

Zástavba turbovrtulového motoru do letové zkušebny

Bc. Adam Trnka

Diplomová práce
2017

ČVUT v Praze Fakulta strojní

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Trnka** Jméno: **Adam** Osobní číslo: **370812**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Zástavba turbovrtulového motoru do letové zkušebny

Název diplomové práce anglicky:

Turboprop Engine Installation to the Flight Test Bed

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování DP proveďte:

- rešerši předpisové základny týkající se instalace motoru do dvoumotorového letounu certifikovaného dle stavebního předpisu CS-23
- rešerši létajících laboratoří pro zkoušení motorů za letu
- návrh postupů pro ovládání experimentálního turbovrtulového motoru
- návrh postupu letových zkoušek pro daný motor a zkušební letoun
- výpočet očekávaného rozdílu tahu mezi jednotlivými pohonnými jednotkami (výpočet proveďte na základě porovnání mezi teorií ideálního propulzoru a charakteristikami vrtule)

Seznam doporučené literatury:

dle pokynů vedoucího DP

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jan Klesa, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhého(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **31.10.2017**

Termín odevzdání diplomové práce: **05.01.2018**

Platnost zadání diplomové práce:



Podpis vedoucí(ho) práce



Podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry



Podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

30.10.2017

Datum převzetí zadání



Podpis studenta

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně pod vedením Ing. Jana Klesy, Ph.D. a uvedl jsem veškerou literaturu a ostatní informační zdroje, které jsem použil.

V Praze dne 5. 1. 2018

Bc. Adam Trnka

PODĚKOVÁNÍ

Touto cestou děkuji vedoucímu diplomové práce Ing. Janu Klesovi, Ph.D. za podmětné připomínky a rady, které mi poskytl při zpracování diplomové práce.

V Praze dne 5. 1. 2018

Bc. Adam Trnka

OBSAH

SEZNAM OBRÁZKŮ	6
SEZNAM TABULEK.....	7
SEZNAM PŘÍLOH.....	9
SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK	10
SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ	11
ÚVOD.....	14
1 REŠERŠE PŘEDPISOVÉ ZÁKLADNY TÝKAJÍCÍ SE INSTALACE MOTORU DO DVOUMOTOROVÉHO LETOUNU CERTIFIKOVANÉHO DLE PŘEDPISU CS-23.....	17
1.1 PŘEDPISOVÁ ZÁKLADNA.....	17
1.1.1 Definice	17
1.1.2 Organizace zabývající se certifikací v oblasti letectví	18
1.1.3 Předpisy v oblasti certifikace	20
1.1.4 Postup certifikace	21
1.2 PŘEDPISOVÁ ZÁKLADNA DLE STAVEBNÍHO PŘEDPISU CS-23.....	22
1.2.1 CS 23.1301 Function and installation	23
1.2.2 CS 23.1305 Powerplants instruments.....	23
1.2.3 CS 23.1309 Equipment, systems and installations.....	24
1.2.4 CS 23.1337 Powerplant instruments installation	25
1.2.5 CS 23.1351 Electrical systems and equipment	26
1.2.6 CS 23.1357 Circuit protection devices.....	26
1.2.7 CS 23.1359 Electrical system fire protection.....	27
1.2.8 CS 23.1365 Electrical cables and equipment	27
1.2.9 CS 23.1431 Electronic equipment.....	28
2 REŠERŠE LÉTAJÍCÍCH LABORATOŘÍ PRO ZKOUŠENÍ MOTORŮ ZA LETU.....	29
2.1 TUZEMSKÉ LÉTAJÍCÍ LABORATOŘE	29
2.2 ZAHRANIČNÍ LÉTAJÍCÍ LABORATOŘE	35
3 NÁVRH POSTUPŮ PRO OVLÁDÁNÍ EXPERIMENTÁLNÍHO TURBOVRTULOVÉHO MOTORU	50
3.1 SPOUŠTĚNÍ MOTORU ZA LETU POMOCI STARTERGENERÁTORU.....	51
3.2 SPOUŠTĚNÍ MOTORU ZA LETU PŘI PROTÁČENÍ VRTULE NABÍHAJÍCÍM PROUDEM VZDUCHU	53
3.3 VYPNUTÍ POHONNÉ JEDNOTKY ZA LETU	55
4 NÁVRH POSTUPU LETOVÝCH ZKOUŠEK	56

4.1	VÝKONY V HORIZONTÁLNÍM LETU PRO DANOU KOMBINACI POHONNÝCH JEDNOTEK (1 PŮVODNÍ + 1 ZKUŠEBNÍ MOTOR).....	58
4.2	OVĚŘENÍ OBÁLKY PRO SPOUŠTĚNÍ MOTORU ZA LETU	61
4.3	ROTOR LOCK TEST	62
4.4	MĚŘENÍ CHARAKTERISTIK POHONNÉ JEDNOTKY PŘI VYSOKÝCH ÚHLECH NÁBĚHU A VYBOČENÍ.....	64
4.5	RYCHLÉ AKCELERACE POHONNÉ JEDNOTKY ZA LETU	65
4.6	REVERZNÍ TAH POHONNÉ JEDNOTKY	67
5	VÝPOČET OČEKÁVANÉHO ROZDÍLU TAHU MEZI JEDNOTLIVÝMI POHONNÝMI JEDNOTKAMI	68
5.1	VÝPOČET TAHU TURBOVRTULOVÉHO MOTORU DLE IDEÁLNÍHO PROPULSORU	68
5.2	VÝPOČET TAHU TURBOVRTULOVÉHO MOTORU NA ZÁKLADĚ CHARAKTERISTIK VRTULE	74
5.2.1	Aerodynamická charakteristika vrtule	74
5.2.2	Výpočet tahů turbovrtulových jednotek.....	76
5.3	POROVNÁNÍ TAHOVÝCH CHARAKTERISTIK POHONNÝCH JEDNOTEK	78
5.4	VÝPOČET ŘIDITELNOSTI LETOUNU.....	80
	ZÁVĚR	89
	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	91

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obrázek 1: Zavěšení testovaného motoru	30
Obrázek 2: Zástavba leteckého motoru do Il-28.....	31
Obrázek 3: Av-14 se zastavěným motorem M-601	32
Obrázek 4: L-410 Turbolet - Létající laboratoř	33
Obrázek 5: Jak-40 se zkušebním motorem M-601	34
Obrázek 6: Zástavba motoru Walter M-602.....	35
Obrázek 7: C-130 Hercules s testovaným motorem.	36
Obrázek 8: Přestavba Boeingu 747 SP	37
Obrázek 9: Zástavba motoru UDF.....	38
Obrázek 10: Beechcraf King Air 350	41
Obrázek 11: Pratt and Whitney PT-6A-60A.....	45
Obrázek 12: Ovládání pohonných jednotek.....	48
Obrázek 13: Destrukce letounu vlivem flutteru.....	49
Obrázek 14: Průchod vzduchu vrtulí letounu	69
Obrázek 15: Momenty při vysazení pohonné jednotky	81
Obrázek 16: Směrové řízení letounu.....	82

SEZNAM TABULEK

Tabulka 1: Výkonnost letounu	42
Tabulka 2: Strukturální omezení letounu	43
Tabulka 3: Náklad a povolený rozsah centráží.....	43
Tabulka 4: Provozní omezení motoru.....	45
Tabulka 5: Start motoru za letu (startér).....	51
Tabulka 6: Start motoru za letu - nouzový režim (startér).....	52
Tabulka 7: Start motoru za letu (protáčení vrtule nápořem vzduchu)	53
Tabulka 8: Start motoru za letu- nouzový režim (protáčení vrtule nápořem vzduchu)	54
Tabulka 9: Vypnutí motoru za letu.....	55
Tabulka 10: Měřené parametry letových zkoušek	57
Tabulka 11: Výkony motoru v horizontálním letu	60
Tabulka 12: Ověření obálky pro spouštění motoru za letu	61
Tabulka 13: Rotor lock test.....	63
Tabulka 14: Měření charakteristik pohonné jednotky při vysokých úhlech náběhu a vybočení	65
Tabulka 15: Rychlá akcelerace pohonné jednotky	66
Tabulka 16: Reverzní tah pohonné jednotky	67
Tabulka 17: Parametry pro výpočty- Tah.....	68
Tabulka 18: Výsledné hodnoty (ideální propulsor).....	72
Tabulka 19: Parametry motoru M601 E a vrtule Avia V510.....	74
Tabulka 20: Odečtené hodnoty úhlu nastavení vrtule, rychlostního poměru vrtule a součinitele tahu vrtule.....	75
Tabulka 21: Výsledné hodnoty (Charakteristika vrtule).....	77
Tabulka 22: Zadané hodnoty- řiditelnost	82
Tabulka 23: Výchylka směrového kormidla	85
Tabulka 24: Naklonění letounu	87

SEZNAM GRAFŮ

Graf 1: Záznam dat měřicí ústředny	58
Graf 2: Tah motorů a urychlení proudů vzduchu (Ideální propulsor)	73
Graf 3: Výsledný rozdíl tahů pohonných jednotek (Ideální propulsor)	73
Graf 4: Účinnost vrtule V510 v závislosti na rychlosti letu.....	76
Graf 5: Tah motorů (Charakteristika vrtule)	77
Graf 6: Výsledný rozdíl tahů pohonných jednotek (Charakteristika vrtule)	78
Graf 7: Tah původní pohonné jednotky- porovnání	79
Graf 8: Tah experimentální pohonné jednotky- porovnání.....	79
Graf 9: Rozdíl tahů - porovnání	80

SEZNAM PŘÍLOH

Příloha P 1: Rozměrová dispozice letounu (2 str.)

Příloha P 2: Checklists (5 str.)

Příloha P 3: Letové zkoušky (5 str.)

Příloha P 4: Charakteristiky vrtule (2 str.)

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

EASA European Aviation Safety Agency (Evropská agentura pro bezpečnost letectví)

EU Evropská unie

ICAO International Civil Aviation Organization (Mezinárodní organizace pro civilní letectví)

SAPR Standarts and Recomendded Practies (Standardy a doporučené postupy)

ÚCL Úřad pro civilní letectví

VZLÚ Výzkumný a zkušební letecký ústav

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

Značka	Definice	Jednotky
A_1	Plocha vrtule	m^2
a_v	Směrnice vztlakové křivky směrového kormidla	-
b	Rozpětí letounu	m
c_p	Součinitel výkonu vrtule	-
c_t	Tahový součinitel vrtule	-
$C_{ya Naca}$	Směrnice křivky závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu profilu NACA 0012	-
D_{v510}	Průměr vrtule V510	m
$D_{vrt-patní}$	Průměr vrtule - patní	m
$D_{vrt-špič.}$	Průměr vrtule - špičkový	m
f_{pl}	Průtok paliva do motoru	lb/min
F_t	Tah motoru	N
h	Výška letu	feet
ITT	Teplota mezi turbínami	°C
kt = knot	Námořní míle za hodinu	-
l_a	Výška svislé ocasní plochy	m
l_v	Rameno aerodynamického středu svislé ocasní plochy vůči těžišti letadla	m
m	Hmotnostní tok	kg/s
M_k	Krouticí moment motoru	Nm
M_{mo}	Maximální provozní machovo číslo	-
n_{v510}	Otáčky vrtule V510	1/s
N_1	Otáčky generátoru PT-6	1/min (%)
N_{A-v}	Moment pracujícího motoru působící na letoun	Nm
N_g	Otáčky generátoru	1/min (%)
n_{gen}/n_2	Otáčky motoru	1/min
n_{vrt}	Otáčky vrtule	1/min
P	Výkon motoru	W
p_0	Barometrický tlak	kPa
p_2	Tlak vzduchu za kompresorem	kPa
p_4	Celkový tlak ve výstupní trysce	kPa
P_{M601}	Výkon motoru M601	W
p_{o2}	Tlak oleje za filtrem	kPa
p_{p1}	Tlak paliva na vstupu do motoru	kPa
p_{p2}	Tlak paliva za čerpadlem	kPa
q	Dynamický tlak	Pa
S	Plocha křídel letounu	m^2
S_a	Plocha svislé ocasní plochy	m^2
S_v	Účinná plocha svislé ocasní plochy	m^2
T	Tah motoru	N

t	Opravný součinitel pro nezkroucené křídlo na zúžení křídla	-
T_{spalin}	Tah spalin	N
T_{vrtule}	Tah vrtule	N
t_0	Barometrická teplota	°C
t_2	Teplota vzduchu za kompresorem	°C
t_4	Teplota výfukových plynů	°C
t_{o0}	Teplota oleje v nádrži	°C
t_p	Teplota paliva na vstupu do motoru	°C
v	Rychlost letu	knot
v_0	Rychlost proudu vzduchu v průřezu 0	km/h (knot)
v_1	Rychlost proudu vzduchu v průřezu 1	km/h (knot)
v_2	Rychlost proudu vzduchu v průřezu 2	km/h (knot)
v_∞	Rychlost letu	km/h (knot)
V_a	Návrhová rychlost obratu	km/h (knot)
V_{fe}	Maximální rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami	km/h (knot)
$v_{g1/g2}$	Víbrace rotoru (kompresoru/volné turbíny)	mm/s
V_{le}	Maximální rychlost letu s vysunutým přistávacím zařízením	km/h (knot)
V_{lo}	Maximální rychlost pro manipulaci s podvozkem	km/h (knot)
V_{mc}	Minimální rychlost říditelnosti	km/h (knot)
V_{mca}	Minimální rychlost říditelnosti při stoupání při vzletu	km/h (knot)
V_{mo}	Maximální provozní rychlost	km/h (knot)
V_{sse}	Rychlost pro úmyslný let s jedním nepracujícím motorem	km/h (knot)
V_v	Mohutnost svislé ocasní plochy	-
V_x	Rychlost pro nejvyšší úhel stoupání	km/h (knot)
V_y	Rychlost pro maximální stoupavost	km/h (knot)
W	Hmotnost letounu	N
Y_e	Rameno umístění pohonné jednotky od středu letounu	m
Y_v	Síla od směrového kormidla	N
β	Vybočení letounu	°
ΔT	Rozdíl tahů	N
Δv	Urychlení proudu vzduchu	km/h (knot)
δ_r	Výchylka směrového kormidla	°
$\delta_{r \max}$	Maximální výchylka směrového kormidla	°
η	Účinnost	-
η_t	Poměr dynamických tlaků v místě kormidla a před letounem	-
λ	Rychlostní poměr / Štíhlost křídla	-
ρ	Hustota vzduchu	kg/m ³
τ	Směrnice křivky změny vztlakového koeficientu na výchylku směrového kormidla	-
φ	Naklonění letounu / Úhel nastavení vrtule	° (rad)

ABSTRAKT

Tato diplomová práce je zaměřena na návrh letových zkoušek pro certifikaci nové turboprotulové letecké pohonné jednotky. Nejprve byla provedena rešerše předpisové základny týkající se instalace motoru do dvoumotorového letounu certifikovaného dle předpisu CS - 23 a rešerše létajících laboratoří. V praktické části byly navrženy postupy pro ovládání experimentálního turboprotulového motoru a postupy letových zkoušek pro testovaný motor a zkušební letoun. V závěru práce je uveden výpočet očekávaného rozdílu tahů mezi jednotlivými pohonnými jednotkami.

Klíčová slova: certifikace leteckého motoru, experimentální pohonná jednotka, létající laboratoře, letové zkoušky, výpočet tahu leteckého motoru

ABSTRACT

This thesis is focused on the proposal of flight tests for the certification of the new turboprop engine. First, research was conducted on the basis of installation of the engine in a multi engine aircraft certified according to regulation CS - 23 and flying test beds. In the practical part, procedures for controlling the experimental turboprop engine and flight test procedures for the engine and test aircraft were designed. The conclusion of the thesis is the calculation of the expected engine thrust difference between the individual engines.

Keywords: aviation engine certification, experimental engine, flying test beds, flight tests, engine thrust calculation

ÚVOD

Cílem této diplomové práce bude především navrhnout letové zkoušky nové pohonné letecké jednotky. Toto téma jsem si vybral hlavně proto, že jsem sám aktivní letec a nějaký čas jsem i pracoval v leteckých zkušebnách společnosti GE Aviation Czech jako zkušební technik leteckých pohonných jednotek. Díky tomu je mi toto téma velice blízké a věřím, že své doposud nabyté zkušenosti budu schopen v této práci využít.

Letové zkoušky přispívaly rozvoji i zdokonalení nových typů leteckých pohonných jednotek i letadel už od první světové války. Důvodem vzniku letových zkoušek bylo navrhnout, popřípadě vylepšit pohonnou jednotku s lepšími parametry a letovými vlastnostmi. K největšímu rozmachu letových zkoušek pohonných jednotek došlo v průběhu druhé světové války a po ní, kdy se začaly vyvíjet především proudové motory. V tomto období se začaly objevovat první létající laboratoře testující pohonné jednotky.

Rešeršní část bude tedy nejdříve zaměřena na detailnější popis některých významných létajících laboratoří a to jak tuzemských, tak i zahraničních.

Dále bude v této části uveden přehled organizací a administrativních předpisů týkajících se certifikace a to především předpisu CS - 23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Z tohoto předpisu zde budou popsány nejdůležitější části, které se certifikace letounu s experimentální pohonnou jednotkou týkají. Samotná testovací jednotka zároveň podléhá předpisu CS - E Engines.

V praktické části této práce budou navrženy konkrétní letové zkoušky, při kterých budou ověřovány a testovány provozní vlastnosti a bezpečnost experimentální pohonné jednotky. U každé letové zkoušky bude definován přímý postup posádky pro test pohonné jednotky, včetně požadovaných i nepřekročitelných režimů. A to jak letounu, tak i obou pohonných jednotek.

Uvedená experimentální pohonná jednotka bude při těchto testech zavěšena na letoun Beechcraft King Air 350. Tento letoun proto bude detailněji popsán na úvod praktické části a budou uvedeny provozní omezení letounu i původní pohonné jednotky PT-6A-60A a popsány systémy, které zastavba testované pohonné jednotky ovlivní.

Další část diplomové práce bude zaměřena na návrh postupů pro ovládání výše uvedeného experimentálního turbovrtulového motoru při letových zkouškách. Bude se jednat o postup spuštění a vypnutí experimentální pohonné jednotky za letu.

Posledním úkolem diplomové práce bude vypočítat rozdíl tahu mezi původní a experimentální pohonnou jednotkou letounu. Tyto tahy budou vypočítány na základě teorie ideálního propulzoru. Ověřena bude také ovladatelnost letounu při možném vysazení kterékoliv pohonné jednotky a také při maximálním tahu pohonných jednotek. Experimentální pohonná jednotka je totiž cca o 25% výkonnější, než původní turbovrtulová jednotka a proto je zapotřebí vyrovnávat asymetrický tah kormidly letounu.

I. REŠERŠNÍ ČÁST

1 REŠERŠE PŘEDPISOVÉ ZÁKLADNY TÝKAJÍCÍ SE INSTALACE MOTORU DO DVOUMOTOROVÉHO LETOUNU CERTIFIKOVANÉHO DLE PŘEDPISU CS-23

Rešeršní část diplomové práce bude zaměřena na průběh certifikace zkušebního letounu. Letoun je potřeba certifikovat z důvodu zástavby nové experimentální pohonné jednotky. Uvedená pohonná jednotka bude následně podrobena letovým zkouškám, které budou navrženy v praktické části diplomové práce.

1.1 Předpisová základna

Před detailnějším výkladem předpisů je nejprve nutné uvést alespoň základní důležité definice v oblasti administrativy a certifikace letounů. Budou také uvedeny organizace, jež se certifikací zabývají. Na závěr kapitoly pak bude popsána samotná certifikace letounu.

1.1.1 Definice

Typové osvědčení

Typovým osvědčením se prokazuje, že uvedený typ letadla, leteckého motoru nebo vrtule, se uznává letově způsobilým, pokud je udržován a používán dle daných předpisů s příslušnými provozními omezeními, která jsou uvedena v příloze k danému osvědčení. Typové osvědčení vydává úřad pro civilní letectví v dané zemi. Toto typové osvědčení je platné, dokud se jich majitel nevzdá, nebo dokud jejich platnost není pozastavena, nebo zrušena Úřadem pro civilní letectví České republiky.

Ve Spojených Státech se tento úřad nazývá Federal Aviation Administration a v Evropské unii European Aviation Safety Agency (EASA).

V této definici je zmíněn i pojem letová způsobilost. Letová způsobilost je takový stav letadla, který zajišťuje, že úroveň bezpečnosti při letu v předpokládaných provozních podmínkách nebude nižší než úroveň bezpečnosti stanovená danými předpisy.

Osvědčení letové způsobilosti

Osvědčení letové způsobilosti se vydává pouze pro letadla, která jsou zaregistrována v leteckém rejstříku a splňují dané podmínky (dle typového osvědčení) pro letecký provoz. Letovou způsobilost upravuje národní předpis L 8/A a také předpisy organizace EASA a to v nařízení Komise (ES) č. 1702/2003 ze dne 24. září 2003. Jedná se tedy o dokument slou-

žící k přesnému vymezení typu letadla a k potvrzení, že letoun splňuje požadavky daných předpisů.

Doplňkové typové osvědčení

Doplňkové typové osvědčení vydává příslušný letecký úřad, který tímto dokumentem schvaluje modifikace letadla, vrtule nebo motoru. Je zde definována změna již existujícího produktu včetně jeho konstrukčních a provozních omezení. Toto osvědčení má pouze omezenou dobu platnosti.

1.1.2 Organizace zabývající se certifikací v oblasti letectví

Letecká civilní doprava neustále roste a vyvíjí se. S tímto trendem je spojena potřeba vzniku nadnárodních celoevropských organizací. Ty mají za úkol sjednotit všechna pravidla v oblasti letectví a udržet bezpečnost a plynulost letecké dopravy na velmi vysoké úrovni. Sjednocení pravidel se týká samozřejmě i certifikace letounů, motorů, vrtulí a všech částí letadel. Tato pravidla jsou jakýmsi minimem, kterým se musí řídit všechny členské státy. Jednotlivé členské státy si ovšem pravidla mohou dále upravovat, ale pouze ve prospěch větší bezpečnosti.

Základním účelem níže uvedených organizací a administrativních předpisů z oblasti letectví je stanovení jak národních, tak i nadnárodních požadavků pro získání typového osvědčení letové způsobilosti daného letounu.

EASA - European Aviation Safety Agency ¹

Evropská agentura pro bezpečnost letectví byla založena dne 28. 9. 2003 na základě rozhodnutí Evropského parlamentu a Rady Evropské unie. EASA je nápomocna Evropské komisi v oblasti certifikace, údržby, letové způsobilosti letadel i personálu a také v oblasti uspořádání letového provozu a letových navigačních služeb. EASA tedy vydává nařízení ES/EU, která mají obecnou platnost. To znamená, že po vyhlášení jsou závazná ve všech svých částech a okamžitě aplikovatelná v každém členském státě Evropské unie (EU). Tato nařízení mají přednost před národními právními předpisy.

¹ Zdroj: Úřad pro civilní letectví: *Evropská agentura pro bezpečnost letectví (EASA)* [online]. Úřad pro civilní letectví: Úřad pro civilní letectví, 2011 [cit. 2016-04-12]. Dostupné z: <http://www.caa.cz/easa/zakladni-informace>

Agentura postupem času vypracovala celoevropské standardy pro všechny části civilního letectví a dozírá nad aplikací již vydaných předpisů.

Evropská agentura pro bezpečnost letectví mimo jiné vydává předpis zabývající se problematikou certifikace a to předpis **CS-23** - *Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu*.

ICAO - International Civil Aviation Organization²

Mezinárodní organizace pro civilní letectví vznikla v prosinci roku 1944 na základě Chicagské úmluvy. Tato nadnárodní organizace je přiřčleněna k Organizaci spojených národů a slouží především k vývoji civilního letectví. Cíle organizace jsou jednak bezpečný spolehlivý a ekonomický provoz letectví a zároveň i modernizace letišť a letecké techniky tak, aby bylo dosaženo vysokých standardů kladených na mezinárodní civilní letectví.

Organizace ICAO vydává předpisy (normy) s názvem annex, jež definují standardy mezinárodního civilního letectví. Dodržování těchto standardů je nezbytné pro bezpečnost a pravidelnost letectví.

Organizace dále vydává takzvaná doporučení (recommended partices). Aplikace těchto doporučení je také potřebná k zajištění bezpečnosti a plynulosti letectví.

Standardy ICAO jsou publikovány v přílohách Chicagské úmluvy o mezinárodním letectví jako již zmíněné Annexy 1 až 19 a společně s doporučeními vytváří dokumenty Standarts and Recomendded Practies (SAPRs).

Ministerstvo dopravy a spojů

V České republice je nejvyšším orgánem civilního letectví Ministerstvo dopravy a spojů. Tomuto ministerstvu přímo podléhá úřad pro civilní letectví (ÚCL). ÚCL je správním orgánem pro letecký provoz nad územím České republiky. Je oprávněn a povinen vést rejstřík letadel, certifikovat a dozorovat letecký personál, letadla a věci spojené s letectvím, včetně jejich způsobilosti.³

² Zdroj: *ICAO Uniting Aviation* [online]. 2011 [cit. 2017-04-19]. Dostupné z: <http://www.icao.int/Pages/default.aspx>

³ Zdroj: *Certifikace letounu HPH 304 SM S pomocným motorem binder pro start*. Brno, 2009. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

Česká republika, jakožto signatář Úmluvy o mezinárodním letectví, se zavázala k zavedení požadavků stanoveným v dokumentech Annex a SAPRs a tím tedy k úpravám státní legislativy, která zavedení požadavků umožní. V České republice jsou základní požadavky obsaženy v leteckém zákonu č. 45/1997 Sb., ve znění pozdějších předpisů a v prováděcí vyhlášce č. 108/1997 Sb., ve znění pozdějších předpisů. Povinnost dodržovat letecké předpisy vycházející z dokumentů Annex je v zákoně vyjádřena v §102 a dále formou prováděcích předpisů vydaných Ministerstvem dopravy a spojů.

Annexy se v tuzemské legislativě projeví vydáním předpisů řady L. Předpisy řady L (L1 - L19, L4444, L8168, L8400, L7030) vydává ÚCL. Do leteckých předpisů řady L jsou začleněny také požadavky organizace Eurocontrol.

Předpis řady L zabývající se certifikací letounů je předpis L-8/A Letová způsobilost letadel - Postupy.

Česká republika se mimo jiné vstupem do EU zavázala k plnění požadavků organizace EASA. Jedná se především o nařízení Komise ES č. 748/2012 zabývající se údržbou letadel a letovou způsobilostí a o nařízení Komise ES č. 1321/2014 zabývající se zachováním letecké způsobilosti letadel a leteckých výrobků, letadlových částí a schvalováním organizací a personálu zapojených do těchto činností.

1.1.3 Předpisy v oblasti certifikace

Předpis L 8/A Letová způsobilost letadel - Postupy

Základním účelem předpisu L 8/A je stanovit národní požadavky na letovou způsobilost letadel, motorů, vrtulí a vybavení uvedených v příloze II nařízení Evropského parlamentu č. 216/2008. Letadla a jejich vybavení, včetně vrtulí a motorů, jsou považována za schválená dle tohoto předpisu, pokud byla schválena organizací EASA. Tento předpis je vydáván Ministerstvem dopravy a spojů České republiky.

Předpis CS - 23 Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu

Předpis CS - 23 podrobně řeší certifikaci motorových a vícemotorových letadel v daných kategoriích. Tento předpis se dělí na tři hlavní kategorie:

- Předpisy letové způsobilosti
- Přijatelné způsoby průkazu (AMC)

- Průvodce letovými zkouškami

Předpis CS - 21 Certifikace letadel a souvisejících výrobků, letadlových částí a zařízení

Předpis CS - 21 popisuje jednak postupy certifikace letadel a také certifikaci ostatních výrobků a částí letadlové techniky.

1.1.4 Postup certifikace^{4 5}

Nejprve je nutné zvolit oblast provozování modifikovaného letounu. V případě, že by byl letoun provozován pouze na území České republiky, postačovala by certifikace pouze od Úřadu pro civilní letectví České republiky. Pokud bychom s takovýmto letounem chtěli létat i v zahraničí, bude nutné zažádat u tamních leteckých úřadů o vydání povolení k letu nad daným státem. Pokud bychom chtěli letoun provozovat na území Evropské unie, je nutné letoun certifikovat dle požadavků Evropská agentury pro bezpečnost letectví - EASA. Ta odpovídá za provoz všech typů letadel a jejich modifikací na území Evropské unie.

Dalším krokem pro získání certifikace letounu je nutné zvolit takzvanou předpisovou základnu. Jinými slovy, jakým předpisem pro certifikaci se budeme řídit. V našem případě budeme letoun provozovat nad územím Evropské unie. To znamená, že budeme postupovat dle předpisů CS.

Platnost tohoto předpisu letové způsobilosti platí mimo jiné i pro vrtulové dvoumotorové letouny v kategorii pro sběrnou dopravu v uspořádání s devatenácti nebo méně sedadly mimo sedadla pilotů, se schválenou maximální vzletovou hmotností 8 618 kg (19 000 lb) nebo nižší.

Této kategorii náš letoun odpovídá, takže budeme konkrétně postupovat dle předpisu CS - 23 *Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu*. Jelikož letoun již certifikací dle tohoto předpisu prošel, není po zástavbě

⁴ Zdroj: *Certifikace letounu HPH 304 SM S pomocným motorem binder pro start*. Brno, 2009. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

⁵ Zdroj: *Možnosti konverze dvoumotorového pístového letounu Beechcraft B60 Duke na turbovrtulový*. Brno, 2010. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

nového motoru nutné letoun certifikovat jako celek, ale pouze jeho vybrané části ovlivněné zástavbou motoru. Certifikace motoru zároveň podléhá předpisu CS - E.

Pro certifikaci letounu bude dále nutná dokumentace letounu a motoru. Tuto dokumentaci nám poskytnou výrobci letounu a experimentální letecké pohonné jednotky.

Postup certifikace lze rozdělit do tří kroků. Žádost certifikace, vlastní certifikace a odeslání zprávy orgánům EASA.

Žádost certifikace

Nejprve je nutné zaslat příslušnému úřadu žádost o vydání typového osvědčení. Žádost zasílá výrobce (žadatel) přímo Úřadu pro civilní letectví. Žadatel musí být držitelem Oprávnění organizace k projektování. Zasláná žádost má platnost 3 - 5 let dle kategorie letounu. Pokud certifikace nebude dokončena před uplynutím platnosti, bude nutné žádost zaslat znovu. V tomto případě bude nutné žádost zaslat přímo orgánům EASA. Evropská agentura pro bezpečnost letectví žádost přezkoumá a předá pravomoc v certifikačním procesu Úřadu pro civilní letectví.

Vlastní certifikace

Vlastní postup certifikace lze rozdělit do několika kroků. Nejprve je nutný popis výrobcem, co je předmětem certifikace a jaké jsou požadavky očekávané certifikace. Dále žadatel popíše, jakou certifikační základnu zvolil a kterými předpisy se bude řídit. V dalším kroku je předložena příprava certifikačních předpisů. To znamená doložení daných bodů předpisů včetně prokázání splnění bodů zkouškami. Zkoušky se prokazují Úřadu pro civilní letectví.

Odeslání zprávy orgánům EASA

Po úspěšném prokázání zkoušek je výsledek certifikace podstoupen Evropské agentuře pro bezpečnost letectví, která výsledky přezkoumá a následně letadlu vystaví Typový certifikát.

1.2 Předpisová základna dle stavebního předpisu CS-23

V této kapitole budou vypsány základní požadavky na měřící techniku zástavby motoru, které obsahuje předpis CS - 23 Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Bude se jednat o výběr některých statí daného

předpisu v anglickém jazyce. Daný předpis je ke zhlédnutí například na webových stránkách Úřadu pro civilní letectví.

Hlava F předpisu CS - 23

1.2.1 CS 23.1301 Function and installation

Each item of installed equipment must:

- Be of a kind and design appropriate to its intended function;
- Be labelled as to its identification, function or operating limitations, or any applicable combination of these factors;
- Be installed according to limitations specified for that equipment;
- Function properly when installed.

1.2.2 CS 23.1305 Powerplants instruments

The following are required powerplant instruments:

- For all aeroplanes:
 - A fuel quantity indicator for each fuel tank, installed in accordance with CS 23.1337(b);
 - An oil pressure indicator for each engine;
 - An oil temperature indicator for each engine;
 - An oil quantity measuring device for each oil tank which meets the requirements of CS 23.1337(d);
 - A fire warning means for those aeroplanes required to comply with CS 23.1203.
- For turbine engine-powered aeroplanes. In addition to the powerplant instruments required by sub-paragraph (a) , the following powerplant instruments are required:
 - A gas temperature indicator for each engine;
 - A fuel flowmeter indicator for each engine;
 - A fuel low pressure warning means for each engine;
 - A fuel low level warning means for any fuel tank that should not be depleted of fuel in normal operations;
 - A tachometer indicator (to indicate the speed of the rotors with established limiting speeds) for each engine;
 - An oil low pressure warning means for each engine;

- An indicating means to indicate the functioning of the powerplant ice protection system for each engine;
- For each engine, an indicating means for the fuel strainer or filter required by CS 23.997 to indicate the occurrence of contamination of the strainer or filter before it reaches the capacity established in accordance with CS 23.997(d);
- For each engine, a warning means for the oil strainer or filter required by CS 23.1019, if it has no bypass, to warn the pilot of the occurrence of contamination of the strainer or filter screen before it reaches the capacity established in accordance with CS 23.1019(a)(5);
- An indicating means to indicate the functioning of any heater used to prevent ice clogging of fuel system components;
- For turbopropeller-powered aeroplanes. In addition to the powerplant instruments required by sub-paragraphs (a) and (c) , the following powerplant instruments are required:
 - A torque indicator for each engine;
 - A position indicating means to indicate to the flight crew when the propeller blade angle is below the flight low pitch position, for each propeller, unless it can be shown that such occurrence is highly improbable.

1.2.3 CS 23.1309 Equipment, systems and installations

- Each item of equipment, each system, and each installation:
 - When performing its intended function, may not adversely affect the response, operation, or accuracy of any:
 - Equipment essential to safe operation; or
 - Other equipment unless there is a means to inform the pilot of the effect.
 - In a twin-engine aeroplane, must be designed to prevent hazards to the aeroplane in the event of a probable malfunction or failure;
 - In a commuter category aeroplane, must be designed to safeguard against hazards to the aeroplane in the event of their malfunction or failure.
- The design of each item of equipment, each system, and each installation must be examined separately and in relationship to other aeroplane systems and installations

to determine if the aeroplane is dependent upon its function for continued safe flight and landing and, for aeroplanes not limited to VFR conditions, if failure of a system would significantly reduce the capability of the aeroplane or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions. Each item of equipment, each system, and each installation identified by this examination as one upon which the aeroplane is dependent for proper functioning to ensure continued safe flight and landing, or whose failure would significantly reduce the capability of the aeroplane or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions, must be designed to comply with the following additional requirements.

- It must perform its intended function under any foreseeable operating condition.
 - When systems and associated components are considered separately and in relation to other systems:
 - The occurrence of any failure condition that would prevent the continued safe flight and landing of the aeroplane must be extremely improbable; and
 - The occurrence of any other failure condition that would significantly reduce the capability of the aeroplane or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions must be improbable.
 - Warning information must be provided to alert the crew to unsafe system operating conditions and to enable them to take appropriate corrective action. Systems, controls, and associated monitoring and warning means must be designed to minimise crew errors that could create additional hazards;
 - Compliance with the requirements of sub-paragraph (b) (2) may be shown by analysis and, where necessary, by appropriate ground, flight, or simulator test.
- In showing compliance with this paragraph with regard to the electrical power system and to equipment design and installation, critical environmental and atmospheric conditions, including radio frequency energy and the effects (both direct and indirect) of lightning strikes, must be considered.

1.2.4 CS 23.1337 Powerplant instruments installation

Instruments and instrument lines

- Each powerplant and auxiliary power unit instrument line must meet the requirements of CS 23.993;
- Each powerplant and auxiliary power unit instrument that utilises flammable fluids must be installed and located so that the escape of fluid would not create a hazard.

1.2.5 CS 23.1351 Electrical systems and equipment

- Each electrical system must be adequate for the intended use. In addition:
 - Electric power sources, their transmission cables, and their associated control and protective devices, must be able to furnish the required power at the proper voltage to each load circuit essential for safe operation; and
 - Compliance with sub-paragraph (1) must be shown as follows:
 - For commuter category aeroplanes, by an electrical load analysis that accounts for the electrical loads applied to the electrical system in probable combinations and for probable durations.
- For each electrical system, the following apply:
 - Each system, when installed, must be:
 - Free from hazards in itself, in its method of operation, and in its effects on other parts of the aeroplane;
 - Protected from fuel, oil, water, other detrimental substances and mechanical damage; and
 - So designed that the risk of electrical shock to crew, passengers and ground personnel is reduced to a minimum.
 - Electrical equipment must be so designed and installed that in the event of a fire in the engine compartment, during which the surface of the firewall adjacent to the fire is heated to 1 100°C (2 000°F) for 5 minutes or to a lesser temperature substantiated for the aeroplane, the equipment essential to continued safe operation and located behind the firewall will function satisfactorily and will not create an additional fire hazard.

1.2.6 CS 23.1357 Circuit protection devices

- Protective devices, such as fuses or circuit breakers, must be installed in all electrical circuits other than:
 - The main circuits of starter motors used during starting only; and
 - Circuits in which no hazard is presented by their omission.

- Each resettable circuit protective device (“trip free” device in which the tripping mechanism cannot be over-ridden by the operating control) must be designed so that:
 - A manual operation is required to restore service after tripping; and
 - If an overload or circuit fault exists, the device will open the circuit regardless of the position of the operating control.

1.2.7 CS 23.1359 Electrical system fire protection

- Components of the electrical system must meet the applicable fire protection requirements of CS 23.1182 and 23.863;
- Electrical cables, terminals and equipment in designated fire zones, that are used during emergency procedures, must be fire-resistant;
- Insulation on electrical wire and cable must be self-extinguishing when tested at an angle of 60° in accordance with the applicable portions of Appendix F of CS-23 or other approved equivalent methods. The average burn length must not exceed 76 mm (3 in) and the average flame time after removal of the flame source must not exceed 30 seconds. Drippings from the test specimen must not continue to flame for more than an average of 3 seconds after falling.

1.2.8 CS 23.1365 Electrical cables and equipment

- Each electric connecting cable must be of adequate capacity;
- Any equipment that is associated with any electrical cable installation and that would overheat in the event of a circuit overload or fault must be flame resistant and must not emit dangerous quantities of toxic fumes;
- Means of identification must be provided for electrical cables, connectors and terminals.
- Electrical cables must be installed such that the risk of mechanical damage and/or damage caused by fluids, vapours or sources of heat, is minimised.
- Main power cables (including generator cables) must be designed to allow a reasonable degree of deformation and stretching without failure and must:
 - Be separated from flammable fluid lines; or
 - Be shrouded by means of electrically insulated flexible conduit or equivalent, which is in addition to the normal cable insulations.

- Where a cable cannot be protected by a circuit protection device or other overload protection it must not cause a fire hazard under fault conditions.

1.2.9 CS 23.1431 Electronic equipment

- Radio and electronic equipment, controls, and wiring must be installed so that operation of any unit or system of units will not adversely affect the simultaneous operation of any other radio or electronic unit, or system of units.

2 REŠERŠE LÉTAJÍCÍCH LABORATOŘÍ PRO ZKOUŠENÍ MOTORŮ ZA LETU

2.1 Tuzemské létající laboratoře⁶

Letecké laboratoře jsou nedílnou součástí vývoje jak civilních, tak i vojenských letadel. Pro potřeby vývoje, měření, konstrukce a dalších potřeb vznikl roku 1922 v České republice Vzduchoplavecký studijní ústav, předchůdce dnešního Výzkumného a zkušebního leteckého ústavu (VZLÚ).

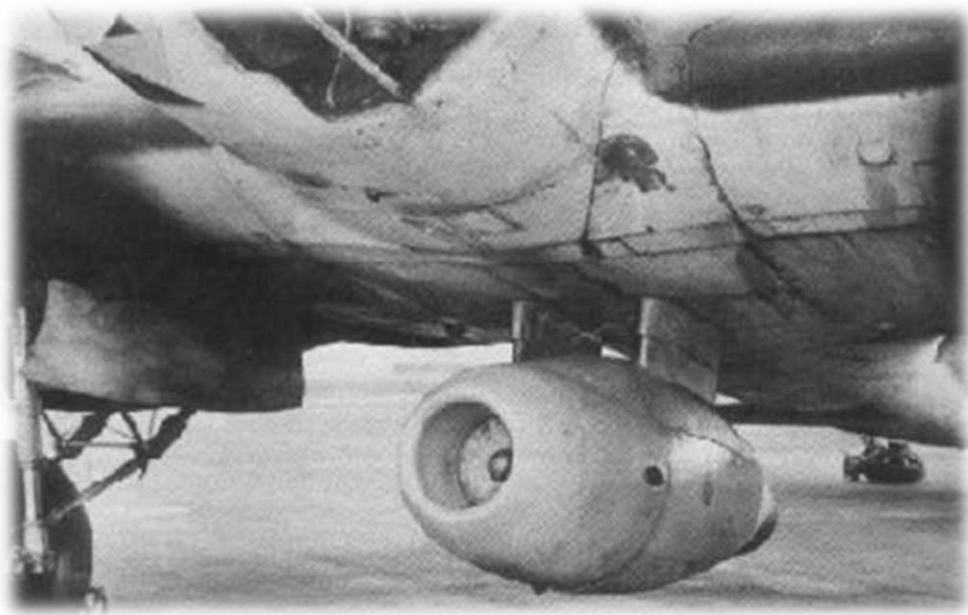
Jelikož se zástavba bude provádět pod záštitou VZLÚ, uvedu v tomto odstavci několik leteckých laboratoří vyvinutých právě ve VZLÚ.

Heinkel He 111

Koncem čtyřicátých let vznikla potřeba, na popud Ministerstva národní obrany, testovat německé proudové motory za letu na speciálně upravených nosných letounech. Jinými slovy zde mluvíme o první létající laboratoři v České republice. Jednalo se o letoun Heinkle He 111, který testoval jedny z prvních proudových motorů s názvem Jumo 004 provozované na letounech Me-262 Schwalbe. Letoun měl také testovat motory řady BMW 003 použitých na letounech Heinkel 162.

Pro tyto zkoušky byl přestavěn letoun He 111 v modifikaci H-16 provozovaný zkušebním ústavem pod označením V-28. U tohoto typu letounu bylo možné proudový motor poměrně jednoduše zavěsit pod trup. Jak mohla tato zástavba vypadat je zobrazeno na následujícím obrázku č. 1.

⁶ Zdroj: VYMĚTAL, Ladislav a Jožka Špelina. *85 LET ve službách letectví 1922 — 2007: Letové zkoušky — Historie a současnost*. Praha: Studio Winter s.r.o. Praha, 2007.



Obrázek 1: Zavěšení testovaného motoru (Zdroj: Heinkel He-111, testing jest engine. In: *The few good men* [online]. [cit. 2017-04-07]. Dostupné z: <http://www.thefewgoodmen.com/thefgmforum/threads/german-aviation.1047/page-7>)

Iljušin Il-28

Tento stroj (označení 6915) byl roku 1958 přestavěn na létající laboratoř pro zkoušky leteckých proudových motorů Walter M-701 a poté i motorů AI-25W. Motory M-701 byly užívány na letounech L-29 Delfin a motory AI-25W na letounech L-39 Albatros. Přestavěný stroj Il-28 byl do VZLÚ dodán ze stavu československého vojenského letectva. Do tohoto stroje byla v místech zadního střeliště vestavěna motorová lože, která nesla zkoušené motory (viz Obr. 2). Stroj poprvé vzlétl dne 29. 11. 1959 a uskutečnil celou řadu zkušebních letů.

Po roce 1970 byl tento stroj provozován jako nosič figurín pro testování padáků.

Zástavba lože a testovaného motoru v místech zadního střeliště je vyobrazena na následujícím obrázku.



Obrázek 2: Zástavba leteckého motoru do Il-28 (Zdroj: VYMĚTAL, Ladislav a Jožka Špelina. *85 LET ve službách letectví 1922 — 2007: Letové zkoušky — Historie a současnost*. Praha: Studio Winter s.r.o. Praha, 2007.)

Avia Av-14 (Il-14)

Avia AV-14 byla VZLÚ přepracována na létající laboratoř zkoušející letecké turbovrtulové motory vyvinuté pro letoun L-410 Turbolet. Jednalo se o motory M-601 pracující s vrtulí Avia V-508.

Zkušební letoun byl ústavem VZLÚ pronajímán a byl provozován pod evidenčním číslem 1104. Motor byl vestavěn do přední části trupu a první let se zkoušenou pohonnou jednotkou byl proveden 15. 10. 1969. Letoun provedl mnoho zkušebních letů, které probíhaly až do poloviny roku 1981.



Obrázek 3: Av-14 se zastavěným motorem M-601 (Zdroj: VYMĚTAL, Ladislav a Jožka Špelina. 85 LET ve službách letectví 1922 — 2007: Letové zkoušky — Historie a současnost. Praha: Studio Winter s.r.o. Praha, 2007.)

L-410 Turbolet

L-410 Turbolet byl letoun, který byl v tuzemsku nejčastěji přestavovaným letounem na létající laboratoře. Od roku 1972 bylo takto přestavěno na 10 letounů tohoto typu.

Letouny sloužily k mnohaletému podrobnému zkoušení leteckých pohonných jednotek M-601 a to hned s několika typy vrtulí, mnoha zkouškám samotného letounu a jeho vybavení a i k různým měřením pro několik zahraničních firem.

Na následujícím obrázku je zobrazena přestavba letounu L-410 UVP-E s imatrikulační značkou OK-WDT.



Obrázek 4: L-410 Turbolet - Létající laboratoř (Zdroj: VYMĚTAL, Ladislav a Jožka Špelina. *85 LET ve službách letectví 1922 — 2007: Letové zkoušky — Historie a současnost*. Praha: Studio Winter s.r.o. Praha, 2007.)

Jakolev Jak-40

VZLÚ přestavěl tento letoun Jakolev Jak-40 pro další zkoušky motoru Walter M-601. Nosné lože motoru bylo umístěno v přední části stroje (viz následující obrázek). Na tomto stroji se prováděla také řada letových zkoušek nových typů vrtulí. První zálet se zkušebním motorem M-601 se konal 14. 11. 1984. Tento letoun pro potřeby VZLÚ nalétal až 316 letových hodin při 339 startech.

Poslední zkušební let tohoto stroje se konal 24. 4. 1992. Roku 1999 byl stroj převezen na letiště Bubovice, kde dále sloužil jako pozemní zkušebna přístrojů.



Obrázek 5: Jak-40 se zkušebním motorem M-601 (Zdroj: *Aviation history* [online]. 2016 [cit. 2016-06-07]. Dostupné z: <http://aviahistory.ucoz.ru/index/0-312>)

Iljušin Il-18

Il-18 byl upraven pro zkoušky letecké pohonné jednotky Walter M-602 a pomocné pohonné jednotky pro letoun L-610. Jednalo se o tříhřídelový turbovrtulový motor s pětistavítkou stavitelnou vrtulí Avia V-518. Přestavba letounu byla zahájena roku 1987 a jednalo se o nejsložitější přestavbu provedenou Výzkumným a zkušebním leteckým ústavem. Přestavba byla dokončena o rok později roku 1988. První zkušební let proběhl 6. 7. 1988. Při zkušebních letech bylo sledováno přes 200 veličin a byly odlétány všechny vývojové zkoušky včetně simulací poruch systémů. Dnes je tento letoun odstaven na vojenském letišti Kbely, kam byl přeletěn 8. června roku 1992.

Zástavba motoru je patrná na následujícím obrázku.



Obrázek 6: Zástavba motoru Walter M-602 (Zdroj: *Planes.cz* [online]. 1988 [cit. 2016-06-07]. Dostupné z: <http://www.planes.cz/cs/photo/1156336/il18ll-ok-018-flight-research-institute-czech-praha-ruzyne-prg-lkpr>)

2.2 Zahraníční létající laboratoře

Vývoj leteckých motorů a proto i potřeba letových zkoušek motorů probíhá ve velké míře po celém světě. Tento trend je spojen s narůstající potřebou bezpečnosti a spolehlivosti v letectví a tudíž je využití takzvaných létajících laboratoří, i přes jejich vysoké provozní náklady, poměrně vysoké. V této kapitole uvedu několik leteckých laboratoří přestavěných z civilních nebo vojenských letounů.

C 130 Hercules⁷

Tento letoun byl společností Airbus přestavěn na létající laboratoř pro testování motoru TP400-D6. Zástavba tohoto motoru byla na letounu poprvé nainstalována v červnu roku 2008. Letové zkoušky byly z počátku programu velice problematické a to především kvůli vibracím motoru. Proto bylo provedeno nejprve 18 hodin pozemních zkoušek. Při těch byl trup letounu několikrát kontrolován kvůli známkám po únavových prasklinách.

⁷ Zdroj: A400M Engine Flying Test Bed. In: *Marshall Aerospac* [online]. Cambridge, UK, 2017 [cit. 2017-05-10]. Dostupné z: <http://marshalladg.com/a400m-engine-flying-test-bed/>

Letoun poprvé vzlétl 17. 12. 2008 a učinil 75 minut dlouhý zkušební let. Během následujících osmnácti letů se například testoval maximální trvalý a vzletový výkon, ale také vypnutí a spouštění motoru za letu.

Celkem bylo během testování neustále sledováno přibližně na 900 datových kanálů pomocí konzolí navržených a integrovaných společností Marshall. Během instalace testovacího zařízení pro získávání dat bylo změněno nebo přidáno více než 30 kilometrů kabeláže.

Na následujícím obrázku je zobrazen letoun Hercules se zastavěným motorem TP400-D6.



Obrázek 7: C-130 Hercules s testovaným motorem. (Zdroj: A400M Engine Flying Test Bed. In: *Marshall Aerospace* [online]. Cambridge, UK, 2017 [cit. 2017-05-10]. Dostupné z: <http://marshalladg.com/a400m-engine-flying-test-bed/>)

Boeing 747 SP

Jako příklad zahraničních létajících laboratoří můžeme uvést například přestavbu Boeingu 747 SP, který je uzpůsoben pro zkoušky dvouprúdových leteckých motorů s názvem PW1200G od společnosti Mitsubishi. Letové zkoušky takto přestavěného stroje byly zahájeny 30. 4. 2012. Během testů tohoto motoru bylo odzkoušeno na 1 300 pracovních hodin motoru při 5 300 cyklech. Zkoušeny byly celkem čtyři motory PW1200G. Na letounu byl zkoušen také motor PW1500G. A při letových testech motor prodělal 1 500 zkušebních hodin při 3 350 cyklech. Celkem bylo testováno pět motorů.⁸

⁸ Zdroj: *Pure Power: PW1000G Engine news* [online]. In: . 2012, s. 1 [cit. 2017-05-10]. Dostupné z: http://www.747sp.com/wp-content/uploads/purepower_newsletter_050112.pdf

Letoun samotný létal pro Korean Airlines od roku 1980 až do roku 1998. Poté byl letoun uskladněn až do roku 2008, kdy začal být využíván společností Pratt and Whitney Canada jako létající laboratoř.



Obrázek 8: Přestavba Boeingu 747 SP (Zdroj: Aviation week network [online]. 2016 [cit. 2016-06-07]. Dostupné z: <http://aviationweek.com/awin/pratt-whitney-starts-flight-tests-mrj-engine>)

Boeing 727-63⁹

Roku 1986 přestavěla společnost General Electric letoun Boeing 727-63 k testování motorů propfan nebo také open rotor engine (UDF). Jednalo se o prototyp motoru GE- 36. Motory tohoto typu spojují výhody jak turboprop (turbovrtulových) motorů, tak turbofan motorů, tedy dvouproudých motorů s velkým obtokovým poměrem.

Testovaný motor je umístěn na pravé straně trupu a nahrazuje původní motor Boeingu 727. Zastavěný motor pohánějí dva protiběžné ventilátory, každý s osmi lopatkami. Upravený stroj byl pojmenován UDF Testbed a uskutečnil svůj první let na Mohavském letišti v srpnu roku 1986.

Přestavba letounu s motorem GE- 36 UDF je vyobrazena na následujícím obrázku.

⁹ Zdroj: HITCHENS, Frank. *Propeller aerodynamics: The History, aerodynamics and operation of aircraft propellers*. UK: Andrews UK Limited, 2015. ISBN 9781785381256.



Obrázek 9: Zástavba motoru UDF (Zdroj: *Air and Space* [online]. [cit. 2016-06-07]. Dostupné z: http://www.air-and-space.com/Boeing_Testbeds.htm)

II. PRAKTICKÁ ČÁST

Základní body praktické části

- Popis/návrh postupů pro ovládání experimentálního turbovrtulového motoru
- Návrh postupů letových zkoušek pro daný motor a zkušební letoun:
 - Výkony v horizontálním letu pro danou kombinaci pohonných jednotek (1 původní + 1 zkušební motor)
 - Ověření obálky pro spouštění motoru za letu
 - Rotor lock
 - Měření charakteristik pohonné jednotky při vysokých úhlech náběhu a vybočení
 - Rychlé akcelerace pohonné jednotky za letu (rychlé zvýšení výkonu)
 - Reverzní tah (na zemi)
- Výpočet očekávaného rozdílu tahu mezi jednotlivými pohonnými jednotkami

Experimentální pohonná jednotka bude instalována do dvoumotorového letounu Beechcraft King Air 350, proto si tento letoun podrobněji popíšeme, včetně jeho provozních omezení a systémů.

Beechcraft King Air 350

Letoun King Air 350 vyrábí Americká letecká společnost Beechcraft Textron Aviation. Společnost, původním jménem Beech Aircraft Company, byla založena roku 1932 v Kansasu a vyráběla jak civilní, tak i vojenská letadla. Jako zástupce vojenských letounů lze například uvést typ Beechcraft AT- 10 Wichita nebo současný letoun Beechcraft AT- 6 Wolverine. Z řady civilních letounů lze jmenovat typy Beechcraft 1900D, Beechcraft Starship, Beechcraft baron G58 nebo řadu letounů Beechcraft King Air.

Od 14. 3. 2014 je společnost Beechcraft, společně se společnostmi Cessna a Bell Helicopter, součástí letecké divize Textron.

Základní popis letounu¹⁰

Letoun Beechcraft King Air 350 vznikl postupným vývojem z letounů Beechcraft 88, původně s dvojicí pístových motorů Lycoming, a Beechcraft 90/100 s turbovrtulovými motory PT-6. Nejmarkantnějšími rozdíly odlišující novou verzi 350 jsou zadní část trupu s vodorovnou ocasní plochou posunutou na vrchol kýlové plochy (ocasní plochy v uspořádání písmene T) a zástavbou výkonnější verze pohonných jednotek PT-6, čímž se zvýšila i maximální vzletová hmotnost letounu.

Prototyp King Air byl zalétán 3. 9. 1983.

Jedná se o celokovový, dolnoplošný letoun s plně vetknutým nosníkem. Letoun je schopen pojmout až devět cestujících a dva piloty. King Air 350 je poháněn dvěma turbovrtulovými motory Pratt and Whitney PT-6A-60A se čtyřlístými stavitelnými vrtulemi Hartzell. Konstrukce ocasních ploch je v uspořádání do písmene T. Letoun je certifikován dle FAR Part 23 Commuter Category pro lety v kategorii normální a pro lety jak VFR denní a noční, tak lety IFR. Letoun je vyobrazen na následujícím obrázku č. 10.



Obrázek 10: Beechcraft King Air 350 (Zdroj: KingAir350. In: *Beechcraft Textron Aviation* [online]. 2017 [cit. 2017-04-18]. Dostupné z: <http://beechcraft.txtav.com/en/king-air-350#exterior>)

¹⁰ Zdroj: *SPECIFICATION AND DESCRIPTION: King Air 350i* [online]. 2015, , 30 [cit. 2017-04-19]. DOI: SD-TBP-350i-1015. Dostupné z: file:///C:/Users/Adam%20Trnka/Documents/%C5%A1kola/%C4%8CVUT/Diplomov%C3%A1%20pr%C3%A1ce/Texty/SD-KA350i-Unit-1031-to-TBD-2015-Oct.pdf

V následujících tabulkách jsou uvedena základní data o omezení letounu Beechcraft King Air 350.

Tabulka 1: Výkonnost letounu

Výkonnost		
Maximální hmotnost pro pojiždění	15 100 lb	6 849 kg
Maximální vzletová hmotnost	15 000 lb	6 804 kg
Maximální povolená hmotnost bez paliva	12 500 lb	5 670 kg
Maximální váha pro přistání	15 000 lb	6 804 kg
Základní provozní hmotnost	9 955 lb	4 516 kg
Využitelné množství paliva	3 611 lb	1 638 kg
Dolet	1 535 nm	
Dostup	35 000 ft	10 668 m
Maximální dostup bez funkčního systému crossfeed	20 000 ft	6 096 m
Dálka vzletu	3 300 ft	1 006 m
Dálka přistání	2 692 ft	821 m
Cestovní rychlost	310 kt	574 km/h
Úroveň hluku	72,9 dB	
Maximální teplota (0-25 000 ft)	ISA + 37°C	
Maximální složka větru 180° / 90°	10 / 20 kt	
Systém Yaw Damper	Neakt. 5000 ft / Akt. v a nad 5000 ft *	

* Vyjma vzletu a přistání

Maximální hmotnosti a délky vzletů a přistání mohou být dále ovlivněny například vlastnostmi pneumatik, brzd a provozními omezeními letiště.

Letoun je certifikován pro použití paliv Jet A, Jet A-1, Jet B, JP-4, JP-5 a JP-8. Pokud je okolní teplota nižší, než dovolují limity paliva (například pro palivo Jet A-1: -47°C), je nutné do paliva přidat takzvaná aditiva. Přípustné aditivum pro letoun King Air je Anti-icing additive MIL-I-27686.

Tabulka 2: Strukturální omezení letounu

Strukturální omezení		
V _{mo} (0- 21 000 ft)	263 KIAS	487 km/h
V _{mo} (21 000- 35 000 ft)	263- 194 KIAS	487- 359 km/h
M _{mo}	0,58 M	
V _{fe} (vztlak. klapky pro přiblížení)	202 KIAS	374 km/h
V _{fe} (vztlak. klapky plně vysunuty)	158 KIAS	293 km/h
V _{lo} (vysunutí, nouzové vysunutí)	184 KIAS	341 km/h
V _{lo} (zasunutí)	166 KIAS	307 km/h
V _{le}	184 KIAS	340 km/h
V _a	184 KIAS	340 km/h
V _{mca} (vrtule v praporu) vztlak. klapky zasunuty	94 KIAS	174 km/h
V _{mca} (vrtule v praporu) vztlak. klapky pro přiblížení	93 KIAS	172 km/h
V _x	125 KIAS	229 km/h
V _y	140 KIAS	259 km/h
Doporučená rychlost pro turbulenci*	170 KIAS	315 km/h
V _{sse}	110 KIAS	204 km/h
Maximální povolený násobek	+ 3,1 / -1,24 g	
Maximální povolený násobek (vztlak. klapky vysunuty)	+ 2 / -0 g	

* Pro let v turbulenci je doporučeno udržovat rychlost 170 knots. Vypnout uppermode altitude hold. Držet letoun v ustálené poloze bez náklonů kolem podélné osy a nepoužívat trim letounu. Výška pro průlet turbulencí má být taková, aby poskytovala dostatečné rozpětí manévru a provozních omezení s tím spojených.

Tabulka 3: Náklad a povolený rozsah centrží

Náklad a vyvážení letounu	
Přední limit centráže při 11 800 lb	7,80%
Přední limit centráže při 15 000 lb	19,30%
Zadní limit centráže	31,70%
Maximální zatížení podlahy (plocha pro sedačky)	9,58 kPa
Maximální zatížení podlahy (ulička a zadní nákladový prostor)	4,79 kPa

Základní rozměrová dispozice letounu King Air 350 je vyobrazena v **Příloze P1**.

V následujících kapitolách budou popsány především systémy, které budou ovlivněny zástavbou experimentální pohonné jednotky.

Elektrický systém

Základ elektrického systému letounu je 28V DC, tedy stejnosměrný proud o 28 voltech. Ten je získáván z dvou 250 ampérových startergenerátorů. Další možností je připojení externího zdroje. Letoun má také 24 voltový akumulátor s kapacitou 42 Ah.

Stejný proud mimo jiné napájí měniče elektrické energie. Ty poskytují střídavý proud o napětí 115V a 26V / 400 Hz pro napájení spotřebičů a motorových přístrojů.

Palivový systém

Palivový systém se skládá ze dvou oddělených palivových nádrží umístěných v křídlech, přičemž z každé nádrže je možno poskytovat palivo pro oba motory skrze takzvaný cross-feed line. Každá nádrž je rozdělena na hlavní a pomocnou nádrž. Hlavní nádrže pojmu 190 galonů / 719,2 litrů každá a pomocné nádrže 79,5 galonů / 300,9 litrů každá. Celkové použitelné množství paliva je tedy 539 galonů / 2 040 litrů. Palivo je do motorů dodáváno vysokotlakými čerpadly.¹¹

Funkce crossfeed se používá pouze v případě jednomotorového letu, kdy je nezbytné dodávat palivo do pracujícího motoru z obou palivových nádrží z důvodu vyvážení letounu.

Pohonné jednotky

King Air 350 je poháněn dvěma turbovrtulovými motory Pratt and Whitney PT-6A-60A o vzletovém výkonu 773 kW / 1 050 koní. Jedná se o motor s reverzním průtokem a dvěma protiběžnými turbínami. První turbína pohání kompresor a druhá turbína je konstruována jako volná turbína. Ta pohání reduktor a tím vrtuli letounu. Vrtule je od výrobce Hartzell Propeller Inc. Jedná se o čtyřlístou vrtuli stálých otáček, reverzovatelnou a v případě snížení výkonu motoru i automaticky se praporující.

Kompresor motoru se skládá ze čtyř stupňů. První tři stupně jsou konstruovány jako axiální a poslední stupeň je konstruován jako radiální. Motor PT-6A-60A je vyobrazen na následujícím obrázku.

¹¹ Zdroj: KingAir350. In: *Beechcraft Textron Aviation* [online]. 2017 [cit. 2017-04-18]. Dostupné z: <http://beechcraft.txtav.com/en/king-air-350i#Specs>



Obrázek 11: Pratt and Whitney PT-6A-60A (Zdroj: P&WC Launches the PT6A.

In: *AviationPros* [online]. 2015 [cit. 2017-04-18]. Dostupné z:

http://www.aviationpros.com/press_release/12139670/pwc-launches-the-pt6a-140a-turboprop-the-most-powerful-and-fuel-efficient-engine-for-the-general-aviation-market)

Každý motor umožňuje odběr horkého vzduch od kompresoru mimo jiné pro přetlakování, těsnění dveří, vytápění a ochranu proti námraze.

V následující tabulce jsou vypsána provozní omezení motoru PT-6A-60A.

Tabulka 4: Provozní omezení motoru

Provozní omezení motoru						
PT-6A-60A	Kroutící moment	Max. ITT	N_1	Ot. vrtule	Tlak oleje	Teplota oleje
	[ft-lb/Nm]	[°C]	[% N1]	[ot min ⁻¹]	[PSI/kPa]	[°C]
Start	-	1000	-	-	0-200/0-1379	-40
Volnoběh	-	750	62	1050	60/413,7	- 40 to 150
Vzlet. režim	100/135,6	820	104	1700	90-135/620,5-930,8	0 - 110
Max. trvalý režim	100/135,6	820	104	1700	90-135/620,5-930,8	0 - 110
Režim pro stoupání	102/138,3 (7 min)	785	104	1700	90-135/620,5-930,8	0 - 110
Max. cestov. režim	102/138,3 (7 min)	820	104	1700	90-135/620,5-930,8	0 - 110
Revers	-	760	-	1650	90-135/620,5-930,8	0 - 99
Přechodové režimy	156/211,5	850	104	1870	200/1379	0 - 110

Vrtule Hartzell HC-B4MP-3C má, podobně jako motor, také svá provozní omezení. Ta jsou následující.

Maximální překmit otáček: 1 870 ot/min (maximálně 20 s)

Revers: 1 650 ot/min

Volnoběh: 1 050 ot/min minimálně

Maximální otáčky za normálního provozu: 1 700 ot/min

Letoun King Air je dále vybaven systémem synchronizace vrtulí (synchrophaser). Tento systém synchronizuje otáčky vrtulí a zároveň zajišťuje, aby listy jednotlivých vrtulí neprocházely kolem trupu ve stejném okamžiku. Tato skutečnost snižuje hluk uvnitř kabiny.

Systém ochrany proti námraze a dešti

Ochrana proti námraze je zajišťována pneumatickým a elektrickým systémem. Pneumatická ochrana využívá odběr horkého a stlačeného vzduchu od kompresoru pro odmrazování náběžných hran křídel, vodorovné a svislé ocasní plochy.

Elektrický systém odmrazuje palivové ventily, skla v pilotní kabině, vrtule a takzvaný stall warning vane heat systém. Dále jsou odmrazovány vstupy do motorů (výfukovými plyny), pitotstatický systém (elektricky) a případně i brzdový systém letounu.

Ochrana proti dešti je zajištěna dvěma stěrači.

Systém klimatizace

Systém klimatizace zajišťuje chlazení i topení jak pro posádku, tak i pro cestující v letadle. Horký vzduch pro topení (i pro přetlakování) je odebírán od kompresu každého motoru. Poté je vzduch za letu míchán s okolním vzduchem, kde je zchlazen na požadovanou teplotu a je dále dodáván do kabiny letounu.

Systém přetlakování

Přetlakování kabiny letounu je navrženo pro zajištění požadovaného tlaku v kabině pro piloty i pro cestující. Požadovaný tlak je 6 až 6,5 PSI (41,4 až 44,8 kPa).

Přetlakování letounu je zajišťováno pomocí stlačeného vzduchu odebíraného od motorů letounu smíchaného s okolním vzduchem pro získání požadované hustoty vzduchu. Stálý tlak v kabině je následně udržován pomocí ventilů. Přetlakování letounu nesmí být v činnosti během vzletu ani během přistání. Maximální dovolený tlak přetlakování je 6,6 PSI.

Ovládání pohonných jednotek

Ovládací systém se skládá ze tří prvků: ovladač výkonu motoru (power levers), ovladač úhlu listů vrtule (propeller levers) a palivový kohout motoru (condition levers). Všechny ovladače (páky) jsou zdvojeny, tedy každý motor má individuální ovladač.

Páka ovladače výkonu motorů mění výkon motoru od volnoběhu po maximální vzletový režim motoru. Změna polohy páky nastavuje otáčky generátoru. Palivová jednotka v závislosti na nastavení otáček generátoru mění výkon motoru.

Ke změně úhlu náběhu listů vrtule slouží páka ovladače nastavení úhlu listů vrtule. Změnou úhlu se mění otáčky vrtule (dále jen ovladač vrtule). Ta je plynule nastavitelná v rozmezí 1 450 až 1 700 otáček za minutu. Pákou ovladače lze vrtuli také uvést do režimu praporu.

Palivový kohout motoru má tři přednastavené polohy. Ty jsou následující: palivový kohout uzavřen, nízký volnoběh a vysoký volnoběh. Nízký volnoběh nastaví volnoběžné otáčky generátoru na 62 % a vysoký na 70 %. Pákou lze také plynule v nouzovém režimu přímo ovládat výkon motoru změnou množství vstříkovaného paliva.

Ovládání pohonných jednotek je vyobrazeno na následujícím obrázku v modrém rámečku.

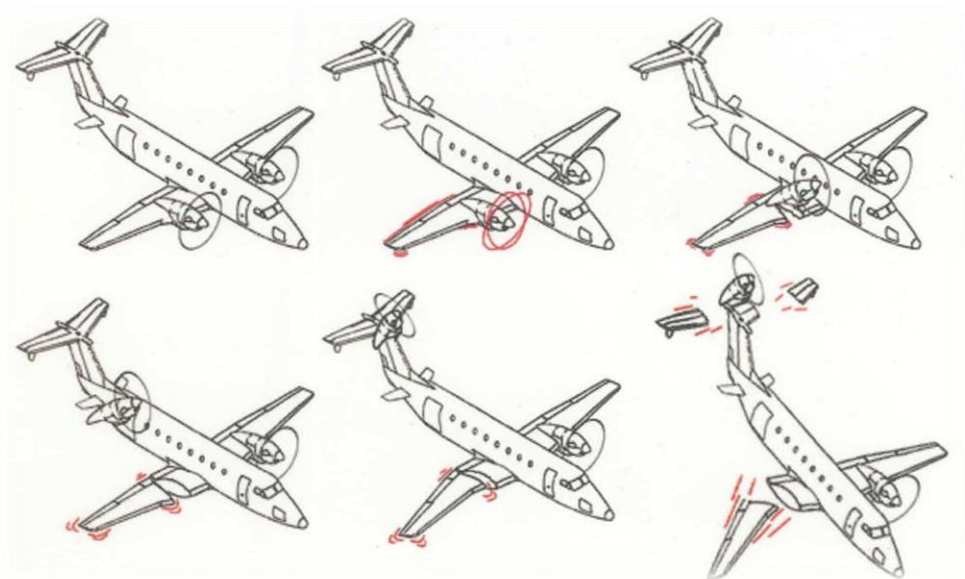


Obrázek 12: Ovládání pohonných jednotek (Upraveno z: Pro Line Fusion integrated avionics cockpit with touchscreen controls on King Air 350 turboprop. In: *Avionics* [online]. 2017 [cit. 2017-04-29]. Dostupné z: <http://cdn.aviationtoday.com/wp-content/uploads/2013/10/Pro20Line20Fusion20King20Air2025028129.jpg>)

Nosná konstrukce letounu

Zástavba motoru také velice ovlivní namáhání letounu a to především křídla. Nový motor bude mít jinou hmotnost a výkonnost. Proto je nutné podrobit letounu patřičným výpočtům a ověřit, zda toto zatížení letoun vydrží. Mimo jiné je potřeba zjistit vlastní frekvence motoru a letounu pro vyloučení vzniku případného samobuzeného kmitání křídla, které by mohlo vést až k destrukci letounu. Tyto výpočty jsou poměrně složité a přesahují zadání této diplomové práce.

Na následujícím obrázku je vyobrazena destrukce letounu vlivem samobuzeného nadkritického kmitání (flutter) motorové gondoly a křídla.



Obrázek 13: Destrukce letounu vlivem flutteru (Zdroj: doc. Ing. SLAVÍK, Svatomír CSc. *Přednášky Fs ČVUT* [cit. 2017-09-29].)

3 NÁVRH POSTUPŮ PRO OVLÁDÁNÍ EXPERIMENTÁLNÍHO TURBOVRTULOVÉHO MOTORU

Pro ověření nové pohonné jednotky letounu je nutné vypracovat základní seznamy verificačních úkonů. V letectví se tyto seznamy nazývají Checklisty. Dle 5. kapitoly zde provedu návrh tohoto seznamu pro spouštění pohonné jednotky za letu pomocí startergenerátoru a při protáčení vrtule nabíhajícím proudem vzduchu, tedy takzvaným windmilingem. Obojí jak v automatickém, tak i v nouzovém ovládní motoru. Tedy v režimu, kdy pilot přímo ovládá vstříkované množství paliva do motoru palivovou jednotkou. Také provedu návrh seznamu pro vypnutí nově zastavěného motoru za letu.

Postupy jsou mnou navrženy, a tudíž nejsou oficiálně schváleny. Při návrhu bylo vycházeno z dostupných dat obsažených v textech Training manual, Flight manual a Checklist pro King Air 350/300.

Postupy v následujících kapitolách jsou vypracovány v českém jazyce. V anglickém jazyce jsou tyto postupy uvedeny v Příloze P2: Checklists.

3.1 Spouštění motoru za letu pomocí startergenerátoru

Normální postup spouštění

Tabulka 5: Start motoru za letu (startér)

START MOTORU ZA LETU (startér)	
TOPENÍ KABINY	VYPNOUT
VĚTRÁK	AUTO
VĚTRÁK ZADNÍ	VYPNOUT
RADIANT TOPENÍ	VYPNOUT
RADAR	ZÁLOHA / VYPNOUT
OHŘEV ČELNÍHO ŠTÍTU	VYPNOUT
OVLADAČ VÝKONU MOT.	VOLNOBĚH
PALIVOVÝ KOHOUT	UZAVŘÍT
PALIVOVÝ VENTYL (POŽÁRNÍ PŘEPÁŽKA)	OTEVŘÍT
GENERÁTOR NEPRAC. MOTORU	VYPNOUT
RYCHLOST	MIN 110 KTS
ZAPALOVÁNÍ MOTORU	ZAPNOUT, Kontrola signalizace
PALIVOVÝ KOHOUT	VOLNOBĚH, Kontrola ITT a ostatních parametrů motoru
N1 > 50%	KONTROLA
ZAPALOVÁNÍ MOTORU	VYPNOUT
OVLADAČ VRTULE	DLE POTŘEBY
OVLADAČ VÝKONU MOT.	DLE POTŘEBY, Kontrola teploty oleje a ostatních parametrů motoru
GENERÁTOR	ZAPNOUT
AUTOMAT. JISKŘENÍ	POHOTOVOSTNÍ REŽIM
ELECTRICKÉ VYBAVENÍ	DLE POTŘEBY

Nouzový postup spouštění

Tabulka 6: Start motoru za letu - nouzový režim (startér)

START MOTORU ZA LETU- NOUZOVÝ REŽIM (startér)	
TOPENÍ KABINY	VYPNOUT
VĚTRÁK	AUTO
VĚTRÁK ZADNÍ	VYPNOUT
RADIANT TOPENÍ	VYPNOUT
RADAR	ZÁLOHA / VYPNOUT
OHŘEV ČELNÍHO ŠTÍTU	VYPNOUT
OVLADAČ VÝKONU MOT.	VOLNOBĚH
PALIVOVÝ KOHOUT	UZAVŘÍT
PALIVOVÝ VENTYL (POŽÁRNÍ PŘEPÁŽKA)	OTEVŘÍT
GENERÁTOR NEPRAC. MOTORU	VYPNOUT
RYCHLOST	MIN 110 KTS
OVLÁDÁNÍ MOTORU	NOUZOVÝ REŽIM
ZAPALOVÁNÍ MOTORU	ZAPNOUT, Kontrol signalizace
PALIVOVÝ KOHOUT	POD VOLNOBĚH, Kontrola ITT a ostatních parametrů motoru
PALIVOVÝ KOHOUT	POMALU ZVYŠOVAT DO N1 > 50%
ZAPALOVÁNÍ MOTORU	VYPNOUT
OVLADAČ VRTULE	DLE POTŘEBY
PALIVOVÝ KOHOUT	POMALÉ POHYBY - DLE POTŘEBY, Kontrola teploty oleje a ostatních parametrů motoru
GENERÁTOR	ZAPNOUT
AUTOMAT. JISKŘENÍ	POHOTOVOSTNÍ REŽIM
ELEKTRICKÉ VYBAVENÍ	DLE POTŘEBY

3.2 Spouštění motoru za letu při protáčení vrtule nabíhajícím proudem vzduchu

Normální postup spouštění

Tabulka 7: Start motoru za letu (protáčení vrtule nápoem vzduchu)

START MOTORU ZA LETU (protáčení vrtule nápoem vzduchu)	
TOPENÍ KABINY	VYPNOUT
VĚTRÁK	AUTO
VĚTRÁK ZADNÍ	VYPNOUT
RADIANT TOPENÍ	VYPNOUT
RADAR	ZÁLOHA / VYPNOUT
OHŘEV ČELNÍHO ŠTÍTU	VYPNOUT
OVLADAČ VÝKONU MOT.	VOLNOBĚH
OVLADAČ VRTULE	NEJMENŠÍ ÚHEL
PALIVOVÝ KOHOUT	UZAVŘÍT
PALIVOVÝ VENTYL (POŽÁRNÍ PŘEPÁŽKA)	OTEVŘÍT
GENERÁTOR NEPRAC. MOTORU	VYPNOUT
RYCHLOST	MIN 140 KTS
VÝŠKA	POD 20 000 FT
AUTOMAT. JISKŘENÍ	ZAPNOUT
PALIVOVÝ KOHOUT	VOLNOBĚH, Kontrola ITT a ostatních parametrů motoru
OVLADAČ VRTULE	DLE POTŘEBY
OVLADAČ VÝKONU MOT.	DLE POTŘEBY, Kontrola teploty oleje a ostatních parametrů motoru
GENERÁTOR	ZAPNOUT
AUTOMAT. JISKŘENÍ	POHOTOVOSTNÍ REŽIM
ELECTRICKÉ VYBAVENÍ	DLE POTŘEBY

Nouzový postup spouštění

Tabulka 8: Start motoru za letu- nouzový režim (protáčení vrtule náporem vzduchu)

START MOTORU ZA LETU- NOUZOVÝ REŽIM (protáčení vrtule náporem vzduchu)	
TOPENÍ KABINY	VYPNOUT
VĚTRÁK	AUTO
VĚTRÁK ZADNÍ	VYPNOUT
RADIANT TOPENÍ	VYPNOUT
RADAR	ZÁLOHA / VYPNOUT
OHŘEV ČELNÍHO ŠTÍTU	VYPNOUT
OVLADAČ VÝKONU MOT.	VOLNOBĚH
OVLADAČ VRTULE	NEJMENŠÍ ÚHEL
PALIVOVÝ KOHOUT	UZAVŘÍT
PALIVOVÝ VENTYL (POŽÁRNÍ PŘEPÁŽKA)	OTEVŘÍT
GENERÁTOR NEPRAC. MOTORU	VYPNOUT
RCHLOST	MIN 140 KTS
VÝŠKA	POD 20 000 FT
OVLÁDÁNÍ MOTORU	NOUZOVÝ REŽIM
AUTOMAT. JISKŘENÍ	ZAPNOUT
PALIVOVÝ KOHOUT	POD VOLNOBĚH, Kontrola ITT a ostatních parametrů motoru
PALIVOVÝ KOHOUT	POMALU ZVYŠOVAT DO N1 > 50%
ZAPALOVÁNÍ MOTORU	VYPNOUT
OVLADAČ VRTULE	DLE POTŘEBY
PALIVOVÝ KOHOUT	POMALÉ POHYBY - DLE POTŘEBY, Kontrola teploty oleje a ostatních parametrů motoru
GENERÁTOR	ZAPNOUT
AUTOMAT. JISKŘENÍ	POHOTOVOSTNÍ REŽIM
ELECTRICKÉ VYBAVENÍ	DLE POTŘEBY

3.3 Vypnutí pohonné jednotky za letu

Tabulka 9: Vypnutí motoru za letu

VYPNUTÍ MOTORU ZA LETU	
TOPENÍ KABINY	VYPNOUT
VĚTRÁK	AUTO
VĚTRÁK ZADNÍ	VYPNOUT
RADIANT TOPENÍ	VYPNOUT
RADAR	ZÁLOHA / VYPNOUT
OHŘEV ČELNÍHO ŠTÍTU	VYPNOUT
ELECTRICKÉ VYBAVENÍ	SNÍŽIT NA MINIMUM
RYCHLOST	MIN 110 KTS
AUTOMAT. PRAPOROVÁNÍ VRTULE	VYPNOUT
OVLADAČ VÝKONU MOT.	VOLNOBĚH
GENERÁTOR NEPRAC. MOTORU	VYPNOUT
OVLADAČ VRTULE	PRAPOR, Kontrola zapraporování vrtule
PALIVOVÝ KOHOUT	UZAVŘÍT, Vyčkat do vypnutí motoru
AUTOMAT. JISKŘENÍ	VYPNOUT
PALIVOVÝ VENTYL (POŽÁRNÍ PŘEPÁŽKA)	UZAVŘÍT
SYNCHRONIZACE VRTULÍ	VYPNOUT
PROPOJENÍ PALIV. NÁDRŽÍ	DLE POTŘEBY
ELECTRICKÁ ZÁTĚŽ	MONITOROVAT

4 NÁVRH POSTUPU LETOVÝCH ZKOUŠEK

Cílem letových a pozemních měření bude získání záznamu, který lze použít k identifikaci charakteristik motoru.

Všechny lety musí být provedeny se stejnou hmotností a centráží letounu. Při provádění zkoušek nesmí být překročen ani jeden omezující limit jak motoru a vrtule, tak i draku letounu. Omezení letounu byla uvedena v kapitole s názvem Základní popis letounu.

Letové zkoušky se odehrávají v nehomogenním prostředí, tzn. při různé kombinace tlaku, teploty a hustoty. Tyto naměřené hodnoty je nutné přepočítat na standardní kombinaci tlaku a teploty, to znamená na hodnoty mezinárodní standardní atmosféry. Výsledky letových zkoušek je dále nutné zpracovávat i statisticky a to z důvodu nehomogenity ovzduší. To jsou například poryvy a stříhy větru.

Přístroje používané při letových zkouškách musí vyhovět řadě podmínek, jako jsou malá hmotnost a rozměry, nízká spotřeba energie, odolnost vůči zrychlením, změnám teplot a tlaků a také odolnost proti vibracím.

Zkoušky motoru zároveň podléhají předpisu CS-E. Zde uvedu nejdůležitější statě z tohoto předpisu. Daný předpis je ke zhlédnutí například na webových stránkách Úřadu pro civilní letectví.

- The fuel and oil used for all tests must normally be chosen from those specified by the Applicant, but, where it may have relevance to the results of any particular test, the actual fuel and oil to be used (including any additives) must be justified.
- During all tests, only servicing and minor repairs must be permitted except that major repairs or replacement of parts may be resorted to, provided that the parts in question are subjected to an agreed level of penalty testing.
- Except where declared by the Applicant, no artificial means of increasing the humidity of the ambient air must be employed.
- For all tests, parameters relevant to the purpose of the test must be agreed and recorded at appropriate times during the test. Where possible, Engine conditions must be allowed to stabilise before observations are taken. In particular, observations taken less than 3 minutes after a change of Engine conditions must not be included in assessment of performance, unless the rating cannot be used for more than 3 minutes.

- Adjustments made in compliance with CS-E 140 (c) must be checked and unintended variations from the original settings recorded after each test.
- All test bed equipment and all measuring equipment used for tests must be appropriately calibrated.

Před každým vzletem je potřeba letoun připravit na zemi. Nutné je zkontrolovat povrch letounu a provést vyzkoušení všech nezbytných systémů. Mezi tyto systémy patří především hydraulický, elektrický a vzduchový systém, funkce řízení a správný chod motoru a vrtule.

Během všech zkoušek musí celá posádka sledovat chování letounu i motoru. Při jakýchkoliv nepravidelných chodech motoru, nepředpokládaném chování letounu, podezřelých zvucích a při jakýchkoli pochybnostech o bezpečnosti letu musí posádka zkoušku okamžitě přerušit a provést přistání na nejbližší vhodné ploše. Další zkoušky mohou být provedeny až po přezkoumání jevu a následném zavedení nápravného opatření.

Po ukončení letu je nutné letoun, podobně jako před letem, také příčně zkontrolovat.

Při letových zkouškách budou měřeny minimálně tyto následující parametry:

Tabulka 10: Měřené parametry letových zkoušek

Měřené parametry	Označení	Jednotka
Výška letu	h	feet
Rychlost letu	v	KIAS
Barometrický tlak	p_0	kPa
Barometrická teplota	t_0	°C
Teplota paliva na vstupu do motoru	t_p	°C
Tlak paliva na vstupu do motoru	p_{p1}	kPa
Tlak paliva za čerpadlem	p_{p2}	kPa
Průtok paliva do motoru	f_{p1}	lb/min
Teplota oleje v nádrži	t_{o0}	°C
Tlak oleje za filtrem	p_{o2}	kPa
Teplota vzduchu za kompresorem	t_2	°C
Tlak vzduchu za kompresorem	p_2	kPa
Celkový tlak ve výstupní trysce	p_4	kPa
Teplota výfukových plynů	t_4	°C
Tah motoru	F_t	N
Kroutící moment motoru	M_k	Nm
Otáčky motoru	n_{gen}/n_2	1/min
Otáčky vrtule	n_{vrt}	1/min
Vibrace rotoru (kompresoru/volné turbíny)	$v_{g1/g2}$	mm/s

V následujícím grafu je pro představu vyobrazen průběh grafického zaznamenávání měřených parametrů letové zkoušky. Zkoušku realizovala společnost První brněnská strojírna Velká Bíteš a.s. Jednalo se o letovou zkoušku letounu L13TJ s pohonnou jednotkou TJ 100C.

Z grafu je patrné, jak se data v průběhu letové zkoušky zaznamenávají. Jedná se tedy o jeden z výstupů letové zkoušky.



Graf 1: Záznam dat měřicí ústředny (Zdroj: [upraveno z google.cz/amp/slideplayer.cz/amp/1920684/](http://google.cz/amp/slideplayer.cz/amp/1920684/) [online]. [cit. 2017-10-24])

V následující kapitole jsou vypracovány postupy letových zkoušek pro certifikaci nově zastavěné pohonné jednotky. Tyto letové zkoušky jsou mnou navrženy, a tudíž nejsou oficiálně schváleny.

4.1 Výkony v horizontálním letu pro danou kombinaci pohonných jednotek (1 původní + 1 zkušební motor)

Letový výkon pohonné jednotky se v této zkoušce bude měřit v pěti ustálených letových režimech. Jedná se tedy o takzvanou pětibodovou charakteristiku. Požadované režimy musí být rovnoměrně rozloženy v rozmezí režimů Ng_{min} až Ng_{max} . Každý navolený režim pětibodové charakteristiky musí také být stabilizován. Minimální doba stabilizace režimu je

stanovena na 3 minuty. Při stabilizaci se nastavený režim pohonné jednotky i vrtule nesmí nijak měnit. Hodnota Ng_{min} dopovídá nastavení režimu motoru pro rychlost v_{sse} dle následující tabulky a Ng_{max} dopovídá maximálnímu trvalému režimu experimentální pohonné jednotky.

Hodnota patřičných režimů pro pětibodovou charakteristiku se vypočte dle následujícího vzorce.

$$\frac{(Ng_{max} - Ng_{min})}{4} = a \quad (1)$$

1. bod charakteristiky: Ng_{min}
2. bod charakteristiky: $Ng_{min} + a = Ng_2$
3. bod charakteristiky: $Ng_2 + a = Ng_3$
4. bod charakteristiky: $Ng_3 + a = Ng_4$
5. bod charakteristiky: Ng_{max}

Návrh celé letové zkoušky ověřující výkony experimentální pohonné jednotky v horizontálním letu je uveden v následující tabulce.

Tabulka 11: Výkony motoru v horizontálním letu

Letový režim	Výška letu	Rychlost letu	Motorový režim	Poznámka	
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Vrtule [ot/min]		
Vzlet	-	$v_x - 125$	Vzletový režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Stoupání	-	$v_y - 140$	Maximální trvalý režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Horizontální let	3 300	v_{sse} až v_{max} $v_{sse} - 110$ $v_{mo}/M_{mo} - 263/0,58$	Ng _{min} pro požadovanou rychlost letu až Ng _{max} pro max. trvalý režim (pětibodová charakteristika) N Vrtule - a) 1 700 b) max. trvalý režim	Zkoušku a) i b) provést bez odběru vzduchu od kompresoru i s odběrem vzduchu od kompresoru. V obou konfiguracích může být nutné použít systém dodávky kyslíku pro posádku ve vysoké nadmořské výšce. Pokud nelze dosáhnout požadované výšky letu, zvolí se nejvyšší dosažitelná výška letu.	
	6 600				
	10 000				
	15 000				
	20 000	$v_{sse} - 110; v_{mo}/M_{mo} - 243/0,58$			
	25 000	$v_{sse} - 110; v_{mo}/M_{mo} - 243/0,59$			
	30 000	$v_{sse} - 110; v_{mo}/M_{mo} - 243/0,60$			
35 000	$v_{sse} - 110; v_{mo}/M_{mo} - 243/0,60$				
Horizontální let	35 000	Dle režimu motoru $v_{mo}/M_{mo} - 243/0,60$	Maximální trvalý režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule. Při zkoušce zapnout systém ochrany proti námraze. Pokud nelze dosáhnout požadované výšky letu, zvolí se nejvyšší dosažitelná výška letu.	
Klesání	-	Maximálně v_{mo}/M_{mo}	Volnoběžný režim	Doporučená rychlost v turbulenci - 170 KIAS	
Přistání	-	Max. přibližovací rychlost v_{fe} (vztlak. klapky v poloze přistání) - 158; přistání provést na maximální možné rychlosti.	Maximální reverzní tah	Reverzní tah až do úplného zastavení letounu. Pokud situace dovolí, provést přistání bez použití brzd letounu.	

4.2 Ověření obálky pro spuštění motoru za letu

Cílem této zkoušky bude ověření schopnosti a sestavení obálky opětovného spuštění pohonné jednotky za letu. Maximální výška spuštění pohonné jednotky je zvolena dle nadmořské výšky nejvýše položeného letiště na světě, plus zvolená výšková rezerva. Časy od vypnutí pohonné jednotky do opětovného spuštění jsou voleny s důrazem na různá stádia vychlazení pohonné jednotky. Součástí této zkoušky je i letová zkouška rotor lock test, která bude popsána v následující kapitole.

Návrh této letové zkoušky je uveden v následující tabulce.

Tabulka 12: Ověření obálky pro spuštění motoru za letu

Letový režim	Výška letu	Rychlost letu	Motorový režim	Poznámka	
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Vrtule [ot/min]		
Vzlet	-	$v_x - 125$	Vzletový režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Stoupání	-	$v_y - 140$	Maximální trvalý režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Horizontální let	3 300	a) $v_{sse} - 110$ b) $v_y - 140$	Spuštění motoru pro a) i b) v čase 1 min, 3 min, 5 min, 15 min od vypnutí motoru.	Po stabilizaci horizontálního letu provést postup pro vypnutí testovaného motoru za letu. Pokud nelze dosáhnout požadované výšky nebo rychlosti letu, zvolí se nejvyšší dosažitelná výška a rychlost letu.	Stabilizace horizont. letu minimálně 3 minuty.
	6 600				
	10 000				
	15 000				
	20 000				
Klesání	-	Maximálně v_{mo}/M_{mo}	Volnoběžný režim	Doporučená rychlost v turbulenci - 170 KIAS	
Přistání	-	Max. přibližovací rychlost v_{fe} (vztlak. klapky v poloze přistání) - 158; přistání provést na maximální možné rychlosti.	Maximální reverzní tah	Reverzní tah až do úplného zastavení letounu. Pokud situace dovolí, provést přistání bez použití brzd letounu.	

4.3 Rotor lock test

Při letové zkoušce Rotor lock se vyšetřuje samovolné protáčení pohonné jednotky za letu vlivem náporu vzduchu za letu. Cílem tohoto testu je stanovení chování teplotního pole pohonné jednotky. Dle teplotního pole se následně vytváří opatření pro zabránění vzniku kritických teplotních deformací motoru. Tyto deformace by v některých případech mohly vést k nežádoucímu kontaktu rotoru a statoru motoru a následnému poškození pohonné jednotky. V kritických případech by mohlo dojít až k úplnému zadření a zničení pohonné jednotky.

Podobně jako letová zkouška ověřování obálky pro spuštění pohonné jednotky (viz výše), tedy i tento test prověřuje mimo jiné také schopnost opětovného spuštění pohonné jednotky za letu. Informace získané testem Rotor lock jsou proto také použity pro sestavení obálky pro spuštění motoru za letu v předchozí zkoušce.

Návrh letové zkoušky Rotor lock test je uveden v následující tabulce.

Tabulka 13: Rotor lock test

Letový režim	Výška letu	Rychlost letu	Motorový režim	Poznámka	
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Vrtule [ot/min]		
Vzlet	-	$v_x - 125$	Vzletový režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Stoupání	-	$v_y - 140$	Maximální trvalý režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Horizontální let	30 000	Dle režimu motoru $v_{mo}/M_{mo} - 243/0,59$	Maximální trvalý režim	Nepřekročit parametry omezení motoru a vrtule. Zkoušku provést bez odběru vzduchu od kompresoru. Na režimu setrvat 5min. Poté provést postup pro vypnutí testovaného motoru za letu vyjma praporování vrtule. Pokud nelze dosáhnout požadované výšky letu, zvolí se nejvyšší dosažitelná výška letu.	Může být nutné použít systém dodávky kyslíku pro posádku.
Klesání	13 100	125	Dle požadované rychlosti letu	Měření otáček generátoru a vrtule vypnutého motoru.	
Horizontální let	13 100; (3 300)	125	Spuštění motoru za letu.	Pokud jsou ot. generátoru 5% a více, provést postup pro spuštění motoru za letu. Pokud nejsou ot. generátoru indikovány, klesat do 3 300 ft, stabilizovat horizontální let (3 min) a poté provést postup pro spuštění motoru za letu.	
Klesání	-	Maximálně v_{mo}/M_{mo}	Volnoběžný režim	Doporučená rychlost v turbulenci - 170 KIAS	
Přistání	-	Max. přibližovací rychlost v_{fe} (vztlak. klapky v poloze přistání) - 158; přistání provést na maximální možné rychlosti.	Maximální reverzní tah	Reverzní tah až do úplného zastavení letounu. Pokud situace dovolí, provést přistání bez použití brzd letounu.	

4.4 Měření charakteristik pohonné jednotky při vysokých úhlech náběhu a vybočení

Následující zkouška bude zaměřena na měření parametrů pohonné jednotky při vysokých úhlech náběhu a vybočení letounu. Situace s vysokým úhlem náběhu mohou nastat například při vzletu, přistání, nebo přetažení letounu. Tedy při situacích s minimálními dopřednými rychlostmi. Podobná situace, kdy by se letoun mohl dostat do vysokých úhlů náběhu, je takzvané přetažení letounu na rychlosti nebo také pád na rychlosti. Tato situace je ale velice podobná těm při malých rychlostech, proto ji testovat nebudeme.

Vysokých úhlů vybočení je dosahováno například při velmi silném bočním větru nebo při případném vysazení jedné pohonné jednotky. Při letové zkoušce budou parametry pohonné jednotky měřeny při maximálním úhlu vybočení na obě strany. Těchto úhlů bude dosaženo pomocí nožního řízení. Pro dosažení maximálních úhlů vybočení lze využít i vyšší nebo naopak nižší výkon původního motoru PT-6. Při letové zkoušce je nutno s výkonem pohonné jednotky pracovat velmi obezřetně a to pouze tehdy, pokud bude let i nadále bezpečný.

Při všech těchto režimech musí pohonná jednotka bezpečně splňovat dané výkonové parametry a proto je tato zkouška také nedílnou součástí certifikace pohonné jednotky.

Návrh této letové zkoušky je uveden v následující tabulce.

Tabulka 14: Měření charakteristik pohonné jednotky při vysokých úhlech náběhu a vybočení

Letový režim	Výška letu	Rychlost letu	Motorový režim	Poznámka	
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Vrtule [ot/min]		
Vzlet	-	$v_x - 125$	Vzletový režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Stoupání	-	$v_y - 140$	Maximální trvalý režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Horizontální let	3 300	a) v_{min} pro danou hmotnost letounu. Vztlakové klapky zasunuty. b) $v_{sse} - 110$	Dle požadované rychlosti letu	Zkoušku a) i b) provést bez odběru vzduchu od kompresoru i s odběrem vzduchu od kompresoru. V obou konfiguracích může být nutné použít systém dodávky kyslíku pro posádku ve vysoké nadmořské výšce. Pokud nelze dosáhnout požadované výšky letu, zvolí se nejvyšší dosažitelná výška letu. Zkoušku b) provést s maximálním bezpečným úhlem vybočení letounu na obě strany.	Stabilizace horizont. letu minimálně 3 minuty.
	6 600				
	10 000				
	15 000				
	20 000				
	25 000				
	30 000				
35 000					
Klesání	-	Maximálně v_{mo}/M_{mo}	Volnoběžný režim	Doporučená rychlost v turbulenci - 170 KIAS	
Přistání	-	Max. přibližovací rychlost v_{fe} (vztlak. klapky v poloze přistání) - 158; přistání provést na maximální možné rychlosti.	Maximální reverzní tah	Reverzní tah až do úplného zastavení letounu. Pokud situace dovolí, provést přistání bez použití brzd letounu.	

4.5 Rychlé akcelerace pohonné jednotky za letu

Tento test slouží k prověření charakteristik pohonné jednotky a letounu při skokovém zvýšení výkonu pohonné jednotky. Tyto rychlé změny režimů motoru mohou nastat nejčastěji při vzletu letounu nebo při mimořádných událostech letu. Rychlá akcelerace je provedena pákou ovladače výkonu pohonné jednotky za méně než 1 sekundu. Pouze ve výškách nad 20 000 stop je akcelerace definována za dobu větší než 6 sekund. S ohledem na tyto

skutečnosti byly nadmořské výšky horizontálního letu opět voleny podobně jako v předchozích letových zkouškách. Tedy jako maximální nadmořská výška nejvýše položeného letiště na světě plus zvolená výšková rezerva.

Návrh letové zkoušky rychlé akcelerace výkonu experimentální pohonné jednotky je uveden v následující tabulce.

Tabulka 15: Rychlá akcelerace pohonné jednotky

Letový režim	Výška letu	Rychlost letu	Motorový režim	Poznámka	
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Vrtule [ot/min]		
Vzlet	-	$v_x - 125$	Vzletový režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Stoupání	-	$v_y - 140$	Maximální trvalý režim	Režimy dle omezení motoru a vrtule.	
Horizontální let	3 300	$v_{sse} - 110$	Rychlá akcelerace pákou ovladače výkonu motorů za méně než 1 sec. N Vrtule - maximální trvalé otáčky	Po stabilizaci horizontálního letu provést akceleraci výkonu motorů. Zkoušku provést bez odběru vzduchu od kompresoru i s odběrem vzduchu od kompresoru. V obou konfiguracích může být nutné použít systém dodávky kyslíku pro posádku ve vysoké nadmořské výšce.	Stabilizace horizont. letu minimálně 3 minuty.
	6 600				
	10 000				
	15 000				
Horizontální let	20 000	$v_{sse} - 110$	Akcelerace pákou ovladače výkonu motorů za minimálně 6 sec. N Vrtule - maximální trvalé otáčky		
Klesání	-	Maximálně v_{mo}/M_{mo}	Volnoběžný režim	Doporučená rychlost v turbulenci - 170 KIAS	
Přistání	-	Max. přibližovací rychlost v_{fe} (vztlak. klapky v poloze přistání) - 158; přistání provést na maximální možné rychlosti.	Maximální reverzní tah	Reverzní tah až do úplného zastavení letounu. Pokud situace dovolí, provést přistání bez použití brzd letounu.	

4.6 Reverzní tah pohonné jednotky

Ověření výkonových parametrů a spolehlivosti pohonné jednotky a vrtule při reverzním tahu bude probíhat při přistání v každé letové zkoušce motoru. Viz poslední řádek tabulky všech předešlých letových zkoušek.

Návrh letové zkoušky reverzního tahu pohonné jednotky je pro úplnost opět uveden v následující tabulce.

Tabulka 16: Reverzní tah pohonné jednotky

Letový režim	Výška letu	Rychlost letu	Motorový režim	Poznámka
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Vrtule [ot/min]	
Přistání	-	Max. přibližovací rychlost v_{fe} (vztlak. klapky v poloze přistání) - 158; přistání provést na maximální možné rychlosti.	Maximální reverzní tah	Reverzní tah až do úplného zastavení letounu. Pokud situace dovolí, provést přistání bez použití brzd letounu.

Při této zkoušce musí pilot dbát zvýšené opatrnosti pro případ nepřestavení vrtule do reverzní polohy, nedostatečného výkonu pohonné jednotky, nebo naopak vyššího výkonu experimentální pohonné jednotky a tím pádem vzniku nesymetrického tahu letounu. Tato skutečnost by mohla vést až k vyjetí letounu z přistávací dráhy a jeho následnému poškození.

Tabulky postupů všech letových zkoušek v anglickém jazyce jsou uvedeny v Příloze P 3.

5 VÝPOČET OČEKÁVANÉHO ROZDÍLU TAHU MEZI JEDNOTLIVÝMI POHONNÝMI JEDNOTKAMI

V této kapitole budou vypočteny tahové charakteristiky původní pohonné jednotky letounu King air 350 a charakteristiky experimentální pohonné jednotky. Dále bude z rozdílu tahů jednotlivých pohonných jednotek ověřena říditelnost letounu.

Pro výpočty tahů a říditelnosti jsou zadány parametry uvedené v následující tabulce:

Tabulka 17: Parametry pro výpočty- Tah

Název	Zkratka	Hodnota	Jednotky
Výkon motoru (testovaná jednotka)	P	956148,7	W
Výkon motoru (původní jednotka)	P	772274	W
Hustota vzduchu*	ρ	1,225	kg/m ³
\varnothing Vrtule - špičkový (Testovaná jednotka)	$D_{\text{vrt-špič.}}$	2,667	m
\varnothing Vrtule - patní (Testovaná jednotka)	$D_{\text{vrt-patní}}$	0,517	m
\varnothing Vrtule - špičkový (Hartzell HC-B4MP-3C)	$D_{\text{vrt-špič.}}$	2,667	m
\varnothing Vrtule - patní (Hartzell HC-B4MP-3C)	$D_{\text{vrt-patní}}$	0,4826	m

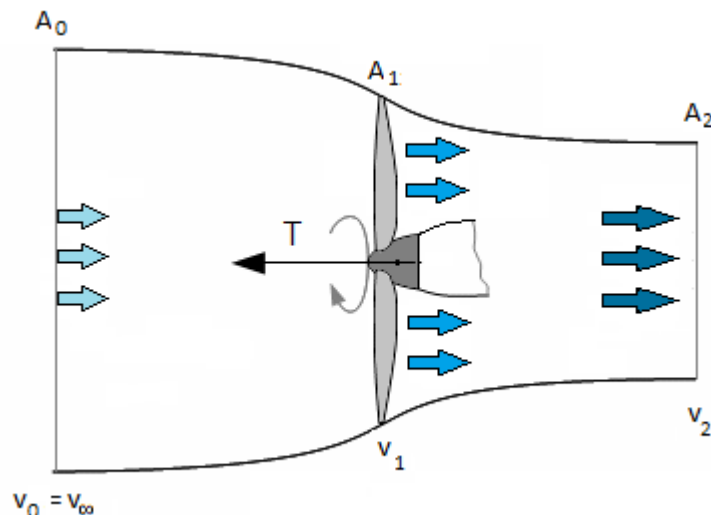
5.1 Výpočet tahu turbovrtulového motoru dle ideálního propulsoru^{12 13}

V této kapitole budou tahové charakteristiky pohonných jednotek vypočteny dle teorie ideálního propulsoru.

Při průchodu vzduchu vrtulí působí propulsní soustava (vrtule letounu) na vzduch aerodynamickými silami. Tyto síly jsou vyvozovány statickým tlakem na povrchu vrtulových listů. Působením těchto sil je vzduch protékající propulzní soustavou urychlen tak, že rychlost vzduchu vystupující ze soustavy je větší, než byla rychlost na vstupu.

¹² Zdroj: HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. Vyd. 2. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2003. ISBN 80-010-2706-6.

¹³ Zdroj: J. GORDON LEISHMAN. *Principles of helicopter aerodynamics*. Repr. with corr. ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2001. ISBN 05-215-2396-6.



Obrázek 14: Průchod vzduchu vrtulí letounu

Při průtoku vzduchu vrtulí platí zákon zachování hmoty. Jedná se pouze o jednorozměrové proudění a tudíž pro hmotnostní tok vzduchu procházejícím vrtulí \dot{m} platí rovnice:

$$\dot{m} = \dot{m}_0 = \dot{m}_1 = \dot{m}_2 = A_{0,1,2} \cdot \rho \cdot v_{0,1,2} \text{ [kg} \cdot \text{s}^{-1}] \quad (2)$$

Kde A_1 jsou plochy vrtulového disku pro které platí:

Pro vrtuli testované jednotky:

$$A_1 = \frac{\pi}{4} \cdot (D_{vrt\text{-}\dot{s}pi\check{c}kov\acute{y}}^2 - D_{vrt\text{-}patn\acute{i}}^2) = \frac{\pi}{4} \cdot (2,667^2 - 0,517^2) = 5,377 \text{ m}^2 \quad (3)$$

Pro vrtuli původní jednotky:

$$A_1 = \frac{\pi}{4} \cdot (2,667^2 - 0,4826^2) = 5,404 \text{ m}^2 \quad (3.1)$$

Parametr $D_{vrt\text{-}\dot{s}pi\check{c}kov\acute{y}}$ je průměr vrtule a v případě $D_{vrt\text{-}patn\acute{i}}$ se jedná o průměr vrtulového kužele. Pro jednoduchost zde zanedbáme stlačitelnost vzduchu. Toto zjednodušení si můžeme dovolit pouze pro případ průtoku vzduchu v podzvukových rychlostech.

Pro rychlost proudění na vstupu do vrtule v_1 a rychlost urychleného proudění za vrtulí v_2 dále platí:

$$v_1 = v_0 + \frac{\Delta v}{2} \text{ [m} \cdot \text{s}^{-1}] \quad (4)$$

$$v_2 = v_0 + \Delta v \text{ [m} \cdot \text{s}^{-1}] \quad (5)$$

v_0 je rychlost nenarušeného proudu vzduchu před letounem. Jinými slovy se jedná o rychlost letounu. Tedy $v_0 = v_\infty$, a Δv je rovno urychlení proudu vzduchu před a za vrtulí.

Pro výkon motoru můžeme psát:

$$P = \frac{\dot{m}}{2} \cdot (v_2^2 - v_0^2) [W] \quad (6)$$

Po dosazení předchozích rovnic (3) nebo (3.1), (4) a (5) do vzorce pro výpočet výkonu motoru (6) dostaneme:

$$P = \frac{\frac{\pi}{4} \cdot (D_{vrt-\text{špičkový}}^2 - D_{vrt-\text{patní}}^2) \cdot \rho \cdot \left(v_0 + \frac{\Delta v}{2}\right)}{2} \cdot [(v_0 + \Delta v)^2 - v_0^2] \quad (6.1)$$

a úpravou této rovnice dostaneme:

$$\frac{2P}{\frac{\pi}{4} \cdot (D_{vrt-\text{špičkový}}^2 - D_{vrt-\text{patní}}^2) \cdot \rho} = \left(v_0 + \frac{\Delta v}{2}\right) \cdot (v_0^2 + \Delta v^2 + 2 \cdot v_0 \cdot \Delta v - v_0^2) \quad (6.2)$$

a další úpravou rovnice:

$$\frac{2P}{\frac{\pi}{4} \cdot (D_{vrt-\text{špičkový}}^2 - D_{vrt-\text{patní}}^2) \cdot \rho} = \frac{1}{2} \Delta v^3 + 2 \cdot v_0 \cdot \Delta v^2 + 2 \cdot v_0^2 \cdot \Delta v \quad (6.3)$$

Toto řešení vede na kubickou rovnici, kde v_0 je pro nás proměnná rychlost letu a Δv je pro nás neznámá. Rovnici budeme následně řešit za pomoci programu Excel 2007 a to pomocí datového nástroje: Analýza hypotéz. Zde uvedu výpočet parametrů pro rychlost letu rovnou $0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

Po dosazení do rovnice (6.3) vypočítáme hodnotu Δv pro testovanou pohonnou jednotku.

$$\frac{2 \cdot 956148,7}{5,377 \cdot 1,225} = \frac{1}{2} \Delta v^3 + 2 \cdot 0 \cdot \Delta v^2 + 2 \cdot 0^2 \cdot \Delta v$$

$$\Delta v = 83,429 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Z této hodnoty vypočítáme z rovnic (4) a (5) hodnoty v_1 a v_2 .

$$v_1 = v_0 + \frac{\Delta v}{2} = 0 + \frac{83,429}{2} = 41,715 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$v_2 = 0 + 83,429 = 83,429 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Dále pro tah motoru můžeme psát:

$$T = T_{vrtule} + T_{spalin} [N] \quad (7)$$

V našem případě bude tah spalin motoru zanedbán. Ve výstupním ústrojí je část tlakové energie ztracena vlivem otáčení směru výstupu a tím se rychlost spalin snižuje. Z tohoto důvodu je tah spalin velmi malý, řádově v procentech, a proto ho lze pro výpočty zanedbat. Tah motoru testované jednotky je tedy roven:

$$T = T_{vrtule} = \dot{m} \cdot (v_2 - v_0) [N] \quad (8)$$

Dosažením do rovnice (8) dostaneme tah pohonné jednotky pro rychlost letu rovnou $0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

$$T = 5,377 \cdot 1,225 \cdot 41,715 \cdot (83,429 - 0) = \mathbf{22\ 923,737\ N}$$

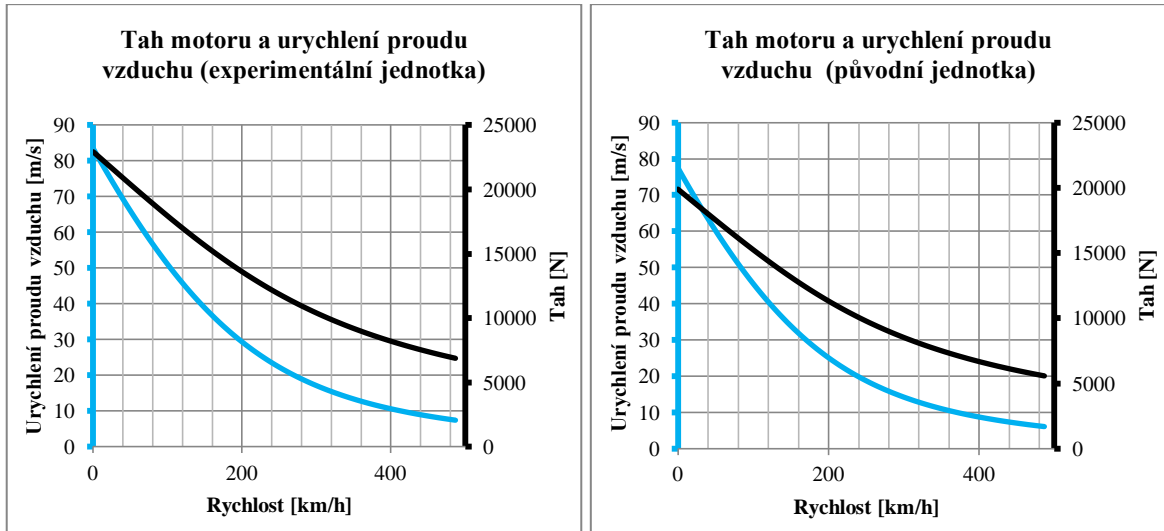
Výpočet pro všechny rychlosti letu je stejný. V následující tabulce jsou uvedeny vypočtené hodnoty jak pro testovanou pohonnou jednotku, tak i pro původní pohonnou jednotku. V tabulce je také uveden výsledný rozdíl tahů pohonných jednotek ΔT . Rozdíl mezi předchozím výsledkem a výsledky v tabulce je dán rozdílnou mírou zaokrouhlení.

Tabulka 18: Výsledné hodnoty (ideální propulsor)

		Testovaná jednotka				Původní jednotka				
v ₀		v ₁	v ₂	Δ v	T	v ₁	v ₂	Δ v	T	Δ T
[km/h]	[m/s]	[m/s]	[m/s]	[m/s]	[N]	[m/s]	[m/s]	[m/s]	[N]	[N]
0	0,000	41,714	83,429	83,429	22921,311	38,783	77,566	77,566	19912,637	3008,674
10	2,778	42,661	82,545	79,767	22412,617	39,731	76,685	73,907	19437,326	2975,291
20	5,556	43,651	81,746	76,191	21904,450	40,726	75,897	70,341	18962,587	2941,863
30	8,333	44,685	81,037	72,704	21397,377	41,769	75,205	66,872	18489,038	2908,339
40	11,111	45,766	80,421	69,310	20892,010	42,863	74,614	63,503	18017,348	2874,662
50	13,889	46,895	79,902	66,013	20388,995	44,009	74,128	60,240	17548,228	2840,767
60	16,667	48,074	79,482	62,815	19889,020	45,209	73,751	57,084	17082,431	2806,589
70	19,444	49,304	79,164	59,720	19392,797	46,464	73,485	54,040	16620,740	2772,057
80	22,222	50,587	78,952	56,730	18901,067	47,778	73,333	51,111	16163,963	2737,104
90	25,000	51,923	78,847	53,847	18414,582	49,149	73,298	48,298	15712,919	2701,663
100	27,778	53,315	78,851	51,074	17934,100	50,580	73,382	45,604	15268,424	2665,676
110	30,556	54,761	78,967	48,411	17460,375	52,071	73,586	43,030	14831,282	2629,092
120	33,333	56,263	79,194	45,860	16994,145	53,622	73,910	40,577	14402,268	2591,877
130	36,111	57,822	79,533	43,421	16536,119	55,233	74,355	38,244	13982,113	2554,006
140	38,889	59,436	79,984	41,095	16086,969	56,904	74,919	36,030	13571,491	2515,478
150	41,667	61,106	80,546	38,879	15647,316	58,634	75,602	33,935	13171,010	2476,306
160	44,444	62,831	81,218	36,774	15217,724	60,423	76,401	31,956	12781,198	2436,525
170	47,222	64,610	81,999	34,776	14798,687	62,268	77,313	30,091	12402,498	2396,189
180	50,000	66,442	82,885	32,885	14390,629	64,168	78,335	28,335	12035,263	2355,366
190	52,778	68,326	83,874	31,097	13993,895	66,121	79,464	26,686	11679,753	2314,143
200	55,556	70,260	84,964	29,409	13608,753	68,125	80,694	25,139	11336,136	2272,617
210	58,333	72,242	86,150	27,817	13235,387	70,178	82,023	23,689	11004,492	2230,895
220	61,111	74,270	87,429	26,318	12873,910	72,278	83,444	22,333	10684,820	2189,090
230	63,889	76,343	88,797	24,909	12524,355	74,421	84,954	21,065	10377,041	2147,315
240	66,667	78,458	90,250	23,584	12186,692	76,607	86,547	19,880	10081,008	2105,684
250	69,444	80,614	91,784	22,339	11860,824	78,831	88,219	18,774	9796,517	2064,306
260	72,222	82,808	93,393	21,171	11546,599	81,093	89,964	17,742	9523,313	2023,286
270	75,000	85,038	95,075	20,075	11243,819	83,389	91,778	16,778	9261,101	1982,719
280	77,778	87,302	96,826	19,048	10952,242	85,717	93,657	15,879	9009,552	1942,690
290	80,556	89,598	98,640	18,084	10671,591	88,076	95,596	15,040	8768,313	1903,278
300	83,333	91,924	100,514	17,180	10401,564	90,462	97,590	14,257	8537,016	1864,548
310	86,111	94,278	102,444	16,333	10141,834	92,874	99,637	13,526	8315,278	1826,556
320	88,889	96,658	104,427	15,539	9892,063	95,311	101,732	12,843	8102,714	1789,349
330	91,667	99,063	106,460	14,793	9651,899	97,769	103,872	12,205	7898,936	1752,963
340	94,444	101,491	108,538	14,094	9420,985	100,249	106,054	11,609	7703,559	1717,426
350	97,222	103,941	110,660	13,437	9198,964	102,748	108,273	11,051	7516,205	1682,759
360	100,000	106,410	112,821	12,821	8985,476	105,265	110,529	10,529	7336,504	1648,973
370	102,778	108,899	115,020	12,242	8780,171	107,798	112,818	10,040	7164,096	1616,075
380	105,556	111,404	117,253	11,697	8582,699	110,346	115,137	9,582	6998,633	1584,066
390	108,333	113,926	119,519	11,185	8392,723	112,909	117,485	9,152	6839,781	1552,942
400	111,111	116,463	121,814	10,703	8209,912	115,485	119,859	8,748	6687,218	1522,694
410	113,889	119,014	124,138	10,249	8033,948	118,073	122,258	8,369	6540,636	1493,312
420	116,667	121,577	126,488	9,822	7864,523	120,673	124,679	8,012	6399,743	1464,780
430	119,444	124,154	128,863	9,418	7701,339	123,283	127,121	7,676	6264,257	1437,082
440	122,222	126,741	131,260	9,038	7544,114	125,902	129,582	7,360	6133,913	1410,200
450	125,000	129,339	133,678	8,678	7392,573	128,531	132,062	7,062	6008,459	1384,114
460	127,778	131,947	136,116	8,339	7246,458	131,168	134,559	6,781	5887,656	1358,803
470	130,556	134,564	138,573	8,017	7105,520	133,813	137,071	6,516	5771,276	1334,244
480	133,333	137,190	141,047	7,713	6969,521	136,466	139,598	6,265	5659,104	1310,417
487	135,278	139,033	142,788	7,510	6877,140	138,326	141,375	6,097	5582,979	1294,161

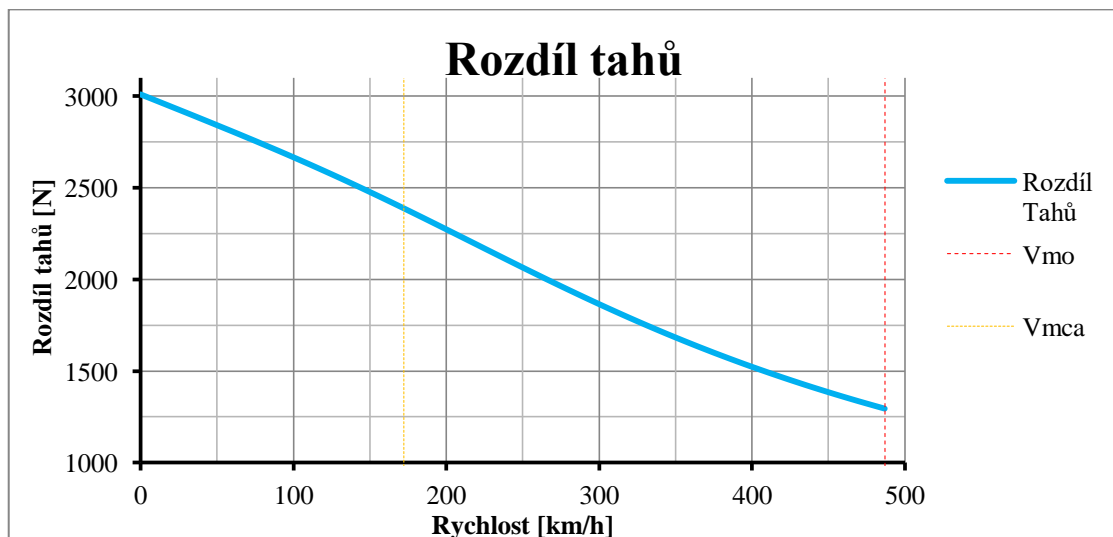
Pro výpočty byla zadána hodnota $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$. S rostoucí výškou se hustota vzduchu mění, ale pro naše výpočty, viz rovnice (8), tato hodnota dává nejvyšší výkon a tím pádem nejhůře ovlivňuje asymetrický tah letounu.

Vypočtené tahy a urychlení proudu vzduchu je vyobrazeno na následujících grafech.



Graf 2: Tah motorů a urychlení proudů vzduchu (Ideální propulsor)

Výsledný rozdíl tahů mezi jednotlivými pohonnými jednotkami v závislosti na rychlosti letu je vyobrazen na následujícím grafu.



Graf 3: Výsledný rozdíl tahů pohonných jednotek (Ideální propulsor)

Z grafu je patrné, že při zvyšování rychlosti letu se rozdíl tahů motorů snižuje.

5.2 Výpočet tahu turbovrtulového motoru na základě charakteristik vrtule

V této části diplomové práce bude vypočítán tah experimentální i původní pohonné jednotky z aerodynamických charakteristik vrtule. Pro toto porovnání bude vypočtena aerodynamická charakteristika vrtule Avia V510 pracující s motorem Walter M601 E.

5.2.1 Aerodynamická charakteristika vrtule

Pro výpočet tahu je nejprve nutné vypočítat aerodynamickou charakteristiku vrtule. Jedná se především o účinnost vrtule v závislosti na rychlosti letu nebo také na rychlostním poměru λ . Pro výpočet charakteristiky jsou zadány následující parametry.

Tabulka 19: Parametry motoru M601 E a vrtule Avia V510

M 601 E			
Název	Značka	Hodnota	Jednotka
Výkon	P_{M601}	490 000	W
Otáčky	n_{v510}	30 (1800 ot/min)	1/s
Průměr vrtule	D_{v510}	2,3	m
Hustota vzduchu	ρ	1,225	kg/m ³

Ze zadaných parametrů bude nejdříve určen součinitel výkonu vrtule c_p . Pro koeficient c_p lze psát:

$$c_p = \frac{P_{M601}}{\rho \cdot n_{v510}^3 \cdot D_{v510}^5} = \frac{490\,000}{1,225 \cdot 30^3 \cdot 2,3^5} = 0,230174 \quad (9)$$

Pro tento konstantní součinitel výkonu vrtule lze z grafu $c_p(\lambda, \varphi)$ odečíst potřebné hodnoty nastavení úhlu vrtule φ a jim odpovídající hodnoty rychlostního poměru vrtule λ . Graf je zobrazen v příloze P 4: Charakteristiky vrtule.

Odečteným hodnotám úhlu nastavení vrtule a rychlostnímu poměru vrtule odpovídá v grafu $c_t(\lambda, \varphi)$ hodnota tahového součinitele vrtule c_t . Graf je vyobrazen také v příloze P 4: Charakteristiky vrtule.

V následující tabulce jsou vypsány odečtené hodnoty úhlu nastavení φ a rychlostního poměru λ vrtule pro hodnotu součinitele výkonu $c_p = 0,230174$. V tabulce jsou také vypsány hodnoty tahového součinitele c_t odpovídajícímu daným hodnotám úhlu nastavení vrtule φ a rychlostnímu poměru vrtule λ .

Tabulka 20: Odečtené hodnoty úhlu nastavení vrtule, rychlostního poměru vrtule a součinitele tahu vrtule

Odečtené hodnoty φ a λ pro C_p 0,23		Součinitel tahu pro dané λ a φ
φ [°]	λ	C_t
22,5	0,41	0,28
25	0,76	0,218
26,25	0,85	0,209
27,5	0,96	0,197
28,75	1,06	0,187
30	1,19	0,168
31,25	1,27	0,162
32,5	1,39	0,15
33,75	1,51	0,138
35	1,61	0,132
36,25	1,71	0,12
37,5	1,82	0,116
38,75	1,92	0,11
40	2,11	0,092

Z hodnot v předešlé tabulce již lze vypočítat účinnost vrtule v závislosti na rychlosti letu. Pro účinnost vrtule odpovídající prvnímu řádku tabulky platí následující vzorec:

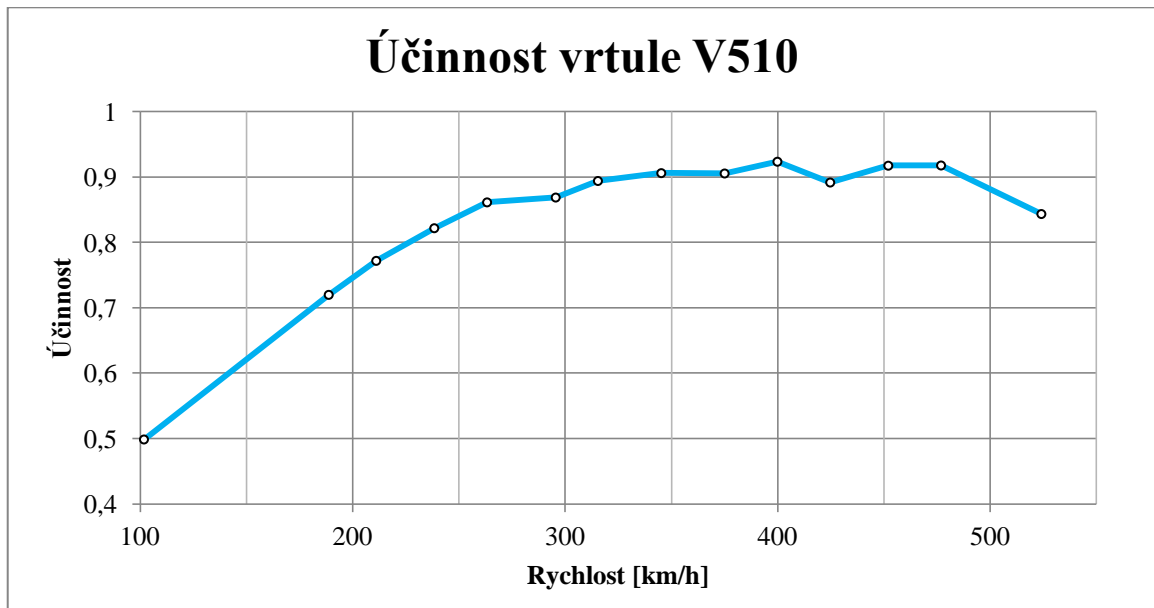
$$\eta = \frac{c_t \cdot \rho \cdot v^2 \cdot D^4 \cdot v_0}{c_p \cdot \rho \cdot D^5 \cdot v^3} = \frac{c_t \cdot \lambda}{c_p} = \frac{0,28 \cdot 0,41}{0,230174} \doteq \mathbf{0,49875} \quad (10)$$

Pro hodnotu rychlostního poměru a rychlost letu v_0 v prvním řádku zároveň platí:

$$\lambda = \frac{v_0}{n \cdot D_{v510}} \rightarrow v_0 = \lambda \cdot n_{v510} \cdot D_{v510} = 0,41 \cdot 30 \cdot 2,3 = \mathbf{28,29 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}} \quad (11)$$

Výpočet účinnosti a rychlosti letu je stejný pro všechny řádky tabulky.

Na následujícím grafu je vyobrazena závislost účinnosti vrtule V510 na rychlosti letu.



Graf 4: Účinnost vrtule V510 v závislosti na rychlosti letu

Všechny odečtené hodnoty a s tím i výsledný graf je zatížen chybou odečtu z grafů.

5.2.2 Výpočet tahů turbovrtulových jednotek

Následně lze přistoupit k vypočtení tahu experimentální i původní pohonné jednotky. Pro tah pohonné jednotky můžeme psát:

$$T = \frac{\eta \cdot P}{v_0} \tag{12}$$

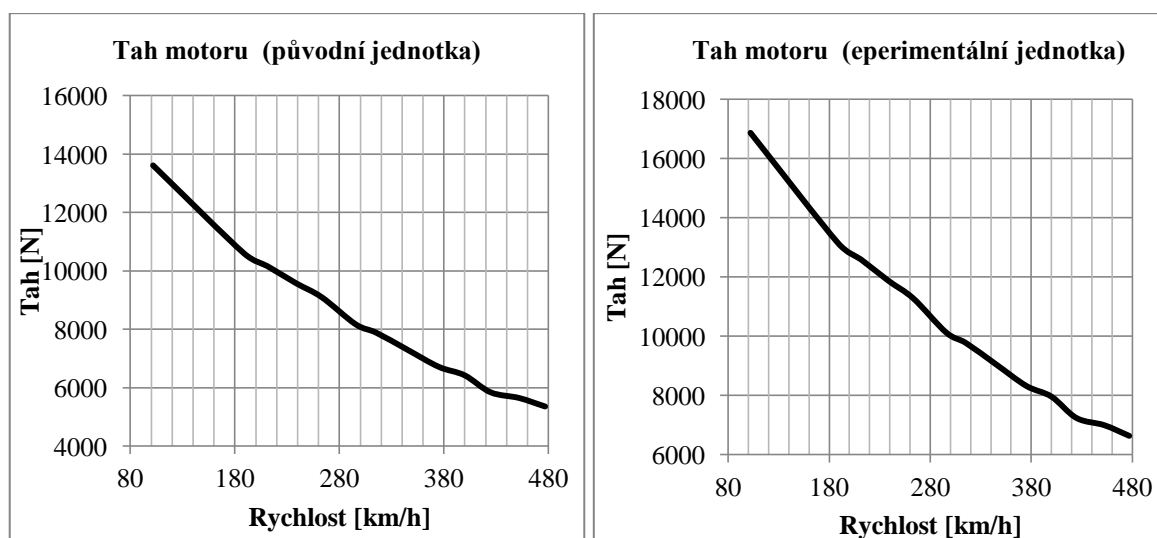
kde účinnost vrtule odpovídá určité rychlosti letu a výkon pohonné jednotky je konstantní a v prvním případě je roven hodnotě výkonu původní pohonné jednotky a ve druhém hodnotě výkonu experimentální jednotky.

V následující tabulce jsou uvedeny vypočtené hodnoty tahů obou pohonných jednotek na základě charakteristiky vrtule V510.

Tabulka 21: Výsledné hodnoty (Charakteristika vrtule)

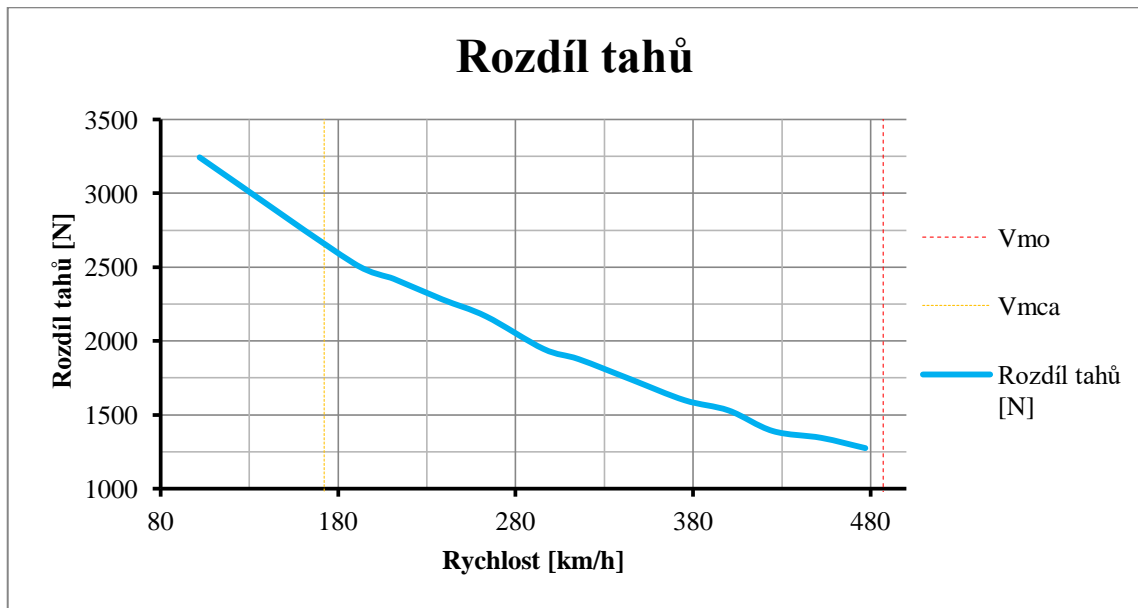
λ	v_0 [m/s]	v_0 [km/h]	η	$T_{\text{původní}}$ [N]	$T_{\text{experimentální}}$ [N]	Rozdíl tahů [N]
0,41	28,29	101,84	0,499	13615,18	16856,89	3241,71
0,76	52,44	188,78	0,720	10600,39	13124,29	2523,90
0,85	58,65	211,14	0,772	10162,76	12582,46	2419,70
0,96	66,24	238,46	0,822	9579,249	11860,02	2280,77
1,06	73,14	263,30	0,861	9092,993	11257,99	2165,00
1,19	82,11	295,60	0,869	8169,106	10114,13	1945,03
1,27	87,63	315,47	0,894	7877,352	9752,912	1875,56
1,39	95,91	345,28	0,906	7293,845	9030,474	1736,63
1,51	104,19	375,08	0,905	6710,337	8308,036	1597,70
1,61	111,09	399,92	0,923	6418,583	7946,817	1528,23
1,71	117,99	424,76	0,891	5835,076	7224,379	1389,30
1,82	125,58	452,09	0,917	5640,573	6983,567	1342,99
1,92	132,48	476,93	0,918	5348,819	6622,348	1273,53

Výsledné tahové charakteristiky a rozdíl tahů mezi jednotlivými pohonnými jednotkami je vyobrazen na následujících grafech.



Graf 5: Tah motorů (Charakteristika vrtule)

Výsledný rozdíl tahů pohonných jednotek v závislosti na rychlosti letu je vyobrazen na následujícím grafu.



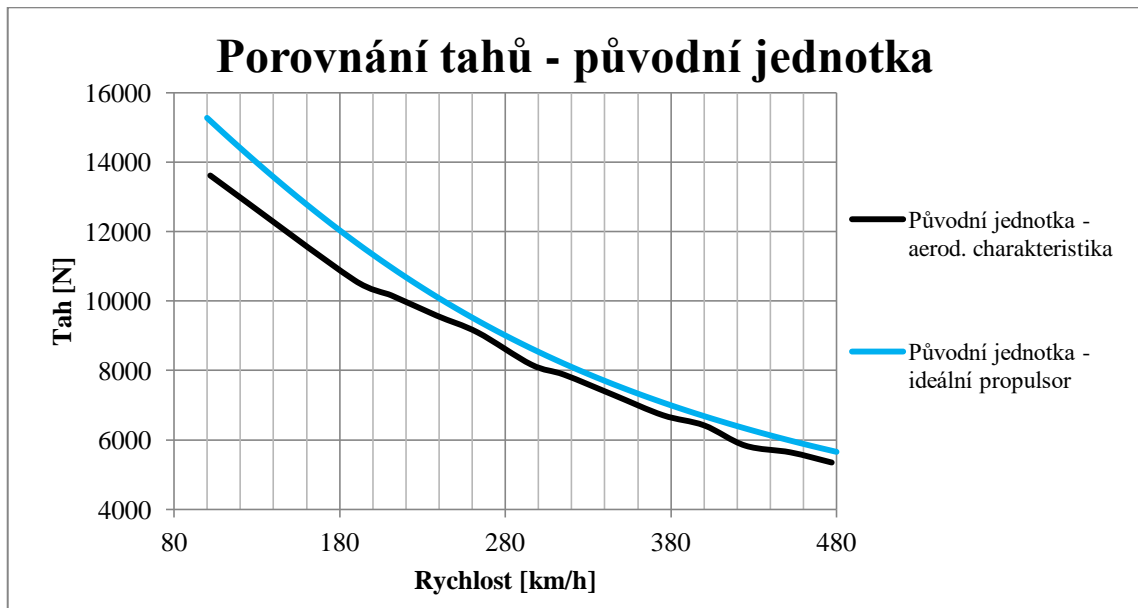
Graf 6: Výsledný rozdíl tahů pohonných jednotek (Charakteristika vrtule)

Jako v předešlém případě výpočtu tahu motorů dle ideálního propulsoru se s rostoucí rychlostí rozdíl tahů snižuje.

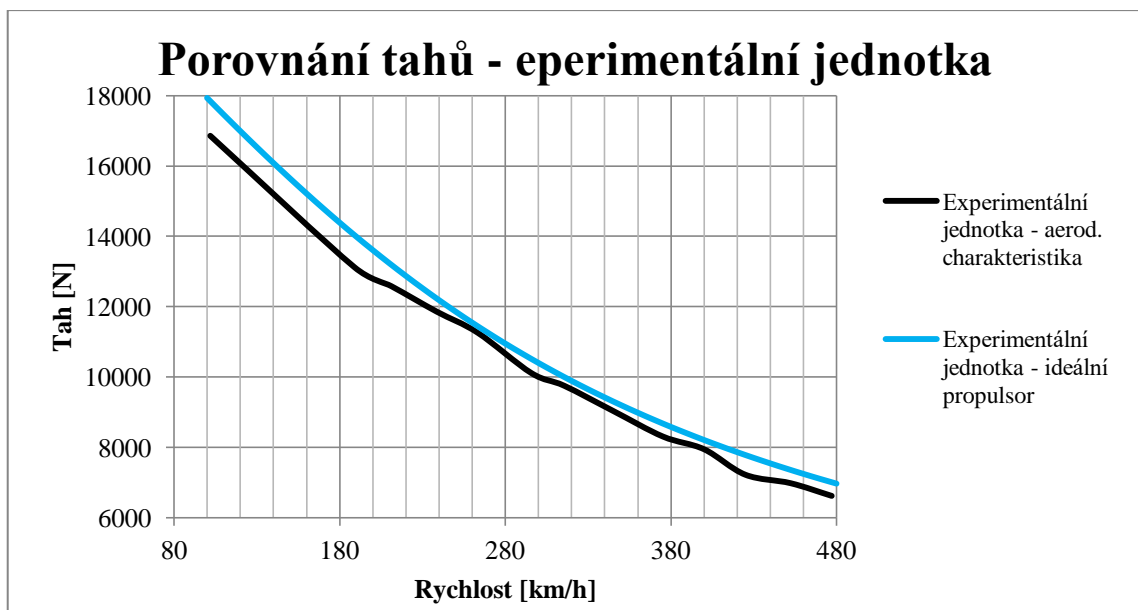
5.3 Porovnání tahových charakteristik pohonných jednotek

Na následujících grafech jsou vyobrazeny porovnání výsledných tahových charakteristik pro původní i experimentální pohonnou jednotku. Také je v této kapitole porovnán výsledný rozdíl tahů mezi pohonnými jednotkami.

Nejprve porovnání tahu motoru v závislosti na způsobu výpočtu.



Graf 7: Tah původní pohonné jednotky- porovnání

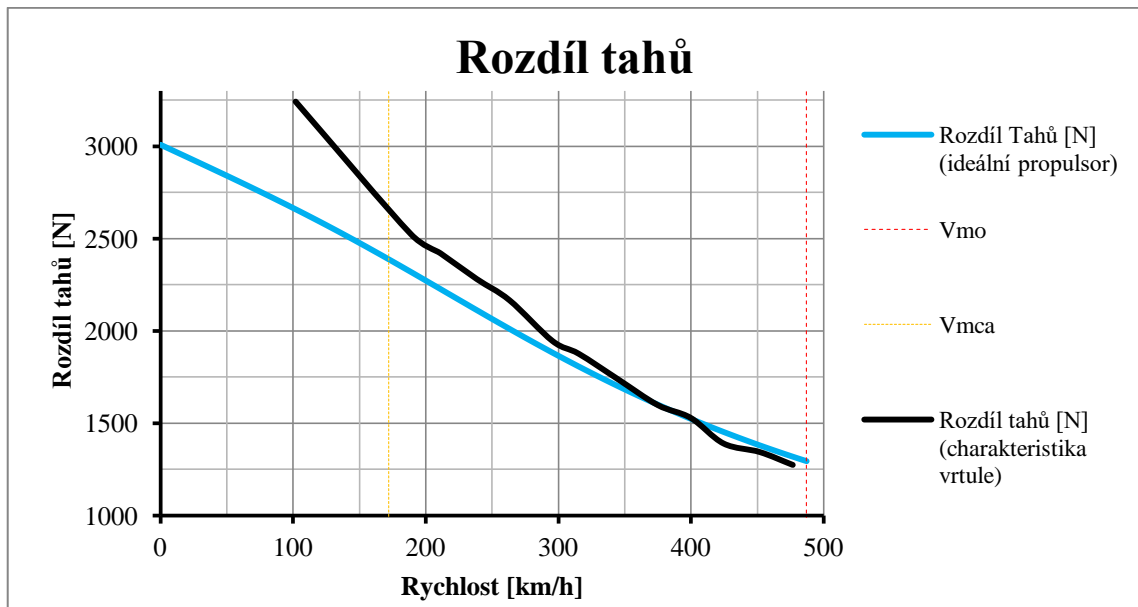


Graf 8: Tah experimentální pohonné jednotky- porovnání

Z předešlých grafů je patrné, že výpočet tahu dle ideálního propulsoru dává vyšší tah, než dle výpočtu za pomoci charakteristiky vrtule. A to přibližně o 5 až 15 procent. Tento jev je způsoben aerodynamickými ztrátami vrtule. Ztráty vznikají například v důsledku tření vzduchu na povrchu listů. Relativní rychlost proudění vzduchu je v mezní vrstvě směrem k povrchu listu zpomalována až na nulu. Za listy vrtule se vytvářejí výry vzduchu se sníženou rychlostí. Další ztráty vznikají v důsledku přelévání vzduchu z přetlakových stran na podtlakové strany listů vrtule a to hlavně na špičkách vrtule. V důsledku těchto jevů je část

výkonu motoru přeměňována na teplo a celkový tah soustavy klesá. Dalším ztrátou tahu je rotace proudu vzduchu za vrtulí. Ten vzniká působením vrtule na vzduch jednak ve směru osy vrtule a také kolmo na její osu. Při vzniku tohoto jevu se spotřebovává část výkonu motoru. Při výpočtu tahu vrtule pomocí ideálního prolupsoru jsou tyto ztráty zanedbány. Proto je výsledný tah vypočtený za pomoci charakteristiky vrtule nižší.

Na následujícím grafu je zobrazen výsledný rozdíl tahů mezi původní a experimentální jednotkou.



Graf 9: Rozdíl tahů - porovnání

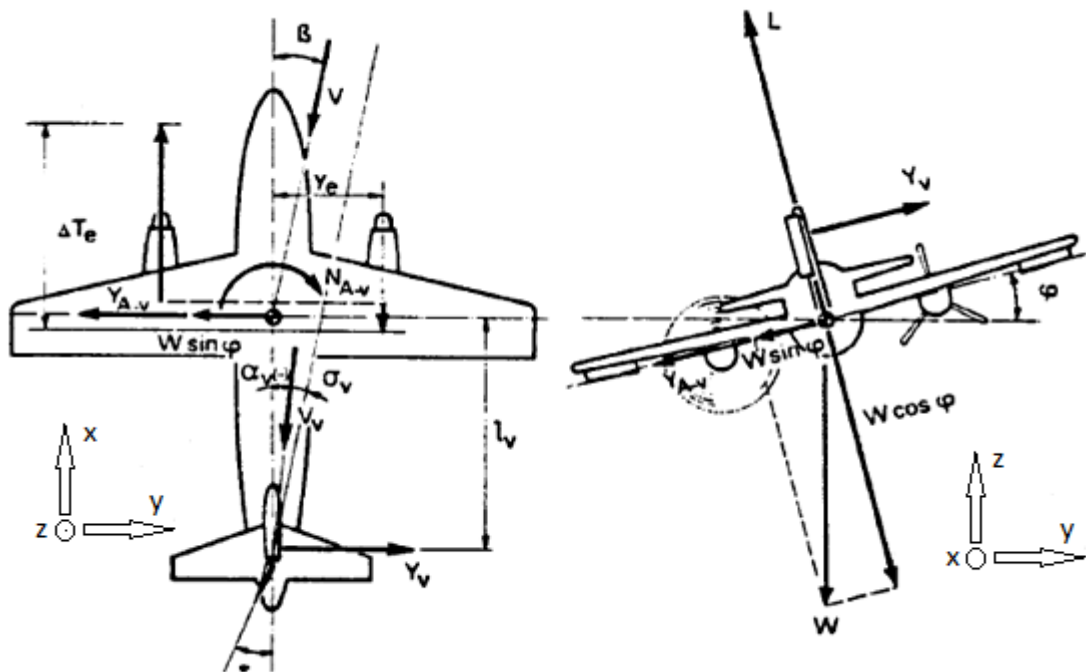
Rozdíl tahů je vyšší při výpočtu za pomoci charakteristiky vrtule. Jedná se však o poměrně malý rozdíl. Při minimálních rychlostech letu se jedná přibližně o 200 N.

Jak již bylo zmíněno, s rostoucí rychlostí tah pohonné jednotky klesá. Z tohoto důvodu bude nutné ověřit říditelnost letounu především při minimálních rychlostech letu s oběma pracujícími motory a poté jenom s jedním pracujícím motorem. K následujícím výpočtům budou použity tahové charakteristiky pohonné jednotky vypočtené dle teorie ideálního propulsoru.

5.4 Výpočet říditelnosti letounu

V této kapitole bude vyšetřena říditelnost letounu při vysazení experimentální, nebo původní pohonné jednotky. Bude zde ověřena dostatečnost směrového řízení letounu a následně potřebný náklon letounu pro ustálený let.

Při vysazení pohonné jednotky vznikne moment N_{A-v} působící na letoun kolem osy Z a také boční síla Y_v působící na letoun v ose Y. Proti momentu vzniklému kolem osy Z působí síla Y_v na rameni l_v vznikající na směrovém kormidlu zásahem pilota. Proti boční síle pilot zasahuje vychýlením křidélek a následným náklonem letounu. Na následujícím obrázku jsou vyobrazeny vznikající momenty a síla při vysazení pohonné jednotky. Z obrázku je také patrný směr naklonění letounu a vychýlení směrového kormidla proti pracujícímu motoru.



Obrázek 15: Momenty při vysazení pohonné jednotky (Zdroj: TORENBEEK, Egbert. *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Delft: Delft University Press, 1976. ISBN 90-298-2505-7.)

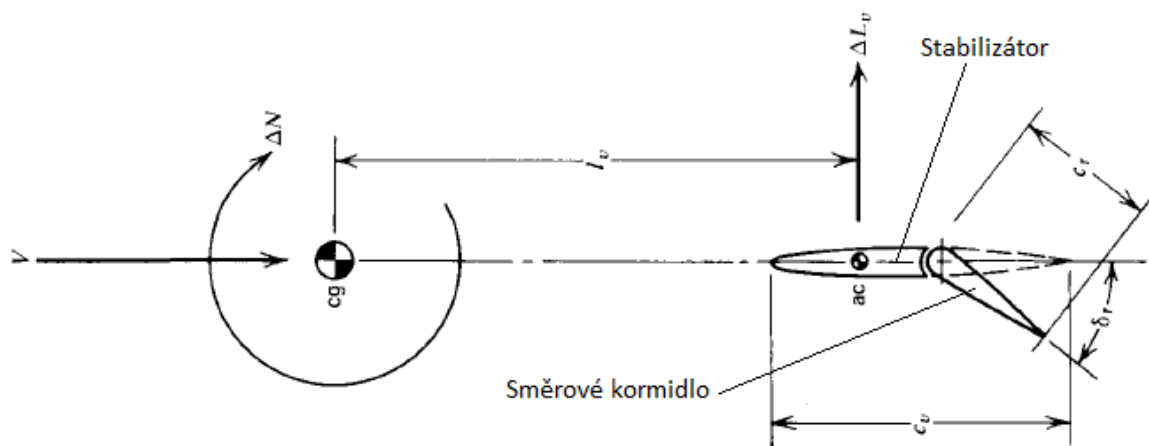
Pro výpočet říditelnosti letounu, výchylku směrového kormidla a naklonění letounu jsou zadány následující parametry.

Tabulka 22: Zadané hodnoty- říditelnost

Název	Označení	Hodnota	Jednotky
Rozpětí letounu	b	17,653	m
Plocha křídel letounu	S	28,8	m ²
Účinná plocha svislé ocasní plochy	S _v	6,14	m ²
Hustota vzduchu	P	1,225	kg/m ³
Rameno umístění pohonné jednotky od středu letounu	Y _e	2,61	m
Rameno aerodynamického středu svislé ocasní plochy vůči těžiš-	l _v	7,3	m
Maximální výchylka směrového kormidla	δ _{r max}	15	°
Hmotnost letounu	W	6804	kg
Poměr dynamických tlaků v místě kormidla a před letounem	η _t	1	-

Nejprve zde vyšetříme říditelnost letounu kolem osy Z.

Ovládání letounu kolem osy Z se zajišťuje pomocí směrového kormidla. Kormidlo je pohyblivé a je připojeno ke stabilizátoru. Na následujícím obrázku je znázorněn princip činnosti tohoto kormidla.



Obrázek 16: Směrové řízení letounu (Zdroj: MCCORMICK, Banes. *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics*. 2. Pennsylvania, 1994. ISBN 978-81-265-2378-8.)

Směrové kormidlo vyvozuje vztlakovou sílu a tedy i moment okolo osy Z letounu. Tento moment působí proti asymetrickému tahu pohonné jednotky letounu a je závislý především na výchylce směrového kormidla δ_r. Výchylka směrového kormidla potřebná pro vyvážení asymetrického tahu letounu je dána vzorcem:

$$\delta_r = \frac{T \cdot Y_e}{q \cdot S \cdot b \cdot V_v \cdot a_v \cdot \eta_t \cdot \tau} \quad (13)$$

a zároveň pro výchylku kormidla platí:

$$\delta_r \leq \delta_{r \max} \quad (14)$$

kde q je dynamický tlak

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (15)$$

Dále T je tah pohonné jednotky, a_v je sklon vztlakové křivky směrového kormidla, τ je směrnice křivky změny vztlakového koeficientu na výchylku směrového kormidla a je rovna $\tau = 0,688$ a V_v je mohutnost svislé ocasní plochy.

Hodnota a_v se vypočte dle vzorce:

$$a_v = \frac{\lambda}{\lambda + 2(1 + t)} C_{y\alpha Naca} \quad (16)$$

kde λ je štíhlost svislé ocasní plochy, pro kterou můžeme psát

$$\lambda = \frac{l_a^2}{S_a} = \frac{2,15^2}{3,95} \doteq \mathbf{1,1703} \quad (17)$$

kde l_a je výška svislé ocasní plochy a S_a je plocha svislé ocasní plochy. Obě hodnoty byly odečteny z rozměrové dispozice letounu. Koeficient $C_{y\alpha Naca}$ je směrnice křivky závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu profilu NACA 0012 a je rovna $C_{y\alpha Naca} = 6,5481 \text{ rad}^{-1}$. Hodnota t byla odečtena ze závislosti opravného součinitele pro nezkroutené křídlo na zúžení křídla jako $t = 0,1$. Dosazením do rovnice (16) dostaneme:

$$a_v = \frac{\lambda}{\lambda + 2(1 + t)} C_{y\alpha Naca} = \frac{1,1703}{1,1703 + 2(1 + 0,1)} 6,5481 \doteq \mathbf{2,274}$$

Pro mohutnost svislé ocasní plochy platí:

$$V_v = \frac{S_v \cdot l_v}{S \cdot b} = \frac{6,14 \cdot 7,3}{28,8 \cdot 17,653} = \mathbf{0,089} \quad (18)$$

kde S_v je plocha svislé ocasní plochy a l_v je rameno aerodynamického středu svislé ocasní plochy vůči těžišti letové zkušebny King Air.

V následujícím kroku bude uveden výpočet výchylky směrového kormidla (rovnice (13)) pro rychlost letounu 200 km/h a experimentální pohonnou jednotku v činnosti:

$$\delta_r = \frac{T \cdot Y_e}{q \cdot S \cdot b \cdot V_v \cdot a_v \cdot \eta_t \cdot \tau}$$
$$= \frac{13\,608,75 \cdot 2,61}{0,5 \cdot 1,225 \cdot 55,556^2 \cdot 28,8 \cdot 17,653 \cdot 0,089 \cdot 2,274 \cdot 1 \cdot 0,688} \doteq \mathbf{0,265\ rad}$$

Po dosazení koeficientů do vzorce pro výpočet výchytky kormidla potřebné pro vyvážení asymetrického tahu letounu při dané rychlosti letu, dostaneme následující hodnoty (výsledky v následující tabulce jsou vypsány pro jednotlivé i pro obě pohonné jednotky v činnosti):

Tabulka 23: Výchylka směrového kormidla

Výchylka směrového kormidla letounu							
v_0		Testovaná jednotka		Původní jednotka		Obě jednotky	
km/h	KNOT	δr [rad]	δr [°]	δr [rad]	δr [°]	δr [rad]	δr [°]
80	43,2	2,326	133,260	1,989	113,962	0,337	19,298
90	48,6	1,790	102,581	1,528	87,531	0,263	15,050
100	54,0	1,412	80,923	1,202	68,895	0,210	12,028
110	59,4	1,136	65,112	0,965	55,308	0,171	9,804
120	64,8	0,929	53,251	0,788	45,129	0,142	8,122
130	70,2	0,771	44,151	0,652	37,332	0,119	6,819
140	75,6	0,646	37,035	0,545	31,244	0,101	5,791
150	81,0	0,548	31,380	0,461	26,414	0,087	4,966
160	86,4	0,468	26,823	0,393	22,528	0,075	4,295
170	91,8	0,403	23,106	0,338	19,364	0,065	3,741
180	97,2	0,350	20,041	0,293	16,761	0,057	3,280
190	102,6	0,305	17,491	0,255	14,599	0,050	2,893
200	108,0	0,268	15,351	0,223	12,788	0,045	2,564
210	113,4	0,236	13,542	0,197	11,260	0,040	2,283
220	118,8	0,209	12,002	0,174	9,961	0,036	2,041
230	124,2	0,186	10,683	0,154	8,851	0,032	1,832
240	129,6	0,167	9,547	0,138	7,897	0,029	1,650
250	135,0	0,149	8,563	0,123	7,073	0,026	1,490
260	140,4	0,135	7,707	0,111	6,357	0,024	1,351
270	145,8	0,121	6,960	0,100	5,732	0,021	1,227
280	151,2	0,110	6,303	0,091	5,185	0,020	1,118
290	156,6	0,100	5,726	0,082	4,704	0,018	1,021
300	162,0	0,091	5,215	0,075	4,280	0,016	0,935
310	167,4	0,083	4,762	0,068	3,904	0,015	0,858
320	172,8	0,076	4,359	0,062	3,570	0,014	0,788
330	178,2	0,070	3,999	0,057	3,273	0,013	0,726
340	183,6	0,064	3,677	0,052	3,007	0,012	0,670
350	189,0	0,059	3,388	0,048	2,769	0,011	0,620
360	194,4	0,055	3,128	0,045	2,554	0,010	0,574
370	199,8	0,051	2,894	0,041	2,361	0,009	0,533
380	205,2	0,047	2,682	0,038	2,187	0,009	0,495
390	210,6	0,043	2,490	0,035	2,029	0,008	0,461
400	216,0	0,040	2,315	0,033	1,886	0,007	0,429
410	221,4	0,038	2,157	0,031	1,756	0,007	0,401
420	226,8	0,035	2,012	0,029	1,637	0,007	0,375
430	232,2	0,033	1,879	0,027	1,529	0,006	0,351
440	237,6	0,031	1,758	0,025	1,430	0,006	0,329
450	243,0	0,029	1,647	0,023	1,339	0,005	0,308
460	248,4	0,027	1,545	0,022	1,256	0,005	0,290
470	253,8	0,025	1,451	0,021	1,179	0,005	0,273
480	259,2	0,024	1,365	0,019	1,108	0,004	0,257
487	263,0	0,023	1,308	0,019	1,062	0,004	0,246

Červené hodnoty v tabulce nejsou pro vyvážený let letadla přípustné, jelikož maximální výchylka směrového kormidla je maximálně 15°.

Jak již bylo uvedeno výše, při výchylce směrového kormidla vzniká boční síla Y_v . Aby byl letoun po vysazení pohonné jednotky vyvážen, je potřeba, aby součet sil kolem příčné osy letounu byl roven nule. To znamená, že pilot musí provést naklonění letounu okolo osy X za pomoci křidélek. Za předpokladu malých úhlů naklonění lze předpokládat, že $\cos \varphi = \varphi$. Následně tedy pro úhel, o který musí pilot letoun naklonit platí:

$$\varphi = \frac{q \cdot S_v \cdot \tau \cdot a_v \cdot \delta_r \cdot \eta_t}{W} \quad (19)$$

V následujícím kroku bude opět naznačen výpočet rovnice (19) pro rychlost letounu 200 km/h a experimentální pohonnou jednotku:

$$\begin{aligned} \varphi &= \frac{q \cdot S_v \cdot \tau \cdot a_v \cdot \delta_r \cdot \eta_t}{W} \\ &= \frac{0,5 \cdot 1,225 \cdot 55,556^2 \cdot 6,14 \cdot 0,688 \cdot 2,274 \cdot 0,268 \cdot 1}{6804 \cdot 9,81} \doteq \mathbf{0,073 \text{ rad} \doteq 4,18^\circ} \end{aligned}$$

V následné tabulce jsou vypočtené hodnoty potřebného naklonění letounu v závislosti na rychlosti pro vyvážený let. Hodnoty jsou vypočteny pro jednotlivé pohonné jednotky a i pro obě jednotky v provozu.

Tabulka 24: Naklonění letounu

Naklonění letounu				
v_0		Testovaná jednotka	Původní jednotka	Obě jednotky
km/h	KNOT	φ [°]	φ [°]	φ [°]
80	43,2	5,80	4,96	0,84
90	48,6	5,65	4,82	0,83
100	54,0	5,50	4,69	0,82
110	59,4	5,36	4,55	0,81
120	64,8	5,22	4,42	0,80
130	70,2	5,08	4,29	0,78
140	75,6	4,94	4,17	0,77
150	81,0	4,80	4,04	0,76
160	86,4	4,67	3,92	0,75
170	91,8	4,54	3,81	0,74
180	97,2	4,42	3,69	0,72
190	102,6	4,29	3,58	0,71
200	108,0	4,18	3,48	0,70
210	113,4	4,06	3,38	0,68
220	118,8	3,95	3,28	0,67
230	124,2	3,84	3,18	0,66
240	129,6	3,74	3,09	0,65
250	135,0	3,64	3,01	0,63
260	140,4	3,54	2,92	0,62
270	145,8	3,45	2,84	0,61
280	151,2	3,36	2,77	0,60
290	156,6	3,28	2,69	0,58
300	162,0	3,19	2,62	0,57
310	167,4	3,11	2,55	0,56
320	172,8	3,04	2,49	0,55
330	178,2	2,96	2,42	0,54
340	183,6	2,89	2,36	0,53
350	189,0	2,82	2,31	0,52
360	194,4	2,76	2,25	0,51
370	199,8	2,69	2,20	0,50
380	205,2	2,63	2,15	0,49
390	210,6	2,58	2,10	0,48
400	216,0	2,52	2,05	0,47
410	221,4	2,47	2,01	0,46
420	226,8	2,41	1,96	0,45
430	232,2	2,36	1,92	0,44
440	237,6	2,32	1,88	0,43
450	243,0	2,27	1,84	0,42
460	248,4	2,22	1,81	0,42
470	253,8	2,18	1,77	0,41
480	259,2	2,14	1,74	0,40
487	263,0	2,11	1,71	0,40

Červené hodnoty v tabulce odpovídají hodnotám rychlostí, při kterých nelze asymetrický tah letounu vyrovnat směrovým kormidlem. Proto výsledné červené hodnoty nejsou pro náklon letounu přesné.

Rychlosti, při nichž již nestačí výchylka směrového kormidla, jsou poměrně vysoké. To je způsobeno výsledným tahem pohonné jednotky vypočteného dle ideálního propulsoru, kde tento tah vychází až o 15% vyšší z důvodu nezapočítaných ztrát vrtule. Ovšem i při těchto rychlostech lze letoun uvést do vyváženého letu. K tomu je ale zapotřebí výrazně vyšších náklonů letounu kolem osy X. Vysoké náklony φ a vybočení letounu β (viz výše), jež jsou způsobené nedostatečností momentu vznikajícího na směrovém kormidlu, jsou ale pro let nevyhovující.

Vybočení letounu negativně ovlivňuje odpor letounu a tím i jeho stoupavost. Stoupavost letounu s jednou vysazenou pohonnou jednotkou je nutné držet na co nejvyšší úrovni. Minimální hodnota stoupavosti je dána předpisy. Tento fakt tedy vyžaduje, aby se letoun vyhnul vysokým úhlům vybočení. Podobně i vysoké úhly náklonu snižují vztlakovou sílu působící proti hmotnosti letounu. Navíc předpisy vyžadují aby při minimální rychlosti říditelnosti v_{mc} nepřekračoval úhel náklonu 5° ($\varphi \leq 5^\circ$).

Z předchozích tabulek č. 23 a č. 24 vyplývá, že při činnosti obou pohonných jednotek je výchylka směrového kormidla dostatečná pro všechny letové režimy, jelikož minimální rychlost je 81 kt / 150 km/h. V případě vysazení experimentální turbovrtulové jednotky je již rozsah rychlostí, při nichž je výchylka směrového kormidla dostatečná pro vyvážený let, snížen. Rychlosti, při nichž je tato výchylka dostačující, se pohybují v rozmezí 190 km/h až 487 km/h, což je v_{mo} . Pokud dojde k velmi nepravděpodobnému vysazení původní pohonné jednotky PT-6, je rozsah rychlostí ještě posunut do vyšších hodnot z důvodu vyššího tahu experimentální pohonné jednotky. Rychlosti, při nichž je výchylka směrového kormidla opět dostatečná, se pohybují v rozmezí 210 km/h až 487 km/h.

V případě, že se bude rychlost letounu pohybovat ve výše uvedených rozmezích, bude náklon letounu na stranu pracujícího motoru menší než 5° .

V případě vysazení pohonné jednotky se ale letoun může pohybovat i s nižší rychlostí a to v případě snížení výkonu pracující pohonné jednotky a tím snížení momentu N_{A-V} . Při reálném vysazení, obzvlášť na minimálních rychlostech letu s maximálním tahem pohonných jednotek, je ale nutná rychlá reakce pilota. Při nedostatečně rychlé zásahu by mohlo dojít až k pádu letounu do vývrtky.

ZÁVĚR

Cílem této diplomové práce bylo navrhnout postup letových certifikačních zkoušek pro novou experimentální pohonnou jednotku s určitými zadanými parametry. Certifikační letové zkoušky budou probíhat v létající laboratoři, což je letoun Beechcraft King Air 350. Jedná se o dvoumotorový turbovrtulový letoun, ve kterém bude jedna pohonná jednotka nahrazena uvedenou experimentální jednotkou.

První část práce byla nejdříve zaměřena na popis postupu certifikace létající laboratoře. Pro úplnost bylo nutné uvést několik základních definic v oblasti certifikace a typového osvědčení. Dále bylo uvedeno několik nejdůležitějších organizací, které se touto certifikací zabývají.

V následující části byla provedena rešerše předpisové základny týkající se instalace motoru do dvoumotorového letounu certifikovaného dle stavebního předpisu CS-23, jehož nejdůležitější části byly v diplomové práci uvedeny.

Závěr rešeršní části byl zaměřen na popis několika létajících laboratoří, které se zapsaly do historie letectví. Tyto létající laboratoře byly provozovány jak v zahraničí, tak i v České republice. Některé z nich se používají i dnes pro vývoj a testování nových technologií i zcela nových pohonných jednotek v oblasti civilního i vojenského letectví.

Úvod praktické části byl nejdříve zaměřen na popis letounu Beechcraft King Air 350. Byly uvedeny jeho základní technické parametry, provozní omezení a byly zde také popsány všechny systémy, které budou ovlivněny zástavbou nové experimentální turbovrtulové pohonné jednotky.

Pro danou experimentální jednotku byly dále navrženy postupy jejího ovládání. Jednalo se především o postup spuštění a vypnutí uvedené jednotky za letu. Pro spuštění pohonné jednotky byly vypracovány postupy jak v normálním, tak i v nouzovém režimu motoru.

Ve stěžejní části diplomového projektu byly navrženy certifikační letové zkoušky pro ověření schopnosti provozu a spolehlivosti testovaného motoru. První letová zkouška ověřuje výkon motoru v horizontálním letu v různých výškách. Druhá certifikační letová zkouška ověřuje obálku spuštění motoru za letu. Další letová zkouška má za úkol vyšetřit teplotní pole pohonné jednotky za letu v situaci, kdy bude pohonná jednotka vypnutá. Tato zkouška je mimo jiné nedílnou součástí ověření obálky spuštění motoru za letu. Čtvrtá letová zkouška je zaměřena na měření charakteristik pohonné jednotky při vysokých úhlech náběhu a vybočení. Předposlední letová zkouška ověřuje parametry motoru při

rychlých akceleracích výkonu motoru. A poslední zkouška probíhá již na zemi při přistání letounu. Jedná se o ověření reverzního tahu pohonné jednotky. Tato poslední zkouška je součástí všech předešlých letových testů.

Následujícím bodem praktické část byl výpočet rozdílu tahu mezi původní pohonnou jednotkou a experimentální jednotkou. Pro tento výpočet bylo potřeba nejdříve sestrojít tahovou charakteristiku motorů v závislosti na rychlosti letu. Tento výpočet byl proveden dvěma způsoby. Za prvé byl tah vypočten na základě teorie ideálního propulzoru. Druhý způsob byl proveden za pomoci aerodynamické charakteristiky vrtule. Použitá charakteristika byla sestrojena pro parametry motoru M601 E a vrtuli Avia V510. Z těchto výpočtů bylo poté možné vypočítat očekávaný rozdíl tahu.

V poslední části projektu bylo pro zjištěné tahy jednotlivých motorů a z rozdílu mezi těmito tahy vypočtena dostatečnost směrového řízení letounu pro dvoumotorový i jednomotorový let. Pro tyto režimy letu byl zároveň vypočten úhel příčného sklonu letounu potřebného pro zachování přímočarého vyváženého letu. Výstupem tohoto výpočtu jsou tabulky, které zobrazují závislost výchylky směrového kormidla a příčného sklonu letounu na rychlosti letu.

Pevně věřím, že výsledky mé diplomové práce budou využitelné při konstrukci létající laboratoře a pro následné certifikační letové zkoušky pohonné jednotky.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ**Seznam použité literatury**

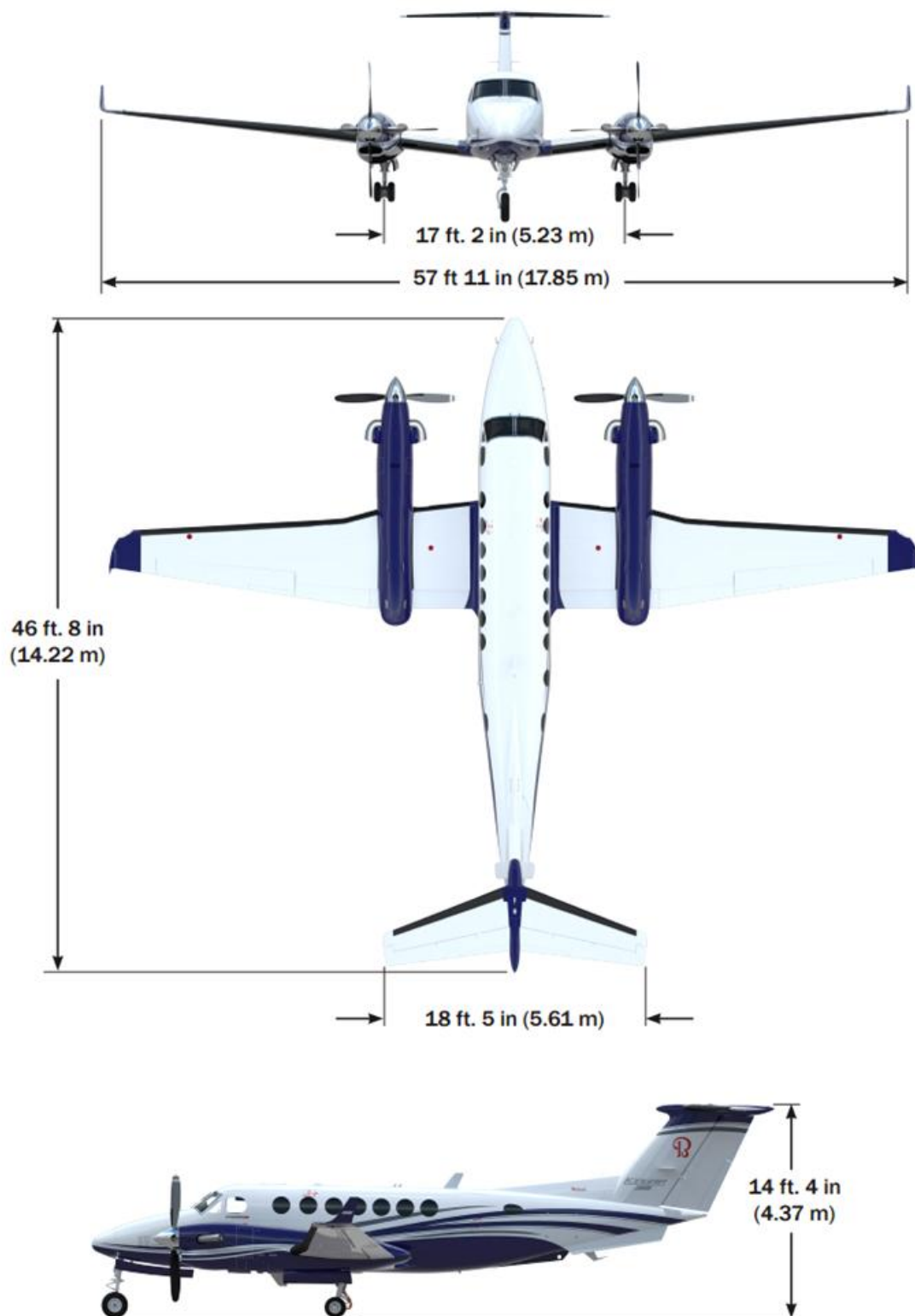
1. HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. Vyd. 2. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2003. ISBN 80-010-2706-6.
2. HITCHENS, Frank. *Propeller aerodynamics: The History, aerodynamics and operation of aircraft propellers*. UK: Andrews UK Limited, 2015. ISBN 9781785381256.
3. LEISHMAN, J. Gordon. *Principles of helicopter aerodynamics*. Repr. with corr. ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2001. ISBN 05-215-2396-6.
4. MCCORMICK, Banes. *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics*. 2. Pennsylvania, 1994. ISBN 978-81-265-2378-8
5. POKORNÝ, Vlastimil a Radim MALÁTEK. *Mechanika letu: Letové vlastnosti*. Praha: Latex, 2010.
6. ŘÍHA, Bohuslav. *Pohon letadel - příkladová část*. Praha: České vysoké učení technické, 1992. ISBN 80-010-0850-9.
7. TORENBEEK, Egbert. *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Delft: Delft University Press, 1976. ISBN 90-298-2505-7.
8. VYMĚTAL, Ladislav a Jožka Špelina. *85 LET ve službách letectví 1922 — 2007: Letové zkoušky — Historie a současnost*. Praha: Studio Winter s.r.o. Praha, 2007.
9. *Certifikace letounu HPH 304 SM S pomocným motorem binder pro start*. Brno, 2009. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.
10. *Možnosti konverze dvoumotorového pístového letounu Beechcraft B60 Duke na turbovrtulový*. Brno, 2010. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

Seznam použitých internetových zdrojů

1. A400M Engine Flying Test Bed. In: *Marshall Aerospace* [online]. Cambridge, UK, 2017 [cit. 2017-05-10]. Dostupné z: <http://marshalladg.com/a400m-engine-flying-test-bed/>

2. *ICAO Uniting Aviation* [online]. 2011 [cit. 2017-04-19]. Dostupné z: <http://www.icao.int/Pages/default.aspx>
3. KingAir350. In: *Beechcraft Textron Aviation* [online]. 2017 [cit. 2017-04-18]. Dostupné z: <http://beechcraft.txtav.com/en/king-air-350i#Specs>
4. *Pure Power: PW1000G Engine news* [online]. In: . 2012, s. 1 [cit. 2017-05-10]. Dostupné z: http://www.747sp.com/wp-content/uploads/purepower_newsletter_050112.pdf
5. *SPECIFICATION AND DESCRIPTION: King Air 350i* [online]. 2015, , 30 [cit. 2017-04-19]. DOI: SD-TBP-350i-1015. Dostupné z: <file:///C:/Users/Adam%20Trnka/Documents/%C5%A1kola/%C4%8CVUT/Diplomov%C3%A1%20pr%C3%A1ce/Texty/SD-KA350i-Unit-1031-to-TBD-2015-Oct.pdf>
6. *Úřad pro civilní letectví: Evropská agentura pro bezpečnost letectví (EASA)* [online]. Úřad pro civilní letectví: Úřad pro civilní letectví, 2011 [cit. 2016-04-12]. Dostupné z: <http://www.caa.cz/easa/zakladni-informace>

PŘÍLOHA P 1: ROZMĚROVÁ DISPOZICE LETOUNU



Křídla:

Plocha:	28,8 m ²
Úhel šípu (v 25% tětivy):	0°
Vzepětí:	6°
Štíhlost křídla:	10,8
Střední aerodynamická tětiva:	1,78 m

Vodorovná ocasní plocha:

Plocha:	6,32 m ²
Úhel šípu (v 25% tětivy):	17°
Vzepětí:	0°
Štíhlost křídla:	5,0

Vstupní dveře:

Výška:	1,31 m
Šířka:	0,68 m

PŘÍLOHA P 2: CHECKLISTS

Air start (starter)

AIR START (starter)	
CABIN HEATER	OFF
BLOWER	AUTO
AFT BLOWER	OFF
RADIANT HEAT	OFF
RADAR	STANDBY / OFF
WINDSHIELD HEAT	OFF
POWER LEVER	IDLE
CONDITION LEVER	CUT-OFF
FUEL FIREWALL VALVE	OPEN
GENERATOR INOP. ENGINE	OFF
AIRSPEED	MIN 110 KTS
IGN. / ENGINE START	ON, Check annunciator
CONDITION LEVER	LOW IDLE, Check ITT and other parameters of engine
N1 > 50%	WAIT
IGN. / ENGINE START	OFF
PROPELLER LEVER	AS REQUIRED
POWER LEVER	AS REQUIRED, Check oil temp. and other parameters of engine
GENERATOR	ON
ENGINE AUTO IGNITION	ARM
ELECTRICAL EQUIPMENT	AS REQUIRED

Air start - emergency (starter)

AIR START - EMERGENCI (starter)	
CABIN HEATER	OFF
BLOWER	AUTO
AFT BLOWER	OFF
RADIANT HEAT	OFF
RADAR	STANDBY / OFF
WINDSHIELD HEAT	OFF
POWER LEVER	IDLE
CONDITION LEVER	CUT-OFF
FUEL FIREWALL VALVE	OPEN
GENERATOR INOP. ENGINE	OFF
AIRSPEED	MIN 110 KTS
ENGINE CONTROL	MANUAL / EMERGENCI
IGN. / ENGINE START	ON, Check annunciator
CONDITION LEVER	BELOW LOW IDLE, Check ITT and other parameters of engine
CONDITION LEVER	SLOW UP TO N1 > 50%
IGN. / ENGINE START	OFF
PROPELLER LEVER	AS REQUIRED
CONDITION LEVER	SLOW MOVEMENTS - AS REQUIRED, Check oil temp. and other parameters of engine
GENERATOR	ON
ENGINE AUTO IGNITION	ARM
ELECTRICAL EQUIPMENT	AS REQUIRED

Air start (windmilling)

AIR START (windmilling)	
CABIN HEATER	OFF
BLOWER	AUTO
AFT BLOWER	OFF
RADIANT HEAT	OFF
RADAR	STANDBY / OFF
WINDSHIELD HEAT	OFF
POWER LEVER	IDLE
PROPELLER LEVER	FULL FORWARD
CONDITION LEVER	CUT-OFF
FUEL FIREWALL VALVE	OPEN
GENERATOR INOP. ENGINE	OFF
AIRSPEED	MIN 140 KTS
ALTITUDE	BELOW 20 000 FT
ENGINE AUTO IGNITION	ON
CONDITION LEVER	LOW IDLE, Check ITT and other parameters of engine
PROPELLER LEVER	AS REQUIRED
POWER LEVER	AS REQUIRED, Check oil temp. and other parameters of engine
GENERATOR	ON
ENGINE AUTO IGNITION	ARM
ELECTRICAL EQUIPMENT	AS REQUIRED

Air start - emergency (windmilling)

AIR START - EMERGENCI (windmilling)	
CABIN HEATER	OFF
BLOWER	AUTO
AFT BLOWER	OFF
RADIANT HEAT	OFF
RADAR	STANDBY / OFF
WINDSHIELD HEAT	OFF
POWER LEVER	IDLE
PROPELLER LEVER	FULL FORWARD
CONDITION LEVER	CUT-OFF
FUEL FIREWALL VALVE	OPEN
GENERATOR INOP. ENGINE	OFF
AIRSPEED	MIN 140 KTS
ALTITUDE	BELOW 20 000 FT
ENGINE CONTROL	MANUAL / EMERGENCI
ENGINE AUTO IGNITION	ON
CONDITION LEVER	BELOW LOW IDLE, Check ITT and other parameters of engine
CONDITION LEVER	SLOW UP TO N1 > 50%
IGN. / ENGINE START	OFF
PROPELLER LEVER	AS REQUIRED
CONDITION LEVER	SLOW MOVEMENTS - AS REQUIRED, Check oil temp. and other parameters of engine
GENERATOR	ON
ENGINE AUTO IGNITION	ARM
ELECTRICAL EQUIPMENT	AS REQUIRED

In-flight engine shutdown

IN-FLIGHT ENGINE SHUTDOWN	
CABIN HEATER	OFF
BLOWER	AUTO
AFT BLOWER	OFF
RADIANT HEAT	OFF
RADAR	STANDBY / OFF
WINDSHIELD HEAT	OFF
ELECTRICAL EQUIPMENT	REDUCE TO MINIMUM
AIRSPEED	MIN 110 KTS
AUTOFEATHER SWITCH	OFF
POWER LEVER	IDLE
GENERATOR INOP. ENGINE	OFF
PROPELLER LEVER	FEATHER, Check full feathered
CONDITION LEVER	CUT-OFF, Wait to shutdown of engine
ENGINE AUTO IGNITION	OFF
FUEL FIREWALL VALVE	CLOSE
SYNCHROPHASER	OFF
FUEL CROSSFEED	AS REQUIRED
ELECTRICAL LOAD	MONITOR

PŘÍLOHA P 3: LETOVÉ ZKOUŠKY

Reverse thrust is a part of all tests.

Level flight

Flight procedure	Altitude	Speed	Engine power	Remarks		
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Propeller [rpm]			
Takeoff	-	$v_x - 125$	Takeoff power	Power according to engine limitation.		
Climb	-	$v_y - 140$	Maximum continuous power	Power according to engine limitation.		
Cruise	3 300	v_{sse} to v_{max} $v_{sse} - 110$ $v_{mo}/M_{mo} - 263/0,58$	From Ng min for required speed to Ng maximum continuous power (five-point characteristic) N Propeller - a) 1 700 b) Maximum continuous power	Both tests a) and b) realize without bleed air and than with bleed air procedure. Both con- figuration, it may require application of crew oxygen dispensing system at high altitude. If the required altitude is not reached, the highest available altitude is selected.	Stabilize the mode for at least 3 minutes.	
	6 600					
	10 000					
	15 000					
	20 000					
	25 000					$v_{sse} - 110; v_{mo}/M_{mo} - 243/0,58$
	30 000					$v_{sse} - 110; v_{mo}/M_{mo} - 243/0,59$
35 000	$v_{sse} - 110; v_{mo}/M_{mo} - 243/0,60$					
Cruise	35 000	According to engine power	Maximum continuous power	Power according to engine and propeller limi- tations. Anti ice system is turned ON during the test. If the required altitude is not reached, the highest available altitude is selected.	Stabilize the mode for at least 3 minutes.	
Descend	-	Maximum v_{mo}/M_{mo}	Idle	Turbulent air penetration - 170 KIAS		
Landing	-	Maximum approach speed v_{fe} (flaps - landing) - 158; Landing at the maximum possible speed	Maximum reverse thrust	Reverse thrust to the complete stop of the aircraft. If the situation allows, make a landing without using the brakes.		

In-flight engine restart

Flight procedure	Altitude	Speed	Engine power	Remarks	
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Propeller [rpm]		
Takeoff	-	$v_x - 125$	Takeoff power	Power according to engine limitation.	
Climb	-	$v_y - 140$	Maximum continuous power	Power according to engine limitation.	
Cruise	3 300	a) $v_{sse} - 110$ b) $v_y - 140$	For the speeds a) and b). Starting the engine after 1 min, 3 min, 5 min, 15 min after complete shutdown engine procedure.	After stabilizing the level flight, accomplish in-flight engine shutdown procedure. If the required altitude, or speed are not reached, the highest available altitude is selected.	Stabilize the mode for at least 3 minutes.
	6 600				
	10 000				
	15 000				
	20 000				
Descend	-	Maximum v_{mo} / M_{mo}	Idle	Turbulent air penetration - 170 KIAS	
Landing	-	Maximum approach speed v_{fe} (flaps - landing) - 158; Landing at the maximum possible speed	Maximum reverse thrust	Reverse thrust to the complete stop of the aircraft. If the situation allows, make a landing without using the brakes.	

Acceleration

Flight procedure	Altitude	Speed	Engine power	Remarks	
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Propeller [rpm]		
Takeoff	-	v_x - 125	Takeoff power	Power according to engine limitation.	
Climb	-	v_y - 140	Maximum continuous power	Power according to engine limitation.	
Cruise	3 300	v_{sse} - 110	Fast acceleration to full power (less than 1 sec.) N Propeller - Maximum continuous speed	After stabilization, perform acceleration of the engine power. Test realize without bleed air and then with bleed air procedure. Both configuration, it may require application of crew oxygen dispensing system at high altitude.	Stabilize the mode for at least 3 minutes.
	6 600				
	10 000				
	15 000				
Cruise	20 000	v_{sse} - 110	Slow acceleration to full power (more than 6 sec.) N Propeller - Maximum continuous speed		
Descend	-	Maximum v_{mo}/M_{mo}	Idle	Turbulent air penetration - 170 KIAS	
Landing	-	Maximum approach speed v_{fe} (flaps - landing) - 158; Landing at the maximum possible speed	Maximum reverse thrust	Reverse thrust to the complete stop of the aircraft. If the situation allows, make a landing without using the brakes.	

Rotor Lock test

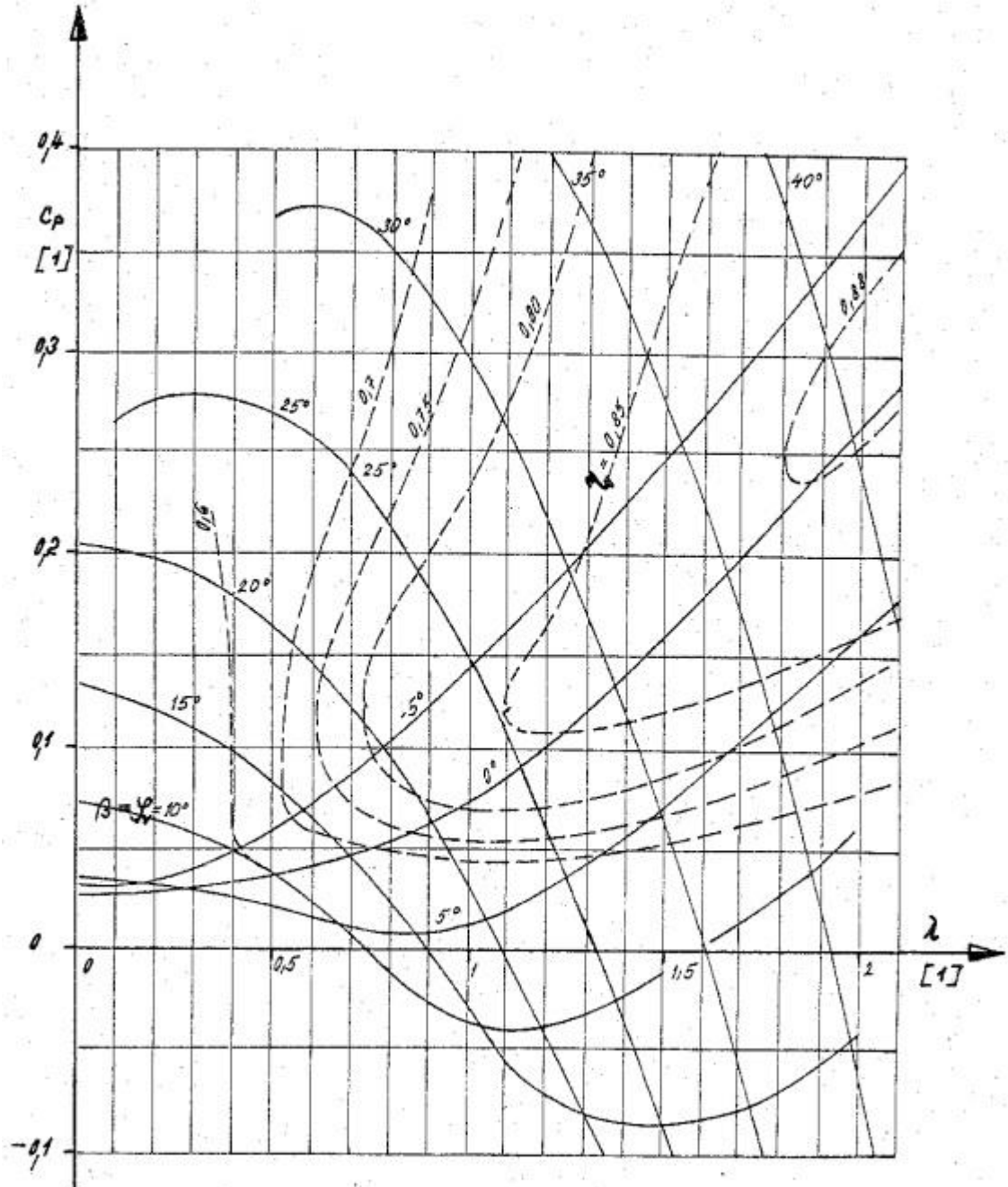
Flight procedure	Altitude	Speed	Engine power	Remarks	
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Propeller [rpm]		
Takeoff	-	$v_x - 125$	Takeoff power	Power according to engine limitation.	
Climb	-	$v_y - 140$	Maximum continuous power	Power according to engine limitation.	
Cruise	30 000	According to engine power	Maximum continuous power	Do not exceed engine power or propeller speed. Bleed air is turned off for the test. Stay at selected power for 5min. After that accomplish in-flight shutdown engine procedure except reverse mode of propeller. If the required altitude is not reached, the highest available altitude is selected.	This configuration, it may require application of crew oxygen dispensing system at high altitude.
Descend	13 100	125	According to required speed.	Generator and propeller speed measurement. (Dead engine)	
Cruise	13 100; (3 300)	125	Air start procedure	If the generator speed is 5% and more - accomplish air start procedure of the engine. If the generator speed is not indicated - descent to 3 300 ft, stabilize level flight (3 min) and than accomplish air start procedure of the engine.	
Descend	-	Maximum v_{mo}/M_{mo}	Idle	Turbulent air penetration - 170 KIAS	
Landing	-	Maximum approach speed v_{fe} (flaps - landing) - 158; Landing at the maximum possible speed	Maximum reverse thrust	Reverse thrust to the complete stop of the aircraft. If the situation allows, make a landing without using the brakes.	

High slip/skid angle, high angle of attack

Flight procedure	Altitude	Speed	Engine power	Remarks	
	[ft]	[KIAS]	Ng [%]; N Propeller [rpm]		
Takeoff	-	$v_x - 125$	Takeoff power	Power according to engine limitation.	
Climb	-	$v_y - 140$	Maximum continuous power	Power according to engine limitation.	
Cruise	3 300	a) v_{min} for the given weight of the airplane. Flaps - retracted. b) $v_{sse} - 110$	According to required speed.	Both tests a) and b) realize without bleed air and then with bleed air procedure. Both configuration, it may require application of crew oxygen dispensing system at high altitude. If the required altitude is not reached, the highest available altitude is selected. Test b) with maximum safe slip/skid angle of the airplane.	Stabilize the mode for at least 3 minutes.
	6 600				
	10 000				
	15 000				
	20 000				
	25 000				
	30 000				
35 000					
Descend	-	Maximum v_{mo} / M_{mo}	Idle	Turbulent air penetration - 170 KIAS	
Landing	-	Maximum approach speed v_{fe} (flaps - landing) - 158; Landing at the maximum possible speed	Maximum reverse thrust	Reverse thrust to the complete stop of the aircraft. If the situation allows, make a landing without using the brakes.	

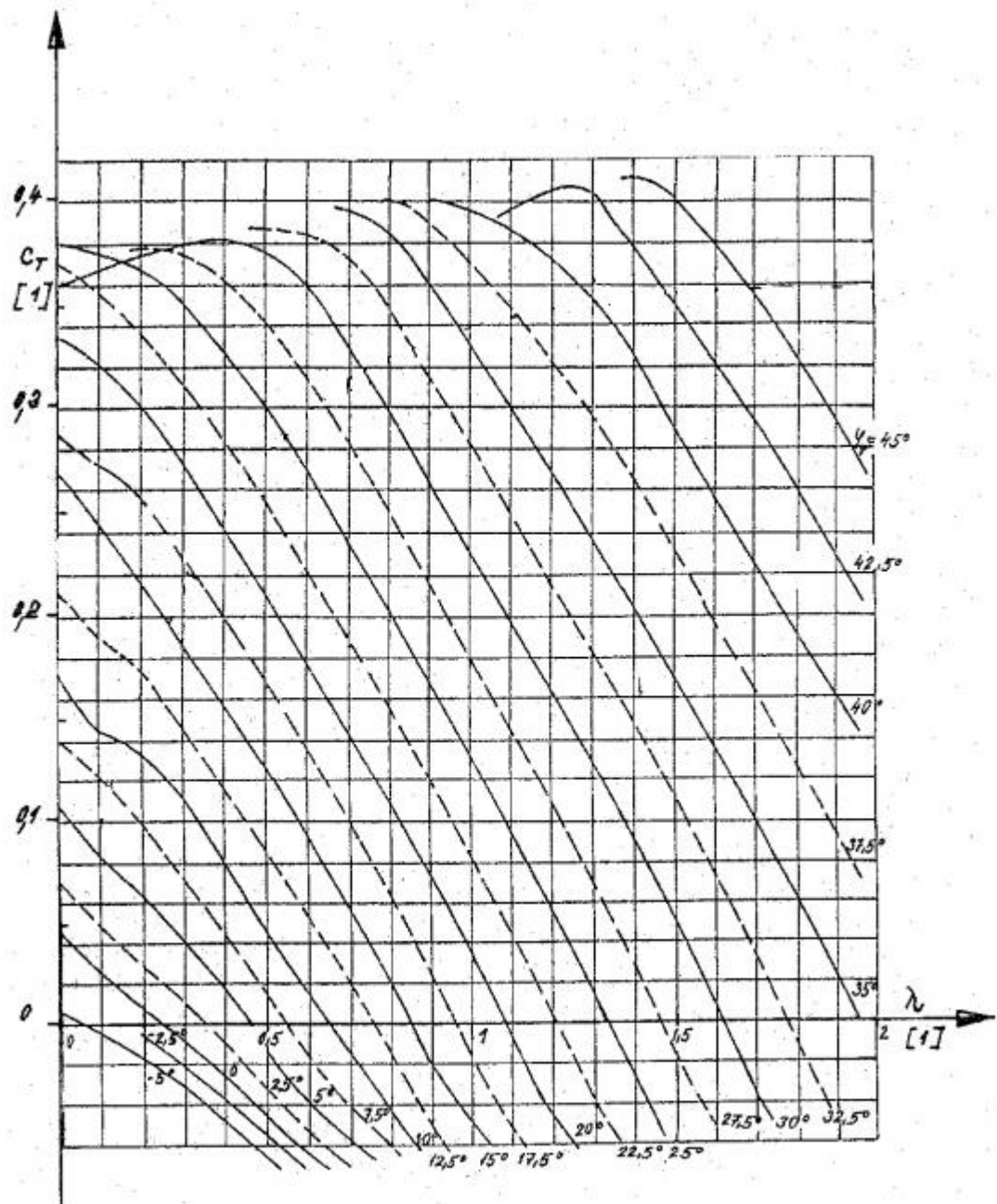
PŘÍLOHA P 4: CHARAKTERISTIKY VRTULE AVIA V510

$c_p(\lambda, \varphi)$



Zdroj: ŘÍHA, Bohuslav. *Pohon letadel - příkladová část*. Praha: České vysoké učení technické, 1992. ISBN 80-010-0850-9.

$$c_t(\lambda, \varphi)$$



Upraveno z: ŘÍHA, Bohuslav. *Pohon letadel - příkladová část*. Praha: České vysoké učení technické, 1992. ISBN 80-010-0850-9.