

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

MODERNÍ TURBOVRTULOVÉ MOTORY PRO LETOUNY DO
VZLETOVÉ HMOTNOSTI 5700 KG

MODERN TURBOPROP ENGINES FOR AIRCRAFT TO 5700KG MTOW

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

MIROSLAV KOŠAŘ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

ING. MIROSLAV ŠPLÍCHAL

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2010/11

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Miroslav Košař

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

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

Moderní turbovrtulové motory pro letouny do vzletové hmotnosti 5700kg

v anglickém jazyce:

Modern turboprop engine for aircraft to 5700kg MTOW

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Vývoj nových letounů byl vždy spojen s vývojem vhodných pohonných jednotek. Bakalářská práce by měla zmapovat jaké pohonné jednotky a vývojové trendy jsou v kategorii turbovrtulových motorů vhodných pro pohon letounů s maximální vzletovou hmotností do 5700kg.

Cíle bakalářské práce:

Vytvořte přehled moderních turbovrtulových motorů, do výkonu 2000 kW, používaných na letounech se vzletovou hmotností do 5700kg.

Proveďte vzájemné srovnání motorů v parametrech; hmotnost, výkon, měrná hmotnost, měrná spotřeba, životnost, cena.

Ze zjištěných výsledků se pokuste odhadnout jaké jsou trendy v dalším vývoji této kategorie leteckých motorů.

Seznam odborné literatury:

[1] OTT, A.: Pohon letadel. první. Brno, Nakladatelství Vysokého učení technického v Brně, 1993. 168 s. ISBN 80-214-0522-8.

[2] Jane's : Aero - Engines. Virginia USA, Hobb the Printers, 2007. 778 s. Dostupné z www: <jae.janes.com>. ISSN 1748-2534.

Internet

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Miroslav Šplíchal

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2010/11.

V Brně, dne 26.11.2010



prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu



prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce obsahuje databázi dostupných turbovrtulových motorů s výkonem do 2000 kW pro letadla se vzletovou hmotností do 5700 kg. Stručně jsou zde uvedeny základní informace k turbovrtulovým motorům. Hlavní část obsahuje přehled vybraných motorů a jejich vzájemné porovnání v podobě tabulek i grafů. Na závěr jsou stručně zmíněny odhady do budoucna.

KLÍČOVÁ SLOVA

motor, letecký, turbovrtulový, porovnání, turbína, výkon, hmotnost, spotřeba

ABSTRAKT

This bachelor's thesis contains a database of available turboprop engines with power up to 2000 kW for aircraft with take-off weight of up to 5700 kg. It briefly mentions basic information about turboprop engines. The main part contains an overview of chosen engines and their comparison in the form of tables and graphs. Future predictions are briefly mentioned in the ending.

KEYWORDS

engine, aircraft, turboprop, comparison, turbine, power, weight, consumption

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

KOŠAŘ, M. *Moderní turbovrtulové motory pro letouny do vzletové hmotnosti 5700 kg*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 45 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Miroslav Šplíchal.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem, zpracoval jsem ji samostatně pod vedením Ing. Miroslava Šplíchala a s použitím literatury uvedené v seznamu.

V Brně dne 27. května 2011

.....

Miroslav Košář

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji tímto za cenné rady a připomínky při vytváření bakalářské práce vedoucímu bakalářské práce panu Ing. Miroslavu Šplíchalovi a své rodině za umožnění studia na vysoké škole a podporu.

OBSAH

1	ÚVOD	9
2	OBEČNÉ ÚDAJE	10-14
2.1	Historie turbovrtulových motorů.....	10-11
2.2	Princip fungování.....	11-12
2.3	Typy konstrukce turbovrtulových motorů.....	13-14
2.3.1	<i>Jednohřídelové</i>	13
2.3.2	<i>Dvouhřídelové</i>	13
2.3.3	<i>S volnou hnací turbínou</i>	14
3	PŘEHLED MOTORŮ	15-24
3.1	Walter.....	15-16
3.1.1	<i>Walter M601</i>	15-16
3.2	Pratt & Whitney.....	17-18
3.2.2	<i>P&WC PT6A</i>	17-18
3.3	Honeywell Aerospace.....	19-21
3.3.1	<i>Honeywell LTP101</i>	19
3.3.2	<i>Honeywell TPE331</i>	20-21
3.4	Rolls-Royce.....	22-24
3.4.1	<i>Rolls-Royce RR250</i>	22-23
3.4.2	<i>Rolls-Royce RR500</i>	24
3.4	Soloy.....	25-26
3.4.1	<i>Soloy Turbine Pac</i>	25
3.4.2	<i>Soloy Dual Pac</i>	26
4	SROVNÁNÍ MOTORŮ	27-38
4.1	<i>Motory s trvalým výkonem do 300 kW</i>	28-30
4.2	<i>Motory s trvalým výkonem od 300 do 600 kW</i>	31-34
4.3	<i>Motory s trvalým výkonem nad 600 kW</i>	35-38
5	VÝVOJOVÉ TRENDY	39-40
6	ZÁVĚR	41
	POUŽITÉ INFORMAČNÍ ZDROJE	42-44
	POUŽITÉ SYMBOLY A ZKRATKY	45

1 ÚVOD

V leteckém provozu se můžeme setkat s mnoha typy motorů, mimo jiné i s motory turbovrtulovými. Účelem této práce je provést přehled dostupných turbovrtulových motorů pro letouny do vzletové hmotnosti 5700 kg a výkonu 2000 kW a poukázat na jejich vzájemné rozdíly, výhody a nevýhody. Výsledná práce by měla zjednodušit výběr vhodného motoru pro dané podmínky a požadavky.

V kapitole číslo 2 je proveden obecný přehled o turbovrtulových motorech jako celku, a to v podobě stručného historického přehledu vzniku a vývoje, principu fungování a v rozboru běžných typů provedení, se kterými je možno se setkat.

Kapitola 3 je věnována přehledu dostupných motorů splňujících daná kritéria. Jsou zde uvedeny jednotlivé společnosti produkující právě tyto pohonné jednotky a taktéž podrobné informace k jednotlivým motorům. Tyto údaje obsahují konstrukční i provozní vlastnosti motorů, a je-li to zapotřebí, pak je vytvořena tabulka odlišujících se parametrů dle jednotlivých modelů provedení.

V kapitole 4 jsou motory porovnány na základě získaných parametrů z předchozí části, a to v podobě tabulek a grafů. Pro lepší přehlednost zde nejsou uvedena všechna modelová provedení jednotlivých motorů, ale pouze výběr, který dostatečně vystihuje celé spektrum modelů. Na konci každé podkategorie je vybrán motor s nejlepšími výsledky.

Na závěr je v kapitole 5 proveden odhad vývoje do budoucna na základě získaných informací a obecné problematiky leteckého průmyslu.

2 OBECNÉ ÚDAJE

2.1 HISTORIE TURBOVRTULOVÝCH MOTORŮ

Turbovrtulové motory na počátku svého vývoje silně konstrukčně vycházely z motorů proudových. Při zabývání se vznikem a postupnou aplikací je proto vhodné se zmínit i o jejich první konstrukci. Zároveň nezanedbatelným komponentem každého turbovrtulového motoru je jeho vrtule.

S prvními vrtulemi bylo možné se setkat již na přelomu 19. a 20. století, mimo jiné i na prvním skutečně létajícím letadle bratří Wrightů 17. prosince 1903. Byla to doba, kdy první proudové motory této doby ještě nebyly schopny produkovat dostatečnou energii pro úspěšné pohánění letadel a proto byly většinou aplikovány na motory pístové. [2]

V roce 1930 anglický fyzik Sir Frank Whittle nechal patentovat svůj první koncept pro turbínový motor, později se mu podařilo toto aplikovat v podobě motoru, viz. níže. Obdobně jako on na tomto konceptu pracoval i německý fyzik Pabst von Ohainen, který 27. srpna 1939 úspěšně provedl první let stroje poháněného proudovým motorem HeS3. O dva roky později vzlétl i první proudovým motorem poháněný letoun Velké Británie, jenž nesl označení Gloster E 28/39. V něm použitý motor W-1 inženýra Whittla byl zároveň první se zpětným prouděním vzduchu. [2,7]

Prvním funkčním turbovrtulovým motorem se stal roku 1938 vynález maďarského inženýra György Jendrassika, nesoucí označení Cs1. Tento měl nalézt své uplatnění během 2. světové války, avšak problémy s nedostatečným výkonem se táhly dlouho, až byl nakonec celý projekt kvůli válečné dohodě s Německem v roce 1940 zastaven. [8]

Až po konci války v říjnu 1945 ve Velké Británii vzlétlo první experimentální turbovrtulovými motory poháněné letadlo Gloster Meteor EE227, což byl upravený RAF Gloster Meteor (jeden z prvních proudových letounů). [7] Na něm použité motory firmy Rolls-Royce nesly označení Trent RB.50 a jednalo se o modifikovanou verzi klasického proudového motoru Trent upraveného na pohon prostřednictvím vrtule. Jednalo se o zásadní pokrok v oblasti letectví, avšak i přesto trvalo ještě několik let, než si lidstvo uvědomilo výhody těchto motorů oproti klasickým pístovým.



Obr. 1.: Gloster Meteor EE227 (7)



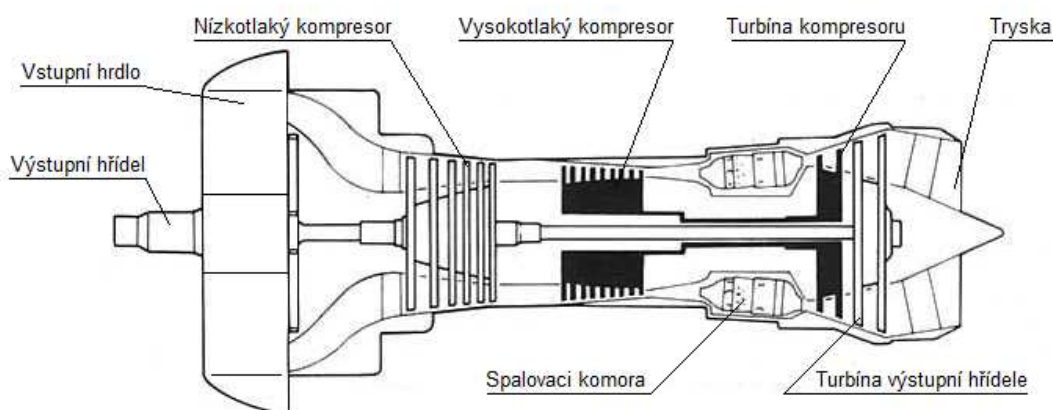
Obr. 2.: Vickers Viscount V630 (7)

V roce 1948 byl vyroben Rolls-Royce RB53 Dart, který v četných provedeních vydržel v produkci dalších 40 let.[7] Ten od počátku 50-tých let poháněl letoun Vickers Viscount, první turbovrtulovými motory poháněné dopravní letadlo.[7] V době, kdy ještě stále dominovaly letouny se čtyřmi pístovými motory, měl Viscount zásadní výhody v oblasti

bezpečnosti. Jelikož byly tehdejší pístové motory hodně komplexní konstrukce, nebylo výjimečné, že by jeden ze 4 motorů během letu nevzplanul.

Postupně se motory, jako byl Dart, aplikovaly i do dvou či jednomotorových letounů, jako byl například Grumman Gulfstream. A tak pro lety na krátké a střední vzdálenosti byla čím dál více používána turbovrtulová letadla, zatímco pístové motory byly na ústupu. [7]

2.2 PRINCIP FUNGOVÁNÍ



Obr.3.: Zjednodušené schéma turbovrtulového motoru (15)

Turbovrtulové motory se svou konstrukcí hodně blíží motorům proudovým, hlavním rozdílem je však princip vyvození tahu. Zatímco v případě proudových motorů je vyvolán přímou energií proudícího plynu na trysce motoru, tak u turbovrtulových motorů je tato energie přeměňována na rotační energii výstupní hřídele s vrtulí. Rotace vrtule pak vede k proudění vzduchu skrz její lopatky, což způsobuje tah. V následujících odstavcích bude toto dále rozebráno.

Na vstupním hrdle vchází do motoru atmosférický vzduch, který slouží jako propulzní látka. Vzduch odtud pokračuje dál motorem přes zúžující se potrubí, což dle termodynamických zákonů způsobuje stlačení vzduchu a tím navýšení jeho tlaku. Odtud pokračuje do kompresorů.

Kompresor je několikastupňové lopatkové ústrojí, které dále zvyšuje tlak do něj proudícího vzduchu. Můžeme se setkat s kompresory radiálními a axiálními. Radiální jsou běžně jeden až dvoustupňové s hodně vysokým kompresním poměrem na jednom stupni, zatímco axiální mají stupňů velké množství, vždy střídavě rotující a statické. V leteckém průmyslu se běžně více uplatňují axiální kompresory, avšak u turbovrtulových motorů se často můžeme setkat s kombinovanou aplikací obou.

Stlačený vzduch pak pokračuje do spalovacích komor přes difuzory, které vzduch zpomalují, aby vůbec mohlo dojít k zážehu. Zde je postupně mísen s palivem, které je dodáváno přes rozšířovací trysku, a následně zažehnut. Pouze 20 % vzduchu vstupuje do spalovací komory hned na vstupu, kde je použit k vytvoření plamene, dalších 20 % vstupuje ještě v rámci

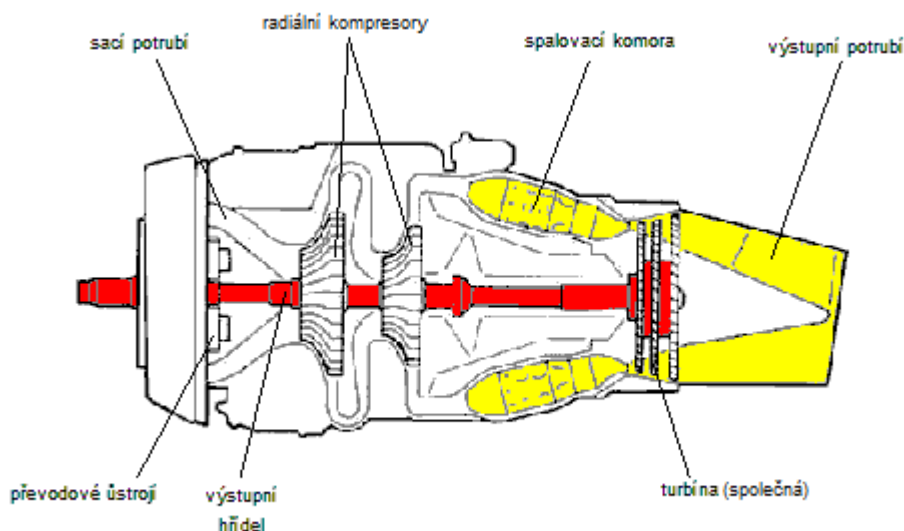
primární zóny, což vyvolává cirkulaci a víření plamenů.[15] Zbytek vzduchu vstupuje v sekundární oblasti, čímž dochází k ochlazení rozpáleného vzduchu až o polovinu.

Žhavý vzduch dál putuje do trysky, kam prochází skrz takzvané turbíny. Turbína je, stejně jako kompresor, lopatkové ústrojí, které ale naopak přeměňuje energii spalin na rotační energii. Zatímco u běžných proudových motorů se této energie získává jen nezbytné množství pro funkci kompresorů a pohon některých přístrojů letadla, tak v případě turbovrtulových motorů se usiluje o přeměnu veškeré tlakové energie. Důvodem pro to je možnost přenést tuto rotační energii až do vrtule na čele motoru, která pak způsobuje tah. Plyny tak po průchodu jednou nebo více turbínami (v závislosti na konstrukci motoru) vycházejí ven z motoru skrz trysku, avšak již nemají významné množství energie a neprojevují se výrazně na pohánění letounu.

Turbína přenáší točivý moment na výstupní hřídel, na kterou je přes převodové ústrojí napojena vrtule. Vrtule je lopatkový stroj tvořený rotorem a alespoň dvěma vrtulovými listy rovnoměrně rozmístěnými po obvodu. Podobně jako u křídla letadla obtékání vzduchu přes listy vrtule způsobuje rozdílné hodnoty tlaků nad a pod listem, což vede ke vzniku vztlakové a odporové aerodynamické síly. Vztlakové síly jsou kolmé na osu rotace vrtule, avšak při harmonickém uspořádání listů se jejich výsledný účinek vynuluje. Odporová síla působící ve směru osy otáčení vrtule pak způsobuje tah, což se projevuje pohybem vpřed. [2,8]

2.3 TYPY KONSTRUKCE TURBOVRTULOVÝCH MOTORŮ

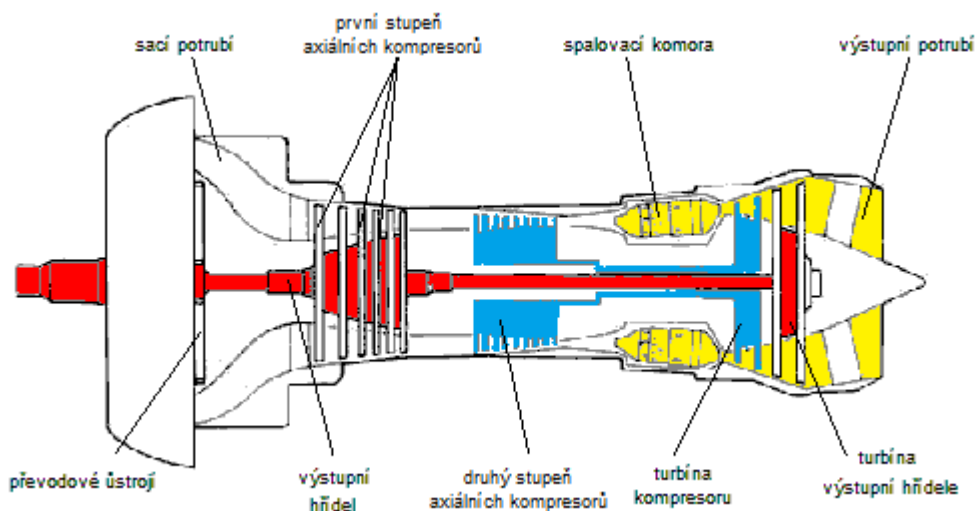
2.3.1 JEDNOHŘÍDELOVÉ



Obr.4.: Motor s jednou hřídelí (15)

Konstrukcí nejjednodušší typ turbovrtulových motorů, je zde jen jedna hřídel pro dodání rotace jak kompresorům, tak vrtuli. Lze se s ním setkat například u Honeywell TPE331 nebo Rolce-Royce Dart.

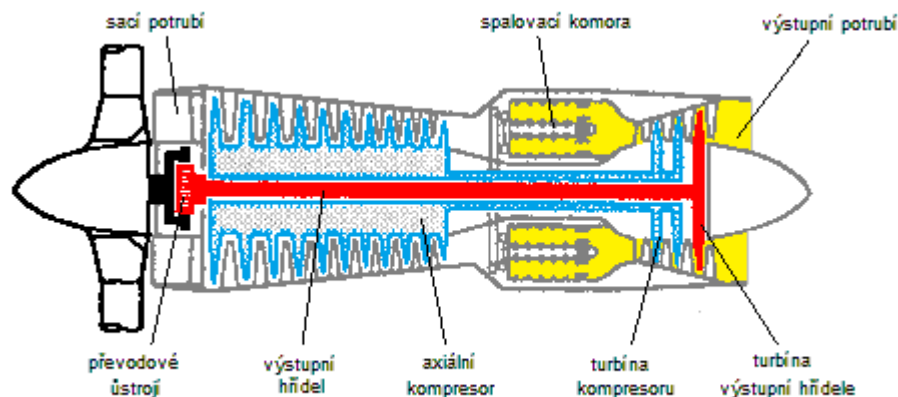
2.3.2 DVOUHŘÍDELOVÉ



Obr.5.: Motor se dvěma hřídelemi (15)

Tento typ motoru má dvě hřídele, kdy každá z nich pohání jednu sadu kompresorů a jedna z nich zároveň i přes převodové ústrojí vrtuli. Vzhledem k běžně odlišným tvarům a velikostem jednotlivých turbín lze takto dosáhnout různých otáček a kompresních poměrů na jednotlivých kompresorech, běžně se lze setkat s jedním nízkotlakým a jedním vysokotlakým kompresorem. [2]

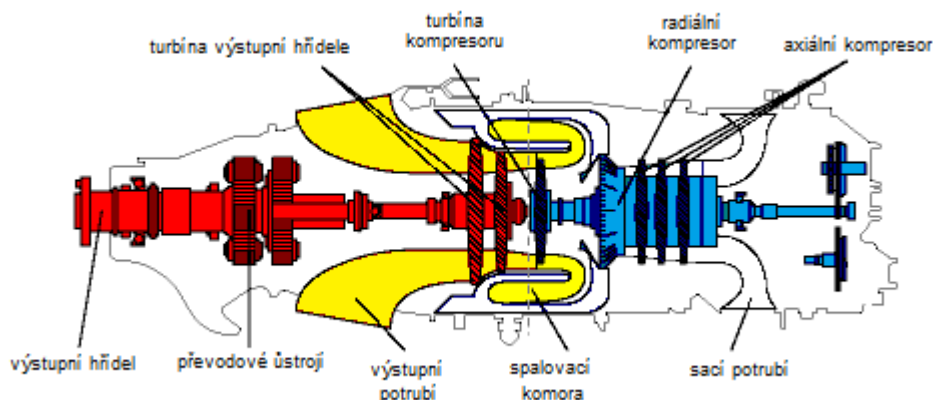
2.3.3 S VOLNOU HNACÍ HŘÍDELÍ



Obr.6.: Motor s volnou hnací turbínou (2)

Jako u předchozího případu i tyto motory mají dvě nebo tři hřídele, kdy jedna z nich je určena pro pohon vrtule a druhá (nebo i třetí) je určena pro pohon kompresorů. Výhodou této konstrukce je menší zatěžování motoru při startu, neboť není zapotřebí rozhybávat onu hnací hřídel.[2] Lze zde rozlišit dvě základní provedení, a to s koaxiálními hřídelemi (obr. 6) a se separovanými (Obr. 7). V případě první varianty je konstrukce hodně blízká těm u klasických dvouhřídelových motorů. Tuto konstrukci lze najít například u motoru RR 250.

Nekoaxiální provedení je specifické tím, že vzduch proudí motorem v opačném směru než je dráha pohybu a zároveň je konstrukčně méně náročnější. Taktéž je zde výhodou snižena šance nasání nežádoucích částic do motoru se vstupujícím vzduchem.[4] Tento typ konstrukce je využit u Walter M601, Pratt-Whitney PT6A a dalších.



Obr.7.: Motor s volnou hnací hřídelí a zpětným prouděním vzduchu (18)

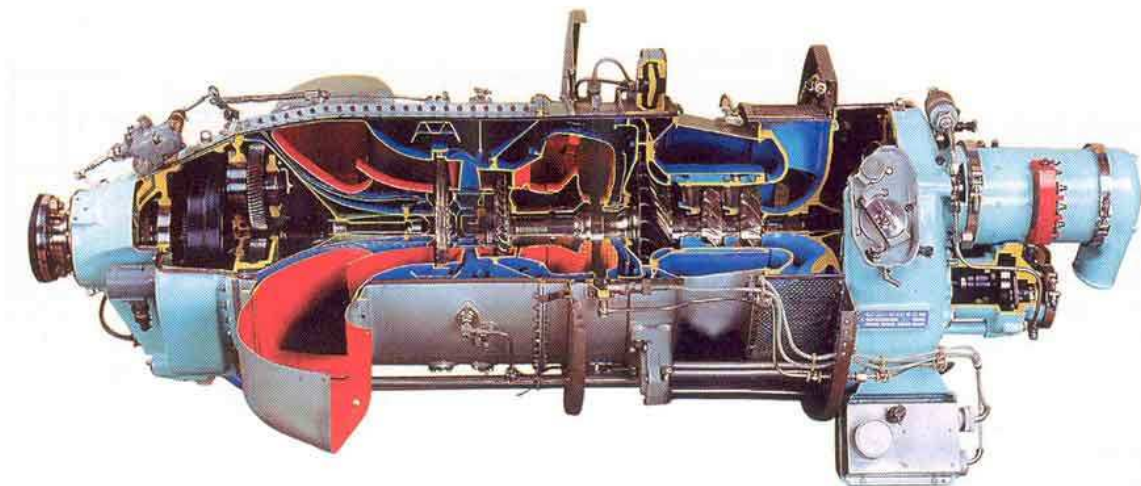
3 PŘEHLED MOTORŮ

3.1 WALTER

Jedná se o český podnik, existující již od konce 19. století, původně vyrábějící kola a automobily, dnes primárně zaměřený na turbovrtulové motory. Od r. 2002 probíhá přesun části firmy, jež vyrábí motory, z Jinočic do Letňan, produkce je tak znatelně omezena.[3] Firma byla v r. 2008 převzata GE Aviation Czech s.r.o., pod kterou aktuálně běží výzkum a certifikační zkoušky nového motoru H80, který má výkonem a účinností nahradit doposud nejúspěšnější motor podniku M601.[3]

3.1.1 WALTER M601

První pokusy o konstrukci můžeme zaznamenávat již počátkem 50. let, ale až r. 1975 prošel první model M601A certifikačními zkouškami. M601 jsou motory dvouhřídelové s obráceným průtokem plynů a volnou hnací turbínou. Z konstrukčního hlediska se jedná o dvouhřídelový motor s volnou hnací turbínou a obráceným průtokem vzduchu, blízký znázornění na obr.7.[1]



Obr.8.: Motor Walter M601 (17)

Tab.3.1.: společné parametry motorů M601 (1, 4)

kompresor	2 axiální úrovně a 1 radiální úroveň
spalovací komora	prstencová s rotačním vstřikováním paliva a nízkonapětovým zapalováním
turbína kompresoru	jednostupňová
hnací turbína	jednostupňová, volná
palivo	PL-6, PL-7, PSM-2, RT, TS-1, Jet A a Jet A-1
oleje	B3V syntetický olej, Aeroshell 500/555/560, Mobil JetII, Exxon 2380, Castrol 599
TBO	1500h, 3000h (M601F)
běžné výstupní otáčky	1900 rpm

Tab.3.2.: další parametry motorů M601 dle jednotlivých modelů (1, 16.1)

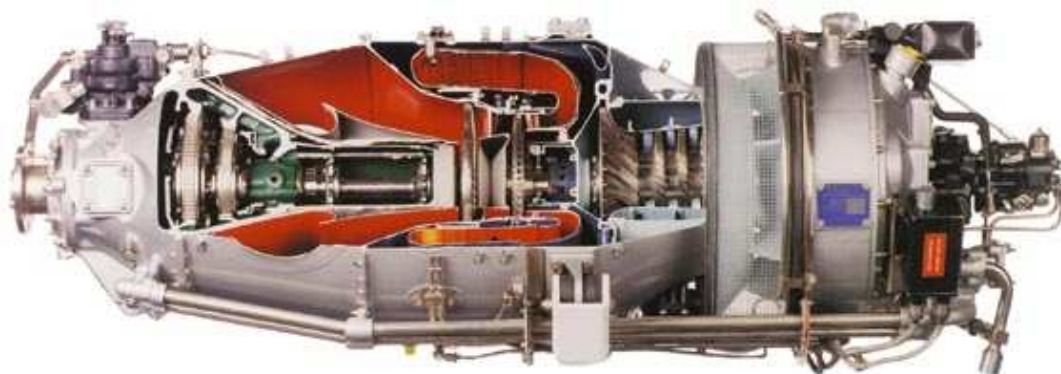
model	rozměry (d*š*v) [mm]	hmotnost (suchá) [kg]	vzletový výkon [kW]	trvalý výkon [kW]	spotřeba [μg/J]	certifikát od roku	využit u letounů
M601A	1675x590x650	178	515	452	110,8	1975	L-410M
M601B	1675x590x650	193	515	452	110,8	1977	L-410M, T-411
M601D	1658x590x650	193	540	490	110,5	1982	L-410UVP, PZL-106BT601
M601D-1	1675x590x650	193	548	490	110,5	1999	PZL-106BT601
M601D-11	1675x590x650	200	450	450	114,9	1988	AT-300, Cessna 207
M601E	1675x590x650	200	560	490	109,7	1994	K-300T, C-500T, C-700T, AT-300, AT-502
M601Z	1675x590x650	197	382	245	135,8	1984	Zlin Z-137T
M601F	1675x590x650	202	560	500	106,9	1993	M-101T
M601T	1675x590x650	202	560	490	109,7	1993	PZL-13TM

3.2 PRATT AND WHITNEY

Americká firma s širokým zaměřením, patří mezi dominantní producenty turbínových leteckých motorů. Produkce turbovrtulových motorů probíhá převážně v Kanadě pod částí firmy P&W Canada. Svými produkty PT6A a PW100 úspěšně pokrývá většinu požadavků v oblasti výkonů 372,5 - 3725 kW (500 - 5000 shp).[5] PW100 již převyšuje svými parametry hodnoty dané pro tuto práci, nebude proto zde dále zmiňován.

3.2.1 P&WC PT6A

První prototyp tohoto motoru se objevil již v roce 1959, avšak až roku 1961 byl vytvořen první motor s dostatečnou účinností a výkonem, nesoucí označení PT6A-6. Do roku 2011 bylo prodáno přes 36 000 kusů různých variací tohoto motoru ve více než 170 zemích. [5] Vzhledem k těmto údajům a faktu, že nové modely tohoto motoru jsou i nadále vytvářeny, lze konstatovat, že se jedná o neúspěšnější motor své třídy mimo Rusko. Stejně jako u Walter M601 i v případě PT6A se jedná o dvouhřídelový motor s obráceným průtokem plynů a volnou hnací turbínou (Obr. 7).[1]



Obr.9.: Motor Pratt and Whitney PT6A (19)

Tab. 3.3.: další parametry motorů PT6A dle jednotlivých modelů (1, 6)

kompresor	3 axiální úrovně (4 od A-60 dál) a 1 radiální úroveň
spalovací komora	prstencová se zpětným prouděním, 2 nízkonapěťové zapalovače
turbína kompresoru	jednostupňová
hnací turbína	jednostupňová (modely do A-36) nebo dvoustupňová (modely od A-38 dál), volná
palivo	JP-1, JP-4, JP-5, MIL-J-5624, MIL-G-5572 řádu 80/87, 91/98, 100/130 a 115/145
oleje	CPW202, PWA521 Type II
TBO	3000 - 3600 h, 4500 h (modely PT6A-45, PT6A-48), 6000 h (modely PT6A-65AR,-67)
běžné výstupní otáčky	1700-2000 rpm (větší a středně velké modely) nebo 1900-2200 rpm (menší modely)
průměr	483 mm

Tab.3.4.: Další parametry motorů PT6A dle jednotlivých vybraných modelů (1, 16.2, 16.3)

model	délka [mm]	hmotnost (suchá) [kg]	trvalý výkon [ekW]	trvalý výkon [kW]	spotřeba [$\mu\text{g}/\text{J}$]	certifikát od roku	využit u letounů
-11AG	1575	143,8	432	410	106,3	1979	AT-402, AT-402A
-112	1575	151,5	394	373	107,6	1978	Cessna Conquest I425, Reins F406
-114A	1575	158,8	529	503	108,2	1989	Cessna Caravan I208
-15AG	1575	148,8	533	507	101,8	1979	AT-400, AT-402B, AT-502
-25C	1575	156,9	584	559	100,6	1981	Pilatus PC-7 MkII
-27	1575	148,8	533	507	101,8	1967	Raytheon Beech 18/-90/-90A, AT-402
-34	1575	150,1	584	559	100,6	1977	SR2-T34, PAC 750XL
-34B	1575	156	584	559	100,6	1976	Raytheon Beech T-44A
-135A	1575	153,5	587	559	98,9	1982	Raytheon Beech King Air A90/B90/C90...
-41	1701	182,8	673	634	99,9	1973	Raytheon Beech Super King Air 200
-42	1701	182,8	674	634	101,5	1979	Raytheon Beech Super King Air B200
-50	2133	275,3	762	725,5	94,6	1976	DHC-7 Dash 7
-60A	1829	215,5	830	783	92,6	1983	Raytheon Beech King Air 300/350
-61	1701	194,6	672	634	101,5	1982	Piper Cheyenne III
-62	1778	205,9	751	708	95,8	1985	Pilatus PC-9
-64	1778	207	557	522	118,8	1989	EADS TBM 700
-65AG	1905	220,4	968	910	87,2	1979	AT-802/802A
-65B	1880	218,2	875,5	820	90,6	1982	Raytheon Beech 1900
-66	1778	213,2	675	634	104,8	1982	Piaggio P.180
-67	1880	229,5	950	895	92,4	1987	Raytheon Beech A200CT
-67AF	1930	241	965	910	87,9	1987	AT-802
-67AG	1930	235,9	965	910	89,5	1994	AT-802A
-67B	1880	240,4	791	746	92,3	1990	Pilatus PC-12
-67D	1880	233,5	948	895	92,3	1990	Raytheon Beech 1900D
-67R	1930	233,5	965	910	87,9	1991	AT-802
-68	1829	259,5	988	932	91,5	1993	Pilatus PC-9 Mk II

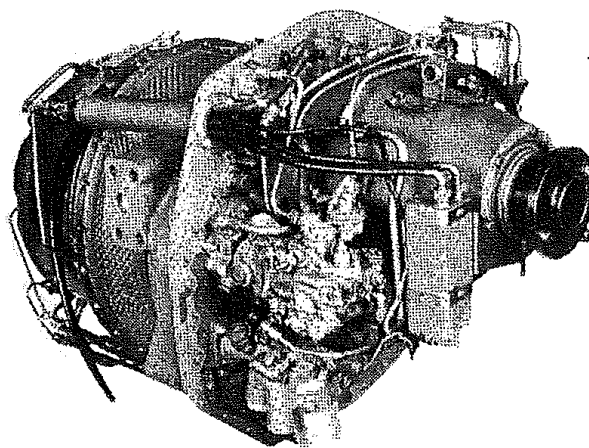
Pro velké množství byly vybrány jen některé modely, které však plně vystihují rozmezí firmou nabízeného sortimentu.

3.3 HONEYWELL AEROSPACE

Divize největší americké konglomerace, jejíž součástí se stala i část společnosti Lycoming, produkující turbovrtulové a turbohřídelové motory. Turbohřídelová verze níže uvedeného motoru LTP101, nesoucí označení LTS101, se již dočkala nástupce v podobě HTS900, avšak doposud nejsou zmínky o jeho úpravě pro letadla. Stejně tak se Honeywell v roce 1999 ujal produkce motoru společnosti Garrett AIRsearch nesoucí označení TPE331.

3.3.1 HONEYWELL LTP101

Tyto motory se prvně objevily v 70-tých letech minulého století, tehdy ještě v samostatné produkci firmy Lycoming. Zpočátku se potýkaly s velkými problémy v oblasti spolehlivosti, avšak dle tvrzení Honeywell „byla jejich bezpečnost zdvojnásobena“ v průběhu let. Jedná se o motory s volnou hnací turbínou.



Obr.10.: Motor LTP101-700A-1A (1)

Tab.3.5.: Společné parametry motorů LTP101 (1, 16.6)

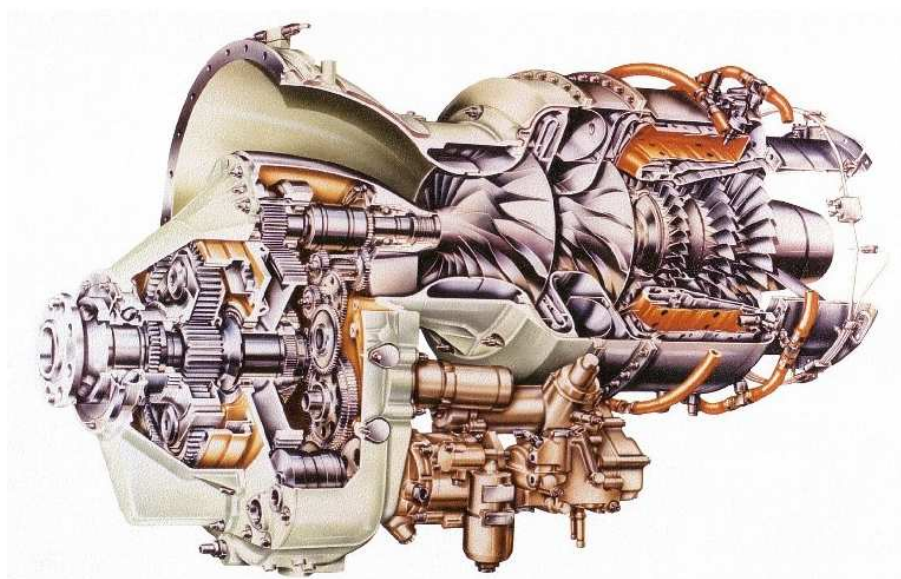
kompresor	1 axiální úroveň a 1 radiální úroveň
spalovací komora	prstencová se zpětným prouděním
turbína kompresoru	jednostupňová
hnací turbína	jednostupňová
palivo	ASTM D1655-70 typu Jet A, Jet A1, Jet B, Mil-T-5624 řádu JP-4 a JP-5
oleje	MIL-L-7808 nebo 23699
TBO	2000 h
běžné výstupní otáčky	1440 rpm

Tab.3.6.: Další parametry motorů LTP101 pro oba používané modely (1, 16.6)

model	délka x průměr [mm]	hmotnost (suchá) [kg]	vzletový výkon [ekW]	trvalý výkon [ekW]	spotřeba [μg/J]	certifikát od roku	využit u letounů
-600A-1A	914x592	147	462	436	92	1977	Piaggio P.166-DL3, Riley Cessna 421, Fletcher FU-24
-700A-1A	949x599	152	522	495	93	1977	Piaggio P.166-DL3SEM, Ag-Cat conversion

3.3.2 HONEYWELL TPE331

Tento motor, stejně jako LTP101, vychází z turbohřídelového modelu TSE331, o který ale nebyl dostatečně velký zájem. Naproti tomu TPE331 je v produkci již 50 let a to i přes fakt, že se jedná o jednohřídelový motor (Obr.4), který je dle mnohých považován za méně účinný.[1] Do roku 2005 jich bylo prodáno celosvětově přes 13 000 kusů.[1] Motor má sací potrubí umístěné nad (nebo pod, dle modelu) převodovým ústrojím a zároveň posunutou osu výstupu oproti ose hlavní pracovní hřídele.[1]



Obr. 11.: Motor TPE331-12U (20)

Tab.3.7.: Společné parametry motorů TPE331 (1)

kompresor	2 radiální úrovně v tandemovém uspořádání
spalovací komora	prstencová
turbína	3-stupňová axiální
palivo	D1655-64T typu Jet A, Jet B a Jet A-1, MIL-F-5616-1
oleje	MIL-L-7808D nebo MIL-L-23699-B
TBO	3000 h (starší modely), 7000 h (modely od TPE331-10 dál)
běžné výstupní otáčky	2000 rpm, 1590 rpm (pro modely -5,-14GR/RM)
rozměry	(1092-1333)*533*660 mm ((délka)*šířka*výška)

Tab.3.8.: Další parametry motorů TPE331 pro některé modely (1, 16.7, 16.8)

model	hmotnost (suchá) [kg]	vzletový výkon [kW]	trvalý výkon [kW]	spotřeba [μg/J]	certifikát od roku	využit u letounů
-25/61,71	152	451	429	111,5	1963	mu-2, FU-24, dhc-2 turbobeaver
-1	152,5	526	496	102,2	1965	mu-2, pilatus turbo-porter, fairchild au-23a peacemaker
-2	152,5	563	533	99,4	1965	Turbo Goose, DHC-2 Turbo Beaver
-3	160	-	629	99,7	1969	Merlin III, IV, Century Jetstream III
-5	163	-	578,7	101,7	1970	Merlin IIB, Shorts Skyvan
-6	163	-	533	101,7	1973	Beech King Air B100
-8	168	-	645	94,6	1976	Cessna Conquest II
-10	175	-	701	94,6	1978	Mitsubishi Marquise, Glufstream Comander 980
-10U	175	-	701	94,6	1978	Merlin IIIB, IIIC, 300
-11U	184	-	746	94,3	1979	Metro III, Merlin IVC
-12B-701A	190,5	-	820	92,5	1984	Shorts S312 Tucano
-12JR-701C	176,9	-	690	92,5	1997	CASA C212 řady 400
-12U	176,9	-	834	92,5	1986	CASA 212-400, Metro III
-14*	265,4	-	746	84,8	1984	Metro V, VI, Piper Cheyenne
-14GR/HR	287,1	-	1312	84,8	1984	Marsh 52 Air Tractor, Thrush V-1A Bigilante
-14GR-801E	287,1	-	1118	84,8	1992	Antonov An-38
-15AW	282,1	-	1227	84,8	1988	Grumman S-2 Tracker
-25	152	428	373	N/A	2000	zemědělské letouny PZL Dromader, Air Tractor, Turbo Ag-Cat

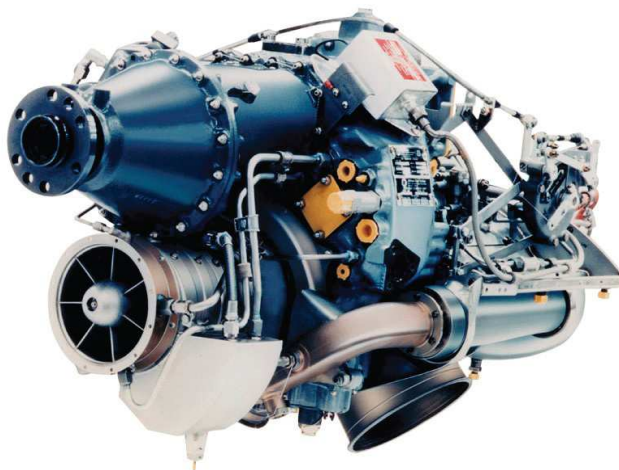
Není-li vzletový výkon uveden jinak, pak má stejnou hodnotu jako výkon trvalý anebo neznámou. Dále u modelu TPE331-25 není k dispozici spotřeba z žádného zdroje.

3.4 ROLLS-ROYCE

Jak již bylo zmíněno v historickém přehledu, tato americká společnost se stala prvním velkým producentem turbovrtulových motorů. Firma je proslulá nejen v oblasti leteckých motorů všeho druhu, ale také luxusních automobilů. Jejich nejslavnějším turbovrtulovým motorem byl RR Dart, který však již v těchto dnech není v produkci a dosluhuje v posledních letadlech. Aktuálně dostupné jsou modely RR250 a RR500.

3.4.1 ROLLS-ROYCE RR250

Původně produkován pod společností Allison Engines, se kterou se Rolls-Royce 1995 sloučil. Jedná se o motor hodně malých rozměrů s volnou hnací turbínou, který se jako první své třídy dostal do hromadné výroby na počátku 60-tých let.[1] Dostupný je jak v turbovrtulovém tak turbohřídelovém provedení, avšak pro jeho vrtulníkové varianty již vznikl nástupce v podobě RR300. Motor je ojedinělý ve své konstrukci, neboť vzduch vstupuje klasicky vepředu, projde kompresory, odtud putuje do zadní části motoru, kde se otočí o 180° a pokračuje do spalovací komory. Po průchodu komorou a turbínami je proudění opět přesměřováno, tentokrát o 90° směrem k dolní části motoru. [21]



Obr.12.: Motor Rolls-Royce RR250-B17F (22)

Tab. 3.9.: Společné parametry motorů RR250 (1, 9)

kompresor	6 axiálních úrovní a 1 radiální
spalovací komora	se zpětným prouděním, umístěna u konce motoru
turbína kompresoru	dvoustupňová axiální
hnací turbína	dvoustupňová axiální
palivo	MIL-5624, JP-4, JP-5, ASTM-1655, Typ A, A-1, B
oleje	MIL-L-7808 nebo MIL-L-23699
TBO	3500h
běžné výstupní otáčky	2030 rpm

Tab.3.10.: Další parametry motorů RR250 pro turbovrtulové modely (1, 16.4, 16.5)

model	rozměry (d*š*v) [mm]	hmotnost (suchá) [kg]	vzletový výkon [kW]	trvalý výkon [kW]	trvalý ekon. výk. [kW]	spotřeba* [μg/J]	certifikát od roku	využit u letounů
-B15G	1134x484x572	81,5	236	201	151	128,7	1969	prototyp SIAI-Marchetti SM.1019
-B17	1139x484x572	88,4	298	287	215	N/A	1972	Turbostar 402, ASTA Nomad
-B17B	1139x484x572	88,4	298	287	215	N/A	1974	Turbostar 402, 414, ASTA Nomad N22, N24
-B17C	1141x483x572	88,4	313	275	206	120,8	1979	Tallison Bonanza, Glasair III, Turbostar 402, 414
-B17D	1141x483x572	89,8	313	275	206	120,8	1983	SF-260TP, Aucán, Redigo, Fuji T-5
-B17F	1141x493x574	93	335	283	234	113,7	1988	Fuji KM-2D, Vulcanair SF.600A, KX-1, Redigo, Schweizer SA-2-38
-C20S	985x483x589	73,5	313	276	207	112,5	1983	Cessna 185, 206, 207, APEC Nexus

Spotřeba u modelů –B17 a –B17B není uvedena v oficiálních zdrojích, neoficiální se v jejich hodnotách rozcházejí.

3.4.2 ROLLS-ROYCE RR500

Jedná se o novinku na trhu, kterou se společnost Rolls-Royce snaží vyplnit prázdná místa ve svém sortimentu motorů. Doposud ještě není ani evidován v databázi certifikátů FAA (plánováno na rok 2012), přesto zde bude uvedeno pár informací o něm, jelikož je nepravděpodobné, že by se projekt v této fázi ještě zavrhl. Konstrukčně vychází z motoru RR300 se zvýšením výkonu a velikosti, motor je navržen tak, aby byla možná jeho aplikace i u starších modelů letadel. Mělo by se jednat o motor s volnou hnací turbínou.[11]



Obr.13.: Motor Rolls-Royce RR500 (23)

Tab.3.11.: Aktuálně dostupné parametry motoru RR500 (10)

hmotnost	113 kg
palivo	blíže nespecifikováno, pouze že se má jednat o Jet paliva
TBO	4000 h
rozměry	594*1095 mm (průměr*délka)
výkon	335 kW (T-O), 283 kW (maximální trvalý), 238 kW (trvalý ekonomický)

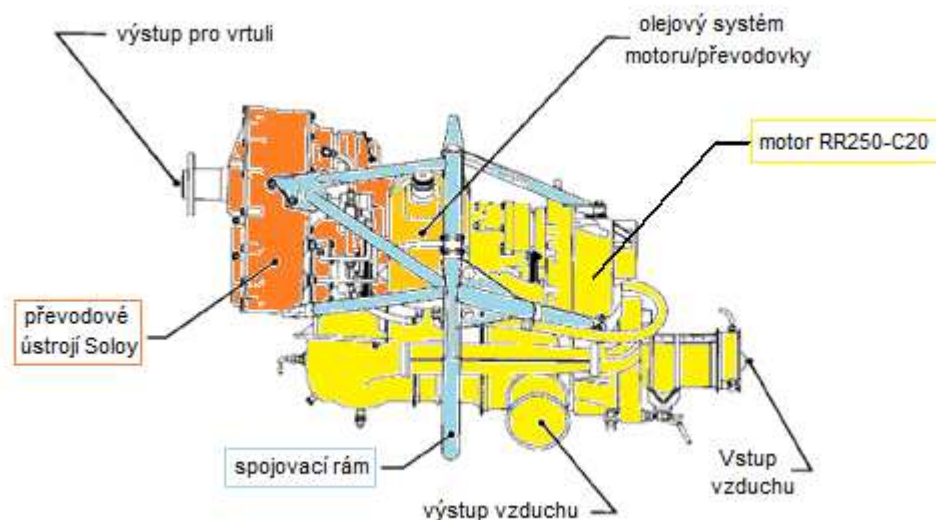
Ostatní technické údaje doposud nebyly zveřejněny, lze je očekávat spolu s certifikací v roce 2012.

3.5 SOLOY AVIATION SOLUTION

Společnost sídlící v USA zabývající se nejen motory, ale také úpravou celé řady malých letounů a helikoptér. Není ojedinělá spolupráce s dalšími firmami za účelem úpravy již existujících motorů pro širší využití.

3.5.1 SOLOY TURBINE PAC

Jedná se o kombinaci motoru společnosti Rolls-Royce RR250-C20S (viz. kap. 3.4.1) a převodového ústrojí firmy Soloy.[13] Tato kombinace vznikla za účelem aplikace tohoto motoru do letounů dříve používajících malé pístové motory. Parametry motoru jsou uvedeny v tabulkách 3.9 a 3.10, pozměněné hodnoty dané úpravou motoru jsou uvedeny níže.



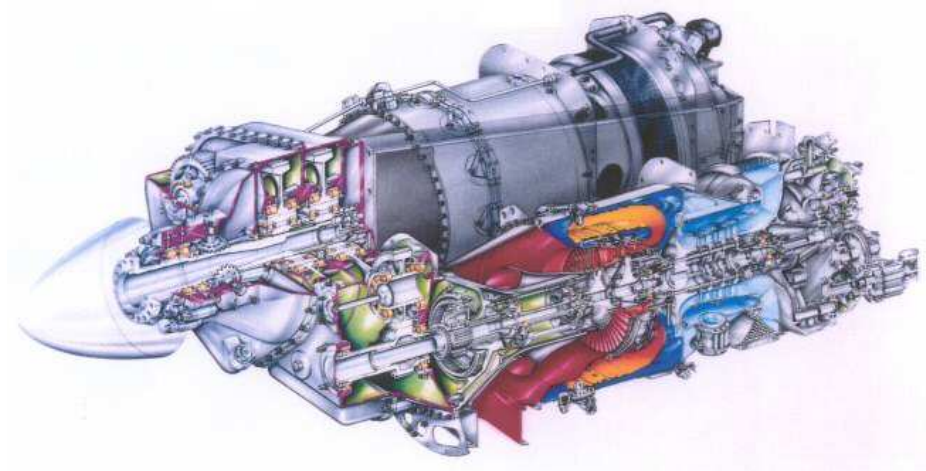
Obr. 14.: Zjednodušený obrázek motoru Soloy Turbine Pac (14)

Tab.3.12.: Parametry Soloy Turbine Pac, kterými se odlišuje od RR250-C20S (1,14)

hmotnost	143,9 kg
TBO	3500 h (komponenty RR), 2000 h (komponenty Soloy)
běžné výstupní otáčky	1450-1810 rpm
rozměry	1220*754,38*754,89 mm (délka*šířka*výška)
výkon	311,7 kW (T-O), 296,5 kW (maximální trvalý)
spotřeba	110 µg/J
využit u letounů	Cessna 206/Skywagon, Cessna/206H/T206H Cessna 207/Stationair, Beech A36 Bonanza

3.5.2. SOLOY DUAL PAC

Dual Pac vznikl za účasti Pratt & Whitney Canada a Soloy. Tento motor je kombinací dvou motorů PT6D-114A, které jsou spojeny přes převodové ústrojí na pohon jediné vrtule. Byla provedena celá řada testů, aby v případě úmyslného či nahodilého vypadnutí jednoho z motorů byla celá konstrukce schopna pokračovat v činnosti. Ač aktuálně není aplikován na žádném letounu, je certifikován (od r. 1997) a případně k dispozici.[1,12]



Obr. 15.: Motor Soloy Dual Pac (24)

Tab.3.13.: Parametry jednoho motoru PT6D-114A (1,6)

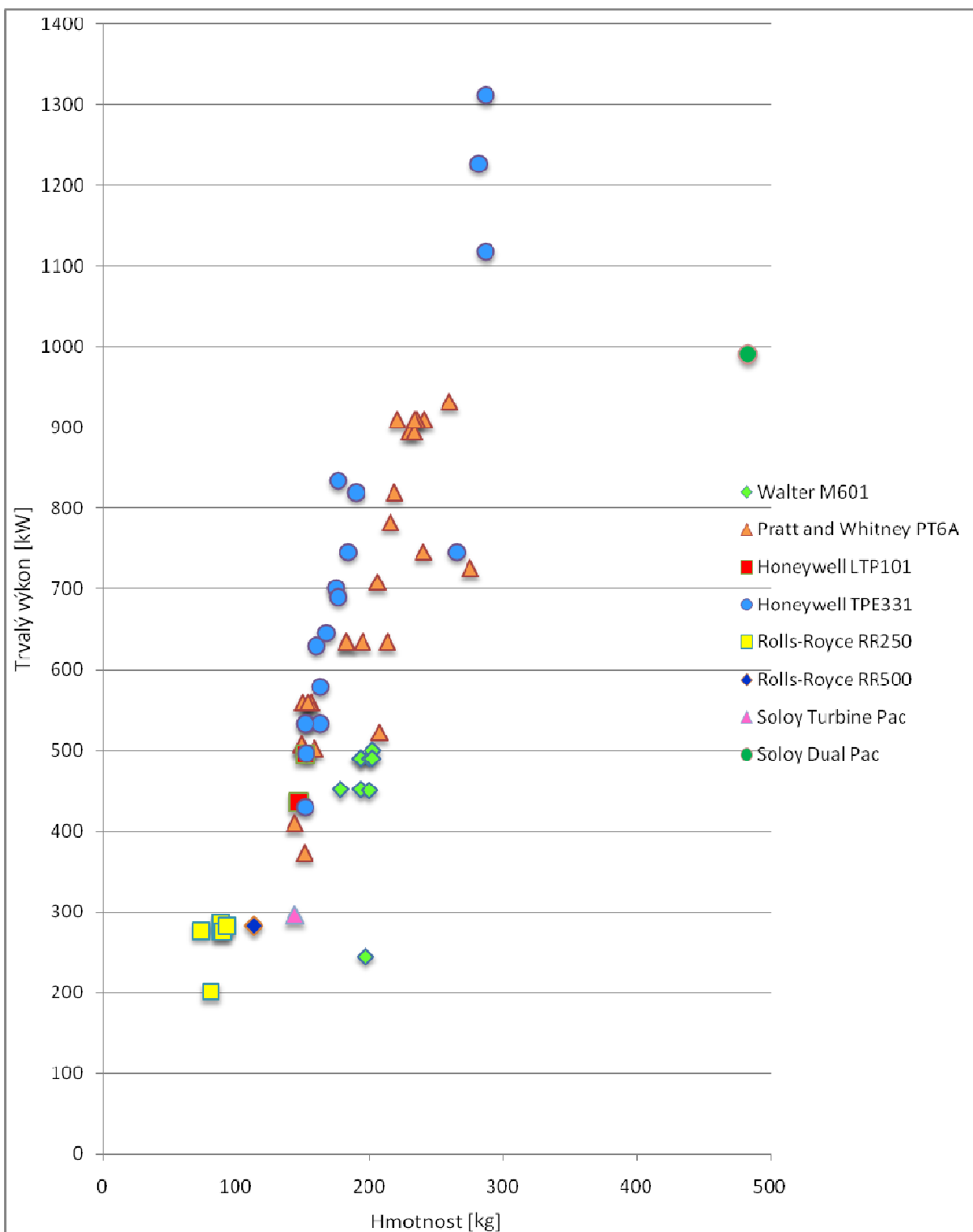
kompresor	3 axiální úrovně a 1 radiální úroveň
spalovací komora	prstencová se zpětným prouděním
turbína kompresoru	jednostupňová
hnací turbína	jednostupňová
palivo	JP-1, JP-4, JP-5, MIL-J-5624, MIL-G-5572 řádu 80/87, 91/98, 100/130 a 115/145
oleje	CPW202, PWA521 Type II
TBO	3600h

Tab.3.14.: Parametry Soloy Dual Pac (1, 12)

hmotnost	483,1 kg
rozměry	1917,4*1256*751 mm (délka*šířka*výška)
výkon	991 kW (T-O i maximální trvalý), 493 kW (při práci pouze 1 motoru)
spotřeba	104,9 µg/J
využit u letounů	motor není aktuálně využíván na žádném letounu, během testování byl aplikován na DHC3 Beaver a Soloy Pathfinder 21

4. SROVNÁNÍ MOTORŮ

Na následujících stranách budou porovnány motory z hlediska výkonu, trvanlivosti, měrné spotřeby a měrné hmotnosti. Dle níže uvedeného grafu byly zvoleny 3 kategorie podle trvalého výkonu. Kategorie jsou do 300 kW, 300-600 kW a nad 600 kW.



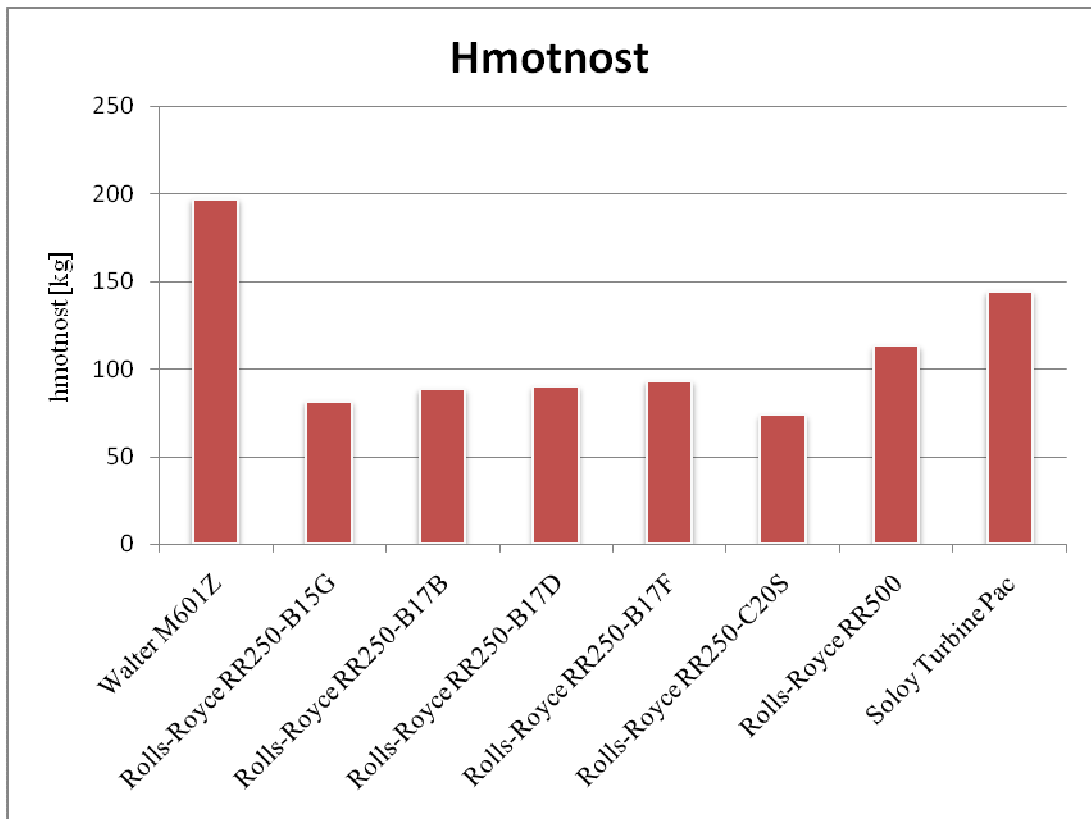
Obr.16.: Grafická závislost trvalých výkonů na hmotnosti všech uvedených TP motorů (1)

4.1. MOTORY S TRVALÝM VÝKONEM DO 300 kW

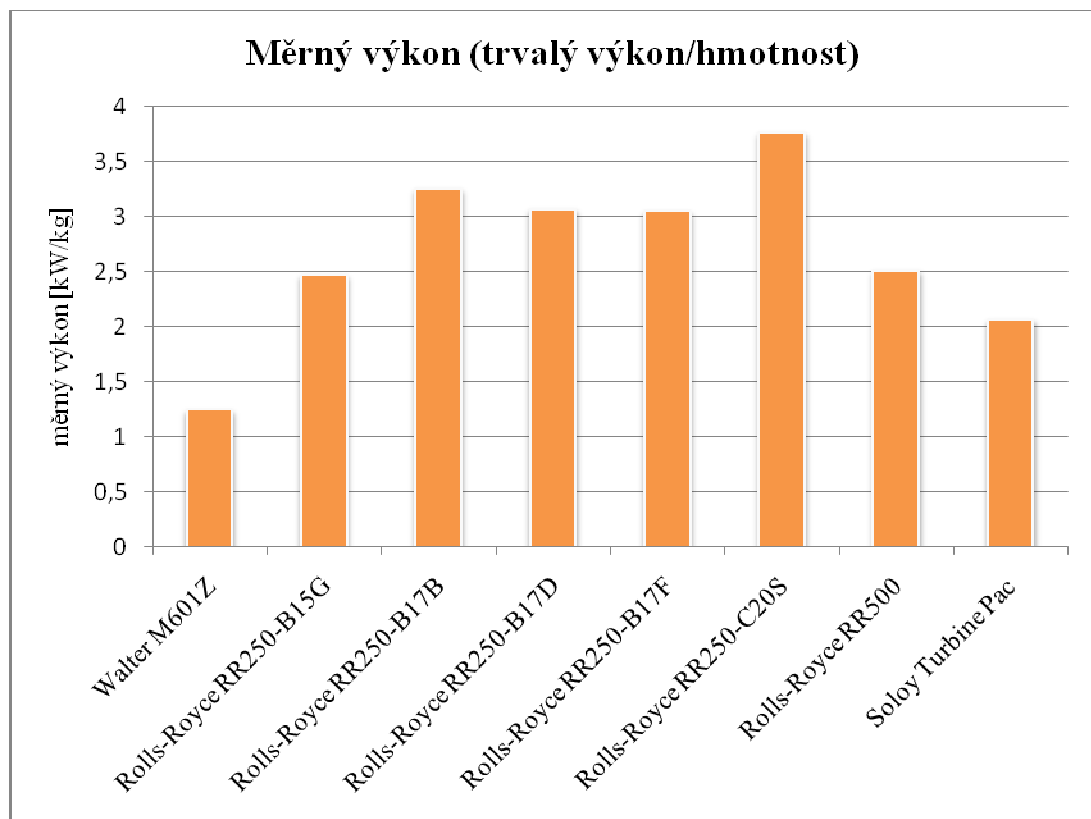
Do této kategorie spadají motory RR250, RR500, M601Z a Turbine Pac. Pro lepší přehlednost a mnohdy shodné nebo téměř shodné parametry motorů RR250 jsou uvedeny jen některé modely.

Tab.4.1.: Srovnání parametrů motorů s trvalým výkonem do 300 kW (zdroje viz. podkapitoly motorů)

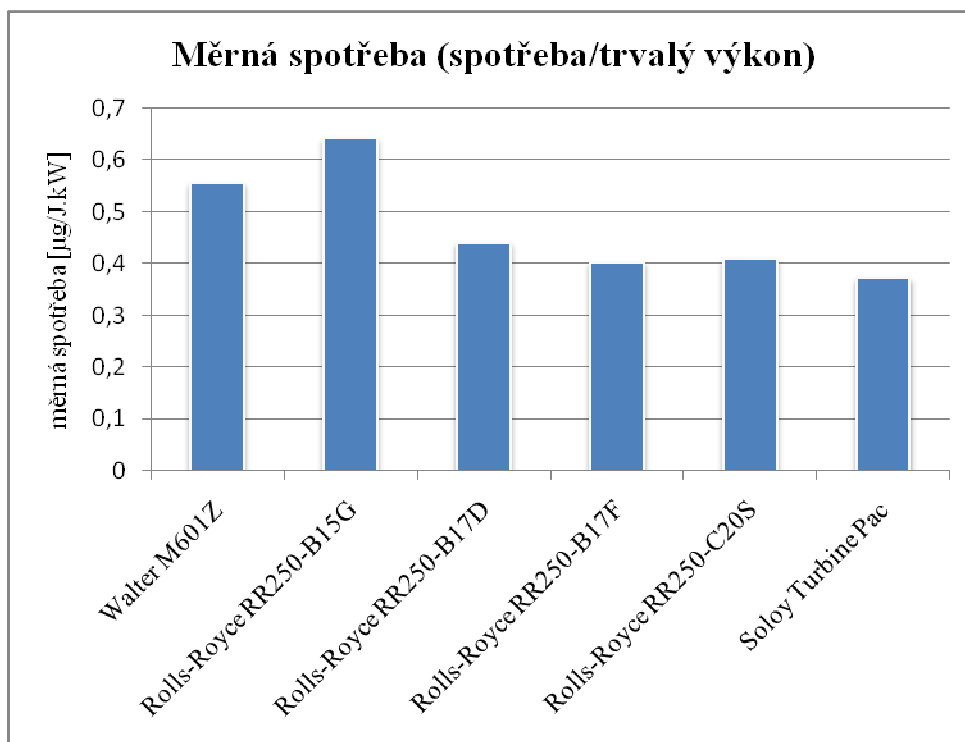
	Walter M601Z	Rolls-Royce RR250-B15G	Rolls-Royce RR250-B17B	Rolls-Royce RR250-B17D
rozměry [mm] (d*š*v)	1675x590x650	1134x484x572	1139x484x572	1141x483x572
vzletový výkon [kW]	382	236	298	313
trvalý výkon [kW]	245	201	287	275
spotřeba [μg/J]	135,8	128,7	N/A	120,8
hmotnost [kg]	197	81,5	88,4	89,8
palivo	PL-6, PL-7, PSM-2, RT, TS-1, Jet A a Jet A-1	MIL-5624, JP-4, JP-5, ASTM-1655, Typ A, A-1, B		
oleje	B3V syntetický olej, Aeroshell 500/555/560...	MIL-L-7808 nebo MIL-L-23699		
TBO [h]	1500	3500		
	Rolls-Royce RR250-B17F	Rolls-Royce RR250-C20S	Rolls-Royce RR500	Soloy Turbine Pac
rozměry [mm] (d*š*v)	1141x493x574	985x483x589	1095x594x594	1220x754,38x754,89
vzletový výkon [kW]	335	313	335	311,7
trvalý výkon [kW]	283	276	283	296,5
spotřeba [μg/J]	113,7	112,5	N/A	110
hmotnost [kg]	93	73,5	113	143,9
palivo	MIL-5624, JP-4, JP-5, ASTM-1655, Typ A, A-1, B		Jet paliva	JP-1, JP-4, JP-5, MIL-J-5624...
oleje	MIL-L-7808 nebo MIL-L-23699		N/A	CPW202, PWA521 Type II
TBO [h]	3500		4000	2000



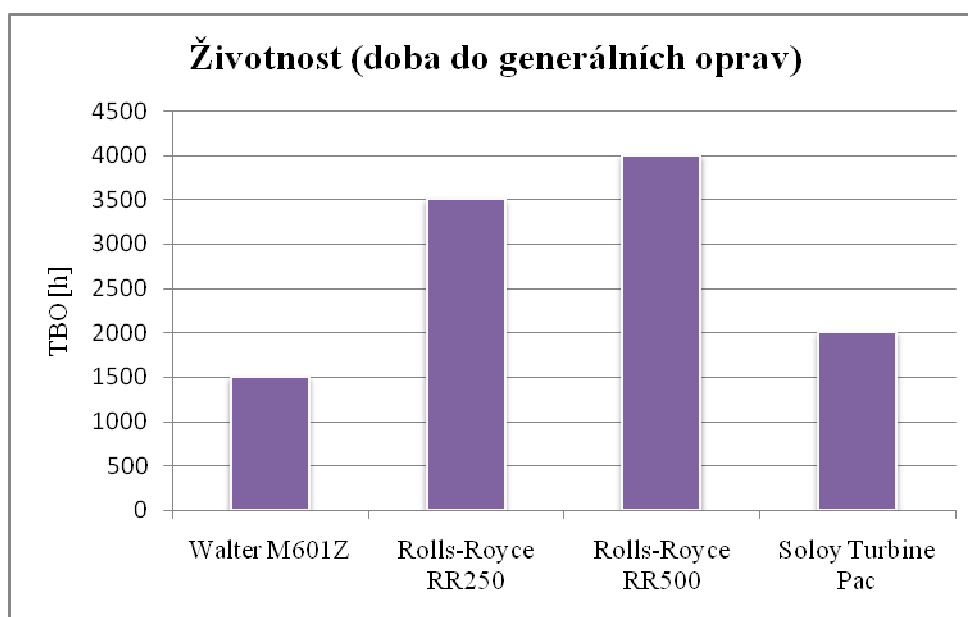
Obr.17.: Porovnání motorů do 300 kW z hlediska hmotnosti



Obr.18.: Porovnání motorů do 300 kW z hlediska měrného výkonu



Obr.19.: Porovnání motorů do 300 kW z hlediska měrné spotřeby



Obr.20.: Porovnání motorů do 300 kW z hlediska životnosti

Motory RR250-B17B a RR500 nebylo možné z hlediska měrné spotřeby porovnat, protože u nich nejsou dostupné údaje o spotřebě. Z grafů je patrné, že nejlepší v této kategorii je motor Roll-Royce RR250-C20S, jelikož z hlediska hmotnosti a měrného výkonu dosahuje nejlepších výsledků a v rámci životnosti a spotřeby je jen nepatrně pozadu. Naopak jako celkově nejhorší motor se jeví Walter M601Z, který však takových výsledků dosahuje hlavně kvůli využití v zemědělských letadlech, neboť je velká část výkonu odváděna na pohon rozprašovače a jiných přístrojů.

4.2. MOTORY S TRVALÝM VÝKONEM 300-600 kW

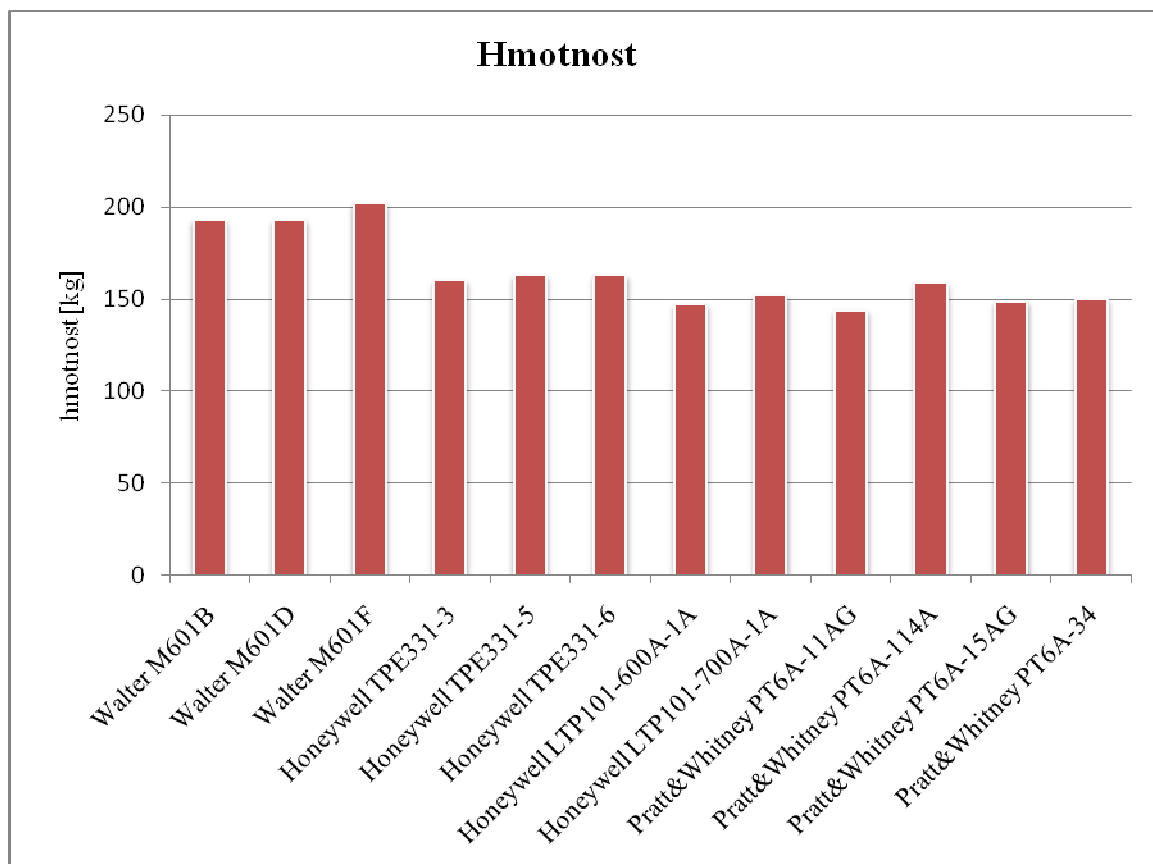
Do této kategorie lze zařadit téměř všechny motory M601, obě provedení LTP101 a starší modely PT6A a TPE331. Vzhledem k přehlednosti bylo z celkového počtu asi 25 modelů vybráno k porovnání pouze 12, ostatní modely, jež zde nejsou zmíněny, jsou svými parametry hodně blízké výběru a při případném zájmu je možné je nalézt v tabulkách předchozích kapitol.

Tab.4.2.: Srovnání parametrů motorů s trvalým výkonem od 300 do 600 kW, 1.část (zdroje viz. podkapitoly motorů)

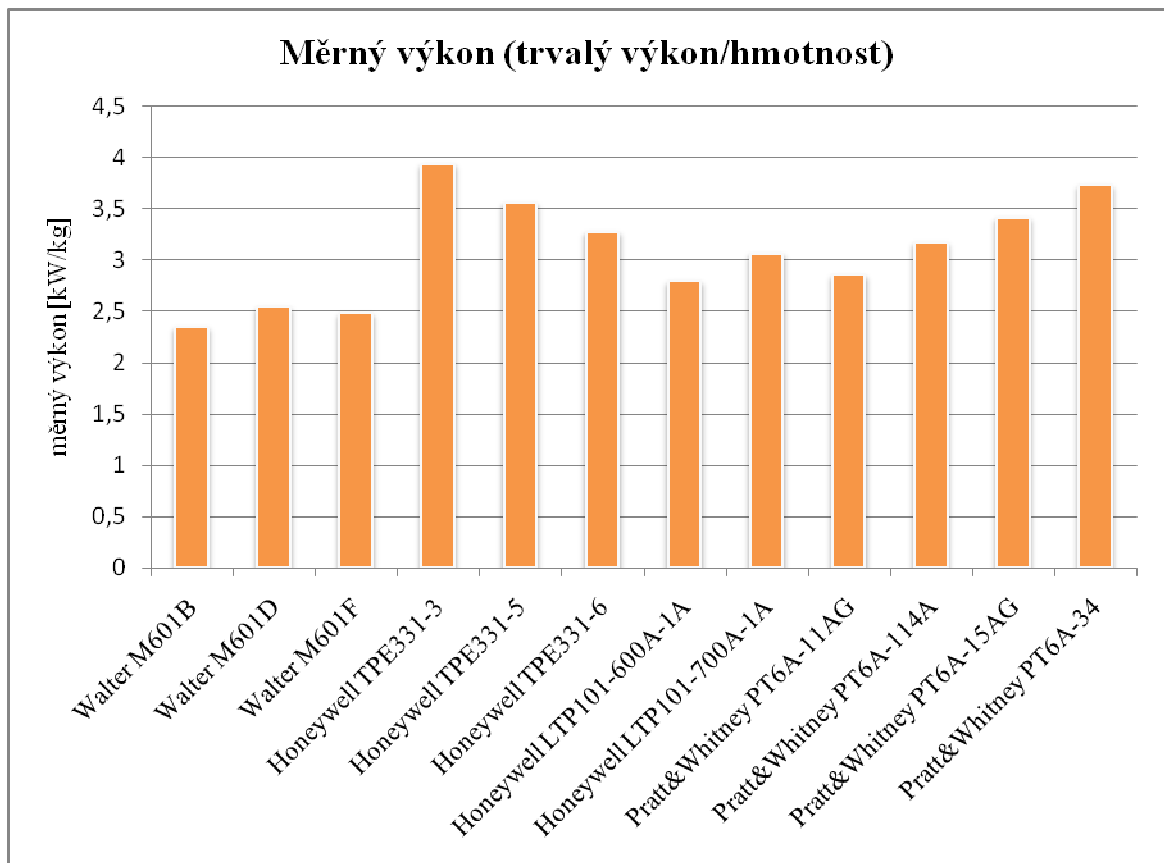
	Walter M601B	Walter M601D	Walter M601F	Honeywell TPE331-3
rozměry [mm] (d*š*v)	1675x590x650	1658x590x650	1675x590x650	1333x533x660
vzletový výkon [kW]	515	540	560	629
trvalý výkon [kW]	452	490	500	629
spotřeba [μg/J]	110,8	110,5	106,7	99,7
hmotnost [kg]	193	193	202	160
palivo	PL-6, PL-7, PSM-2, RT, TS-1, Jet A a Jet A-1			D1655-64T typu Jet A, Jet B a Jet A-1...
oleje	B3V syntetický olej, Aeroshell 500/555/560, Mobil JetII, Exxon 2380, Castrol 599			IL-L-7808D nebo MIL-L-23699-B
TBO [h]	1500	1500	3000	3000
	Honeywell TPE331-5	Honeywell TPE331-6	Honeywell LTP101-600A-1A	Honeywell LTP101-700A-1A
rozměry [mm] (d*š*v)	1333x533x660	1333x533x660	914x592x592	949x599x599
vzletový výkon [kW]	578,7	533	434	491
trvalý výkon [kW]	578,7	533	410	465
spotřeba [μg/J]	101,7	101,7	92	93
hmotnost [kg]	163	163	147	152
palivo	D1655-64T typu Jet A, Jet B a Jet A-1, MIL-F-5616-1		ASTM D1655-70 typu Jet A, Jet A1, Jet B, Mil-T-5624 řádu JP-4 a JP-5	
oleje	MIL-L-7808D nebo MIL-L-23699-B		MIL-L-7808 nebo 23699	

Tab.4.3.: Srovnání parametrů motorů s trvalým výkonem od 300 do 600 kW, 2.část (zdroje viz. podkapitoly motorů)

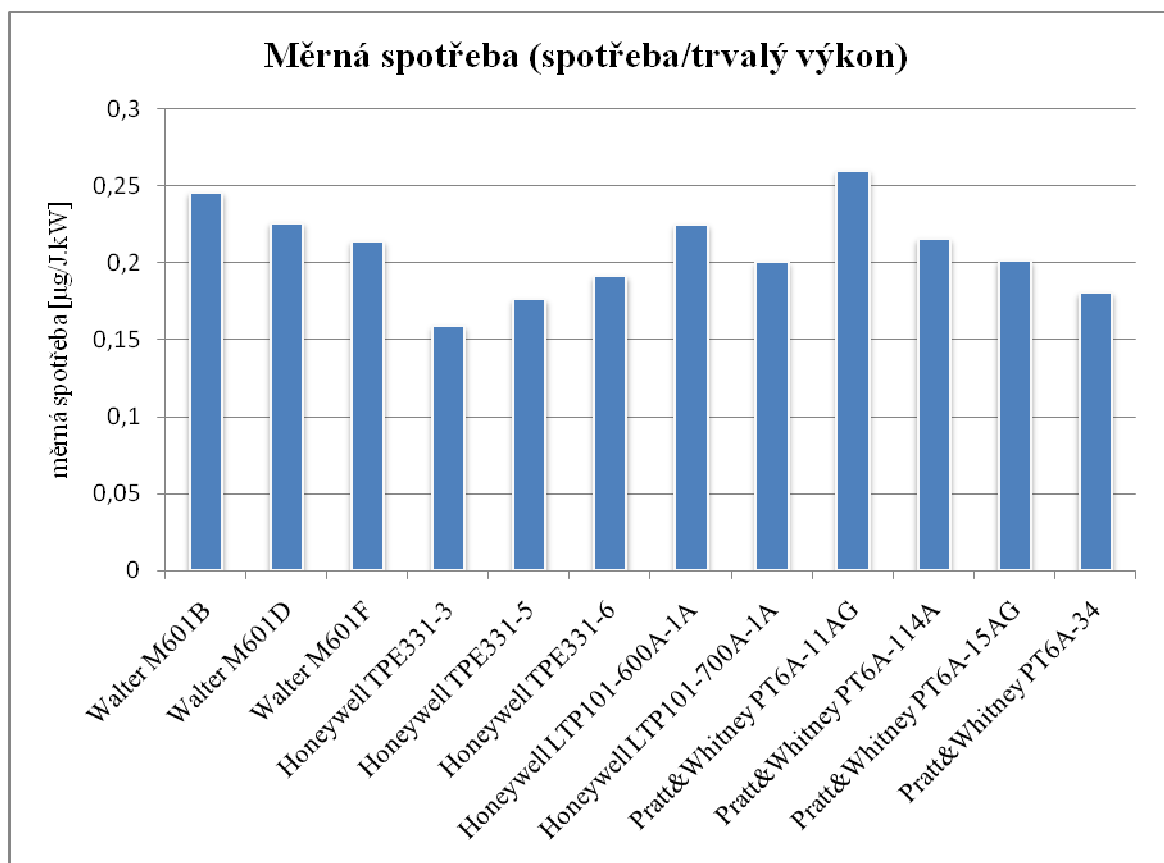
	Pratt&Whitney PT6A-11AG	Pratt&Whitney PT6A-114A	Pratt&Whitney PT6A-15AG	Pratt&Whitney PT6A-34
rozměry [mm] (d*š*v)	1575x483x483	1575x483x483	1575x483x483	1575x483x483
vzletový výkon [kW]	N/A	N/A	N/A	N/A
trvalý výkon [kW]	410	503	507	559
spotřeba [μg/J]	106,3	108,2	101,8	100,6
hmotnost [kg]	143,8	158,8	148,8	150,1
palivo	JP-1, JP-4, JP-5, MIL-J-5624, MIL-G-5572 řádu 80/87, 91/98, 100/130 a 115/145			
oleje	CPW202, PWA521 Type II			
TBO [h]	3000	3600	3000	4000



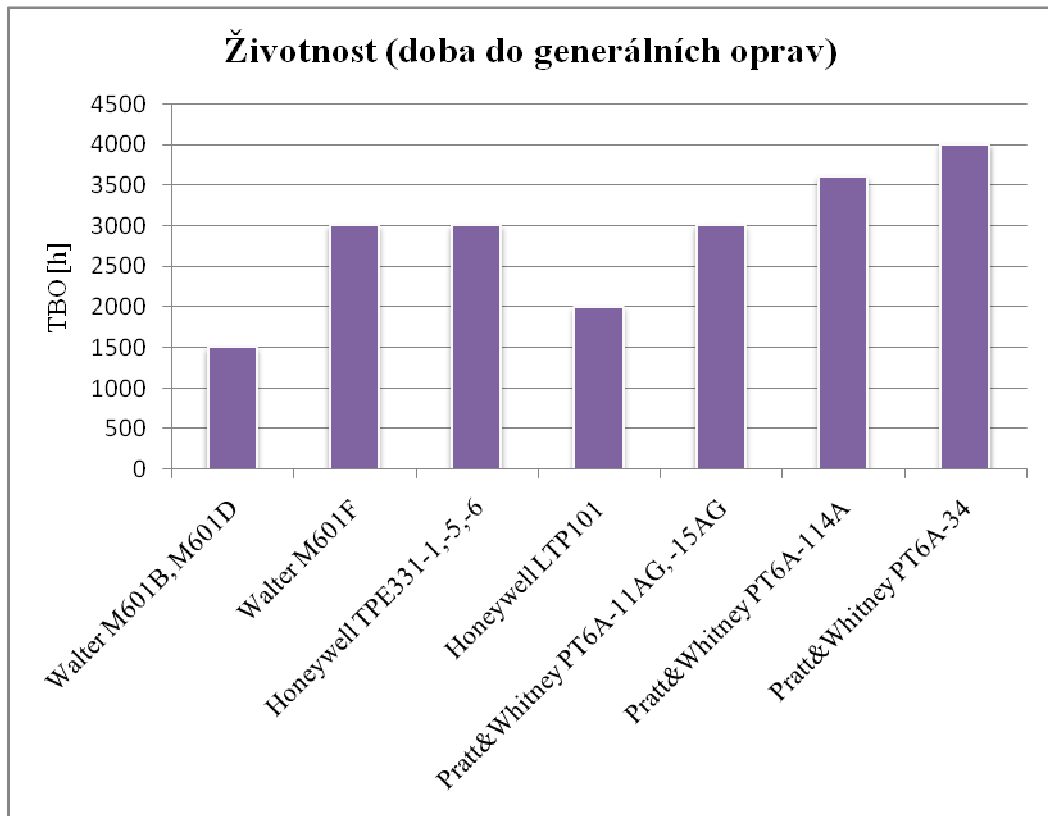
Obr.21.: Porovnání motorů od 300 do 600 kW z hlediska hmotnosti



Obr.22.: Porovnání motorů od 300 do 600 kW z hlediska měrného výkonu



Obr.23.: Porovnání motorů od 300 do 600 kW z hlediska měrné spotřeby



Obr.24.: Porovnání motorů od 300 do 600 kW z hlediska životnosti

V této kategorii dosahují nejlepších parametrů motory Honeywell TPE331-3 a Pratt & Whitney PT6A-34, kdy TPE331-3 má sice znatelně menší spotřebu než PT6A, avšak z hlediska životnosti zaostává o 25 %. Dostupnost obou motorů však může být v těchto dnech znatelně omezená, jelikož se obě společnosti s postupujícím časem zaměřují na výkonnější modely. Nejhorší statistiky mají motory Walter M601, což je to pravděpodobně způsobeno vysokou hodnotou hmotnosti při stejném výkonu jako u konkurentů.

4.3. MOTORY S TRVALÝM VÝKONEM NAD 600 kW

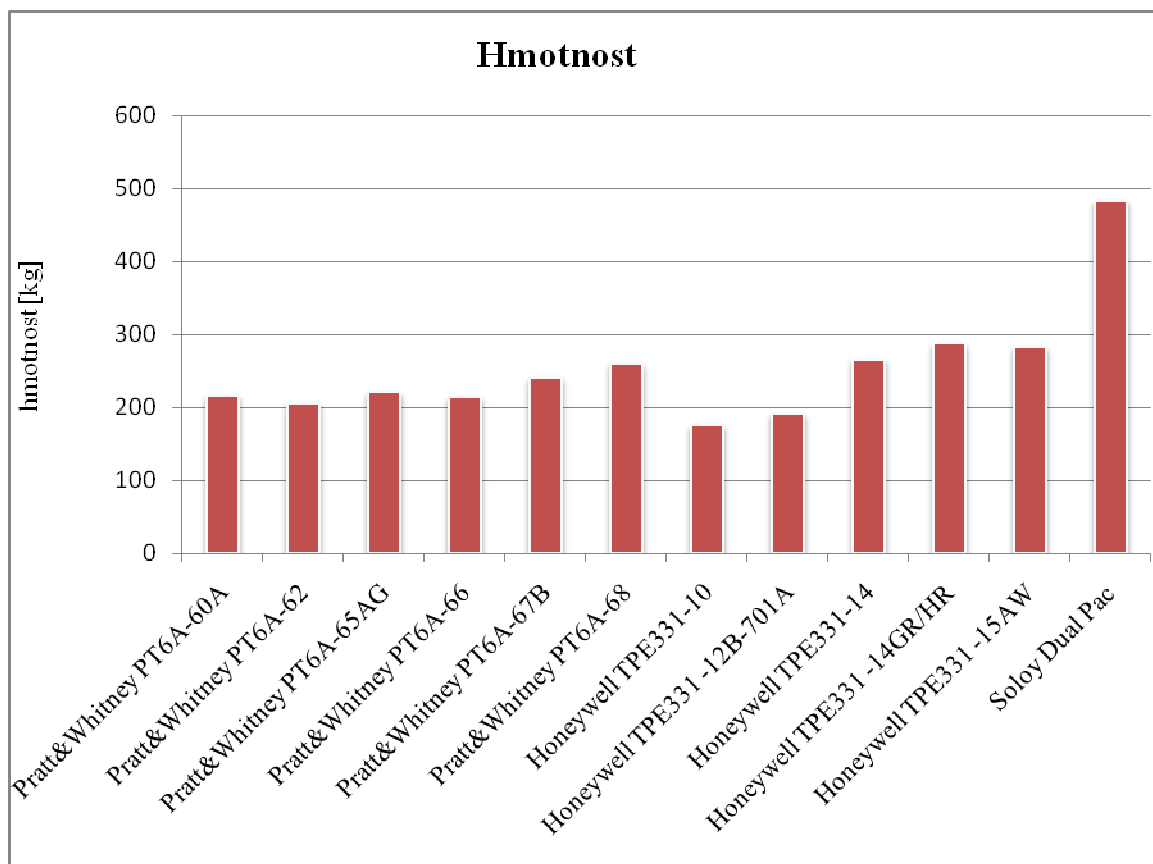
V této výkonnostní kategorii se nachází většina novějších modelů od PT6A a TPE331, zároveň sem spadá i Soloy Dual Pac. Opět bylo vybráno pouze několik motorů z celkové databáze, nicméně pro orientační posouzení nejlepší společnosti kategorie budou dostačující. Mnohé modely níže uvedené by bylo možné aplikovat i do letadel s větší vzletovou hmotností než 5,7 tun, nicméně i nejsilnější zde zmíněný byl aplikován i do letadel menších.

Tab.4.4.: Srovnání parametrů motorů s trvalým výkonem nad 600 kW, 1.část (zdroje viz. podkapitoly motorů)

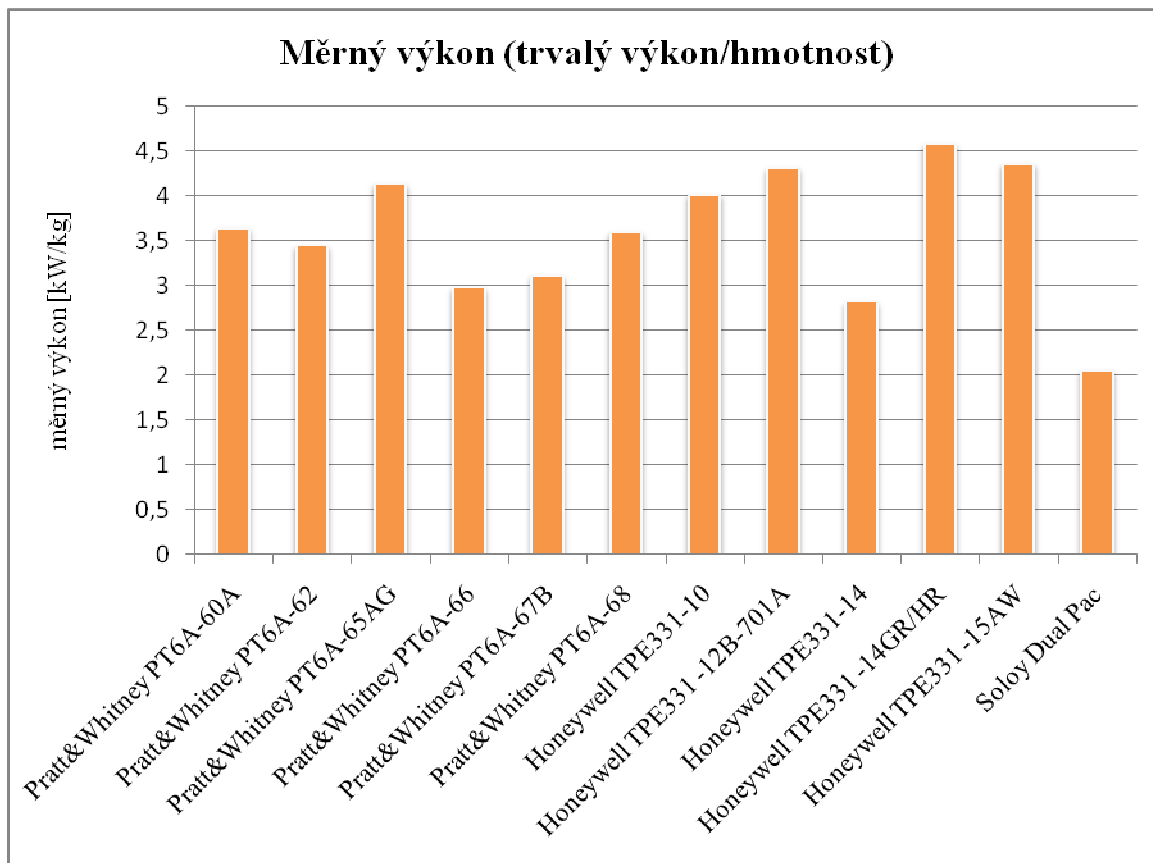
	Pratt&Whitney PT6A-60A	Pratt&Whitney PT6A-62	Pratt&Whitney PT6A-65AG	Pratt&Whitney PT6A-66
rozměry [mm] (d*š*v)	1829x483x483	1778x483x483	1905x483x483	1778x483x483
vzletový výkon [kW]	783	708	910	634
trvalý výkon [kW]	783	708	910	634
spotřeba [μg/J]	92,6	95,8	87,2	104,8
hmotnost [kg]	215,5	205,9	220,4	213,2
palivo	JP-1, JP-4, JP-5, MIL-J-5624, MIL-G-5572 řádu 80/87, 91/98, 100/130 a 115/145			
oleje	CPW202, PWA521 Type II			
TBO [h]	3600	3000	3000	3000
	Pratt&Whitney PT6A-67B	Pratt&Whitney PT6A-68	Honeywell TPE331-10	Honeywell TPE331-12B-701A
rozměry [mm] (d*š*v)	1880x483x483	1829x483x483	1092x533x660	1092x533x660
vzletový výkon [kW]	746	932	701	820
trvalý výkon [kW]	746	932	701	820
spotřeba [μg/J]	92,3	91,5	94,6	92,5
hmotnost [kg]	240,4	259,5	175	190,5
palivo	JP-1, JP-4, JP-5, MIL-J-5624, MIL-G-5572 řádu 80/87, 91/98, 100/130 a 115/145		D1655-64T typu Jet A, Jet B a Jet A-1, MIL-F-5616-1	
oleje	CPW202, PWA521 Type II		MIL-L-7808D nebo MIL-L-23699-B	
TBO [h]	3500	4500	7000	7000

Tab.4.5.: Srovnání parametrů motorů s trvalým výkonem nad 600 kW, 2.část (zdroje viz. podkapitoly motorů)

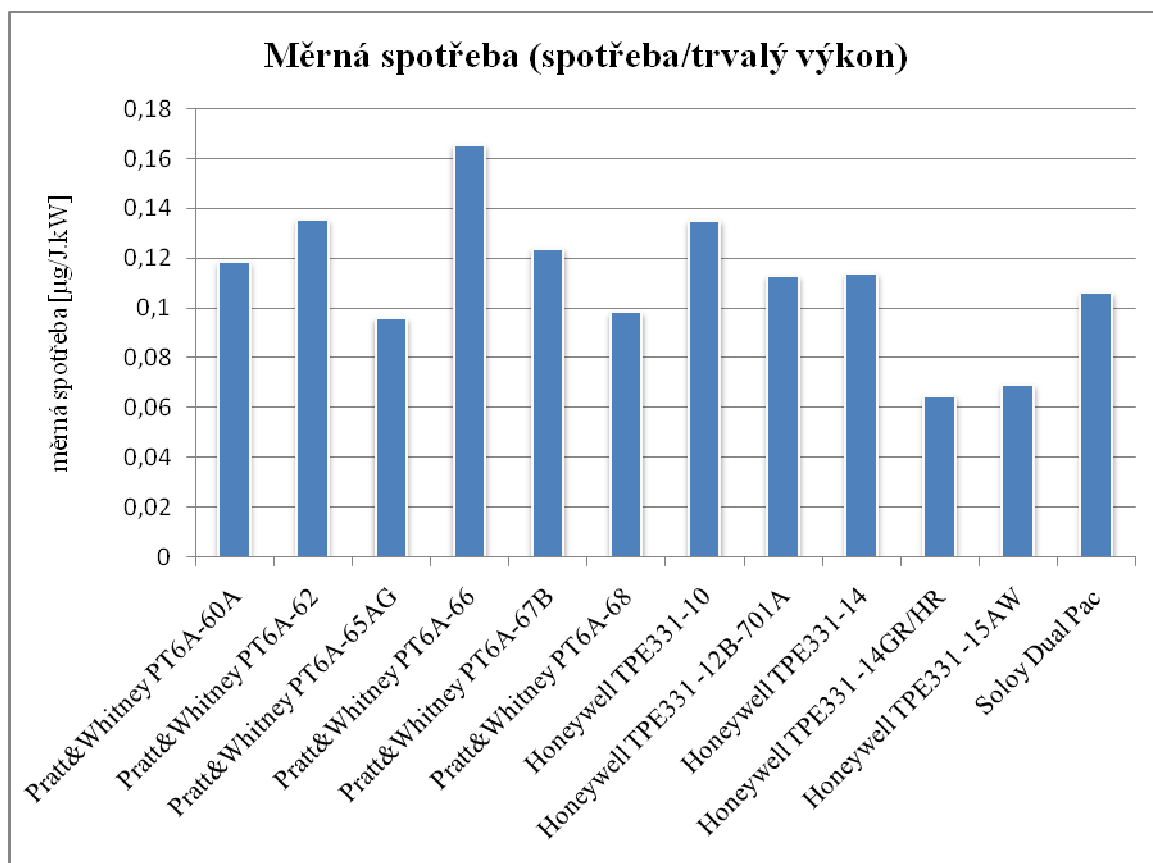
	Honeywell TPE331-14	Honeywell TPE331 -14GR/HR	Honeywell TPE331 -15AW	Soloy Dual Pac
rozměry [mm] (d*š*v)	1092x533x660	1092x533x660	1092x533x660	1917,4x1256x751
vzletový výkon [kW]	746	1312	1227	991
trvalý výkon [kW]	746	1312	1227	991
spotřeba [μg/J]	84,8	84,8	84,8	104,9
hmotnost [kg]	265,4	287,1	282,1	483,1
palivo	D1655-64T typu Jet A, Jet B a Jet A-1, MIL-F-5616-1			JP-1, JP-4, JP-5, MIL-J-5624...
oleje	MIL-L-7808D nebo MIL-L-23699-B			CPW202, PWA521 Type II
TBO [h]	7000	7000	7000	3600



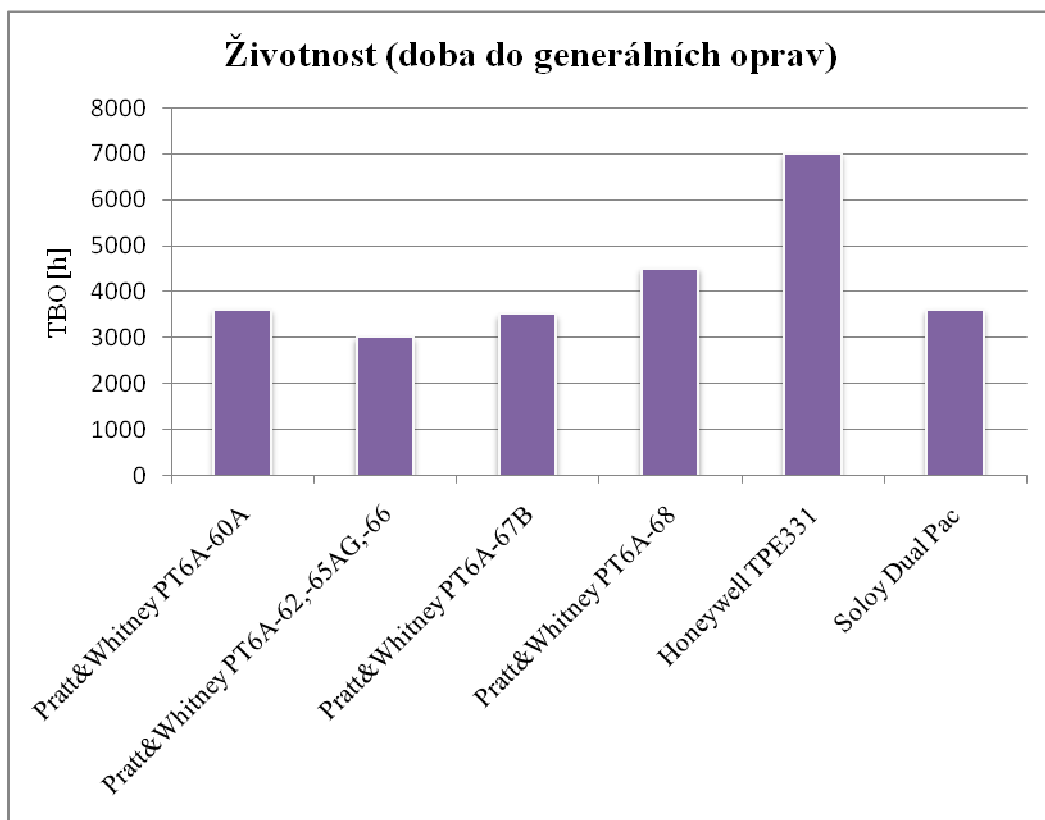
Obr.25.: Porovnání motorů nad 600 kW z hlediska hmotnosti



Obr.26.: Porovnání motorů nad 600 kW z hlediska měrného výkonu



Obr.27.: Porovnání motorů nad 600 kW z hlediska měrné spotřeby



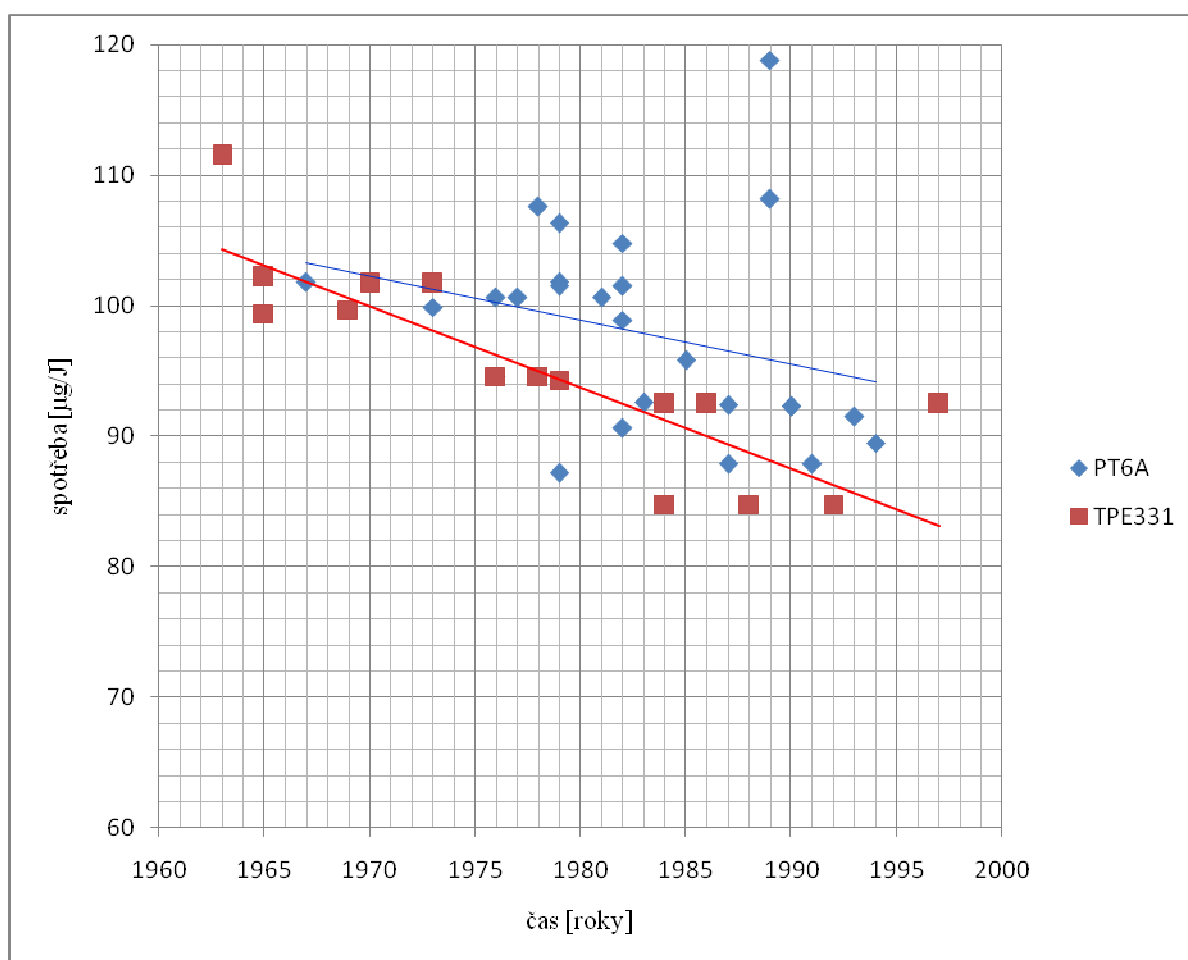
Obr.28.: Porovnání motoru nad 600 kW z hlediska životnosti

Jako nejlepší motor se dle výše uvedených grafů jeví Honeywell TPE331-14GR/HR a to i přes poněkud vyšší hmotnost. Téměř stejně dobrých hodnot dosahuje i motor TPE331-15AW s trochu vyšší spotřebou. Oba motory byly v historii použity i na vojenských letounech přesahujících hodnotu 5,7 tun danou pro tuto práci, nicméně byly v historii použity i na malých letounech jako například V-1-A Vigilante. Z motorů firmy Pratt & Whitney lze za nejlepší zde považovat model PT6A-65AG, neboť i životnost, která se ve srovnání s motory Honeywell jeví jako špatná, je i nadále průměrná, porovnáme-li jej s motory z předchozích kategorií.

Nejhorším motorem se zdá být vzhledem k vysoké hmotnosti a s tím spojenému nízkému poměrnému výkonu motor Soloy Dual Pac. Jelikož se de facto jedná o motory dva, není překvapující, že se spojení výstupů obou motorů projeví do celkové účinnosti. Nicméně tento motor s sebou přináší i výhodu, že při případném selhání jednoho z motorů, což by u běžných motorů nevyhnutelně vedlo k vynucenému přistání, lze pokračovat v letu.

5. VÝVOJOVÉ TRENDY

Obecně v jakémkoliv odvětví průmyslu platí, že čím méně stojí produkt a čím menší jsou náklady na jeho fungování, tím lépe. V případě leteckých motorů tomu není jinak, jako příklad pro toto tvrzení může posloužit níže znázorněný graf (Obr. 29), jenž vyjadřuje spotřeby motorů Pratt&Whitney PT6A a Honeywell TPE331 v závislosti na letech jejich certifikace a tím i uvedení na trh. Tyto motory byly vybrány, jelikož jejich modely se objevují na trhu v intervalech několika let již řadu desetiletí. Čím méně letadlo spotřebuje paliva, tím větší může být úspora, u obou motorů lze pozorovat pozvolný pokles spotřeby už od prvních upravených modelů. Dle některých zdrojů se efektivita spalování u letadel obecně zlepšila až o 32 %.[25] U motorů PT6A lze sledovat až 20% pokles na spotřebě mezi starými a novými modely.[1]



Obr.29.: Spotřeba motorů PT6A a TPE331 v jednotlivých letech jejich certifikace (1)

V posledních letech je často zmiňovaným tématem globální oteplování, způsobené přítomností spalin v atmosféře, k jejichž množství ve významné míře přispívá i letecký provoz. Turbovrtulové motory vyžadují při nižších rychlostech méně paliva než motory proudové, globální teplování a cena paliva jsou tedy důvodem, proč zájem o jejich využití roste. Co se týče přechodů na ekologičtější paliva, jsou v leteckém průmyslu jen ojedinělé a kontraproduktivní. Většina zemí řeší problematiku odvodem určitého množství peněz

leteckých společností státu (nebo Evropské unii), aby mohly být použity pro nápravu ekologické situace jiným způsobem.[25] Ať už bude důvodem globální oteplování nebo fakt, že množství fosilních paliv na zemi rapidně ubývá, lze předpokládat rostoucí zájem o nalezení alternativních pohonů či paliv.

V neposlední řadě je kladen velký důraz na bezpečnost. Ač jsou letadla považována za statisticky nejbezpečnější dopravní prostředek, a ač turbovrtulové motory vykazují vyšší bezpečnost ve srovnání s například pístovými motory, i přesto zde může dojít k nehodě. U novějších motorů již není ojedinělá složitá elektronika, která mimo jiné i včas upozorní na přehřívání nebo třeba nadměrné vibrace. Díky moderním technologiím je možné dosahovat vyšší kvality výrobků a tím i snížení šance mechanického poškození. Než je novým motorům udělen certifikát, musí projít řadou bezpečnostních zkoušek, mimo jiné i v provozu v nepříznivých povětrnostních podmínkách. Nehodám lze předcházet rovněž pravidelnými kontrolami, neboť i nejlepší motory se mohou dříve či později porouchat.

6 ZÁVĚR

V úvodní části bylo přiblíženo téma turbovrtulových motorů. Historický i principiální výtah byl stručný, nicméně při případné neznalosti problematiky byl dostačující k základnímu pochopení. Následný výběr dostupných motorů byl proveden hlavně za použití Jane's Aero Engines, s výjimkou motoru Rolls-Royce RR500, o kterém ještě v době vydání publikace nebyly informace k dispozici. Z celkové databáze dané výše zmíněnou knihou pak byly vybrány motory splňující kritéria výkonu do 2000 kW a hmotnosti letounů do 5700 kg, k prvnímu kritériu nebylo třeba výrazně přihlížet, neboť většina letadel do výše uvedené vzletové hmotnosti nepoužívá motory nad výkon 1000 kW. Získaná databáze je stručná, avšak pro charakter této práce ji lze považovat za dostačující.

Bohužel v této práci není uveden jeden ze základních parametrů pro výběr, a to cena jednotlivých motorů. Důvodem pro to je nedostatek dostupných informací, případně také výrazné odlišnosti v hodnotách v závislosti na zdroji. Jelikož oficiální stránky tyto údaje nespécifikují, nebyly nakonec ceny uvedeny, protože by mohly být nekorektní. Dále pak u motoru RR500 nejsou k dispozici všechny parametry, což je však způsobeno tím, že má být certifikován a umístěn na trh až v nadcházejících letech. Na základě dostupných údajů tak bylo provedeno porovnání a výběr nejlepších motorů bez toho, že by byla brána v potaz pořizovací cena. Mezi slabšími motory dosahuje nejlepších výsledků motor Rolls-Royce RR250, v kategorii středních a velkých výkonů se jako nejlepší jeví některá provedení Pratt&Whitney PT6A a Honeywell TPE331. Při seriózním zájmu o tyto motory by bylo třeba přihlídnout k ceně, pro účel vytvoření si názoru na tuto problematiku byl však rozbor dostačující. Nicméně práce poukázala na důvody, proč se v případě PT6A jedná o nejprodávanější turbovrtulový motor. Vzhledem k mnohaleté praxi a faktu, že společnost Rolls-Royce přestala produkovat motory stejné výkonnostní kategorie jakou měl RR Dart, se nelze divit že se firma Pratt&Whitney stala nejžádanější na trhu. Potvrzuje to údaj 36 000 prodaných kusů v celkem 170 zemích celého světa.

Závěrem byly zmíněny některé trendy do budoucna. Je zjevné, že již po řadu let existuje úsilí o snižování spotřeby při zachování nebo zvýšení výkonu. Poněvadž aktuálně je trh s palivy značně nestabilní, lze očekávat, že i do budoucna bude třeba vyvíjet mnohem úspornější motory. Vzhledem k rostoucímu množství emisí je možné do budoucna očekávat redukci leteckého provozu jako takového. Jisté však je, že dokud bude zájem o letadla, bude rozhodně zájem i o turbovrtulové motory, neboť tvoří nezanedbatelnou část dostupného sortimentu leteckých pohonných jednotek.

POUŽITÉ INFORMAČNÍ ZDROJE

- [1] DALY, Mark; GUNSTON, Bill. Jane's aero-engines. 5.vydání. Coulsdon: Jane's Information Group Limited, 2007. 778 s. ISSN 1748-2534
- [2] HANUS, Daniel: Pohon letadel. 1.vydání. Praha: Ediční středisko ČVUT, 1997. 203 s. ISBN 80-01-01647-1
- [3] WALTER JINOTICE: Úvod [online]. Praha, 2011 [cit. 23.5.2011].
Dostupné z WWW: <<http://www.walterjinonice.cz/>>
- [4] KUBEŠ, Josef: Historie motoru Walter M601 [online]. 2002 [cit. 23.5.2011].
Dostupné z WWW: <<http://www.walterjinonice.cz/historie-motoru-walter-m601>>
- [5] P&WC: PT6A - More than a legend [online]. [cit. 23.5.2011].
Dostupné z WWW: <<http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a>>
- [6] ATS: Recommended service intervals [online]. 2010 [cit. 23.5.2011].
Dostupné z WWW: <http://www.pt6a.aero/docs/ats_tbo_hsi_interval_guide.pdf>
- [7] WILSON, Douglas: Turboprop history [online]. [cit. 23.5.2011]. Dostupné z WWW:
<http://www.propilotmag.com/archives/2009/Feb09/A3_Turbohistory_p1.html>
- [8] Turboprop [online]. [cit. 23.5.2011]. Dostupné z WWW:
<<http://en.wikipedia.org/wiki/Turboprop>>
- [9] ROLLS-ROYCE: M250 Turboprop [online]. 2009 [cit. 23.5.2011].
Dostupné z WWW: <http://www.rolls-royce.com/Images/brochure_M250Turboprop_tcm92-12978.pdf>
- [10] ROLLS-ROYCE: RR500 Turboprop [online]. 2009 [cit.23.5.2011].
Dostupné z WWW: <http://www.rolls-royce.com/Images/RR500%20Turboprop_tcm92-11545.pdf>
- [11] ROLLS-ROYCE: Rolls-Royce expands small engine range RR500 turboprop for general aviation market [online]. 2008, poslední revise 22.4.2011. Dostupné z WWW:
<http://www.rolls-royce.com/civil/news/2008/rr_expands_smallengine.jsp>
- [12] SOLOY: Soloy Dual Pac [online]. [cit. 23.5.2011]. Dostupné z WWW:
<www.soloy.com/Products/Fixed+Wing+Aircraft/Soloy+Dual+Pac/default.aspx>

- [13] SOLOY: Soloy Turbine-Pac [online]. [cit. 23.5.2011]. Dostupné z WWW: <<http://www.soloy.com/Products/Fixed+Wing+Aircraft/Soloy+Turbine-Pac/default.aspx>>
- [14] SOLOY: Soloy Turbine Pac [online]. [cit. 23.5.2011]. Dostupné z WWW: <<http://www.soloy.com/files/Products/Documents/Turbine%20Pac.pdf>>
- [15] ROLLS-ROYCE: The jet engine. 5. vydání. Derby, Velká Británie: The Technical Publications Department Rolls-Royce PLT, 1996. 292 s. ISBN 0902121 235
- [16] FAA: Regulatory and Guidance Library [online]. poslední revize 16.11.2010. Dostupné z WWW: <<http://rgl.faa.gov/>>
- [16.1] Walter M601 - kód: E00048EN [online]. Dostupné z WWW: <http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/466DBBD78A1F355D8625755C005EA4D9?OpenDocument>
- [16.2] P&WC PT6A - kód: E4EA [online]. Dostupné z WWW: <[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/90c641493420043b8625752f006482e8/\\$FILE/E4EA_rev24.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/90c641493420043b8625752f006482e8/$FILE/E4EA_rev24.pdf)>
- [16.3] P&WC PT6A-66,-67,-68 - kód: E26NE [online]. Dostupné z WWW: <[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/e75fff3c2778293786257547006e5c24/\\$FILE/E26NE.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/e75fff3c2778293786257547006e5c24/$FILE/E26NE.pdf)>
- [16.4] Rolls-Royce RR250-15,-17 - kód: E10CE [online]. Dostupné z WWW: <[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/a58c282a51e805e0862575b4004d8821/\\$FILE/E10CE.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/a58c282a51e805e0862575b4004d8821/$FILE/E10CE.pdf)>
- [16.5] Rolls-Royce RR250-C20S - kód: E4CE [online]. Dostupné z WWW: <[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/aa13ab3c2028a205862577580065a7b0/\\$FILE/E4CE%20Rev%2042.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/aa13ab3c2028a205862577580065a7b0/$FILE/E4CE%20Rev%2042.pdf)>
- [16.6] Honeywell LTP101 - kód: E7NE [online]. Dostupné z WWW: <[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/0a09397708332c7c862568f800676e5b/\\$FILE/E7NE.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/0a09397708332c7c862568f800676e5b/$FILE/E7NE.pdf)>
- [16.7] Honeywell TPE331 - kód: E4WE [online]. Dostupné z WWW: <[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/2c8af3bbc45fc47186256d96005eb743/\\$FILE/E4we.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/2c8af3bbc45fc47186256d96005eb743/$FILE/E4we.pdf)>
- [16.8] Honeywell TPE331-14,-15 - kód: E18NE [online]. Dostupné z WWW: <[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/991a2cfc40a01ff2862568f80044b9d7/\\$FILE/E18NE.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/991a2cfc40a01ff2862568f80044b9d7/$FILE/E18NE.pdf)>

- [17] Walter M601-E Cutaway [online]. Dostupné z WWW:
<http://turbinelegend.com/Walter_601-E_Cutaway.jpg>
- [18] PT6A [online]. Dostupné z WWW:
<<https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/jets/tprops/pt6a.html>>
- [19] PW-PT6A [online]. Dostupné z WWW:
<<http://www.umcntp.co.id/images/pw-pt6a.jpg>>
- [20] Photo Album [online]. Dostupné z WWW:
<<http://www.turbinedromader.com/photoalbum.html>>
- [21] Allison Model 250 [online]. [cit. 23.5.2011]. Dostupné z WWW:
<http://en.wikipedia.org/wiki/Allison_Model_250>
- [22] 250-B17 [online]. Dostupné z WWW:
<www.atlasaviation.com/powerplantgallery/allisonengine/250model/250-b17.htm>
- [23] RR500 [online]. Dostupné z WWW:
<http://www.propilotmag.com/archives/2008/Sept08/images_9_08/RR-500.jpg>
- [24] Equator Aircraft System [online]. Dostupné z WWW:
<<http://www.equatorair.de/commuter.htm>>
- [25] Emise skleníkových plynů z letadel ohrožují Evropu [online]. 2006 [cit. 23.5.2011]. Dostupné z WWW: <<http://www.managementnews.cz/manazer/ekonomika-finance-pravo-id-147986/emise-sklenikovyh-plynu-z-letadel-ohrozuji-evropu-id-280406>>

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

d*š*v	zkratka pro rozměry, délka*šířka*výška (length*width*height) [mm]
ekW	výkon do kterého je započítán i předpokládaný tah z proudění spalin (equivalent kilo-Watt)
P&WC	Pratt and Whitney Canada
rpm	otáčky za minutu (rotations per minute)
shp	koňské síly na hřídeli (shaft horse power), 1shp = 0,745kW
T-O	vzletový výkon (take-off) [kW]
TBO	doba mezi generálními opravami (time between overhaul)
TP	turbovrtulový motor (turboprop)