo-olejových výměníků, které jsou součástí moderních řešení palivových soustav.

3.1. Rozdělení palivových soustav

Obecně se palivové soustavy dělí podle umístění v letadle na vnější - palivová soustava draku a vnitřní - palivová soustava motoru.



Palivová soustava vnější - její funkcí je zajišťování dodávek paliva do motoru. Patří do ní například palivové nádrže, odvodušňovací a pojistné ventily, plnicí otvory a další. Tato soustava je součástí draku letadla.

Palivová soustava vnitřní - zajišťuje nepřetržitou dodávku paliva do spalovací komory. Obsahuje i palivo-regulační soustavu, která zabezpečuje dodávku paliva v závislosti na daném režimu práce motoru, výšce a rychlosti letu. Je přímou součástí motoru.

3.1.1. Vnější palivová soustava a její jednotlivé části

Jak je uvedeno výše, ve vnější palivové soustavě je umístěno palivo, které je poté čerpáno k motorům. Správná dodávka paliva a vyvážení letadla je hlavní funkcí celé soustavy. Skládá se z palivových nádrží, odvzdušňovacích a pojistných ventilů, plnicích otvorů, dodávacích čerpadel, přepravních čerpadel, rychlouzavíracích kohoutů, měřičů spotřeby, filtrů a různých potrubí.

Při konstrukci a návrhu vnějších palivových soustav je nutné zvážit důležité požadavky na soustavu, od kterých se odvíjí různé konstrukční problémy a jejich řešení. Z požadavků to jsou zejména:

- *Minimální hmotnost* – hmotnost letounu je hlavním parametrem v jakémkoliv ohledu. Je důležité aby bylo letadlo co nejlehčí a zároveň splňovalo všechny důležité požadavky. U palivových soustav se konstruktéři snaží používat nejlehčí materiály pro čerpadla, potrubí atd.. Váhu letadla tvoří z velké části právě hmotnost paliva. Není možno vyčerpat z palivových nádrží 100% pohonných hmot, vždy v nich nějaká část zbude. U velkých dopravních letounů to můžou být až stovky kilogramů, které je důležité brát v úvahu.

- *Požadovaný objem palivových nádrží* – odvíjí se od velikosti tahu motorů, doletu a požadované vytrvalosti letadla. Obecně platí, že čím je delší dolet a vytrvalost, tím větší objem paliva je zapotřebí v nádržích pojmout.

- *Minimální změna polohy těžiště letadla* – s tím spojený správný postup při odebírání paliva z jednotlivých nádrží (nemůžeme odebírat palivo jen z jedné části letadla a poté z druhé. Čerpání by mělo probíhat zároveň tak, ať má co nejmenší vliv na těžiště), nebo vyvažování letadla při změnách směru letu a rychlostí. Proces vyvažování letadla při změnách směru letu a rychlosti by byl pro člověka velice obtížný, a proto je čerpání paliva řízeno automaticky. Ručně je prováděno pouze nouzové přečerpávání posádkou v krizových situacích.

- *Spolehlivost dodávky paliva* – je nutné zajistit, aby bylo palivo dodáváno s co největší spolehlivostí za jakýchkoliv podmínek a za všech letových režimů. Se spolehlivostí dodávky je úzce spojena tzv. výškovost, nebo-li zajištění dodání potřebného množství paliva, které je nutné k dosažení výšky praktického dostupu letadla a to i s určitou rezervou.

- *Odvzdušnění palivové soustavy* – při změnách tlaků, které nastávají při přechodu do různých letových hladin a také při odčerpávání paliva je nutné udržovat v nádržích letadla určitý přetlak. V opačném případě by to mohlo mít katastrofální následky. K odvzdušnění slouží ventilační systém letadla, který udržuje v nádrži přetlak na konstantní hodnotě. Typické místo pro ventilační systém je na krajních částech křídel. Jak je známo, letadla létají ve vysokých výškách, kde panují nízké teploty. Proto je nutné, aby byly všechny prvky odvzdušňovací soustavy chráněny před projevem námrazy a znečištění. Při údržbě se také pravidelně kontroluje jejich stav.

– *Filtrační soustava* – v leteckém oboru je kladen veliký důraz na čistotu paliva. Za nejvíce škodlivou látku je považována voda. Palivo se filtruje několikanásobně. Nejprve při plnění nádrží, poté přímo v palivové soustavě pomocí čističů, které jsou složeny z různých filtračních vložek.

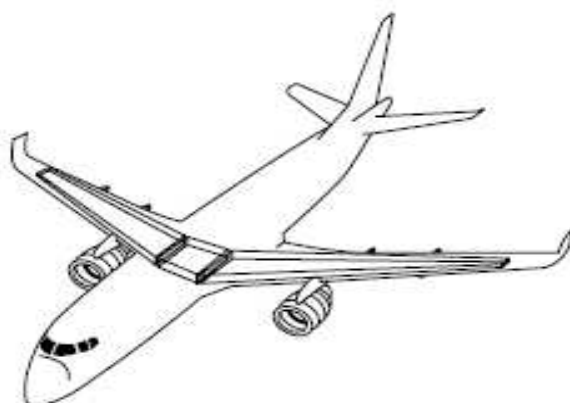
– *Bezpečnost palivové soustavy* - Za letu může v palivové soustavě samozřejmě dojít k jakýmkoliv problémům. K podchycení těchto potíží, které mohou mít neblahý důsledek na bezpečnost letu, jsou používány různé senzory a měřicí zařízení. Zejména to jsou tlakoměry, které ukazují provozní tlaky v nádržích a čerpadlech, nebo palivoměry a spotřeboměry, které měří aktuální množství paliva a spotřebu při daném režimu letu. Pro odhalení problému se používají různé senzory a signalizační zařízení, díky kterým může posádka letadla kontrolovat aktuální stav vyprazdňování jednotlivých nádrží a tím mít bezpečnost letu pod kontrolou. Jakýkoliv problém, který může nastat a soustava jej zaznamená, je signalizován v kokpitu letounu. Podle závažnosti může být doprovázen i akustickým upozorněním.

– *Požární bezpečnost* – je řešena hlavně při konstruování palivové soustavy. Při návrhu je velice důležité vzít v úvahu rozložení jednotlivých prvků a jejich umístění vůči sobě. Všechny kovové součásti je nutno dobře ukotvit, aby do sebe náhodou nenarazily a tím nevytvořily jiskru. Při plnění letadla palivem je nutné dodržovat bezpečnostní předpisy a chovat se obezřetně. Také je důležité důkladně promyslet protipožární ochranu v místech průchodu paliva. Hasící zařízení, která jsou do těchto míst uložena, se spustí automaticky při detekování požáru. Pokud systém selže, můžou být spuštěny i ručně a to posádkou v kabině.

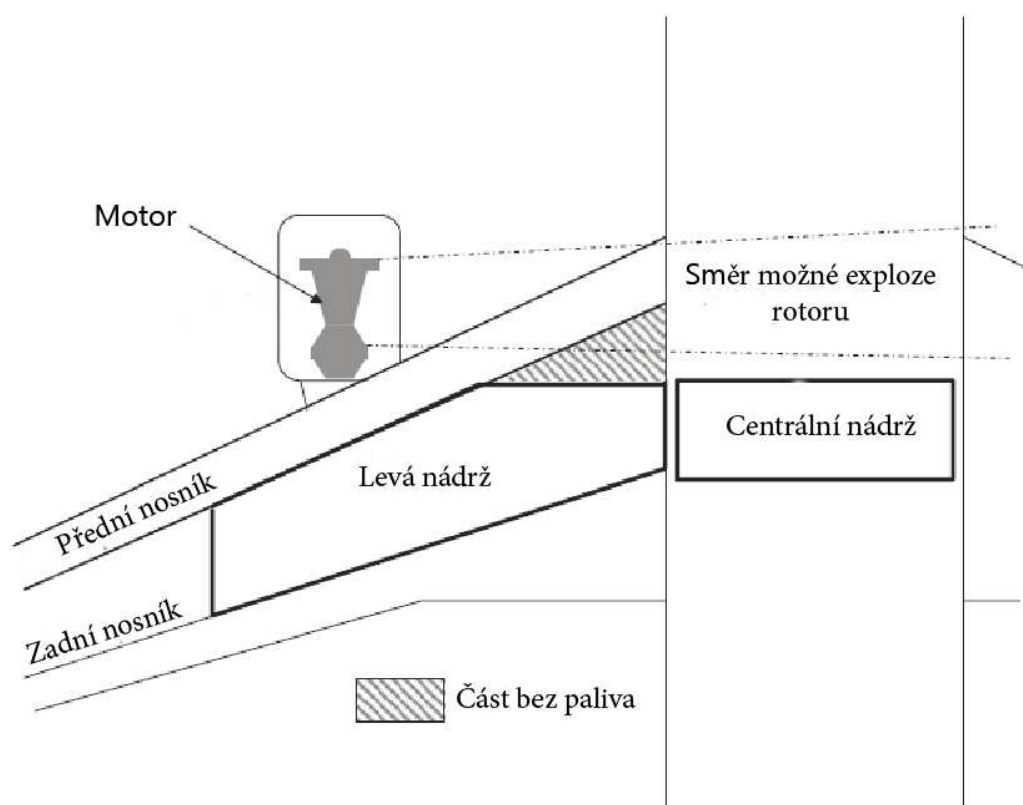
– *Doba údržby soustavy* – Důraz na minimální dobu potřebnou k údržbě je kladen hlavně z ekonomických důvodů. Čím déle letadlo stojí, tím méně vydělává majiteli peníze. Údržbu zahrnuje jak samotná kontrola soustavy, tak i čas nutný k naplnění nádrží. Nejvíce je doba údržby ovlivněna samotnou konstrukcí soustav, na kterých se kontrola provádí. Vhodnou konstrukcí lze usnadnit detekci problému v daném místě a následně vyměnit součást. Rychlost tankování a odpouštění paliva jsou závislé na zvolené metodě plnění či vyprazdňování nádrží. Tankování se může provádět v krajních situacích spádovým plněním, kdy se hadice s palivem umístí do nejvyššího bodu nádrže, zbytek práce poté vykonává gravitace. Nejčastější metoda plnění je prováděna vysokotlakým vstřikováním od země, kdy je vysoký tlak získáván čerpadly.

3.1.1.1 Palivové nádrže

Palivové nádrže slouží k uložení potřebného množství paliva pro let. U dopravních letadel je palivo nejčastěji umísťováno přímo do draku letadla - v jeho křídlech a trupu – obr. 6. Toto řešení je velice výhodné z hlediska aerodynamiky, kdy je využit prostor uvnitř konstrukce letadla, tím pádem nemusí být připojena žádná přídavná palivová nádrž, která by tvořila nechtěný odpor vzduchu. Navíc palivo vyplňuje křídla a tudíž jim dodává určitou tuhost. Při řešení umístění nádrží obvykle konstruktéři berou v potaz i případné ohrožení v důsledku destruktce motoru. Proto jsou zpracovány tzv. nebezpečné pozice vzhledem k motoru letadla, které nesmějí být palivem naplněny – viz obr. 7. Bezpečnost vůči motorům zde uvedená obvykle nemůže být z ekonomického hlediska dodržována ideálně, ale stále by měla být snaha o co nejlepší řešení.

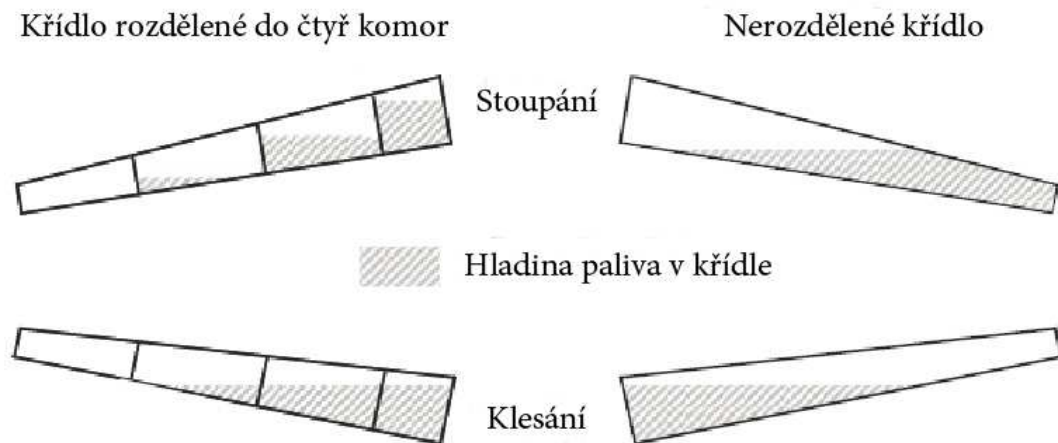


Obr. 6 - typické umístění nádrží u dopravního letounu [18]

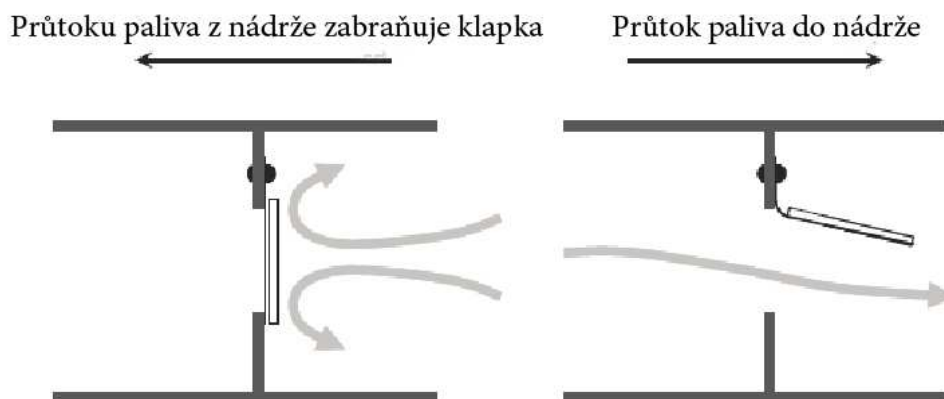


Obr. 7 - řešení bezpečnosti umístění nádrží vůči motoru [18]

Při změnách směru letu, změně rychlosti a také při vzletu v nádržích dochází k přelévání paliva a může dojít dokonce i k hydraulickým rázům. Tím pádem se může podstatně měnit poloha těžiště letadla. Toto se řeší rozdělením nádrží do menších komor, které jsou dále rozděleny přepážkami – viz obr. 8 a 9 na následující straně. Takto lze docílit co nejmenšího vlivu na změnu polohy těžiště letadla a tudíž větší bezpečnosti. Jednotlivé přepážky jsou často dodatečně vyztuženy, aby nedošlo k jejich průrazu. Každá komora má své vlastní měřicí přístroje, které udávají množství paliva v nich.



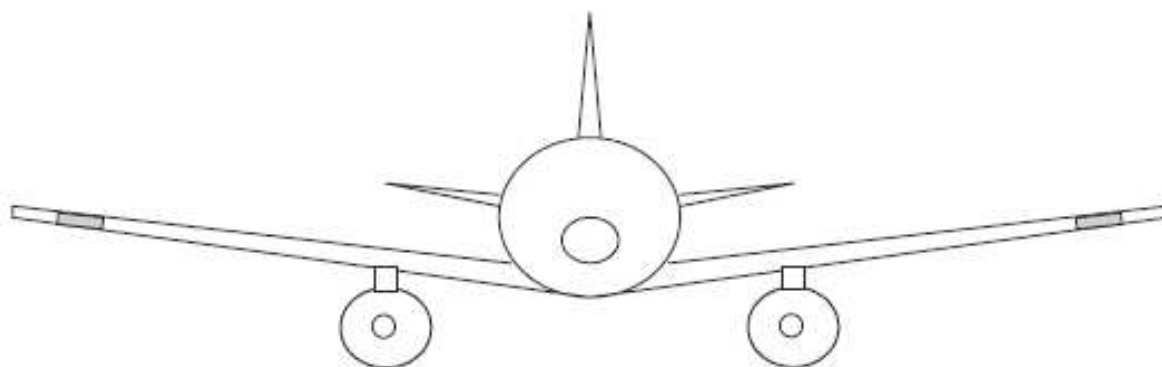
Obr. 8 - porovnání nádrže bez jednotlivých komor(vpravo) se systémem jednotlivých komor(vlevo) [18]



Obr. 9 - princip funkce přepážek v komorách [18]

3.1.1.2 Potrubí palivových soustav

Rozvádí palivo do jednotlivých částí letadla. Každá z nádrží je propojena se všemi motory letadla ať už přímo či nepřímo. Systém celkového propojení je uspořádán tak, aby při poruše některé z pohonných jednotek bylo možno dodávat palivo do zbylých funkčních a zároveň uzavřít průtok do poškozené části. Potrubí bývá vyrobeno z bezešvých, lehkých slitinových trubek, pro vyšší tlaky dokonce z legované oceli. Aby na ně působily co možná nejmenší vibrace, bývají často uloženy v objímkách s pružnými vložkami. Ventilace a odvětrávání, jak již bylo uvedeno, jsou prováděny na koncích křídel, čili v nejvyšších místech nádrží letounu – viz obr. 10. Může se stát, že posádka zaznamená nějaký problém ihned po vzletu letadla. Palivo, kterým je naplněno má ale tak velkou hmotnost, že by pilot nemohl přistát, protože takovou tíhu by podvozek letadla neunesl. Proto má letadlo na spodní straně nádrží výpustné ventily, kterými může posádka v kritické situaci palivo odpustit a tím snížit jeho hmotnost. Toto odpouštění se může provádět pouze podle daných předpisů, v daných výškách a nad danými místy.



Obr. 10 - typické umístění ventilačního systému - na koncích křídel (šedé plochy) [18]

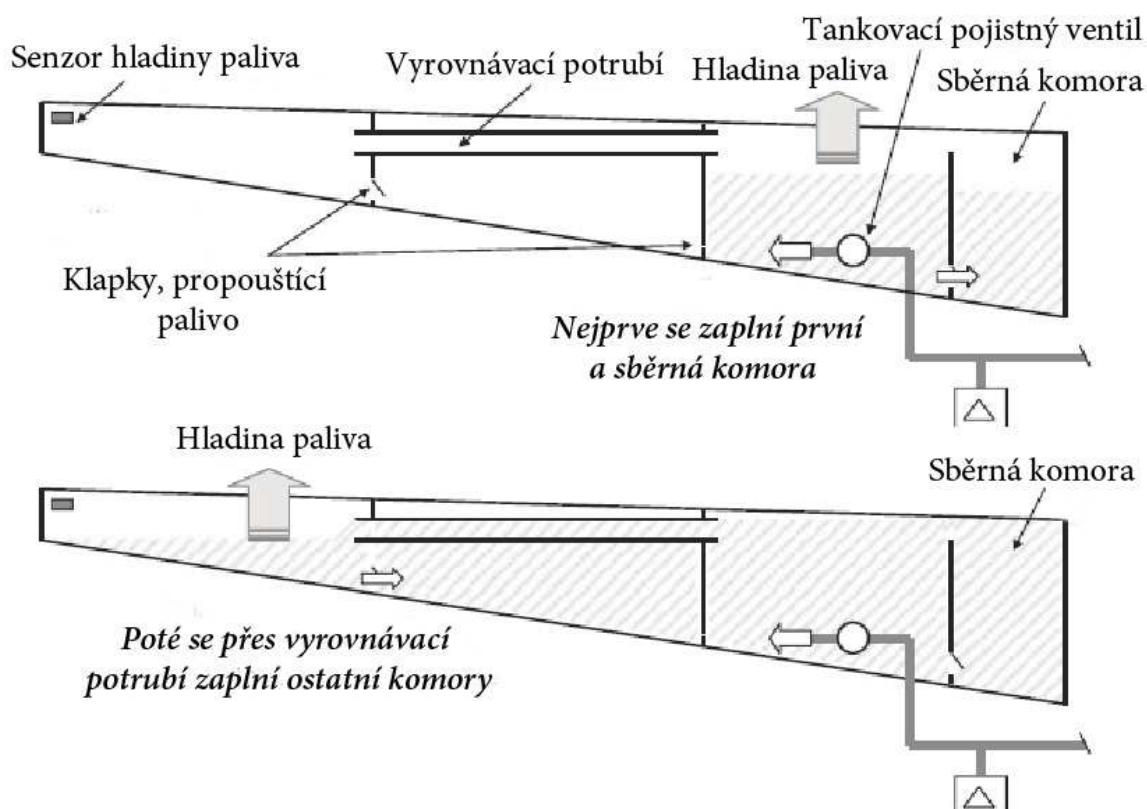
3.1.1.3 Filtrace a čištění paliva

Účel filtrace a čištění paliva vyplývá už z jeho názvu. Tím, že se palivo čistí, zvyšuje se spolehlivost provozu a účinnost paliva. Jak již bylo řečeno, největším problémem je voda. Mohou se však objevit i jiné nečistoty, které je nutno z paliva odstranit. Čištění je prováděno několikanásobně - při jeho tankování a poté znovu v samotných nádržích, pomocí čistících filtrů a vložek. Jako filtry se nejčastěji používají kovová sítky, která však nedokážou zachytit drobné nečistoty. K tomu se používají plstěné filtry, které se ale bohužel mohou snadněji zanášet a navíc do sebe nasakují vodu z paliva, která poté může zmrznout. Tento problém se dá vyřešit pokrytím vložky umělými vlákny, která zabrání vsáknutí vody. Pokud se filtr zanesení, je aktivován pojistný ventil, který otevře náhradní okruh a tím pádem je vadná část vyřazena z provozu. Poté je možno provést jeho nutnou údržbu. Filtry, z hlediska jejich snadného zanesení, se konstruktéři snaží umisťovat do míst, kde se může technik lehce dostat z důvodu snadné demontáže a výměny. Palivo nesmí obsahovat vodu usazenou ani v podobě emulze. Nelze však oddělit vodu, která je v palivu rozpuštěná. Ta poté za snížené teploty při letu vytváří mrznoucí krystalky ledu, který může škodit motorům. Voda v palivu se dá eliminovat různými přísadami, které jednoduše zvyšují její rozpustnost, to ale na druhou stranu zvyšuje spotřebu motorů. Proto je snaha už při výrobě paliva a poté i při dodávkách o jeho co nejmenší kontaminaci vodou.

3.1.1.4 Plnění palivových nádrží

Princip plnění palivových nádrží již byl popsán v předchozí kapitole. Nádrže jsou plněny vysokotlakým vstřikováním paliva pomocí čerpadel. Jen zřídka se používá plnění spádovým systémem, kdy je spád paliva řízen vlastní tíhou kapaliny. Správný objem tankovaného paliva je potom dán systémem senzorů a klapek – viz obr. 11 na následující straně. Na obrázku lze vidět čtyři komory, které jsou postupně zaplavovány. Jakmile dosáhne palivo bodu v levé horní části křídla, senzor vypne přísun paliva do nádrže. Takto je zabezpečena možnost přečerpání paliva v nádrži.

S plněním a vypouštěním nádrží je spjata vysoká bezpečnost při práci s palivem. Každý pracovník obsluhy by měl dodržovat základní bezpečnostní předpisy. Odpouštěné palivo by mělo být ukládáno do nádob k tomu určených, aby nedošlo ke kontaminaci, či znečištění. Také je zakázána jakákoliv manipulace s palivem při bouřce. Letecké palivo je vysoce vznětlivé, to znamená, že musí být zajištěna práce v opravdu bezpečném prostředí bez jisker a dalších podnětů ke vzniku požáru.



Obr. 11 - příklad tankování paliva do křídla [18]

3.1.2. Vnitřní palivová soustava a její jednotlivé části

Jak již bylo uvedeno, vnitřní palivová soustava je přímou součástí motoru. Měla by zajišťovat stálý přísun paliva do spalovací komory při jakýchkoliv podmínkách, za všech provozních režimů a při jakémkoliv rozsahu pracovních otáček. Protože obě palivové soustavy na sebe přímo navazují, je samozřejmé, že spolu musí být výstup vnější soustavy draku a vstup soustavy motoru kompatibilní. Je také důležitý nejen stálý přísun paliva, ale také přísun správného množství při daných podmínkách. Bylo by ekonomicky nevýhodné, kdyby motor spotřebovával více paliva než je nutné. Proto systém reaguje na možné změny vstupních údajů díky elektronickým systémům, které řídí správné vstřikování paliva při různých výškách letu, rychlostech, letových režimech, teplotách a dalších. Za hlavní část vnitřní palivové soustavy je možno označit čerpadlo, které dodává palivo do motoru přes regulační soustavu. Ta má za úkol dodávat jeho přesné množství. Neměl bych opomenout ani vstřikovací palivové trysky, které mají za úkol správně rozprášit palivo, tím zařídit jeho kvalitní spálení. Při nekvalitním spalování by mohlo docházet k situaci, kdy by palivo dohořovalo až v turbíně a účinnost pohonných jednotek by tak klesla. Za další podstatnou část vnitřní soustavy bych označil palivo-olejový výměník, který slouží jednak ke chlazení oleje palivem a jednak k předehřátí paliva. To může při standardních letových výškách dosahovat nízkých teplot (až -50°C). Předehřátím paliva ve výměnících se za prvé zvyšuje účinnost motorů, za druhé se ohřátím můžeme zbavit krystalků vody, které by mohly později zanášet čistící filtry. Některé části vnitřní soustavy rozeberu dále. Zejména se budu věnovat vstřikovacím palivovým tryskám, které hrají z hlediska spotřeby letadla důležitou úlohu.

3.1.2.1 Palivové čerpadlo

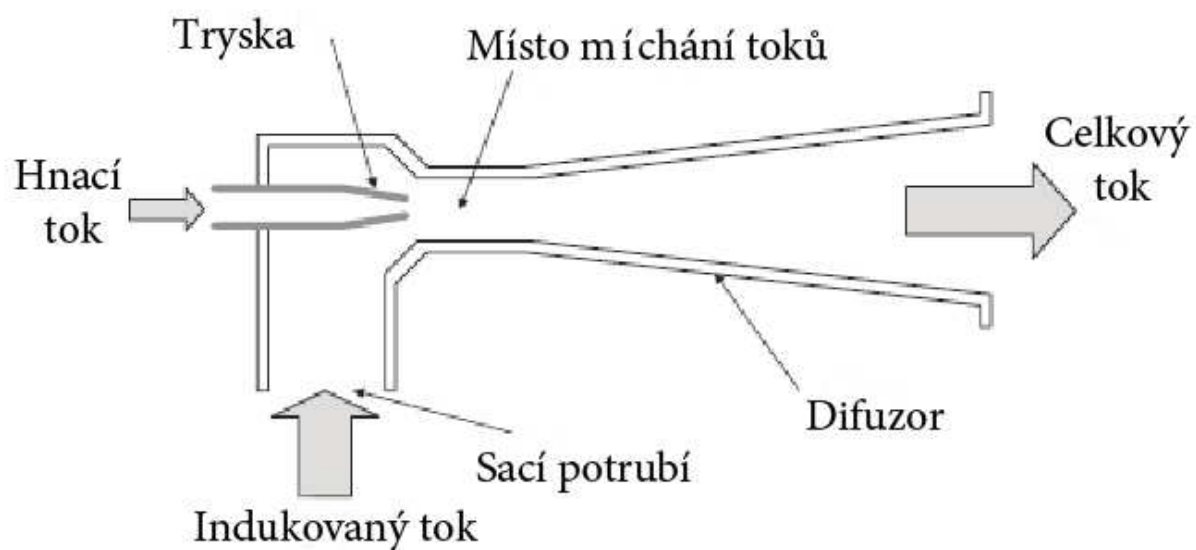
Palivové čerpadlo zařizuje neustálou dodávku paliva k motoru. U letadel se nejčastěji používají pístková, či zubová čerpadla (vhodná volba záleží na dále uvedených parametrech). Ve srovnání se zubovým, je pístkové čerpadlo náchylnější na přítomnost malých nečistot v palivu, neboť má menší vůli mezi jednotlivými pístky a kostrou konstrukce. V obou zmíněných typech čerpadel se standardně dosahuje tlaků okolo 15 Mpa. Zubová čerpadla se používají pro větší hodnoty průtoků – až 10000 kg/h. Mohou také pracovat při vyšších teplotách. Zatímco pístková čerpadla pracují při teplotách asi 130°C, zubová obvykle při 210°C.

3.1.2.2 Regulační soustava – palivový regulátor

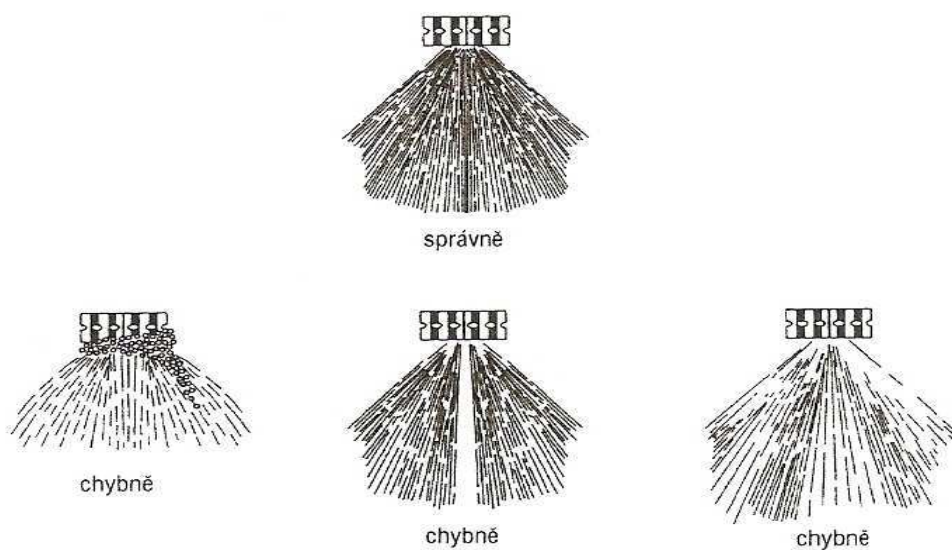
Stálou a nepřetržitou dodávku paliva zařizuje čerpadlo. Regulační soustava s palivovým regulátorem má za úkol dodávat jeho správné množství do motoru. Množství vstřikovaného paliva při různých letových režimech, rychlostech a dalších letových parametrech má nemalý vliv na samotnou celkovou spotřebu letadla. Záleží na složitosti regulátoru a také na propojení s elektronickými systémy, které udávají kolik paliva se má v daný okamžik použít. Je nutné zařídit správnou souhru jednotlivých částí, aby vše fungovalo tak jak má a nevytvářely se tak zbytečné ztráty. Hlavním prvkem, který ovlivňuje množství průchozího paliva, je jehla – tzv. *škrtící*. Ta je založena na principu hydraulickém nebo mechanickém. Samotná vnitřní palivová soustava je samozřejmě složena i z různých kohoutů a ventilů. V regulační soustavě je velmi důležitým prvkem *uzavírací kohout*. Slouží k otevření a uzavření přívodu paliva do spalovací komory. Je ovládán posádkou přímo z řídicí kabiny letadla a dají se jím regulovat jednotlivé letové režimy. Při otevírání a uzavírání kohoutu je možno zapínat a vypínat motory.

3.1.2.3 Vstřikovací palivové trysky

Vstřikovací palivové trysky slouží ke správnému rozprášení paliva ve spalovací komoře. Pokud by palivo nebylo správně rozprášeno, nespálí se všechno v komoře pro to určené a spaluje se až u turbíny. To má za následek snížení účinnosti motoru a tudíž i vede k větší spotřebě. Na trysky je z hlediska jejich důležitosti kladen veliký důraz. Protože pracují za vysokých teplot, měly by být vyrobeny z materiálů, které jsou tomu uzpůsobeny. Také by měly být dobře chlazeny, u letadel to bývá nejčastěji vzduchem. Kvalitní vstřikovací palivové trysky by měly fungovat už při tlacích okolo šesti Mpa – (potřebný tlak se získává pomocí ejektorů viz obr. 12 na následující straně). Nejprve v tryskách dochází k tzv. tangenciálnímu rozvíření paliva a až poté k rozprášení, které by mělo být za každých podmínek dostatečně jemné. Aby nedocházelo k přehřátí komor, neměla by kvalita rozprášení kolísat a měla by být rovnoměrná. U trysky se klade důraz na tzv. *úhel rozprášení*, který může kolísat mezi 60-90°. Maximálních úhlů se dosahuje při potřebě největšího výkonu. Trysky po určité době používání mohou začít vykazovat různé vady. Ty způsobují nesprávné vstřikování paliva a jeho nerovnoměrné rozdělení. Můžou to být tzv. bublinky, roztříkování do cibulky, či proužkování. Všechny tyto vady snižují účinnost motorů a tedy logicky zvyšují jejich spotřebu během letu (obr. 13 na následující straně). [18], [19],[20],[22]



Obr. 12 - princip funkce ejektoru [18]



Obr. 13 - vady vstřikovacích trysek [22]

Nástinem vad trysek bych ukončil kapitolu palivových soustav u dopravních letounů a přešel k problematice základních letových režimů a jejich rozdělení.

4. Letové režimy používané při cestovním letu

Z hlediska spotřeby letadla je důležité dodržovat letové režimy, čili nastavení motoru. Základními parametry, které nás budou zajímat, jsou dolet a vytrvalost. Doletem je myšlena vzdálenost, kterou dokáže letoun se známým množstvím paliva doletět, při daném cestovním nastavení a to bez jeho doplnění. Rozlišují se dva druhy doletů – technický a praktický. Zatímco první hodnota je teoreticky spočítaná (bereme vzdálenost, kterou letoun dokáže urazit až do spotřebování poslední kapky paliva), praktický dolet je vzdálenost, kterou urazí letoun i se stálou rezervou v nádrži (přibližně pro 45 minut letu). Vytrvalostí je poté myšlena doba, po kterou může letadlo letět, až do úplného vyčerpání paliva v nádržích. Na spotřebu letadla má vliv několik faktorů. Jedním z nich je nastavení motorů pro daný režim letu. Když jsem poprvé slyšel pojem letový režim, představil jsem si pod tímto názvem nastavení motoru pro vzlet, samotný let a přistání. Moje úvaha, jak jsem později zjistil z literatury, byla mylná. Letové režimy jsou sice různá nastavení motorů pro let, v literatuře byly uvedeny 3 typy, ale se vzletem a přistáním nemají nic společného. Tyto režimy se označují velkými tiskacími písmeny A, B, a C. Navzájem se porovnávají díky získaným parametrům, které udávají velikost již zmíněného doletu a vytrvalosti, pro které jsou odvozeny určující vzorce. Pro odvození je potřeba definovat si potřebné pojmy. Samotná spotřeba při daném režimu je závislá na druhu pohonu letadla. Pohonné jednotky, čili motory, mohou být pístové, turbovrtulové, nebo proudové. U těchto druhů se udává specifická spotřeba paliva, která je dána podstatou funkce motoru.

U pístových a turbovrtulových motorů se *specifická spotřeba paliva* značí C_{ep} a dá se definovat jako množství paliva v kilogramech, které se spotřebuje na jednotku výkonu (je brán výkon motoru na hřídeli) za určitý čas. Tato spotřeba je podle soustavy SI udávána v $[kg/Ws]$, v praxi se ale uchýlila spíše jednotka $[kg/kWh]$.

Pro letadla s proudovými motory je *specifická spotřeba paliva* definovaná jako množství paliva v kilogramech, které se spotřebuje na jednotku tahu za určitý čas. Spotřeba je podle soustavy SI udávána v $[kg/Ns]$, v praxi jsou ale používány jednotky v $[kg/Nh]$, nebo $[kg/kNh]$. Tato spotřeba se značí C_{ef} .

Pro všechny druhy motorů je definována ještě jedna spotřeba a to časová, nebo-li hodinová C_h . Ta je definována jako množství paliva v kilogramech, které se spotřebuje za jednotku času. Uvádí se v $[kg/s]$. V praxi se ale opět, tak jako u předešlých dvou, používá spíše jednotka $[kg/h]$. Vztažení na hodiny je v těchto případech pohodlnější, neboť let trvá déle než pár sekund. Mezi časovou a specifickou spotřebou existuje vztah, díky kterému můžeme tyto dvě veličiny jednoduše převádět mezi sebou. Logicky se dá odvodit, že vzorce na převod mezi těmito veličinami musí být pro jednotlivé typy motoru různé. Tyto veličiny vyjadřujeme v závislosti na využitelném tahu a jsou uvedeny na obr. 14. Specifická spotřeba se může tak jako hodinová vztahovat na hmotnost letadla, to ukazují obrázky 15 a 16.

Letouny s PíM a TVM	Letouny s PrM
$C_h = C_{eP} \frac{P_V}{\eta}$	$C_h = C_{eF} F_V$

Obr. 14 - vzorec pro převod specifické spotřeby na časovou [23]

C_h – časová spotřeba

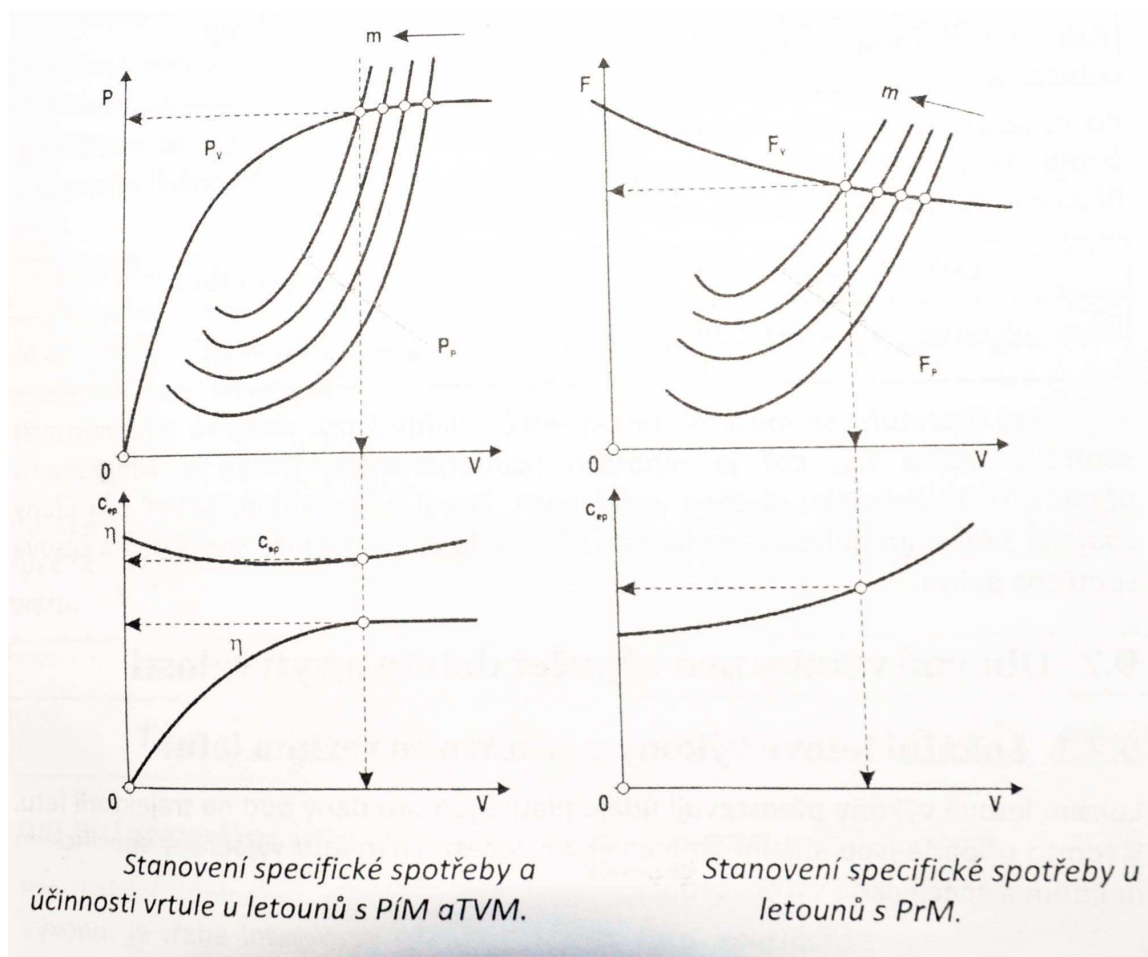
C_{ep} – specifická spotřeba pro letouny s pístovým a turovrtulovým motorem (PíM a TVM)

P_v – výkon motoru

η – účinnost vrtule

C_{eF} – specifická spotřeba pro letouny s proudovým motorem (PrM)

F_v – využitelný tah motoru



Obr. 15 - grafické znázornění spotřeby jednotlivých motorů v závislosti na hmotnosti [23]
Pro každou zvolenou hmotnost m rovnovážného režimu odečteme tah a specifickou spotřebu.
U pohonu s vrtulí výkon a účinnost samotné vrtule.

Letouny s PíM a TVM	Letouny s PrM
$C_h = C_{eP} P_M = \frac{g C_{eP} V}{\eta} \frac{C_D}{C_L} m$	$C_h = C_{eF} F_M = g C_{eF} \frac{C_D}{C_L} m$

Obr. 16 - určení časové spotřeby v závislosti na hmotnosti [23]

Vzorce jsou odvozeny ze vzorců pro výkon na hřídeli.

Jakmile máme definované tyto dvě veličiny (specifická a hodinová spotřeba), můžeme určit tzv. *specifický dolet*, což je vzdálenost, kterou letadlo urazí za jednotku spotřebovaného paliva, respektive na 1 kilogram paliva $[m/kg]$, nebo tzv. *specifickou vytrvalost*, což je doba, po kterou letadlo letí na jednotku hmotnosti paliva. Udává se v jednotkách $[s/kg]$. Tyto vztahy nám vlastně udávají dolet a vytrvalost v určitém bodě letu při dané hmotnosti, rychlosti a za daných součinitelů odporu a vztlaku. Vztahy nám znázorňuje Tab. 1.

Letouny s PíM a TVM	Letouny s PrM
$R_{sp} = \frac{V}{c_h} = \frac{\eta}{g C_{eP}} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{m}$	$R_{sp} = \frac{V}{c_h} = \frac{V}{g C_{eF}} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{m}$
Letouny s PíM a TVM	Letouny s PrM
$T_{sp} = \frac{1}{c_h} = \frac{\eta}{g C_{eP} V} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{m}$	$T_{sp} = \frac{1}{c_h} = \frac{1}{g C_{eF}} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{m}$

Tab. 1 - vztahy pro specifický dolet $R_{sp} [m/kg]$ a specifickou vytrvalost $T_{sp} [s/kg]$ [23]

V – rychlost letounu
 C_h – časová spotřeba
 η – účinnost vrtule
 g – gravitační součinitel
 C_{eP}, C_{eF} – specifická spotřeba
 C_L – součinitel vztlaku letounu
 C_D – součinitel odporu letounu
 m – hmotnost letounu
 S – vztažná plocha křídel letounu

4.1 Rozdělení letových režimů

Doposud jsem se zabýval veličinami, které byly uváděny pro neměnní se hmotnost letounu. Tento faktor se ale nedá zanedbat, neboť jak známo z předchozích stran, palivo, které se za letu spotřebovává, tvoří v poměru ke vzletové hmotnosti letadla skoro 50% (ne-li více). Pro udržení letu v horizontálním směru je nutno stále upravovat měnící se síly ve vertikálním směru, které mezi sebou tvoří rovnováhu. V našem případě předpokládáme, že je tíhová síla rovna vztlaku letounu a tedy platí **$mg = C_L \frac{1}{2} \rho v^2 S$** . Po chvíli uvažování nad touto rovnicí si lze uvědomit, že za letu můžeme ovlivňovat pouze tři veličiny:

- vztlak
- hustota vzduchu
- rychlost letounu

Hmotnost letounu se mění sama tím, že se spotřebovává palivo. Gravitační součinitel a plocha křídel jsou za letu neovlivnitelné. V obecné praxi se samozřejmě může měnit více z těchto veličin zároveň, pro zjednodušení ale předpokládáme, že se mění pouze jedna, její změna se dá tedy zapsat jako funkce hmotnosti letounu. Funkční předpisy se poté odvozují z rovnice **$C_L \rho v^2 = (2g/S)m$** . Díky této rovnici je možné přímo definovat tři jednotlivé režimy cestovního letu, které jsou znázorněny níže v Tab. 2. Pod obrázkem rozeberu režimy podrobněji a následně uvedu porovnání doletů a vytrvalostí jednotlivých režimů a pokusím se nalézt také jejich maxima.

Režim A	$(C_L, V) = konst.$	$\rho = \left(\frac{2g}{C_L V^2 S} \right) m = k_A m$
Režim B	$(C_L, \rho) = konst.$	$V = \sqrt{\left(\frac{2g}{C_L \rho S} \right) \sqrt{m}} = k_B \sqrt{m}$
Režim C	$(\rho, V) = konst.$	$C_L = \left(\frac{2g}{\rho V^2 S} \right) m = k_C m$

Tab. 2 - definice jednotlivých režimů, vycházející z rovnice $CL\rho V^2 = (2g/S)m$ [23]
 Jak je patrné, při jednotlivých režimech se vždy mění pouze jedna veličina spolu s hmotností.
 Ostatní veličiny v dané rovnici uvažujeme jako konstanty.

Režim A

Jak je patrné z tabulky na obrázku 18, bude se při tomto režimu díky spotřebovávání paliva lineárně zmenšovat i hustota vzduchu. Letoun poletí také za stále stejné rychlosti **V=konst.** a konstantním součiniteli vztlaku **C_L=konst.**. Když si to představíme ve skutečnosti, bude letadlo při tomto režimu spotřebovávat palivo a při tom stoupat (ve vyšších výškách je vzduch řidší), což neznamená nic jiného, než tzv. cestovní stoupání. Konstantní rychlost dokáže pilot udržet snadno, ale při podmínkách letového provozu, kdy se musí dodržovat určité letové hladiny, můžou nastávat potřeby změn při manévrování. Pro tento a vlastně i pro oba níže uvedené režimy se určuje dolet a vytrvalost matematickými postupy ze základních vztahů pro letové výkony. Ty jsou uvedeny v 9. kapitole v knize, která je zmíněna na konci práce v seznamu literatury pod číslem [24] (konečné vztahy jsou znázorněny v tab. 3 níže).

Režim B

Při tomto režimu letadlo vykonává pohyb za konstantní hustoty vzduchu **p=konst.** (tudíž při stejné výšce letu) a při konstantním součiniteli vztlaku **C_L=konst.** Tentokrát se rychlost při spotřebě paliva nebude měnit lineárně, ale v závislosti na odmocnině celkové hmotnosti letadla. Pilot tedy podle výškoměru udržuje stále stejnou výšku letu a snižuje rychlost podle uvedeného vztahu, aby udržel rovnováhu mezi tíhovou silou a vztlakem. V praxi se rychlost snižuje změnou přípusti motoru.

Režim C

Jak je patrné z předchozích dvou režimů, režim C probíhá za konstantní hustoty vzduchu **p=konst.** (stálé letové výšce) a při stále stejné rychlosti **V=konst.**, čili se musí měnit součinitel vztlaku **C_L**. Ten je definován jako lineární funkce hmotnosti. Jelikož ale musí být součinitel vztlaku v rovnováze se součinitelem odporu **C_D**, součinitel odporu se musí měnit v závislosti na **C_L**. Tím pádem je tento režim vlastně závislý na změně **C_D** v souvislosti s **C_L** a hmotností **m**.

Abychom mohli jednotlivé režimy porovnávat a nalézt u každého maxima doletu a vytrvalosti cestovního letu, je dobré shrnout je do tabulky Doletů a Vytrvalostí, abychom je měli pohromadě a mohli s nimi snadněji pracovat.

DOLETY		
Režim letu	Letouny s PíM a TVM	Letouny s PrM
A	$R_A = R_B = \frac{\eta}{g C_{eP}} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{m_1}{m_2}$	$R_A = \frac{1}{C_{eF}} \frac{C_L^{1/2}}{C_D} \sqrt{\frac{2m_1}{g\rho S}} \ln \frac{m_1}{m_2}$
B		$R_B = \frac{2}{C_{eF}} \frac{C_L^{1/2}}{C_D} \sqrt{\frac{2m_1}{g\rho S}} \left(1 - \sqrt{\frac{m_2}{m_1}}\right)$
C	$R_C = \left(\frac{2\eta K_{max}}{g C_{eP}}\right) \arctg \frac{\bar{m}_{pal}}{\bar{V}^2 + \frac{(1 - \bar{m}_{pal})}{\bar{V}^2}}$	$R_C = \left(\frac{2K_{max} V_{mD}}{g C_{eF}}\right) \bar{V} \arctg \frac{\bar{m}_{pal}}{\bar{V}^2 + \frac{(1 - \bar{m}_{pal})}{\bar{V}^2}}$
VYTRVALOSTI		
Režim letu	Letouny s PíM a TVM	Letouny s PrM
A	$T_A = \frac{\eta}{g C_{eP}} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \sqrt{\frac{\rho S}{2m_1 g}} \ln \frac{m_1}{m_2}$	$T_A = T_B = \frac{1}{g C_{eF}} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{m_1}{m_2}$
B	$T_B = \frac{2\eta}{g C_{eP}} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \sqrt{\frac{\rho S}{2m_1 g}} \left(\sqrt{\frac{m_1}{m_2}} - 1\right)$	
C	$T_C = \left(\frac{2\eta K_{max}}{g C_{eP} V_{mD}}\right) \frac{1}{\bar{V}} \arctg \frac{\bar{m}_{pal}}{\bar{V}^2 + \frac{(1 - \bar{m}_{pal})}{\bar{V}^2}}$	$T_C = \left(\frac{2K_{max}}{g C_{eF}}\right) \arctg \frac{\bar{m}_{pal}}{\bar{V}^2 + \frac{(1 - \bar{m}_{pal})}{\bar{V}^2}}$

Tab. 3 - přehled doletů a vytrvalostí pro dané režimy [23]

K_{max} – maximální klouzavost letadla

m_{pal} – rozdíl počáteční a koncové hmotnosti

V_{mD} – rychlost letu v režimu minimálního odporu

$\bar{V}$ – poměr rychlosti letu k rychlosti minimálního odporu V_{mD}

Z tabulky vyplývá, že je jednodušší určit maxima doletů a klouzavostí pro režimy A a B. Z toho lze vidět přímo, že u vrtulových letounů je dosaženo maximálního doletu při dosažení co největší klouzavosti $(C_L/C_D)_{max}$, které odpovídá rychlost letu při minimálním odporu V_{mD} a největší vytrvalosti při minimálním potřebném výkonu a tudíž při jeho rychlosti letu V_{mP} . Letouny s proudovými motory dosahují maximálního doletu při tzv. cestovní rychlosti V_C , která je o něco vyšší než u vrtulových a největší vytrvalosti při rychlosti nejmenšího odporu V_{mD} , čili při rychlosti maximálního doletu u vrtulových letounů. Při režimu C, jak je patrné z tabulky, není tak snadné najít extrémy a tudíž se musí zjistit výpočtem. Z nich poté plyne, že u vrtulových letadel je režim max. doletu asi o 5% nižší, než je při rychlosti minimálního odporu V_{mD} a u režimu max. vytrvalosti je potřebné rychlosti přibližně stejný jako při V_{mP} .

U proudových letounů jsou maximální hodnoty doletu a vytrvalostí asi o 10% nižší při potřebných rychlostech, než v předchozích případech. Z diagramů potřebných

výkonů se poté dají odečíst vztahy pro maximální hodnoty vytrvalosti a doletu u letounů vrtulových i proudových – viz Tab. 4.

Letouny s PÍM a TVM	Letouny s PrM
$(T_{sp})_{max} = \frac{\eta}{C_{eP}} \frac{1}{(P_P)_{min}}$	$(T_{sp})_{max} = \frac{1}{C_{eF}} \frac{1}{(F_P)_{min}}$
$(R_{sp})_{max} = \frac{\eta}{C_{eP}} \frac{1}{\left(\frac{P_P}{V}\right)_{min}}$	$(R_{sp})_{max} = \frac{1}{C_{eF}} \frac{1}{\left(\frac{F_P}{V}\right)_{min}}$

Tab. 4 - maxima vytrvalostí a doletů pro tři typy motorů letounů [23]

V celkovém porovnání vychází značně lépe proudové motory. Dosahují vyšších cestovních rychlostí za maximálního doletu, to samé platí při dosažení maximální vytrvalosti. Vrtulové letouny jsou v nevýhodě díky ztrátám na vrtuli. Proudové motory tedy dosahují stejných účinností při vyšších rychlostech. Volba motorů je jistě jedním z důležitých faktorů pro daný let, letecké společnosti ale určitě vycházejí z jiných parametrů. Určitě je bude zajímat, kolik pasažérů bude muset zaplatit, aby byl ještě daný let výhodný, popřípadě, jakých ztrát by společnost dosahovala vlivem nedostatečného obsazení sedadel. To se dá poté vypočítat, pokud budeme znát hmotnost paliva v nádržích v poměru k tzv. *platícímu zatížení*. *Platící zatížení* je počet pasažérů, kteří si let zaplatili. Jakmile budeme znát tyto dvě veličiny, můžeme sestavit graf závislosti doletu na platícím zatížení letounu (viz obr 21). Je logické, že čím větší bude platící zatížení m_{plat} , tím více společnost může natankovat paliva a nebude ve ztrátě. Z toho vyplývá, že čím delší lety budou společnosti provozovat, tím větší kapacitu by mělo letadlo mít, aby bylo dosaženo efektivního zisku. Pro další výpočty je nutno rozlišit a znát i jiné druhy hmotností:

- Maximální vzletovou hmotnost m_0 , což je maximální hmotnost, na kterou je letoun navržen a nesmí být překročena.

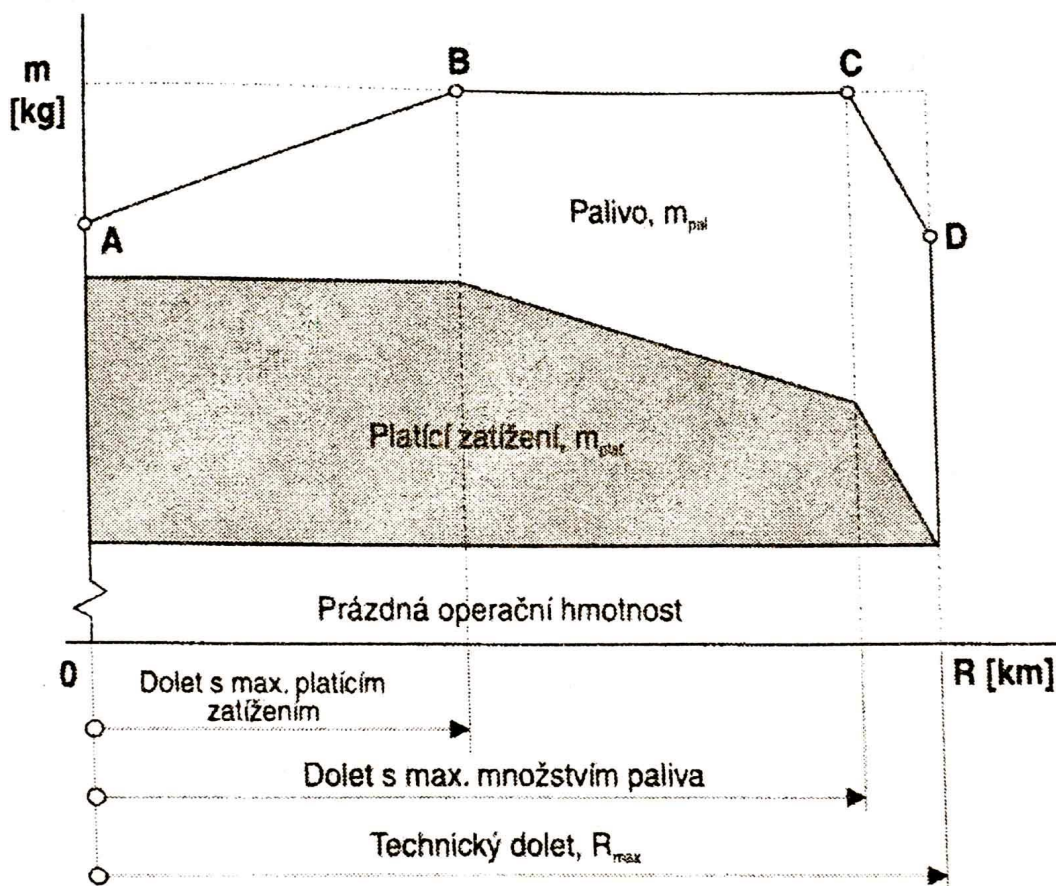
- Maximální přistávací hmotnost $m_{přist}$, což je hmotnost, která vytváří při přistání letadla určité zatížení na podvozek. Často je to hlavně u velkých dopravních letadel tak, že podvozek by při přistání nevydržel zatížení hmotností plně natankovaného letounu. Proto nemůže letoun ihned po startu v případě zjištěné poruchy okamžitě přistávat bez odpuštění paliva. Při návrhu letadla se předpokládá, že během letu se spotřebuje tolik paliva, aby to stačilo na dostatečné odlehčení letadla.

- Maximální hmotnost bez paliva $m_{bez\ pal}$, znamená hmotnost letadla s maximálním platícím zatížením (maximum cestujících a zavazadel), ale bez paliva.

Vzhledem získaným informacím o výše zmiňovaných hmotnostech, známým cenám paliva a nákladům na údržbu lze vypočítat, jaká by měla být minimální cena palubního lístku, aby daný let nebyl pro společnost ztrátový. V grafu na obr. 21 je vyjádřen vliv zatížení letounu na dolet. Někdy se v praxi uvádí pouze závislost na platícím zatížení – viz. šedá plocha.

Graf obsahuje 4 body označeny A,B,C a D. Z křivky A a B lze říct, že se zvětšuje dolet při zvyšování množství paliva v nádržích až po bod B, kdy se dosáhne maximální vzletové hmotnosti m_0 . Pokud poté chceme dále zvyšovat dolet letadla, dá se to uskutečnit jen na úkor hmotnosti platícího zatížení. Je však otázkou na kolik to poté pro danou společnost bude výhodné. Tento proces se může dít, dokud nedosáhneme bodu C, ve kterém jsme již naplnili maximální objem paliva v nádrži.

Poté je znázorněn bod D, který udává dolet letadla při nulovém platícím zatížení. Tento dolet je nazýván technickým doletem. Znalost této vzdálenosti při určitém množství paliva může být využita např. při přeletu letounu do servisu, nebo při změně letiště. Díky tomuto grafu můžeme určit množství paliva, které bychom měli do letadla natankovat, aby urazilo určitou vzdálenost. [23]



Obr. 17 - závislost doletu na užitečném, respektive na platícím zatížení [23]

Tímto bodem zakončím kapitolu letových režimů a přejdu na další část mé práce – statistický přehled množství paliva a parametrů u vybraných dopravních letounů.

5. Přehled parametrů a množství paliva

Dalším úkolem mé práce bylo vybrat 20 typů letadel, u kterých jsem měl zjistit jejich prázdné m_{pr} a vzletové hmotnosti m_0 , hmotnost paliva pro letadlo m_p , poté počet pasažérů letadla x , typ motorů a maximální dolet letadla L . Díky těmto údajům lze následně spočítat kolik pohonných hmot je potřeba na hlavu pasažéra (podělím hmotnost paliva m_p počtem pasažérů $x - m_p / x$), také lze jednoduše zjistit hmotnost letadla bez paliva s jinak plným zatížením $m_{bez\ pal}$ (provedu výpočet $m_0 - m_p$), z toho se dá tedy zjistit i procentuální poměr hmotnosti paliva v letounu ($100m_p / m_0$) a konečně i celkovou spotřebu paliva na kilometr (když podělím množství paliva doletem - m_p / L). Vzorky jsem v tabulce č.1 seřadil vzestupně podle prázdných hmotností m_{pr} .

Z vypočtených hodnot můžeme poté vypočíst přibližnou cenu letu, tudíž i cenu letenky v případě určitého počtu pasažérů. Předpokládám, že letadla poletí s plnou nádrží, tedy s maximálním možným doletem. V běžném provozu si letecké společnosti provozující lety denně dokáží zjistit, kolik paliva je potřeba k doletu do určitého místa, tudíž mohou cenu letenky snížit, či za účelem zisku zvýšit (pokud jim to dovolí konkurence). Pro leteckou společnost je také důležité vědět, jak je let do určité oblasti vytížen a díky tomuto faktu nakoupit či pronajmout počet letadel. Informace a parametry jednotlivých letounů jsem získával výhradně z knihy Jane's all the world's aircraft 2004 - 2005, která je uvedena v seznamu literatury na konci práce.

Tab. 5 – přehled parametrů vybraných letounů [24]

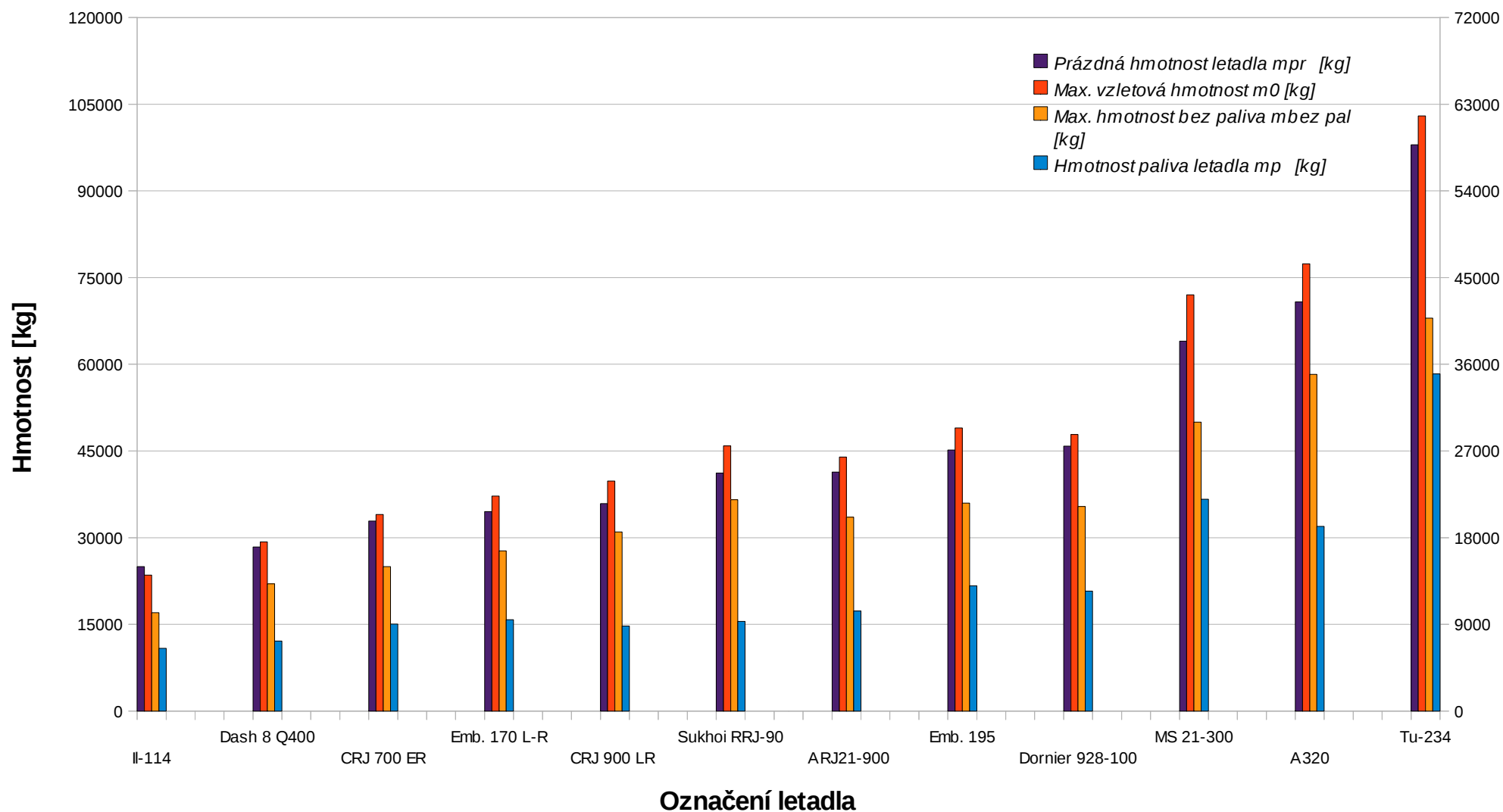
		Parametry								
0	Letoun	Prázdná motnost letadla m_{pr} [kg]	Max. vzletová hmotnost m_0 [kg]	Hmotnost paliva letadla m_p [kg]	Procentuální poměr hmotností [%]	Max. hmotnost bez paliva $m_{bez\ pal}$ [kg]	Max. Počet pasažérů x [-]	Množství paliva na pasažéra [kg]	Dolet letadla L [km]	Spotřeba [kg/km]
	Země výrobce let. Výrobce letounu Označení letounu Typ motoru									
1	Rusko Ilyushin Il-114 Turbovrtulový	15000	23500	6500	27,66	17000	75	86,67	1000	6,5
2	Kanada Bombardier Dash 8 Q400 Turbovrtulový	17018	29256	7256	24,8	22000	78	93,03	2518	2,88
3	Kanada Bombardier CRJ 700 ER Dvouproudový	19731	34019	9017	26,51	25002	70	128,81	3676	2,45
4	Brazílie Embraer 170 long-range Dvouproudový	20700	37200	9470	25,46	27730	70	135,29	3889	2,44
5	Kanada Bombardier CRJ 900 LR european Dvouproudový	21546	39808	8822	22,16	30986	90	98,02	3594	2,45
6	Rusko Sukhoi RRJ – 95LR Dvouproudový	24715	45885	9300	20,27	36585	98	94,9	4620	2,01
7	Čína ACAC ARJ21 – 900 Dvouproudový	24807	43951	10386	23,63	33565	105	98,91	3333	3,12

8	Brazílie	27100	48990	13000	26,54	35990	110	118,18	2592	5,02
	Embraer									
	195 standard									
	Dvouproudový									
9	Německo	27510	47870	12456	26,02	35414	110	113,24	4986	2,5
	Dlong aerospace									
	Domier 928 - 100									
	Dvouproudový									
10	Rusko	38400	72000	22000	30,56	50000	174	126,44	4500	4,89
	Yakovlev									
	MS 21-300									
	Dvouproudový									
11	Mezinárodní	42482	77400	19159	24,75	58241	150	127,73	5676	3,38
	Airbus									
	A320									
	Dvouproudový									
12	Rusko	58800	103000	35000	33,98	68000	212	165,09	6250	5,6
	Tupolev									
	Tu – 234									
	Dvouproudový									
13	Mezinárodní	90965	170500	54721	32,09	115779	285	192	7700	7,11
	Airbus									
	A300 – 600R									
	Dvouproudový									
14	USA	115200	250836	95178	37,94	155658	310	307,03	15700	6,06
	Boeing									
	B-787-9 Dreamliner									
	Dvouproudový									
15	Rusko	117000	216000	114900	53,19	101100	262	438,55	7500	15,32
	Ilyushin									
	Il-96-300									
	Dvouproudový									
16	Mezinárodní	124600	230000	73143	31,8	156857	295	247,94	10371	7,05
	Airbus									
	A330 – 300									
	Dvouproudový									
17	USA	158030	263080	135845	51,64	127235	368	369,14	7185	18,91
	Boeing									
	B-777									
	Dvouproudový									
18	Mezinárodní	177700	366200	146173	39,92	220027	380	384,67	13890	10,52
	Airbus									
	A340-600									
	Dvouproudový									
19	USA	184565	412770	192855	46,72	219915	500	385,71	13278	14,52
	Boeing									
	B-747-400ER									
	Dvouproudový									
20	Mezinárodní	275000	560000	200000	35,71	360000	853	234,47	14816	13,5
	Airbus									
	A380-800									
	Dvouproudový									

Hodnoty z tabulky jsou pro větší přehlednost shrnuty do grafů na následujících stranách. Protože jsem vybral typy letadel s velkými rozdíly hmotností, jsou sestaveny grafy pro prvních 12 letounů zvlášť. To znamená, že jsem vytvořil grafy pro dvě skupiny letadel (do 90-ti tun prázdné hmotnosti a nad 90 tun prázdné hmotnosti). Pro každou skupinu jsem sestavil 3 grafy. V prvním jsem shrnul jednotlivé hmotnosti letadel, ve druhém maximální hmotnost s doletem a ve třetím pak spotřebu na jednoho pasažéra spolu se spotřebou na kilometr letu.

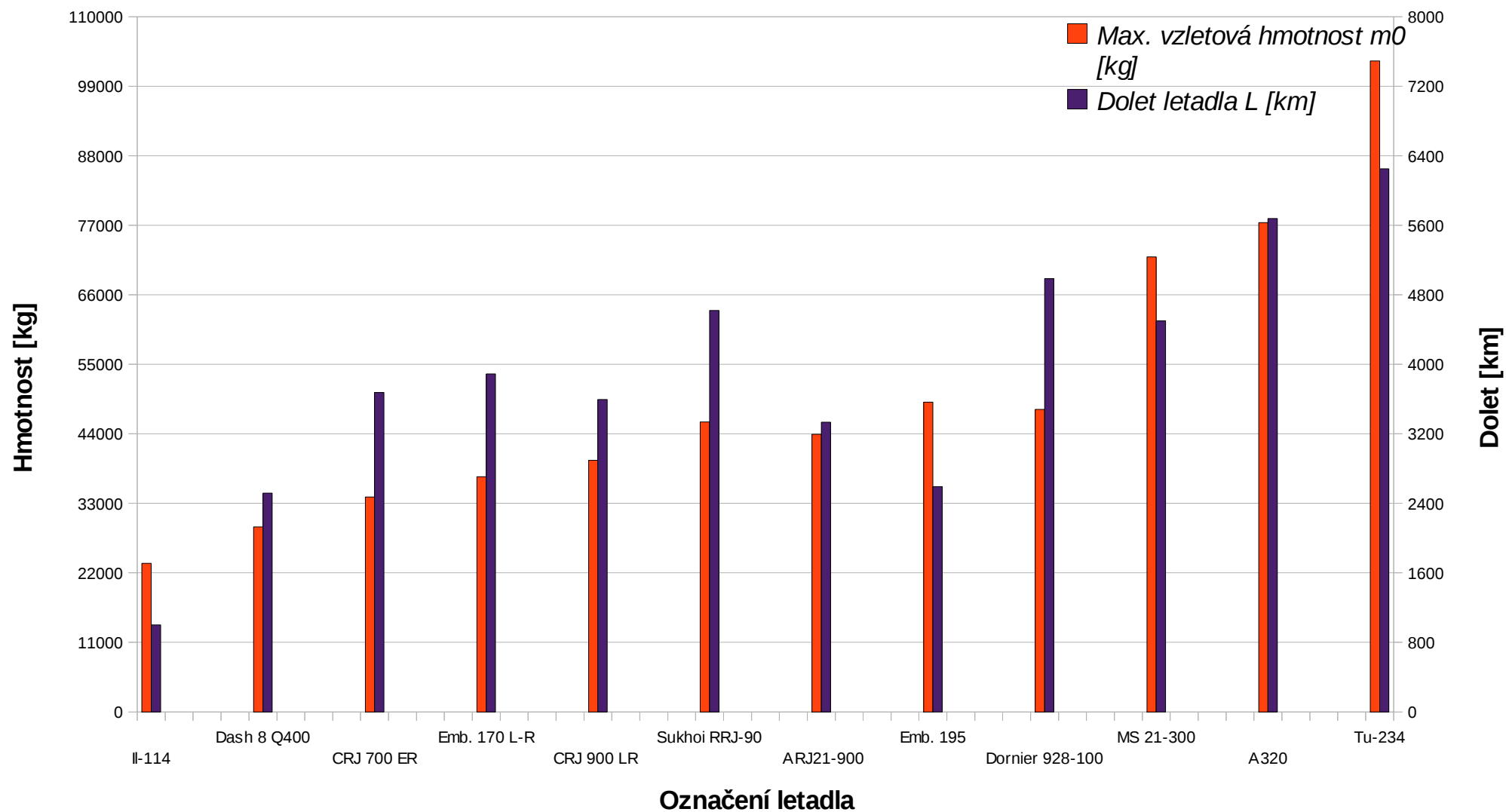
Graf č.2 – shrnutí jednotlivých hmotností první skupiny letadel (do 90 tun m_{pr}) – k vedlejší ose y (na pravé straně) se vážou hodnoty m_{pr} a m_p (fialová a modrá barva)

Statistické zpracování parametrů letadel



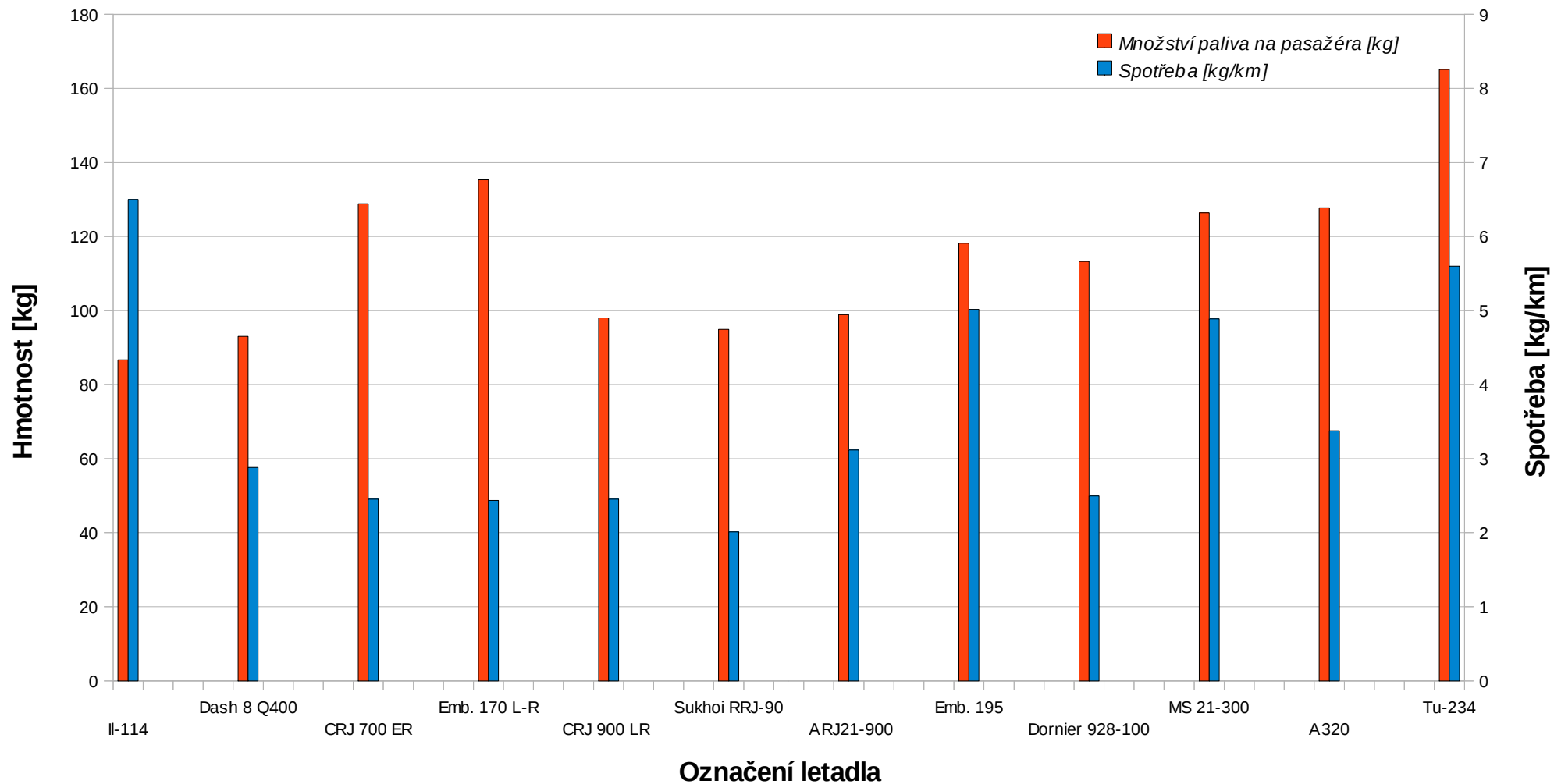
Graf č.3 – max. vzletová hmotnost a dolet pro první skupinu (do 90 tun m_{pr}) – k vedlejší ose y (na pravé straně) se váže hodnota L (fialová)

Statistické zpracování parametrů letadel



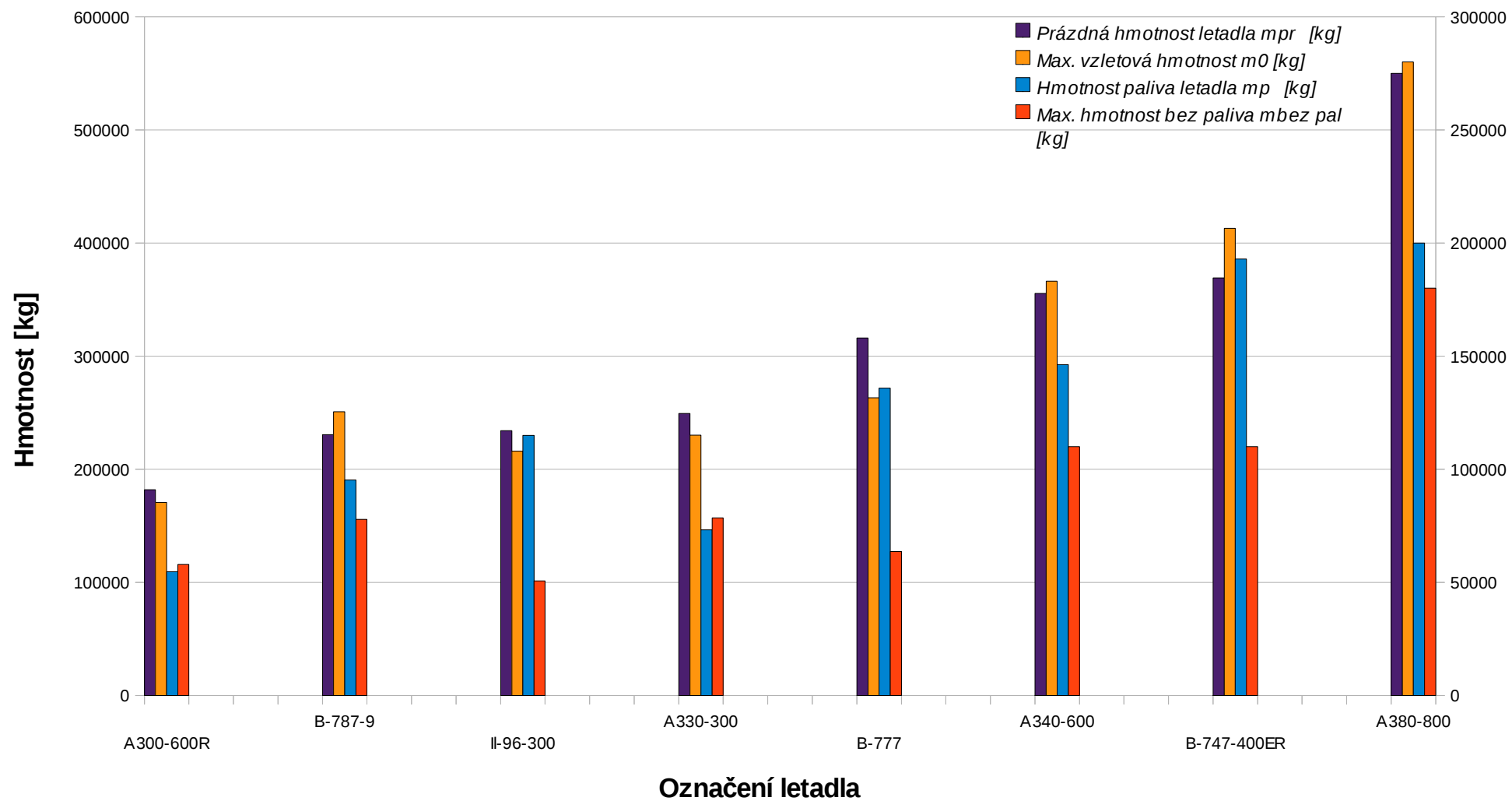
Graf č.4 - spotřeba na hlavu pasažéra a na kilometr letu pro první skupinu (do 90 tun m_{pr}) - k vedlejší ose y (na pravé straně) se váže spotřeba na kilometr letu (modrá)

Statistické zpracování parametrů letadel

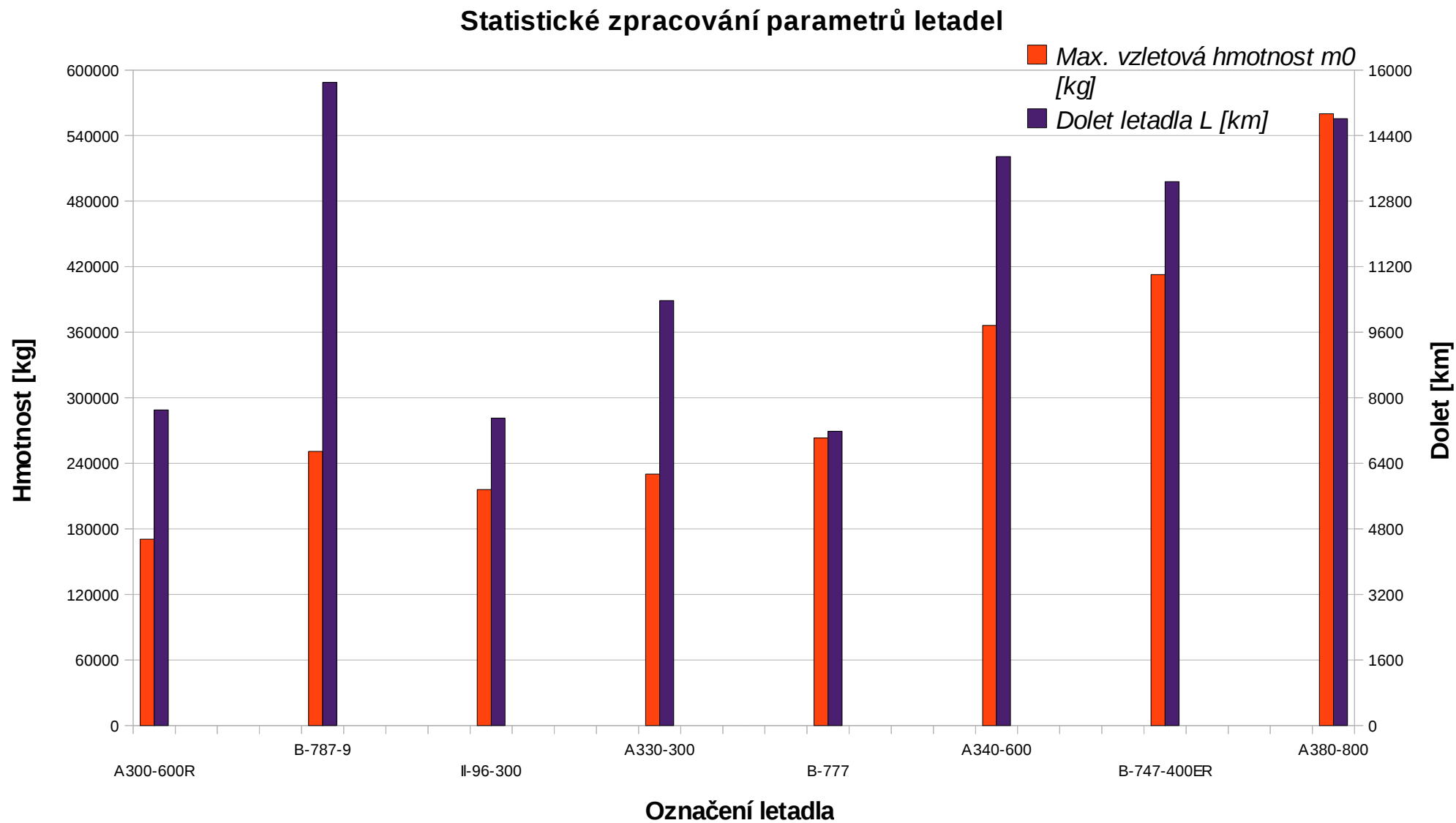


Graf č.5 – shrnutí jednotlivých hmotností druhé skupiny letadel (nad 90 tun m_{pr}) – k vedlejší ose y (na pravé straně) se vážou hodnoty m_{pr} a m_p (fialová a modrá barva)

Statistické zpracování parametrů letadel

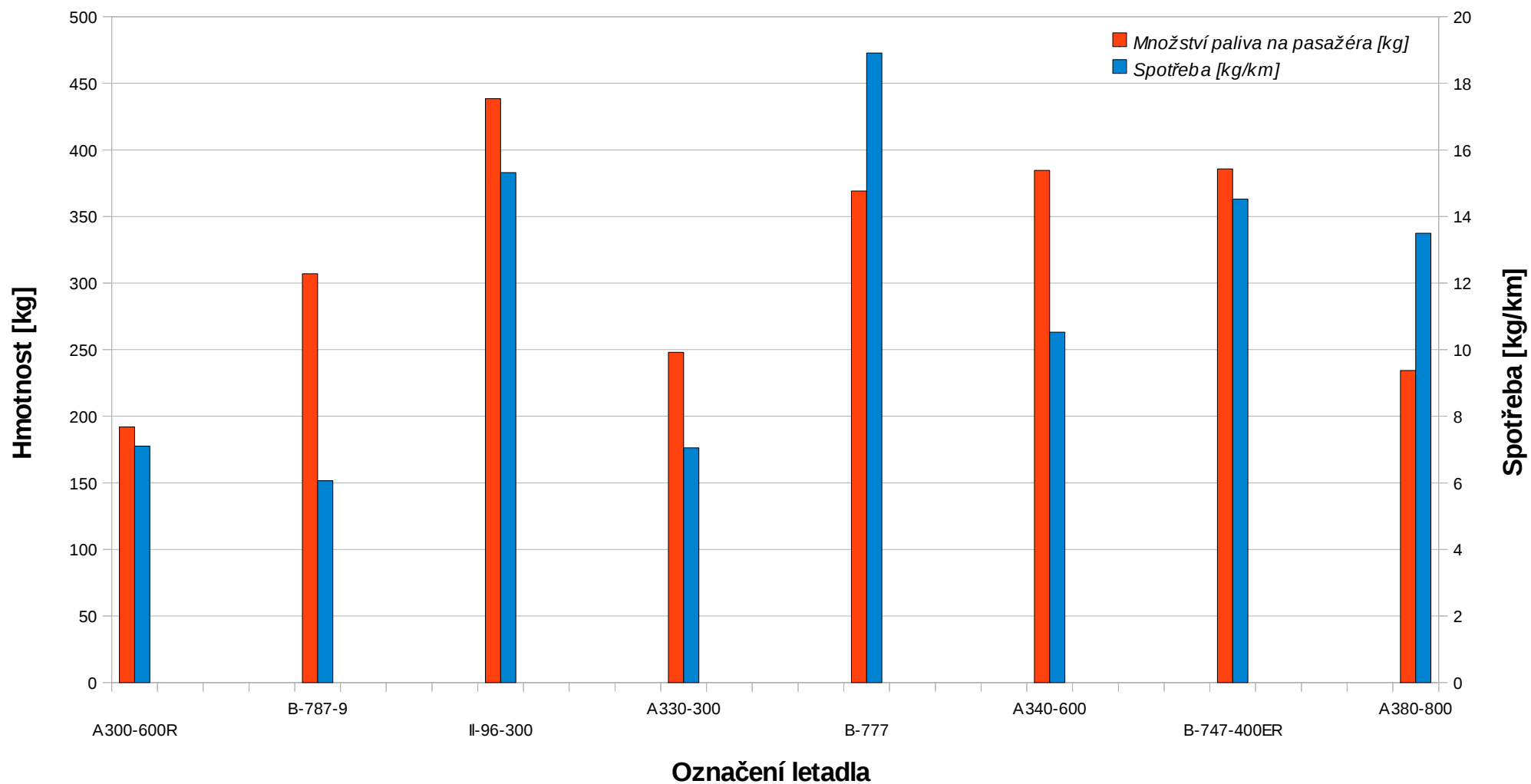


Graf č.6 – max. vzletová hmotnost a dolet pro druhou skupinu (nad 90 tun m_{pr}) – k vedlejší ose y (na pravé straně) se váže hodnota L (fialová)



Graf č.7 - spotřeba na hlavu pasažéra a na kilometr letu pro druhou skupinu (nad 90 tun m_{pr}) - k vedlejší ose y (na pravé straně) se váže spotřeba na kilometr letu (modrá)

Statistické zpracování parametrů letadel



Z tabulky a vytvořených grafů vyplývá, že hmotnost paliva tvoří doopravdy podstatnou část z celkové hmotnosti letounu a proto by neměla být zanedbávána. V některých případech dosahuje skoro poloviny vzletové hmotnosti letounu. Pro letecké společnosti je tedy důležité znát spotřebu paliva na jednoho pasažéra (viz tab. 5, 3. sloupec zprava), aby si mohly připravit vhodný ekonomický plán. U letounů se samozřejmě uvádí řada důležitých informací, jako např. dolet s plnou nádrží při maximálním zatížení (je uveden v tab. 5 ve 2. sloupci zprava), maximální vzletová hmotnost (8. sloupec zprava), atd. K dalším parametrům patří cestovní rychlost, délka potřebné startovací či přistávací dráhy a maximální přistávací hmotnost. Ty ale v tabulce neuvádím, protože je nepovažuji z hlediska spotřeby letounů za důležité.

Z grafů lze vyčíst, že lehčí letadla pro méně pasažérů mají i menší spotřebu, z tohoto úhlu pohledu by mohlo být výhodné provozovat tyto druhy letounů. Nejlepší hodnoty při spotřebě na pasažéra vycházejí u letadel s turbovrtulovým pohonem: Ruský Ilyushin Il – 114 a Kanadský Bombardier Dash 8 Q400 se spotřebou 86,67 resp. 93,03 kilogramů na pasažéra. Tyto letouny dokáží pojmout 75, resp. 78 pasažérů a mají dolet 1 000, resp. 2 518 km při cestovních rychlostech 470, resp. 667 km/h. Ruský letoun tedy vychází se spotřebou lépe, v ostatních parametrech, ale zaostává. Kanadský Bombardier tedy považuji v konečném srovnání za znatelně výhodnější stroj.

Množstvím paliva na pasažéra turbovrtulových letadel se velice blíží tři dvouproudové stroje, které pocházejí opět z Ruska, Kanady a navíc z Číny. Nejlépe z těchto letounů tentokrát nevychází kanadský, nýbrž ruský stroj s označením Sukhoi RRJ-90LR a doletem 4 620 km. Všechny tyto letouny dosahují stejných cestovních rychlostí – 0,78 machova čísla (okolo 830 km/h). Dolety dalších dvou strojů nepřesahují 3 600 km.

Z posledních dvou odstavců vyplývá, že turbovrtulové motory mají sice lepší parametry vzhledem ke spotřebě paliva na jednoho pasažéra, ale necestují takovými rychlostmi. Navíc - na maximální vzdálenost, kterou mohou uletět, nemají o tolik menší spotřebu. Pro příklad uvádím, že ruský Sukhoi má maximální dolet 4 620 km s 9 300 kilogramy paliva v nádrži, tudíž létá se spotřebou lehce nad 2 kg/km, čínský ACAC dosahuje spotřeby okolo 3 kg/km, kanadský Bombardier 2,63 kg/km a turbovrtulový Bombardier dosahuje spotřeby 2,17 kg/km. Z hlediska ekologie tedy mohou konstatovat, že turbovrtulové motory jsou lehce šetrnější k přírodě. Kdyby společnosti začaly provozovat pouze letadla s turbovrtulovými motory, cestovalo by se sice levně, s menší spotřebou, ale pomaleji. Čas je ale v dnešní společnosti vyvažován zlatem, proto v celkovém shrnutí dvouproudové motory vycházejí naprosto a jednoznačně lépe.

Dále se z vybraných typů letadel dá vyčíst, že těžší letouny musí mít v nádrži značně více paliva. Značná část pohonných hmot se tedy spotřebuje jen pro samotný let bez zatížení. Toto se poté promítá na poměru celkového množství paliva na pasažéra. Chtěl bych poukázat na to, že společnosti Airbus a Boeing ve svých posledních modelech udělaly opravdu rázný krok vpřed. K porovnání jsem si vybral dva Airbasy (A340 a A380) a dva Boeingsy (B747 a B787), kdy vždy ten druhý je novější model. A340 má spotřebu na hlavu 384 kg, A380 234,5 kg, B747 - 385 kg a B787 - 307 kg. Jak lze vidět, poslední modely se výrazně velmi výrazně liší svou spotřebou na pasažéra od svých předchůdců. U obou konkurenčních firem si můžeme všimnout různého přístupu ke snižování spotřeby. Airbus vsadil na kapacitu, kdy pojme 853 pasažérů, Boeing na nové, lehké materiály a celkové snížení hmotnosti letadla, ale při nižší kapacitě. [24]

6. Metody snižování spotřeby paliva

V této kapitole uvedu, jakých metod snižování spotřeby paliva je v dnešní době využíváno. V posledních letech se lidstvo snaží brát v úvahu dopad jeho činností na životní prostředí. Se stále rostoucím zájmem o leteckou dopravu samozřejmě porostou i emise CO₂ či hluku v okolí letišť. Mimo jiné se do této problematiky vložila Evropská Unie, přesněji Evropský hospodářský a sociální výbor. Ten vydal dne 13.3.2008 stanovisko k tématu snižování emisí CO₂ z letišť prostřednictvím nového přístupu k řízení letišť. V tomto dokumentu výbor doporučuje využití tzv. plynulého klesání – CDA (Continuos Descent Approach) pro přistávání letadel, využívání turbopropulvních letounů na vzdálenosti kratší než 500km, vypnutí jednoho či dvou motorů při pojíždění letadla na vzletové nebo přistávací dráze a další. Toto jsou metody, které se zabývají samotným letem a jeho řízením. [25] Dále lze snižovat spotřebu díky novým konstrukčním řešením letadel jako jsou např. zlepšení aerodynamiky letu, lepší účinnost motorů a snížení hmotnosti konstrukce letounů.

Ke snižování spotřeby se tedy může přistupovat ze dvou úhlů pohledu:

- 1) z hlediska řízení letu (spojené s manévry na přistávací dráze) – kap.6.1
- 2) z hlediska konstrukce letadla – kap.6.2

U přístupu ke snižování spotřeby paliva z hlediska řízení letu zmíním dále tato řešení:

- využití plynulého klesání při přistání letounu CDA
- využití elektrického pohonného systému WheelTug při pojezdech (rolování) na přistávací/odletové dráze
- využití pozemních energetických jednotek GPU (Ground Power Unit) v případech, kdy je letadlo připravováno k odletu
- použití metody reverzního tahu na volnoběh motoru při přistání

U přístupu ke snižování spotřeby paliva z hlediska konstrukce letadla uvedu:

- nový typ motorů společnosti Safran
- metody snížení indukovaného odporu vzduchu - použitím wingletů
- kroucením křídla za letu

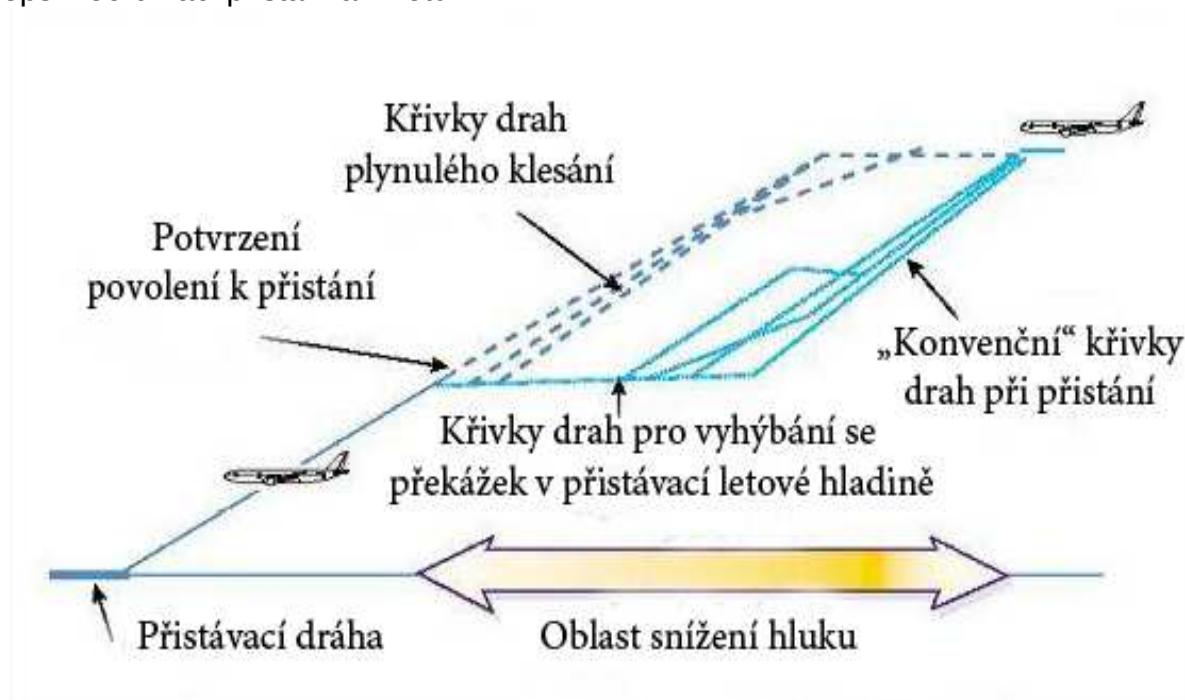
6.1 Metody snižování spotřeby paliva z hlediska řízení letu

Do této skupiny jsou řazeny metody, které lze ovlivnit stylem provedení samotného letu nebo možnostmi snížení spotřeby v době, kdy je letadlo připravováno ke vzletu v provozních podmínkách na letišti.

6.1.1 Metoda plynulého klesání při přistání letounu CDA (Continual Descent Approach)

Toto je nová metoda přistávání letounů. Normálně (konvenčně) letadla dostávají povolení z řídicí věže ve výšce 2500 m k sestoupení do výšky přibližně 950 m. Tento pokles je realizován za běhu motorů na volnoběh. V této výšce ale musí letadlo setrvat po určitou dobu, než dostane kapitán letu povolení k přistání. Při udržování výšky musí mít letadlo motory v chodu, aby stále neklesalo. Zapnuté motory znamenají určitou spotřebu. Navíc, díky tomu, že je již letadlo nízko nad zemí

způsobuje hluk už ve velké vzdálenosti od letiště. Při použití metody CDA jde vlastně o to, že kapitán letadla dostane povolení k přistání ve výšce 2500 m, tudíž může přistávat s motory na volnoběh delší dobu, což snižuje spotřebu paliva a hluk v místech vzdálenějších od letiště - (obr. 18). Let na volnoběh samozřejmě netrvá až do samotného přistání. Jakmile letoun dosáhne výšky 950 m, posádka spustí motory, kterými postupně brzdí a koriguje letadlo na přistávací úhel o sklonu 3° k přistávací dráze. Hladina hluku se tedy díky této metodě přistávání ve větších vzdálenostech od letiště (mezi 15-30 kilometry) sníží. V bezprostřední blízkosti letiště (okolí do 15 km) zůstává hladina hluku stále stejně vysoká. Díky této metodě se dá ušetřit až 400 kg za jeden let! Tato metoda přistávání se jeví velice výhodná, má ale jednu podstatnou nevýhodu. Letouny mají různé parametry a můžou tedy začít klesat v různých výškách. Toto může vést k porušení bezpečných vzdáleností mezi letadly a tedy porušení předpisů. Díky tomu se může vytvořit fronta letadel čekající na přistání, či vzlet. Na metodu CDA musí být letiště přizpůsobena a z hlediska náročnosti na koordinaci ji lze provozovat jen při snížené dopravě. [26], [27] Například na letišti Václava Havla v Praze má být vystavěna nová paralelní přistávací dráha, právě kvůli lepší koordinaci přistání a vzletů.

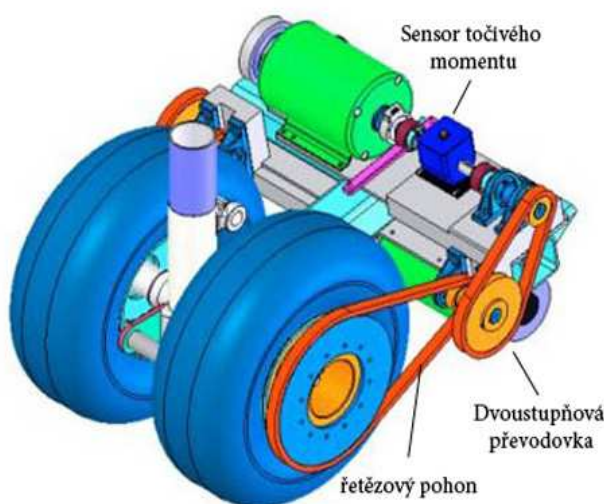


Obr. 18 - porovnání přistávací metody CDA s konvenční metodou přistávání [28]

6.1.2 Využití elektrického pohonného systému WheelTug při manévrech na přistávací dráze

Tato metoda šetří palivo tak, že při manévrech letadla na přistávací dráze nejsou zapnuty proudové motory, ale pohyb letounu je zajištěn elektomotorem (viz obr. 19 na následující straně), kterému je dodávána energie z pomocné pohonné jednotky APU (Auxiliary Power Unit). Ten je umístěn v draku letadla a pohání přední kola podvozku. Ovládání tohoto elektromotoru ústí do kabiny letadla. Tak může pilot jednoduše ovládat jeho rychlost a tedy i bezpečnost pasažérů. Díky využití tohoto typu řešení mohou letadla na runway vyjíždět s menšími odstupy, neboť nejsou ohroženy proudem výstupních plynů z motorů. Motory navíc při pojezdech letadla po letišti nenasávají nečistoty, takže by měly dosahovat delších životností. Spotřeba při používání systému

WheelTug vychází přibližně 4x menší, než kdyby letadlo používalo proudové motory. Ty musí být zapnuty nejméně 5 minut před vzletem, aby se zahřály na požadovanou pracovní teplotu pro start. Systém WheelTug byl testován u nás v Praze na letišti Václava Havla na typech Boeing 737NG. Společnost WheelTug z Gibraltaru uvádí, že použití jejich řešení může snížit emise CO₂ při pojíždění až o 66% a letecká společnost tak celkově může ušetřit až neskutečných 500 000 USD (amerických dolarů) na letadle za rok (!) nehledě na snížení hluku na letišti. [29]



Obr. 19 - řešení WheelTug umístěné na podvozku letadla [30]
Nalevo lze vidět systém pohonu, napravo umístění v přední části podvozku.

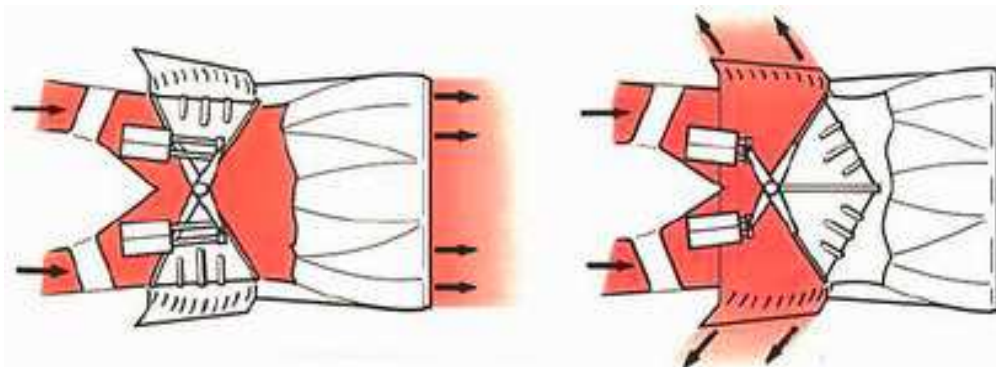
6.1.3 Využití pozemních energetických jednotek GPU (Ground Power Unit) v případech, kdy je letadlo připravováno k odletu

Po každém příletu na místo cíle je potřeba vyčistit interiér letadla, doplnit palivo do nádrží, apod.. Během těchto přípravných procesů by měla fungovat klimatizace, osvětlení v letadle a další elektrické komponenty letadla. K výrobě elektrické energie pro tyto spotřebiče slouží zabudovaná pomocná pohonná jednotka tzv. APU (Auxiliary Power Unit). Ta ale elektrickou energii získává díky běhu malého zadního motoru, který neslouží k pohonu letounu ale právě k výrobě elektřiny. Je tedy logické, že se na letištích používá jiného zdroje pro napájení potřebných zařízení z důvodu snížení hluku a splodin. Jako jiný zdroj se používá tzv. GPU (Ground Power Unit), která k výrobě elektrické energie spotřebovává méně paliva. Jsou to hlavně mobilní prostředky, které jsou uloženy na podvozcích nákladních vozíků a jsou tedy samohybné, nebo jsou zabudovány přímo do konstrukce nástupních můstků. Díky využití GPU namísto APU je možno ušetřit až 97 000 litrů paliva u letadla za rok. [31]

6.1.4 Použití metody reverzního tahu na volnoběh motoru při přistání

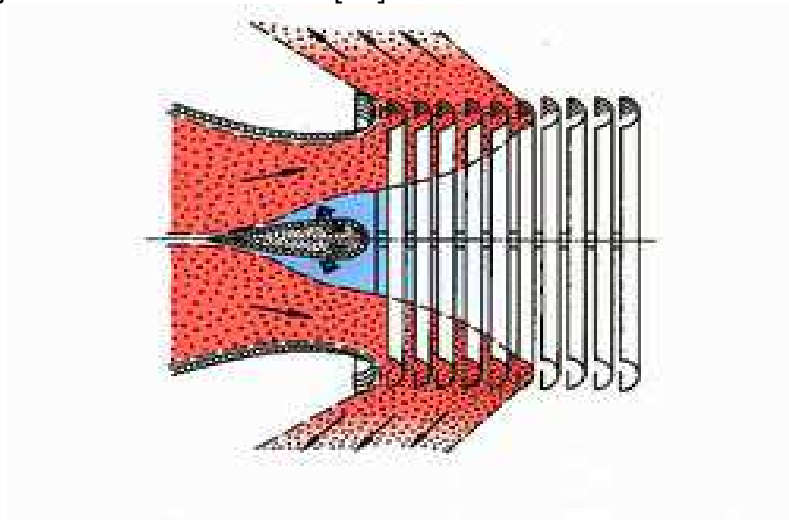
Při přistání je důležité co nejrychleji letadlo zabrzdit. Toho je dosahováno také díky použitím reverzu motoru. To není nic jiného, než otočení proudění plynů vycházejících z motoru o 90° nebo 180°, tedy proti směru pohybu letounu. To zvětšuje brzdnou sílu a zlepšuje manévrovatelnost letadla. Při provádění reverzu na volnoběh, běží motor na minimální otáčky. Tato metoda snižuje hluk, šetří palivo a motory.

Otáčení proudu plynů může být provedeno buď mechanicky, nebo aerodynamicky. Mechanický princip je realizován tzv. obracečem tahu. To jsou dvě tzv. *lžíce*, které jsou za normálního letu vpřed součástí vzduchového kanálu motoru. Při reverzním tahu se *lžíce* otočí dozadu a tak uzavřou vzduchový kanál. Díky tomuto natočení vzduch nemůže proudit vpřed a proudí výstupy, které se právě otevřely díky natočení *lžíce* – obr. 20.



Obr. 20 - mechanický princip otáčení směru proudu plynů z motoru [32]

Aerodynamický princip reverzního tahu je založen na působení dalšího proudu plynů ze středního tělesa motoru, který jej navádí na profilované prstence, na kterých dochází k jejich obrácení – obr. 21. [32]



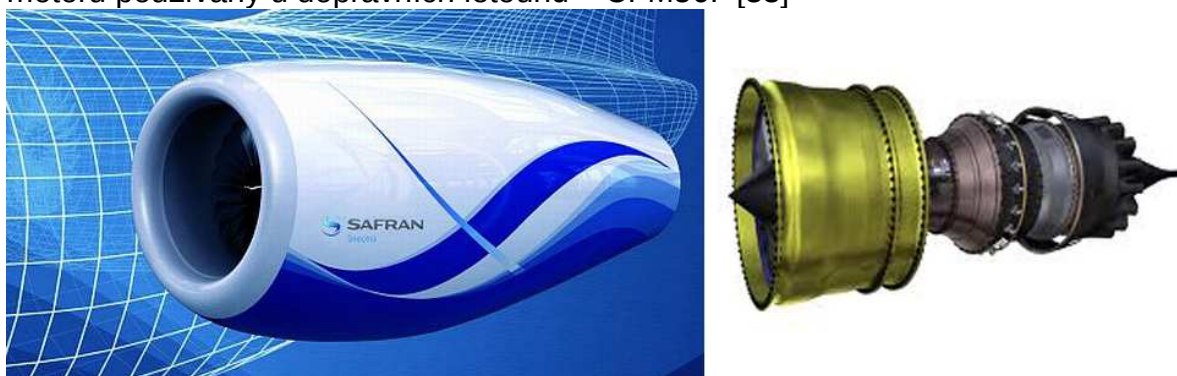
Obr. 21 - Aerodynamický princip otáčení směru proudu plynů z motorů [32]

6.2 Metody snižování spotřeby paliva z hlediska konstrukce letounu

Do této skupiny metod snižování spotřeby paliva řadím konstrukční prvky letadla, které jsou použity za účelem zlepšení aerodynamiky, neboli kvůli snížení odporu letadla. Také zde uvádím nový typ motorů firmy Safran, který by měl být uveden do provozu ke konci příštího roku.

6.2.1 Nový typ motorů firmy Safran

Francouzská firma Safran s dlouholetou tradicí výroby leteckých motorů se okolo roku 2006 začala zabývat vývojem nového leteckého motoru koncipovaného k pohonu středních obchodních letounů pro 40-60 pasažérů o velikosti tahu 38-47 kN. Původním cílem vývoje bylo společně s americkou společností GE (General Electric) vyvinout motor o tomto tahu, ale se značně nižší spotřebou paliva. Nakonec se inženýrům podařilo vyvinout motor s názvem Snecma Silvercrest o velikosti tahu 45 - 54 kN a spotřebou přibližně o 15% nižší, než je uváděna u motorů se stejnou velikostí tahu. Firma Safran uvádí, že je tento motor ideální pro velké letadla na dlouhou vzdálenost. V roce 2008 prošel Silvercrest 80-ti hodinovým testem, kdy byl právě po tuto dobu v maximálním zatížení. Letecká inspekce konstatovala, že celý test proběhl naprosto bez chyby. Vysokého výkonu je dosaženo i díky vysoké kompresi plynů (27:1). Safran je jedna z největších firem, zabývajících se výrobou leteckých a raketových motorů. Společně s firmou GE již vyrábí nejrozšířenější typ leteckého motoru používaný u dopravních letounů – CFM56. [33]



Obr. 22 - motor firmy Safran - Snecma Silvercrest [33]

6.2.2 Metody snížení indukovaného odporu vzduchu

Než začnu psát o metodách snižování aerodynamického odporu, bylo by dobré jej nejdříve definovat.

Aerodynamický odpor je složka výsledné aerodynamické síly ve směru odporové osy, která působí proti smyslu pohybu. Vztah pro jeho výpočet je uváděn ve tvaru:

$$D = 1/2 \rho v^2 S C_d$$

kde D je odpor v [N]
 ρ – hustotu vzduchu [kg/m^3]
 v – relativní rychlost objektu [m/s]
 S – vztažnou plochu [m^2]
a C_d značí součinitel odporu [-]

Aerodynamický odpor působící na letadla se rozděluje do následujících složek:

- Tvarový odpor
- Třecí odpor
- Interferenční odpor
- Indukovaný odpor

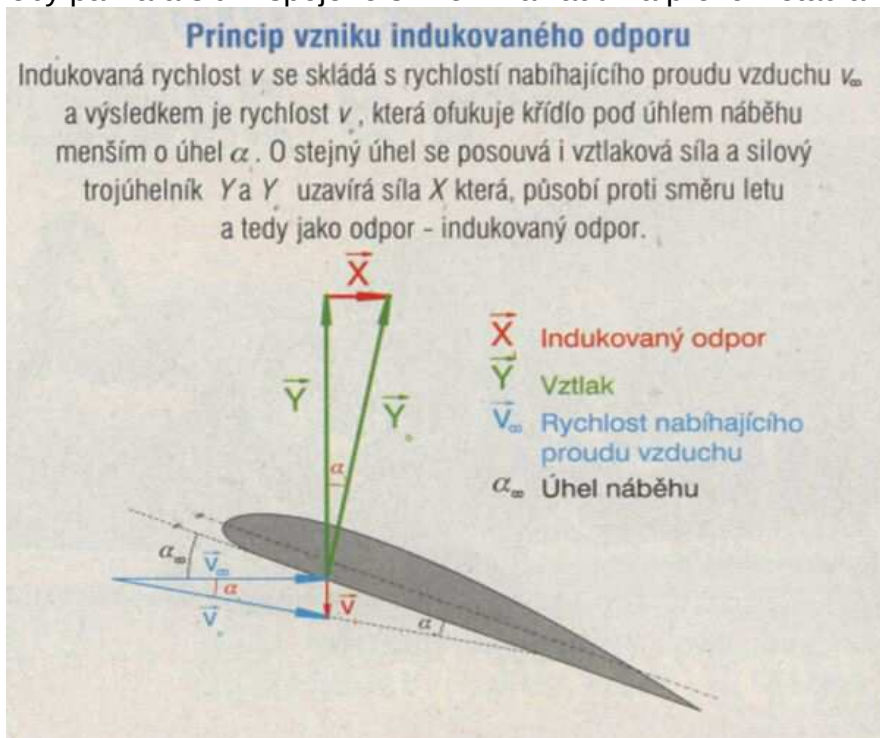
Tvarový odpor, často také nazýván jako *tlakový odpor* je dán tvarem plochy samotného tělesa. U těles nevhodných tvarů tvoří hlavní část celkové velikosti odporu.

Třecí odpor vzniká třením vzduchu v mezní vrstvě. Uplatňuje se zde mnoho vlivů souvisejících s typem proudění v ní (laminární nebo turbulentní) a kvalitou povrchu. Experimentálně bylo prokázáno, že laminární mezní vrstva má větší třecí odpor než turbulentní a třecí odpor tedy klesá s rostoucím Reynoldsovým číslem. U aerodynamicky vhodně tvarovaných těles tvoří třecí odpor největší složku celkového odporu (až 90%).

Interferenční odpor vzniká u objektů, které jsou velmi blízko sebe a dochází ke vzájemnému ovlivňování proudění, tzv. interferenci.

Součtem těchto tří uvedených odporů získáme celkový tzv. *škodlivý odpor*. To je tedy odpor všech tvarových ploch letounu.

Vznik *indukovaného odporu* nastává při obtékání křídla vzduchem. Proudění má podélnou, příčnou a vertikální složku. Rychlost vertikální složky se nazývá *indukovaná rychlost*. Jejím působením se vytváří tzv. *indukovaný odpor* – obr.23. Ten tvoří nezanedbatelnou část celkového odporu. Každé jeho snížení má za následek pokles spotřeby paliva a s tím spojené snížení nákladů na provoz letadla. [34],[35]



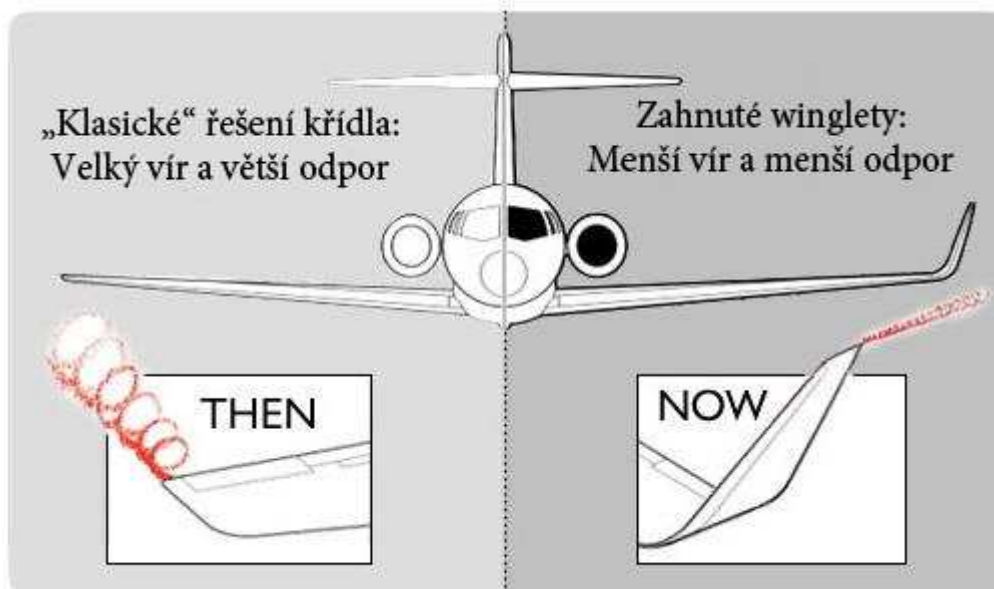
Obr. 23 - princip vzniku indukovaného odporu [36]

Všechny metody vyrušení indukovaného odporu pracují na stejném principu. Na konci křídel je vytvořena tzv. překážka, která brání vzduchu aby přetékal ze spodní přetlakové části křídla nad část horní. Výsledkem je snížení indukovaného odporu a následné zvýšení vztlaku křídla.

Prostředky používané k vyrušení indukovaného odporu jsou:

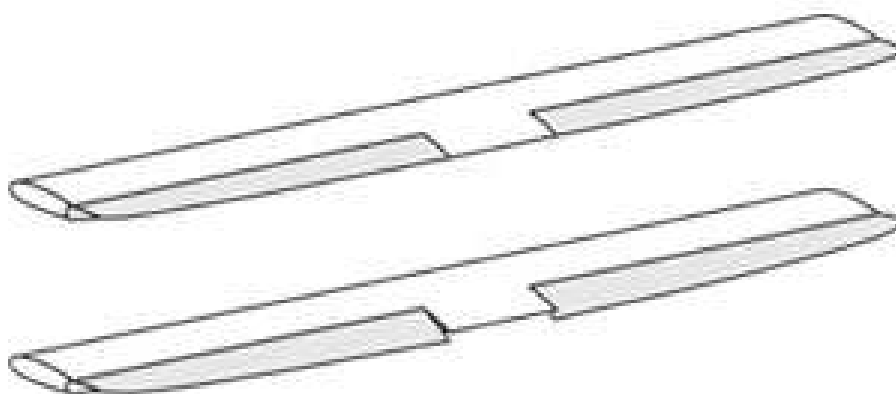
- winglety
- kroucení křídla

Winglety – jsou aerodynamické plošky na konci křídla s prohnutím střední křivky profilu. Potlačují vznik vzdušných vírů a zmenšují tak celkový odpor při cestovním letu (obr.24). U některých letadel slouží dokonce i ke zvětšení rozpětí křídel (např. B-747). Když je letadlo plné paliva, naplněné winglety klesnou a zvětší se tak rozpětí. Podle dostupné literatury winglety snižují škodlivý indukovaný odpor o téměř 15%, a jejich použití se zdá být nejefektivnějším. [37],[38]



Obr. 24 - příklad použití wingletů [38]

Kroucení křídla je prováděno díky tzv. *twisteronům* (z anglického *twisterons*), což jsou klapky po celé délce rozpětí křídel na odtokové hraně, které se mohou za letu natáčet. Mohou být vychylovány buď symetricky (jako vztlačové klapky) nebo anti-symetricky. Tato metoda může být použita u všech typů letounů. Majitel patentu *twisteronů* uvádí, že celková spotřeba paliva se s jejich použitím může snížit o 5-10%. [39]



Obr. 25 - ukázka twisteronů (zkroucení křídla)[40]

7. Závěr

Cílem této bakalářské práce bylo popsat způsoby snížení spotřeby paliva letadel díky vylepšení aerodynamiky jejich konstrukce a inovacím z hlediska řízení letu.

Pro uvedení do problematiky jsem popsal palivové soustavy letadel. Chtěl jsem tak vysvětlit jejich funkci, způsob údržby a důležitost u dopravních letadel. Zjistil jsem, že na velikost spotřeby nemá vliv pouze jejich vnější tvar, ale že je také důležité správné navržení vnitřních komponentů a systémů, o jejichž přítomnosti nemusí mít neznalý člověk ani tušení.

K dosažení nižší spotřeby paliva je také důležitá volba pohonných jednotek a letových režimů. Z práce vyplývá, že je z hlediska spotřeby výhodnější využívat motory turbovrtulové namísto proudových. Při využití turbovrtulových motorů dokáže ale letadlo letět nižší cestovní rychlostí. Doporučuji tedy tento typ pohonu využívat k překonávání kratších vzdáleností, např. do 3 000 km.

Je také patrné, že nejvýhodnější letové režimy jsou A a B. Zatímco by se měl režim A (díky své podstatě) využívat pro let, kdy se mění letové hladiny, režim B bych doporučoval k letu ve stálých výškách.

Na zpracovaných parametrech skutečných typů letadel si lze všimnout, že je spotřeba závislá také na jejich hmotnostech. Proto by měla být snaha o použití co nejlehčích materiálů k výrobě komponentů i samotné konstrukce samozřejmostí.

Z práce dále vyplývá, že v oblasti letectví existuje mnoho různých metod ke snižování spotřeby letadel. Některých se dá využívat komplexně, pro všechna letadla, k jiným je nutno přistupovat individuálně. Individuálně by se mělo přistupovat zejména ke konstrukčním přídalkům, jako jsou např. winglety. Ty by měly být využívány a konstruovány s rozvahou a po provedení dostatečných analýz. Jejich nevhodné použití může mít na velikost spotřeby negativní vliv.

V dnešní době nejsou samozřejmě využívány pouze konstrukční vylepšení. Existují také různé metody ke snížení spotřeby paliva, které se dají provádět za letu, nebo na zemi, kdy je letoun připravován k odletu. Podle mého názoru je velmi výhodné využití systému WheelTug, který je napojen na podvozky letadel a pohání je po přistávací dráze. Energie pro elektromotor, který musí uvést tak těžký stroj do pohybu, je získávána z pomocné pohonné jednotky APU (Auxiliary Power Unit). Je otázkou, zda tento typ řešení využívá také systém akumulace energie díky motorům zapnutých na volnoběh při přistání. Jestli nevyužívá, bylo by určitě vhodné se nad tímto řešením zamyslet. Také by bylo zajímavé zjistit, zda je konstrukčně možné podobný systém pohonu připojit k letadlu externě, jen na dobu pojezdů po přistávací dráze. Odlehčilo by to několik desítek kilogramů, které by letadlo následně nemuselo převážet tisíce kilometrů. Mohlo by to určitě být zajímavé téma dalšího výzkumu.

Seznam použité literatury

- [1] Dopravní fakulta ČVUT [online]. 2011 [cit. 2013-03-03]. Základy letecké dopravy. Dostupné z WWW: <www.fd.cvut.cz/personal/hajekada/data/ZLD_historie.ppt>
- [2] Lairweb.org [online]. 1998-2000 [cit. 2013-03-03]. Flying Machines. Dostupné z WWW: <<http://www.lairweb.org.nz/leonardo/ornithopters.html>>
- [3] Smithsonian National Air and Space Museum [online]. 2013 [cit. 2013-03-03]. Langley Aerodrome A. Dostupné z WWW: <<http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?id=A19180001000>>
- [4] The Journal Of The Early Aeroplane. WW1 AERO. Srpen 2002, 177, s. 26- 39. Dostupný také z WWW: <<http://www.thewrightbrothers.org/fivefirstflights.html>>
- [5] Smithsonian National Air and Space Museum: [online]. 2011 [cit. 2013-03-03]. 1903 Wright Flyer - Milestones of Flight:. Dostupné z WWW: <<http://www.nasm.si.edu/exhibitions/gal100/wright1903.html>>
- [6] NOVA [online]. 2003 [cit. 2013-03-03]. NOVA. Wright Brothers' Flying Machine. Pilot the 1903 Flyer (non-interactive) PBS. Dostupné z WWW: <<http://www.pbs.org/wgbh/nova/wright/flye-nf.html>>
- [7] 21.století. 21.století speciál. Březen 2013, 3, s. 69.
- [8] NNDB [online]. 2012 [cit. 2013-03-06]. Louis Blériot. Dostupné z WWW: <<http://www.nnadb.com/people/256/000206635/>>
- [9] Letectví a kosmonautika. [online]. 2008 [cit. 2013-03-06]. Letectví první světové války. Dostupné z WWW: <<http://www.letectvo.estranky.cz/clanky/letectvi-prvni-svetove-valky/letectvi-prvni-svetove-valky.html>>
- [10] DRAXLER, Karel, MARŠÁLEK, Josef. Pohon : Učební texty dle předpisu JAR- 66. 2005. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2005. ISBN 80-7204-368-4.
- [11] Seminárky cestovní ruch. [online]. 2005 [cit. 2013-03-19]. Historie LD. Dostupné z WWW: <www.projekty.nazory.cz/pscr/18_letecka.doc>
- [12] Airliners.net. [online]. 2013 [cit. 2013-03-19]. Douglas DC-3. Dostupné z WWW: <<http://www.airliners.net/aircraft-data/stats.main?id=188>>

- [13] BMW revue. [online]. 2011 [cit. 2013-03-06]. Letecký motor BMW 003. Dostupné z WWW: <<http://www.bmwrevue.cz/clanek.php?id=320>>
- [14] 21.století. [online]. 2011 [cit. 2013-03-06]. Jak funguje proudový motor?. Dostupné z WWW: <21stoleti.cz/blog/.../jak-funguje-proudovy-motor/>
- [15] Mvp.cufo. [online]. 2013 [cit. 2013-03-06]. Proudový motor. Dostupné z WWW: <<http://www.mvp.cufo.cz/materialy/66a.htm>>
- [16] Mzak Pictures [online]. 24. 4. 2002 [cit. 2013-03-06]. Princip vytváření tahu. Dostupné z WWW: <<http://www.mzak.cz/teorie/teorie-01.php>>.
- [17] Binus. [online]. 2007 [cit. 2013-03-19]. Letecké motory. Dostupné z WWW: <binus.cz/doc/letecke_motory.pdf>
- [18] LANGTON, Roy; CLARK, Chuck; HEWITT, Martin; RICHARDS, Lonnie. Aircraft Fuel Systems. Vyd. 1. WILEY and sons Ltd., 2009. ISBN 978-0-470-05708-7
- [19] KOCÁB, Jindřich; ADAMEC, Josef. Letadlové motory. Vyd. 1. Praha : KANT, 2000. ISBN 80-902914-0-6.
- [20] TŮMA, Jiří. Letadla. Praha : SNTL, 1981. ISBN 04-225-81
- [21] Planes.cz. [online]. 16.4.2010 [cit. 2013-05-08]. Čechoviny. Dostupné z WWW: <<http://www.planes.cz/cs/clanky/442/>>
- [22] Dspace.vutbr.cz. [online]. 2010 [cit. 2013-05-08]. Palivové soustavy letadel. Dostupné z WWW: dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/15582/2010_BP_Pergl_Kamil_101186.pdf?sequence=1
- [23] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu I. Letové výkony. Vyd. CERM, 2010. ISBN 978-80-7204-659-1
- [24] JACKSON, Paul. Jane's all the world's aircraft 2004-2005. Virginia: JANE'S, 2004. ISBN 0 7106 2614 2
- [25] Eur-lex.eu. [online]. 2008 [cit. 2013-05-08]. Stanovisko Evropského hospodářského a sociálního výboru k tématu Snižování emisí CO₂ z letišť prostřednictvím nového přístupu k řízení letišť (průzkumné stanovisko). Dostupné z WWW: <http://eur-lex.europa.eu/LexUriServ/LexUriServ.do?uri=OJ:C:2008:204:0039:0042:CS:PDF>
- [26] Airserviceaustralia.com. [online]. 28.2.2012 [cit. 2013-05-08]. Continuous Descent Approaches. Dostupné z WWW: <<http://www.airservicesaustralia.com/environment/continuous-descent-approaches>>

- [27] Caa.co.uk. [online]. 2011 [cit. 2013-05-08]. Basic principles of CDA for the Non-Aviation Community. Dostupné z WWW: <http://www.caa.co.uk/docs/68/Basic_Principles_CDA.pdf>
- [28] Thecharge.us. [online]. 2008 [cit. 2013-05-08]. Why is CDA beneficial?. Dostupné z WWW: <www.thecharge.us>
- [29] Prg.aero. [online]. 2010 [cit. 2013-05-08]. Letiště Praha podporuje vývoj letckého elektrického pohonného systému WheelTug. Dostupné z WWW: <<http://www.prg.aero/cs/aktuality/aktuality/letiste-praha-podporuje-vyvoj-leteckeho-elektrickeho-pohonneho-systemu-wheeltug/>>
- [30] Evworld.com. [online]. 2005 [cit. 2013-05-08]. Prague Airport Agrees to Help Test Electric WheelTug for Commercial Jetliners. Dostupné z WWW: <<http://www.evworld.com/news.cfm?newsid=23612>>
- [31] Spdmasna.cz. [online]. 2012 [cit. 2013-05-08]. Náplň práce ramp agenta při technickém odbavení letadla. Dostupné z WWW: <<http://www.spdmasna.cz/dokumenty/mp-ped-letecka-doprava.pdf>>
- [32] Leteckemotory.cz. [online]. 2002 [cit. 2013-05-08]. Obraceč tahu. Dostupné z WWW: <<http://www.leteckemotory.cz/teorie/teorie-konstr-reverse.php>>
- [33] Snecma.com. [online]. 2012 [cit. 2013-05-08]. Silvercrest. Dostupné z WWW: <<http://www.snecma.com/-silvercrest-.html?lang=en>>
- [34] Autolexicon.net. [online]. 2013 [cit. 2013-05-08]. Aerodynamika. Dostupné z WWW: <<http://cs.autolexicon.net/articles/aerodynamika/>>
- [35] Airspace.cz. [online]. 2011 [cit. 2013-05-08]. Škodlivý odpor. Dostupné z WWW: <http://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2011/07/nevitany-skodlivy-odpor-letadel/>
- [36] Historieletectvi.xf.cz. [online] 2005 [cit. 2013-05-08]. Historie a současnost letectví. Dostupné z WWW: <<http://www.historieletectvi.xf.cz/letadla2.htm>>
- [37] Airspacemag.com. [online] 2001 [cit. 2013-05-08]. How this things works: Winglets. Dostupné z WWW: <<http://www.airspacemag.com/flight-today/wing.html>>
- [38] Theflyingengineer.com. [online]. 2013 [cit. 2013-05-08]. Winglets and sharklets. Dostupné z WWW: <<http://theflyingengineer.com/flightdeck/winglets-and-sharklets/>>
- [39] Ainonline.com. [online]. 2007 [cit. 2013-05-08]. Twisteron concept may reduce drag. Dostupný z WWW: <<http://www.ainonline.com/aviation-news/aviation-international-news/2007-03-15/twisteron-concept-may-reduce-drag>>

- [40] Aero-news.net. [online]. 2004 [cit. 2013-05-08]. Twist and shout!. Dostupný z WWW: <<http://www.aero-news.net/index.cfm?do=main.textpost&id=be89ba7c-4226-4fa9-a759-a944e7e34b61>>
- [41] Indexmundi.com. [online]. 2003 - 2013 [cit. 2013-05-12]. Jet Fuel Monthly Price – Czech Koruna per Gallon. Dostupné z WWW: <<http://www.indexmundi.com/commodities/?commodity=jet-fuel&months=120¤cy=czk>>
- [42] Enviweb.cz. [online]. 2012 [cit. 2013-05-12]. Cesta k nižší spotřebě paliva - motory letadla Antonov-70. Dostupné z WWW:<<http://www.enviweb.cz/clanek/doprava/92569/cesta-k-nizsi-spotrebe-paliva-motory-letadla-antonov-70>>

Seznam použitých zkratk a symbolů

APU	– pomocná pohonná jednotka (Auxiliary Power Unit)
CDA	– plynulé klesání (Continual Descent Approach)
GE	– General Electric
GPU	– pozemní energetická jednotka (Ground Power Unit)
USD	– americký dolar (United States Dollar)

ρ	[kg/m ³]	– hustota obtékajícího vzduchu
η	[%]	– účinnost vrtule
C_D	[-]	– součinitel odporu
C_{ep}	[kg/Ws]	– specifická spotřeba paliva pro pístové a turbovrtulové motory
C_{eF}	[kg/Ns]	– specifická spotřeba paliva pro proudové motory
C_h	[kg/s]	– časová (hodinová) spotřeba
C_L	[-]	– součinitel vztlaku
D	[N]	– odpor vzduchu
F_v	[N]	– využitelný tah motoru
g	[kg/s ²]	– gravitační součinitel
K_{max}	[-]	– maximální klouzavost letadla
L	[km]	– dolet
m	[kg]	– hmotnost
m_0	[kg]	– max. vzletová hmotnost
$m_{bez\ pal}$	[kg]	– hmotnost bez paliva
m_p	[kg]	– hmotnost paliva
m_{pal}	[kg]	– rozdíl počáteční a koncové hmotnosti
m_{plat}	[kg]	– hmotnost platícího zatížení
m_{pr}	[kg]	– prázdná hmotnost
$m_{přist}$	[kg]	– přistávací hmotnost
P_v	[W]	– využitelný výkon motoru
R	[km]	– dolet
R_A, R_B, R_C	[km]	– dolety při jednotlivých letových režimech
R_{sp}	[m/kg]	– specifický dolet
S	[m ²]	– vztažná plocha křídel
T_A, T_B, T_C	[s]	– vytrvalost jednotlivých letových režimů
T_{SP}	[s/kg]	– specifická vytrvalost
v	[m/s]	– průměrná rychlost
v_c	[m/s]	– cestovní rychlost
v_{md}	[m/s]	– rychlost letu za minimálního odporu
V^-	[-]	– poměr rychlosti letu k rychlosti min. Odporu v_{md}