



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

**Fakulta dopravní
Ústav letecké dopravy**

Optimalizace variabilních nákladů letounu Hawker 900XP

Optimisation of Variable Costs of the Hawker 900XP Aircraft

Diplomová práce

Studijní program: Technika a technologie v dopravě a spojích
Studijní obor: Provoz a řízení letecké dopravy

Vedoucí práce: Ing. Jakub Kraus, Ing. Bc. Jakub Hospodka, Ph.D.

Bc. Marek Hajný

Praha 2015



K621..... Ústav letecké dopravy

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE
(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Bc. Marek Hajný

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

N 3710 – PL – Provoz a řízení letecké dopravy

Název tématu (česky): **Optimalizace variabilních nákladů letounu Hawker
900XP**

Název tématu (anglicky): **Optimisation of Variable Costs of the Hawker 900XP
Aircraft**

Zásady pro vypracování

Při zpracování diplomové práce se řiďte osnovou uvedenou v následujících bodech:

- Úvod
- Základní popis letounu
- Faktory ovlivňující variabilní náklady
- Analýza aktuálního stavu
- Návrh a aplikace nových postupů
- Vyhodnocení a doporučení
- Závěr

Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího diplomové práce

Rozsah průvodní zprávy: minimálně 55 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)

Seznam odborné literatury: Volner, Rudolf a kol.: Flight Planning Management. CERM. 2007
Airplane Flight Manual. Hawker Beechcraft. 2012
Operations Manual. CTR flight services s.r.o. 2014

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Jakub Kraus**
Ing. Bc. Jakub Hospodka, Ph.D.

Datum zadání diplomové práce: **31. července 2014**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání diplomové práce: **30. listopadu 2015**
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

L. S.

doc. Ing. Stanislav Szabo, PhD. MBA
vedoucí
Ústavu letecké dopravy



prof. Dr. Ing. Miroslav Svítek, dr. h. c.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání diplomové práce.

Bc. Marek Hajný
jméno a podpis studenta


V Praze dne.....30. června 2015

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

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

V Praze dne 25. 11. 2015


.....
podpis studenta

Poděkování

Rád bych touto cestou poděkoval všem, kteří se zasloužili, aby tato práce vznikla. Zejména bych chtěl poděkovat vedoucím práce, Ing. Jakubu Krausovi a Ing. Bc. Jakubu Hospodkovi, Ph.D., za náměty a odborné vedení této diplomové práce. Dále bych rád poděkoval svým rodičům a mé přítelkyni za cenné podněty ke zlepšení diplomové práce a v první řadě za morální podporu během psaní této práce a během celého studia.

Abstrakt

AUTOR:

Marek Hajný

NÁZEV PRÁCE:

Optimalizace variabilních nákladů letounu Hawker 900XP

ŠKOLA:

České vysoké učení technické, Fakulta dopravní

ÚSTAV:

Ústav letecké dopravy

ROK VYDÁNÍ:

2015

VEDOUCÍ PRÁCE:

Ing. Jakub Kraus, Ing. Bc. Jakub Hospodka, Ph.D.

POČET STRAN:

118

KLÍČOVÁ SLOVA:

Hawker 900XP, variabilní náklady, náklady na palivo, spotřeba paliva, optimalizace

Diplomová práce pojednává o letounu Hawker 900XP a zaměřuje se na snižování variabilních nákladů v jeho provozu. Cílem bylo přinést vysokoškolskou práci mapující provozování konkrétního obchodního letounu v prostředí obchodní letecké dopravy, analýzu nákladové struktury letecké společnosti se zaměřením na popis variabilních nákladů a zejména hledání potenciálních úspor k jejich snižování. Popisován je také provoz před započítáním zpracovávání této práce a změny, které se za tuto dobu odehrály, s dalšími návrhy k zapracování do standardních postupů. Velký důraz je kladen na úzkou spolupráci s posádkami při analýze letů a návrhu nových postupů. Práce čerpá informace z interních dat společnosti, jejich provozních manuálů a příruček výrobce letadla a dalších, zejména zahraničních, zdrojů.

Abstract

AUTHOR:

Marek Hajný

TITLE OF THE THESIS:

Optimisation of Variable Costs of the Hawker 900XP Aircraft

UNIVERSITY:

Czech Technical University in Prague, Faculty of Transportation Sciences

DEPARTMENT:

Department of Air Transport

YEAR OF ISSUE:

2015

THESIS SUPERVISORS:

Ing. Jakub Kraus, Ing. Bc. Jakub Hospodka, Ph.D.

NUMBER OF PAGES:

118

KEYWORDS:

Hawker 900XP, variable costs, fuel costs, fuel consumption, optimisation

This Master's thesis discusses the Hawker 900XP aircraft and focuses on reducing the variable costs in its operation. The aim was to present university work mapping the operation of a particular aircraft in the commercial air transport environment, analysing the cost structure of the airline with major focus on the description of the variable costs and, in particular, finding potential savings to reduce them. The operation before commencing with this work and changes that have taken place since then are described, as well. There are also included further proposals to be added to standard operating procedures. Great emphasis is paid on close cooperation with the crew in analysing and designing new procedures. The labour draws information from internal company data, operator's and manufacturer's operating manuals and other, mainly English, sources.

Obsah

Seznam symbolů a zkratk	10
1 Úvod.....	14
2 Základní popis letounu	15
2.1 Historie letounů řady Hawker	16
2.1.1 Vývoj DH 125 Jet Dragon.....	17
2.1.2 Další vývoj letadel řady Hawker.....	21
2.2 Základní popis letounu Hawker 900XP	23
2.2.1 Změny oproti Hawkeru 850XP	24
2.2.2 Konstrukce letounu	24
2.2.3 Systémy letounu	25
2.2.4 Pohonné jednotky	26
3 Faktory ovlivňující variabilní náklady	28
3.1 Rozdělení nákladů	28
3.1.1 Fixní náklady.....	29
3.1.2 Variabilní náklady.....	29
3.2 Faktory ovlivňující variabilní náklady a teoretické možnosti jejich optimalizace ..	30
3.2.1 Palivo.....	31
3.2.1.1. Cena paliva	32
3.2.1.2 Spotřeba paliva.....	35
3.2.2 Údržba motorů	48
3.2.3 Letištní, přiblížovací a traťové poplatky.....	49

3.2.4 Povolení k přeletu/přistání.....	49
3.2.5 Handlingové služby	50
3.2.6 Catering.....	51
3.2.7 Shrnutí.....	51
4 Analýza aktuálního stavu	52
4.1 Stav v prvním roce provozu	52
4.2 Popis průběhu letu	54
4.2.1. Fáze přípravy letu	54
4.2.2. Pozemní fáze letu	54
4.2.3 Letová fáze letu	55
5 Návrh a aplikace nových postupů.....	57
5.1 Změny zaváděné po prvním roce provozu.....	57
5.1.1. Noví dodavatelé paliva.....	57
5.1.2 Tankering	58
5.1.3 Redukce užívání APU.....	61
5.1.4 Redukce cestovní rychlosti z M 0.75 na M 0.73.....	62
5.1.5 Změny v plánovací fázi.....	63
5.1.6 Shrnutí za roky 2014-2015	64
5.2 Výpočet optimálního profilu letu	65
5.2.1 Stoupání.....	66
5.2.2 Cestovní let	69
5.2.3 Klesání	72

5.3. Testování v provozu.....	74
5.3.1 Monitorování spotřeby	74
5.3.2 Pojízďení s jedním pracujícím motorem (<i>single engine taxi</i>)	76
5.3.3 Klesání s volnoběžným tahem (<i>idle descent</i>).....	78
5.3.4 Ověření tabelárních dat v reálném provozu.....	79
5.4 Další možnosti snižování variabilních nákladů.....	81
5.4.1 Proplach motoru (<i>engine washing</i>)	81
5.4.2. Redukce hmotnosti.....	83
5.4.3 Handling a catering.....	83
6 Vyhodnocení a doporučení.....	85
6.1 Tankering	85
6.2 APU	86
6.3 Pojízďení	86
6.4 Optimalizace letu.....	87
6.4.1 Stoupání.....	87
6.4.2 Cestovní let	88
6.4.3 Klesání	88
6.4.4 Shrnutí optimalizace letu	89
6.5 Další doporučení.....	90
6.5.1 Proplach motoru (<i>engine washing</i>)	90
6.5.2 Úspory hmotnosti.....	90
6.5.3 Handling a catering.....	91

7 Závěr	92
Seznam použité literatury:.....	94
Seznam obrázků:.....	99
Seznam tabulek:	99
Seznam grafů:.....	100
Seznam rovnic:	100
Seznam schémat:	100
Přílohy.....	101
Seznam příloh:.....	101

Seznam symbolů a zkratk

Zkratka	Význam v anglickém jazyce	Význam v českém jazyce
AAL	<i>Above Aerodrome Level</i>	Výška nad úrovní letiště
ACT	<i>Actual</i>	Aktuální/skutečný
AFTN	<i>Aeronautical Fixed Telecommunication Network</i>	Letecká pevná komunikační síť
AIP	<i>Aeronautical Information Publication</i>	Letecká informační příručka
ALT	<i>Altitude</i>	Nadmořská výška (letu)
AOC	<i>Air Operator Certificate</i>	Osvědčení leteckého provozovatele
APU	<i>Auxiliary Power Unit</i>	Pomocná motorová jednotka
CAS	<i>Calibrated Airspeed</i>	Kalibrovaná vzdušná rychlost
CDM	<i>Collaborative Decision Making</i>	Postup CDM
CFMU	<i>Central Flow Management Unit</i>	Centrální středisko uspořádání letového toku v Evropě
CHF	<i>Swiss franc</i>	Švýcarský frank
CI	<i>Cost Index</i>	Cenový index (index hodinových nákladů provozu letadla)
CLB	<i>Climb</i>	Stoupání
CPT	<i>Captain</i>	Velitel letadla (kapitán)
CRZ	<i>Cruise</i>	Cestovní režim letu
DCT	<i>Direct</i>	Označení přímé tratě mezi dvěma body
DEEC	<i>Digital Electronic Engine Control</i>	Elektronický systém řízení pohonné jednotky
DEV	<i>Deviation</i>	Odchylka
DOC	<i>Direct Operating Cost</i>	Přímé provozní náklady
DPH	<i>Value Added Tax (VAT)</i>	Daň z přidané hodnoty
DSC	<i>Descent</i>	Klesání

EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i>	Evropská agentura pro bezpečnost letectví
EFIS	<i>Electronic Flight Instrumentation System</i>	Elektronický letový informační systém
EGT	<i>Exhaust Gas Temperature</i>	Teplota výstupních plynů
EST	<i>Estimated</i>	Odhadovaný
EU	<i>European Union</i>	Evropská unie
EUR	<i>Euro</i>	Euro
FADEC	<i>Full Authority Digital Engine Control</i>	Elektronický systém řízení pohonné jednotky s plnou autoritou
FAF	<i>Final Approach Fix</i>	Fix konečného přiblížení
FF	<i>Fuel Flow</i>	Průtok paliva (obvykle hodinový)
FIR	<i>Flight Information Region</i>	Letová informační oblast
FL	<i>Flight level</i>	Letová hladina
FMS	<i>Flight Management System</i>	Letový navigační systém
FPM	<i>Feet per Minute</i>	Stopy za minutu (vertikální rychlost)
FRA	<i>Free Route Airspace</i>	Koncept volných letových tratí
ft	<i>Foot/feet</i>	Stopa/stopy (jednotka délky)
GEN	<i>General</i>	Obecná část AIP
h/hod	<i>Hour</i>	Hodina
HSC	<i>High Speed Cruise</i>	Cestovní režim pro maximální rychlost
IATA	<i>International Air Transport Association</i>	Mezinárodní asociace leteckých dopravců
ICAO	<i>International Civil Aviation Organisation</i>	Mezinárodní organizace pro civilní letectví
ILS	<i>Instrument Landing System</i>	Systém pro přesné přiblížení a přistání
IMC	<i>Instrument Meteorological Conditions</i>	Meteorologické podmínky pro let podle přístrojů
IMN	<i>Indicated Mach Number</i>	Indikované Machovo číslo

INIT	<i>Initial</i>	Počáteční
INT	<i>Intermediate</i>	Cestovní režim, tzv. střední (mezi LRC a HSC)
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>	Mezinárodní standardní atmosféra
Kč/CZK	<i>Czech crown</i>	Koruna česká
KIAS	<i>Knots Indicated Airspeed</i>	Indikovaná vzdušná rychlost v uzlech
km	<i>Kilometre</i>	Kilometr
km/h	<i>Kilometres per hour</i>	Kilometry za hodinu
kN	<i>Kilonewton</i>	Kilonewton (jednotka síly)
l	<i>Litre/liter</i>	Litr (jednotka objemu)
L/D	<i>Lift to Drag ratio</i>	Poměr vztlaku k odporu/klouzavost
lb	<i>Pound</i>	Libra (jednotka hmotnosti)
lbf	<i>Pound-force</i>	Libra (jednotka síly)
LDG	<i>Landing</i>	Přistání
LRC	<i>Long Range Cruise</i>	Cestovní režim pro optimalizaci doletu
m	<i>Metre</i>	Metr
M	<i>Mach number</i>	Machovo číslo (rychlost pohybu tělesa vůči rychlosti zvuku)
min	<i>Minute</i>	Minuta (jednotka času)
MLW/ MLM	<i>Maximum Landing Weight/Mass</i>	Maximální přistávací hmotnost
M _{MO}	<i>Maximum Mach operating (speed)</i>	Maximální provozní rychlost (vyjádřená Machovým číslem)
mph	<i>Miles per hour</i>	Míle za hodinu (jednotka rychlosti)
MSP	<i>Maintenance Service Plan</i>	Servisní plán pro údržbu (motorů a APU)
MTOW/ MTOM	<i>Maximum Take-off Weight/Mass</i>	Maximální vzletová hmotnost
N	<i>Newton</i>	Newton (jednotka síly)

NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>	Národní poradní komise pro aeronautiku (předchůdce dnešní NASA)
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>	Národní úřad pro letectví a kosmonautiku
nm	<i>Nautical mile</i>	Námořní míle
OFP	<i>Operational Flight Plan</i>	Provozní letový plán
POM	<i>Pilot's Operating Manual</i>	Provozní příručka letadla
SPD	<i>Mineral Oil Tax (MOT)</i>	Spotřební daň
t	<i>Tonne, metric ton</i>	Tuna
T/O	<i>Take off</i>	Vzlet
TBO	<i>Time Between Overhaul</i>	Doba mezi generálními opravami
TOC	<i>Top of Climb</i>	Bod ukončení stoupání
TOD	<i>Top of Descent</i>	Bod zahájení klesání
TOW/ TOM	<i>Take-off Weight/Mass</i>	Vzletová hmotnost
USD	<i>United States Dollar</i>	Americký dolar
USG	<i>United States Gallon</i>	Galon (americký)
V	<i>Volt</i>	Volt (jednotka elektrického napětí)
VMC	<i>Visual Meteorological Conditions</i>	Meteorologické podmínky pro let za viditelnosti
V _{MO}	<i>Maximum Operating Speed</i>	Maximální rychlost letu pro normální provoz

1 Úvod

Business letecká doprava je svým procentuálním zastoupením ve srovnání s klasickou leteckou dopravou jen marginální, a proto bývá často ekonomika provozu obchodních letadel přehlížena. Dalším důvodem pro tento fakt může být domněnka, že při menší velikosti obchodních letadel jsou potenciální úspory malé a nemá cenu se jimi zabývat.

Tato diplomová práce si klade za cíl dokázat, že redukce nákladů má i v prostředí obchodní letecké dopravy svůj význam a čas vynaložený nad úvahami a návrhy se v konečném důsledku může projevit výraznými úsporami na nákladové straně bez významného omezení komfortu.

Tématem a cílem této práce je tedy **optimalizace variabilních nákladů v provozu letounu Hawker 900XP** s registrační značkou OK-HWK ve společnosti CTR flight services, sídlící v Praze na letišti Václava Havla.

Téma bylo zvoleno po mém nástupu na pozici dispečera ve výše zmíněné společnosti v roce 2014, kdy jsem chtěl pro diplomovou práci vybrat zaměření co nejbližší letovému provozu a praxi v letectví. Chtěl jsem také zpracovat téma, které by bylo blízké mé pracovní náplni, a protože je činnost dispečera letecké společnosti velmi úzce spjata se samotným letovým provozem, hledal jsem potenciál k optimalizaci postupů při přípravě letů a činnosti posádky během letu, které by mohly vést k úsporám na nákladové straně. To vše vedlo k volbě právě tohoto tématu.

Práce bude ve stručnosti popisovat historii vývoje letounů řady Hawker od šedesátých let minulého století po ukončení výroby Hawkeru 900XP v roce 2012. Stěžejní část práce pak bude věnována problematice nákladové struktury letecké společnosti s hlavním důrazem na variabilní náklady, jakým způsobem jsou ovlivňovány a jaké jsou možnosti jejich snížení. Popsány budou také rozdíly mezi obecnou leteckou dopravou a business dopravou, neboť ne všechny běžné postupy leteckých společností jsou aplikovatelné též pro obchodní dopravu. Následně bude popsán stav provozu letounu před a po zavedení nových postupů, popis těchto postupů a úspory z nich plynoucí. Zmíněno bude také vyhodnocení provedených změn a následná doporučení.

2 Základní popis letounu

Hawker Beechcraft

Obr. 1 Logo Hawker Beechcraft



Obr. 2 Hawker 900XP

Hawker 900XP

- | | |
|---------------------------|---------------|
| ➤ Délka: | 15.6 m |
| ➤ Rozpětí: | 16.6 m |
| ➤ Výška: | 5.3 m |
| ➤ Dolet: | 4 500 km |
| ➤ Cestovní rychlost: | Mach 0.7-0.8 |
| ➤ Max. vzletová hmotnost: | 12.7 t |
| ➤ Kapacita: | 9 cestujících |

Zdroj: (1 str. 6)

2.1 Historie letounů řady Hawker

Letouny řady DH 125, známě většinou jednoduše pod názvem *Hawker*, mají již více než 50letou historii, od prvních plánů de Havillanda z počátku 60. let, přes první let typu DH 125 v roce 1962 (2), po ukončení výroby Hawkeru 900XP v roce 2012.

Hawker je považován za jeden z nejdelších projektů v historii obchodní letecké dopravy, a ačkoli bylo těchto letounů vyrobeno celkem přes 1 700, za dobu pěti desetiletí byla několikrát měněna jak mateřská společnost, tak také samotný název letounu (3).

Letoun byl vyvíjen britskou společností *de Havilland* jako typ DH 125 Jet Dragon. Již od roku 1960 byla společnost *de Havilland* odkoupena firmou *Hawker Siddeley*, avšak až do roku 1963 fungovaly obě společnosti nezávisle na sobě. Proto do roku 1963 známe zmiňovaný letoun jako DH 125, od té doby u produkčních kusů již jako HS 125. V roce 1977 se *Hawker Siddeley* spolu s dalšími britskými výrobci stal součástí jedné velké společnosti *British Aerospace* (BAe), což mělo za důsledek změnu názvu letadla na BAE 125. V roce 1993 odprodala BAe svou divizi business letadel americké firmě *Raytheon*, která již v roce 1980 koupila amerického výrobce *Beechcraft*. V roce 1994 pak došlo ke sloučení společností pod novým názvem *Raytheon Aircraft*. Společnost *Raytheon* vzkrísila název *Hawker* jako odkaz na letadla této značky (např. *Hawker Hurricane*, *Tempest* či *Hunter*) a na počátku DH 125 a pokračovala v prodeji typu BAE 125 pod novým označením *Hawker*. V roce 2007 *Raytheon* odprodal divizi korporátních letadel *Beech* a *Hawker* korporaci *Onex* a *Goldman Sachs*, čímž vznikla společnost *Hawker Beechcraft*. Od roku 2007 tak byly letouny vyráběny pod touto společností, jejíž logo je v úvodu této kapitoly. Světová recese a celkový úpadek v civilním letectví po roce 2008 citelně zasáhl i *Hawker Beechcraft*, jenž na sebe vyhlásil úpadek v květnu roku 2012 (3). Následně pak v březnu roku 2014 odkoupila další americká společnost *Textron* to, co zbylo po firmách *Hawker* a *Beechcraft* a spojením pod názvem *Textron Aviation* vznikla společnost zastupující tři významné výrobce v „malém“ letectví (4).

Pod společností *Hawker Beechcraft* vznikl i letoun **Hawker 900XP OK-HWK**, o němž pojednává tato diplomová práce.

2.1.1 Vývoj DH 125 Jet Dragon

Historie letounu Hawker 900XP sahá až do počátku 60. let minulého století, přesněji do roku 1961, kdy byly britskou společností de Havilland započaty práce na projektu malého letadla kategorie privátních, či chceme-li obchodních, letadel. Nový projekt byl pojmenován **DH 125 Jet Dragon** jako odkaz na všeobecně známý stroj de Havillandovy konstrukce, dvoumotorový pístový dvouplošník DH 84 Dragon z roku 1932 (5).



Obr. 3 De Havilland DH 84 Dragon

Zmíněný dvouplošník *DH 84 Dragon* byl od roku 1945 postupně nahrazován modernějším dvoumotorovým pístovým jednoplošníkem *DH 104 Dove*. Není náhodou, že všechna tři zmíněná letadla britského výrobce mají podobnou kapacitu 6-8 cestujících, neboť v době svého vzniku měla podobný účel. Jejich vývoj od DH 84 přes DH 104 k DH 125 názorně ukazuje postupnou evoluci na poli dopravních letadel, a to jak v konstrukci letadla od dřevěné konstrukce potažené plátnem po poloskořepinovou celokovovou konstrukci, tak též u pohonných jednotek od pístových po proudové.



Obr. 4 De Havilland DH 104 Dove

Nový letoun DH 125 svým vývojem korespondoval s pokroky v době svého vzniku, tedy na postupnou implementaci tryskového pohonu do stále širší skupiny letadel. Byl to právě de Havilland, který po 2. světové válce započal s pracemi na proudovém dopravním letadle *DH 106 Comet*, dnes považovaném za první tryskový dopravní stroj na světě nasazený na komerční linky (6). Třebaže problémy Cometů první generace nebyly malé a během prvních let služby došlo k několika fatálním nehodám, nelze de Havillandovi upřít jeho vizionářské schopnosti a obdivuhodné průkopnictví v nelehkých poválečných letech.

Za první letoun kategorie obchodních, či dnes častěji nazývaných *business jet*, letadel je považován *Lockheed JetStar*, 4motorový stroj, na jehož vývoji se podílel Clarence Leonard "Kelly" Johnson. Tento muž se svou prací pro Lockheed stal legendou a podepsal se například také na vývoji Lockheedu SR-71 Blackbird. Zmiňovaný Lockheed JetStar absolvoval první let v září 1957 (7).

První let DH 125 Jet Dragon se uskutečnil **13. srpna 1962** (2). Další veřejnosti všeobecně známé business jety jako *Cessna Citation I*, *Learjet 23*, *Gulfstream II*, *Falcon 20* či poněkud zapomenutý *Hansa Jet* s dopředným šípem byly vyvíjeny a všechny absolvovaly svůj první let v letech šedesátých, tedy stejně jako DH 125 (7).



Obr. 5 První prototyp de Havilland DH 125 s registrací D-ARYA

Letoun DH 125 je celokovový dolnoplošník pro dva piloty a typicky šest cestujících se zavazadly. Přetlakovaná kabina svým vybavením odpovídá kategorii obchodních strojů a ve své třídě je velmi prostorná. Na délku měří 5.5 metrů, šířka a výška činí necelých 1.7 metru. Můžeme tedy hovořit téměř o tzv. *stand-up* kabině, kdy je možné se postavit v uličce mezi sedadly. Prostor pro cestující je též vybaven malou kuchyňkou s šatnou za kabinou pilotů a dalším šatníkem v zadní části (5). Trup se po dobu vývoje od DH 125 k Hawkeru 900XP příliš nezměnil, zůstala též typická okna pilotního prostoru či ocasní část do tvaru kříže, jak je možné porovnat z obrázků 2 a 5.

Celokovové křídlo, koncepčně vycházející z letounu de Havilland Comet, je mírného šípu a z důvodu zachování prostoru v kabině cestujících probíhá jeho nosník bez přerušení pod podlahou kabiny. Křídlo je vybaveno účinnými dvoušterbinovými vztlačovými klapkami doplněnými o spoilery. Křídélka jsou ovládána manuálně. Veškeré palivo je nesené v křídlech (5). Koncepce tzv. *čistého křídla*, tedy bez zavěšení pohonných jednotek, je pro kategorii business jetů typická a z aerodynamického hlediska výhodná. Dalším benefitem je pak nižší hladina hluku v kabině.

De Havilland volil pro nový letoun DH 125 proudové pohonné jednotky britské společnosti *Bristol Siddeley Viper ASV.20* s tahem každého motoru 3 000 lbf, tedy přibližně 13 kN (5). Pro porovnání: dvouproudové motory Honeywell TFE731 užívané v Hawkeru 900XP mají tah až 4 750 lbf, tedy přibližně 21 kN každý (8).

DH 125 byl projektován pro přepravu 6 cestujících se zavazadly na vzdálenost přibližně 1 500 mil, tedy 2 400 km s cestovní rychlostí 450 až 500 mph, čili 720 až 800 km/h. Letoun měl být schopen operovat i z krátkých letišť¹, ba dokonce z neupravených ploch díky zdvojeným kolům na všech třech podvozkových nohách (5).

Protože bylo nutno přesvědčit potenciální zájemce o nový letoun s tehdy stále nepřilíživě ověřeným pohonem, známým spíše z vojenských letadel a prvních proudových dopravních strojů jako Comet či Boeing 707, že je tryskový pohon vhodný také pro menší letadla, porovnával de Havilland DH 125 s DH 104 Dove. Tvrdil, že nový DH 125 má nesrovnatelně vyšší produktivitu vyjádřenou v osobokilometrech², neboť i při přímých nákladech rovnajících se 2.5 násobku nákladů na provoz DH 104 na hodinu provozu, je toto vykompenzováno vyšší cestovní rychlostí DH 125 oproti DH 104 o přibližně stejný koeficient (5). Samozřejmě zmíněné porovnání není absolutní – předpokládá totiž, že dvě porovnávaná letadla letí dostatečně dlouhou trasu, kde jsou výhody proudového pohonu markantní. Jinými slovy dostatečně dlouhou na to, aby mohl letoun vystoupat do ekonomické cestovní hladiny. Je totiž všeobecně známo, že tryskový pohon je, a to zejména u starších jednoproudých motorů, v nízkých letových hladinách značně neefektivní.

DH 125 JET DRAGON (5)

- Délka: 13.3 m,
- Rozpětí křídel: 13.4 m,
- Výška: 4.2 m,
- Max. vzletová hmotnost: 18 000 lb (8.1 t)

¹ Zmíněná schopnost vzletu a přistání na krátkých drahách platí i dnes pro Hawker 900XP.

² Osobokilometr představuje jednotu přepravní výkonnosti znamenající přepravu jedné osoby na vzdálenost jednoho kilometru (41). Zkráceně též *oskm*.

2.1.2 Další vývoj letadel řady Hawker

Postupem času docházelo k menším či větším vylepšením a přibývaly další verze odvozené od původního DH 125 Jet Dragon. Samotný název Jet Dragon byl užíván jen krátce, výrobce použil odkaz na původní Dragon jen pro dostání se do povědomí široké (a nejen) letecké veřejnosti a později již nechtěl, aby byl moderní proudový letoun spojován s konstrukcí z 30. let se vzpěrami a potaženou plátnem (9). Pro převážnou většinu společnosti bude ale jakýkoliv stroj vycházející z DH 125 vždy znám jako *Hawker*, a to nehlédě na označení verze či jméno aktuálního výrobce (3).

Letouny Hawker byly vyráběny v sériích označených číselnými názvy (*Series 1, 2, 3, 400, 600, 700, 800, 1000*) s častým užíváním písmen, např. *HS.125 Series 400B/1*. Později byly použity též poněkud jednodušší názvy *Hawker 750, 800, 800XP, 850XP, 1000* a pro tuto práci důležitý zejména *Hawker 900XP*. Podrobný popis všech verzí je však nad rámec této diplomové práce, a tak se níže omezím jen na vybrané změny v rámci jednotlivých sérií v konstrukci stroje po dobu mnohaletého vývoje této typové řady (10).

Series 1:

- Prodloužen trup a zvětšeno rozpětí
- Pohonné jednotky Viper 20/520, 521/522
- Modifikovány vztlakové klapky a kryty hlavního podvozku

Series 3:

- Zvýšeny provozní hmotnosti
- Instalace přídatné nádrže v zadní části letounu

Series 400:

- Zvýšeny provozní hmotnosti
- Instalace vně otevíraných hlavních vstupních dveří

Series 600:

- Pohonné jednotky Viper 602-22
- Zvýšeny provozní hmotnosti a rychlosti (také díky lepší aerodynamice)
- Trup prodloužen o 3 stopy pro zvýšení kapacity na 14 osob

Series 700:

- Instalace dvouproudových pohonných jednotek Honeywell TFE 731-3 s tahem po 3 720 lbf (16.5 kN) s možností zabudování též do všech předchozích sérií
- Zavedeno tlakové jednobodé plnění paliva (tzv. *single point refuelling*)

Series 800:

- Upravené pohonné jednotky Honeywell TFE 731-5R s tahem 4 500 lbf (20 kN)
- Zvýšeny provozní hmotnosti a maximální provozní rychlost M_{MO} z 0.77 na 0.80
- Zvětšeno rozpětí křídel
- Změněn tvar zasklení cockpitu z plochých oken na zakřivená pro aerodynamicky lepší tvar³
- Instalace modernější avioniky se systémem EFIS (tzv. skleněný cockpit)
- Verze Hawker 750 vychází z níže zmíněné 800XP, avšak s vně přístupným zavazadlovým prostorem místo přídatné nádrže v zadní části letadla
- Verze Hawker 800XP se vyznačuje vylepšenými motory TFE 731-5BR se zvýšeným tahem na 4 750 lbf (21 kN) a reverzí tahu, opět zvýšenými hmotnostmi a dalšími vylepšeními
- Verze Hawker 850XP pak přidává winglety na koncích křídel jako standard a zcela novou avioniku Rockwell Collins Pro Line 21
- **Verze Hawker 900XP vychází z Hawkeru 850XP s vylepšenými pohonnými jednotkami TFE731-50R s totožným tahem 4 750 lbf (21 kN) a modernizovanou avionikou Rockwell Collins Pro Line 21**

Series 1000:

- Instalace dvouproudových pohonných jednotek Pratt & Whitney PW305 s tahem po 5 200 lbf (23 kN) s možností zabudování též do všech předchozích sérií
- Zvýšeny provozní hmotnosti
- Trup prodloužen o cca 0.8 m, na každé straně trupu přibylo jedno okénko pro cestující
- Přidána druhá přídatná nádrž v zadní části trupu

³ Rozdíl v zasklení mezi původním provedením a novým od série 800 výše je možno pozorovat na obrázku č. 2 a 5.

Celkem bylo za více než 50 let produkce vyrobeno přes 1 600 letounů řady Hawker (3).

Není bez zajímavosti, že letouny Hawker mají dvě poněkud bizarní prvenství. Jedná se totiž o první (a pravděpodobně jediný) bizjet, který se stal terčem únosu. Stalo se tak v roce 1967 při přepravě bývalého konžského premiéra, kdy byl letoun donucen přistát v Alžírsku, kde zůstal dalších 10 měsíců. Druhé prvenství bylo nechtěné zasažení tepelně naváděnou střelou z angolského MiGu-21. Zasažen byl Hawker 800 botswanského prezidenta. Bylo velkým štěstím, že na palubě seděl předváděcí pilot BAe Arthur Ricketts, který dokázal s letounem s chybějícím pravým motorem, proraženou palivovou soustavou a poškozeným křídlem bezpečně přistát (9).

Letouny Hawker nepatří mezi nejelegantnější či nejluxusnější bizjety, ale svými výkony v rámci své kategorie tzv. *mid-size jet* patří mezi nejvšestrannější, nejspolehlivější a nejvyváženější stroje co se týče výkonu, pohodlí, doletu, kapacity, robustnosti a dalších atributů.

2.2 Základní popis letounu Hawker 900XP

Raytheon, tehdejší mateřská společnost produktové řady letadel Hawker, oznámil vývoj Hawkeru 900XP v listopadu 2006 jako vylepšení předchozího modelu 850XP zejména v doletu a spotřebě paliva (11).

Hawker 900XP byl certifikován evropskou agenturou EASA 11. prosince 2007 (10) a výroba byla ukončena na konci roku 2012 po vyrobení celkem 184 letadel, s posledními kusy dodanými v prvním čtvrtletí roku 2013 (12).

Přestože po dobu výroby Hawkeru 900XP byla společnost v amerických rukou, letadlo bylo k finální montáži ve Wichitě⁴ ve státě Kansas dopravováno prakticky jako stavebnice, neboť křídla i trup pocházely stále z Velké Británie (13).

O tomto vývoji a o dalších základních vlastnostech a informacích o letounu *Hawker 900XP* pojednává následující text.

⁴ Wichita se dá bezpochyby označit za kolébkou výroby letadel v USA. Svou výrobu zde měly neznámější společnosti jako: Cessna, Beechcraft, Stearman/Boeing, Lear(jet)/Bombardier či Mooney.

2.2.1 Změny oproti Hawkeru 850XP

Jak již bylo zmíněno dříve v textu, letoun *Hawker 900XP* konstrukčně vychází z Hawkeru 850XP s novými motory a dílčími úpravami v oblasti avioniky s vylepšeným systémem Rockwell Collins Pro Line 21 se zobrazením provozních limitů pohonných jednotek (10).

Přestože je Hawker 900XP na první pohled k nerozeznání od verze 850XP, největší změny nastaly u pohonných jednotek, kdy motory Honeywell Aerospace TFE731-50R nahradily starší TFE731-5BR. A ač mají obě jednotky stejný maximální tah 4 750 lbf (21 kN) (10), byla novější verze vylepšena zejména s ohledem na nižší spotřebu paliva, delší servisní intervaly (TBO 6000 h) a lepší tzv. *hot and high performance*, tedy výkonnost na vysoko položených letištích či při vysokých vnějších teplotách (13).

Toho je dosaženo díky větší výkonové rezervě, protože tyto jednotky mají reálný tah 5 000 lbf (13) tzv. *flat-rated*, tedy fixně snížený na dříve zmíněný maximální tah až do podmínek při teplotě ISA + 16°C (14), umožňující dosáhnout vyšších teplot mezi turbínovými stupni. Další výhodou je pak možnost i na maximální vzletové hmotnosti 28 000 lb při podmínkách dle ISA stoupat přímo do hladiny provozního dostupu, tedy FL410 (14).

Dle vyjádření Hawker Beechcraft má Hawker 900XP mít o 5 % nižší spotřebu paliva než verze 850XP a nižší hodinové náklady na údržbu motorů o 10 %, celkově pak mají být přímé provozní náklady (DOC) nižší o 5 % (13).

Díky nižší spotřebě se také zvýšil dolet, a to až na přibližně 2 800 nm (5 180 km) při obsazení až 6 cestujícími. Prázdný dolet pak činí až 2 883 nm (5 340 km). Dolet s maximálním platícím zatížením 2 030 lb (922 kg) je taktéž působivý s hodnotou 2 603 nm (2 820 km). Veškeré hodnoty platí pro cestovní rychlost M 0.70 (14).

2.2.2 Konstrukce letounu

Hawker 900XP je celokovový dolnoplošník se šípovým křídlem mírného šípu, ocasní částí s uspořádáním kýlovky a stabilizátoru do kříže a dvěma pohonnými

jednotkami umístěnými po jedné na každé straně zadní části trupu. Letoun je certifikován pro dvoučlennou letovou osádku a standardně devět cestujících. Za piloty je též sklopná sedačka, tzv. *jump seat*, běžně využívaný stevardkou.

Křídlo je třínosníkové konstrukce s potahem vyztuženým podélníky. Každé křídlo tvoří torzní skříň, která je využita jako integrální palivová nádrž. Na konci křídla se nacházejí winglety z uhlíkových kompozitů. Křídélka jsou balančně vyvážena a ovládána mechanicky bez použití posilovačů. Mechanizaci křídla tvoří dvoušterbinové vztlakové klapky na odtokové hraně a před nimi po páru spoilerů na každém křídle (1 str. 10).

Kýlová plocha i stabilizátor letounu jsou dvounosníkové celokovové konstrukce s výjimkou horní části kýlové plochy, která je z kompozitového materiálu na bázi skelného laminátu a duralu. Ovládání směrovky a výškovky je, stejně jako v případě křídélek, mechanické (1 str. 11).

2.2.3 Systémy letounu

Hawker 900XP je vybaven jedním standardním hydraulickým okruhem a jedním záložním. Standardní okruh je tlakován motorovými čerpadly (po jednom čerpadle na každém motoru) a pohání mechanizaci podvozku, řízení přední podvozkové nohy, brzdy na hlavním podvozku, signalizaci pádové rychlosti, vztlakové klapky, spoilery a obraceče tahu pohonných jednotek. Záložní systém pak pohání brdy hlavního podvozku, signalizaci pádové rychlosti, obraceče tahu, vysouvání podvozku a vysouvání či zasouvání vztlakových klapek (1 str. 4).

Elektrický systém letounu spočívá ve stejnosměrné síti o 28voltage napětí poháněné dvěma startér-generátory (po jednom na každé pohonné jednotce). Střídavá síť je zprostředkována alternátory na pohonných jednotkách (třífázových 208 V) či měniči. Přídavným zdrojem stejnosměrné elektrické energie je záložní energetická jednotka APU a palubní akumulátory, dva hlavní, každý napojený na sběrnici jednoho motoru, a celkem 5 dalších pro rozličné funkce (záloha palubních radiostanic, nouzového osvětlení atp.) (1 str. 5).

Systém odmrazování Hawkeru 900XP je smíšené koncepce (elektricky, horkým vzduchem a kapalinově). Elektricky jsou odmrazována okna pilotního prostoru, Pitotovy

trubice, snímače statického tlaku, snímače úhlu náběhu a další. Horkým vzduchem odebíraným od kompresorových stupňů pohonných jednotek jsou odmrazována například vstupní hrdla motorů. Naopak dnes již v dopravním letectví sporadicky používaným je kapalinový systém TKS⁵ použitý k odmrazování náběžných hran křídel a stabilizátoru (1 str. 5). V náběžné hraně jsou vyvrtány mikroskopické póry (dnes zejména přesnou laserovou technologií), kterými v námrazových podmínkách proudí kapalina na bázi glykolu. Díky těmto mikropórám dojde k rovnoměrnému rozptýlení kapaliny. Nevýhodou je pak omezená doba provozu z důvodu vyčerpatelnosti odmrazovací kapaliny.

Přetlakování pracuje na stejném principu jako u jiných moderních letadel, kdy je z kompresorových stupňů každé pohonné jednotky odebírán horký a stlačený vzduch, který je nejprve teplotně upravován v klimatizační jednotce (tzv. *pack*) a poté přiváděn do kabiny letadla. Ovládání klimatizace a přetlakování je na přístrojovém panelu druhého pilota (1 stránky 10-3).

Palivová soustava sestává z celkem tří nádrží, a to následovně: dvě integrální nádrže (po jedné v každém křídle) a jedna ventrální nádrž umístěná v zadní části trupu. Každá palivová nádrž je odvětrávána pomocí systému s NACA vstupy⁶, které dodávají přetlak do odvětrávacího systému. Celková kapacita palivových nádrží je 9 912 lb (cca 4.5 t) paliva JET A-1 (1 stránky 3-3).

2.2.4 Pohonné jednotky

Hawker 900XP je poháněn dvěma dvouproudovými pohonnými jednotkami Honeywell TFE731-50R-1H, jak již bylo zmíněno dříve v textu. Typ TFE731 patří k nejrozšířenějším pohonným jednotkám v korporátním letectví.

⁵ TKS je zkratkou tří britských společností (*Tecalmit, Kilfrost, Sheepbridge*), které společně vyvíjely kapalinový systém odmrazování pro bombardéry britského královského letectva během 2. sv. války (42 str. 57). Dnes je tento systém užíván zejména na menších letadlech všeobecného letectví.

⁶ NACA vstup (angl. *NACA inlet*) je vstup vzduchu, který umožňuje velmi nízké narušení proudění, a díky tomu také nízký odpor. Vyvinutý byl NACA v roce 1945. Ačkoli původní záměr NACA pro použití jako vstup vzduchu k pohonným jednotkám stíhacích letounů nenašel znatelného rozšíření, je tento typ vstupu hojně používán zejména pro přívod vzduchu k různým agregátům či k chladícím účelům (43).

Jednotky jsou dvouhřídelové konstrukce s jedním stupněm předního dmyhadla, následně 4 stupni axiálního a 1 stupněm radiálního kompresoru, spalovací komorou se zpětným tokem se dvěma svíčkami a 1stupňovou vysokotlakou vzduchem chlazenou turbínou s 3stupňovou nízkotlakou turbínou. Obtokový poměr činí 3.6 (15). Jedná se o tzv. *geared turbofan*, tedy dvouproudový motor, kde je první stupeň (dmyhadlo) zpřevodován na nižší rychlost otáčení, typicky z důvodu optimalizace efektivity nasávání vzduchu dmyhadlem a snížení vydávaného hluku.

Pohonné jednotky jsou vybaveny systémem digitálního řízení, tzv. *Digital Electronic Engine Control* (DEEC), obdobou systému číslicového řízení FADEC. Dva počítače systému DEEC řídí průtok paliva do každého motoru během akcelerace a decelerace a také řídí reakce pohonné jednotky v závislosti na poloze přípusti a provozních omezeních (1 stránky 2-29).



Obr. 6 Pohonná jednotka Honeywell TFE731

3 Faktory ovlivňující variabilní náklady

Protože se tato diplomová práce věnuje tématu snižování variabilních nákladů při provozu letounu v obchodní letecké dopravě, bude následující kapitola věnována faktorům, jež variabilní náklady ovlivňují. Pro úplnost je pak níže uvedena obecná nákladová struktura, tedy rozdělení na tzv. *fixní* a *variabilní* náklady, a taktéž standardní pojmy vázané k tomuto tématu.

3.1 Rozdělení nákladů

V ekonomických vědách se náklady⁷ rozdělují dle několika hledisek, a to obvykle na přímé (*direct costs*) a nepřímé (*indirect costs*). Přímé náklady lze přiřadit ke konkrétnímu nákladovému objektu (tedy např. mzdové náklady jednoho člověka) (16), nepřímé náklady naopak nejsou jednoznačně spojené s aktivitou nákladového objektu (např. náklady na vedení účetnictví mezd) (17).

Běžné, a pro tuto práci důležité, členění je dle závislosti na objemu prováděných výkonů na tzv. **fixní** (*fixed costs*) a **variabilní náklady** (*variable costs*) (18).

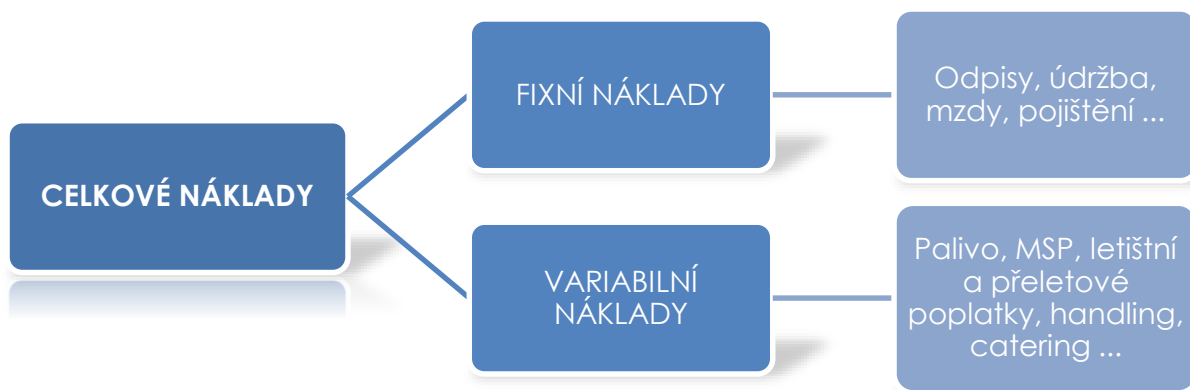


Schéma 1 Rozdělení nákladů

⁷ Náklady znamenají vyjádření peněžní hodnoty všech spotřebovaných vstupů při produkci výrobků nebo služeb. Náklad je suma peněžních hodnot, které organizace účelně vynaložila na získání výnosů, bez ohledu na to, zda byly v daném období skutečně zaplacené. Náklady lze také vyjádřit jako spotřebu zdrojů (18).

3.1.1 Fixní náklady

Fixní jsou takové náklady, které přímo nezávisí na objemu vyprodukovaných výrobků nebo poskytnutých služeb (19). V našem případě se jedná o fixní náklady letounu, které neodvisí od množství nalétaných hodin, tedy ať již letadlo stojí celý rok v hangáru či nalétá stovky a tisíce hodin, tyto náklady budou stále konstantní.

Patří mezi ně:

- **Odpisy⁸**
 - **Údržba**
 - **Hangárování**
 - **Personální výdaje** (mzdy, školení atp.)
 - **Management provozu letadla**
 - **Reklama**
 - **Pojištění**
- a další

Bylo by možno namítnout, že údržba by se dala považovat za variabilní náklad dle předchozích definic. Podrobným rozborem ve společnosti **CTR flight services** však bylo zjištěno, že se výdaje na údržbu letounu chovají jako fixní náklady (s výjimkou údržby pohonných jednotek, viz *variabilní náklady*).

Stejně tak se ve zmíněné společnosti chovají náklady na mzdy zaměstnanců, neboť jsou posádky i ostatní zaměstnanci placeni nezávisle na počtu nalétaných hodin či uskutečněných letů.

3.1.2 Variabilní náklady

Za variabilní náklady jsou považovány takové, které jsou závislé na množství vyprodukovaných výrobků nebo poskytnutých služeb (20). V našem případě se jedná o variabilní náklady letounu, které odvisí od množství nalétaných hodin. Platí

⁸ Odpis reprezentuje ztrátu hodnoty za určité období. Smyslem odpisování je pak rozložit pořizovací cenu majetku jako náklad do více období (obvykle let) (44).

pochopitelně přímá úměra, čili čím více nalétaných hodin, tím vyšší variabilní náklady a naopak.

Patří mezi ně:

- **Palivo**
- **Údržba motorů (rezervní systém MSP⁹)**
- **Letištní a přibližovací poplatky**
- **Přeletové poplatky**
- **Povolení k přeletu/přistání**
- **Handlingové služby**
- **Catering**

Podrobný rozbor variabilních nákladů a faktory, jež je ovlivňují, popisuje následující část.

3.2 Faktory ovlivňující variabilní náklady a teoretické možnosti jejich optimalizace

V předcházející části byly bodově popsány jednotlivé položky patřící mezi variabilní náklady, níže se pak práce bude věnovat do hloubky rozdělení variabilních nákladů a teoretickým možnostem jejich snížení, a to ve stejném řazení jako ve výčtu výše.

Byť obě patří do obchodní letecké dopravy, je letectví kategorie business jet v některých ohledech výrazně odlišné od praxe leteckých společností s velkými dopravními letadly. Z toho důvodu budou v odůvodněných případech uvedeny rozdíly mezi těmito dvěma druhy obchodní letecké činnosti.

⁹ MSP (*Maintenance Service Plan*) je program údržby, kdy provozovatel letadla platí výrobcí motorů určitou částku a výměnou za to pak již nehradí určité opravy na pohonných jednotkách. Tyto opravy a úkony s tím spojené jsou hrazeny přímo výrobcem. Jedná se tedy o jakýsi druh pojištění přímo u výrobce motorů a zároveň ochranu provozovatele před nenadálými vysokými výdaji. Protože jsou díly a součásti pohonných jednotek velmi nákladné na opravu či výměnu, je tato možnost oblíbená zejména mezi menšími společnostmi.

V roce 2008 byla podepsána deklarace, kde se letectví jako celý obor zavazuje k snížení emisí. Tato strategie vychází ze čtyř hlavních pilířů, jimi jsou: **technologie**, **provozní postupy**, **infrastruktura** a **ekonomická opatření** (21). Již na první pohled je zřejmé, že jednotlivé body strategie těsně souvisí se snižováním variabilních nákladů, protože snižování emisí = snižování spotřeby paliva a vylepšování technologií pro snížení množství škodlivých látek vypouštěných pohonnými jednotkami letadel.

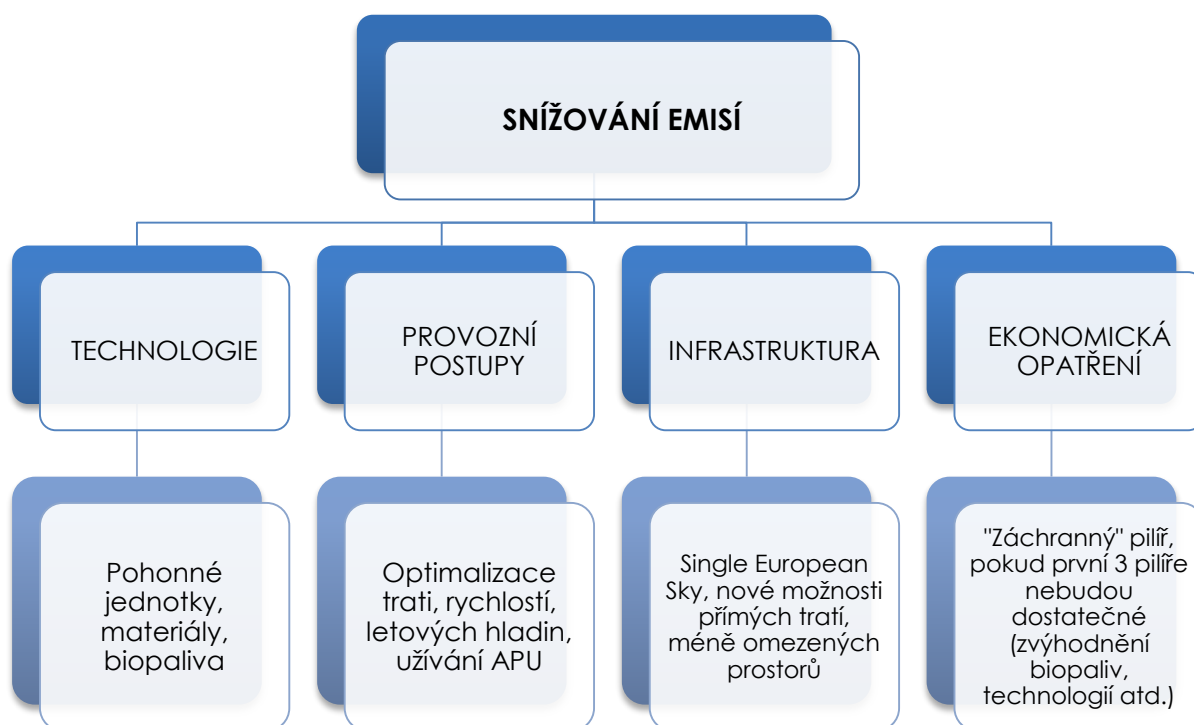


Schéma 2 Čtyři základní pilíře snižování emisí (21)

Úspory v nákladech za palivo mají, dle mého názoru, největší potenciál snížit celkové variabilní náklady na provoz Hawkeru 900XP. Proto bude v další části toto téma rozvedeno podrobněji než zbylé faktory ovlivňující variabilní náklady.

3.2.1 Palivo

Letecké palivo je a po dlouhou dobu již zůstává jedním z nejvýznamnějších výdajů v rámci variabilních nákladů. Dle studie (22) se náklady na palivo podílejí celými 27 % na celkových přímých provozních nákladech letadel (*Direct Operating Cost, DOC*). Ačkoli je tento údaj rozdílný od typu letadla, průměrném náletu a mnoha dalších faktorech, pro ilustraci je však postačující.

Z výše uvedeného vyplývá, že také jednou z priorit současných leteckých společností je všemi myslitelnými způsoby snížit náklady na palivo (a to jak spotřebu, tak také nákupní cenu paliva). U velkých společností se tímto tématem zabývají celá oddělení, neboť úspora se u těchto subjektů projeví velmi výraznou měrou. Považme jen jednoprocenní úsporu paliva myšleného několikasetunového stroje, který je ve flotile zastoupen v počtu desítek, ne-li stovek letadel. Pokud by jen denní spotřeba jednoho stroje byla 50 tun, jsme na denní úspoře 500 kilogramů. Roční pak přes 180 tun. Pokud máme tohoto typu ve flotile například 50 kusů, jsme na celkové roční úspoře přes 9 000 tun paliva. Stále však hovoříme jen o úspoře 1 % paliva. Například dle Boeingovy studie (23) dochází u Boeingu 737 k až 4% úspoře paliva u letounu vybaveného winglety ve srovnání s letounem bez. Podobná situace je u Boeingu 747 či 757 a 767.

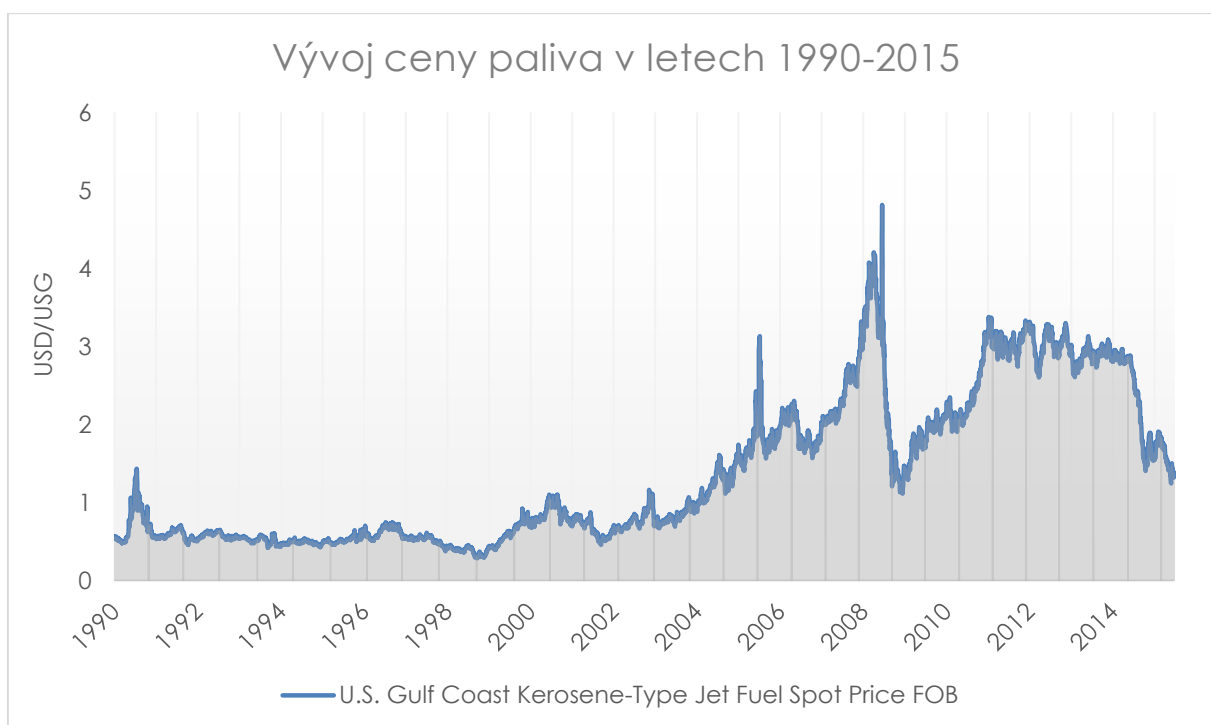
Situace u menších společností je však často zcela odlišná od praxe velkých dopravců. Malé společnosti mají tendence opomíjet optimalizaci nákladů spojených s palivem, a to většinou v domnění, že u malých letadel se úspory neprojeví či že se změnou postupů nevytvoří žádná přidaná hodnota, žádné ušetřené peníze. Není tomu tak, aerodynamika a fyzikální zákony fungují stejně u malého Zlínu Z-142, tak také u Antonovu An-225 Mrija. A proto i aeroklub vlastníci Zlíny může dospět k úsporám, byť se procentuální úspora může znát zanedbatelná. Při rozložení například do ročního období už ale přestává být tak marginální.

Následující dvě podkapitoly budou věnovány tématu popisujícímu **MOŽNOSTI SNÍŽENÍ VARIABILNÍCH NÁKLADŮ ZA PALIVO.**

3.2.1.1. Cena paliva

Velice důležitým faktorem ovlivňujícím náklady za palivo je samotná **cena paliva**. Celosvětový vývoj ceny surové ropy těsně koresponduje s vývojem ceny za palivo JET pro proudové motory. Vývoj ceny paliva od roku 1990 ukazuje, že nyní (2015) se nacházíme v klesající fázi cen s průměrnou srpnovou cenou okolo 1.4 USD/USG¹⁰ (24) bez daní.

¹⁰ Ceny paliva jsou celosvětově standardně uváděny v amerických dolarech za americký galon (USD/USG), méně často v amerických dolarech za litr či kilogram. *Pro přepočítání: 1 USG = 3.7854 l.*



Graf 1 Vývoj ceny paliva mezi lety 1990 a 2015 (24)

Tabulka 1 Vývoj ceny paliva za poslední rok (25)

Data aktuální k 18. 9. 2015	Podíl celosvětově	Centů za galon	vs. 1 týden nazpět	vs. 1 měsíc nazpět	vs. 1 rok nazpět
CELKEM	100 %	143.0	-2.0 %	-0.9 %	-46.9 %
Asie a Oceánie	22 %	142.1	1.2 %	0.6 %	-46.8 %
Evropa	28 %	143.7	-2.6 %	-0.8 %	-46.6 %
Sřřední východ a Afrika	7 %	137.5	-0.3 %	1.9 %	-47.5 %
Severní Amerika	39 %	144.2	-3.1 %	-2.1 %	-46.8 %
Latinská a Sřřední Amerika	4 %	141.6	-5.3 %	-3.3 %	-50.1 %

Z grafu je dobře patrné, že cena paliva v letech 2011 až 2014 oscilovala okolo hodnoty 3 USD/USG a že nyní se drží na méně než polovině této hodnoty, jak již bylo zmíněno výše. Hovoříme tedy o více než 50% úspoře při ceně paliva nezatížené DPH a SPD, neboť letečtí dopravci, včetně *CTR flight services*, létají převážně komerční mezinárodní lety, které jsou od těchto daní oproštěné. Pro dopravce toto znamená výrazné úspory v nákladech na palivo a také se díky tomu mohou alespoň částečně „ozdravit“ z krizových let po roce 2008.

Samotná cena komodity je sice výrazným faktorem ovlivňujícím variabilní náklady, avšak není zcela vypovídající. Nemůžeme říci, že na každém letišti v Evropě naplníme litr kerosinu za 1.437 \$ za galon. Dle vlastní databáze cen paliva mohu říci, že například cena na Letišti Václava Havla v Praze (LKPR) klesla mezi srpnem 2014 a 2015 z přibližných 3.3 USD/USG na 2.0 USD/USG, tedy přibližně o 40 %, tedy hodnoty ne nepodobné meziročnímu poklesu dle tabulky výše. Stále je ale cena paliva v Praze téměř o 30 % vyšší, než tvoří celoevropský průměr dle tabulky výše. Neznamená to však, že by palivo v Praze bylo předražené, spíše naopak¹¹. Rozdíl ceny komodity a dodávaného paliva na letišti je způsobený maržemi společností a dalšími faktory. Výše uvedená cena paliva v Praze je stále bez dodatečných poplatků, např. se jedná o letištní poplatky, skladovací poplatky, poplatky za přistavení cisterny atp. Tyto poplatky se však liší letiště od letiště, a proto je nejčastěji porovnávána cena bez těchto položek, tzv. *base price*.

Pokud jsem dosud popisoval cenu komodity a konečnou cenu na letišti, nezmiňoval jsem, jak dopravce zajišťuje co nejnižší cenu paliva na jednotlivých letištích. Velké letecké společnosti se stovkami letových hodin denně mají obvykle smlouvy přímo s palivářskými společnostmi v destinacích, kam často létají. Toto je pro malé společnosti v privátním letectví, jakou je *CTR flight services*, nereálné. Tyto společnosti typicky operují malý počet letadel a letadla samotná často nemají stálé destinace, protože létají ve svém regionu (v případě Hawkeru 900XP OK-HWK nejčastěji Evropa, severní Afrika, Blízký východ, státy bývalého Sovětského svazu) a jednotlivé destinace se odvíjí od toho, kam je prodán nový let. V důsledku to pak znamená, že se těmito společnostem obvykle nevyplatí kromě domovského letiště uzavírat smlouvy na jiných letištích, kam letí jen

¹¹ Ceny paliva v Praze se dlouhodobě řadí k těm nižším mezi porovnatelnými letišti v Evropě.

několikrát do roka, a využívají služeb zprostředkovatelů paliva. Více o tomto tématu v kapitole *Analýza aktuálního stavu*.

Další možností, jak snížit náklady za palivo, je tzv. *tankering*, tedy účelové naplnění více paliva na daný let a jeho dopravení do destinace, kde je palivo dražší než na letišti vzletu. Tímto se, i přes vyšší spotřebu paliva po trati, dokáže částečně eliminovat vyšší cena paliva v destinaci (jiným důvodem může být absence paliva, požadavek na rychlý průlet v destinaci a další). Tato praktika je aplikována napříč letectvím, od menších letadel (kde nemusí být výsledek tolik markantní) po dálkové dopravní stroje (kde lze naopak ušetřit tisíce dolarů na jediném letu). Více bude toto téma v prostředí *CTR flight services* rozvedeno v dalších kapitolách této práce.

3.2.1.2 Spotřeba paliva

Další, a řekl bych nejdůležitější, faktor je spotřeba paliva. Veličina, závisící na velkém množství proměnných a s mnoha nástroji a postupy, jak ji snížit. Jen britská společnost BAE Systems vydala publikaci (22), ve které zmiňuje 100 způsobů, jak snížit spotřebu paliva. Způsobů a metod pro úsporu paliva je jistě ještě více, na následujících stranách se pokusím vyjmenovat ty důležité a především proveditelné v provozu letounu Hawker 900XP ve společnosti **CTR flight services**.

Z toho důvodu nebudou zmíněny například postupy pro optimalizaci centráže, neboť cestující se v letadle usazují dle jejich preferencí a na zavazadla cestujících je prakticky určen jen jeden prostor. Stejně tak se neobjeví v sekci o snižování hmotnosti zmínka o omezení hmotnosti cateringu, protože standardem privátního letectví jsou palubní cateringové služby na co nejlepší úrovni, což obnáší také porcelánové nádoby, skleničky namísto kelímku a vybavení palubního baru s víny a dalšími nápoji ve skleněných lahvích a podobně. Případné úspory by byly marginální ve srovnání s dopadem na vnímání ze strany cestujících. A neproveditelné v této kategorii letectví je též maximalizace platícího zatížení. Přestože je letoun Hawker 900XP určen až pro 9 cestujících, standardní vytížení je, řekněme, 2 až 4 osobami.

Následující metody jsou seřazeny dle fáze letu od přípravy letu po přistání, tak jak jdou jednotlivé činnosti po sobě s obecnou úvodní částí.

I. OBECNĚ

Žádné opatření nemůže být úspěšné, pokud nedojde ke shodě a jeho akceptování napříč společnostmi. Ten, kdo opatření vymyslí a implementuje, musí být v kontaktu s lidmi, kterých se opatření týká (např. manažer vs. posádka) a taktéž od nich musí dostávat pravidelně zpětnou vazbu pro vyhodnocení.

Dalším důležitým prvkem je motivace, aby zaměstnanci, kteří mají přispět k úspoře, byli k těmto krokům motivováni a pochopili jejich důležitost. Není horšího nařízení než to, které se nerespektuje nebo respektuje jen s krajní nevolí. Očekávané výsledky pak nemusejí vůbec přijít či jsou značně zkresleny. Také je velmi příhodné motivovat zaměstnance k vlastním nápadům na další vylepšení vyplývající z provozu.

II. PŘEDLETOVÁ PŘÍPRAVA

A. Volba optimální tratě a letové hladiny, příprava OFP

Úkolem předletové přípravy z hlediska plánování letů je vytvořit plán trasy letu, tj. v daných podmínkách zhodnotit vhodné letové trasy, délky tratí, počasí, směr a sílu větru pro různé letové hladiny a jiné proměnné tak, aby výsledná trasa byla z provozního hlediska optimální (nejkratší vzdálenost, nejmenší čas, nejméně paliva, nejlepší počasí či jiné cíle). Výsledkem je příprava tzv. **provozního letového plánu** (OFP – *Operational Flight Plan*), dokumentu s veškerými stěžejními informacemi pro letovou posádku (body, tratě, rychlosti, výšky, množství paliva atd.).

B. Nákup paliva

Úspora paliva začíná jeho nákupem za co možná nejmenší cenu. Proto se společností vyplatí pečlivé sledování vývoje cen v destinacích včetně porovnávání ceny mezi jednotlivými dodavateli na daném letišti a výběr nejvýhodnější varianty. Toto může platit i v případě již uzavřené smlouvy, kdy provozovatel může žádat slevu, zjistí-li, že konkurence nabízí výhodnější podmínky. Tato problematika byla krátce zmíněna již dříve v textu, stejně tak jako tzv. *tankering*, který umožňuje dopravit levnější palivo z letiště vzletu do destinace, kde jsou pohonné hmoty naopak dražší.

C. Hmotnost

Pokud jsem zmínil optimalizaci tratě a nákupní cenu paliva, bez povšimnutí zůstal prozatím jeden z nejdůležitějších faktorů, a to hmotnost letadla. Vyšší hmotnost letadla znamená vyšší potřebný vztlak, čímž vzroste zároveň i odpor, a tudíž je třeba také vyšší tah. Tím se dostáváme k vyšší spotřebě paliva.

Vyšší spotřeba paliva $\approx 5\%$ z nárůstu hmotnosti \times počet nalétaných hodin
(22 str. 11)

Výše zmíněné znamená, že pokud bude letoun vážit o 100 kilogramů více, spálí každou hodinu o 5 kg paliva navíc. Proto také velké společnosti investují nemalé prostředky do obnovy interiérů svých letadel zabudováním lehčích sedaček, vybavení palubní kuchyňky, tzv. *galley*, odlehčením přepravních kontejnerů a v neposlední řadě pořizováním moderních strojů z převážně kompozitních materiálů, jako je Boeing 787 Dreamliner, Airbus A350 či Bombardier CSeries.

Pokud vezmeme v úvahu roční nálet 1000 letových hodin, v korporátním letectví poměrně běžný, každý kilogram přepravený zbytečně nás bude ročně stát 50 kg paliva.

Možností ke snížení hmotnosti je celá řada, níže alespoň vyjmenuji některé z nich:

- Užívání elektronických pomůcek místo map a manuálů, tzv. *paperless cockpit*
- Omezení nepotřebného technického vybavení (plachty, kotvy, oj)
- Omezení či odlehčení nepotřebného vybavení v galley (talíře, skleničky, tácy)
- Vytřídění starých novin, časopisů, palubního menu
- **Optimalizace množství paliva**

Pokud první čtyři body znamenaly úsporu v řádech jednotek kilogramů, naopak pátý bod může znamenat dle typu letounu úsporu v řádek desítek kg až jednotek tun. Minimální palivo na palubě před letem obsahuje: **palivo pro pojíždění** (*taxi fuel*), **traťové palivo** (*trip fuel*), **palivo pro let na záložní letiště** (*alternate fuel*), **konečnou zálohu paliva** (*final reserve fuel*) a **palivo pro nepředvídatelné události** (*contingency fuel*). V některých případech specifikovaných předpisem a specifikovaných v provozních

příručkách provozovatelů je naplněno ještě **dodatečné palivo** (*additional fuel*), například při letu bez záložního letiště (26 stránky 8-26). Kapitán letu se může rozhodnout (a obvykle tak činí) naplnit více paliva, a to o tzv. „**kapitánské palivo**“ (*commander extra* či jen *extra fuel*). Tento krok je na posouzení kapitána letadla a rozhodnutí vzít extra palivo by nemělo být žádným způsobem sankcionováno, protože se v drtivé většině případů jedná o bezpečnostní důvody (očekávané zdržení, holding, špatné počasí v destinaci atd.). Na druhou stranu bývalo zvykem některých kapitánů dopravních letadel brát na každý let poměrně vysoké extra palivo (např. 1 tuna u Boeingu 737) bez bezpečnostních odůvodnění. Pokud budeme vycházet z formule uvedené v modrém rámečku výše, 1 tuna paliva navíc by měla znamenat 50kg nárůst hodinové spotřeby paliva. Samozřejmě tato formule není dogma a není přesnou pro všechna letadla. Dle studie cargo divize společnosti Lufthansa, kde bylo průměrné kapitánské extra palivo sníženo z průměrných 2.7 tun na 1.4 tuny, bylo zjištěno, že 97.2 % letů doletělo do destinace s plným množstvím extra paliva (27). Jako jistou zajímavost lze brát výrok kapitána letounu *Concorde*, který kdysi uvedl, že pokud chtěl mít o 1 tunu paliva v destinaci více (hovořil o letech mezi Evropou a USA), musel na letišti vzletu naplnit o 2 tuny více, protože doprava 1 tuny extra paliva „stála“ celkem 1 tunu na vyšší traťové spotřebě.

Kromě omezení kapitánského extra paliva existují též způsoby pro omezení legálně stanoveného minima pro celkové palivo dle předchozího odstavce. Nejjednodušším způsobem je volba vhodného diverzního letiště blízko destinaci, které splňuje předpisem dané požadavky, ale umožňuje díky své poloze s sebou nést méně paliva. Samozřejmě je též nutné brát ohled např. na fakt, že počasí, které znemožní přistání na cílovém letišti, může být přítomno též na letišti záložním. Zde hovořím zejména o mlhách či bouřkové činnosti. Pokud je na tyto restriktce brán ohled v plánovací fázi letu, lze ušetřit výrazné množství paliva. Příkladem může být let Airbusu A320 ze švédského Göteborgu (ESGG) do dánské Kodaně (EKCH), cca 260 km, kdy výběrem diverzního letiště Malmö (ESMS) namísto letu zpět do Göteborgu je možno vzít na palubu o 450 kg méně paliva, jak ukázala studie (22 str. 9). Simuloval jsem stejný let v plánovacím programu pro Hawker 900XP, kde stejnou záměnou bylo možné vzít o 265 kg paliva méně, což prakticky potvrzuje výsledky výše zmíněné studie.

Dalším způsobem ke snížení neseného paliva je snížení **paliva pro nepředvídatelné události** (*contingency fuel*). Toho lze dosáhnout dvěma základními postupy, z čehož prvním je použití množství *contingency* paliva dle statistické metody schválené příslušným úřadem pro civilní letectví daného státu. Tato metoda monitoruje spotřebu paliva na různých tratích při dané konfiguraci letadla, které jsou pak po schválení použity v plánovací fázi letu pro to které letadlo a dvojici měst (22 str. 3). Druhou je metoda **RCF** z angl. *Reduced Contingency Fuel*. Tento postup zavádí volbu dalšího letiště po trati (destinace č. 2), zpravidla blíže než plánovaná finální destinace č. 1. Na trati je vytvořen **bod rozhodnutí** (*decision point*), kde posádka zhodnotí, zda má dostatek paliva pokračovat až do vzdálenější destinace č. 1, nebo musí pokračovat na bližší destinaci č. 2. Výhodou tohoto řešení je snížení paliva pro nepředvídatelné události na 5 % traťového paliva z bodu rozhodnutí do destinace č. 1 (28 stránky 4 APP 2-2), viz níže.

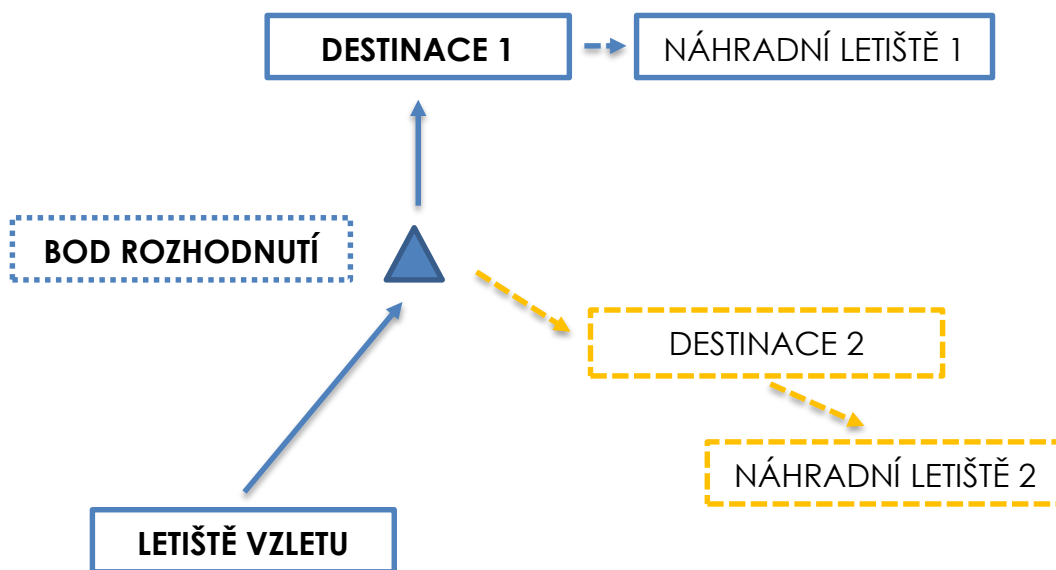


Schéma 3 Postup Reduced Contingency Fuel (RCF)

Tento postup může umožnit dle velikosti letadla a délky letu snížení množství neseného paliva až o několik set kilogramů, čehož může být využito například pro navýšení platícího zatížení. Těchto metod využívají zejména dálkové stroje pro lety přes oceán a ve své době byl používán v některých případech také posádkami letounu Concorde (22 str. 9).

D. Stav letounu

Pozornost by kromě provozních záležitostí měla být též věnována samotnému vnějšímu i vnitřnímu stavu letounu, tedy celkové čistotě povrchu letadla a přesnému lícování veškerých těsnění dveří, nouzových východů, krytů, závěsů mechanizace křídla atp. Dalším faktorem je vycentrování řídicích ploch u letadel bez systému *fly-by-wire*¹², tak aby nebylo narušeno obtékání letounu, čímž by vznikal další odpor, a tedy rostla spotřeba paliva.

Samotná čistota letadla se týká zejména nosných ploch, kde již malá vrstva znečištění (např. hmyz na náběžné hraně křídla), odšťikující nečistoty od podvozku a podobně mohou narušit optimální obtékání a zvyšovat spotřebu. Jak ukazuje studie NASA, již depozit o tloušťce 4 μm blízko náběžné hrany křídla může narušit laminární obtékání křídla (29). Existuje nespočet čisticích prostředků, z nichž některé pomohou též vyhladit povrch a nanést antistatickou vrstvu, tak aby se další nečistoty méně usazovaly. Ač takové produkty mohou stát desítky dolarů (30) (31), pomohou nejen snížit odpor letadla (a tím také spotřebu), ale také jistě zlepši dojem pro cestující, když uvidí čisté letadlo.

U větších společností s velkou flotilou strojů není často opomíjena také samotná čistota pohonných jednotek a zejména jejich spalovacích prostor. Bylo prokázáno, že proplach motoru, tzv. *engine washing*, dokáže snížit spotřebu paliva až o 1.2 % a zároveň snížit teplotu výstupních plynů (EGT, *Exhaust Gas Temperature*) o 15°C (21 str. 14), a tak snižuje nejen přímé náklady na palivo, ale také zvyšuje teoreticky životnost motoru. Studie cargo divize německé společnosti Lufthansa na typu McDonnell Douglas MD-11 ukázala úsporu 0.75 % po proplachu motoru (27).

III. POZEMNÍ ČINNOST PŘED VZLETEM A PO PŘISTÁNÍ

Na následujících řádcích bude popsán prostor pro snížení variabilních nákladů během pozemního provozu letadla, tedy od spouštění motorů po vzlet a od přistání po

¹² U systému *fly-by-wire* nedochází k pevnému spojení řídicích ploch s ovládním v kabině pilotů. Počítače systému řízení se starají o přenos vstupního signálu ze sloupku řízení/sidesticku na řídicí plochy, a tudíž by nemělo docházet k nevycentrování řídicích ploch v klidové poloze.

zajetí na stojánku a opětovné vypnutí pohonných jednotek. Zde se již jedná výhradně o provozní záležitosti, na které má největší vliv samotná posádka letu.

A. Používání APU

Palubní pomocná jednotka APU je standardně pomocný zdroj umožňující dodávku elektrické energie a klimatizovaného vzduchu na zemi a do omezené výšky též za letu. Typicky je užívána pro spouštění motorů, ať již dodávkou elektrické energie do startér-generátorů či stlačeného vzduchu, obojí pro roztáčení pohonných jednotek. Hlavní výhodou je nezávislost letounu na pozemních zdrojích a za letu pak redundance palubních systémů (zdroj elektrické energie). Jakkoli je provoz APU díky svým vlastnostem pohodlný, nese s sebou výrazné výdaje za spotřebované palivo a zvýšené nároky na údržbu. Velké společnosti jsou si toho obvykle lépe vědomy než ty menší, a proto mají často zaveden systém, jenž má za cíl omezit používání APU. V dnešní době má také řada letišť zavedena časová omezení pro běh APU po zajetí na stojánku a před dalším letem, a to zejména z důvodu tlaku na snížení hlukové zátěže, spotřeba paliva však s tím úzce souvisí.

Příkladem optimalizace může být používání pozemního zdroje a klimatizační jednotky pro přívod čerstvého vzduchu do kabiny namísto běhu APU a spuštění APU až těsně před požadovaným časem odjezdu ze stojánky. Dalším případem využití je nezapínání APU po přistání a zajetí na stojánku, kdy se co nejdříve připojí pozemní zdroj elektrické energie a poté se pohonné jednotky vypnou. Tato metoda vyžaduje předchozí domluvu s pozemními složkami, tak aby zdroj již čekal na letadlo, aby pohonné jednotky neběžely dlouho, a nenulovaly tak snahy o úspory. Pak je již na společnosti zhodnotit, zda se na daném letišti finančně vyplatí objednat pozemní zdroj či klimatizační jednotku, nebo naopak použít APU. V business letectví platí většinou druhá možnost.

B. Pojíždění

V době stále rostoucích objemů letecké dopravy, navyšování kapacit a rozrůstání mezinárodních letišť se stále prodlužovaly časy pojíždění před vzletem a po přistání. Postupem doby byly pro minimalizaci dopadů zavedeny postupy ze strany řízení letového provozu i ze strany společností samotných.

Prvním příkladem může být zavedení CDM (*Collaborative Decision Making*), zavedený již též na letišti Václava Havla v Praze (32). Tento postup, v němž jsou zainteresovány letecké společnosti a jejich posádky, handlingoví agenti, řízení letového provozu, letiště a samotný CFMU (*Central Flow Management Unit*), umožňuje lépe využívat kapacitu letiště a předcházet zpoždění na odletu a čekání před drahou s již běžícími motory (33). Protože tento postup nemůže být reálně ovlivněn ze strany provozovatele letadla, nebude v této práci blíže popisován.

Dalším postupem, zavedeným některými leteckými provozovateli, je pojíždění s jedním i více motory vypnutými. Již v minulém století bylo běžným zvykem čtyřmotorových strojů (turbovrtulových i proudových) pojíždění pouze s běžícími vnitřními motory, kde tak letoun zůstal díky rovnoměrnému rozdělení tahu na obě strany stále dobře říditelný i do zatáček. S všeobecným úbytkem tří- a čtyřmotorových dopravních letadel a převahou dvoumotorových strojů bylo dlouhou dobu běžné pojíždění s oběma jednotkami v chodu. V době rostoucích tlaků na snížení spotřeby paliva bylo některými společnostmi zavedeno pojíždění jen s jedním běžícím motorem, samozřejmě s uvážením limitujících podmínek (opotrebení, nutnost ohřátí jednotek před vzletem a dochlazení po přistání, ostré zatáčky, sklon plochy atp.).



Obr. 7 Tupolev Tu-114 běžně používal při pojíždění pouze vnitřní motory

Samozřejmostí by měl být defenzivní styl pojíždění a předvídavost posádky, tedy zdržení se, pokud možno, zbytečné akceleraci a opětovnému brzdění. Kromě benefitu ve formě nižší spotřeby paliva je zde i menší opotřebení brzd a jejich nižší teplota, což je důležité zejména v případě přerušného vzletu.

Pokud výkonost letadla, provoz na letišti a jiná omezení dovolují, je vhodné volit vzlet z dráhy s co nejkratším napojením na letovou trať do destinace. Taktéž je přínosné, aby posádky žádaly vzlety z křížení, pokud to opět podmínky umožňují. Jedná se zejména o minimální délku dráhy za daných podmínek, překážky a povětrnostní vlivy, neboť při nízké dohlednosti a kontaminované dráze se standardně ke vzletům užívá plná délka dráhy.

IV. VZLET A STOUPÁNÍ

A. Redukce tahu

V rámci úspory paliva a snížení zátěže kladené na pohonné jednotky je u větších dopravních strojů zavedena možnost snížit vzletový výkon, pokud tak dané podmínky dovolují. Týká se to zejména letišť s dlouhou vzletovou a přistávací drahou a bez význačných překážek v blízkosti letiště. Nutno zmínit, že zdaleka ne každé letadlo, zejména kategorie business jet, touto možností disponuje. Ze studií však vyplývá, že snížení vzletového výkonu o 1 % může zvýšit životnost pohonné jednotky o 10 % (22 str. 18). Na druhou stranu studie provedená společností Boeing ukazuje, že plný (tedy neredukovaný) výkon poskytuje lepší poměr tahu ke spotřebě paliva než redukováný výkon, třebaže se zvyšuje opotřebení pohonných jednotek (34 str. 28)

B. Volba mechanizace křídla

Mechanizace křídla, předně vztlakové klapky a případně sloty na náběžné hraně, ze své podstaty zvyšuje vztlak, ale současně také odpor, zejména větším zakřivením profilu. Ačkoli mechanizace zlepšuje chování letadla při nízkých rychlostech, její použití právě kvůli odporu, který způsobuje, snižuje rychlost stoupání a zvyšuje spotřebu paliva. Proto je vhodné, aby posádky zvážily a dle provozních podmínek užívaly standardně ke vzletu nejmenší výchytku mechanizace pro splnění výkonnostních požadavků v souladu s letadlovou příručkou. Obecně, pokud je vzletová dráha krátká, je voleno větší výchytky

klapek či mechanizace. Pro přelet překážek v blízkosti letiště bývá užíváno menší výchyly, a to právě kvůli menšímu odporu a rychlejšímu stoupání. Taktéž je s ohledem na co největší gradient stoupání vhodné „vyčistit“ letadlo co nejdříve po dostoupení bezpečné výšky nad letištěm, aby bylo křídlo co nejdříve uvedeno do cestovní konfigurace.

C. Volba optimální rychlosti stoupání

Každý výrobce publikuje v letadlové příručce dle zaměření letadla několik rychlostí během vzletu a stoupání, např. V_1 , V_R , V_2 ¹³, které se všechny liší dle aktuální hmotnosti. Stejně tak se liší optimální rychlosti pro stoupání, které bývají tabelárně či graficky zpracovány v příslušných letadlových manuálech dle požadavku na spotřebu paliva či čas dostoupení do letové hladiny. Stroje vybavené systémem FMS mohou mít optimální rychlost vypočítanou přímo navigačním počítačem. V každém případě by posádka měla tyto rychlosti používat, pokud řídící letového provozu nestanoví jiné požadavky.

V. TRAŤOVÝ LET

A. Laterální optimalizace tratě

Laterální, čili horizontální, optimalizace tratě může znamenat co nejkratší trasu dle vzdálenosti, uletěnou dle preferencí provozovatele. Může se ale také jednat například o trasu, která nejkratší není, ale vyhýbá se nebezpečným vlivům počasí. Prvotní role v tomto ohledu je na plánovacím oddělení provozovatele, aby dispečer vybral vhodnou trasu s ohledem na omezení tratí (kondicionální tratě, uzavřené prostory), počasí (využití zadní složky větru, minimalizace protivětru, vyhnutí se bouřkové oblasti, námraze), letovému toku (vyhnutí se přetíženým letovým cestám) atd. Za letu je pak vhodné, aby posádka v odůvodněných případech žádala zkrácení letové trasy, tzv. *shortcut*, od řídících letového provozu. V zejména nočních hodinách nebývá problém získat *shortcuty* někdy i přes celé území státu.

¹³ V_1 je rychlost, nad kterou se v případě výskytu závažné závady musí pokračovat ve vzletu, protože zbývající délka dráhy nepostačuje pro bezpečné zastavení letadla, V_R je rychlost rotace a V_2 bezpečná rychlost v případě vysazení jedné pohonné jednotky.

Z výroční zprávy EUROCONTROLu za rok 2008 vyplývá, že průměrný rozdíl mezi ortodromickou¹⁴ vzdáleností a plánovanou letovou trasou činil v Evropě 48.8 km, tedy nárůst o 5.6 %. Při celkovém počtu 10.1 milionu letů to znamená celkové nalétání téměř 500 milionů kilometrů (35 str. 32). Zajímavá data jsou též z výroční zprávy z loňského roku 2014, kde se tento rozdíl mezi nejkratší vzdáleností a vzdáleností v letovém plánu snížil na 4.7 %. Zajímavé je, že právě díky reálnému zkrácení od řídicích byla aktuální trasa jen o 2.72 % delší než ortodromická vzdálenost (36 str. 32).

V posledních letech je vidět velká snaha EUROCONTROLu a lokálních složek řízení letového provozu o zkracování letových cest. Příkladem může být nedávné zrušení veškeré struktury letových cest nad Maďarskem (od února 2015) či implementace konceptu FRA (*Free Route Airspace*), který zavádí DCT (*direct*) tratě v jednotlivých letových informačních oblastech (FIR). V některých případech se jedná např. o zavedení některých DCT tratí v noci (FIR Praha), v jiných o plnou implementaci FRA konceptu (FIR Lisabon) (36 str. 43).

B. Vertikální optimalizace tratě

Vertikální, tedy výškovou, optimalizací rozumíme volbu té nejvhodnější výšky/letové hladiny v průběhu letu od počátečního stoupání do zahájení přiblížení na cílovém letišti. Jestliže v reálném provozu můžeme v laterální rovině čekat od řídicích spíše vylepšení tratě v letovém plánu, s výškami to bývá přesně naopak. Málokdy nastává ideální situace, kdy je letadlu povoleno po vzletu stoupat bez omezení a stejně tak po začátku klesání vyklesat dle vlastního uvážení posádky až na přistání. Pochopitelně více omezení je v denních dobách na vytížených letištích, v noci a na menších letištích, které nejsou v blízkosti velkých letišť, bývá situace lepší.

Letadlové manuály a systém FMS obsahují data pro výběr nejvhodnější letové hladiny dle hmotnosti, teploty (a rozdílů od ISA) a požadované rychlosti. V případě delších letů je z důvodu snižování hmotnosti o spálené palivo vhodné provádět stoupání do vyšších cestovních hladin (tzv. *step climb*), kde je menší spotřeba na uletěnou vzdálenost. Je celkem běžné, aby rozdíl hladiny o 1 000 ft měl 1% vliv na spotřebu (22 str. 22). Pro letoun a spotřebu je optimálním případem kontinuální stoupání, tak jak se

¹⁴ Ortodroma je část velké kružnice a představuje nejkratší vzdálenost mezi dvěma místy na Zemi.

neustále snižuje hmotnost letadla. V reálném provozu je toto dnes nemyslitelné, avšak Concorde měl při letech mezi Evropou a Spojenými státy „vyblokováno“ několik letových hladin. Praxí pak bylo po dosažení cestovní rychlosti Mach 2 neustálé velmi pozvolné stoupání až do bodu na druhé straně Atlantiku před začátkem klesání do destinace, díky čemuž se Concorde celou dobu pohyboval v optimální letové hladině.

C. Optimalizace rychlosti

Jestliže pístová letadla mají obvykle různé režimy traťového letu odstupňovány podle procent výkonu (obvykle 55 %, 65 %, 75 %), letouny s proudovými motory mají obvykle několik základních režimů, a to od nejrychlejšího HSC (*High Speed Cruise*) po nejpomalejší LRC (*Long Range Cruise*). Stroje vybavené FMS mají často funkci výpočtu rychlostí a letových hladin (tedy vlastně optimalizace celého letu) dle veličiny označované *Cost Index (CI)*.

Rovnice 1 Výpočet cost indexu

$$CI = \frac{\text{Hodinové náklady } (\$/h)}{\text{Cena paliva (centy } \$/lb)}^{(37)}$$

Na vysvětlenou – cost index 0 znamená maximální úsporu paliva, a tedy let na obecně nižších rychlostech a v co nejvyšších hladinách, naopak maximální cost index (jeho hodnota je různá typ od typu) se snaží minimalizovat hodinové náklady, a tedy zvyšuje rychlost a volí hladinu, kde je možno dosáhnout nejkratší doby letu (37).

Pro letouny, které nejsou vybaveny pro výpočet CI, je nutno optimální rychlosti a hladiny dle aktuálních podmínek (hmotnost, délka sektoru, teplota atd.) vypočítávat. Této problematice budou věnovány další kapitoly, kde bude řešen reálný provoz letounu Hawker 900XP včetně kalkulace optimálního profilu letu.

VI. KLESÁNÍ A PŘISTÁNÍ

A. Volba rychlosti a vertikálního profilu

Výrazné úspory v nákladech na palivo lze dosáhnout volbou vertikálního profilu klesání, a to včetně rychlosti letadla. Obecně je možno říci, že optimálním profilem je

kontinuální klesání od začátku TOD až do nalétnutí tratě konečného přiblížení, anglicky označovaný CDA (*Continuous Descent Approach*). Ač je tato metoda stále běžnější a využívanější, stále se s ní nedá počítat na velmi vytížených letištích v blízkosti velkých metropolí, např. Paříž, Londýn, Madrid atp. A rozhodně je malé povědomí o CDA na východ od střední Evropy. V těchto oblastech bývá zvykem brzké „sražení“ z optimální hladiny do nižších hladin a postupné schodovité klesání až do přistání. Dle studie provedené na letišti Václava Havla v Praze (LKPR) na Airbusech řady A320 bylo dokázáno, že používáním techniky CDA lze očekávat úspory mezi 65 a 96 kg paliva na jeden let, což ročně znamená potenciální redukci ve spotřebě paliva o 1 400 kg (38 str. 22). Kontinuální klesání je výhodné vedle hlediska úspory paliva také pro sníženou hlukovou zátěž v okolí letišť, snížení opotřebení pohonných jednotek a zátěže pro posádku ze změny režimů během schodovitého přiblížení, a tedy zvýšení bezpečnosti.

Stejně jako dokáže letoun vybavený FMS s funkcí CI optimalizovat hladinový let, lze s jeho pomocí volit různé režimy klesání dle aktuální hodnoty CI. Pokud klademe důraz na nejnižší spotřebu (tedy $CI = 0$), snaží se systém udržet letoun během klesání na největší hodnotě poměru vztlaku k odporu (L/D ratio), tedy na rychlosti pro maximální klouzavost (37 str. 27). Opět, pro letouny nevybavené tímto systémem je třeba využít tabelární hodnoty v letadlových příručkách (pokud jsou pro daný typ zpracovány).

Obecně lze ale říci, že pro proudové stroje je optimální profil klesání s pohonnými jednotkami ve volnoběžném režimu, pokud tak požadavky na přetlakování kabiny, odmrazování horkým vzduchem či dodávku elektrické energie umožňují.

B. Konfigurace letadla

V případě vzletu a následného stoupání jsem zmiňoval užívat co nejmenší výchylku mechanizace křídla a co nejrychlejší přechod do tzv. čisté konfigurace letadla, v případě přiblížení a přistání je to naopak. Z hlediska minimalizace spotřeby a hluku je výhodné ponechat letadlo v čisté konfiguraci co nejdéle. Boeing uvádí, že průtok paliva v přistávací konfiguraci je oproti čisté konfiguraci vyšší o 150 % (34 str. 35).

Jako všude v letectví, i zde musí mít vždy bezpečnost přednost před ekonomikou provozu. Dalším obecným požadavkem je stabilizace letadla během finálního přiblížení

s plnou přistávací konfigurací nejpozději v 500 ft AAL během přiblížení VMC¹⁵ a 1 000 ft výšky nad letištěm (AAL) při letu za IMC¹⁶.

C. Volba dráhy pro přistání a výjezdu

Pokud povětrnostní podmínky a aktuální provoz dovolují, je vhodné, aby posádka zkusila vyžádat od řízení letového provozu provést přiblížení na dráhu, jež umožňuje zkrácení tratě či času do přivedení letadla na zem.

Taktéž by posádka měla vzít úvahu očekávanou vzdálenost poježdění po přistání, pokud letiště zná, a například dle toho se rozhodnout, který výjezd z dráhy po přistání použít. A to také v návaznosti na (ne)možnost použití reverzu na vyšší než volnoběžný tah po dosednutí či intenzitu brzdění.

3.2.2 Údržba motorů

Běžně bývá celková údržba letadla (drak, systémy, pohonné jednotky) kombinací fixních a variabilních nákladů. Některé letadlové celky mají jasně danou údržbu danou kalendářní dobou (nehledě na nalétaných hodinách) s kontrolou, generální opravou či výměnou dílu. Příkladem fixních nákladů může být roční prohlídka letadla. Opakem, představujícím variabilní náklady, jsou prohlídky prováděné po určitém počtu nalétaných hodin či generální oprava pohonných jednotek po typicky několika tisících nalétaných hodinách.

Jak již bylo zmíněno dříve v této práci, analýzou nákladů ve společnosti *CTR flight services* bylo zjištěno, že se celkově údržba chová jako fixní náklad a s vyšším počtem nalétaných hodin se mění jen marginálně. A tak je za variabilní náklad považována jen údržba pohonných jednotek, která je řešena systémem MSP se statutem Gold, kdy jsou výrobci Honeywell měsíčně placeny částky vypočítané z měsíčního náletu dle letových časů. V případě závady pak provozovatel neplatí žádné částky za nenadálou údržbu.

Studie naznačují, že správně prováděná údržba dokáže snížit celkovou spotřebu paliva o 1-2 % (22 str. 30).

¹⁵ VMC značí meteorologické podmínky pro let za viditelnosti - posádka již má vizuální kontakt s drahou.

¹⁶ IMC značí meteorologické podmínky pro let podle přístrojů - posádka nemá v této výšce s drahou vizuální kontakt.

3.2.3 Letištní, přibližovací a traťové poplatky

Letištní, přibližovací i traťové poplatky jsou odvislé od maximální vzletové hmotnosti letadla (MTOW, *Maximum Take-off Weight*), jak je uvedeno v AIP, část GEN. Z poplatků jsou vyjmuty lety pro záchranu života, lety s hlavami států, policejní lety a další. Z přibližovacích poplatků jsou v České republice vyjmuty letouny s MTOW menší než 2 tuny (39).

Poplatky na některých letištích závisí také na míře hluku vydávané letadlem (a na různých letištích se liší), popřípadě jsou v platnosti určitá omezení provozu hlučných letadel, např. omezením nočního provozu pro letouny nesplňující standard dle Annexu 16 ICAO Chapter 4.

Traťové poplatky jsou vypočítány jako součin přeletové jednotky, vyjádřené na základě ortogonální vzdálenosti mezi bodem vstupu a bodem výstupu z FIR daného státu v souladu s posledním známým letovým plánem vynásobené faktorem hmotnosti, a sazby za přeletovou jednotku toho kterého státu (40). Aktuální sazba od 1. ledna 2015 činí 43.79 EUR za přeletovou jednotku (39).

Zde se tedy potenciální úspory omezí na oficiální snížení maximální vzletové hmotnosti či zavedení tzv. flexibilní MTOW (či FLEXI MTOW koncept), kdy může pro jedno letadlo existovat více maximálních hmotností. Jejich změnou dle požadavků provozovatele lze ušetřit na přistávacích, přibližovacích i traťových, třebaže tato činnost s sebou přináší zvýšenou administrativní zátěž, která se obvykle vyplatí pouze vybraným velkým leteckým společnostem a v privátním letectví nevím o žádném případě využití flexibilní MTOW.

3.2.4 Povolení k přeletu/přistání

Podmínky pro vstup či přelet území určitého státu lze najít v AIP, části GEN 1.2, kde jsou specifikovány požadavky dle druhu provozu, státu registrace letadla atd.

Letečtí provozovatelé mající své letadlo registrované v členské zemi Evropské unie či Evropského hospodářského prostoru (např. Švýcarsko) nepotřebují povolení přeletu žádné země uvnitř Společenství.

Pro ostatní země (až na určité výjimky) je třeba žádat povolení přeletu či přistání. Letečtí dopravci tak činí jedním z kontaktních způsobů (sítí AFTN či SITA¹⁷, poštou či e-mailem) přímo příslušný orgán (v ČR Ministerstvo dopravy) nebo mohou využít služeb zprostředkovatelů, kteří jsou schopni povolení žádat jménem provozovatele.

Jistých úspor by bylo možné dosáhnout soběstačností při žádání povolení. To však v některých případech vyžaduje, aby byla společnost napojena na síť AFTN či SITA, což s sebou přináší další finanční zátěž.

3.2.5 Handlingové služby

Služby handlingových společností jsou využívány velkými a malými společnostmi a typicky v sobě zahrnují zajištění veškerých pozemních služeb, od dopravy cestujících k letadlu, pozemních zdrojů, zajištění plnění paliva po vyžádání slotů a řešení případných problémů, nefunguje-li jedna nebo více služeb v tomto výčtu.

Na větších letištích je zpravidla více než jeden poskytovatel handlingových služeb. Pečlivým výběrem pro a proti každé společnosti dokáže letecký dopravce ušetřit nemalé částky. Na druhou stranu nemá cenu volit méně spolehlivého, byť levnějšího poskytovatele, neboť tím riskujeme problémy, které svým významem mohou dalece převýšit potenciální úspory.

Velké letecké společnosti mívají na domovské bázi a svých destinacích povětšinou smluvně zařízené handlingové služby, kdežto malé společnosti v privátní dopravě obvykle mají smluvně řešenou jen domovskou bázi a nejčastější destinace. Na zbytku letišť, kam se nelétá často, jsou vybírány poskytovatelé handlingu dle ceny a dalších faktorů a často také dle preference toho kterého cestujícího.

Kromě samotného výběru handlingové společnosti lze finance ušetřit rozumnou volbou dodatečných služeb. Hovořím například o přistavení klimatizačního vozíku, servis toalet a pitné vody, donášku čerstvého tisku a v neposlední řadě uvážlivým objednáváním cateringu, o čemž pojednává následující podkapitola.

¹⁷ SITA (*Société Internationale de Télécommunications Aéronautiques*) je nadnárodní společnost se sídlem v Ženevě, jež se specializuje na komunikační technologie v letectví (45). Protože je název francouzský, není uveden v seznamu symbolů a zkratk na začátku této práce.

3.2.6 Catering

Tak jako byla popsána praxe a rozdíly mezi leteckými společnostmi a privátní dopravou v případě handlingových společností, podobná situace nastává také v případě zajištění občerstvení na palubě, cateringu.

Praxe v privátní letecké dopravě je také jiná v ohledu skladby jídla a pití. Cestující business jetů se mezi sebou obvykle znají a mohou si objednat typ a množství občerstvení zcela dle jejich přání a kapacitních či výbavových možností letadla. Pokud této možnosti cestující nevyužijí, je pak na osobě, jež objednává catering, aby volila dodavatele, skladbu a množství jídla podávaného na palubě. Nápoje jsou obvykle na palubě celou dobu v nezměněném rozsahu a jsou jen průběžně doplňovány, pokud si cestující přímo nepřejí nápoje dle vlastních preferencí. I tímto lze ušetřit a nakupovat nápoje v bázi vlastními silami a nespoléhat se na služby cateringové společnosti.

Protože ceny v této kategorii letectví jsou obecně vysoké, lze zde najít poměrně velký prostor pro optimalizaci výdajů za cateringové služby.

3.2.7 Shrnutí

Níže je uvedeno schéma s grafickým shrnutím rozdělení variabilních nákladů:



Schéma 4 Shrnutí variabilních nákladů

4 Analýza aktuálního stavu

V této kapitole bude popsán provoz letounu Hawker 900XP registrace OK-HWK v reálném provozu společnosti CTR flight services.

Letoun byl společností zakoupen v roce 2012 a později od února 2013 začal být provozován pro komerční lety pod osvědčením leteckého provozovatele (AOC). Proto budou dále popsány činnosti a postupy související s provozem tohoto letounu v prostředí komerční letecké dopravy.

Aktuálním stavem je myšlen stav od začátku provozu Hawkeru 900XP do začátku vypracování této diplomové práce, a tedy do doby prvních změn za účelem snížení variabilních nákladů na provoz tohoto letounu.

4.1 Stav v prvním roce provozu

Letoun byl od února 2013 provozován v komerční letecké dopravě, a to zejména na území Evropy a přilehlých oblastí Asie, Blízkého východu a severní Afriky.

Byla vyškolená jedna letová posádka a několik stevardek, kdy úkolem druhého pilota bylo let naplánovat. Tvořil tak v jedné osobě dispečink a pilota, kdy nejdříve zařídil vše potřebné k letu a teprve poté se mohlo letět. V urgentních případech, kdy nebyl dostatek času, aby byl let připraven pilotem, byl let naplánován externě pomocí externí společnosti. Ač toto řešení není tak flexibilní, jako v případě vlastního dispečinku, v prvopočátcích provozu postačovalo, byť s sebou přinášelo vyšší pracovní zátěž pro samotného pilota/dispečera a jisté neflexibility takového řešení. Další nespornou nevýhodou je fakt, že v případě vzniku problému s některou z objednaných pozemních služeb během letu se o tom pilot nemohl dozvědět, a tím pádem ani problém vyřešit. Obrácenou stranou mince budiž fakt, že se pilot/dispečer seznamuje s letovou trasou a provedením letu již ve fázi příprav, čímž získá nepochybně větší povědomí, než když je let připraven dispečerem samostatně a pilotům předán až nedlouho před letem.

Palivo bylo v naprosté většině případů objednáváno přes handlingovou společnost. Ač je tento způsob z provozního hlediska velmi pohodlný, ceny paliva jsou obvykle vyšší o desítky procent než při využití služeb zprostředkovatelů paliva, jak již

bylo nastíněno v předchozí kapitole. Zprostředkovatel paliva je společnost, která nabízí palivo na vybraných letištích obvykle levněji pro provozovatele letadel všeobecného letectví a business jetů. Zprostředkovatel je schopen domluvit s dodavatelem lepší ceny díky většímu objemu nakoupeného paliva než provozovatel samotný. Ani toto však není dogma, a tak na menších letištích se obvykle vyplatí využít přímo palivo přes handlingovou společnost a lokálního dodavatele paliva. Mezi nejznámější zprostředkovatele paliva patří UVair, Jetex či World Fuel Services. Tyto společnosti mají většinou celosvětové pokrytí a obvykle nebývá problém s dostupností dvou a více z těchto dodavatelů na prakticky každém letišti. Během roku 2013 došlo k podpisu smlouvy mezi CTR flight services a společností Jetex a v následujícím roce pak též se společností UVair, COLT a World Fuel Services. Později byly dvě posledně jmenované spojeny a nadále vystupují jako World Fuel Services. Palivo se přes tyto společnosti objednává veskrze elektronicky, a to e-mailem či pomocí webových rozhraní. Následně je elektronickou poštou zasláno potvrzení, tzv. *fuel release*, kterým se posádka prokáže obsluze palivové cisterny. Palivo tedy není placeno přímo na místě oproti palivu zařízenému přes handling, ale až později po zaslání faktury. Výhodou tedy je fakt, že posádka v těchto případech nepotřebuje platební kartu či hotovost. Navíc byly v minulosti případy, kdy nefungoval terminál či byl jiný problém s kartou. Tomu všemu dokáže *fuel release* předcházet, pokud je zasláno palivářské společnosti a je potvrzeno plnění.

Samotné handlingové společnosti na jednotlivých letištích byly vybírány dle faktoru ceny, předchozích (a následných) zkušeností a očekávané kvality handlingových služeb či přání cestujících.

Protože bylo letadlo pro posádku novým typem, se kterým se v reálném provozu musela seznámit, první rok provozu byl, řekněme, „poznávací“. Tomu odpovídá samotný průběh letu, který se s postupem času a získáváním dalších zkušeností více či méně měnil. Základní popis průběhu letu je nastíněn v podkapitole níže. Další změny budou popsány v následující kapitole věnující se návrhu a aplikaci nových postupů.

4.2 Popis průběhu letu

4.2.1. Fáze přípravy letu

Jak již bylo zmíněno dříve, v prvním roce komerčního provozu letounu OK-HWK vykonával druhý pilot zároveň funkci dispečera a měl na starosti přípravu letu.

Pro účely plánování byl během roku 2013 zakoupen software PPS - *Preflight Planning Software* od dánské společnosti Air Support. Tento program umožňuje prakticky celou přípravu letu, od zjištění počasí, volby trati (včetně validace v prostoru spadajícím pod EUROCONTROL), náhradních letišť, přípravy OFP a poslání letového plánu po webové rozhraní *CrewBriefing*, kam je celý let nahrán a posádka si jej před letem může vytisknout spolu s aktuálním počasím a případnými nahranými dokumenty (např. GENDEC, fuel release či loadsheet). Program je používán v řadě společností business letectví i leteckých dopravců, za všechny například Air Greenland, Binter Canarias, Icelandair či samotný výrobce Airbus Industries (41).

S ohledem na optimalizaci variabilních nákladů (a v tomto případě nákladů na palivo a spotřeby paliva) možno zmínit, že bylo obecně létáno s vyšším množstvím paliva než v pozdější době, což vysvětluje právě faktor poznávání letadla a přesnosti plánovacího programu PPS. Obecně bylo na lety plněno minimální množství paliva + cca 500-1 000 lb paliva jako extra. Častěji byla též volena dvě záložní letiště k destinaci, a to v případech, kdy dispečer/pilot připravoval let v době, kdy si nebyl jist, zda budou splněny požadavky na záložní letiště specifikované v evropských předpisech. Tedy tehdy, když buď předpověď počasí v té době ještě nebyla vydána, nebo bylo očekáváno nepříznivé počasí. Co se týče tzv. tankeringu, ten byl využíván pouze v případech, kde rozdíl ceny paliva byl zjevný na první pohled, protože na přesné kalkulace nebyla kapacita.

4.2.2. Pozemní fáze letu

Pozemní fáze začíná příchodem posádky k letadlu a končí vzletem. Po přistání začíná vyjetím letounu na pojízďecí dráhu a končí zastavením na stojánci a vypnutím motorů. Letoun Hawker 900XP je vybaven pomocnou jednotkou APU, která byla

v prvním roce provozu využívána v poměrně vysoké míře, ostatně ne neběžně u jiných společností nejen v privátním letectví. Standardem bylo spouštění APU po příchodu posádky k letadlu pro dodávku elektrické energie do palubní sítě a klimatizaci vnitřního prostoru. Posádka se tak mohla v klidu připravit k letu, zadat data k letu do FMS, vytopit či vychladit kabinu pro cestující atp. To vše v některých případech zabralo i hodinu času běhu APU před spouštěním pohonných jednotek. Standardním postupem bylo vypnutí APU po vzletu v bezpečné výšce. Během klesání bylo APU spouštěno okolo FL100 a vypínáno po zastavení na stojánce.

Pojíždění probíhalo vždy s oběma motory v chodu, jak před vzletem, tak také po přistání.

Pokud výkonnostní požadavky a další podmínky dovozovaly, bylo v některých případech využíváno vzletů z křížení, tedy bez využití plné délky vzletové a přistávací dráhy.

Vztlakové klapky byly prakticky vždy nastaveny na vzletovou výchylku 15°.

4.2.3 Letová fáze letu

Letovou fází rozumíme čas od počátku rozjezdu na vzletové a přistávací dráze za účelem vzletu do opuštění dráhy po přistání.

Rychlosti po počátečním stoupání do dostoupání cestovní hladiny byly, pokud tomu aktuální podmínky dovozovaly, v souladu s postupem uvedeným v pilotní příručce letadla (POM, *Pilot's Operating Manual*), označovanou jako tzv. *Optimum Time to Height Climb*, tedy optimální čas pro získání výšky. Rychlosti pro tento režim jsou: 250 KIAS do výšky 27 780 ft¹⁸ a výše pak stoupání dle Machova čísla IMN 0.63¹⁹ (1 stránky IV 2-5). Samotná rychlost stoupání byla ovlivněna jen vnějšími vlivy, pohonné jednotky zůstávaly na konstantním stoupacím režimu a autopilot (či pilot sám) jen držel zadanou rychlost.

¹⁸ Výška 27 780 stop v tomto případě odpovídá tzv. *crossover altitude*. Jedná se o výšku, kde daná kalibrovaná vzdušná rychlost (CAS) a indikované Machovo číslo (IMN) představují stejnou hodnotu.

¹⁹ V literatuře se obvykle rychlosti vyjádřené Machovým číslem píší jako M.77 či M 0.77, a to s mezerou i bez (M0.77). Ve výkonnostních tabulkách v POM výrobce v tomto případě uvádí rychlosti dle IMN.

Cestovní rychlost byla udržována nejčasněji okolo hodnot M 0.76-0.77, tedy dle příručky o něco vyšších rychlostí, než je režim *Intermediate* (M 0.75) (1 stránky V 1-13). Postupem času byla cestovní rychlost snížena a přibližně odpovídala M 0.75.

Klesání bylo v řádu prvních několika minut prováděno s klesací rychlostí 1 000 FPM pro plynulé převedení letounu do klesání a teplotní stabilizaci pohonných jednotek z cestovního režimu na vysokém výkonu do nízkých výkonů během klesání. Dále pak bylo klesáno, dle okolností, rychlostí přibližně 2 500 FPM a dopřednou rychlostí blízkou maximální rychlosti V_{MO}/M_{MO} . Těmto režimům ve většině případů odpovídalo klesání s částečným výkonem motorů. Tento režim, ač není z hlediska spotřebovaného paliva optimální, je z hlediska pilotního a provozního velmi pohodlný. Pokud vydá řídicí letového provozu nové příkazy (např. zkrátí letěnou trasu), může posádka bez větších problémů upravit profil klesání, aby požadavku vyhověla (snížením výkonu na volnoběh, zvýšením či snížením opadání atp.).

Při typickém přiblížení ILS byly režimy přibližně následující: na úrovni FAF rychlost 210 KIAS, klapky nastaveny na 15° s postupným zpomalováním na 190 KIAS, ve vzdálenosti 6 nm od bodu dotyku vysunutí podvozku a redukce na 170 KIAS, ve vzdálenosti 4 nm klapky na 25° a na 3 nm od letiště vztlakové klapky na plnou výchylku 45°. Tento režim splňuje požadavky na stabilizované přiblížení a zároveň je pro piloty pohodlný a výhodný opět z hlediska vyhovění požadavkům řídicího letového provozu.

Po přistání bylo, pokud to omezení letiště dovozovala, užíváno obracečů tahu s výkonem vyšším, než je volnoběžný režim (tzv. *idle reverse*).

5 Návrh a aplikace nových postupů

Následující kapitola se zabývá změnami v provozu zavedenými od 2. roku provozu Hawkeru 900XP v CTR flight services za účelem snížení, a tedy optimalizace, variabilních nákladů. Některé změny postupů stále procházejí testováním a v případně dobrých zkušenostech budou zavedeny v následujícím období.

Popsány budou změny a činnosti, které se odehrály od roku 2014, kdy započaly první kroky k optimalizaci variabilních nákladů v rámci této diplomové práce, po současnost a s některými plány a podněty do dalšího provozu.

5.1 Změny zaváděné po prvním roce provozu

Výraznou změnou prošel během prvních měsíců roku 2014 systém plánování letů ve společnosti CTR flight services. V tuto dobu jsem nastoupil na pozici dispečera, kdy po vyškolení bylo mým úkolem převzít plánování letů, aby již pilot a dispečer byly dvě oddělené funkce. Snahou byla již též jistá stabilizace dispečinku a plánování letů, aby se pilot mohl naplno věnovat létání a na vlastní plánování a přípravu letů bylo díky novému zaměstnanci více prostoru. S tím jde ruku v ruce také více prostoru pro vyzkoušení a zavedení nových postupů v letech 2014 a 2015, které budou zmíněny dále.

5.1.1. Noví dodavatelé paliva

Během roku 2014 byly založeny účty u dalších tří velkých dodavatelů paliva, a to UVair, COLT a World Fuel Services. Díky tomuto kroku bylo možné porovnávat cenu paliva s více dodavateli, a dosáhnout tak úspory již při nákupu paliva bez jakéhokoliv ovlivnění samotného letu. S tím jsem coby dispečer začal vést databázi cen paliva v jednotlivých destinacích od všech námi dostupných dodavatelů. Tato databáze činí k říjnu 2015 okolo 500 destinací a celkem cca 2 000 cen paliva. Všechny tyto kroky umožnily lepší kontrolu nad nákupem pohonných hmot a spolu s klesající cenou paliva, jak je ukázáno v *grafu č. 1* a *tabulce č. 1* v třetí kapitole, znamenaly výrazné snížení variabilních nákladů na palivo.

Data společnosti ukazují, že celkové náklady na palivo v letošním roce, za prvních 8 měsíců, ve srovnání s rokem 2014 klesly z **17 322 Kč/h** na **12 865 Kč/h**²⁰. Rozdíl, činící 4 457 Kč, lze přisuzovat několika faktorům:

➤ **Pokles ceny paliva o téměř 50 %**

Z databáze nákupních cen paliv vyplývá, že cena paliva klesla v období srpen 2014 – srpen 2015 z 3.5 USD/USG na 2.1 USD/USG. Cena v první půlce roku 2014 byla přitom ještě vyšší a podobně cena od srpna 2015 dále klesá.

➤ **Výběr z více dodavatelů – šance na nižší cenu**

Díky výběru paliva až od 4 dodavatelů + handlingu je vyšší šance na nalezení levnější nabídky než o rok dříve, kdy byl v průběhu roku zaveden jeden dodavatel. Typický rozdíl v ceně nabízené různými společnostmi je nejčastěji okolo 10 amerických centů za galon, někdy však činí rozdíl také 1 USD/USG.

➤ **Změna provozních postupů**

Během roku 2014 a 2015 byly zavedeny některé změny v postupech. Toto téma bude zmíněno dále v textu.

Meziroční rozdíl je však zatížen vzrůstem kurzu amerického dolaru vůči české koruně. Z vývoje kurzu je zřejmé, že se americký dolar v roce 2014 prodával od 20 Kč/USD na začátku roku 2014 do 22 Kč/USD na konci roku, kdežto letošní kurz se ustálil okolo hodnoty 24.50 Kč/USD (42). Se započítáním soudobých kurzů dolaru ke koruně získáváme úsporu nikoli 4 457 Kč za hodinu, ale 6 033 Kč/h.

5.1.2 Tankering

Během roku 2014 jsem také zavedl přesný výpočet vlivu případného *tankeringu* na daný let, a to započítání úspor z levnějšího paliva jako jednu veličinu a naopak zvýšení spotřeby paliva z důvodu vyšší hmotnosti neseného paliva jako veličinu druhou. Ohled byl také brán na případné vyšší opotřebení brzd během přistání, nutnost

²⁰ Údaje jsou vztaženy za blokovou hodinu (*block time*), nikoli za letovou hodinu (*flight time*).

pojízdní s vyšším výkonem a podobně, a tak při nízké úrovni úspor (řádově jednotky až desítky dolarů) nebylo palivo navíc zbytečně bráno.

Vlastní celoroční úspory z tankeringu se jen složitě určují. Globálně lze říci, že k tankeringu dochází při letech na menší letiště, kde je obvykle vyšší cena paliva, či při letech do Ruské federace. Při letech mezi mezinárodními letišti po Evropě (přibližně velikosti Letiště Václava Havla Praha a větší) se tankering obvykle nevyplácí. Odhadem lze říci, že je tankering prováděn na zhruba 30 % letů.

Pokud budeme uvažovat let Praha (LKPR) – Moskva Vnukovo (UUWW) se současnou cenou v Praze pod 2.0 USD/USG a cenou v Moskvě na úrovni 3.15 USD/USG lze ušetřit tankeringem z Prahy až 600 dolarů. To vše při využití plánovacího programu vč. započítání vyšší spotřeby během letu. Při naplnění v Praze 9 500 lb paliva namísto rozumného minima 5 500 lb bude přepraveno 4 000 lb paliva navíc, čili hrubá úspora činí 690 USD. Zvýšená spotřeba traťového paliva z 3 276 lb na 3 576 lb, tedy o 300 lb, pak znamená propálení paliva v hodnotě 90 USD. **Celková čistá úspora činí 600 USD, tedy okolo 14 000 Kč lze ušetřit jen, řekněme, půl hodinou času dispečerova uvažováním a výpočty o (ne)výhodnosti tankeringu.** Tento výpočet je zachycen v *tabulce č. 2*, jež je uvedena níže. Je tedy zřejmé, že rozumným tankeringem lze ušetřit i stovky dolarů za jeden let. Zde je také dobře zřejmé, že se spotřeba paliva zvýšila o necelých 10 % na přibližně 2.5hodinovém letu. Podobně můžeme zjistit, že rozdíl ceny musí být alespoň 0.173 USD/USG, aby se při ceně paliva v Praze tankering vyplatil. Toto je jen jeden případ za všechny a v každém jednotlivém případě je třeba provádět kalkulaci a úvahu znovu.

Z testování tankeringu v programu *Preflight Planning Software* bylo zjištěno, že výše zmíněné navýšení spotřeby o necelých 10 % na 2.5hodinovém letu Praha – Moskva lze použít obecně pro lety od jedné do tří hodin letu, pokud uvažujeme porovnání normálně neseného rozumného minima paliva ve srovnání s maximálním množstvím neseného paliva navíc (tedy omezení MTOW či MLW).

Podobně *tabulka č. 3* zobrazuje testování navýšení spotřeby dalším neseným palivem (tzv. *extra*) během tankeringu na podobném přibližně 2.5hodinovém letu v programu PPS, a to dle dvou režimů letu *Long Range Cruise* a *Intermediate*.

Tabulka 2 Ukázka tankeringu na letu Praha - Moskva

TANKERING		HMOTNOST [lb]		CENA [USD]		
PALIVO	Množství min.	Množství max.	Rozdíl (tankering)	Hodnota 4 000 lb LKPR	Hodnota 4 000 lb UUWW	Rozdíl
	5 500	9 500	4 000	1 200	1 890	+ 690
SPOTŘEBA	Spotřeba min.	Spotřeba max.	Rozdíl	Cena LKPR max.	Cena LKPR min.	Rozdíl
	3 276	3 576	+ 300	1073	983	- 90
ÚSPORY						600 USD

Tabulka 3 Porovnání režimů LRC a INT dle množství neseného paliva

	LONG RANGE CRUISE (M 0.70)			INTERMEDIATE (M 0.75)		
	ČAS [HH:MM]	SPOTŘEBA [lb]	ROZDÍL	ČAS [HH:MM]	SPOTŘEBA [lb]	ROZDÍL
EXTRA 0 lb	02:27	3 031	-	02:22	3 184	-
EXTRA 500 lb	02:28	3 070	+ 1.3 %	02:22	3 254	+ 1.5 %
EXTRA 1 000 lb	02:27	3 111	+ 2.6 %	02:23	3 283	+ 3.0 %
EXTRA 2 000 lb	02:26	3 187	+ 4.9 %	02:21	3 385	+ 5.9 %
EXTRA 5 000 lb	02:26	3 412	+ 11.2 %	02:23	3 632	+ 12,3 %

5.1.3 Redukce užívání APU

V roce 2014 bylo po zkušenostech z provozu přistoupeno ke změnám postupů v užívání pomocné jednotky APU. Dřívější postupy popsané v kapitole 4.2.2 byly změněny následovně:

A. Let s cestujícími:

- Spuštění APU obvykle 20-30 minut před nástupem cestujících
- Vypnutí APU po vzletu
- Zapnutí APU až po přistání těsně před zastavením na stojánci

B. Let bez cestujících:

- *Při prvním letu dne:* spuštění APU před spouštěním motorů, vypnutí APU na zemi
- *Při dalším letu dne:* spuštění motorů z akumulátorů, APU zůstává na vzlet vypnuto
- APU se po přistání standardně nespouští

Z interních dat společnosti vyplývá, že tímto krokem bylo při přibližném ročním náletu 1 000 h (letových hodin) ušetřeno cca 130 h běhu APU ročně. Po započítání spotřeby paliva a krycího programu MSP celková úspora činí přibližně 18 200 USD ročně, z čehož je necelých 10 790 USD tvořeno programem MSP a necelých 7 410 USD samotnou spotřebou paliva. Přibližně je zmíněno záměrně, neboť manuály letounu nezmiňují hodinovou spotřebu paliva. Interně odhadujeme spotřebu 100 lb/h provozu. Samotná spotřeba je závislá zejména na zátěži kladené na jednotku APU, tedy kolik energie je odebíráno pro provoz palubních systémů a klimatizace.

Přesné hodnoty vycházející z interních dat společnosti viz *tabulka č. 4* níže, která popisuje stav úspor po roce 2014. To vše bez narušení komfortu pro cestující a s mírně sníženým komfortem pro posádku letadla zejména při velmi teplém či naopak velmi studeném počasí.

Pro srovnání by roční úspory při použití letošních cen paliva (za prvních osm měsíců průměrně 0.37 USD/lb) a hodnoty MSP 86 USD/h byly 15 990 USD. Jen dodám, že se výše MSP mění jednou ročně.

Tabulka 4 Úspory z redukce užívání APU za rok 2014

APU					
PALIVO	Spotřeba [lb/h]	Cena [USD/lb]	Hodinová spotřeba [USD/h]	Uspořeno hodin	ÚSPORA PALIVO [USD]
	100	0.57	57	130	7 410
MSP	Cena [USD/h]			Uspořeno hodin	ÚSPORA MSP [USD]
	83			130	10 790
ÚSPORY					18 200 USD

5.1.4 Redukce cestovní rychlosti z M 0.75 na M 0.73

Přibližně v polovině roku 2014 bylo zavedeno snížení cestovní rychlosti o dvě desetiny Machova čísla z M 0.75 (tedy režim *Intermediate*) na M 0.73. Stalo se tak po úvaze, zkoumání tabulek spotřeby a času letu v manuálech a také testování přímo během letu, které mělo větší váhu než tabulkové hodnoty.

Při uvažování nad optimalizací cestovní rychlosti byly ze všech variabilních nákladů porovnávány pouze dvě nákladové veličiny, a to **spotřeba paliva** (a jeho cena) oproti **údržbě pohonných jednotek** (MSP).

V reálném provozu bylo empiricky ověřeno, že rozdíl mezi letem rychlostí M 0.75 a M 0.73 činí průměrně 3 minuty/hodinu (5 %) a rozdíl spotřebovaného paliva činil v průměru 240 lb/h. Paralelně s letovým ověřováním jsem prováděl podobné testování v plánovacím programu PPS. Tento program disponuje třemi režimy stejně jako letadlové příručky (*Long Range Cruise, Intermediate a High Speed Cruise*), a tak byly hodnoty interpolovány pro získání hodnot pro M 0.73.

Následující tabulka názorně zobrazuje, jak probíhala úvaha a výpočet.

Tabulka 5 Porovnání režimů M 0.73 a M 0.75

M 0.73 vs. M 0.75					
PALIVO	Rozdíl spotřeby [lb/h]	Cena [USD/lb]	Palivová úspora [USD/h]	Rozdíl z nižší rychlosti [USD/h]	Celkové úspory na palivu
	240	0.57	137	- 41	96 USD
MSP	Cena [USD/h]		Cena [USD/min]	Rozdíl z nižší rychlosti	Rozdíl z nižší rychlosti
	477		8	3 min/h	- 24 USD
ÚSPORY					72 USD/h

5.1.5 Změny v plánovací fázi

Spolu se změnami ve vlastním provedení letu došlo také ke změnám v plánovací fázi, a to zejména k plánování veškerých letů OK-HWK v programu PPS na režim *Long Range Cruise* namísto *Intermediate*. Bylo empiricky zjištěno, že tento režim mnohem přesněji odpovídá reálné spotřebě paliva než původně používaný režim a přitom je plánovací program stále mírně pesimističtější, než je realita, a tak se plánování letu pohybuje stále na bezpečnější straně. Výhodou tohoto postupu je možnost nést méně paliva na palubě, a tedy snížit spotřebu paliva, a také se tímto krokem zvýšil operační dolet stroje v plánovací fázi. Jak je možno zhlédnout v *tabulce* č. 3, rozdíl neseného paliva na přibližně 2.5hodinovém letu činí od 150 do 220 lb. Je též možné zjistit poměrně jednoduchým výpočtem z této tabulky, že nesení 150 lb paliva navíc na stejném letu zvýší spotřebu o přibližně 15 lb paliva, což při ceně paliva 0.57 USD/lb (*viz tabulka* č. 5) znamená úsporu 8 USD na jednom letu. Ač se to může zdát málo, takovéto úspory ročně činí tisícidolarové položky (*úvaha: 8 USD * 300 letů/rok = 2 400 USD/rok*).

5.1.6 Shrnutí za roky 2014-2015

Protože se změn vedoucích k optimalizaci variabilních nákladů učinila během let 2014-2015 celá řada, je níže provedeno shrnutí popisující ve zkratce průběh letu reflektující tyto změny.

Dispečer (tedy autor této práce) měl na starost přípravu plánování letů a letové dokumentace, objednal palivo od jednoho z dodavatelů či přímo handlingové společnosti a zjistil, zda se na daném letu vyplatí tankering. Cestovní režim vždy volil *Long Range Cruise*. Posádka pak provedla finální rozhodnutí o množství paliva na let. Letová hladina byla volena stejně jako dříve, tedy přibližně délka trati v námořních mílích = letová hladina (např. 350 nm = FL350), popř. hladina mírně vyšší, až do dostupy stroje FL410.

Posádka po jiných nezbytných úkonech přišla k letadlu a pro použití či nepoužití APU se rozhodla dle aktuální situace a faktu, zda se jednalo o let s cestujícími, či prázdný přelet (tzv. *ferry let*).

Pro vzlety bylo standardně užívána čistá konfigurace letadla, pokud tak požadavky na výkonnost po vzletu dovozovaly. Stoupání po vzletu bylo létáno s rychlostmi 250 KIAS do tzv. *crossover altitude* a výše pak Machovým číslem M 0.63 (rychlosti se tedy oproti předchozímu roku neměnily).

Cestovní rychlost v hladině byla volena M 0.73.

Klesání probíhalo zprvu krátkou dobu rychlostí 1 000 FPM a poté zvyšováním opadání na běžné hodnoty 2 000-2 500 FPM s dopřednou rychlostí M 0.73-75, což odpovídalo klesání s vyšším než volnoběžným výkonem pohonných jednotek. Během standardního přiblížení ILS byla na úrovni FAF rychlost cca 210 KIAS, klapky nastaveny na 15° s postupným zpomalováním na 190 KIAS, ve vzdálenosti 6 nm od bodu dotyku následovalo vysunutí podvozku a redukce na 170 KIAS, ve vzdálenosti 4 nm klapky na 25° a na 3 nm od letiště vztakové klapky na plnou výchylku 45°. Po dosednutí byl volen reverzní tah motorů na volnoběžný či vyšší režim tahu dle potřeby a letištních omezení (činnosti v klesání a přistání prakticky zůstaly shodné s rokem 2013).

APU bylo po přistání standardně spouštěno jen při letu s cestujícími.

5.2 Výpočet optimálního profilu letu

Protože v rámci optimalizace letového profilu jsme byli v loňském roce zaměřeni pouze na fázi cestovního letu v hladině, jak jsem popisoval v kapitole 5.1.4, a kalkulace byla spíše úvahou, hledal jsem způsob, jak optimalizovat celý let dle jednotlivých fází, jakými jsou stoupání, cestovní let a klesání.

Provozní příručka letadla (*Pilot's Operating Manual, POM*), zpracovaná výrobcem *Hawker Beechcraft*, zahrnuje část IV věnující se plánování letu. Takto sekce obsahuje data o spotřebě, letových časech, rychlosti a uletěné vzdálenosti v závislosti na různých režimech letu a proměnných, jako je letová hladina, teplota či hmotnost. Data jsou zpracována většinou ve formě tabulek či grafů do celkem více než 300stránkového dokumentu (*ukázka viz příloha*) (1 stránky IV 1-3 až 7-94).

Jistou překážkou však představovalo přenesení těchto čísel z tabulek s mnoha daty do formy, ze které bude možné vypočítávat optimální režim za daných okolností. Bylo zjednodušeně potřeba získat data o dopředné rychlosti a spotřebě a provést kalkulaci nejvýhodnější rychlosti v závislosti na ceně paliva a výši MSP. Pro počáteční pokusy jsem data přepisoval do papírové formy a vždy vypočítával ideální rychlost pro danou cenu paliva a MSP. Tato forma zápisu mi umožňovala přehledně získat základní povědomí o chování letadla, nevýhodou byla nutnost vše přepisovat ručně a fakt, že celý výpočet na papíře byl jen pro jednu hodnotu ceny paliva a MSP.

Proto jsem přistoupil k přepsání veškerých potřebných dat z příručky POM do tabulky v programu *Excel* dle výše zmíněných fází letu a zavedení vzorců pro výpočet optimálního profilu letu, vč. možnosti měnit hodnoty ceny paliva a MSP, tak aby byla tabulka použitelná prakticky po neomezeně dlouhou dobu.

Následující podkapitoly shrnují postupy, jakými jsem extrahoval data (a která) z manuálu POM, jak jsem koncipoval rozložení tabulek, jak jsem prováděl výpočty vedoucí k získání optimálního profilu letu v závislosti na zadaných parametrech a konečně obsahují také základní popis získaných výsledků.

Podkapitoly níže jsou seřazeny do fází *stoupání, cestovní let a klesání*. V příloze jsou pak snímky všech tabulek zpracovaných pro aktuální hodnoty v roce 2015.

5.2.1 Stoupání

Manuál POM uvádí tři základní módy stoupání a dva tzv. volitelné. Výčet níže ukazuje rychlostní režimy těchto stoupacích profilů (1 stránky IV 2-5):

- **NORMAL CLIMB** (normální stoupání)
 - 160 KIAS ve výšce 1 000 ft AAL
 - 250 KIAS ve výšce 5 000 ft AAL až do výšky *crossover altitude*
 - M 0.70 od *crossover altitude* výše

- **OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB** (nejkratší čas pro získání dané výšky)
 - 160 KIAS ve výšce 1 000 ft AAL
 - 250 KIAS ve výšce 5 000 ft AAL až do výšky *crossover altitude*
 - M 0.63 od *crossover altitude* výše

- **HIGH SPEED CLIMB** (stoupání s vysokou dopřednou rychlostí)
 - 160 KIAS ve výšce 1 000 ft AAL
 - 250 KIAS ve výšce 5 000 ft AAL
 - 280 KIAS ve výšce 12 000 ft AAL až do výšky *crossover altitude*
 - M 0.76 od *crossover altitude* výše

- **OPTIONAL CLIMB SPEED PROFILE 1** (volitelný profil 1)
 - 160 KIAS ve výšce 1 000 ft AAL
 - 230 KIAS ve výšce 5 000 ft AAL až do výšky *crossover altitude*
 - M 0.63 od *crossover altitude* výše

V POM jsou zpracována též data pro druhý volitelný profil, který je však velmi podobný ostatním profilům, a proto jsem jej do kalkulace nezahrnoval.

Data v tabulce jsou zpracována pro teploty dle ISA. Dle mého názoru je plně postačující volit stoupací rychlost dle aktuální hmotnosti letounu a považuji za zbytečné zatěžovat posádku volbou stoupacího profilu i na základě vnější teploty. Ta se navíc může i významně měnit, tak jak letadlo během stoupání prolétává různými vzduchovými hmotami. Stoupací časy se standardně pohybují do 25 minut, a tak je vliv teploty dle mého soudu marginální.

Tabelární hodnoty pro stoupání obsahují data o spotřebě (lb), času (min) a uletěné vzdálenosti (nm) pro požadovaný dostup (ft) a vzletovou hmotnost (lb).

Tato data jsem přepsal do tabulky v programu *Excel* dle stoupacích profilů zmíněných výše. K těmto hodnotám bylo nutno zavést variabilní náklady. Pro zmíněný výpočet je z nákladové struktury CTR flight services relevantní jen cena paliva a cena za MSP. Pro porovnání a výpočet nejvýhodnějšího profilu za daných podmínek však byla překážkou rozdílná vzdálenost, po kterou stoupání probíhalo. Právě tato skutečnost bránila přesnému porovnání. Proto jsem přistoupil k započítání vzdálenosti nutné ke stoupání a krátkému traťovému letu v hladině do celkové vzdálenosti 200 nm, protože nejdelší vzdálenost stoupání činila 171 nm a bylo nutno volit rozumnou vzdálenost hladinového letu, aby letoun stihl zrychlit na svou cestovní rychlost. Započítaná cestovní rychlost ve výpočtu byla M 0.73 pro stoupací režim *NORMAL* a *OPTIMUM TIME TO HEIGHT*, M 0.75 pro režim *HIGH SPEED CLIMB* a M 0.70 pro *OPTIONAL CLIMB SPEED PROFILE 1*. Data o spotřebě pro jednotlivé rychlosti a hmotnosti stroje jsem opět použil z manuálu POM, kde jsou tři grafy zobrazující specifický dolet (*specific range*) v námořních mílích uletěných za jednu libru paliva (nm/lb) oproti indikované rychlosti IAS pro letové hladiny FL410, FL390 a FL370 (*ukázka viz příloha*). Indikovaná rychlost IAS byla přepočítána na pravou vzdušnou rychlost TAS a zanesena do výpočtu.

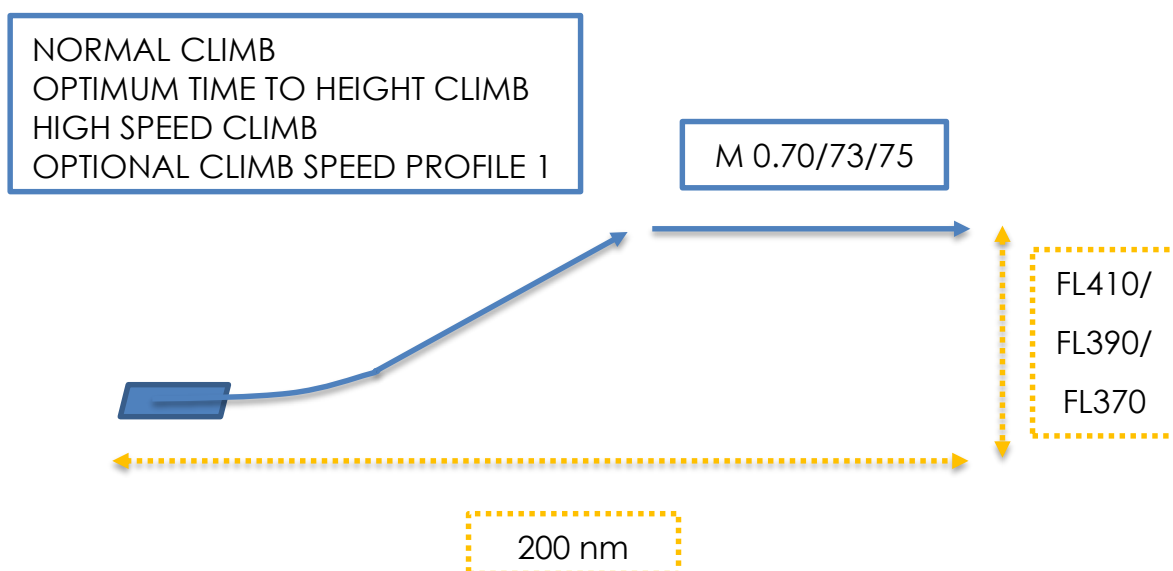


Schéma 5 Výpočet optimálního stoupání

Rovnice 2 Výpočet optimální rychlosti stoupání

$$\begin{aligned}
 \text{NÁKLADY (USD)} = & \text{SPOTŘEBA PALIVA NA STOUPÁNÍ (lb)} * \text{CENA PALIVA (USD/lb)} \\
 & + \text{ČAS STOUPÁNÍ (min)} * \text{MSP (USD/min)} + \left(200 - \text{DÉLKA STOUPÁNÍ (nm)} \right) * \\
 & \left(\frac{\text{CENA PALIVA (USD/lb)}}{\text{specifický dolet (nm/lb)}} + \frac{\text{MSP (USD/h)}}{\text{TAS (kt)}} \right)
 \end{aligned}$$

Nejvýhodnější režimy pro stoupání jsou uvedeny ve výsledcích pro jednotlivé hmotnosti níže dle cílové letové hladiny po dostoupení.

VÝSLEDKY:➤ **FL410**

- 26 000 lb: *NORMAL CLIMB*
- 24 000 lb: *NORMAL CLIMB*
- 22 000 lb: *OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB*
- 20 000 lb: *OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB*

➤ **FL390**

- 26 000 lb: *OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB*
- 24 000 lb: *OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB*
- 22 000 lb: *OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB*
- 20 000 lb: *NORMAL CLIMB*²¹

➤ **FL370**

- 26 000-20 000 lb: *OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB*

Pozn.: získané výsledky jsou pro aktuální ceny paliva (2.47 USD/USG = 0.37 USD/lb) a MSP (494 USD/letovou hodinu).

Protože tabulka umožňuje měnit cenu paliva a MSP na libovolné hodnoty, testoval jsem, zda se mění optimální profil stoupání od výsledů výše. Zjistil jsem, že při užití hodnot nákladů na palivo a MSP z roku 2014 k významným změnám nedochází.

²¹ *NORMAL CLIMB* je o 0.01 USD výhodnější než *OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB*

5.2.2 Cestovní let

Výpočet optimální rychlosti cestovního letu vychází taktéž s grafů v POM pro specifický dolet (*specific range*) v námořních mílech uletěných za jednu libru paliva (nm/lb), tedy stejně jako zbývající část po dostoupaní.

Opět jsem zpracoval data pro cestovní hladiny FL410, FL390 a FL370, tedy veškerá provozně potřebná data z grafů výrobce. Ze zkušeností v provozu v CTR flight services víme, že v přibližně 75 % případů je počáteční cestovní hladina FL370 až FL390 a ve zbylých 15 % se jedná o stoupání do FL400/FL410. Volba počáteční cestovní hladiny záleží na délce letu, hmotnosti letadla a venkovní teplotě (a tedy hustotě vzduchu).

Pro samotný výpočet nákladů je uvažován 100 námořních mil dlouhý cestovní let, tak aby se získané hodnoty daly jednoduše násobit v případě delší vzdálenosti. Opět z variabilních nákladů je relevantní pouze cena paliva a náklady za MSP.

V **první fázi** jsem volil pro porovnání režimů *Long Range Cruise* (LRC) s rychlostí M 0.70, standardní hladinovou rychlost zavedenou v CTR flight services M 0.73 a režim *Intermediate* (INT), který odpovídá Machově číslu 0.75 (1 stránky IV 3-5).

Rovnice 3 Výpočet optimální rychlosti cestovního letu

$$NÁKLADY (USD) = 100 * \left(\frac{CENA PALIVA (USD/lb)}{SPECIFICKÝ DOLET (nm/lb)} + \frac{MSP (USD/h)}{TAS (kt)} \right)$$

Nejvýhodnější režimy pro hladinový let jsou uvedeny ve výsledcích pro jednotlivé hmotnosti níže dle cestovní letové hladiny.

VÝSLEDKY:

- **FL410**
 - 26 000 lb: *LONG RANGE CRUISE*
 - 24 000-20 000 lb: M 0.73
 - 18 000 lb: *INTERMEDIATE*

➤ **FL390**

- 26 000-18 000 lb: M 0.73

➤ **FL370**

- 26 000-20 000 lb: M 0.73

- 18 000 lb: *INTERMEDIATE*

Pozn.: získané výsledky jsou pro aktuální ceny paliva (2.47 USD/USG = 0.37 USD/lb) a MSP (494 USD/letovou hodinu) a teploty dle ISA.

Při testování a užití cen za palivo a MSP z roku 2014 bylo zjištěno, že by se ve všech zkoumaných hladinách a při všech hmotnostech vyplatil režim *Long Range Cruise*.

V **druhé fázi** jsem volil pro porovnání cestovní rychlosti M 0.72, M 0.73 a M 0.74, tedy okolí rychlosti M 0.73, která vycházela dle porovnání výše ve většině případů jako nejvýhodnější. Tímto mohu zjistit drobné nuance, které by jinak v porovnání mezi režimy LRC, M 0.73 a INT zanikly, jak ukazují výsledky níže²².

VÝSLEDKY:

➤ **FL410**

- 26 000-22 000 lb: M 0.72

- 20 000 lb: M 0.73

- 18 000 lb: M 0.74

➤ **FL390**

- 26 000-24 000 lb: M 0.73

- 22 000-18 000 lb: M 0.74

➤ **FL370**

- 26 000-22 000 lb: M 0.72

- 20 000 lb: M 0.74

- 18 000 lb: M 0.72

Pozn.: získané výsledky jsou pro aktuální ceny paliva (2.47 USD/USG = 0.37 USD/lb) a MSP (494 USD/letovou hodinu) a teploty dle ISA.

²² Pro porovnání rychlostí M 0.72, M 0.73 a M 0.74 byla také užitá rovnice č. 3.

Dále jsem s tímto výpočtem testoval, jak se mění optimální rychlosti při změnách cen paliva a MSP. V následujícím období očekávám spíše další, byť mírný pokles cen paliva (vypozorováno z vlastní databáze cen paliva od roku 2014) a mírné navýšení nákladů za MSP. Pokud bych uvažoval cenu 2 USD/USG a MSP 500 USD/h, posunou se optimální rychlosti do vyšších rychlostí a rychlost M 0.74 se stane ve většině případů tou nejvýhodnější rychlostí.

V **třetí fázi** jsem chtěl zjistit, jak má vnější teplota a její odchylka od ISA vliv na volbu cestovní rychlosti. Pro tento účel jsem užil tabulek v POM, zpracovaných pro režimy *Long Range Cruise*, *Intermediate* a *High Speed Cruise* (pro jiné rychlosti nejsou výrobcem data zpracována).

Tabelární hodnoty zde obsahují data o pravé vzdušné rychlosti (TAS), celkovém hodinovém průtoku paliva (*total fuel flow*) a indikované vzdušné rychlosti (IAS) v závislosti na letové hladině, hmotnosti a odchylky teploty od ISA. Díky přítomnosti průtoku paliva a TAS je každý z výpočtů jednodušší než v předchozích případech. Opět byly zpracovány variabilní náklady (tedy palivo a MSP) na uletění 100 nm:

Rovnice 4 Porovnání režimů LRC/INT/HSC dle odchylky od ISA

$$\text{NÁKLADY (USD)} = \frac{100}{\text{TAS (kt)}} * [\text{MSP (USD/h)} + \text{SPOTŘEBA PALIVA (lb/h)} * \text{CENA PALIVA (USD/lb)}]$$

Výpočtem v rovnici č. 4 výše byla zpracována data pro letovou hladinu FL410 a odchylky od ISA: - 10°C, - 5°C, nulovou odchylku, + 5°C a + 10°C. Tyto odchylky pokrývají velkou většinu případů, se kterými se za letu setkáváme.

VÝSLEDKY:

- **Záporné odchylky a nulové odchylka od ISA** mají prakticky totožné hodnoty a nejvýhodnější pro vyšší hmotnosti je režim LRC, pro nižší INT.
- **Kladné odchylky od ISA** znamenají posun k vyšším rychlostem a ve většině případů je nejvýhodnějším režimem INT (čím vyšší hmotnost a odchylka od ISA).

Pozn.: získané výsledky jsou pro aktuální ceny paliva (2.47 USD/USG) a MSP (494 USD/h).

5.2.3 Klesání

Manuál POM uvádí tři základní módy klesání. Výčet níže ukazuje rychlostní režimy těchto klesacích profilů (1 stránky IV 4-3):

- **LONG RANGE DESCENT** (klesání pro optimalizaci spotřeby)
 - M 0.70 nad výškou *crossover altitude*
 - 270 KIAS pod výškou *crossover altitude*
 - 250 KIAS ve výšce 10 000 ft AAL a níže

- **NORMAL DESCENT** (normální klesání)
 - M 0.76 nad výškou *crossover altitude*
 - 285 KIAS pod výškou *crossover altitude*
 - 250 KIAS ve výšce 10 000 ft AAL a níže

- **HIGH SPEED DESCENT** (klesání s vysokou dopřednou rychlostí)
 - M 0.78 nad výškou *crossover altitude*
 - 300 KIAS pod výškou *crossover altitude*
 - 250 KIAS ve výšce 10 000 ft AAL a níže

Pozn.: POM ve svých datech uvažuje klesání s vertikální rychlostí 1 000 FPM do FL370 s následnou redukcí tahu na volnoběh a klesání tímto režimem do výšky 1 500 ft AAL.

Data v tabulce jsou zpracována pouze pro teploty dle ISA, neboť dle POM je vliv teploty na hodnoty množství paliva, vzdálenosti a času zanedbatelný (1 stránky IV 4-3).

Tabulky výrobce pro klesání obsahují data o spotřebovaném palivu (lb), vzdálenosti (nm) a času (min) dle výšky zahájení klesání (ft) a hmotnosti (lb).

Tyto hodnoty jsem přepsal do tabulky v programu *Excel* dle klesacích profilů zmíněných výše. K těmto hodnotám bylo nutno zavést variabilní náklady, tedy opět cenu paliva a cenu za MSP. Pro porovnání a výpočet nejvýhodnějšího profilu za daných podmínek byla překážkou rozdílná vzdálenost, po kterou klesání probíhalo, podobně jako v případě stoupání. Proto jsem přistoupil k započítání vzdálenosti nutné ke krátkému traťovému letu v hladině, přechodu do klesání a klesání, a to v celkové vzdálenosti 150 nm, protože nejdelší vzdálenost sestupu činila 116 nm.

Započítaná cestovní rychlost ve výpočtu byla M 0.73 pro klesací režim *NORMAL DESCENT*, M 0.70 pro *LONG RANGE DESCENT* a M 0.75 pro režim *HIGH SPEED DESCENT*. Data o spotřebě pro jednotlivé rychlosti a hmotnosti stroje jsem opět použil z manuálu POM a grafy zobrazující specifický dolet (*specific range*).

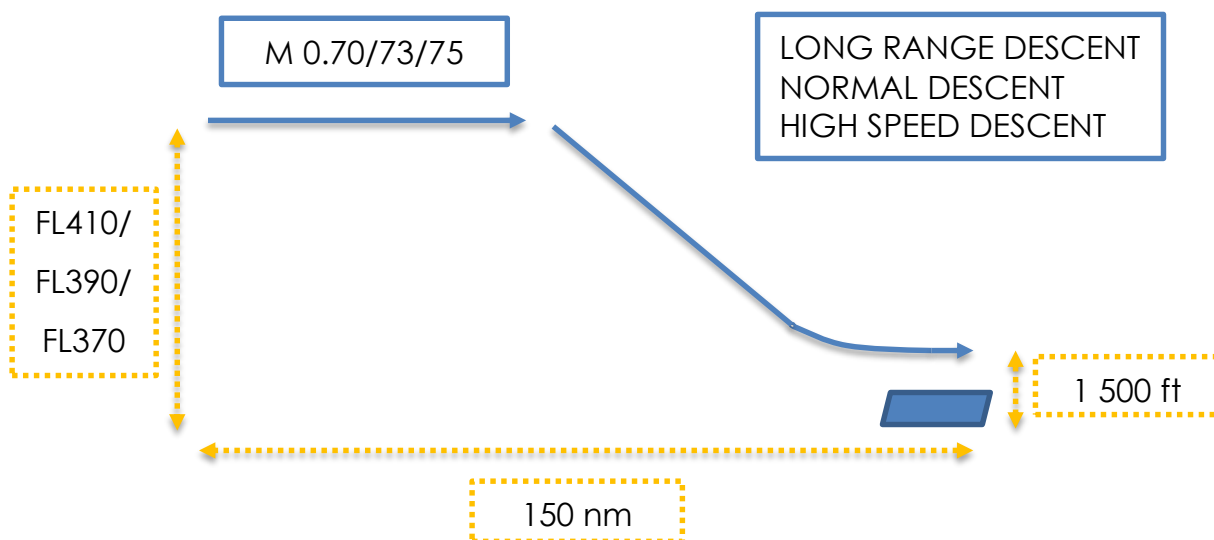


Schéma 6 Výpočet optimálního klesání

Rovnice 5 Výpočet optimální rychlosti klesání

$$\begin{aligned} \text{NÁKLADY (USD)} = & \text{SPOTŘEBA PALIVA NA KLESÁNÍ (lb)} * \text{CENA PALIVA (USD/lb)} \\ & + \text{ČAS KLESÁNÍ (min)} * \text{MSP (USD/min)} + \left(150 - \text{DÉLKA KLESÁNÍ (nm)}\right) * \\ & \left(\frac{\text{CENA PALIVA (USD/lb)}}{\text{specifický dolet (nm/lb)}} + \frac{\text{MSP (USD/h)}}{\text{TAS (kt)}} \right) \end{aligned}$$

VÝSLEDKY:

- **FL410**
 - 26 000-24 000 lb: *LONG RANGE DESCENT*
 - 22 000-20 000 lb: *NORMAL DESCENT*
- **FL390**
 - 26 000-24 000 lb: *LONG RANGE DESCENT*
 - 22 000-20 000 lb: *NORMAL DESCENT*

➤ **FL370**

- 26 000-22 000 lb: *NORMAL DESCENT*

- 20 000 lb: *HIGH SPEED DESCENT*

Pozn.: získané výsledky jsou pro aktuální ceny paliva (2.47 USD/USG = 0.37 USD/lb) a MSP (494 USD/letovou hodinu).

Při testování a užití cen za palivo a MSP z roku 2014 bylo zjištěno, že by se téměř ve všech zkoumaných případech hlesání z hladin FL410/390/370 a hmotnostech 26 000-20 000 lb vyplatil režim *Long Range Descent*.

5.3. Testování v provozu

V předcházející části na začátku 5. kapitoly byly popsány změny, které se odehrály od počátku prací na této diplomové práci a mého nástupu na pozici dispečera. V následující podkapitole budou popsány další návrhy na nové postupy, které doposud nebyly zahrnuty mezi standardní postupy a probíhají testovací fází.

Protože **snižování variabilních nákladů je nikdy nekončící proces**, probíhají neustále nová testování pro ověření dalších prostor pro úspory a případná doporučení ke změně postupů.

5.3.1 Monitorování spotřeby

Aby z testování v provozu byla shromažďována hmatatelná data pro další použití, ověření vypočítaných hodnot a větší přehlednost, vytvořil jsem tabulku, která je přikládána ke každé přípravě pilotům a vytištěna s ostatní dokumentací k letu (OFP, loadsheet a další). Tuto tabulku má posádka během letu stále u sebe a je možno do ní vyplnit kromě standardních polí též poznámky, jak let probíhal (např. případná zkrácení/prodloužení trasy, přidělená jiná hladina oproti letovému plánu atp.). Jak tabulka vypadá, je možné zhlédnout na obrázku níže²³, tabulku ve větší formě je pak možno nalézt v příloze k této práci.

²³ Tabulka je z prostorových důvodů vložena jako obrázek a nikoliv jako klasická tabulka.

MONITOROVÁNÍ SPOTŘEBY HAWKER 900XP CTR FLIGHT SERVICES								
DATE:			CPT:			ROUTE:		
TIME			FUEL			ISA DEV		
HH:MM	ESTIMATED	ACTUAL	lb	ESTIMATED	ACTUAL	°C	EST	ACT
OFF BLOCK			TOTAL			CLB		
TAKE OFF			TAXI prior T/O	150		TOC		
TOTAL CRUISE			TAKE OFF			FL370		
LANDING			LANDING			FL390		
IN BLOCK			TAXI after LDG			FL410		
TOTAL TRIP			TOTAL TRIP			TOD		
TOTAL BLOCK			TOTAL BLOCK			DSC		
PROGRESS								
	TOC	INIT CRUISE ALT	TOD	DSC	M.72	M.73	M.74	
FL								
FF								
TAS								
MACH								
ISA DEV								
ADDITIONAL INFORMATION								
TOW:	lb	VENTRAL:	YES / NO					
CLB PROFILE:								
CRZ PROFILE:								
DSC PROFILE:								

Obr. 8 Tabulka sloužící k monitorování spotřeby Hawkeru 900XP

Tabulku jsem vypracoval kromě nadpisu v anglickém jazyce, neboť veškerá ostatní dokumentace pilotů je také v anglickém jazyce, a právě díky užití stejného jazyka je jednodušší porozumění frazeologii jednotlivých položek.

Monitorováním tedy prochází časy, množství paliva a spotřeby, vnější teploty, rychlosti a obecně profil letu.

V rámci časů jsou sledovány následující: čas vyjetí ze stojánky (*off block*), čas vzletu (*take off*), čas v cestovní hladině (*total cruise*), čas přistání (*landing*) a konečně čas zajištění na stojánku (*in block*). Níže je pak shrnutí celkového blokového (*block*) a letového (*trip*) času. U všech je také sloupec s plánovanými (očekávanými) a aktuálními hodnotami. Plánované hodnoty zůstávají dispečerem nevyplněny, protože se od doby plánování letu mohou dále měnit (např. posunutím času odletu).

Další sledovanou veličinou je spotřeba paliva, jež je sledována v několika úrovních. Těmi jsou: celkové palivo před letem (*total*), palivo na pojezdění před vzletem (*taxi prior T/O*), palivo na palubě v čase vzletu (*take off*), palivo po přistání (*landing*),

palivo spotřebované pojížděním po přistání (*taxi after LDG*). Opět jsou uvedeny kolony pro součet a sloupce pro plánované a aktuální hodnoty. Plánované hodnoty, s výjimkou paliva pro pojíždění před vzletem, zůstávají nevyplněny, protože je na finálním rozhodnutí kapitána, kolik paliva na daný let naplní, a mohou se lišit od loadsheetu připraveného dispečerem. Palivo pro pojíždění je ve společnosti CTR flight services standardně nastaveno na 150 lb, přičemž manuál výrobce (AFM) uvádí typickou hodnotu 100 lb pro spuštění motorů a pojíždění na místo vzletu (1 stránky IV 1-3).

Sloupec označený *ISA DEV* slouží k monitorování vnější teploty během letu a její odchylky od ISA. Bylo zjištěno, že plánovací program PPS ne vždy předpovídá správné hodnoty. Ty se totiž v některých příkladech liší i o 10°C oproti předpovědi.

Velká část nazvaná *PROGRESS* sleduje vybrané veličiny v různých fázích letu. Tyto jsou: bod ukončení stoupání (*TOC*), počáteční cestovní hladina (*INIT CRUISE ALT*), bod zahájení klesání (*TOD*) a fáze klesání (*DSC*). Sledované veličiny jsou: letová hladina (*FL*), hodinový průtok paliva pohonných jednotek (*FF*), pravá vzdušná rychlost (*TAS*), Machovo číslo (*MACH*), a odchylka teploty od Mezinárodní standardní atmosféry v dané výšce (*ISA DEV*). V pravé části této sekce jsou též tři sloupce určené pro testování cestovních režimů. Jak již bylo zmíněno dříve, bylo přistoupeno k redukci cestovní rychlosti na M 0.73 za účelem snížení variabilních nákladů. Jak již bylo popsáno a zatím nedošlo implementace, při některých letech se vyplatí i jiné režimy než standardní M 0.73, proto tabulka obsahuje též porovnání s režimy s Machovým číslem 0.72 a 0.74.

Spodní část tabulky je vyhrazena pro dodatečné informace (*additional information*). Mezi tyto patří aktuální vzletová hmotnost (*TOW*), používaný režim pro stoupání (*CLB*), traťový či cestovní let (*CRZ*), klesání (*DSC*) a informaci, zda je palivo též v ocasní nádrži, tzv. *ventral tanku*. Právě toto pole je pak určeno pro dodatečné vzkazy od posádek o dalších okolnostech letu, jak bylo popsáno výše.

5.3.2 Pojíždění s jedním pracujícím motorem (*single engine taxi*)

Jak již bylo zmíněno v kapitole o faktorech ovlivňujících variabilní náklady, úspor za palivo lze docílit pojížděním s jedním motorem v chodu u dvoumotorových letadel, jakým je i Hawker 900XP.

Umístění pohonných jednotek na zádi a relativně blízko podélné osy obecně znamená menší problémy spojené s pojižděním na jeden motor (tzv. *single engine taxi*). Nejvýraznější projev vyoseného působení tahu je během pojiždění malou rychlostí či rozjezdu z nulové rychlosti a přidáním tahu na jedné straně nebo při zatáčení na stranu pracující pohonné jednotky, tedy „proti motoru“.

Diskusí a testováním v provozu jsme došli k závěru, že lze obecně **pojiždění na jeden motor využívat zejména na rozlehlých letištích po přistání**, kde je očekáváno dlouhé (vzdálenostně či časově) pojiždění od vyjetí z dráhy na stojánku. Důvodem omezení na aplikaci jen po přistání je řada systémových testů před prvním vzletem daného dne, které vyžadují, aby obě jednotky byly v chodu. Dalším je již zavedený systém kontrolních úkonů vycházející z příručky výrobce po spuštění obou pohonných jednotek, tzv. *After Start Checks* (43 str. 4.10 10), který by se v případě pojiždění pouze s jedním běžícím motorem musel provést až během pojiždění krátkou dobu před samotným vzletem, aby bylo dosaženo úspor. To pak omezuje připravenost posádky provést vzlet a přináší zvýšenou zátěž. Výjimkou mohou být dlouhé čekací doby před vzletem na druhý a další let daného dne, kdy je dostatek času na provedení *After Start Checks* během čekání mezi ostatními letouny na vzlet.

Pro pojiždění po přistání s jedním pracujícím motorem musí být též příhodné podmínky. Hlavní je dlouhá vzdálenost od vyjetí z dráhy po zjetí na stojánku, aby výhody ve formě redukce spotřeby vyvážily nevýhody plynoucí z menšího komfortu a nutnosti předvídat další manévry, tak aby nevznikl problém z již zmíněného zatáčení „proti motoru“. Navíc pohonnou jednotku nelze po přistání ihned vypnout a je třeba nejdříve počkat krátkou chvíli (cca 1-2 minuty) pro stabilizaci teplot a vypnout ji až poté. Příkladem vhodného letiště s dlouhými pojižděcími časy může být Moskva s letištěm *Vnukovo* (ICAO: UUWW/IATA: VKO), Řím s letištěm *Fiumicino* (LIRF/FCO), Amsterdam *Schiphol* (EHAM/AMS) či turecká letiště v Istanbulu, a to obě, jak letiště *Atatürk* (LTBA/IST), tak též druhé letiště *Sabiha Gökçen* (LTFJ/SAW), nebo letiště v Antalyi (LTAI/AYT).

Výše zmíněných letišť lze vyjmenovat jistě více a s neustálým nárůstem dopravy v Evropě a okolí lze očekávat další kongesce během pozemních částí letu. Business

doprava však profituje z malého objemu ve srovnání s velkými stroji a často využívá menší letiště, která jsou navíc pro cestující často blíže centru města. Příkladem může být pařížské letiště *Le Bourget* (LFPB/LBG), které je méně frekventované a je blíže centru Paříže než letiště *Charlese de Gaulla* (LFPG/CDG). Dalším příkladem může být Londýn, kde letiště *Northolt* (EGWU/NHT) je blíže než většina ostatních letišť okolo britské metropole. Jistou zajímavostí je pak skutečnost, že letiště *Northolt* i *Le Bourget* kdysi byla hlavními letišti Londýna, resp. Paříže. Toto je důvod, proč je pojiždění s jednou pohonnou jednotkou v chodu využitelné přibližně v 10 % letů.

V provozu bylo zjištěno, že hodinový průtok paliva během pojiždění je přibližně 150 lb/motor a hodinu při volnoběžném tahu (cca 200-250 lb při zvýšeném tahu). Během testování pojiždění s jedním pracujícím motorem byla zjištěná spotřeba rovna dvěma třetinám hodnoty při pojiždění s oběma motory v chodu, tedy cca 200-350 lb/hod z důvodu nutnosti zvýšeného výkonu jediného běžícího motoru. Samozřejmě jsou obě hodnoty variabilní dle mnoha faktorů, kupříkladu hmotnosti letadla, sklonu plochy, teploty, případné kontaminace pojižděcích drah a dalších.

Pojiždění s jedním pracujícím motorem nečiní problém pro údržbu motorů a nedochází k akumulování rozdílných časů běhu jednotek, neboť pro údržbu a MSP jsou aplikovatelné pouze hodnoty letového času. Úvahou bylo dospěno k doporučení pro pojiždění užívat spíše levý motor a vypínat ten pravý, protože se v některých případech čeká na cestující či zavření dveří a povolení pojiždět s běžícím jedním motorem. Pro bezpečnost personálu pohybujícího se okolo letadla je pro tento účel spouštěn obvykle pravý motor, který má tak obvykle reálně naakumulováno více času běhu než levý.

Pokud budeme uvažovat 300 letů ročně, reálný roční počet letů OK-HWK, a 6minutové úspory běhu pouze na jeden motor v 10 % případů, dostáváme se na úsporu 10-15 lb paliva za jedno takové pojiždění (300-450 lb/rok) a dle ceny paliva přibližně **170-250 USD ročně**.

5.3.3 Klesání s volnoběžným tahem (*idle descent*)

Standardním postupem během klesání v provozu Hawkeru 900XP v CTR flight services je počáteční klesání vertikální rychlostí 1 000 FPM pro stabilizaci v klesání

a ustálení teploty pohonných jednotek. Následně je zvyšováno opadání na finální hodnotu 2 000-2 500 FPM s dopřednou rychlostí M 0.73-0.75. Oba dva zmíněné módy však vyžadují určitý výkon pohonných jednotek, a to vyšší, než je volnoběžný výkon.

Přitom běžným postupem moderních dopravních strojů je klesání s volnoběžným výkonem motorů od opuštění hladiny v ideálním případě až do krátké vzdálenosti od cílového letiště. Klesání s pohonnými jednotkami na volnoběh poskytuje výhody v nižší spotřebě pohonných hmot. To je umožněno vysokou aerodynamickou čistotou moderních letadel a vysokou klouzavostí (není výjimkou ani hodnota 1:20²⁴), kdy i při minimálním tahu je úhel klesání stále poměrně malý a pro cestující příjemný.

Jiná situace je u starších, či obecně méně aerodynamicky čistých letadel. Zde je standardním postupem klesání s určitým výkonem motorů pro zachování rozumné polohy stroje vůči horizontu. Tento postup měl dříve často ještě jedno opodstatnění, a to zajištění ostatečného přetlakování (a tedy nárůstu tlaku) během klesání. Stejně tak probíhalo a probíhá klesání s letounem Hawker 900XP v CTR flight services, jak bylo nastíněno dříve v této práci.

Pro zjištění proveditelnosti a potenciálních úspor probíhalo testování v provozu OK-HWK, a to zejména na letech bez cestujících z důvodu zachování úrovně komfortu.

Testováním bylo zjištěno, že se podélný sklon při klesání na volnoběh pohybuje mezi 4° a 5°, což už je pocitově „na hraně“ pro zachování komfortu pro cestující. Vertikální rychlost je obvykle v rozmezí 3 000-3 500 FPM. Zajímavým zjištěním je průběh spotřeby paliva, protože byl zjištěn vysoký rozdíl mezi úplným volnoběhem a jen malým navýšením výkonu. Naměřené hodinové průtoky paliva ve volnoběžném režimu jsou cca 300 lb/hodinu a motor, kdežto s mírně zvýšeným výkonem to je již 600 lb/h a motor, tedy plný dvojnásobek, a to bez výrazného pocitového navýšení výkonu.

5.3.4 Ověření tabelárních dat v reálném provozu

Pro ověření vypočítaných optimálních profilů letu v předcházející části této kapitoly je vhodné ověřit data v reálném provozu. Zde však nastává hlavní problém,

²⁴ Legendární československý kluzák L-13 Blaník má nejvyšší hodnotu klouzavosti 1:28.

a to vysoká míra proměnlivosti každého letu od ideálního stavu. Pouze ve výjimečných případech probíhá celý let či i jednotlivá fáze letu dle příručky. Příkladem může být přerušování stoupání a nemožnost stoupat kontinuálně až do počáteční cestovní hladiny. To samé platí během klesání, kdy zřídka je možné kontinuálně klesat až do bodu konečného přiblížení, jak předpokládá POM (1 stránky IV 4-3).

Poměrně dobře však lze porovnat tabelární data s reálnými daty pro cestovní režim. Výrobce zpracoval do manuálu POM podrobně data spotřeby a rychlosti pro tři režimy: *Long Range Cruise*, *Intermediate* a *High Speed Cruise*. Data jsou zpracována pro různé cestovní hladiny, sudé tisíce liber aktuální hmotnosti a teploty po 5stupňových intervalech od ISA - 15°C do ISA + 20°C (1 stránky IV 3-7 až 3-65).

Zpracovaných hodnot je opravdu hodně, naopak jistou nevýhodou je absence jiných rychlostních režimů. Z dat zaznamenaných posádkou během letu uvádím níže vybraná z nich včetně porovnání chování letounu (OK-HWK) s hodnotami v tabulkách výrobce (POM). Pro aktuální hmotnosti přímo neodpovídající tabelárním hodnotám byly voleny nejbližší hodnoty a výsledná data dopočítána.

Tabulka 6 Porovnání teoretických a reálných hodnot v provozu OK-HWK

TEORETICKÉ x REÁLNÉ HODNOTY						
	FL	HMOTNOST	ISA	MACH	TAS	SPOTŘEBA PALIVA
POM	FL370	25 000 lb	+ 2.5°C	M 0.69	397 kt	1 235 lb/h
OK-HWK		25 210 lb	+ 3°C	M 0.70	403 kt	1 200 lb/h
POM	FL390	25 000 lb	+ 10°C	M 0.74	432 kt	1 422 lb/h
OK-HWK		24 930 lb	+ 10°C	M 0.75	438 kt	1 380 lb/h

Na dvou zde uvedených příkladech je dobře vidět, že tabelární hodnoty jsou co do rychlosti i spotřeby mírně pesimistické oproti v reálném provozu naměřeným hodnotám (rychlost v nižší o cca 1.5 %, spotřeba vyšší o cca 3 %).

Zjištěný fakt je pro plánování letu dobrou zprávou, že ve sledovaných příkladech si konkrétní letoun OK-HWK vede lépe, než by teoreticky měl dle tabulkových hodnot. Toto porovnání by mělo být prováděno v pravidelných intervalech (řekněme alespoň jednou ročně či každých 1 000 letových hodin). Zvýšená spotřeba může být známkou opotřebení motorů či jiného problému a porovnávání může pomoci k jeho zjištění. Spotřeba může růst i zvyšováním množství usazenin uvnitř pohonné jednotky, proto je vhodné při zvýšení spotřeby bez dalších zjevných potíží uvažovat o proplachu motoru.

5.4 Další možnosti snižování variabilních nákladů

V předcházející části této kapitoly jsem popisoval již proběhnuté a potenciální budoucí změny v postupech během samotných letů a jejich příprav. Jak jsem zmiňoval v třetí kapitole věnované faktorům ovlivňujícím variabilní náklady, úspor lze dosáhnout též v jiných sférách. Příklady těchto potenciálních úspor, proveditelných ve společnosti CTR flight services, jsou uvedeny níže.

5.4.1 Proplach motoru (*engine washing*)

Protože v dostupných zdrojích jsem se vždy dočetl, že tzv. *engine washing* dokáže snížit spotřebu až o jednotky procent, ale již chyběla informace, jaké jsou náklady na provedení proplachu motoru a jak často je potřebné proplach opakovat pro udržení vnitřní čistoty pohonné jednotky (a tedy udržení snížené spotřeby paliva), kontaktoval jsem společnost *EcoServices*, která se již 10 let specializuje právě na tuto činnost (44).

Odeslal jsem dotaz na očekávané úspory z proplachu motoru a náklady s daty vycházejícími z popisu provozu letounu OK-HWK (průměrná spotřeba paliva a délka trvání letu, roční nálet, roční počet letů a oblast provozu letounu).

Tabulka níže shrnuje odpověď společnosti *EcoServices* s nabídkou jejich produktu *ECOPower* přímo pro OK-HWK. Dodány jsou interní průměrné ceny paliva v období leden-srpen 2015 v CTR flight services.

Tabulka 7 Potenciální úspory při tzv. *engine washing*

ENGINE WASHING						
POČET MYCÍCH CYKLŮ ROČNĚ	INTERVAL MYCÍCH CYKLŮ	ODHAD ÚSPORY PALIVA	CENA PALIVA	ODHAD ÚSPOR NA PALIVU	ROČNÍ NÁKLADY ZA MYTÍ	CELKOVÉ ÚSPORY
0.5	700 h	3 918 l	0.65 USD/l	2 547 USD	3 000 USD	- 453 USD
1	350 h	4 512 l	0.65 USD/l	2 933 USD	6 000 USD	- 3 067 USD

Tabulka (a odpověď *EcoServices*) vychází z následujících průměrných předpokladů: spotřeba paliva 800 l/h, let 3 hodiny, 350 letů za rok, úspora 0.5 % spotřeby paliva a 1 500 cyklů (tedy letů) pro plné opětovné znečištění motoru. Roční náklady tvoří dle *EcoServices* částku 3 000 USD za jeden proplach motoru v kterémkoli servisním středisku (v Evropě např. Kolín n. Rýnem, Amsterdam či Londýn). Tabulka neuvažuje let do tohoto střediska, neboť jsou toto destinace, kam OK-HWK občas létá, a tak by se případný *engine washing* mohl provést během stání letadla. Pro tento úkon není nutno svěřovat motory, a tak doba uzemnění není dlouhá.

Jak vidíme v tabulce č. 7 výše, tzv. *engine washing* nepřináší v tomto případě finanční úsporu se současnými cenami paliva. Čistě finančně by se proplach motoru vyplatil v případě vysokých cen paliva. Pokud by nebyla údržba motorů řešena programem MSP, dalo by se také hovořit o výhodě proplachů ve spojení s menším rizikem výskytu závad díky vnitřní čistotě motoru a snížení teplot (zejména na turbínových stupních).

V současné době jde tedy v prostředí CTR flight services spíše o volitelný program např. v případě frekventovaného létání do zemí s častými písečnými bouřemi a dalšími okolnostmi, kde by proplach snížil možné opotřebení pohonných jednotek. Nebo v podobných případech, kdy existuje podezření na znečištění spalovacích prostor a lopatek kompresorových nebo turbínových stupňů pohonné jednotky.

5.4.2. Redukce hmotnosti

Spotřeba paliva je úzce spjata s hmotností letadla. Tah motorů musí v ustáleném hladinovém letu překonat odpor letounu, a čím vyšší je hmotnost, tím vyšší je úhel náběhu při konstantní dopředné rychlosti letu. Vyšší úhel náběhu znamená vyšší odpor letadla a v konečném důsledku vyšší požadovaný tah pohonných jednotek pro udržení ustáleného letu (45 str. 109).

Pohledem do *tabulky č. 3* dříve v této kapitole zjistíme, že na přibližně 2.5hodinovém letu znamená snížení hmotnosti o 100 lb redukcí spotřeby o cca 10 lb. Při průměrném ročním náletu OK-HWK okolo 1 000 hodin hovoříme o potenciální roční úspoře **4 000 lb paliva**. Při cenách paliva za prvních osm měsíců roku 2015 (1 lb = 0.37 USD) to pak znamená potenciál uspořit necelých **1 500 USD ročně**. A 100 lb hmotnosti letadla (tedy necelých 50 kg) není mnoho, 100 lb se nasčítat např. ze zavazadel, cateringového vybavení, letadlových manuálů, krytů motorů při stání letadla na zemi a dalších položek. Tím nechci říci, že by toto vybavení nemělo být na palubě, chtěl bych pouze ilustrovat, že i u takto zdánlivých drobností je dobré uvažovat nad každým kilogramem navíc a snažit se hmotnost redukovat např. volbou lehčího vybavení.

5.4.3 Handling a catering

Jistých úspor v provozu letounu lze také dospět uvážlivým výběrem, kdo na daném letišti bude poskytovat handlingové služby našemu letu. Jak jsem popisoval dříve v této práci, při vybírání poskytovatele jde obvykle o poměr cena/kvalita a často neznamená, že handlingové služby jedné a té samé společnosti budou svou kvalitou shodné, nebo alespoň podobné, na různých letištích v rozdílných zemích. O tom jsem se měl možnost přesvědčit za dobu své práce vícekrát. Proto je potřeba k tomuto výběru přistupovat individuálně, tedy letiště od letiště. Obecně však platí, že ve vyspělých evropských zemích funguje handling lépe než např. na východě Evropy.

Pro účely této práce jsem porovnával ceny dvou handlingových společností na letišti ve švýcarské Ženevě (LSGG/GVA). Níže v *tabulce č. 8* je možné vidět porovnání společnosti TAG a RUAG pro typické služby žádané od handlingové společnosti.

Tabulka 8 Porovnání handlingových společností na letišti v Ženevě

HANDLING						
CHF	HANDLING	SLOT	SERVIS TOALETY	SERVIS PITNÉ VODY	PUSHBACK	CELKOVÁ CENA
TAG	600	100	200	200	350	1 450 CHF
RUAG	380	100	160	160	350	1 150 CHF

Z tabulky vyplývá, že společnost RUAG je v tomto porovnání výhodnější o 300 švýcarských franků než společnost TAG. Z vlastní zkušenosti v CTR flight services je možno říci, že kvalita obou firem je na vysoké úrovni a příliš se neliší.

Ač volbou výhodnějšího (levnějšího) poskytovatele handlingových služeb lze dojít k určité úspoře, není tato tematika stěžejním bodem této diplomové práce, a proto stejně jako výběr cateringové společnosti již nebude dále rozvíjena. Dalším faktorem je skutečnost, že výběr cenově výhodného a kvalitního zprostředkovatele handlingových a cateringových služeb probíhá kontinuálně, a tudíž není třeba v tomto ohledu dalších výrazných změn.

Podobná situace je také s dalšími výdaji v rámci variabilních nákladů (například traťové a přibližovací poplatky), které nelze přímo ovlivnit. Proto také tomuto tématu nebude věnován další prostor.

6 Vyhodnocení a doporučení

V předcházející kapitole byly podrobně popsány činnosti, které byly prováděny během přípravy této diplomové práce. Tako kapitola se zaměří na vyhodnocení těchto činností a doporučení do dalšího provozu Hawkeru 900XP u CTR flight services. Protože obsahovala pátá kapitola několik desítek stran textu, bude níže uvedeno také shrnutí poznatků z jednotlivých návrhů a postupů, které byly zpracovány.

Největší pozornost je a byla věnována činnostem, které vedou k úspoře nákladů za palivo, neboť právě spotřeba paliva a jeho cena jsou náklady, jež tvoří velkou část celkových variabilních nákladů a kde optimalizace činností má největší důsledky.

Vyhodnocení a doporučení jsou v následujících podkapitolách řazena chronologicky od příprav letu po provedení samotného letu. Na konci podkapitoly jsou zmíněna další doporučení, která jsou jakousi nadstavbou k těm nejdůležitějším.

6.1 Tankering

Rozšířené využívání tankeringu pro snížení nákladů na pohonné hmoty bylo ve větší míře zaváděno od mého nástupu na pozici dispečera a počátku zpracovávání této diplomové práce během roku 2014. Jak jsem uvedl dříve, celkové roční úspory plynoucí z tankeringu se jen velice obtížně zjišťují, neboť probíhá kalkulace u každého letu a data nejsou shromažďována. Můžeme však říci, že tankeringem lze reálně uspořit desítky až stovky amerických dolarů za jeden let v případech, kde se tento postup vyplatí.

Kvalifikovaným odhadem bych očekával roční úspory z tankeringu v rozmezí **2 000-5 000 USD** dle aktuální oblasti provozu v daném roce a množství letů.

Doporučením je tedy pokračovat v kalkulaci (ne)výhodnosti tankeringu před každým letem a pokračování ve vedení databáze cen paliva na jednotlivých letištích od všech dodavatelů, zjišťování aktuálních cen pohonných hmot. Dalším možným vývojem je cesta volby nových dodavatelů paliva či hledání nejvíce frekventovaných destinací, kde by se mohlo jít cestou přímých smluv s palivářskými společnostmi.

6.2 APU

Redukce v užívání APU byla jednou z prvních změn zavedených do standardních postupů během roku 2014. Jak provoz ukázal, přestože došlo k výraznému snížení využití APU během provozu letadla, komfort cestujících tím nedoznal žádné újmy a lze říci, že komfort posádky byl snížen v nevýrazné míře. Úsporná opatření vedla k ušetření přibližně 130 hodin běhu APU ročně, což v úsporách za rok 2014 činilo přibližnou hodnotu **18 200 USD** a ekvivalentně v letošních cenách **15 990 USD**, a to ve srovnání s rokem 2013.

Zkušenosti v provozu ukázaly, že se jedná zajisté o krok správným směrem a zavedené postupy není v plánu upravovat či jinak měnit. Doporučením je tedy pokračovat v nastaveném režimu beze změn.

6.3 Pojíždění

Při testování pojíždění s jedním pracujícím motorem jsme dospěli k závěru, že tato metoda nelze v praxi užít při prvním letu dne před vzletem z důvodu nutnosti provedení specifických kontrolních úkonů, ke kterým je potřeba obou jednotek v chodu. Při druhém a dalším letu je zřídkakdy dostatečně dlouhá doba pojíždění pro obhájení úspor oproti sníženému komfortu posádky a cestujících.

V případě pojíždění po přistání lze vypnout jeden motor i při prvním letu dne, avšak z důvodu nutnosti stabilizace teplot po přistání je nutno určitou dobu pojíždět s oběma jednotkami v chodu. Při běhu jen jedné jednotky je pro pojíždění nutné zvýšení výkonu, kdy je spotřeba přibližně rovna dvěma třetinám spotřeby s oběma motory.

Proto je doporučením užívat pojíždění s jednou pracující pohonnou jednotkou před vzletem pouze při druhém a dalším letu dne na opravdu rozlehlých letištích, kde je očekáváno velmi dlouhé pojíždění či dlouhé čekání ve frontě letadel na odlet. Pro pojíždění po přistání je situace podobná a doporučeno je zhasínat jednu jednotku při očekávání dlouhého pojíždění po přistání. Zde je možno používat tuto metodu i při prvním letu dne. Očekávané roční úspory činí **170-250 USD**.

6.4 Optimalizace letu

Velká pozornost byla věnována optimalizaci vertikálních a rychlostních profilů letu. Zde je v této chvíli největší potenciál další redukce spotřeby paliva, a tím také variabilních nákladů.

Od léta 2014 byla zavedena redukce cestovní rychlosti z M 0.75 na M 0.73. Tomuto kroku předcházely kalkulace, které byly zmíněny v předcházející kapitole. Cestovní rychlost M 0.73 byla udržována ve všech podmínkách venkovní teploty a její odchylky od ISA, při všech hmotnostech letadla a ve všech letových hladinách využívaných k cestovnímu horizontálnímu letu.

Protože nebyla dříve věnována pozornost celkové optimalizaci veškerého průběhu letu včetně stoupání a klesání, rozhodl jsem se věnovat této tematice více do hloubky a zpracoval pro tyto účely početní program jako tabulku v programu *Excel*, který je schopen na základě výše cen paliva a MSP vypočítat pro různé hmotnosti, teploty a hladiny v daných podmínkách nejvýhodnější režim. Zahrnuta byla také optimalizace cestovního letu, abych dokázal kalkulovat, zda byla volba režimu M 0.73 správným krokem za všech okolností.

6.4.1 Stoupání

Kalkulací s daty aktuálními za prvních osm měsíců roku 2015 jsem zjistil, že ve 100 % případů jsou optimálními režimy *NORMAL* či *OPTIMUM TIME TO HEIGHT*, zbylé dva režimy jsou při současných cenách nevýhodné (palivo by muselo být výrazně dražší či levnější). Při stoupání do FL370 či 390 se vyplatí režim *OPTIMUM TIME TO HEIGHT* na veškerých hmotnostech, stejně jako při stoupání do FL410 na nižších hmotnostech do 22 000 lb včetně. Při vyšších hmotnostech je nejvýhodnějším režimem *NORMAL CLIMB*.

Protože se nejčastěji stoupá při aktuálních hmotnostech vyšších než 22 000 lb, shrnutí může znít následovně (viz příloha):

- **Stoupání do FL370** provádět s režimem *OPTIMUM TIME TO HEIGHT*²⁵
- **Stoupání do FL390** provádět s režimem *OPTIMUM TIME TO HEIGHT*

²⁵ *OPTIMUM TIME TO HEIGHT* má rychlostní režim stoupání 250KIAS/M 0.63 (1 stránky IV 2-5).

- **Stoupání do FL410** provádět s režimem *NORMAL CLIMB*²⁶

6.4.2 Cestovní let

Kromě výše zmíněné redukce cestovní rychlosti na M 0.73, kde jsou odhadovány hodinové úspory ve výši 72 USD, byla provedena kalkulace ke zjištění optimální cestovní rychlosti.

Obecně zjištěnou skutečností je fakt, kdy je obvykle na vyšších hmotnostech výhodnější letět pomaleji a s ubývající hmotností letadla se optimální rychlost zvyšuje. Protože z porovnání mezi rychlostmi M 0.70, 0.72, 0.73, 0.74 a M 0.75 nevyšla ani jednou nejpomalejší a nejrychlejší z nich jako za daných podmínek nejvýhodnější, můžeme za aktuálních podmínek zúžit výběr vhodných rychlostí mezi M 0.72-0.74. Pak jsou výsledky následující (*viz příloha*):

- **Ve FL370** provádět cestovní let na M 0.72
- **Ve FL390** při hmotnosti 24 000 lb a výše letět rychlostí M 0.73, při nižších hmotnostech M 0.74
- **Ve FL410** při hmotnosti 24 000 lb a výše letět rychlostí M 0.72, při nižších hmotnostech 22 000-20 000 lb M 0.73 a při nižší hmotnosti než 20 000 lb M. 0.74

Při testování vlivu odchylky venkovní teploty od ISA bylo zjištěno, že záporné a nulové odchylky nemají na volbu optimální hladiny vliv a při kladných odchylkách se optimální rychlost zvyšuje (*viz příloha*), proto bych doporučoval zvýšit cestovní rychlost o M 0.01 na každých +5°C odchylky od ISA.

6.4.3 Klesání

Výpočtem s aktuálními daty za prvních osm měsíců roku 2015 byla zjištěna obecně podobná charakteristika jako u traťového letu, tedy že se snižováním hmotnosti dochází k posunu optimálního klesacího profilu do vyšších rychlostí.

Protože v převážné většině případů je konečná cestovní hladina před TOD FL410 či FL390 (hladina 370 by odpovídala krátkému letu) při hmotnostech 23 000 lb a méně,

²⁶ *NORMAL CLIMB* má rychlostní režim stoupání 250 KIAS/M 0.70 (1 stránky IV 2-5).

lze zredukovat dosažené výsledky dle aktuálních podmínek ceny paliva a MSP následovně (*viz příloha*):

- **Klesání z FL410 a FL390** provádět s klesacím režimem *NORMAL DESCENT*²⁷
- **Klesání z FL370** provádět s klesacím režimem *NORMAL DESCENT* při hmotnosti 22 000 lb a výše, při nižší hmotnosti použít režim *HIGH SPEED DESCENT*²⁸

V rámci této diplomové práce bylo též testováno klesání s volnoběžným tahem pohonných jednotek, které je dle manuálu POM standardním postupem pro klesání pod FL370 (1 stránky IV 4-3). V CTR flight services se tento postup nepoužíval z důvodu komfortu cestujících a posádky, byť klesání s volnoběžným režimem přináší benefity v podobě nižší spotřeby paliva. Proto je doporučením vzešlým z testování zavést klesání na volnoběh při letu bez cestujících, jako kompromis mezi komfortem a úsporami na nákladové straně.

6.4.4 Shrnutí optimalizace letu

Celkovým doporučením je v současných podmínkách používat režimy zmíněné výše a před každým letem dle aktuální ceny paliva zkontrolovat, zda výpočet nezvolí jiný režim jako ten nejvýhodnější. Jak jsem již uvedl dříve, hodnota MSP se mění na roční bázi, a tak postačuje před každým letem aktualizovat cenu paliva pro přesný výpočet.

Dalším doporučením je také pokračování ve vyplňování tabulky sloužící k monitorování spotřeby paliva z každého letu a shromažďování dat z ní získaných, tak aby pro každou hmotnost, letovou hladinu či kombinaci letiště vzletu a destinace bylo dostatek dat, ze kterých by bylo možné jasné porovnání s tabulkovými hodnotami a optimálními profily získanými výpočtem v programu *Excel*. Pro objektivní posouzení pro vyvození širších závěrů o přesnosti vypočítaných hodnot bude potřeba dat z dalších několika stovek letů. Důvodem pro požadavek vysokého počtu letů a z nich získaných dat je vysoká proměnlivost letů z důvodů teplot, hmotností a v neposlední řadě také řízení toku letů.

²⁷ *NORMAL DESCENT* má rychlostní režim klesání M 0.76/285 KIAS/250 KIAS (1 stránky IV 4-3).

²⁸ *HIGH SPEED DESCENT* má rychlostní režim klesání M 0.78/300 KIAS/250 KIAS (1 stránky IV 4-3).

Bylo též zjištěno, že tabulkové hodnoty byly ve sledovaných případech mírně pesimistické ve srovnání s reálně naměřenými hodnotami během letu, a to v průměru o 1.5 % v rychlosti a o 3 % v případě spotřeby paliva. Tato skutečnost je poměrně důležitá pro další návrhy v budoucím provozu.

6.5 Další doporučení

V následujících podkapitolách budou popsána vyhodnocení dalších procesů, které jsou svým významem poněkud stranou hlavních návrhů zmíněných výše. Ke každému je pak krátké doporučení do dalšího provozu letadla.

6.5.1 Proplach motoru (*engine washing*)

Z kalkulace zpracované společností *EcoServices* na míru provozu OK-HWK v CTR flight services a dosažení aktuálních cen paliva za rok 2015 vyplynulo, že se proplach motoru v současných podmínkách provozu finančně nevyplatí a náklady jsou vyšší než dosažené úspory, a to o **453 USD** při proplachu jednou za 2 roky a o **3 067 USD** při každoročním tzv. *engine washing*.

6.5.2 Úspory hmotnosti

Nemalých úspor v nižších nákladech na palivo lze dosáhnout snížením hmotnosti letadla. Kalkulací jsem zjistil, že úspora 100 lb hmotnosti znamená na 2.5hodinovém letu nižší spotřebu paliva o 10 lb (tedy 10 % hmotnostní úspory). V ročním horizontu již hovoříme o ušetření 4 000 lb paliva, které při současných cenách paliva odpovídá úspoře **1 500 USD**.

Nejjednodušší úspora hmotnosti vyplývá z redukce neseného paliva bez jasných důvodů navíc. K tomu může posloužit též pečlivé vedení tabulky sloužící k monitorování spotřeby paliva, a tím i zjištění plánované a reálné spotřeby paliva pro různé destinace či páry letiště vzletu a destinace. Dalším je pak rozumné uvažování např. nad množstvím cateringového a jiného vybavení a zda lze dosáhnout redukce hmotnosti vyjmutím některých položek či výměnou za lehčí vybavení.

6.5.3 Handling a catering

V rámci této diplomové práce jsem zjišťoval potenciální úspory plynoucí z volby handlingové společnosti. Jako vzorek byly porovnávány společnosti TAG a RUAG na letišti ve švýcarské Ženevě, kde rozdíl v běžně žádaných službách činil 300 CHF. V této práci je obvykle veškerá kalkulace uvedena v amerických dolarech, který je v roce 2015 svým kurzem prakticky totožný se švýcarským frankem.

Doporučením pro další provoz je v tomto případě provádět porovnávání sazeb handlingových společností a s ohledem na kvalitu poskytovaných služeb volit nejvýhodnější nabídku v poměru cena/kvalita tam, kde cestující nemají jinou volbu. Stejná je situace také u objednávek cateringových služeb, kde je též stěžejní poměr cena/kvalita.

7 Závěr

Cílem této diplomové práce bylo dokázat, že optimalizace variabilních nákladů má i v prostředí obchodní letecké dopravy svůj význam a má cenu se tímto tématem zabývat do hloubky. Zadáním bylo optimalizovat variabilní náklady v provozu letounu Hawker 900XP, provozovaného společností CTR flight services.

Diplomová práce byla formálně rozdělena celkem do sedmi částí (kapitol), z čehož pět z nich, tedy nepočítaje úvod a závěr, bylo textových částí popisujících danou problematiku.

Na začátku práce byl v kostce popsán vývoj letounu De Havilland DH 125 a jeho postupný přerod v současný Hawker 900XP, tedy typ uzavírající typovou řadu 125. de Havillandovy konstrukce. Na toto téma navazovala část celkově popisující letoun Hawker 900XP, aby čtenář získal jasné povědomí o tomto typu.

Následující kapitola se věnovala faktorům, jež ovlivňují variabilní náklady. Popsána byla nákladová struktura společnosti, rozdělení nákladů dle rozdílných druhů. Stěžejním tématem bylo popsání proměnných, jež variabilní náklady ovlivňují, a teoretické možnosti snížení nákladů. Prostor byl též věnován porovnání mezi různými druhy letecké dopravy, protože ne všechny možnosti z běžné praxe velkých dopravců jsou použitelné v privátní či business letecké dopravě.

Čtvrtá část obsahuje analýzu stavu před zavedením změn, tedy stav před začátkem samotné optimalizace v rámci této práce. Popsány byly činnosti a postupy napříč společností, tak aby se daly porovnat s novinkami, které popisuje pátá kapitola, a to včetně průběhu typického letu od přípravy, přes vlastní let po vypnutí motorů na zemi.

Těžištěm páté, textově i významově nejobsáhlejší, části je popis návrhu a aplikace nových postupů, které vedou k již několikrát zmíněné optimalizaci variabilních nákladů. Jedná se tak o stěžejní část z této práce, kde jsou podrobně popsány veškeré prováděné změny, okolnosti jejich vzniku a kalkulace zjištěných či očekávaných úspor ve formě schémat, vzorců a tabulek.

Šestá část shrnuje poznatky ve vyhodnocení jednotlivých kroků z hlediska míry úspor a vlastní proveditelnosti a vydává doporučení do dalšího provozu.

Během zpracovávání této diplomové práce jsem čerpal z celkem 50 převážně zahraničních zdrojů, věnujících se dané problematice. Nejvýznamnějším zdrojem byl bezesporu manuál výrobce POM s mnoha daty, grafy a tabulkami, které byly použity pro pochopení chování letadla a kalkulaci optimálních režimů letu. Velice důležitá byla také interní data společnosti CTR flight services v čele s nákladovou strukturou společnosti a provozními příručkami OM. Diplomová práce by také nevznikla bez plánovacího softwaru PPS, počítačového Excel a textového Word. Čerpal jsem také z vlastních zkušeností a dat nasbíraných během mé práce a nelze též nezmínit data a zkušenosti získané přímo od posádek v rámci testování a ověřování kalkulací v reálném provozu letadla.

Tato práce byla zpracovávána od roku 2014, kdy za přibližně 20 měsíců došlo k několika významným změnám v uvažování nad problematikou variabilních nákladů, postupy doznaly výrazných změn, byl zpracován program pro kalkulaci optimálního profilu letu dle ceny paliva a ceny za údržbu motorů (MSP), bylo zavedeno sledování spotřeby paliva a sběr dat z každého letu, bylo obohaceno personální obsazení, umožňující více času věnovat přemýšlením nad úsporami v provozu, a nacházely se další a další prostory pro optimalizaci variabilních nákladů.

Výsledkem nových postupů popsanych v této práci jsou úspory v odhadované výši přibližně 75 000 USD ročně. Je tedy dokázáno, že má smysl věnovat čas tématu optimalizace variabilních nákladů letounu Hawker 900XP.

Věřím, že dosažené poznatky a navržená řešení pomohly a do budoucna dále pomohou snižovat variabilní náklady společnosti a budou podnětem k dalším krokům a nápadům z nich vyplývajících.

Seznam použité literatury:

1. **HAWKER BEECHCRAFT, CORPORATION.** *Pilot's Operating Manual*. Wichita : Hawker Beechcraft Corporation, revision 2010.
2. THE D.H. 125 FLIES. *FLIGHT International*. 1962, 8.
3. **WARWICK, Graham.** End of the Line for Hawker? *Aviation Week*. [Online] 18. 10 2012. [Citace: 24. 08 2015.] <http://aviationweek.com/blog/end-line-hawker>.
4. Textron Completes Acquisition of Beechcraft. *Textron*. [Online] 14. 03 2014. [Citace: 24. 08 2015.] <http://investor.textron.com/newsroom/news-releases/press-release-details/2014/Textron-Completes-Acquisition-of-Beechcraft/default.aspx>.
5. JET DRAGON. *FLIGHT International*. 1961, 5.
6. Flight Global Archive. *Flightglobal*. [Online] 21. 03 1974. [Citace: 23. 08 2015.] <http://www.flightglobal.com/pdfarchive/view/1974/1974%20-%200411.html>.
7. Business Jet Aircraft. *Quest for Performance: The Evolution of Modern Aircraft*. [Online] 1985. [Citace: 23. 08 2015.] <http://www.hq.nasa.gov/office/pao/History/SP-468/ch14-3.htm>. 978-9997398932.
8. **REAVIS, Bill.** Honeywell TFE731-50R Entering Service on Hawker 900XP. *Honeywell*. [Online] 22. 05 2007. [Citace: 24. 08 2015.] <https://honeywell.com/News/Pages/news52.aspx>.
9. **JERRAM, Mike.** The Last de Havilland. *FLYING*. 09 1993, 09.
10. **EASA.** Type Certificate Data Sheet for Hawker Series. *Type Certificates (TCDS)*. [Online] 6. 4 2011. https://easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-A.085_%28IM%29_Hawker_Series-04-06042011.pdf.
11. **HARRISON, Kirby J.** Raytheon launches Hawker 900XP, 750. *AINonline*. [Online] AIN Publications, 07. 11 2006. [Citace: 17. 09 2015.] <http://www.ainonline.com/aviation-news/business-aviation/2006-11-07/raytheon-launches-hawker-900xp-750>.

12. **SPRUCE, Terry.** Hawker 900XP: Buyer's and Investor's Guide. *Corporate Jet Investor*. [Online] Corporate Jet Investor, 20. 08 2010. [Citace: 18. 09 2015.]
<http://corporatejetinvestor.com/articles/hawker-900xp-buyers-guide/>.
 13. **AINONLINE.** Pilot Report: Hawker 900XP gives pilots more range. *AINonline*. [Online] AIN Publications, 08. 02 2008. [Citace: 18. 09 2015.]
<http://www.ainonline.com/aviation-news/aviation-international-news/2008-02-08/pilot-report-hawker-900xp-gives-pilots-more-range>.
 14. **HAWKER BEECHCRAFT.** *Product Analysis Hawker 900XP*. [PDF dokument] místo neznámé : Hawker Beechcraft, 2007.
 15. **HONEYWELL AEROSPACE.** Turbofan Engines: TFE731. *Honeywell Aerospace*. [Online] Honeywell. [Citace: 20. 09 2015.]
<https://aerospace.honeywell.com/en/products/engines/tfe731>.
 16. **MANAGEMENTMANIA.** Přímé náklady. *ManagementMania*. [Online] MANAGEMENTMANIA.COM LLC, 25. 02 2014. [Citace: 22. 09 2015.]
<https://managementmania.com/cs/prime-naklady>.
 17. —. Nepřímé náklady. *ManagementMania*. [Online] MANAGEMENTMANIA.COM LLC, 25. 02 2014. [Citace: 22. 09 2015.] <https://managementmania.com/cs/neprime-naklady>.
 18. —. Náklady. *ManagementMania*. [Online] 25. 02 2014. [Citace: 22. 09 2015.]
<https://managementmania.com/cs/naklady.pdf>.
 19. —. Fixní náklady (Fixed Costs). *ManagementMania*. [Online] MANAGEMENTMANIA.COM LLC, 09. 09 2015. [Citace: 22. 09 2015.]
<https://managementmania.com/cs/fixni-naklady>.
 20. —. Variabilní náklady (Variable Costs). *ManagementMania*. [Online] MANAGEMENTMANIA.COM LLC, 07. 09 2015. [Citace: 22. 09 2015.]
<https://managementmania.com/cs/variabilni-naklady>.
 21. **AIR TRANSPORT ACTION GROUP.** *Beginner's Guide to Aviation Efficiency*. [PDF dokument] Geneva : ATAG Air Transport Action Group, 2010.
-

22. **REID, Mark.** *100 Ways to Reduce Fuel Burn: A guide for BAE Systems Regional Aircraft Operators.* [PDF dokument] Prestwick : Flight Operations Support Group, 2010.
23. **FAYE, Robert, LAPRETE, Robert a WINTER, Michael.** *Winglet Story.* [PDF dokument] místo neznámé : The Boeing Company.
24. **U.S. ENERGY INFORMATION ADMINISTRATION.** *PETROLEUM & OTHER LIQUIDS. U.S. Energy Information Administration.* [Online] U.S. Department of Energy, 23. 09 2015. [Citace: 25. 09 2015.]
http://www.eia.gov/dnav/pet/hist/LeafHandler.ashx?n=PET&s=EER_EPJK_PF4_RGC_DPG&f=D.
25. **IATA.** *Fuel Price Analysis. IATA.* [Online] International Air Transport Association (IATA), 2015. [Citace: 26. 09 2015.] <http://www.iata.org/publications/economics/fuel-monitor/Pages/price-analysis.aspx>.
26. *Operations Manual Part A. CTR FLIGHT SERVICES.* Praha : CTR flight services, s.r.o., 2015.
27. **LUFTHANSA - Climate and Environmental Responsibility.** *Fuel efficiency at the Lufthansa Group.* [PDF dokument] místo neznámé : Lufthansa, 2012.
28. **ICAO.** *Doc 9976 FPFMM Flight Planning and Fuel Manual.* [PDF dokument] Montréal : ICAO International Civil Aviation Organisation, 2012.
29. **SIOCHI, Emilie J., a další.** *ENGINEERED SURFACES FOR MITIGATION OF INSECT.* [PDF dokument] Hampton : NASA, 2013.
30. **AERO COSMETICS PRODUCTS.** *Wash Wax. Aero Cosmetics Products.* [Online] Aero Cosmetics Products LLC, 2015. [Citace: 20. 09 2015.] <http://washwax.com/>.
31. **JET STREAM AVIATION PRODUCTS.** *Jet Stream Aviation Products.* [Online] Jet Stream Aviation Products, Inc., 2015. [Citace: 20. 09 2015.]
<http://www.jetstreamproducts.biz/>.
-

32. **LETIŠTĚ PRAHA.** Postupy CDM v PRG. *www.prg.aero*. [Online] Letiště Praha, a. s. [Citace: 05. 10 2015.] <http://www.prg.aero/cs/business-sekce/cdm/postupy-cdm-v-prg-copy/>.
33. —. *CDM AIRPORT COLLABORATIVE DECISION MAKING*. [PDF dokument] Praha : Letiště Praha, a. s., 2013.
34. **ROOT, Rob.** *Fuel Conservation - Operational Procedures for Environmental Performance*. [PPT prezentace] místo neznámé : Boeing Commercial Airplanes, 2002.
35. **EUROCONTROL,** Performance Review Unit. *PRR 2008 - Performance Review Report - An Assessment of Air Traffic Management in Europe during the Calendar Year 2008*. [PDF dokument] Brusel : EUROCONTROL, 2009.
36. **EUROCONTROL,** Performance Review Commission. *PRR 2014 - Performance Review Report - An Assessment of Air Traffic Management in Europe during the Calendar Year 2014*. [PDF dokument] Brusel : EUROCONTROL, 2015.
37. **BOEING.** *Fuel Conservation Strategies: Cost Index Explained*. [PDF dokument] Seattle : The Boeing Company, 2007.
38. **ICAO.** *CAPACITY & EFFICIENCY - Air Navigation Report*. [PDF dokument] Montréal : ICAO International Civil Aviation Organization, 2014.
39. **ŘÍZENÍ LETOVÉHO PROVOZU ČR, s.p. - Letecká informační služba.** *AIP České republiky*. [PDF dokument] místo neznámé : Řízení letového provozu ČR, s.p. - Letecká informační služba, 2015.
40. Nařízení Komise (EU) č. 1191/2010 ze dne 16. prosince 2010 , kterým se mění nařízení (ES) č. 1794/2006, kterým se stanoví společný systém poplatků za letové navigační služby Text s významem pro EHP . *EUR-Lex*. [Online] 16. 12 2010. [Citace: 10. 10 2015.] <http://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/?uri=CELEX:32010R1191>.
41. **AIR SUPPORT.** References. *Air Support*. [Online] AIR SUPPORT A/S, 2015. [Citace: 19. 10 2015.] <http://airsupport.dk/references/>.

42. **KURZY.CZ.** Graf USD / Kč, ČNB, grafy kurzů měn, které vydává ČNB. *Kurzy.cz*. [Online] Kurzy.cz, spol. s r.o., AliaWeb, spol. s r.o, 2015. <http://www.kurzy.cz/kurzy-men/grafy/>.
43. **HAWKER BEECHCRAFT, CORPORATION.** *Airplane Flight Manual*. Wichita : Hawker Beechcraft Corporation, revision 2008.
44. **ECO SERVICES, LLC.** EcoPower.aero. *EcoPower*. [Online] EcoServices, LLC, 2015. [Citace: 23. 10 2015.] <http://www.ecopower.aero/>.
45. **KDÉR, František a kol.** *Učebnice sportovního letce*. Praha : Naše vojsko, 1980.
46. Přepravní výkon. *Vítejte na Zemi - multimediální ročenka životního prostředí*. [Online] [Citace: 24. 08 2015.] http://vitejtenazemi.cz/cenia/index.php?p=prepravni_vykon&site=doprava.
47. **FLYING.** Where Did TKS Come From? *FLYING*. 09, 2006, 09.
48. **NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS.** *An Experimental Investigation of NACA Submerged-duct Entrances*. [pdf dokument] Washington : NACA, 1945.
49. **SITA - Société Internationale de Télécommunications Aéronautiques.** About Us. *SITA*. [Online] Société Internationale de Télécommunications Aéronautiques (SITA), 2015. [Citace: 10. 10 2015.] <http://www.sita.aero/about-us>.
50. **PROCHÁZKA, David, Ing.** *Dlouhodobá hmotná aktiva dle IFRS a ČÚS: Oceňování, odpisování, vykazování*. [PDF dokument] Praha : Vysoká škola ekonomická v Praze.

Seznam obrázků:

Obr. 1 Logo Hawker Beechcraft.....	15
Zdroj: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/en/thumb/c/c0/Hawker_Beechcraft_logo.svg/1280px-Hawker_Beechcraft_logo.svg.png	
Obr. 2 Hawker 900XP	15
Zdroj: http://www.ctr-fs.com/files/Fotogalery/800/ok-hwk-1.jpg	
Obr. 3 De Havilland DH 84 Dragon	17
Zdroj: http://www.worldwarbirdnews.com/blog/wp-content/uploads/2012/10/DH.84-Dragon.jpg	
Obr. 4 De Havilland DH 104 Dove	18
Zdroj: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/3/32/De_Havilland_DH-104_Dove_8_D-INKA_OTT_2013_05.jpg/800px-De_Havilland_DH-104_Dove_8_D-INKA_OTT_2013_05.jpg	
Obr. 5 První prototyp de Havilland DH 125 s registrací D-ARYA.....	19
Zdroj: http://www.rafmuseum.org.uk/images/de_havilland/34lg.jpg	
Obr. 6 Pohonná jednotka Honeywell TFE731	27
Zdroj: https://aerospace.honeywell.com/~media/Products/Engines/TFE731.ashx	
Obr. 7 Tupolev Tu-114 běžně používal při pojiždění pouze vnitřní motory.....	42
Zdroj: http://www.aerospaceweb.org/aircraft/jetliner/tu114/tu114_06.jpg	
Obr. 8 Tabulka sloužící k monitorování spotřeby Hawkeru 900XP	75
Zdroj: <i>autor</i>	

Seznam tabulek:

Tabulka 1 Vývoj ceny paliva za poslední rok.....	33
Tabulka 2 Ukázka tankeringu na letu Praha - Moskva.....	60
Tabulka 3 Porovnání režimů LRC a INT dle množství neseného paliva.....	60
Tabulka 4 Úspory z redukce užívání APU za rok 2014.....	62
Tabulka 5 Porovnání režimů M 0.73 a M 0.75.....	63
Tabulka 6 Porovnání teoretických a reálných hodnot v provozu OK-HWK.....	80
Tabulka 7 Potenciální úspory při tzv. <i>engine washing</i>	82
Tabulka 8 Porovnání handlingových společností na letišti v Ženevě	84

Seznam grafů:

Graf 1 Vývoj ceny paliva mezi lety 1990 a 2015	33
--	----

Seznam rovnic:

Rovnice 1 Výpočet cost indexu	46
Rovnice 2 Výpočet optimální rychlosti stoupání	68
Rovnice 3 Výpočet optimální rychlosti cestovního letu	69
Rovnice 4 Porovnání režimů LRC/INT/HSC dle odchylky od ISA	71
Rovnice 5 Výpočet optimální rychlosti klesání	73

Seznam schémat:

Schéma 1 Rozdělení nákladů	28
Schéma 2 Čtyři základní pilíře snižování emisí	31
Schéma 3 Postup Reduced Contingency Fuel (RCF)	39
Schéma 4 Shrnutí variabilních nákladů	51
Schéma 5 Výpočet optimálního stoupání	67
Schéma 6 Výpočet optimálního klesání	73

Přílohy

Seznam příloh:

- Příloha č. 1** Provozní letový plán (OFP – *Operational Flight Plan*) na let LKPR-LFPB
- Příloha č. 2** Databáze cen paliva
- Příloha č. 3** Popis režimů pro stoupání (z POM – *Pilot's Operating Manual*)
- Příloha č. 4** Data pro normální režim stoupání (z POM – *Pilot's Operating Manual*)
- Příloha č. 5** Popis režimů pro cestovní let (z POM – *Pilot's Operating Manual*)
- Příloha č. 6** Graf specifického doletu pro FL410 (z POM – *Pilot's Operating Manual*)
- Příloha č. 7** Data pro cestovní režim *Intermediate* (z POM – *Pilot's Operating Manual*)
- Příloha č. 8** Popis režimů pro klesání (z POM – *Pilot's Operating Manual*)
- Příloha č. 9** Data pro normální režim klesání (z POM – *Pilot's Operating Manual*)
- Příloha č. 10** Tabulka pro optimalizaci stoupání
- Příloha č. 11** Tabulka pro optimalizaci cestovního letu (LRC/M 0.73/INT)
- Příloha č. 12** Tabulka pro optimalizaci cestovního letu (M 0.72/M 0.73/M 0.74)
- Příloha č. 13** Tabulka pro optimalizaci cestovního letu (HSC/INT/LRC)
- Příloha č. 14** Tabulka pro optimalizaci klesání
- Příloha č. 15** Tabulka pro monitorování spotřeby
- Příloha č. 16** Vyplněná tabulka pro monitorování spotřeby

Příloha č. 1a Provozní letový plán (OFP – Operational Flight Plan) na let LKPR-LFPB

Log Nr.: 1039 Page 1		LKPR-LFPB OKHWK												
FLT OKHWK ACFT OKHWK H25B Hawker 900 XP DEP LKPR PRAGUE/ROZYNE DEST LFPB PARIS/LE BOURGE ALTN LFPG PARIS/CHARLES D ALTN2	DOF 17.11.2015 MAX FL 400 WIND COMP 39 KTS HEAD TYPE OF OPS: COM-PVT MODE: LRC WEIGHT UNITS: Lbs	DISTANCE 681 NM MAX FL 400 WIND COMP 39 KTS HEAD TYPE OF OPS: COM-PVT MODE: LRC WEIGHT UNITS: Lbs	PF-PNF FLT LOG ID 1039 PF-PNF NAV DATA EXP NAV151210a PF-PNF WX DATA VALID 11170800 COMPUTED BY DATE 16-11-2015 TIME 22:28:59											
ATC ROUTE: BALTU L984 OKG UL984 KULOK UZ715 ANELA UN869 PENDU/N0398F390 UL856 DJL														
ATC CLEARANCE														
TRIP 2:00 2577 ALTN LFPG 0:07 500 CONT 5% 0:06 129 FINAL RSRV 0:30 572 TAXI 150 RAMP MREQ 3928 EXTRA EST 0:00 RAMP EST/ACT 3928/ LANDING USED CALC 2727	WEIGHT EST DOM 16611 FLOAD 424 ZFM 17035 TOF 3778 TOM 20813 TRIP 2577 ELM 18236	FUEL 0 0 400 380 360 340 +20KTS 0:06 129	TIME 2:00 2577 0:07 500 0:06 129 0:30 572 150 3928 0:00 3928/ 2727											
RVSM CHECK GROUND ENTRY/FINAL FL		LH SBY RH _____ _____ _____	ACCEL. ALT: LKPR, 1234ft+1500ft = PIC SIGNATURE											
AWY FIR FL WPT LKPR FREQ	NAME	GRID MT MORA	DIST. INT ACC	WIND	ISA	TURB	TAS	GS	TIME INT ACC	ETO	ATO	FUEL MREQ	ACT	FL / REMARKS
BALT2HLKAA CLB BALTU	BALTU	47 266	84	84	269/052	3	0	325	274 18 0:18			2929		
L984 400 -TOC-		46 263	6	90	276/054	-2	0	400	347 1 0:19			2885		
L984 LKAA 400 DOPOV	DOPOV	46 263	2	92	276/054	-2	0	400	347 0 0:19			2871		
L984 LKAA 400 DONAD	DONAD	54 267	5	97	276/054	-2	0	400	346 1 0:20			2855		
L984 LKAA 400 OKG 115.70	CHEB	54 265	22	119	276/054	-2	0	400	346 4 0:24			2786		
UL984 EDMM 400 ABERU	ABERU	54 269	12	131	284/056	0	0	402	347 2 0:26			2749		
UL984 EDMM 400 KULOK	KULOK	54 268	18	149	284/056	0	0	402	347 3 0:29			2692		
UZ715 EDMM 400 ERETO	ERETO	50 222	12	161	284/056	0	0	402	370 2 0:31			2657		
UZ715 EDMM 400 ANELA	ANELA	41 213	12	173	284/056	0	0	402	378 2 0:33			2623		
UN869 EDMM 400 KEGOS	KEGOS	41 223	10	183	286/057	-2	0	400	368 2 0:35			2593		

Log Nr.:1039 Page 1 PPS 8. 0. 285. 1 3 To be continued next page.....

Příloha č. 1b Provozní letový plán (OFP – *Operational Flight Plan*) na let LKPR-LFPB

Log Nr.: 1039 Page 2																				
LKPR-LFPB OKHWK																				
AWY	FIR	FL	WPT	FREQ	NAME	GRID MT MORA	DIST. INT	ACC	WIND	ISA	TURB	TAS	GS	TIME INT ACC	ETO	ATO	FUEL MREQ	ACT	FL / REMARKS	
UN869	EDMM	400	AMOS		AMOS	41	223	13	196	286/057	-2	0	400	368	2	0:37		2555		
UN869	EDUU	400	ODEGU		ODEGU	37	223	8	204	286/057	-2	0	400	368	1	0:38		2532		
UN869	EDUU	400	DKB	117.80	DINKELBUHL	37	223	23	227	286/057	-2	0	400	368	4	0:42		2465		
UN869	EDUU	400	GUPIN		GUPIN	44	229	25	252	286/057	-2	0	400	365	4	0:46		2392		
UN869	EDUU	400	TEDGO		TEDGO	44	229	25	277	286/057	-2	0	400	365	4	0:50		2318		
UN869	EDUU	390	NATOR		NATOR	54	233	46	323	292/059	-3	0	399	364	8	0:58		2181		
UN850	EDUU	390	TITIX		TITIX	116	169	19	342	292/059	-3	0	399	426	3	1:01		2133		
UN850	EDUU	390	TRA	114.30	TRASADINGEN	116	169	10	352	292/059	-3	0	399	426	1	1:02		2107		
UL856	LSAS	400	HOC	113.20	HOCHWALD	116	245	34	386	312/063	-3	0	399	368	6	1:08		2000		
UL856	LFEE	400	ABARI		FIR ABARI	77	262	30	416	312/063	-3	0	399	354	5	1:13		1911		
UL856	LFEE	400	MOROK		MOROK	59	262	11	427	312/063	-3	0	399	354	2	1:15		1878		
UL856	LFEE	400	PENDU		PENDU	59	262	26	453	312/063	-3	0	399	354	4	1:19		1801		
UL856	LFEE	390	GIVRI		GIVRI	59	262	28	481	312/076	-4	3	398	344	5	1:24		1714		
UL856	LFEE	390	DJL	111.45	DIJON LONGVIC	33	262	10	491	308/058	-5	0	397	354	2	1:26		1684		
DJL7E		390	-TOD-			39	315	111	602	278/042	6	0	338	297	20	1:46		1326		
DJL7E		LFPB	220ft			31	315	79	681	278/042	6		338	297	14	2:00		1072		
		30	LFPG	392ft		31	061	30	711	264/045	5		242	282	7	2:07		572		

Climb : 90 NM in 0:19 hrs 914 Lbs Descent: 79 NM in 0:16 hrs 291 Lbs

REMARKS

ATIS ARR

Příloha č. 2 Databáze cen paliva

Letiště	CENA (Base Price)													
	Jetex		COLT		UVair		WFS		EURO JET		Rusairo/SHANNON		Handling	
	USD/USG	USD/LT	USD/USG	USD/LT	USD/USG	USD/LT	USD/USG	USD/LT	USD/USG	USD/LT	USD/USG	USD/LT	USD/USG	USD/LT
LDZD	1.87	0.49	-	-	1.95	0.52	2.19	0.57	1.78	0.47	1.80	0.48	-	-
LIPR	2.38	0.63	-	-	2.40	0.63	2.17	0.57	2.44	0.64	-	-	-	-
EGGW	2.44	0.64	-	LANDMARK	2.15	0.57	2.48	0.66	2.47	0.65	-	-	-	-
LIML	2.02	0.53	-	-	2.08	0.55	2.28	0.60	3.03	0.80	-	-	-	-
LSGG	1.79	0.47	-	-	1.80	0.48	1.66	0.44	-	-	-	-	90CHF	-
EGNC	4.11	1.09	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	5.22	1.38
EGNT	3.88	1.02	-	-	3.87	1.02	3.66	0.97	-	-	-	-	-	-
EGNH	4.31	1.14	-	-	4.64	1.23	-	-	-	-	-	-	4.26	1.13
LFOQ	2.52	0.67	-	-	2.15	0.57	2.75	0.73	-	-	-	-	-	-
LKPR	1.86	0.49	-	-	1.82	0.48	1.92	0.51	1.74	0.46	-	-	-	-
ETNL	4.41	1.17	-	-	3.18	0.84	3.65	0.96	-	-	-	-	-	-
GCOX	2.01	0.53	-	-	2.00	0.53	2.39	0.63	2.05	0.54	-	-	-	-
LSZR	4.21	1.11	-	-	4.09	1.08	4.46	1.18	-	-	-	-	3.95	1.04
EHRD	2.06	0.54	-	-	2.07	0.55	2.43	0.64	-	-	-	-	-	-
EDDF	1.80	0.48	-	RHEINLAND	2.04	0.54	2.37	0.63	1.91	0.50	-	-	-	-
LIPR	2.34	0.62	-	-	2.40	0.63	2.15	0.57	2.50	0.66	-	-	-	-
LZSL	4.09	1.08	-	-	-	-	-	-	4.00	1.06	-	-	3.38	0.89
EDDB	2.18	0.58	-	-	1.81	0.48	1.91	0.50	2.52	0.67	-	-	-	-
LKPR	1.82	0.48	-	-	1.78	0.47	1.90	0.50	1.70	0.45	-	-	-	-
ESSB	-	-	-	-	2.18	0.58	2.98	0.79	-	-	-	-	-	-
LIPX	1.90	0.50	-	-	2.15	0.57	2.37	0.63	-	-	-	-	-	-
LIRQ	2.24	0.59	-	-	2.14	0.57	2.41	0.64	2.46	0.65	-	-	-	-
LIPE	2.38	0.63	-	-	2.71	0.72	2.90	0.77	2.57	0.68	-	-	2.47	0.65
LZIB	2.05	0.54	-	-	2.23	0.59	2.32	0.61	3.55	0.94	-	-	-	-
LSZR	3.98	1.05	-	-	4.09	1.08	4.36	1.15	-	-	-	-	3.73	0.99
LIEO	2.11	0.56	-	-	2.08	0.55	2.43	0.64	2.13	0.56	-	-	-	-
LZKZ	-	-	-	-	-	-	-	-	2.86	0.76	-	-	2.44	0.64
LIML	1.99	0.53	-	-	2.04	0.54	2.83	0.75	3.09	0.82	-	-	-	-
LKPR	1.82	0.48	-	-	1.77	0.47	1.93	0.51	1.70	0.45	-	-	-	-
LOWW	2.08	0.55	-	-	1.98	0.52	1.86	0.49	2.64	0.70	-	-	-	-
EDDV	4.21	1.11	-	-	4.23	1.12	3.87	1.02	-	-	-	-	-	-
EPGD	1.99	0.53	-	-	1.96	0.52	2.15	0.57	1.96	0.52	-	-	2.66	0.70
EGKB	3.05	0.81	-	-	3.10	0.82	3.32	0.88	3.27	0.86	-	-	2.88	0.76

Příloha č. 3 Popis režimů pro stoupaní (z POM – *Pilot's Operating Manual*)

Hawker Beechcraft Corporation

Pilot's Operating Manual



INTRODUCTION

This Sub-section provides climb information necessary for trip planning. Included are ceiling data, time-fuel-distance data, and pressure rate of climb data.

CEILING DATA

Ceiling data giving maximum altitude for a given weight or weight for a given altitude are provided. (Reference Tables 1 thru 3 on pages 2-6 and 2-7).

These limits are determined by the most critical of two considerations:

- The maximum cruise altitude of 41,000 ft.
- Ability to climb at 200 ft/min at 0.7 M.

Data for buffet boundaries are provided in the Airplane Flight Manual Sub-section 5.05, Figure 5.05.7

TIME, FUEL and DISTANCE DATA

Climb time, fuel and distance are tabulated versus take-off weight and altitude at top of climb.

Fuel and time for takeoff and initial climb to 160 KIAS at 1000 ft are included. The data is presented for temperatures in the range from ISA - 15° C to ISA + 20° C.

Tables Are Presented For Five Climbs:

NORMAL CLIMB (Reference the tables on pages 2-8 thru 2-23)

The Normal Climb commences at 160 KIAS at 1000 ft, accelerates to 250 KIAS at 5000 ft and continues to climb at 250 KIAS to 32,780 ft at which Indicated Mach Number (IMN) = 0.7. The final part of the climb to cruise altitude is at IMN = 0.7. Designation on the tables is 160 KIAS/250 KIAS/0.7 IMN.

OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB (Reference the tables on pages 2-24 thru 2-39)

The Optimum Time-to-Height Climb commences at 160 KIAS at 1000 ft, accelerates to 250 KIAS at 5000 ft and continues to climb at 250 KIAS to 27,780 ft at which IMN = 0.63. The final part of the climb to cruise altitude is at IMN = 0.63. Designation on the tables is 160 KIAS/250 KIAS/0.63 IMN.

HIGH SPEED CLIMB (Reference the tables on pages 2-40 thru 2-55)

The High Speed Climb commences at 160 KIAS at 1000 ft, accelerates to 250 KIAS at 5000 feet, continues to climb at 250 KIAS to 10,000 ft, then accelerates to 280 KIAS by 12,000 ft and climbs at 280 KIAS to 31,370 ft at which IMN = 0.76. The final part of the climb to cruise altitude is at IMN = 0.76. Designation on the tables is 160 KIAS/250 KIAS/280 KIAS/0.76 IMN.

OPTIONAL CLIMB SPEED PROFILE 1 (Reference the tables on pages 2-56 thru 2-71)

The Optional Climb Speed Profile 1 commences at 160 KIAS at 1000 ft, accelerates to 230 KIAS at 5000 ft and continues to climb at 230 KIAS to 31,570 ft at which IMN = 0.63. The final part of the climb to cruise altitude is at IMN = 0.63. Designation on the tables is 160 KIAS/230 KIAS/0.63 IMN.

Continued Next Page →

P/N 140-590037-0007
Original Issue: Aug 2007

**Section - IV Sub-section 2
CLIMB**

Page 2-5

Příloha č. 4 Data pro normální režim stoupaní (z POM – *Pilot's Operating Manual*)

Hawker Beechcraft Corporation										Hawker 900XP	
Pilot's Operating Manual											
NORMAL CLIMB 160 KIAS/250 KIAS/0.7 IMN											
TABLE UNITS										ISA	
Take-off Weight (TOW).....pounds											
FUEL.....pounds											
DIST.....nautical miles											
TIME.....minutes											
ALTITUDE (x 1000 ft) AT TOP OF CLIMB											TOW
23	25	27	29	31	33	35	37	39	41		
320	344	370	398	429	462	489	518	550	586	FUEL	19,000
22	25	29	34	39	46	51	58	66	76	DIST	
5	6	7	7	8	9	10	11	12	14	TIME	
336	363	390	420	453	488	518	549	584	624	FUEL	20,000
23	27	31	36	42	49	55	62	71	82	DIST	
6	6	7	8	9	10	11	12	13	15	TIME	
354	381	411	443	478	516	547	582	621	665	FUEL	21,000
25	29	33	38	44	52	58	66	76	88	DIST	
6	7	7	8	9	10	11	12	14	16	TIME	
371	401	432	466	503	544	578	616	658	709	FUEL	22,000
26	30	35	40	47	55	62	71	81	95	DIST	
6	7	8	9	10	11	12	13	15	17	TIME	
389	420	454	490	529	573	610	651	699	756	FUEL	23,000
28	32	37	43	50	58	66	75	87	103	DIST	
7	7	8	9	10	11	13	14	16	18	TIME	
407	440	476	514	557	604	644	688	741	807	FUEL	24,000
29	34	39	45	53	62	70	80	93	111	DIST	
7	8	8	9	11	12	13	15	17	19	TIME	
426	461	499	539	585	636	679	728	787	863	FUEL	25,000
31	35	41	48	56	66	75	86	100	121	DIST	
7	8	9	10	11	13	14	16	18	21	TIME	
445	483	522	566	614	669	718	769	836	925	FUEL	26,000
32	37	43	50	59	70	79	92	108	132	DIST	
7	8	9	10	12	13	15	17	19	23	TIME	
465	505	547	593	645	703	755	814	889	998	FUEL	27,000
34	39	45	53	62	74	84	98	116	146	DIST	
8	9	10	11	12	14	16	18	20	25	TIME	
486	527	572	621	676	740	796	861	948	1086	FUEL	28,000
36	41	48	56	66	78	90	105	126	164	DIST	
8	9	10	12	13	15	17	19	22	28	TIME	

HAABOC007A-08

Příloha č. 5 Popis režimů pro cestovní let (z POM – *Pilot's Operating Manual*)

Hawker Beechcraft Corporation

Pilot's Operating Manual



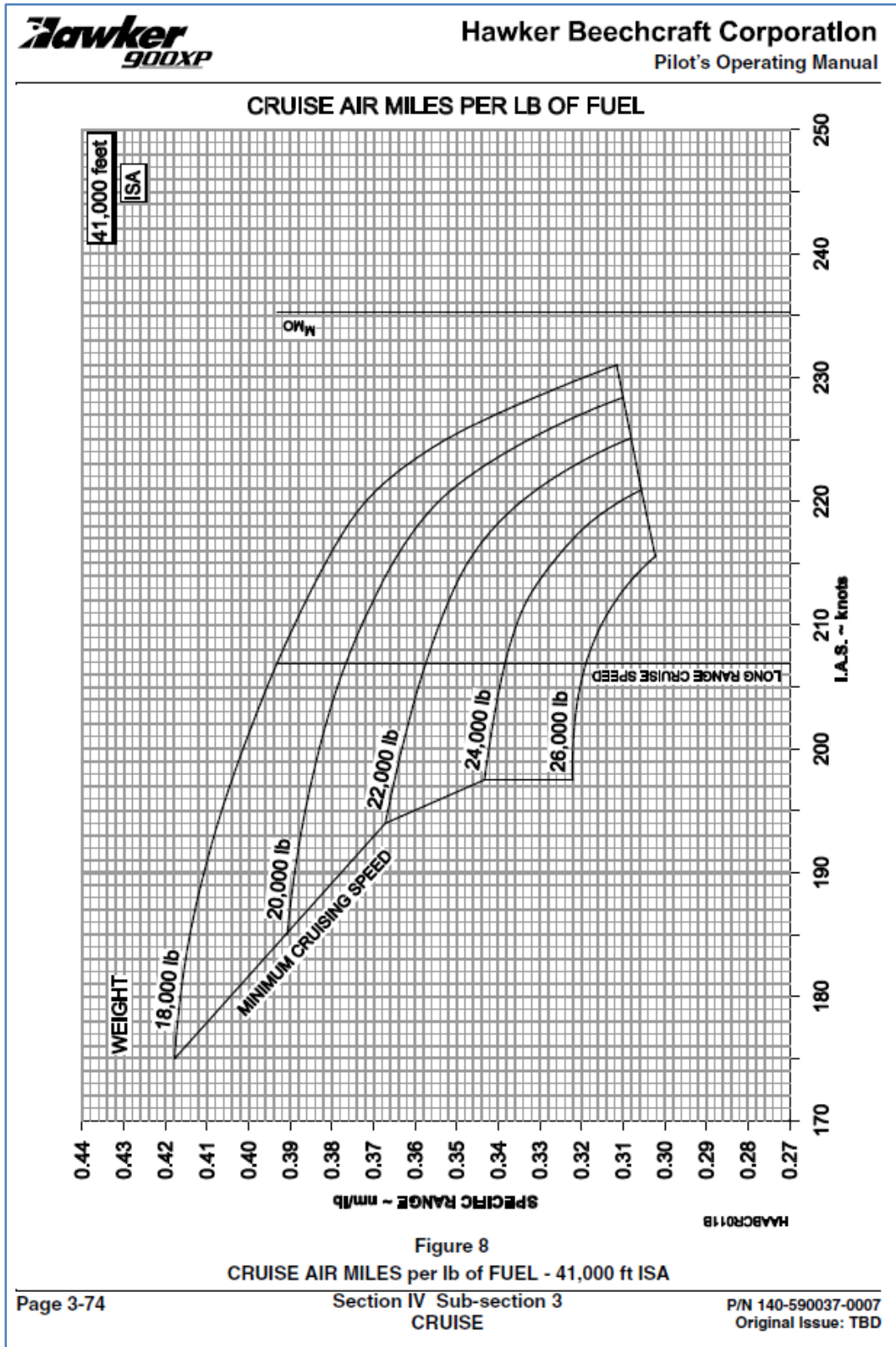
INTRODUCTION

Cruise true airspeed, fuel flow and indicated airspeed are tabulated in this Sub-section for a range of temperatures from ISA -15° C to ISA +20° C, for three procedures:


- Long Range Cruise (230/220 KIAS/0.70 IMN)
- Intermediate Cruise (280 KIAS/0.75 IMN)
- High Speed Cruise (V_{MO}/M_{MO} /Maximum Cruise Thrust)

Graphical charts of nautical air miles per lb of fuel versus weight and speed appear in this Sub-section with altitudes being covered from 20,000 ft to 41,000 ft in ISA conditions.

Příloha č. 6 Graf specifického doletu pro FL410 (z POM – *Pilot's Operating Manual*)



Příloha č. 7 Data pro cestovní režim *Intermediate* (z POM – *Pilot's Operating Manual*)

Hawker Beechcraft Corporation									
Pilot's Operating Manual									
INTERMEDIATE CRUISE									
41,000 ft									
CRUISE WEIGHT lb	AMBIENT TEMP °C	TEMPERATURE RELATIVE TO ISA °C							
		-15	-10	-5	0	+5	+10	+15	+20
		-72	-67	-62	-57	-52	-47	-42	-37
18,000	KTAS	413	418	423	428	433	438	442	434
	TOTAL FUEL FLOW lb/hr	1100	1120	1140	1164	1184	1202	1220	1159
	KIAS	221	221	221	221	221	221	221	214
20,000	KTAS	413	418	423	428	433	438	435	422
	TOTAL FUEL FLOW lb/hr	1154	1176	1202	1224	1244	1261	1224	1151
	KIAS	221	221	221	221	221	221	218	208
22,000	KTAS	413	418	423	428	433	433	423	406
	TOTAL FUEL FLOW lb/hr	1235	1258	1281	1301	1319	1287	1211	1139
	KIAS	221	221	221	221	221	219	211	200
24,000	KTAS	413	418	423	427	427	422	405	
	TOTAL FUEL FLOW lb/hr	1350	1375	1395	1397	1343	1276	1196	
	KIAS	221	221	221	221	218	213	201	
26,000	KTAS	409	414	416	418	414	402		
	TOTAL FUEL FLOW lb/hr	1426	1450	1424	1381	1327	1257		
	KIAS	219	219	218	216	211	202		
27,000	KTAS	404	409	410	410	406			
	TOTAL FUEL FLOW lb/hr	1414	1438	1412	1369	1316			
	KIAS	216	216	214	211	206			

HAABCR002B-17

Příloha č. 8 Popis režimů pro klesání (z POM – *Pilot's Operating Manual*)

Hawker Beechcraft Corporation

Pilot's Operating Manual



INTRODUCTION

Descent Fuel, Distance, and Time are tabulated in this Sub-section against Arrival Weight.

The data is presented for 3 descent speed profiles in ISA conditions:

- Long Range Descent at 0.70 IMN/270/250 KIAS
- Normal Descent at 0.76 IMN/285/250 KIAS
- High Speed Descent at 0.78 IMN/300/250 KIAS

In each profile the descent procedure specifies a constant 1000 ft/min rate of descent down to 37,000 feet, where the thrust is reduced to idle for the remainder of the descent to 1500 feet.

The limiting value of Mach or maximum KIAS is held until transitioning to the 250 KIAS low altitude speed limit between 12,000 feet and 10,000 feet.

At 5000 feet the speed begins a deceleration, from the 250 KIAS low altitude limit, to 160 KIAS at the 1500 feet arrival altitude.

The effect of temperature variation on descent fuel, distance, and time is negligible.

No allowances are included for Approach or Landing.

DESCENT IN ICING CONDITIONS

The penalty in fuel for descending through a 10,000 feet icing layer is 100 lb. There is no significant effect on distance.

Příloha č. 9 Data pro normální režim klesání (z POM – Pilot's Operating Manual)

Hawker Beechcraft Corporation
Pilot's Operating Manual



NORMAL DESCENT
0.76 IMN/285 KIAS/250 KIAS

ISA

TABLE UNITS

Arrival Weight.....pounds
FUEL.....pounds
DIST.....nautical miles
TIME.....minutes

ALITUDE (x 1000 ft) AT TOP OF DESCENT										ARRIVAL WEIGHT	
23	25	27	29	31	33	35	37	39	41		
66	69	73	76	79	81	84	87	123	155	FUEL	17,000
42	45	48	51	54	57	59	63	77	91	DIST	
9	10	10	11	11	11	12	12	14	16	TIME	
69	72	76	79	82	85	88	91	126	159	FUEL	18,000
44	47	50	54	57	59	62	65	80	94	DIST	
10	10	11	11	11	12	12	13	15	17	TIME	
71	75	78	82	85	88	91	94	130	164	FUEL	19,000
46	49	52	56	59	62	65	68	83	97	DIST	
10	10	11	11	12	12	13	13	15	17	TIME	
74	77	81	85	88	91	94	98	134	168	FUEL	20,000
47	51	54	58	61	64	67	71	85	100	DIST	
10	11	11	12	12	13	13	14	16	18	TIME	
76	80	84	87	91	94	97	101	137	172	FUEL	21,000
49	53	56	60	63	66	70	73	88	102	DIST	
11	11	12	12	13	13	14	14	16	18	TIME	
78	82	86	90	93	97	100	104	141	177	FUEL	22,000
50	54	58	62	66	69	72	76	90	104	DIST	
11	11	12	13	13	13	14	14	16	18	TIME	
80	84	88	92	96	99	103	107	144	181	FUEL	23,000
52	56	60	64	67	71	74	78	92	107	DIST	
11	12	12	13	13	14	14	15	17	19	TIME	
82	86	90	94	98	102	105	109	148	186	FUEL	24,000
53	57	61	66	69	73	76	80	94	109	DIST	
11	12	13	13	14	14	15	15	17	19	TIME	
83	88	92	97	101	104	107	112	151	191	FUEL	25,000
55	59	63	67	71	74	78	82	96	111	DIST	
12	12	13	14	14	15	15	16	18	20	TIME	
85	90	94	99	103	106	110	114	155	196	FUEL	26,000
56	60	65	69	73	76	80	84	98	113	DIST	
12	13	13	14	14	15	15	16	18	20	TIME	

Note: The effect of temperature on descent fuel, distance and time is negligible.

HWB0514A

Příloha č. 10 Tabulka pro optimalizaci stoupání

CLIMB OPTIMISATION														
FUEL	USD/USG	USD/L	USD/lb	PROFILE				AIRSPEED						
	2.47	0.652507	0.369965					1000 ft	5000 ft	12000 ft	COA	CRUISE		
MSP	USD/H	USD/MIN		HIGH SPEED				160 KIAS	250 KIAS	280 KIAS	M.76	M.75		
	494.00	8.23		NORMAL				160 KIAS	250 KIAS		M.70	M.73		
				OPTIMUM TIME TO HEIGHT				160 KIAS	250 KIAS		M.63	M.73		
				OPTIONAL 1				160 KIAS	230 KIAS		M.63	M.70		
CALCULATIONS MADE FOR CLIMB AND INITIAL CRUISE WITH TOTAL DISTANCE 200 NM														
FUEL / DISTANCE / TIME														
HIGH SPEED CLIMB														
FL410	FUEL	DIST	TIME	FL390	FUEL	DIST	TIME	FL370	FUEL	DIST	TIME			
28 000 lb		N/A		28 000 lb		N/A		28 000 lb	1092	155	25			
27 000 lb		N/A		27 000 lb		N/A		27 000 lb	996	137	22			
26 000 lb		N/A		26 000 lb	1105	171	27	26 000 lb	921	124	20			
25 000 lb		N/A		25 000 lb	985	146	23	25 000 lb	859	114	19			
24 000 lb		N/A		24 000 lb	900	129	21	24 000 lb	804	105	17			
23 000 lb	969	156	24	23 000 lb	832	117	19	23 000 lb	754	97	16			
22 000 lb	871	134	21	22 000 lb	774	107	17	22 000 lb	709	90	15			
21 000 lb	798	119	19	21 000 lb	723	98	16	21 000 lb	666	84	14			
20 000 lb	738	108	17	20 000 lb	676	91	15	20 000 lb	627	78	13			
19 000 lb	685	99	16	19 000 lb	633	84	14	19 000 lb	589	73	12			
NORMAL CLIMB														
FL410	FUEL	DIST	TIME	FL390	FUEL	DIST	TIME	FL370	FUEL	DIST	TIME			
28 000 lb	1086	164	28	28 000 lb	948	126	22	28 000 lb	861	105	19			
27 000 lb	998	145	25	27 000 lb	889	116	20	27 000 lb	814	98	18			
26 000 lb	925	132	23	26 000 lb	836	108	19	26 000 lb	769	92	17			
25 000 lb	863	121	21	25 000 lb	787	100	18	25 000 lb	728	86	16			
24 000 lb	807	111	19	24 000 lb	741	93	17	24 000 lb	688	80	15			
23 000 lb	756	103	18	23 000 lb	699	87	16	23 000 lb	651	75	14			
22 000 lb	709	95	17	22 000 lb	658	81	15	22 000 lb	616	71	13			
21 000 lb	665	88	16	21 000 lb	621	76	14	21 000 lb	582	66	12			
20 000 lb	624	82	15	20 000 lb	584	71	13	20 000 lb	549	62	12			
19 000 lb	586	76	14	19 000 lb	550	66	12	19 000 lb	518	58	11			
OPTIMUM TIME TO HEIGHT CLIMB														
FL410	FUEL	DIST	TIME	FL390	FUEL	DIST	TIME	FL370	FUEL	DIST	TIME			
28 000 lb	978	135	25	28 000 lb	871	107	20	28 000 lb	799	91	17			
27 000 lb	907	122	22	27 000 lb	819	100	19	27 000 lb	756	85	16			
26 000 lb	845	112	21	26 000 lb	772	93	17	26 000 lb	716	80	15			
25 000 lb	791	103	19	25 000 lb	728	86	16	25 000 lb	679	75	14			
24 000 lb	742	95	18	24 000 lb	688	81	15	24 000 lb	643	70	14			
23 000 lb	697	88	16	23 000 lb	649	75	14	23 000 lb	609	66	13			
22 000 lb	655	81	15	22 000 lb	613	70	13	22 000 lb	577	62	12			
21 000 lb	616	75	14	21 000 lb	578	66	13	21 000 lb	546	58	11			
20 000 lb	579	70	13	20 000 lb	546	61	12	20 000 lb	516	54	11			
19 000 lb	544	65	12	19 000 lb	514	57	11	19 000 lb	487	51	10			
OPTIONAL CLIMB SPEED PROFILE 1														
FL410	FUEL	DIST	TIME	FL390	FUEL	DIST	TIME	FL370	FUEL	DIST	TIME			
28 000 lb	975	133	25	28 000 lb	867	105	20	28 000 lb	795	88	17			
27 000 lb	903	120	23	27 000 lb	816	97	19	27 000 lb	753	83	16			
26 000 lb	841	109	21	26 000 lb	768	91	18	26 000 lb	712	77	15			
25 000 lb	787	100	19	25 000 lb	724	84	17	25 000 lb	674	73	15			
24 000 lb	737	93	18	24 000 lb	683	79	15	24 000 lb	639	68	14			
23 000 lb	692	86	17	23 000 lb	645	73	15	23 000 lb	604	64	13			
22 000 lb	650	79	15	22 000 lb	608	68	14	22 000 lb	572	60	12			
21 000 lb	611	74	14	21 000 lb	574	64	13	21 000 lb	541	56	12			
20 000 lb	574	68	13	20 000 lb	541	60	12	20 000 lb	511	53	11			
19 000 lb	539	63	13	19 000 lb	509	56	11	19 000 lb	482	49	10			
CRUISE AIR MILES PER LB OF FUEL														
FL410	M.70	M.73	M.75	FL390	M.70	M.73	M.75	FL370	M.70	M.73	M.75			
26 000 lb	0.319	0.306	N/A	26 000 lb	0.315	0.307	0.288	26 000 lb	0.312	0.299	0.286			
24 000 lb	0.338	0.329	0.31	24 000 lb	0.33	0.323	0.308	24 000 lb	0.325	0.312	0.3			
22 000 lb	0.358	0.348	0.334	22 000 lb	0.346	0.338	0.324	22 000 lb	0.338	0.323	0.312			
20 000 lb	0.376	0.366	0.354	20 000 lb	0.36	0.352	0.34	20 000 lb	0.35	0.334	0.324			
18 000 lb	0.394	0.383	0.372	18 000 lb	0.374	0.364	0.352	18 000 lb	0.362	0.342	0.333			
PROFILE														
PROFILE	MACH	TAS FL410	TAS FL390	TAS FL370										
LRC	M.70	407	407	395										
M.73	M.73	419	419	419										
INT	M.75	430	430	430										
COST PER 200 NM														
FL410	HI-SPEED	NORM	OTTH	OPTNL 1	FL390	HI-SPEED	NORM	OTTH	OPTNL 1	FL370	HI-SPEED	NORM	OTTH	OPTNL 1
26 000 lb	N/A	693.97	695.67	700.03	26 000 lb	701.68	685.06	680.68	692.65	26 000 lb	691.03	685.43	678.36	686.59
24 000 lb	N/A	660.01	664.58	667.86	24 000 lb	672.72	662.82	654.64	658.71	24 000 lb	663.71	661.81	660.58	667.02
22 000 lb	644.07	637.69	632.64	635.89	22 000 lb	639.36	637.49	629.39	641.56	22 000 lb	642.61	634.78	633.04	638.75
20 000 lb	614.84	612.76	605.92	609.49	20 000 lb	617.43	610.77	610.78	612.75	20 000 lb	618.47	617.47	615.32	618.85
© MAREK HAINY 2015														

Příloha č. 11 Tabulka pro optimalizaci cestovního letu (LRC/M 0.73/INT)

CRUISE OPTIMISATION												
FUEL	USD/USG	USD/L	USD/lb	PROFILE	MACH	TAS FL410	TAS FL390	TAS FL370				
	2.47	0.652507	0.369965						LRC	M.70	407	407
MSP	USD/H	USD/MIN		M.73	M.73	419	419	419				
	494.00	8.23		INT	M.75	430	430	430				
CRUISE AIR MILES PER LB OF FUEL												
FL410	LRC	M.73	INT	FL390	LRC	M.73	INT	FL370	LRC	M.73	INT	
26 000 lb	0.319	0.306	N/A	26 000 lb	0.315	0.307	0.288	26 000 lb	0.312	0.299	0.286	
24 000 lb	0.338	0.329	0.31	24 000 lb	0.33	0.323	0.308	24 000 lb	0.325	0.312	0.3	
22 000 lb	0.358	0.348	0.334	22 000 lb	0.346	0.338	0.324	22 000 lb	0.338	0.323	0.312	
20 000 lb	0.376	0.366	0.354	20 000 lb	0.36	0.352	0.34	20 000 lb	0.35	0.334	0.324	
18 000 lb	0.394	0.383	0.372	18 000 lb	0.374	0.364	0.352	18 000 lb	0.362	0.342	0.333	
COST PER 100 NM												
FL410	LRC	M.73	INT	FL390	LRC	M.73	INT	FL370	LRC	M.73	INT	
26 000 lb	237.35	238.80	N/A	26 000 lb	238.83	238.41	243.34	26 000 lb	243.64	241.63	244.24	
24 000 lb	230.83	230.35	234.23	24 000 lb	233.49	232.44	235.00	24 000 lb	238.90	236.48	238.21	
22 000 lb	224.72	224.21	225.65	22 000 lb	228.30	227.36	229.07	22 000 lb	234.52	232.44	233.46	
20 000 lb	219.77	218.98	219.39	20 000 lb	224.14	223.00	223.70	20 000 lb	230.77	228.67	229.07	
18 000 lb	215.28	214.50	214.34	18 000 lb	220.30	219.54	219.99	18 000 lb	227.26	226.08	225.98	
© MAREK HAJNÝ 2015												

Příloha č. 12 Tabulka pro optimalizaci cestovního letu (M 0.72/M 0.73/M 0.74)

CRUISE OPTIMISATION											
FUEL	USD/USG	USD/L	USD/lb	PROFILE	MACH	TAS FL410	TAS FL390	TAS FL370			
	2.47	0.652507	0.369965						M.72	M.72	414
MSP	USD/H	USD/MIN		M.73	M.73	419	419	419			
	494.00	8.23		M.74	M.74	424	424	424			
CRUISE AIR MILES PER LB OF FUEL											
FL410	M.72	M.73	M.74	FL390	M.72	M.73	M.74	FL370	M.72	M.73	M.74
26 000 lb	0.314	0.306	N/A	26 000 lb	0.31	0.307	0.302	26 000 lb	0.303	0.299	0.295
24 000 lb	0.334	0.329	0.322	24 000 lb	0.326	0.323	0.318	24 000 lb	0.316	0.312	0.308
22 000 lb	0.353	0.348	0.342	22 000 lb	0.342	0.338	0.334	22 000 lb	0.328	0.323	0.319
20 000 lb	0.371	0.366	0.361	20 000 lb	0.356	0.352	0.348	20 000 lb	0.338	0.334	0.33
18 000 lb	0.388	0.383	0.378	18 000 lb	0.368	0.364	0.36	18 000 lb	0.348	0.342	0.338
COST PER 100 NM											
FL410	M.72	M.73	M.74	FL390	M.72	M.73	M.74	FL370	M.72	M.73	M.74
26 000 lb	237.15	238.80	N/A	26 000 lb	238.67	238.41	239.01	26 000 lb	241.42	241.63	241.92
24 000 lb	230.09	230.35	231.41	24 000 lb	232.81	232.44	232.85	24 000 lb	236.40	236.48	236.63
22 000 lb	224.13	224.21	224.69	22 000 lb	227.50	227.36	227.28	22 000 lb	232.12	232.44	232.49
20 000 lb	219.04	218.98	218.99	20 000 lb	223.25	223.00	222.82	20 000 lb	228.78	228.67	228.62
18 000 lb	214.68	214.50	214.38	18 000 lb	219.86	219.54	219.28	18 000 lb	225.64	226.08	225.97
© MAREK HAJNÝ 2015											

Příloha č. 13 Tabulka pro optimalizaci cestovního letu (HSC/INT/LRC)

CRUISE OPTIMISATION															
FUEL	USD/USG	USD/L	USD/lb												
	2.47	0.652507	0.369965												
MSP	USD/H	USD/MIN													
	494.00	8.23													
FUEL FLOW / TAS / ISA															
HIGH SPEED CRUISE															
ISA DEV	- 10°C		- 5°C		0°C		+ 5°C		+ 10°C						
FL410	KTAS	FF	KTAS	FF	KTAS	FF	KTAS	FF	KTAS	FF					
27 000 lb	409	1438	410	1412	410	1369	406	1316	N/A						
26 000 lb	414	1450	416	1424	417	1381	414	1327	402	1257					
24 000 lb	422	1470	426	1442	427	1397	427	1397	422	1276					
22 000 lb	429	1486	432	1455	434	1410	435	1354	433	1287					
20 000 lb	434	1499	438	1466	440	1420	442	1363	441	1295					
18 000 lb	439	1509	442	1476	445	1428	447	1370	447	1301					
INTERMEDIATE CRUISE															
ISA DEV	- 10°C		- 5°C		0°C		+ 5°C		+ 10°C						
FL410	KTAS	FF	KTAS	FF	KTAS	FF	KTAS	FF	KTAS	FF					
27 000 lb	409	1438	410	1412	410	1369	406	1316	N/A						
26 000 lb	414	1450	416	1424	418	1381	414	1327	402	1257					
24 000 lb	418	1375	423	1395	427	1397	427	1343	422	1276					
22 000 lb	418	1258	423	1281	428	1301	433	1319	433	1287					
20 000 lb	418	1176	423	1202	428	1224	433	1244	438	1261					
18 000 lb	418	1120	423	1140	428	1164	433	1184	438	1202					
LONG RANGE CRUISE															
ISA DEV	- 10°C		- 5°C		0°C		+ 5°C		+ 10°C						
FL410	KTAS	FF	KTAS	FF	KTAS	FF	KTAS	FF	KTAS	FF					
27 000 lb	392	1264	397	1286	402	1303	406	1316	N/A						
26 000 lb	392	1216	397	1239	402	1258	406	1276	402	1257					
24 000 lb	392	1138	397	1163	402	1186	406	1205	411	1221					
22 000 lb	392	1081	397	1098	402	1124	406	1144	411	1161					
20 000 lb	392	1032	397	1049	402	1068	406	1089	411	1106					
18 000 lb	392	988	397	1004	402	1022	406	1038	411	1057					
COST PER 100 NM															
FL410	- 10°C			- 5°C			0°C			+ 5°C			+ 10°C		
	HSC	INT	LRC	HSC	INT	LRC	HSC	INT	LRC	HSC	INT	LRC	HSC	INT	LRC
27 000 lb	250.86	250.86	245.32	247.90	247.90	244.28	244.02	244.02	242.80	241.59	241.59	241.59	N/A		
26 000 lb	248.90	248.90	240.79	245.39	245.39	239.90	240.99	240.41	238.66	237.91	237.91	237.95	238.57	238.57	238.57
24 000 lb	245.94	239.88	233.42	241.19	238.79	232.81	236.73	236.73	232.03	236.73	232.05	231.48	228.93	228.93	230.10
22 000 lb	243.30	229.53	228.04	238.96	228.82	226.76	234.02	227.88	226.33	228.72	226.79	225.92	224.05	224.05	224.70
20 000 lb	241.61	222.27	223.42	236.61	221.91	222.19	231.67	221.22	221.17	225.85	220.38	220.91	220.66	219.30	219.75
18 000 lb	239.70	217.31	219.27	235.31	216.49	218.00	229.73	216.04	216.94	223.90	215.25	216.26	218.19	214.31	215.34
© MAREK HAJNÝ 2015															

Příloha č. 14 Tabulka pro optimalizaci klesání

DESCENT OPTIMISATION													
FUEL	USD/USG	USD/L	USD/lb					AIRSPEED					
	2.47	0.652507	0.369965					CRUISE	DSC MACH	DSC KIAS	10000 ft	1500 ft	
MSP	USD/H	USD/MIN					HIGH SPEED	M.75	M.78	300 KIAS	250 KIAS	160 KIAS	
	494.00	8.23					NORMAL	M.73	M.76	285 KIAS	250 KIAS	160 KIAS	
								LONG RANGE	M.70	M.70	270 KIAS	250 KIAS	160 KIAS
CALCULATIONS MADE FOR CRUISE NEAR TOD AND DESCENT WITH TOTAL DISTANCE 150 NM													
FUEL / DISTANCE / TIME													
HIGH SPEED DESCENT													
FL410	FUEL	DIST	TIME	FL390	FUEL	DIST	TIME	FL370	FUEL	DIST	TIME		
26 000 lb	201	106	19	26 000 lb	158	94	17	26 000 lb	107	79	15		
25 000 lb	201	106	18	25 000 lb	154	92	17	25 000 lb	105	77	15		
24 000 lb	197	105	18	24 000 lb	150	90	16	24 000 lb	103	75	14		
23 000 lb	192	103	18	23 000 lb	146	88	16	23 000 lb	100	73	14		
22 000 lb	186	101	18	22 000 lb	142	86	16	22 000 lb	98	71	14		
21 000 lb	180	99	17	21 000 lb	138	84	15	21 000 lb	95	69	13		
20 000 lb	175	96	17	20 000 lb	134	81	15	20 000 lb	92	67	13		
19 000 lb	170	94	16	19 000 lb	131	79	14	19 000 lb	89	64	12		
18 000 lb	165	91	16	18 000 lb	127	76	14	18 000 lb	86	62	12		
17 000 lb	161	89	15	17 000 lb	123	74	13	17 000 lb	83	59	11		
NORMAL DESCENT													
FL410	FUEL	DIST	TIME	FL390	FUEL	DIST	TIME	FL370	FUEL	DIST	TIME		
26 000 lb	196	113	20	26 000 lb	155	98	18	26 000 lb	114	84	16		
25 000 lb	191	111	20	25 000 lb	151	96	18	25 000 lb	112	82	16		
24 000 lb	186	109	19	24 000 lb	148	94	17	24 000 lb	109	80	15		
23 000 lb	181	107	19	23 000 lb	144	92	17	23 000 lb	107	78	15		
22 000 lb	177	104	18	22 000 lb	141	90	16	22 000 lb	104	76	14		
21 000 lb	172	102	18	21 000 lb	137	88	16	21 000 lb	101	73	14		
20 000 lb	168	100	18	20 000 lb	134	85	16	20 000 lb	98	71	14		
19 000 lb	164	97	17	19 000 lb	130	83	15	19 000 lb	94	68	13		
18 000 lb	159	94	17	18 000 lb	126	80	15	18 000 lb	91	65	13		
17 000 lb	155	91	16	17 000 lb	123	77	14	17 000 lb	87	63	12		
LONG RANGE DESCENT													
FL410	FUEL	DIST	TIME	FL390	FUEL	DIST	TIME	FL370	FUEL	DIST	TIME		
26 000 lb	182	116	21	26 000 lb	153	102	19	26 000 lb	122	89	17		
25 000 lb	179	114	21	25 000 lb	150	100	19	25 000 lb	120	87	17		
24 000 lb	176	112	20	24 000 lb	147	98	18	24 000 lb	118	85	16		
23 000 lb	172	109	20	23 000 lb	144	96	18	23 000 lb	115	83	16		
22 000 lb	169	107	20	22 000 lb	141	94	18	22 000 lb	112	80	16		
21 000 lb	165	105	19	21 000 lb	138	91	17	21 000 lb	109	78	15		
20 000 lb	161	102	19	20 000 lb	134	89	17	20 000 lb	106	75	15		
19 000 lb	157	99	18	19 000 lb	131	86	16	19 000 lb	102	73	14		
18 000 lb	153	97	18	18 000 lb	127	83	16	18 000 lb	98	70	14		
17 000 lb	149	94	17	17 000 lb	123	80	15	17 000 lb	94	67	13		
CRUISE AIR MILES PER LB OF FUEL													
FL410	M.70	M.73	M.75	FL390	M.70	M.73	M.75	FL370	M.70	M.73	M.75		
26 000 lb	0.319	0.306	N/A	26 000 lb	0.315	0.307	0.288	26 000 lb	0.312	0.299	0.286		
24 000 lb	0.338	0.329	0.31	24 000 lb	0.33	0.323	0.308	24 000 lb	0.325	0.312	0.3		
22 000 lb	0.358	0.348	0.334	22 000 lb	0.346	0.338	0.324	22 000 lb	0.338	0.323	0.312		
20 000 lb	0.376	0.366	0.354	20 000 lb	0.36	0.352	0.34	20 000 lb	0.35	0.334	0.324		
18 000 lb	0.394	0.383	0.372	18 000 lb	0.374	0.364	0.352	18 000 lb	0.362	0.342	0.333		
PROFILE	MACH	TAS FL410	TAS FL390	TAS FL370									
LRC	M.70	407	407	395									
M.73	M.73	419	419	419									
INT	M.75	430	430	430									
COST PER 150 NM													
FL410	HI-SPEED	NORM	LR	FL390	HI-SPEED	NORM	LR	FL370	HI-SPEED	NORM	LR		
26 000 lb	N/A	325.54	320.93	26 000 lb	334.69	329.52	327.67	26 000 lb	336.50	333.39	333.72		
24 000 lb	326.49	319.69	317.50	24 000 lb	328.23	324.89	324.00	24 000 lb	332.03	329.36	330.67		
22 000 lb	327.58	316.82	323.82	22 000 lb	330.87	320.31	328.21	22 000 lb	335.96	325.75	337.33		
20 000 lb	323.18	319.85	321.49	20 000 lb	327.43	326.26	326.27	20 000 lb	331.20	332.17	335.79		
© MAREK HAJNÝ 2015													

Příloha č. 15 Tabulka pro monitorování spotřeby

MONITOROVÁNÍ SPOTŘEBY HAWKER 900XP CTR FLIGHT SERVICES									
DATE:		CPT:		ROUTE:					
TIME			FUEL			ISA DEV			
HH:MM	ESTIMATED	ACTUAL	lb	ESTIMATED	ACTUAL	°C	EST	ACT	
OFF BLOCK			TOTAL			CLB			
TAKE OFF			TAXI prior T/O	150		TOC			
TOTAL CRUISE			TAKE OFF			FL370			
LANDING			LANDING			FL390			
IN BLOCK			TAXI after LDG			FL410			
TOTAL TRIP			TOTAL TRIP			TOD			
TOTAL BLOCK			TOTAL BLOCK			DSC			
PROGRESS									
	TOC	INIT CRUISE ALT	TOD	DSC	M.72	M.73	M.74		
FL									
FF									
TAS									
MACH									
ISA DEV									
ADDITIONAL INFORMATION									
TOW:	lb	VENTRAL:	YES / NO						
CLB PROFILE:									
CRZ PROFILE:									
DSC PROFILE:									

Příloha č. 16 Vyplněná tabulka pro monitorování spotřeby

MONITOROVÁNÍ SPOTŘEBY HAWKER 900XP CTR FLIGHT SERVICES											
DATE: 17 NOV 2015			CPT: FLK			ROUTE: CLR-CLPIS					
TIME			FUEL			°C			ISA DEV		
HH:MM	ESTIMATED	ACTUAL	lb	ESTIMATED	ACTUAL	CLB	EST	ACT	CLB	EST	ACT
OFF BLOCK	0800	0803	TOTAL	5400			0	+2			
TAKE OFF	0810	0810	TAXI prior T/O	150	100	TOC	-2	0			
TOTAL CRUISE			TAKE OFF	5250	5300	FL370	WIL	-4			
LANDING	1010	1005	LANDING	2673	2800	FL390	WIL	-2			
IN BLOCK	1015	1008	TAXI after LDG	-	50	FL410	-2	0			
TOTAL TRIP	02:00	01:55	TOTAL TRIP	2577	2500	TOD	6	4			
TOTAL BLOCK	02:15	02:05	TOTAL BLOCK	2727	2650	DSC	6	8			
PROGRESS											
TOC	INIT CRUISE ALT	TOD	DSC	M.72	M.73	M.74					
380	400	400		400	400	400					
630/630	600/600	580/570		630/630	650/640	600/650					
418	420	416		418	424	427					
M.73	M.73	M.72		M.72	M.73	M.74					
0	0	+4		+5	+5	+2					
ADDITIONAL INFORMATION											
TOW:	22 335	VENTRAL:	YES/NO								
CLB PROFILE:	250-270kts/M.63		SHORTCUT	B.ATU	DCT	OKA					
CRZ PROFILE:	→ M.63										
DSC PROFILE:	→ M.76/KIAS 250										