FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE

Ústav letadlové techniky

Charakteristiky letounu kategorie CS-23 s asymetrickým tahem

Characteristics of CS-23 Category Aircraft with Asymmetric Thrust

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2018

Libuše HLADÍKOVÁ

Studijní program: B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

Studijní obor: 2301R000 Studijní program je bezoborový

Vedoucí práce: Ing. Jan Klesa Ph.D.

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Hladíková** Jméno: **Libuše** Osobní číslo: **459874**

Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**

Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**

Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**

Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Charakteristiky letounu kategorie CS-23 s asymetrickým tahem

Název bakalářské práce anglicky:

Characteristics of CS-23 Category Aircraft with Asymmetric Thrust

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:
1) Výpočet tahu referenční pohonné jednotky (motor M601 a vrtulí V510)
2) Porovnejte výsledek bodu 1) s tahem ideálního propulzoru
3) Na základě 2) určete tahovou křivku pro použité kombinace motor+vrtule
4) Vytvořte zjednodušený model poláry letounu
5) Vypočtěte letové výkony letounu s nesymetrickými pohonnými jednotkami
6) Určete provozní omezení letounu způsobené rozdílným tahem pohonných jednotek

Seznam doporučené literatury:

dle pokynů vedoucího BP

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

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

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2018** Termín odevzdání bakalářské práce: **13.08.2018**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Jan Klesa, Ph.D.	Ing. Robert Theiner, Ph.D.	prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis vedoucí(ho) práce	podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry	podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Studentka bere na vědomí, že je povinna vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

30.4.2018	Hladíková
Datum převzetí zadání	Podpis studentky

© ČVUT v Praze, Design: ČVUT v Praze, VIC

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracovala samostatně pod vedením Ing. Jana Klesy, Ph.D. Veškerá literatura a informační zdroje, z nichž jsem při zpracování čerpala, jsou uvedeny v seznamu použité literatury. Práce nebyla použita k získání jiného nebo stejného titulu.

V Praze dne ....

Libuše Hladíková

PODĚKOVÁNÍ

Touto cestou děkuji vedoucímu své bakalářské práce Ing. Janu Klesovi, Ph.D. za odborné vedení, podmětné připomínky, cenné rady, ochotu a čas, který mi při psaní této práce věnoval.

V Praze dne ....

Libuše Hladíková

ANOTAČNÍ LIST

Jméno autora:	Libuše HLADÍKOVÁ
Název BP:	Charakteristiky letounu kategorie CS-23 s asymetrickým tahem
Anglický název:	Characteristics of CS-23 Category Aircraft with Asymmetric Thrust
Rok:	2018
Studijní program:	B2342 Teoretický základ strojního inženýrství
Obor studia:	2301R000 Studijní program je bezoborový
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP:	Ing. Jan KLESA, Ph.D.

ANOTACE

Tato bakalářská práce je zaměřena na výpočet letových výkonů letounu s nesymetrickými pohonnými jednotkami a na určení provozního omezení letounu způsobeného rozdílným tahem pohonných jednotek. Létající laboratoří pro letovou zkoušku je letoun Beechcraft King Air 350. Jde o letoun se dvěma turbovrtulovými motory, kde je jedna pohonná jednotka nahrazena výkonnější experimentální pohonnou jednotkou. Pro výpočet původní pohonné jednotky P&W PT-6A-60A se využívá teorie ideálního propulzoru. Výpočet experimentální pohonné jednotky byl proveden v závislosti na matematickém modelu odpovídající výkonové třídě motoru GE Catalyst.

Klíčová slova: letové výkony, nesymetrické pohonné jednotky, výpočet tahu motoru, létající laboratoř, experimentální pohonná jednotka, teorie ideálního propulzoru, provozní omezení letounu

ABSTRACT

This bachelor thesis is focused on computing performance of an aircraft with asymmetrical powerplants and on determining operational limitations of the aircraft caused by different thrust of both engines. The flying laboratory for the flight test is Beechcraft King Air 350. It is a twin Turboprop aircraft, on which one engine has been swapped with a more powerful experimental powerplant. The theory of the ideal propulsor was used to determine thrust and effectivity of the original powerplant, the P&W PT-6A-60A. Calculations of the experimental powerplant were based on a mathematical model matching the performance class of GE Catalyst.

Keywords: flight performance, asymmetrical powerplants, engine thrust calculation, flying test beds, experimental engine, theory of ideal propulsor, operational limitations of the aircraft

OBSAH

SEZNAM OBRÁZKŮ 7
SEZNAM TABULEK 7
SEZNAM GRAFŮ 8
SEZNAM PŘÍLOH 8
SEZNAM ZKRATEK A SYMBOLŮ 9
ÚVOD 12
TEORETICKÁ ČÁST 13
1. BEECHCRAFT CORPORATION 13
1.1. Beechcraft King Air 350 13
1.2. Parametry letounu Beechcraft King Air 350 14
1.3. Pohonné jednotky 15
1.3.1. Motor Pratt and Whitney PT-6A-60A 15
1.3.2. GE Catalyst ATP (Advanced Turboprop) 15
1.4. Nosná konstrukce 16
2. ASYMETRICKÝ TAH 17
3. KATEGORIE CS – 23 18
PRAKTICKÁ ČÁST 20
4. VÝPOČET TAHU REFERENČNÍ POHONNÉ JEDNOTKY 20
5. IDEÁLNÍ PROPULZOR 24
5.1. Výpočet $\Delta \mathbf{v}$ referenční jednotky 26
6. TAHOVÁ KŘIVKA PRO KOMBINACI MOTORU S VRTULÍ 31
6.1. Výpočet tahu motoru Pratt and Whitney PT-6A-60A s vrtulí Hartzell 31
6.2. Výpočet tahu motoru GE Catalyst 33
7. POLÁRA LETOUNU 35
7.1. Určení součinitele škodlivého odporu c_{D0} 38
7.2. Určení křivky potřebného tahu letounu Beechcraft King Air 350 40
8. VYUŽITELNÝ A POTŘEBNÝ TAH KOMBINACE PŮVODNÍ A EXPERIMENTÁLNÍ POHONNÉ JEDNOTKY 41
9. VÝKONY LETOUNU 43
10. ŘIDITELNOST LETOUNU PŘI ASYMETRICKÉM TAHU 45
10.1. Výchylka směrového kormidla 46
10.2. Naklonění letounu 49
ZÁVĚR 52
SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ 53
PŘÍLOHY 55

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obrázek 1 Beechcraft King Air 350 [1] 13
Obrázek 2 Pratt and Whitney PT6A [3] 15
Obrázek 3 GE Catalyst [4] 16
Obrázek 4 Vybočení letounu (Upraveno z: [18]) 17
Obrázek 5 Naklonění letounu (Upraveno z: [19]) 17
Obrázek 6 Průchod vzduchu vrtulí letounu 24
Obrázek 7 Síly působící na letadlo [7] 35
Obrázek 8 Polohy letounu vůči zemi zachycené na poláře [7] 36
Obrázek 9 Složky odporu letounu [8] 36
Obrázek 10 Osy letounu (Upraveno z: [17]) 45

SEZNAM TABULEK

Tabulka 1 Základní rozměry letounu Beechcraft King Air 350 [1] 14
Tabulka 2 Hmotnosti letounu Beechcraft King Air 350 [1] 14
Tabulka 3 Výkony letounu Beechcraft King Air 350 [1] 14
Tabulka 4 Parametry motoru Walter M601 a vrtule Avia V510 [9] 20
Tabulka 5 Hodnoty získané z grafu cp (λ,φ) 21
Tabulka 6 Rozšíření tabulky 5 o hodnoty z grafu $ct\lambda, \varphi$ 21
Tabulka 7 Odečtené a vypočítané hodnoty pro referenční jednotku 22
Tabulka 8 Výsledné hodnoty - ideální propulzor 27
Tabulka 9 Porovnání ideálního propulzoru a referenční jednotky 29
Tabulka 10 Poměr tahu referenční jednotky a ideálního propulzoru 30
Tabulka 11 Parametry vrtule Hartzell 31
Tabulka 12 Parametry GE Catalyst 33
Tabulka 13 Parametry pro výpočet řiditelnosti 45
Tabulka 14 Výchylka směrového kormidla 48
Tabulka 15 Naklonění letounu 50

SEZNAM GRAFŮ

Graf 1 Účinnost referenční vrtule Avia V510 23
Graf 2 Závislost tahu na rychlosti referenční vrtule Avia V510 23
Graf 3 Poměr účinností vrtule 29
Graf 4 Poměr tahů vrtule 30
Graf 5 Účinnost původní pohonné jednotky Pratt and Whitney PT-6A-60A 32
Graf 6 Tah původní pohonné jednotky Pratt and Whitney PT-6A-60A 32
Graf 7 Tahová křivka experimentální pohonné jednotky GE Catalyst 34
Graf 8 Účinnost experimentální pohonné jednotky GE Catalyst 34
Graf 9 Potřebný tah letounu Beechcraft King Air 350 40
Graf 10 Potřebný a využitelný tah pro kombinaci pohonných jednotek 41
Graf 11 Detail průniku tahů kombinace pohonných jednotek 42
Graf 12 Výkony letounu s kombinací pohonných jednotek 44
Graf 13 Stoupavost letounu s kombinací pohonných jednotek 44

SEZNAM PŘÍLOH

Příloha P1: Charakteristiky vrtule Avia V510 $c_p(\lambda, \varphi)$
Příloha P2: Charakteristiky vrtule Avia V510 $c_t(\lambda, \varphi)$
Příloha P3: Newtonova iterační metoda (Matlab)

SEZNAM ZKRATEK A SYMBOLŮ

ZKRATKY:

ATP	Advanced Turboprop
ft	Foot, feet (Stopa, stopy)
fpm	Feet per minute (Stopy za minutu)
GE	General electric
in	Inch (Palec)
IFR	Instrument flight rules (Let podle přístrojů)
KCAS	Knots calibrated air speed (Kalibrovaná rychlost v uzlech)
KIAS	Knots indicated air speed (Indikovaná rychlost v uzlech)
lb	Pound (Libra)
mpm	Metres per minute (Metry za minutu)
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
NM	Nautical mile (Námořní míle)
P&W	Pratt and Whitney
shp	Shaft horsepower (Koňská síla)
SOP	Svislé ocasní plochy
VFR	Visual flight rules (Let za viditelnosti)

SYMBOLY:

Značka	**Definice**	**Jednotky**
m	Celková hmotnost letounu	kg
c_L	Celkový součinitel vztlaku	-
q	Dynamický tlak	Pa
g	Gravitační zrychlení	m/s^2
$\dot{m}$	Hmotnostní průtok	kg/s

ρ	Hustota vzduchu	kg/m^3
k	Krok iterace	-
P_v	Maximální absorbovaný výkon na maximálních otáčkách	W
v_{max}	Maximální rychlost letounu	m/s
$\delta_{r\,max}$	Maximální výchylka směrového kormidla	°
V_V	Mohutnost svislé ocasní plochy	-
φ	Nastavení úhlu vrtule	°
t	Opravný součinitel pro nezkroucené křídlo	-
e	Oswaldův koeficient aerodynamické účinnosti letounu	-
S	Plocha křídla letounu	m^2
S_a	Plocha svislé ocasní plochy	m^2
A	Plocha vrtule	m^2
η_t	Poměr dynamických tlaků v místě kormidla před letounem	-
P_p	Potřebný výkon letounu	W
k_η	Průměr poměru účinností	-
D	Průměr vrtule	m
$D_{patní}$	Průměr vrtulového kužele	m
l_{sop}	Rameno aerodynamického středu svislé ocasní plochy vůči těžišti	m
Y_e	Rameno umístění motoru od středu letounu	m
Δv	Rozdíl rychlosti proudění vzduchu před a za vrtulí	m/s
b	Rozpětí křídla letounu	m
n	Rozsah regulovaných otáček	min^{-1}
V	Rychlost	m/s
v_0	Rychlost letounu	m/s
v_1	Rychlost vzduchu při vstupu do vrtule	m/s
v_2	Rychlost vzduchu za vrtulí	m/s
λ	Rychlostní poměr	-
$C_{y\alpha}$	Směrnice křivky závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu NACA 0012	-

τ	Směrnice křivky změny vztlakového koeficientu na výchylku směrového kormidla	-
a_v	Směrnice vztlakové křivky směrového kormidla	-
c_{Di}	Součinitel indukovaného odporu	-
c_x	Součinitel odporu	-
c_D	Součinitel odporu letounu	-
c_{D0}	Součinitel škodlivého odporu	-
c_p	Součinitel výkonu vrtule	-
c_y	Součinitel vztlaku	-
v_y	Stoupavost letounu	m/s
AR	Štíhlost křídla letounu	-
λ	Štíhlost svislé ocasní plochy	-
T	Tah	N
T_{IP}	Tah ideálního propulzoru	N
T_{RJ}	Tah referenční jednotky	N
T_v	Tah vrtule	N
c_t	Tahový součinitel	-
W	Tíha letounu	$kg.m/s^2$
S_{sop}	Účinná plocha svislé ocasní plochy	m^2
η	Účinnost	%
η_{IP}	Účinnost ideálního propulzoru	%
η_{RJ}	Účinnost referenční jednotky	%
φ	Úhel náklonu letounu/Úhel nastavení	° *[rad]*
δ_r	Výchylka nutná pro kompenzaci asymetrického tahu	°
P	Výkon motoru	W
l_a	Výška svislé ocasní plochy	m
P_v	Využitelný výkon letounu	W

ÚVOD

Cílem této bakalářské práce je výpočet výkonů letadla s kombinací dvou různě výkonných pohonných jednotek. Tyto výpočty jsou zaměřeny na konkrétní letoun Beechcraft King Air 350, který je certifikován dle normy CS-23 (Letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu).

V první, teoretické části práce popisuje samotný letoun a oba typy pohonných jednotek. Další část se zaměřuje na asymetrii tahu a na to, co podobná asymetrie může způsobit. Zároveň je okrajově zaměřena na znění normy CS-23, konkrétně na asymetrii tahu.

Teoretická část se zabývá výpočty. Nejprve se vypočítá tah referenční pohonné jednotky a pomocí teorie ideálního propulzoru se získá koeficient nutný pro výpočty týkající se již konkrétních pohonných jednotek, které budou na letounu. V dalším postupu se získá polára letounu Beechcraft King Air 350. Která se využije k získání maximální rychlosti letu pro kombinaci původní a experimentální pohonné jednotky. Na závěr se výpočetně ověří, zda letoun nepřekračuje v daném režimu letu předepsané limity.

Veškeré výpočty pracují s nadmořskou výškou 0 m MSA (Mezinárodní standardní atmosféry).

Toto téma vzniklo na základě spolupráce Fakulty strojní ČVUT a GE Aviation, pro testování turbovrtulového motoru GE Catalyst v rámci létající zkušebny.

TEORETICKÁ ČÁST

1. Beechcraft Corporation

Firma Beechcraft (původním jménem Beech Aircraft company, nyní patřící do skupiny Textron Aviation) byla založena roku 1932 Walterem Herschelem Beechem a jeho ženou. Firma, původem z Kansasu vyrábí jak civilní, tak vojenské typy letadel. Mimo jiné lehká jednomotorová letadla, obchodní dvoumotorová turbovrtulová letadla, cvičná letadla atd.

Od roku 2013 přestala společnost vyrábět malá proudová dopravní letadla a zaměřila se na podporu stávajících a vývoj nových produktů. Od 14. března 2014 je společnost Beechcraft, společně se společnostmi Bell Helicopter a Cessna, další leteckou divizí Textronu. [12] [13] [14]

1.1. Beechcraft King Air 350

Letoun Beechcraft King Air 350 se vyvinul z letounů Beechcraft 88 a Beechcraft 90/100. Jedná se o dolnoplošné turbovrtulové letadlo s plně vetknutým nosníkem, které má ocasní plochy uspořádané do písmene T (vodorovná ocasní plocha je oproti klasické koncepci posunutá na vrchol svislé ocasní plochy). Posádku letounu tvoří jeden nebo dva piloti a je schopen pojmout až devět cestujících a jejich zavazadla. Letoun spadá do kategorie Business and General Aviation, v České republice kategorie všeobecného letectví.

Obrázek 1 Beechcraft King Air 350 [1]

Beechcraft King Air 350 je standardně poháněn dvěma motory Pratt and Whitney PT-6A-60A. Tyto motory disponují vzletovým výkonem 1 050 shp. V kombinaci s těmito

motory se využívá čtyřlistá stavitelná vrtule Hartzell. Letoun patří do kategorie CS-23 a podléhá certifikaci FAR Part 23 Commuter Category jak pro denní a noční lety VFR, tak pro lety IFR a letů do oblastí známé námrazy.

1.2. Parametry letounu Beechcraft King Air 350

V následujících tabulkách jsou uvedené základní údaje o letounu Beechcraft King Air 350. Údaje byly získány z oficiálních webových stránek Beechcraft Textron Aviation a z Typového Certifikátu letounu.

Tabulka 1 Základní rozměry letounu Beechcraft King Air 350 [1]

ROZMĚRY

Délka	46 ft 8 in	14,22 m
Výška	14 ft 4 in	4,37 m
Rozpětí křídla	57 ft 11 in	17,65 m
Plocha křídla	310 sq ft	28,8 m^2

Tabulka 2 Hmotnosti letounu Beechcraft King Air 350 [1]

HMOTNOSTI

Maximální vzletová hmotnost	15 000 lb	6 804 kg
Maximální přistávací hmotnost	15 000 lb	6 804 kg
Použitelná hmotnost paliva	3 611 lb	1 638 kg
Provozní hmotnost	9 955 lb	4 516 kg

Tabulka 3 Výkony letounu Beechcraft King Air 350 [1]

VÝKONY

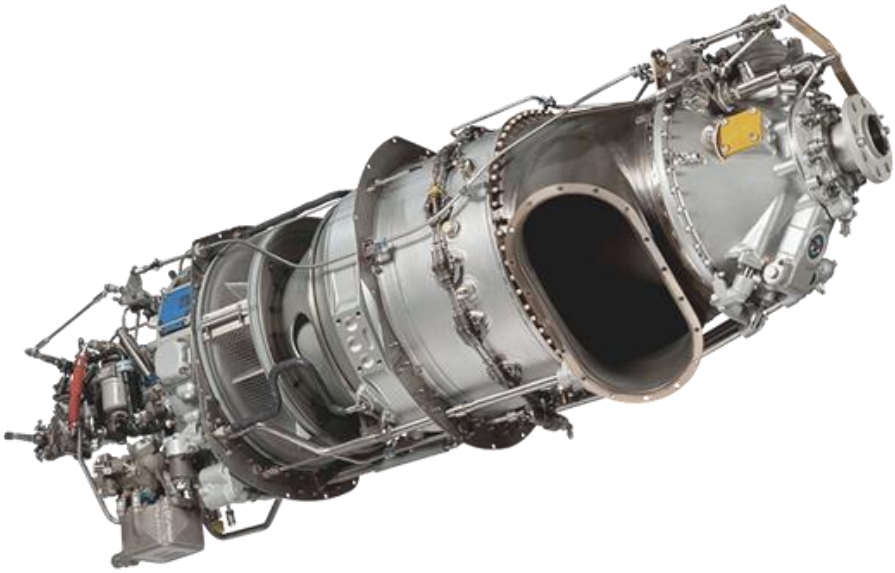
Maximální provozní rychlost*	260 KIAS	481,5 km/h
Maximální dolet	1 806 NM	3 345 km
Maximální provozní výška	35 000 ft	10 668 m
Maximální rychlost stoupání	2 731 fpm	832 mpm
Pádová rychlost	82 KCAS	152 km/h

**Letoun nesmí překročit 0,58 Mach*

1.3. Pohonné jednotky

1.3.1. Motor Pratt and Whitney PT-6A-60A

Pratt and Whitney PT-6A-60A je turbovrtulový motor disponující vzletovým výkonem 1 050 shp (zhruba 783 kW). Jedná se o motor se dvěma protiběžnými hřídelemi, která má dvě turbíny. Jedna turbína je volná, pohání vrtuli letounu přes reduktor a druhá pohání kompresor, který se skládá ze čtyř stupňů (tři axiální a jeden radiální).



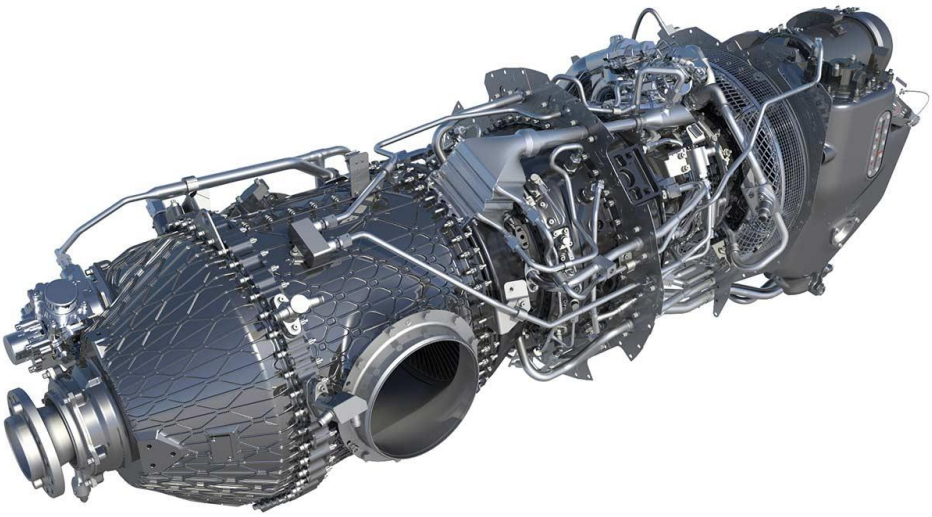
Obrázek 2 Pratt and Whitney PT6A [3]

Motor se používá v kombinaci se čtyřlistou vrtulí od společnosti Hartzell Propeller Inc. Jde o vrtuli stálých otáček s možností reverzace. Zároveň se při snížení otáček automaticky praporuje.

1.3.2. GE Catalyst ATP (Advanced Turboprop)

GE Catalyst je turbovrtulovým motorem, který by měl mít účinnost až o 20% vyšší než konkurence. Velikostně se GE Catalyst pohybuje ve stejné kategorii jako motory P&W PT6. Při výrobě se vychází z technologií, které se využívají u velkých proudových motorů a motorů nadzvukových letounů. Zároveň se v jeho výrobě využívá 3D tisku, díky čemuž se značně snížil počet komponentů motoru.

Motor disponuje výkonem 1 300 shp (zhruba 969,4 kW). Jde o motor s pětistupňovým kompresorem (čtyři stupně axiální, jeden radiální). Pro výrobu kompresoru byl použit titan, což napomáhá odlehčení motoru, zvýšení výkonu a efektivity při zachování běžných rozměrů.



Obrázek 3 GE Catalyst [4]

Motor má téměř dvounásobný tlakový poměr než porovnatelné motory. Oproti obvyklým 9-10:1 se tlakový poměr GE Catalyst pohybuje kolem 16:1. Motor má integrovaný systém ovládání, který ovládá motor a úhel natočení listů vrtule jako celek. Měl by mít o 20% nižší spotřebu a měl by být zhruba o 10% výkonnější ve výšce než porovnatelné turbovrtulové motory. [5]

1.4. Nosná konstrukce

Kombinace dvou různých motorů značně ovlivní namáhání konstrukce letounu. Jiná hmotnost a odlišný výkon nového motoru bude namáhat především křídlo letadla. Z tohoto důvodu je důležité výpočetně ověřit, zda letoun danou kombinaci vydrží.

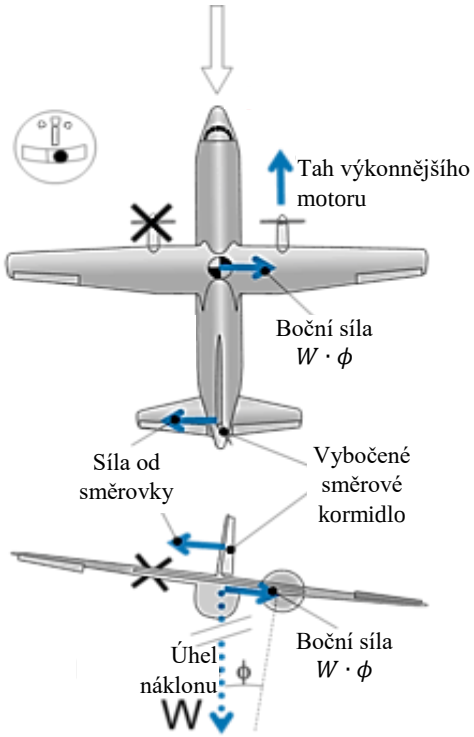
2. Asymetrický tah

Asymetrický tah může mít vícero příčin. Jednou z možností je vysazení jedné z pohonných jednotek (u vícemotorových letadel), nebo zástavba letové zkušebny na jednu polovinu křídla letounu. V tomto případě asymetrii způsobuje rozdílný výkon pohonných jednotek.

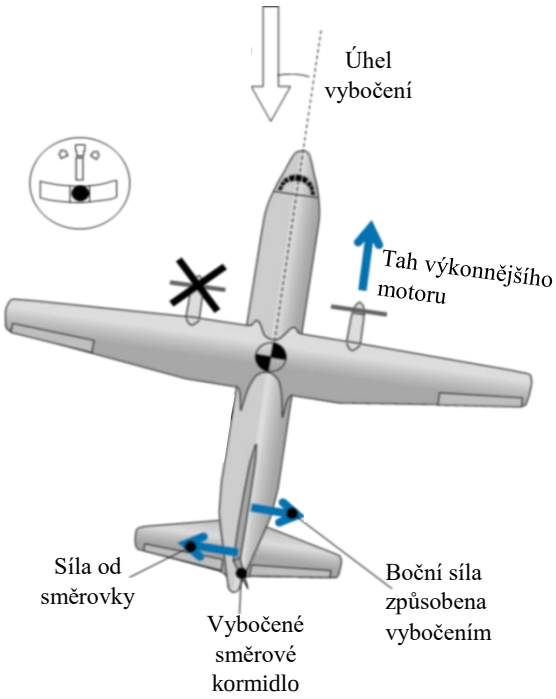
Pro kombinaci Pratt and Whitney PT-6A-60A a GE Catalyst je možné porovnat maximální výkony v shp. Motor GE Catalyst disponuje výkonem 1 300 shp. Motor Pratt and Whitney PT-6A-60A disponuje výkonem 1 050 shp, což je zhruba 80% výkonu GE Catalyst.

Provoz letounu za asymetrického tahu má za následek následující problémy: Nesymetrie tahu způsobí urychlení poloviny křídla s výkonnějším (resp. funkčním) motorem, což má za následek mimo jiné zvýšení vztlaku na této straně. Tato situace je doprovázena náklonem letounu na stranu pomaleji letící poloviny křídla. V tomto režimu letu dojde ke značnému zvýšení odporu v důsledku zásahu pilota k opětovné stabilizaci letounu vychýlením křidélek a směrového kormidla. Zároveň vlivem vybočení naroste celkový odpor stroje.

Rozdíl mezi asymetrií tahu s vysazeným motorem a asymetrií tahu dvou různě výkonných motorů je v odporu nepracující pohonné jednotky a odporu stojící vrtule.



Obrázek 5 Naklonění letounu (Upraveno z: [19])



Obrázek 4 Vybočení letounu (Upraveno z: [18])

3. Kategorie CS – 23

V této kapitole jsou vybrané relevantní části předpisu CS-23 (Letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu) pro nesymetrické letové podmínky. Konsolidované znění CS-23 je k zhlédnutí například na webových stránkách Úřadu pro civilní letectví.

CS 23.347 Nesymetrické letové podmínky

(Viz AMC 23.347 (b))

(a) Předpokládá se, že letoun je vystaven nesymetrickým letovým podmínkám podle CS 23.349 a 23.351. Nevyvážené aerodynamické momenty kolem těžiště musí být vyrovnány racionálním nebo konzervativním způsobem s uvažováním základních hmot, které vyvozují reakční setrvačné síly.

CS 23.349 Podmínky klonění

Konstrukce křídla a jeho vyztužení musí být navrženy pro následující podmínky zatížení:

(a) Nesymetrické zatížení křídel pro příslušnou kategorii letounu. Jestliže z těchto hodnot vyplývají nereálná zatížení, klonivá zrychlení smějí být získána následující modifikací symetrických letových podmínek podle CS 23.333 (d):

(2) Pro letouny kategorie normální, cvičná a pro sběrnou dopravu se předpokládá, že v podmínce A obálky působí 100 % aerodynamického zatížení poloviny rozpětí křídla na jedné straně letounu, a 75 % tohoto zatížení na druhé straně.

(b) Zatížení, vznikající od vychýlení křidélek a rychlostí stanovených podle CS 23.455 v kombinaci s násobkem zatížení letounu o velikosti nejméně dvou třetin kladného násobku zatížení při obratech, který byl použit při návrhu. Jestliže následující hodnoty vedou na nereálná zatížení, smí být účinek pohybu křidélek na krut křídla započítán přičtením následujícího přírůstku k základnímu součiniteli výsledného

momentu profilu nosné plochy na části rozpětí křídla s křidélky u kritické podmínky stanovené podle CS 23.333 (d):

$\Delta Cm = -0{,}01\ \delta$

kde: ΔCm je přírůstek součinitele výsledného momentu; a

δ je výchylka křidélka směrem dolů ve stupních u kritické podmínky.

CS 23.351 Podmínky zatáčení

Letoun musí být navržen pro zatížení od zatáčení na svislých ocasních plochách, vyplývající ze zatížení stanovených v CS 23.441 až 23.445. [11, str.41]

PRAKTICKÁ ČÁST

4. Výpočet tahu referenční pohonné jednotky

Tato část bakalářské práce je zaměřena na získání tahové křivky pro referenční pohonnou jednotku. V tomto případě je jako referenční pohonná jednotka použit motor Walter M601 E v kombinaci s vrtulí Avia V510. Avia V510 je pětilistá vrtule, regulovaná na konstantní otáčky. Pro tento výpočet jsou použity diagramy aerodynamické charakteristiky vrtule Avia V510.

Aby bylo možné vypočítat tah, je nejprve nutné zjistit aerodynamickou charakteristiku vrtule. Nezbytné je zjistit účinnost v závislosti na rychlosti letu a na rychlostním poměru λ.

V následující tabulce jsou charakteristiky motoru a vrtule potřebné pro výpočet.

Tabulka 4 Parametry motoru Walter M601 a vrtule Avia V510 [9]

	Značka	Hodnota	Jednotka
Maximální absorbovaný výkon na max. otáčkách	P_v	560 000	W
Rozsah regulovaných otáček	n	1 500-2 080	min^{-1}
Průměr vrtule	D	2,3	m
Hustota vzduchu (pro 0 m MSA)	ρ	1,225	kg/m^3

Ze zadaných parametrů se nejprve určí součinitel výkonu vrtule c_p, který je díky vrtuli V510, regulované na konstantní otáčky, neměnný. V tomto případě se vyjádří součinitel c_p pro maximální otáčky motoru $n = 2\,080\ min^{-1} = 34{,}67\ s^{-1}$. Pro zmíněný koeficient platí vztah:

$$c_p = \frac{P_v}{\rho \cdot n^3 \cdot D_{V510}^5} = \frac{560\,000}{1{,}225 \cdot 34{,}67^3 \cdot 2{,}3^5} = \mathbf{0{,}1704812042} \qquad (4.1)$$

Po dosazení hodnot v základních jednotkách z tabulky 4 nám součinitel c_p vyjde roven 0,1704812042. V závislosti na získané hodnotě c_p se dají z grafu aerodynamické charakteristiky vrtule $c_p(\lambda, \varphi)$ odečíst potřebné hodnoty. Pro každé nastavení úhlu vrtule φ lze odečíst odpovídající hodnotu rychlostního poměru vrtule λ.

Odečtené hodnoty jsou v následující tabulce:

Tabulka 5 Hodnoty získané z grafu cp (λ,φ)

Hodnoty odečtené z grafu $c_p(\lambda, \varphi)$	
Úhel nastavení φ [°]	**Rychlostní poměr λ**
20	0,45
25	0,94
30	1,29
35	1,70

Graf, ze kterého byly hodnoty odečítány je zobrazen v příloze P1: Charakteristiky vrtule Avia V510 $c_p(\lambda, \varphi)$

Výše zobrazeným hodnotám odpovídá v grafu $c_t(\lambda, \varphi)$ hodnota tahového součinitele c_t. Následující tabulka je rozšířená o hodnoty c_t, které odpovídají hodnotám zjištěným z předcházejícího diagramu $c_p(\lambda, \varphi)$. Zároveň je v tabulce uvedená procentuální účinnost vrtule pro dané λ.

Tabulka 6 Rozšíření tabulky 5 o hodnoty z grafu $c_t(\lambda, \varphi)$

Hodnoty odečtené z grafu $c_p(\lambda, \varphi)$		**Součinitel tahu**	**Účinnost**
Úhel nastavení φ [°]	**Rychlostní poměr λ**	c_t	**η [%]**
20	0,45	0,228	60,7
25	0,94	0,152	83,5
30	1,29	0,115	86,5
35	1,70	0,091	87,1

Graf, ze kterého byly hodnoty získány je vyobrazen v příloze P2: Charakteristiky vrtule Avia V510 $c_t(\lambda, \varphi)$.

Pro rychlostní poměr λ je dán vztah:

$$\lambda = \frac{V}{n \cdot D_{V510}} \tag{4.2}$$

kde V je rychlost letounu v m/s. Ze vztahu (4.2) je tato rychlost vyjádřena jako:

$$V = \lambda \cdot n \cdot D_{V510} \tag{4.3}$$

Pro dané úhly nastavení vrtule φ a pro c_p lze vypočítat rychlosti nastavení. Účinnost vrtule je dána jako poměr výkonu motoru na hřídeli P_v k výkonu vrtule, kde výkon vrtule je daný jako součin rychlosti letounu V a tahu vrtule T_v.

$$\eta = \frac{T_v \cdot V}{P_v} \tag{4.4}$$

Ze vztahu (4.5) je možné vyjádřit neznámou T_v. Z odečtených hodnot pak lze vypočítat tah dané vrtule Avia V510 pro každý úhel nastavení φ.

$$T_v = \frac{\eta \cdot P_v}{V} = c_t \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D_{V510}^4 \, \eta \tag{4.5}$$

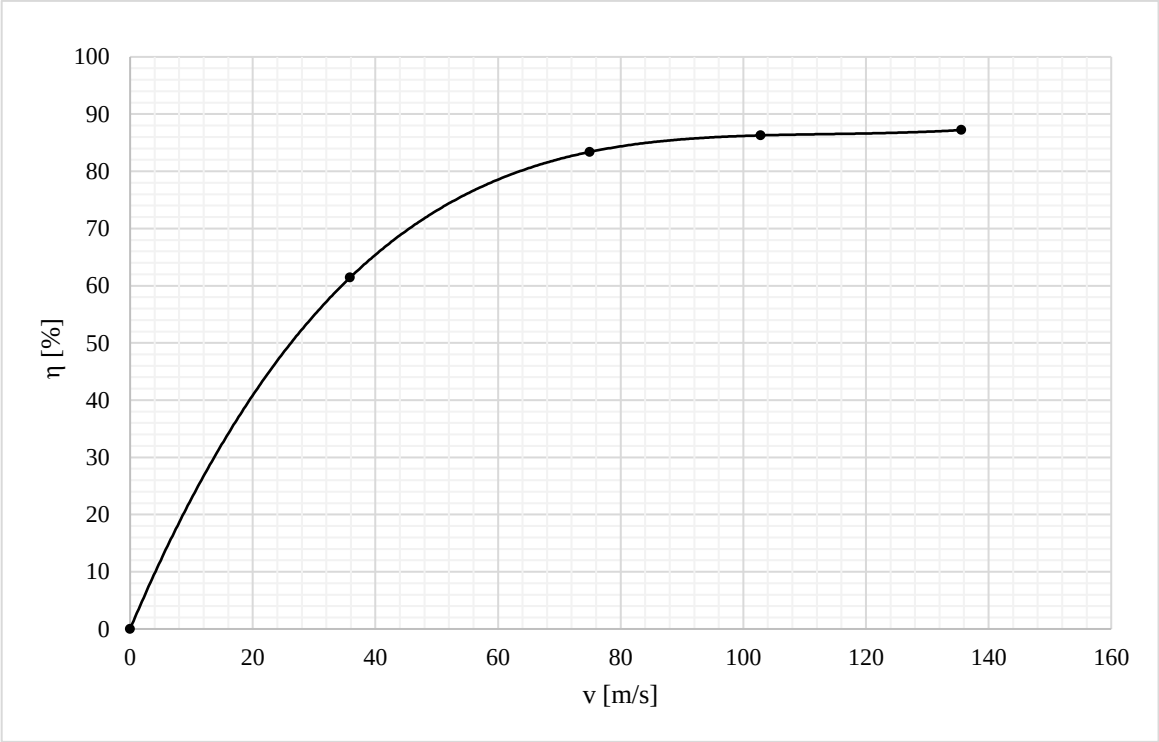
U hodnot odečítaných z grafu je nutné počítat s chybou odečítání, díky čemuž budou hodnoty dosti nepřesné.

V následující tabulce jsou uvedeny všechny získané hodnoty.

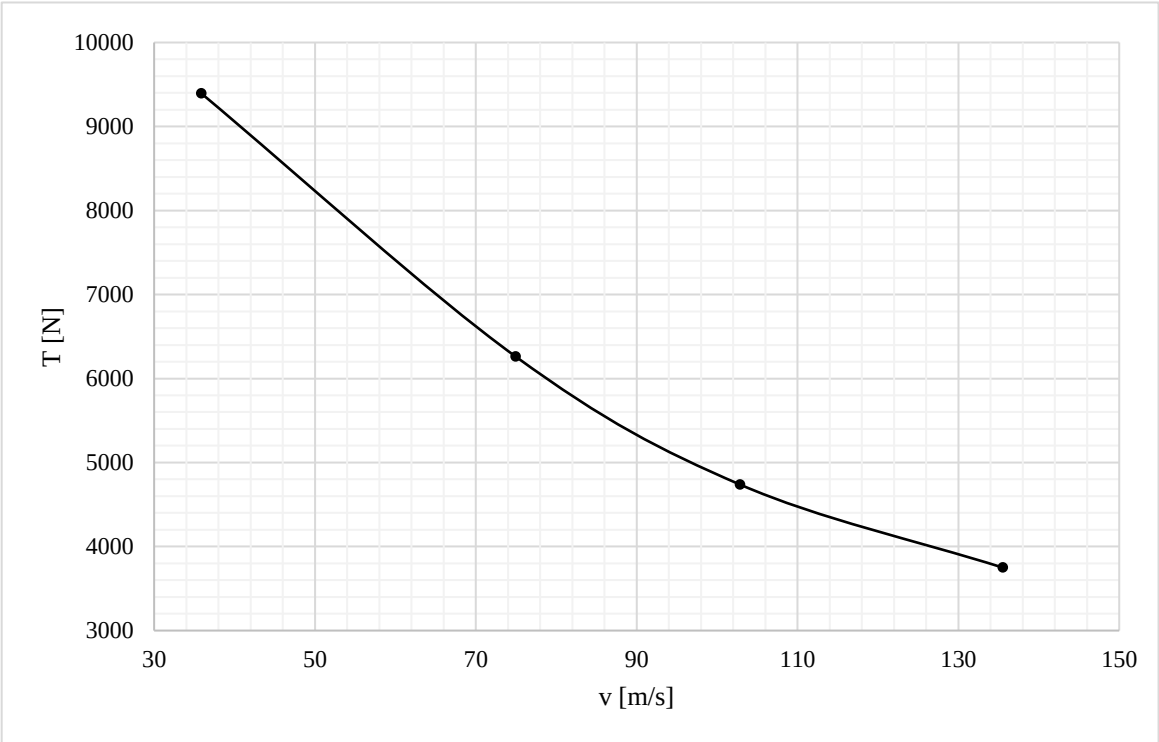
Tabulka 7 Odečtené a vypočítané hodnoty pro referenční jednotku

Hodnoty odečtené z grafu $c_p(\lambda, \varphi)$		**Součinitel tahu**	**Účinnost**	**Tah**	**Rychlost**
Úhel nastavení φ [°]	**Rychlostní poměr λ**	c_t	**η [%]**	**T [N]**	**V [m/s]**
20	0,45	0,228	60,7	9393,046	35,880
25	0,94	0,152	83,5	6262,031	74,949
30	1,29	0,115	86,5	4737,721	102,856
35	1,70	0,091	87,1	3748,979	135,547

Ve dvou grafech na následující stránce je zobrazená závislost účinnosti vrtule na rychlosti letadla a závislost tahu vrtule na rychlosti letadla.



Graf 1 Účinnost referenční vrtule Avia V510

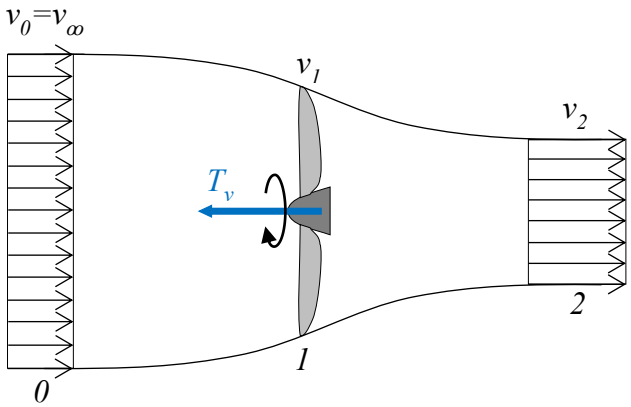


Graf 2 Závislost tahu na rychlosti referenční vrtule Avia V510

Z grafu je vidět, že se zvyšující se rychlostí letounu, tah vrtule klesá.

5. Ideální propulzor

V této kapitole je použita teorie ideálního propulzoru pro získání tahové charakteristiky pohonné jednotky. Nejprve je nutné zobrazit jakým způsobem prochází proud vzduchu vrtulí.



Obrázek 6 Průchod vzduchu vrtulí letounu

Vrtule je navržená tak, aby urychlovala procházející vzduch, čímž vytváří tah T_v letounu.

Samotný průchod vzduchu vrtulí se dá přirovnat k tekutině, která proudí trubicí. V místě zúžení zvyšuje rychlost proudu, a naopak se zvětšujícím se průřezem rychlost tekutiny klesá. Platí zde zákon zachování hmoty, který se dá vyjádřit touto rovnicí:

$$\dot{m} = \dot{m}_0 = \dot{m}_1 = \dot{m}_2 = A_{0,1,2} \cdot \rho \cdot v_{0,1,2} \quad [kg/s] \tag{5.1}$$

kde A je plocha průřezu vzduchového proudu v konkrétních místech proudění. Pro výpočet plochy v místě 1 platí:

$$A = \frac{\pi}{2} \cdot \left(D^2 - D_{patní}^2\right) = \frac{\pi \cdot D^2}{4} \cdot (1 - 0{,}04) = 0{,}96 \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} \tag{5.2}$$

kde D je průměr vrtule a $D_{patní}$ je průměr vrtulového kužele. Tento vztah pro výpočet plochy průřezu proudové trubice je možné využít pouze pro případ proudění vzduchu v podzvukových rychlostech.

Samotné urychlení, jak již bylo řečeno, je způsobené tahem vrtule. Pro zjištění velikosti tahu T_v platí vztah:

$$T_v = \dot{m} \cdot \Delta v = \dot{m} \cdot (v_2 - v_0) \tag{5.3}$$

kde Δv je rozdíl rychlostí proudění vzduchu před a za vrtulí. Zároveň lze říci, že rychlost v_0 je rovna rychlosti letounu. Pro rychlosti vzduchu při vstupu do vrtule v_1 a za vrtulí v_2 platí tyto vztahy:

$$v_1 = \frac{v_0 + v_2}{2} = v_0 + \frac{v_2 - v_0}{2} = v_0 + \frac{\Delta v}{2} \quad [m/s] \tag{5.4}$$

$$v_2 = v_0 + \Delta v \ [m/s] \tag{5.5}$$

Oba tyto vztahy vychází z Bernoulliho rovnice.

Pro výkon motoru je možné využít vztah:

$$P = \frac{\dot{m}}{2} \cdot (v_2^2 - v_0^2) \quad [W] \tag{5.6}$$

Účinnost ideálního propulzoru se získá ze stejného vztahu jako účinnost referenční jednotky (4.4). V následujícím kroku je ukázána úprava vzorce dosazením rovnic (5.3) a (5.6).

$$\eta_{IP} = \frac{T_v \cdot v_0}{P} = \frac{\dot{m} \cdot (v_2 - v_0) \cdot v_0}{\frac{\dot{m}}{2} \cdot (v_2^2 - v_0^2)} = \frac{v_0}{\frac{1}{2} \cdot (v_2 - v_0)} = \frac{2}{1 + \frac{v_2}{v_0}} \tag{5.7}$$

K výpočtu účinnosti ideálního propulzoru je nutné znát výstupní rychlost v_2. Pro její výpočet se vyjde ze vztahu pro výkon. Zároveň se k získání vztahu pro výpočet v_2 využije rovnice (5.1), (5.2), (5.4) a (5.5). Po dosazení do vzorce pro výkon motoru (5.6) se získá:

$$P = \frac{\dot{m}}{2} \cdot (v_2^2 - v_0^2) = \frac{1}{2} \cdot A \cdot \rho \cdot v_1 \cdot (v_2^2 - v_0^2) \tag{5.8}$$

$$P = A \cdot \rho \cdot v_1 \cdot ((v_0 + \Delta v)^2 - v_0^2) = \frac{A \cdot \rho}{2} \cdot \left(v_0 + \frac{\Delta v}{2}\right) \cdot [(v_0 + \Delta v)^2 - v_0^2] \tag{5.9}$$

$$P = \frac{A \cdot \rho}{2} \cdot \left(v_0 + \frac{\Delta v}{2}\right) \cdot [v_0^2 + 2v_0 \cdot \Delta v + \Delta v^2 - v_0^2] \tag{5.10}$$

$$0 = \frac{A \cdot \rho}{4} \cdot (\Delta v^3 + 4v_0 \Delta v^2 + 4v_0^2 \Delta v) - P \tag{5.11}$$

$$0 = \Delta v^3 + 4 \cdot v_0 \cdot \Delta v^2 + 4 \cdot v_0^2 \cdot \Delta v - \frac{4 \cdot P}{A \cdot \rho} \tag{5.12}$$

Výsledkem je kubická rovnice s neznámou Δv. Pro zjištění rozdílu rychlostí Δv je třeba použít iterační metodu.

5.1. Výpočet Δv referenční jednotky

Nyní se bude řešit konkrétní výpočet rozdílu rychlostí Δv. Bylo využito výpočetního programu Matlab a Newtonovy iterační metody. V tabulce 4 jsou uvedené hodnoty nutné pro výpočet. Plocha vrtule se získá:

$$A = 0{,}96 \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} = 0{,}96 \cdot \frac{\pi \cdot 2{,}3^2}{4} = \mathbf{3{,}988566033\ m^2}$$

Plocha vrtule se využije pro výpočet Δv. V následujícím kroku bude uveden výpočet pro rychlost letu $v_0 = 0\ m \cdot s^{-1}$ dosazením do rovnice (5.12).

$$0 = \Delta v^3 + 4 \cdot v_0 \cdot \Delta v^2 + 4 \cdot v_0^2 \cdot \Delta v - \frac{4 \cdot P}{A \cdot \rho}$$

$$0 = \Delta v^3 + 4 \cdot 0 \cdot \Delta v^2 + 4 \cdot 0^2 \cdot \Delta v - \frac{4 \cdot 560\,000}{3{,}988566033 \cdot 1{,}225}$$

$$\Delta v = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot 560\,000}{3{,}988566033 \cdot 1{,}225}}$$

$$\Delta v = \mathbf{77{,}1078\ m \cdot s^{-1}}$$

Využitím hodnoty Δv se získají dosazením do rovnic (5.4) a (5.5) hodnoty v_1 a v_2.

$$v_1 = v_0 + \frac{\Delta v}{2} = 0 + \frac{77{,}1078}{2} = \mathbf{38{,}5539\ m \cdot s^{-1}}$$

$$v_2 = v_0 + \Delta v = 0 + 77{,}1078 = \mathbf{77{,}1078\ m \cdot s^{-1}}$$

Další hodnoty Δv se nedají získat tak snadno. Vzhledem k tomu, že se jedná o kubickou rovnici s neznámou hodnotou Δv byl k jejímu získání využito Newtonovy iterační metody.

Newtonova iterační metoda je stacionární jednokroková metoda $\left(x^{(k+1)} = \phi\left(x^{(k)}\right)\right)$ s nelineární vektorovou iterační funkcí $\phi(x) = x - [F'(x)]^{-1} \cdot F$. Pro numerický výpočet je vhodné zjistit, že $f(x)' \neq 0$ při řešení rovnice $f(x) = 0$. [6]

Nejprve se určí rovnice $f(x) = 0$:

$$f(\Delta v^k) = 0 = \left(\frac{A \cdot \rho}{4}\right) \Delta v^{k\,3} + (A \cdot \rho \cdot v_0) \cdot \Delta v^{k\,2} + (A \cdot \rho \cdot v_0^2) \cdot \Delta v^k - P \quad (5.1.1)$$

Následně se určí derivace této rovnice $f(x)'$:

$$f'(\Delta v^k) = \left(\frac{3 \cdot A \cdot \rho}{4}\right) \Delta v^{k^2} + (2 \cdot A \cdot \rho \cdot v_0) \cdot \Delta v^k + (A \cdot \rho \cdot v_0^2) \qquad (5.1.2)$$

Pro funkci jedné proměnné platí vztah:

$$\Delta v^{k+1} = \Delta v^k - \frac{f(\Delta v^k)}{f'(\Delta v^k)} \qquad (5.1.3)$$

kde k označuje krok iterace.

Po dosazení do tohoto vzorce vyjde určitá hodnota Δv^{k+1}. Postup se opakuje, dokud se hodnota Δv neustálí na jedné hodnotě. Pro získání hodnoty Δv bylo potřeba deset až patnáct opakování.

V příloze P3: Newtonova iterační metoda je uveden použitý skript, který byl použitý v programu Matlab. V následující tabulce jsou uvedeny vypočítané hodnoty $\Delta v, v_1$ a v_2 pro určité rychlosti v_0. Zároveň je rozšířena o účinnost ideálního propulzoru, která byla vypočítána dle vztahu (5.7), pro rychlosti v_0.

Tabulka 8 Výsledné hodnoty - ideální propulzor

v_0 $[km/h]$	v_0 $[m \cdot s^{-1}]$	$\Delta v [m \cdot s^{-1}]$	$v_1 [m \cdot s^{-1}]$	v_2 $[m \cdot s^{-1}]$	η_{IP} [%]
0	0,000	77,1078	38,5539	77,1078	0,00
10	2,778	73,4491	39,5023	76,2269	7,03
20	5,556	69,8834	40,4973	75,4390	13,72
30	8,333	66,4161	41,5414	74,7494	20,06
40	11,111	63,0497	42,6360	74,1608	26,06
50	13,889	59,7887	43,7832	73,6776	31,72
60	16,667	56,6367	44,9850	73,3034	37,05
70	19,444	53,5972	46,2430	73,0416	42,05
80	22,222	50,6729	47,5587	72,8951	46,73
90	25,000	47,8662	48,9331	72,8662	51,09
100	27,778	45,1791	50,3673	72,9569	55,15
110	30,556	42,6127	51,8619	73,1683	58,92
120	33,333	40,1675	53,4171	73,5008	62,40
130	36,111	37,8435	55,0329	73,9546	65,62
140	38,889	35,6398	56,7088	74,5287	68,58
150	41,667	33,5548	58,4441	75,2215	71,29
160	44,444	31,5864	60,2376	76,0308	73,78
170	47,222	29,7317	62,0881	76,9539	76,06

180	50,000	27,9873	63,9937	77,9873	78,13
190	52,778	26,3495	65,9525	79,1273	80,02
200	55,556	24,8140	67,9626	80,3696	81,74
210	58,333	23,3762	70,0214	81,7095	83,31
220	61,111	22,0314	72,1268	83,1425	84,73
230	63,889	20,7747	74,2762	84,6636	86,02
240	66,667	19,6012	76,4673	86,2679	87,18
250	69,444	18,5060	78,6974	87,9504	88,24
260	72,222	17,4843	80,9644	89,7065	89,20
270	75,000	16,5312	83,2656	91,5312	90,07
280	77,778	15,6422	85,5989	93,4200	90,86
290	80,556	14,8130	87,9621	95,3686	91,58
300	83,333	14,0394	90,3530	97,3727	92,23
310	86,111	13,3175	92,7699	99,4286	92,82
320	88,889	12,6434	95,2106	101,5323	93,36
330	91,667	12,0138	97,6736	103,6805	93,85
340	94,444	11,4254	100,1571	105,8698	94,30
350	97,222	10,8751	102,6598	108,0973	94,70
360	100,000	10,3602	105,1801	110,3602	95,08
370	102,778	9,8780	107,7168	112,6558	95,41
380	105,556	9,4261	110,2686	114,9817	95,73
390	108,333	9,0023	112,8345	117,3356	96,01
400	111,111	8,6045	115,4134	119,7156	96,27
410	113,889	8,2308	118,0043	122,1197	96,51
420	116,667	7,8794	120,6064	124,5461	96,73
430	119,444	7,5488	123,2188	126,9932	96,94
440	122,222	7,2375	125,8410	129,4597	97,12
450	125,000	6,9441	128,4721	131,9441	97,30
460	127,778	6,6674	131,1115	134,4452	97,46
470	130,556	6,4061	133,7586	136,9617	97,61
480	133,333	6,1592	136,4129	139,4925	97,74
490	136,111	5,9158	139,0690	142,0269	97,87

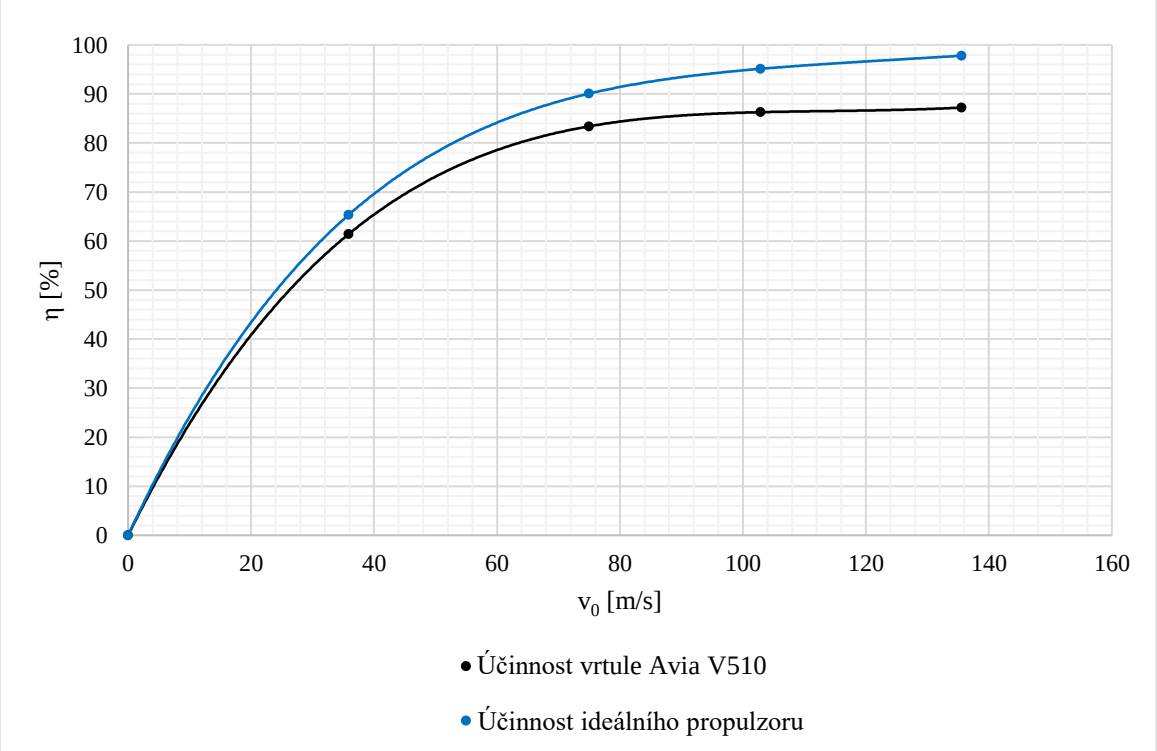
Pro zobrazení a porovnání rozdílu tahů mezi referenční jednotkou a ideálním propulzorem je nutné získat účinnost η_{IP} pro stejné rychlosti, pro které se v kapitole 4 řešila

účinnost referenční jednotky. Pro lepší představu jsou v následující tabulce spojené hodnoty pro referenční jednotku a ideální propulzor.

Tabulka 9 Porovnání ideálního propulzoru a referenční jednotky

Ideální propulzor					Referenční jednotka	Poměr účinností
v_0 [m/s]	Δv[m/s]	v_1[m/s]	v_2[m/s]	η_{IP} [%]	η_{RJ} [%]	η_{RJ}/η_{IP}
35,88	38,0322	54,8961	73,9122	65,35	61,43	0,9459
74,9493	16,548	83,2233	91,4973	90,06	83,39	0,9174
102,856	9,8649	107,7885	112,7209	95,12	86,28	0,916961
135,5467	5,9721	138,5328	141,5188	97,79	87,09	0,914717

Aby bylo viditelné, jak se průběhy účinností liší, jsou v následujícím grafu vynesené křivky účinností pro oba případy.



Graf 3 Poměr účinností vrtule

Pro další výpočty je nutné znát průměr poměru účinností. Vychází se z předpokladu, že stejný poměr by vyšel i v jiných případech. Nebude tak potřeba pro konkrétní pohonné

jednotky počítat teorii ideálního propulzoru pro dané hodnoty, ale k výpočtu se využije zjištěná hodnota k_η.

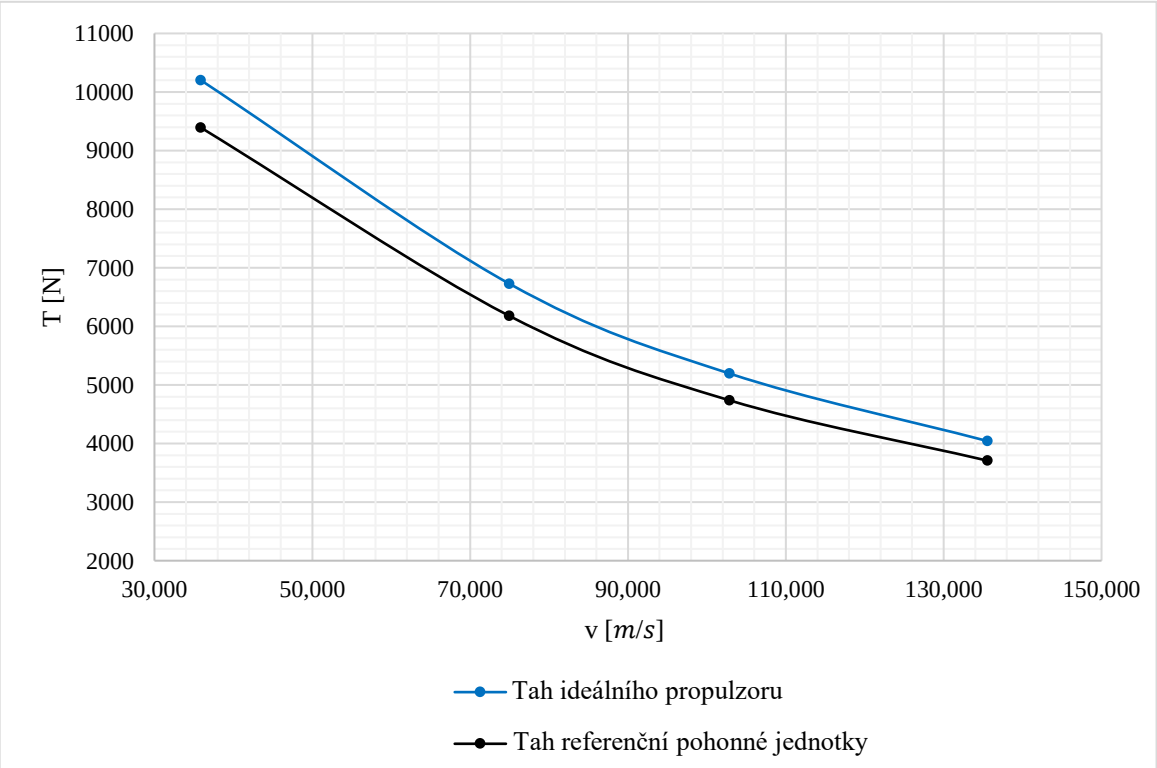
$$k_\eta = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^{N} \frac{\eta_i V510}{\eta_i IP} = \mathbf{0,92} \tag{5.1.4}$$

Následně se dle vztahu (4.5) dopočítal tah ideálního propulzoru. Výpočet opět proběhl pro stejné rychlosti jako u referenční jednotky. V následující tabulce jsou konkrétní vypočítané hodnoty jak ideálního propulzoru, tak referenční jednotky.

Tabulka 10 Poměr tahu referenční jednotky a ideálního propulzoru

$v\ [m \cdot s^{-1}]$	T_{RJ}	T_{IP}
35,880	9393,046	10201,09
74,949	6179,636	6728,882
102,856	4737,721	5195,362
135,547	3707,781	4042,366

Aby bylo viditelné, jak se průběhy tahu liší, jsou v následujícím grafu vynesené křivky tahu vrtule pro oba případy.



Graf 4 Poměr tahů vrtule

6. Tahová křivka pro kombinaci motoru s vrtulí

V této kapitole se budou řešit výpočty týkající se původní a testované pohonné jednotky. Pomocí poměru účinností k_η, který byl zjištěný v minulé části se určí skutečná účinnost motoru s vrtulí. Následně se ze známého vztahu získá tah.

6.1. Výpočet tahu motoru Pratt and Whitney PT-6A-60A s vrtulí Hartzell

Samotný motor byl popsán již v kapitole 1.3.1, zde se přejde ke konkrétnímu výpočtu. Aby bylo možné získat potřebné hodnoty je nutné uvést parametry motoru PT-6A-60A a vrtule Hartzell HC-B4MP-3C. Tyto parametry jsou uvedeny v následující tabulce:

Tabulka 11 Parametry vrtule Hartzell

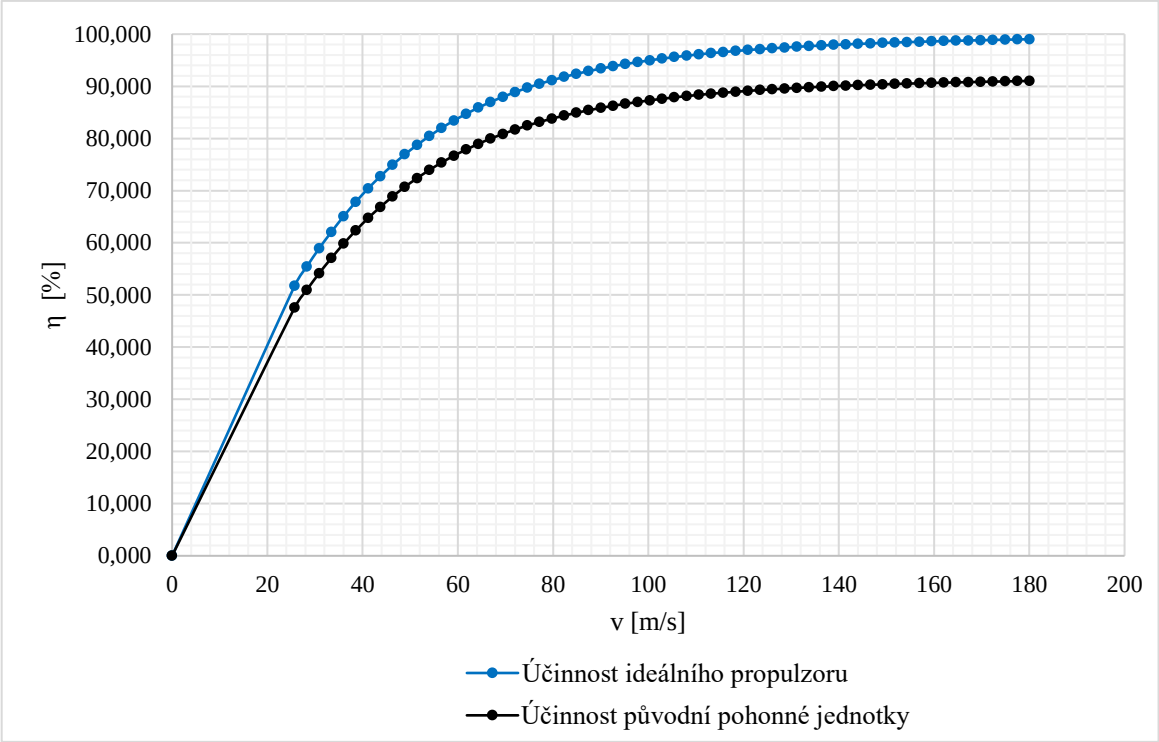
Název	Značka	Hodnota	Jednotky
Maximální absorbovaný výkon na max. otáčkách	P	783 300	*W*
Maximální otáčky	n	1 700	*ot/min*
Průměr vrtule	D	2,667	*m*
Patní průměr vrtulového kuželu	$D_{patní}$	0,4826	*m*

Z již známého vzorce (5.2) se dopočítá plocha vrtule A:

$$A = \frac{\pi}{2} \cdot \left(D^2 - D_{patní}^2\right) = \frac{\pi}{2} \cdot (2{,}667^2 - 0{,}4826^2) = \mathbf{5{,}40353\ m^2}$$

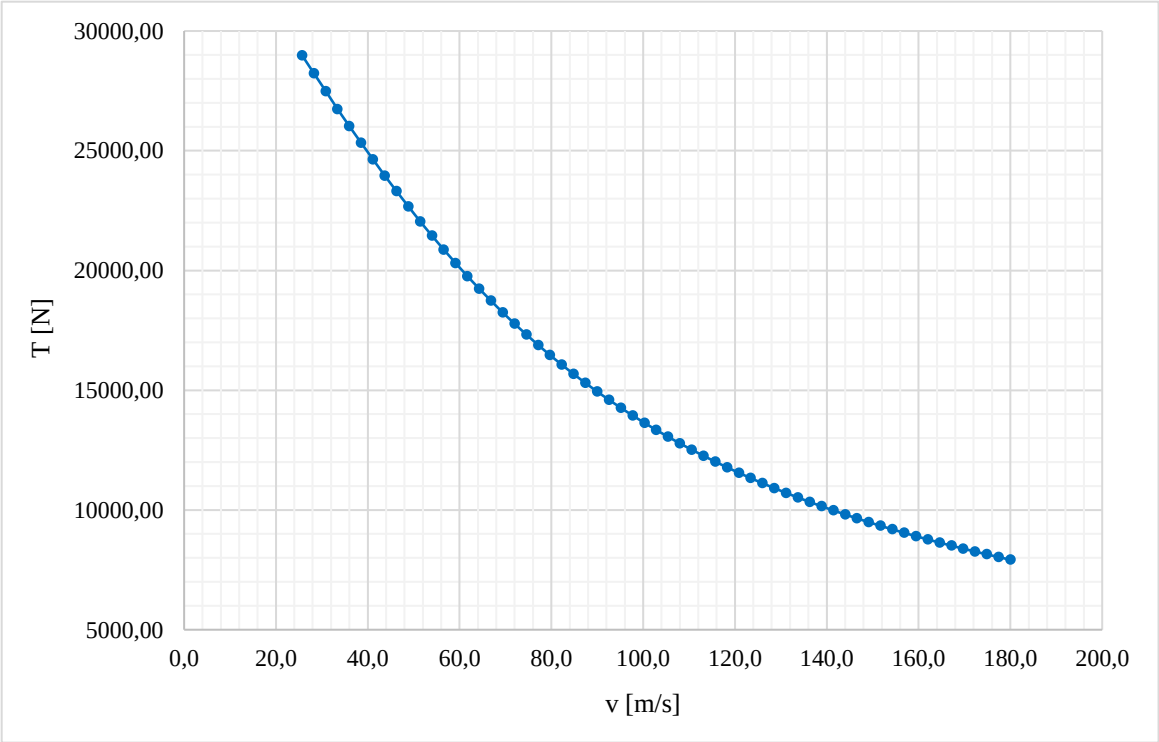
Díky všem uvedeným parametrům je možné dopočítat účinnosti této pohonné jednotky. Výpočet probíhal stejným způsobem jako u referenční jednotky. Nejprve se využilo skriptu v programu Matlab pro určení rychlostí $\Delta v, v_1$ a v_2. Hustota vzduchu byla $\rho = 1{,}225\ kg \cdot m^3$. Účinnost byla získána využitím vzorce (4.4), výpočet tahu proběhl dle vzorce (4.5).

Na další straně jsou v grafu zobrazené křivky účinností ideálního propulzoru a skutečné účinnosti původní pohonné jednotky.



Graf 5 Účinnost původní pohonné jednotky Pratt and Whitney PT-6A-60A

Jak již bylo řečeno, dalším krokem bylo získání tahové křivky.



Graf 6 Tah původní pohonné jednotky Pratt and Whitney PT-6A-60A

6.2. Výpočet tahu motoru GE Catalyst

Samotný motor byl popsán již v kapitole 1.3.2, zde se přejde ke konkrétnímu výpočtu. Aby bylo možné získat potřebné hodnoty je nutné uvést parametry motoru GE Catalyst (ATP). Tyto parametry jsou uvedené v následující tabulce:

Tabulka 12 Parametry GE Catalyst

Název	Značka	Hodnota	Jednotky
Maximální absorbovaný výkon na hřídeli	P	970 000	W
Průměr vrtule	D	2,667	m
Patní průměr vrtulového kuželu	$D_{patní}$	0,517	m

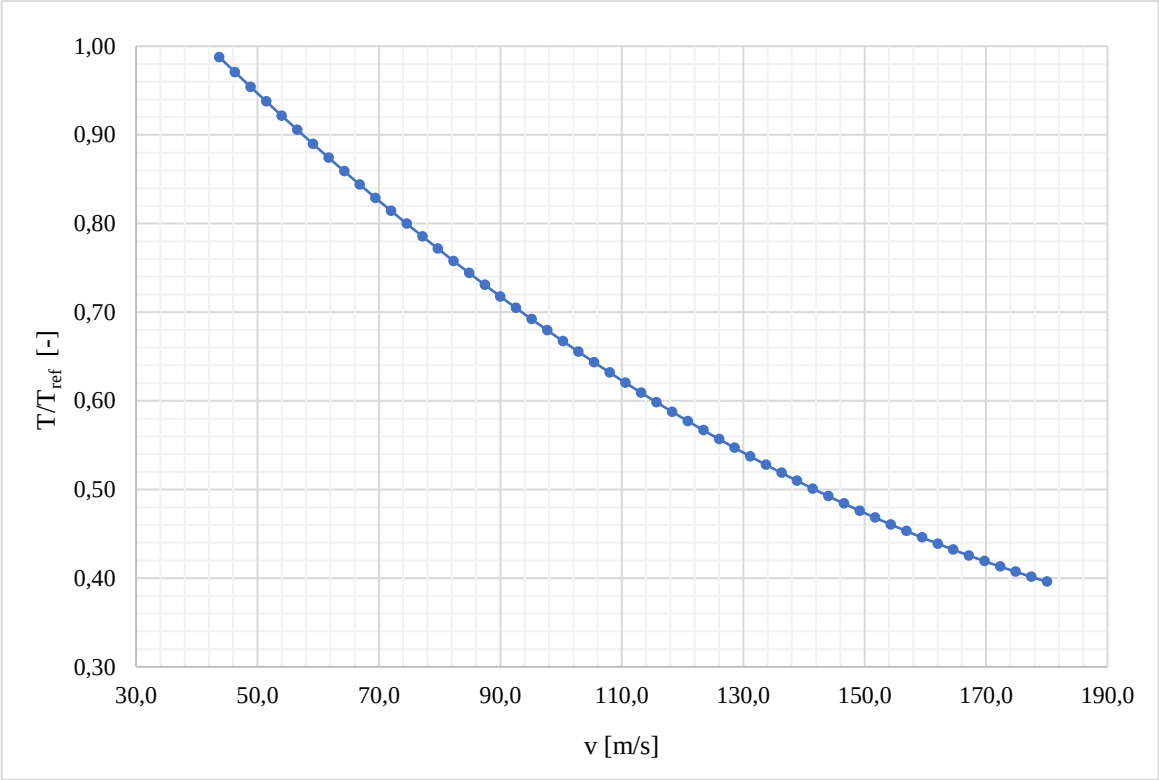
Pro viditelnost rozdílů mezi experimentální a pohonnou jednotkou byla i zde vypočítána plocha vrtule A.

$$A = \frac{\pi}{2} \cdot \left(D^2 - D_{patní}^2\right) = \frac{\pi}{2} \cdot (2{,}667^2 - 0{,}517^2) = \mathbf{5{,}376522\ m^2}$$

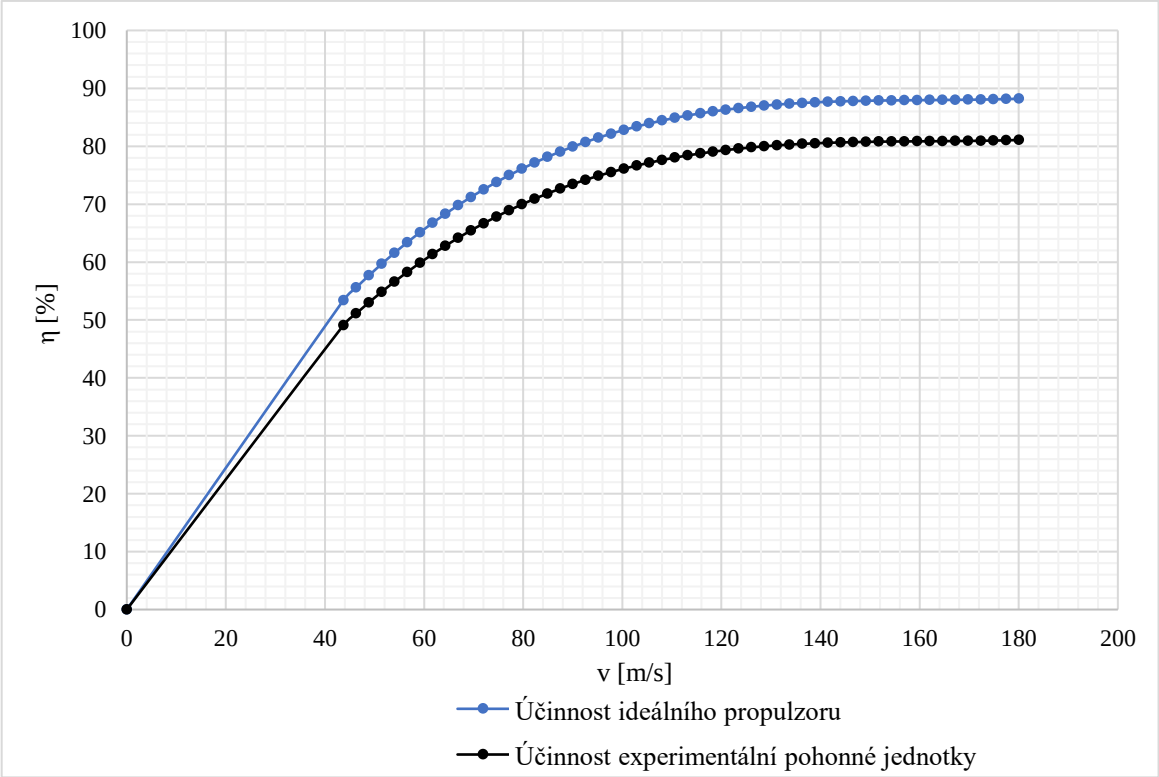
V této části výpočtů se nevychází z teorie ideálního propulzoru, ale z matematického modelu odpovídající výkonové třídě motoru GE Catalyst. Tah byl uvažován jako polynomická funkce rychlosti letu.

Po získání tahové rovnice již bylo možné dopočítat hodnoty pro různé rychlosti. Výsledná tahová křivka je zobrazena na následující straně.

Zároveň byly dle vzorce (4.4) dopočítány účinnosti dané pohonné jednotky. Graf účinnosti experimentální pohonné jednotky je také zobrazen na následující straně.



Graf 7 Tahová křivka experimentální pohonné jednotky GE Catalyst

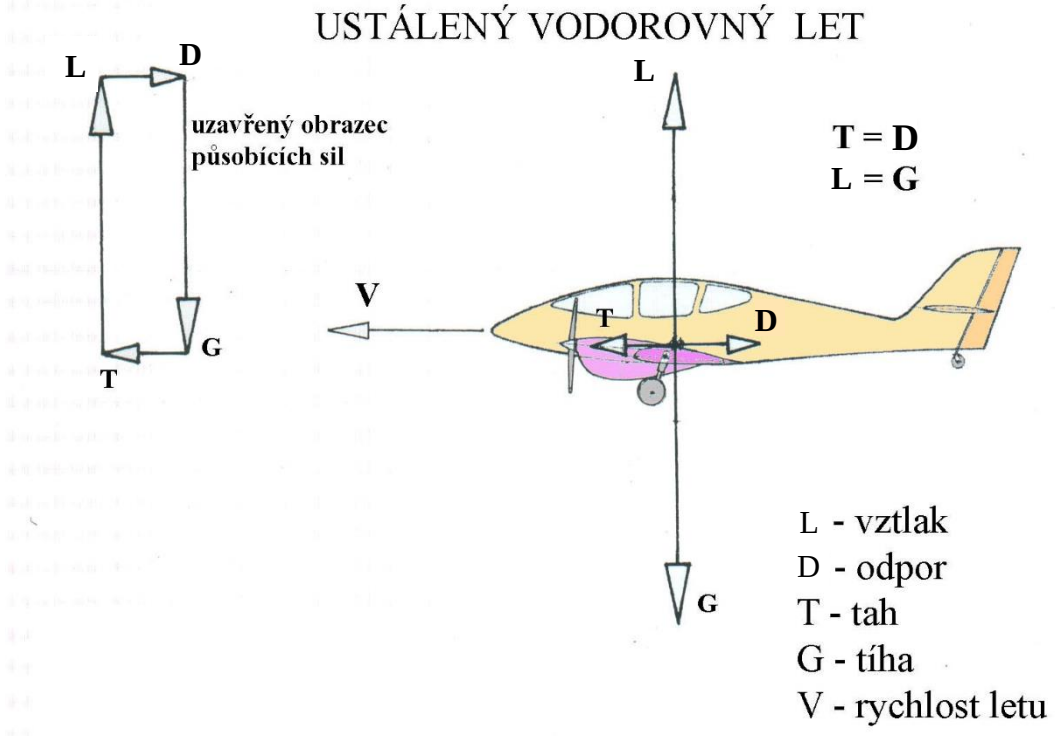


Graf 8 Účinnost experimentální pohonné jednotky GE Catalyst

7. Polára letounu

Polára letounu je aerodynamická charakteristika křídla. Jde o závislost součinitele vztlaku c_y na součiniteli odporu c_x, které přísluší stejným úhlům náběhu listů.

Nejprve je třeba zobrazit síly působící na letadlo



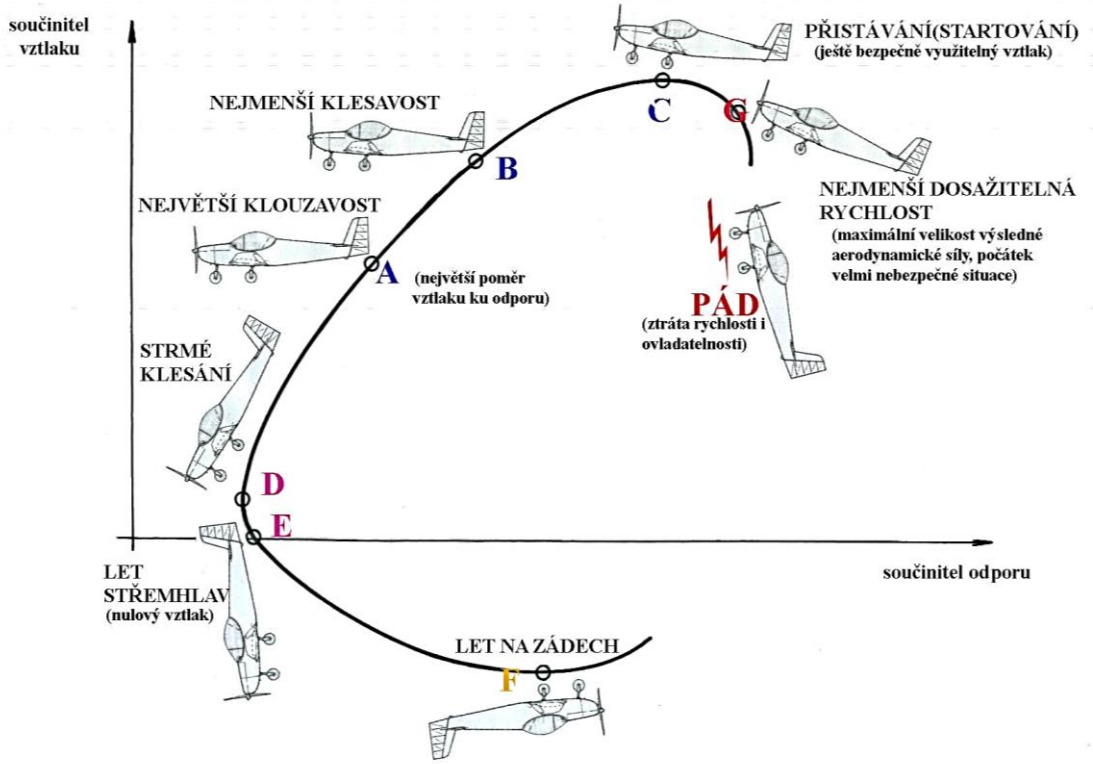
Obrázek 7 Síly působící na letadlo [7]

Na obrázku je viditelný rozklad sil v ustáleném vodorovném letu. V tomto režimu letu závisí na rychlosti. Potřebný výkon pohonné jednotky odpovídá třetí mocnině rychlosti letu. Pro konkrétnější představu, pokud se rychlost letu dvojnásobně zvýší, musí se výkon zvýšit přibližně osmkrát.

Při stoupavém letu musí letoun překonat svůj celkový odpor, tíhu a klesavost příslušící dané rychlosti. Čím vyšší rychlostí letadlo stoupá, tím vyšší výkon musí mít pohonné jednotky. Při dosažení určité rychlosti je odpor letounu nejmenší, v takové rychlosti je i tah nutný pro stoupání nejmenší.

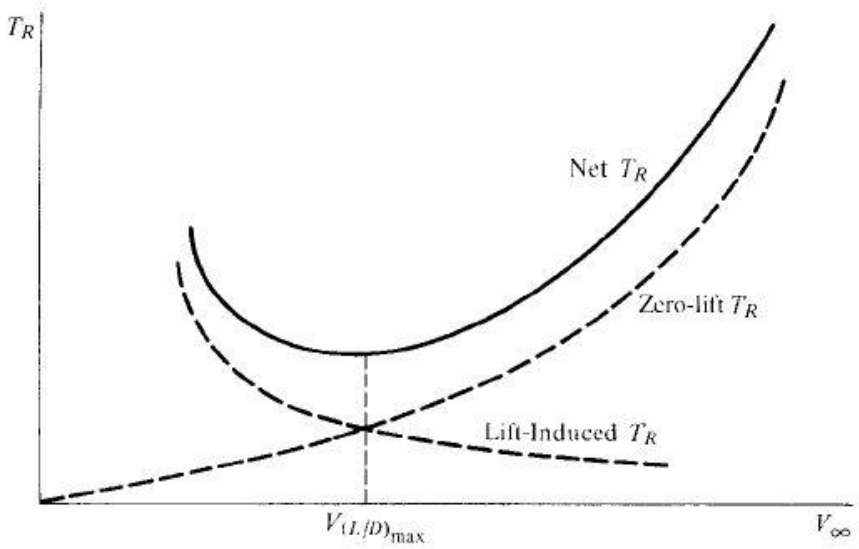
Pro každý režim letu je rozklad sil trochu jiný. [7]

V následujícím obrázku jsou zaznamenány různé letové situace. Jde o polohy letounu v pozici vůči zemi zaznamenané na poláře.



Obrázek 8 Polohy letounu vůči zemi zachycené na poláře [7]

V následujícím obrázku jsou vykresleny složky odporu letounu:



Obrázek 9 Složky odporu letounu [8]

Tato práce je zaměřená na výkony letounu v horizontálním letu. Síly působící na letoun jsou při horizontálním letu v rovnovážném stavu.

Cílem této kapitoly je určit odpor letounu. Jak bylo znázorněno v obrázku 5, celkový odpor letounu je roven tahu. Vztah pro tah T a odpor letounu D lze vyjádřit jako

$$D = T = \frac{1}{2}\rho\, V^2 S c_D \tag{7.1}$$

kde ρ je hustota vzduchu v 0 m MSA, S je plocha křídla, V je rychlost, a c_D je součinitel odporu letounu.

Vztah pro potřebný vztlak letounu L, respektive tíhu letounu W lze vyjádřit takto:

$$L = W = m \cdot g = \frac{1}{2}\,\rho\, V^2 S c_L \tag{7.2}$$

kde m je hmotnost letounu a c_L je celkový součinitel vztlaku. Celkový součinitel vztlaku lze z předcházejícího vzorce (7.1.2) vyjádřit tímto způsobem:

$$c_L = \frac{2mg}{\rho\, V^2 S} \tag{7.3}$$

Odpor letounu je složen ze dvou složek. Jednou z nich je indukovaný odpor, druhou nežádoucí odpor.

Indukovaný odpor vzniká, když se na křídle vytváří vztlak. Pro přesnější vysvětlení je nejprve třeba zmínit, že samotný vztlak letounu vzniká rozdílem rychlostí obtékání křídla. Průřez křídla je navržen tak, aby vzduch nad křídlem proudil rychleji než vzduch pod ním. Díky vznikajícímu přetlaku pod křídlem letounu vzniká vztlak. Různě rychlé proudy vzduchu (a tudíž rozdílné tlaky), které se setkají na hraně křídla, se snaží tlakově vyrovnat, čímž vzniká víření přibližně ve tvaru kuželu, tzv. indukovaný odpor. [15]

Nežádoucí odpor (nebo také škodlivý odpor) je způsoben více složkami. Trup, podvozek, výškové a směrové kormidlo a spousta jiných částí způsobuje další brzdné účinky ve směru letu. Tento odpor je velkou součástí celkového odporu letounu, nelze jej opomíjet. [16]

Součinitel odporu letounu je tedy definován tímto vztahem:

$$c_D = c_{D_0} + c_{Di} = c_{D_0} + \frac{c_L^2}{\pi\, e\, AR} \tag{7.4}$$

kde c_{Di} součinitel indukovaného odporu, c_{D_0} je součinitel škodlivého odporu, e je Oswaldův koeficient aerodynamické účinnosti letounu. Tento koeficient zahrnuje vliv půdorysného tvaru křídla (pro eliptický tvar křídla je nejmenší). AR je štíhlost křídla. Pro získání štíhlosti křídla platí vztah:

$$AR = \frac{b^2}{S} \tag{7.5}$$

kde b je rozpětí křídla a S je plocha křídla. Hodnoty plochy a rozpětí křídla pro Beechcraft King Air 350 jsou uvedené v tabulce 1.

$$AR = \frac{17{,}65^2}{28{,}8} = \mathbf{10{,}8168}$$

7.1. Určení součinitele škodlivého odporu c_{D_0}

Klouzavost letadla je daná tzv. aerodynamickou jemností, což je poměr mezi součinitelem odporu c_D a součinitelem vztlaku c_L. Vyjádří se vztahem:

$$\frac{c_L}{c_D} = \frac{L}{D} = \frac{c_L}{c_{D_0} + \frac{c_L^2}{\pi\, e\, AR}} \tag{7.1.1}$$

Lze tedy říci, že klouzavost letounu je poměr vztlaku a odporu. Také se dá definovat jako vzdálenost, kterou letadlo uletí za určitý pokles při nulovém tahu. Letadlo dosahuje maximální klouzavosti při určité rychlosti. Pokud by při nulovém tahu udrželo tuto rychlost, doklouže nejdál (při vyšší i nižší rychlosti doklouže kratší vzdálenost). Také platí, že při této rychlosti je celkový odpor stroje minimální.

Po dosazení vztahu (7.3) a (7.4) do vztahu (7.1) se získá rovnice pro celkový odpor:

$$D = T = \frac{1}{2}\rho\, V^2 S c_{D_0} + \frac{2\,\frac{1}{\pi\, e\, AR}\, W^2}{\rho\, V^2 S} \tag{7.1.2}$$

V místě minimálního platí, že $\frac{dD}{dV} = 0$. Po derivaci vztahu (7.7) se dostane vztah:

$$S c_{D_0} - \frac{\frac{1}{\pi\, e\, AR}\, W^2}{S \cdot \left(\frac{1}{2}\,\rho\, V^2\right)^2} = 0$$

Po úpravě se získá vztah pro součinitel škodlivého odporu:

$$c_{D_0} = \frac{\frac{1}{\pi\, e\, AR}\, W^2}{\left(\frac{1}{2}\, \rho\, V^2 S\right)^2} \tag{7.1.3}$$

Po dosazení vztahu (7.3) do rovnice (7.8) nám vyjde:

$$c_{D_0} = \frac{1}{\pi\, e\, AR}\, c_L^2 \tag{7.1.4}$$

Z letové příručky byla získána rychlost pro optimální (respektive maximální) klouzavost. Tato hodnota je vztažená k maximální vzletové hmotnosti letadla. Maximální vzletová hmotnost letounu Beechcraft King Air 350 je $m = 6\,804\, kg$. Rychlost pro optimální klouzavost je 135 KIAS, po přepočítání je tato rychlost rovna 69,44 m/s.

Součinitel vztlaku c_L pro minimální odpor letounu je po dosazení všech potřebných hodnot do rovnice (7.3) roven:

$$c_L = \frac{2\, m\, g}{\rho\, V^2 S} = \frac{2 \cdot 6804 \cdot 9{,}81}{1{,}225 \cdot 69{,}44^2 \cdot 28{,}8} = \mathbf{0{,}7845}$$

Dále je třeba získat hodnotu Oswaldova koeficientu. Ten lze vyjádřit ze vztahu $k = \frac{1}{\pi e AR}$, kde je známa hodnota k a hodnota AR:

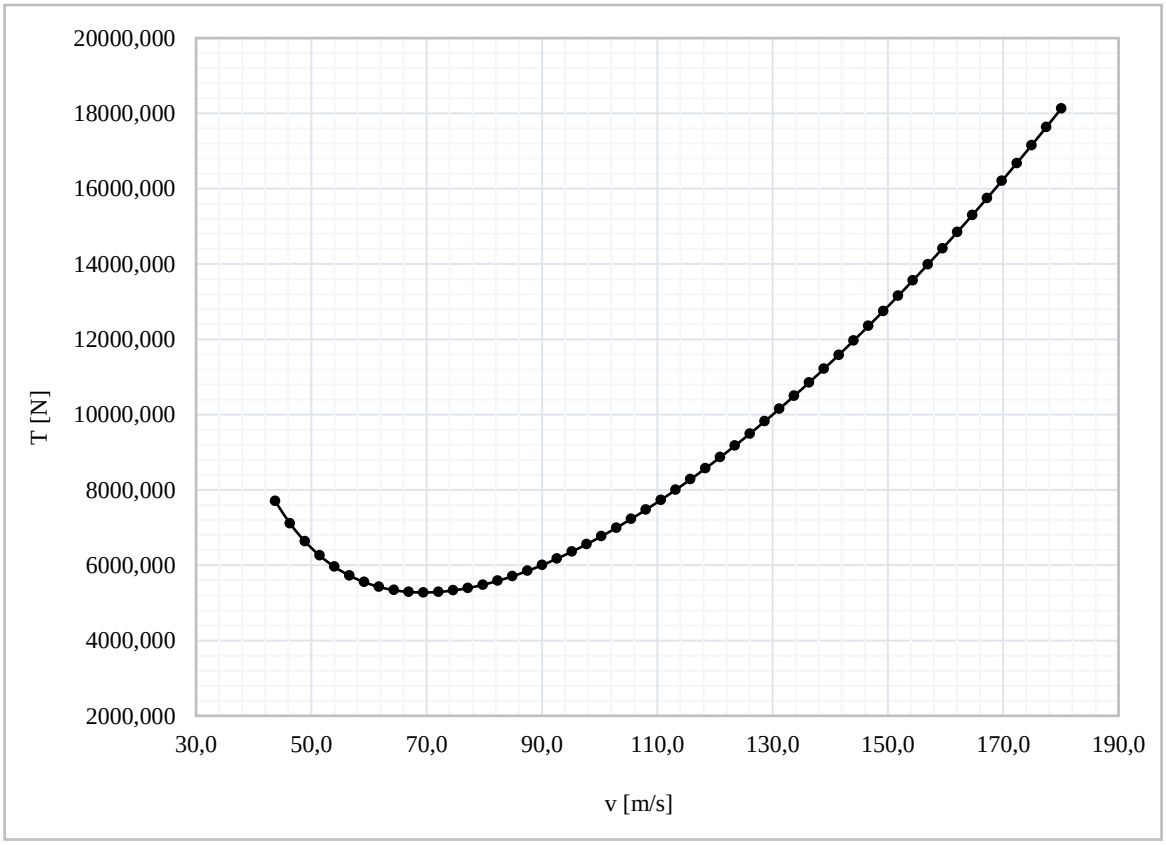
$$e = \frac{1}{\pi\, k\, AR} = \frac{1}{\pi \cdot 0{,}05 \cdot 10{,}817} = \mathbf{0{,}584}$$

Poslední důležitou hodnotou, která je potřeba pro výpočet poláry letounu je součinitel nežádoucího odporu c_{D_0}.

$$c_{D_0} = \frac{\frac{1}{\pi\, e\, AR}\, (m \cdot g)^2}{\left(\frac{1}{2}\, \rho\, V^2 S\right)^2} = \frac{\frac{1}{\pi \cdot 0{,}584 \cdot 10{,}817}\, (6804 \cdot 9{,}81)^2}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1{,}225 \cdot 69{,}44^2 \cdot 28{,}8\right)^2} = \mathbf{0{,}03101}$$

7.2. Určení křivky potřebného tahu letounu Beechcraft King Air 350

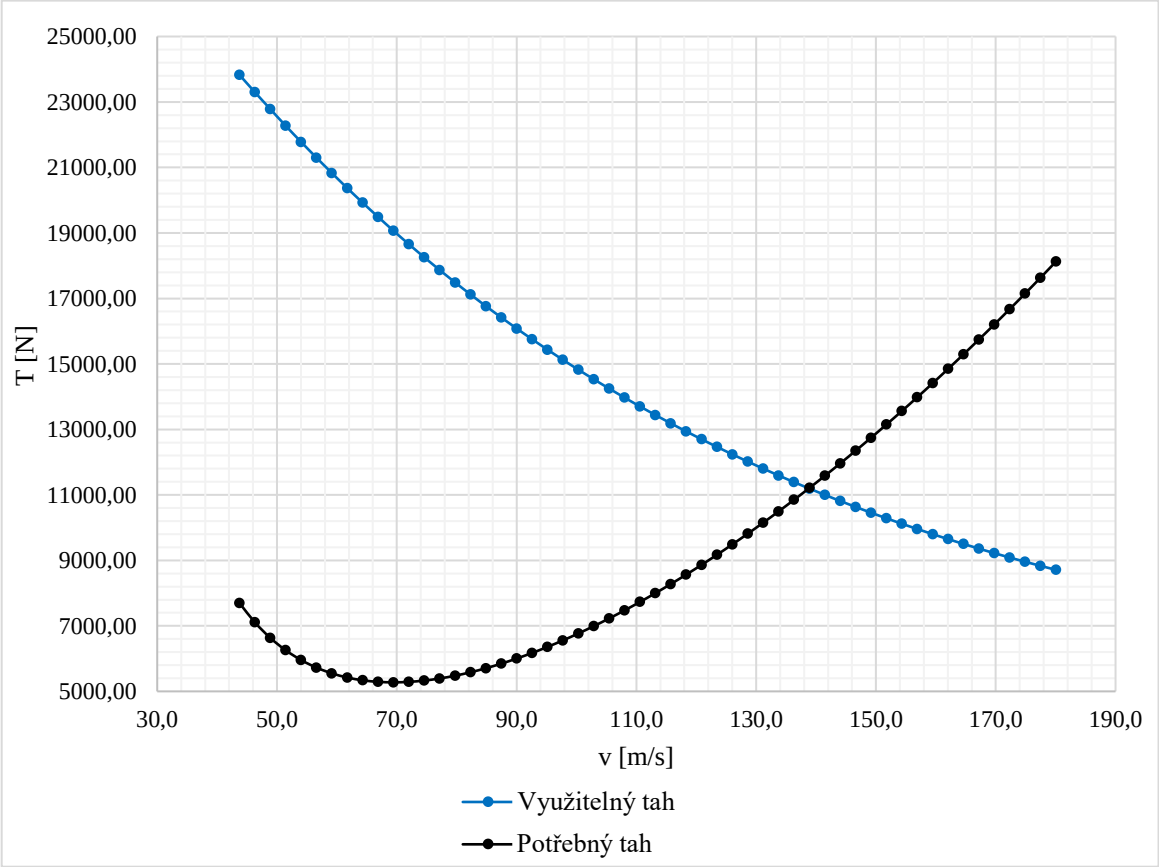
Neboť všechny nezbytné hodnoty nutné pro výpočet potřebného tahu letounu jsou již známé, je možné je dosadit do vztahu (7.1) a provést výpočet poláry letounu. Cílem bylo získat tahovou křivku vykreslující změny tahu v závislosti na rychlosti letu. V následujícím grafu je zobrazena získaná polára (resp. křivka potřebného tahu) letounu pro horizontální let.



Graf 9 Potřebný tah letounu Beechcraft King Air 350

8. Využitelný a potřebný tah kombinace původní a experimentální pohonné jednotky

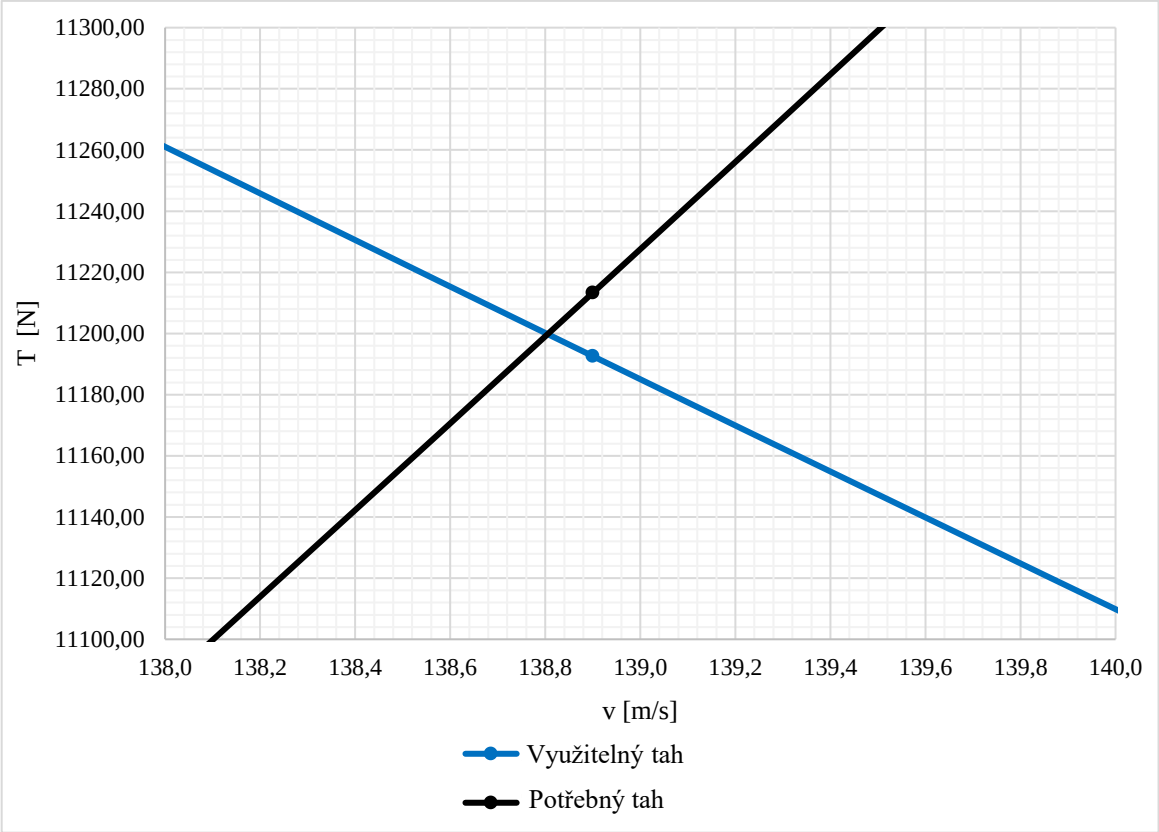
Využitelný tah letounu je součtem tahů pohonných jednotek, které letoun má. Pro získání křivky využitelného tahu se využijí získané tahy motorů z kapitoly 6. Tato křivka se vloží do grafu společně s polárou letounu. Místo protnutí obou křivek by mělo být maximální rychlostí. V následujícím grafu jsou obě křivky zobrazeny:



Graf 10 Potřebný a využitelný tah pro kombinaci pohonných jednotek

Maximální rychlost letounu je v místě průniku dvou křivek, protože využitelný tah nesmí být menší než tah potřebný. Před pokročení k samotnému výpočtu místa průniku se body proloží funkcemi, z toho se získají předpisy funkcí.

V grafu na následující stránce je detail místa, kde se křivky protínají.



Graf 11 Detail průniku tahů kombinace pohonných jednotek

Rovnice křivky využitelného tahu:

$$y_1 = -0{,}002\,x^3 + 1{,}2445\,x^2 - 305{,}95\,x + 34985$$

Rovnice křivky potřebného tahu:

$$y_2 = (E-08)x^6 - (8E-06)x^5 + 0{,}0026x^4 - 0{,}432x^3 + 40{,}95x^2 - 2068{,}9x + 47658$$

Úvahou je, že v místě průniku křivek je $y_1 = y_2$, protože tak nastane v rychlosti, která je stejná pro oba tahy. Po dosazení je nutné opět použít iterační metodu výpočtu. Výsledným kořenem polynomické rovnice, a zároveň hledanou maximální rychlostí, je hodnota $v_{max} = x = \mathbf{138{,}81\ m \cdot s^{-1}}$

V tomto režimu letu bude nutné zkontrolovat, zda vzniklá asymetrie letu nepřekročí limity letounu předepsané výrobcem.

9. Výkony letounu

Letový výkon je definován tímto vzorcem:

$$P = T \cdot V \tag{9.1}$$

Z hodnot potřebného a využitelného tahu se tedy získají hodnoty potřebného a využitelného výkonu. Zjistí se hodnota rozdílu výkonů ΔP pro určité rychlosti a následně se dopočítá stoupavost letounu v_y. Tato hodnota určuje rychlost stoupání, tedy určuje schopnost letounu nabrat výšku.

Pro výpočet stoupavosti lze využít tento vztah:

$$v_y = \frac{\Delta P}{W} \tag{9.2}$$

kde ΔP je rozdíl výkonů, respektive nadbytečný výkon a W je tíha letounu. Pro tíhu letounu lze vyjít z Newtonova gravitačního zákonu, a definuje se takto:

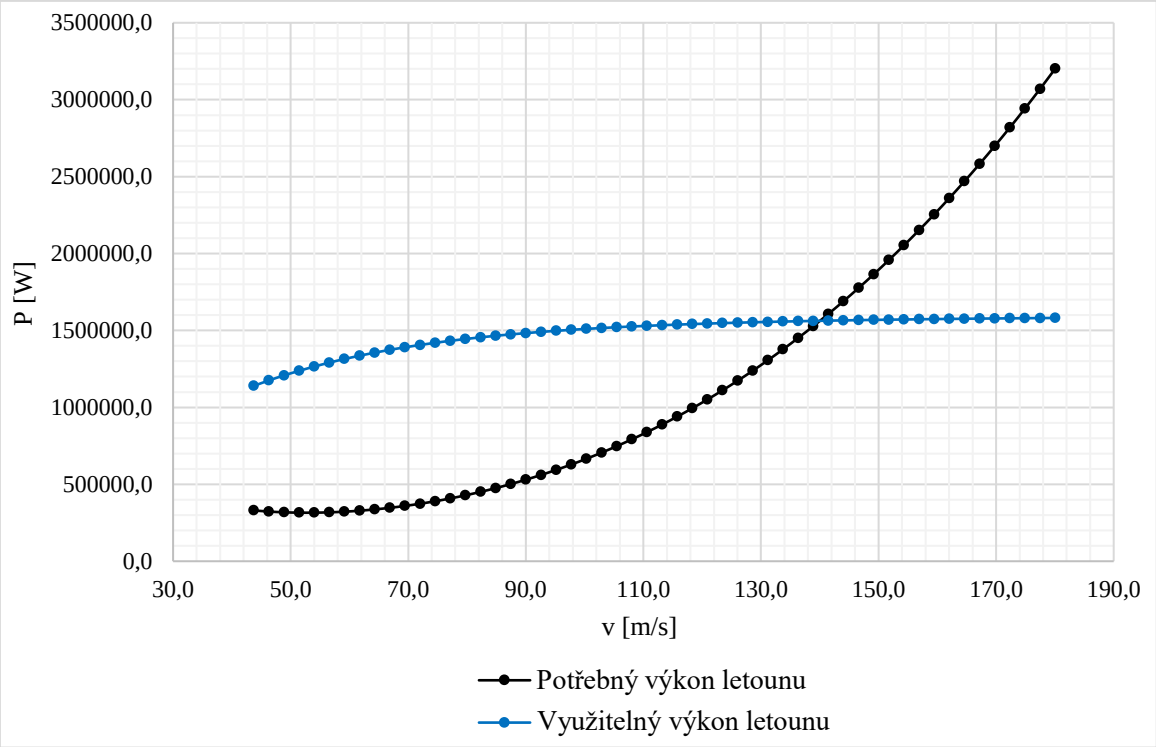
$$W = m \cdot g \tag{9.3}$$

kde m je celková hmotnost letounu a g je gravitační zrychlení. Po dosazení vzorce (9.3) do vztahu (9.2) se získá tento vztah:

$$v_y = \frac{\Delta P}{m \cdot g} \tag{9.2.1}$$

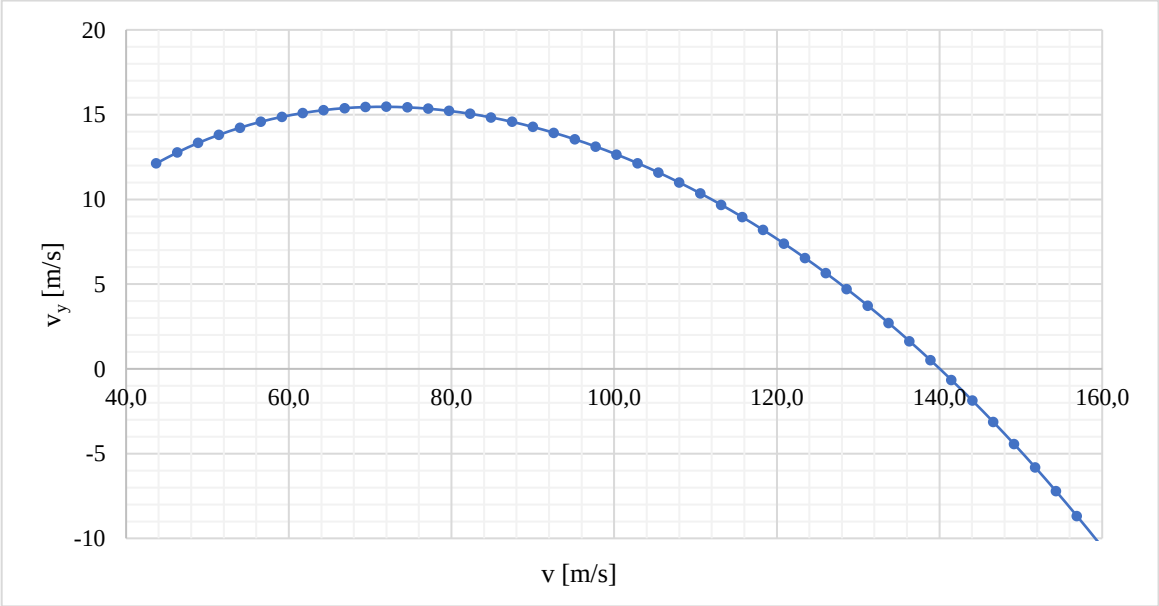
Cílem je zjistit, při které rychlosti letoun nejvíce stoupá.

V grafu na následující straně jsou zobrazeny křivky potřebného P_p a využitelného P_v výkonu letounu Beechcraft King Air 350 s kombinací původní a experimentální pohonné jednotky.



Graf 12 Výkony letounu s kombinací pohonných jednotek

Křivky se opět protínají v místě maximální rychlosti letounu v_{max}. V následujícím grafu je zobrazena křivka stoupavosti, získána dle vztahu (9.2.1).



Graf 13 Stoupavost letounu s kombinací pohonných jednotek

Z grafu je zřejmé, že letoun nejlépe stoupá při rychlosti **72 m/s** (140 KIAS). Hodnota stoupavosti při této rychlosti je $v_y = \mathbf{15,461\ m/s}$.

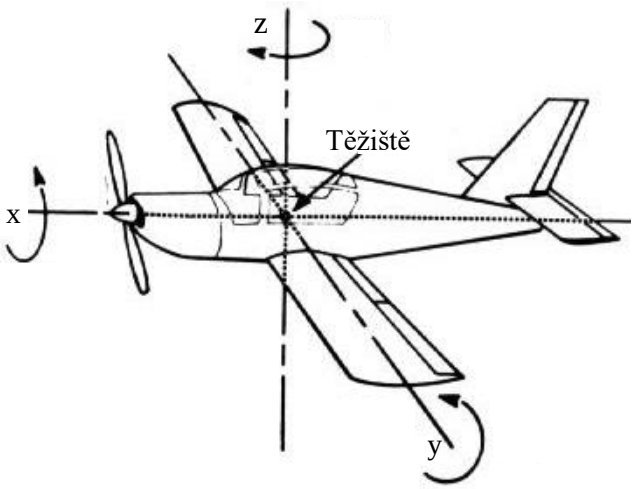
10. Řiditelnost letounu při asymetrickém tahu

V této kapitole se zkoumá řiditelnost letounu s kombinací původní a experimentální pohonné jednotky. Ověřuje se, zda je směrové řízení dostatečné pro řízení letounu v podobné konfiguraci. Následně se spočítá, jak velký bude náklon letounu pro vyrovnání nesymetrie tahu. Aby bylo možné řiditelnost letounu Beechcraft King Air 350 spočítat, je třeba znát následující parametry:

Tabulka 13 Parametry pro výpočet řiditelnosti

	Značka	Hodnota	Jednotka
Rozpětí křídla letounu	b	17,65	m
Plocha křídla letounu	S	28,8	m^2
Účinná plocha svislé ocasní plochy (SOP)	S_{sop}	6,14	m^2
Výška svislé ocasní plochy	l_a	2,15	m
Plocha svislé ocasní plochy	S_a	3,95	m^2
Maximální výchylka směrového kormidla	$\delta_{r\,max}$	15	°
Rameno umístění motoru od středu letounu	Y_e	2,61	m
Rameno aerodyn. středu SOP vůči těžišti	l_{sop}	7,3	m
Hustota vzduchu v 0 m MSA	ρ	1,225	$kg \cdot m^3$
Hmotnost letounu	$W = m \cdot g$	$6804 \cdot 9{,}81$	kg

Na následujícím obrázku jsou zobrazeny osy letounu:



Obrázek 10 Osy letounu (Upraveno z: [17])

10.1. Výchylka směrového kormidla

Nejprve se bude řešit řiditelnost v ose Z, tedy ovládání letounu pomocí směrového kormidla. Kormidlo je součástí svislé ocasní plochy. Je pohyblivé a stejně jako klasické křídlo vyvozuje vztlak (tedy moment kolem osy Z), který napomáhá k otočení letounu.

Pokud dochází k asymetrickému tahu, využívá se toto kormidlo a moment který vyvozuje ke kompenzaci asymetrie. Tento moment je závislý na výchylce směrového kormidla δ_r. Tato výchylka δ_r musí být menší než výchylka $\delta_{r\,max}$, která je uvedená v tabulce 13. Výchylka, která je nutná pro kompenzaci asymetrického tahu je dána vztahem:

$$\delta_r = \frac{T \cdot Y_e}{q \cdot S \cdot b \cdot V_v \cdot a_v \cdot \eta_t \cdot \tau} \tag{10.1.1}$$

kde T je tah pohonné jednotky, a_v je sklon vztlakové křivky směrového kormidla, V_v je mohutnost svislé ocasní plochy, $\tau = 0{,}688$ a je to směrnice křivky změny vztlakového koeficientu na výchylku směrového kormidla a q je dynamický tlak.

Dynamický tlak q je definován tímto vztahem:

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \tag{10.1.2}$$

Sklon vztlakové křivky a_v je definován vztahem:

$$a_v = \frac{\lambda}{\lambda + 2(1+t)} \cdot C_{y\alpha} \tag{10.1.3}$$

kde koeficient $C_{y\alpha} = 6{,}5481\ rad^{-1}$ a jde o směrnici křivky závislosti součinitele vztlaku na úhlu profilu náběhu NACA 0012, hodnota $t = 0{,}1$ a byla získána odečtením ze závislosti opravného součinitele pro nezkroucené křídlo na zúžení křídla. Hodnota λ je štíhlost svislé ocasní plochy a je definována rovnicí:

$$\lambda = \frac{l_a^2}{S_a} \tag{10.1.4}$$

Dosazením hodnot z tabulky 13 do rovnice (10.1.4) se získá hodnota štíhlosti svislé ocasní plochy:

$$\lambda = \frac{l_a^2}{S_a} = \frac{2{,}15^2}{3{,}95} = \mathbf{1{,}170253}$$

Dosazením do rovnice (10.1.3) se získá hodnota sklonu vztlakové křivky:

$$a_v = \frac{\lambda}{\lambda + 2(1+t)} \cdot C_{y\alpha} = \frac{1{,}170253}{1{,}170253 + 2 \cdot (1+0{,}1)} \cdot 6{,}5481 = \mathbf{2{,}273697}$$

Mohutnost svislé ocasní plochy V_v je definována vzorcem:

$$V_v = \frac{S_{sop} \cdot l_{sop}}{S \cdot b} \tag{10.1.5}$$

Po dosazení hodnot z tabulky 13 vyjde:

$$V_v = \frac{S_{sop} \cdot l_{sop}}{S \cdot b} = \frac{6{,}14 \cdot 7{,}3}{28{,}8 \cdot 17{,}65} = \mathbf{0{,}08817674}$$

V následujícím kroku bude naznačen průběh výpočtů pro rychlost $v = 85\ KIAS$ pro výpočet je nutné, aby byly hodnoty v základních jednotkách, z toho důvodu se pro výpočet použije přepočítaná rychlost $v = 43{,}7\ m/s$. V prvním kroku se dosadí do vzorce (10.1.2) a získá se hodnota dynamického tlaku:

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 = \frac{1}{2} \cdot 1{,}225 \cdot 43{,}7^2 = \mathbf{1171{,}2}$$

V dalším kroku se již dosadí do rovnice (10.1.1). Hodnoty nutné pro výpočet jsou v tabulce 13. Za η_t poměr dynamických tlaků v místě kormidla a před letounem se dosadí hodnota $\boldsymbol{\eta_t = 1}$. Za T se dosadí tah pro rychlost 43,7 m/s pro kombinaci dvou pohonných jednotek. Tato hodnota byla spočítána v kapitole 8. Konkrétní hodnota, která bude v tomto případě použita je $\boldsymbol{T = 11914{,}07\ N}$.

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

$$\delta_r = \frac{11914{,}07 \cdot 2{,}61}{1171{,}2 \cdot 28{,}8 \cdot 17{,}65 \cdot 0{,}08817674 \cdot 2{,}273697 \cdot 1 \cdot 0{,}688}$$

$$\delta_r = \mathbf{0{,}379\ rad}$$

Tímto způsobem se postupovalo i ve výpočtu výchylek směrového kormidla pro další rychlosti.

V tabulce jsou vypsané hodnoty vypočítaných parametrů a výchylek směrového kormidla pro dané rychlosti:

Tabulka 14 Výchylka směrového kormidla

KIAS	$v\ [m/s]$	q	$T\ [N]$	$\delta_r\ [rad]$	$\delta_r\ [°]$
85	43,7	1171,2	11914,07	**0,379**	**21,697**
90	46,3	1313,0	11650,16	**0,330**	**18,924**
95	48,9	1463,0	11391,83	**0,290**	**16,608**
99,1	**50,97**	**1591,9**	**11181,18**	**0,2618**	**15,000**
100	51,4	1621,0	11136,71	0,256	14,653
105	54,0	1787,2	10890,21	0,227	12,996
110	56,6	1961,4	10649,57	0,202	11,580
115	59,2	2143,8	10414,85	0,181	10,362
120	61,7	2334,2	10184,46	0,162	9,306
125	64,3	2532,8	9961,75	0,146	8,388
130	66,9	2739,5	9744,88	0,132	7,587
135	69,4	2954,3	9532,68	0,120	6,882
140	72,0	3177,2	9327,44	0,109	6,261
145	74,6	3408,2	9127,80	0,100	5,712
150	77,2	3647,2	8933,66	0,091	5,224
155	79,7	3894,5	8744,19	0,084	4,789
160	82,3	4149,8	8560,77	0,077	4,400
165	84,9	4413,2	8382,46	0,071	4,051
170	87,5	4684,7	8209,14	0,065	3,737
175	90,0	4964,3	8040,02	0,060	3,454
180	92,6	5252,0	7876,51	0,056	3,199
185	95,2	5547,9	7717,38	0,052	2,967
190	97,7	5851,8	7562,36	0,048	2,756
195	100,3	6163,9	7412,01	0,045	2,565
200	102,9	6484,0	7265,85	0,042	2,390
205	105,5	6812,3	7123,73	0,039	2,230
210	108,0	7148,6	6985,34	0,036	2,084
215	110,6	7493,1	6851,01	0,034	1,950
220	113,2	7845,6	6720,38	0,032	1,827

225	115,7	8206,3	6593,18	0,030	1,714
230	118,3	8575,1	6469,66	0,028	1,609
235	120,9	8952,0	6349,54	0,026	1,513
240	123,5	9337,0	6232,72	0,025	1,424
245	126,0	9730,1	6119,00	0,023	1,341
250	128,6	10131,2	6008,53	0,022	1,265
255	131,2	10540,6	5901,11	0,021	1,194
260	133,8	10958,0	5796,65	0,020	1,128
265	136,3	11383,5	5695,02	0,019	1,067
270	138,9	11817,1	5596,29	0,018	1,010

Hodnoty v červeném poli označují hodnoty, které přesahují maximální výchylku směrového kormidla, která je 15°. Žlutě zabarvená je rychlost, při které dochází k výchylce směrového kormidla přesně 15°, tedy jde o nejmenší přípustnou rychlost letu.

10.2. Naklonění letounu

Při vybočení směrového kormidla začne na letoun působit boční síla Y_v. Aby byl letoun při nesymetrickém tahu v rovnováze, je třeba aby byl v okolí příčné osy nulový součet sil. Reálně to znamená, že pilot za pomoci křidélek nakloní letoun okolo osy X. Předpokladem je, že jde o malé úhly, z toho důvodu lze říci, že $\cos\varphi = \varphi$. Následně tedy pro úhel náklonu platí:

$$\varphi = \frac{q \cdot S_{sop} \cdot \tau \cdot a_v \cdot \delta_r \cdot \eta_t}{W} \tag{10.2.1}$$

V následujícím kroku bude opět naznačen výpočet rovnice (10.2.1) pro $v = 43{,}7\ m/s$ s asymetrickým tahem způsobeným kombinací původní a experimentální pohonné jednotky:

$$\varphi = \frac{q \cdot S_{sop} \cdot \tau \cdot a_v \cdot \delta_r \cdot \eta_t}{W}$$

$$\varphi = \frac{1171{,}2 \cdot 6{,}14 \cdot 0{,}688 \cdot 2{,}273697 \cdot 0{,}379 \cdot 1}{6804 \cdot 9{,}81}$$

$$\varphi = \mathbf{0{,}0638\ rad}$$

V následující tabulce jsou uvedeny náklony letounu s asymetrickým tahem pro různé rychlosti:

Tabulka 15 Naklonění letounu

KIAS	$v\ [m/s]$	q	$\delta_r\ [rad]$	$\varphi\ [rad]$	$\varphi\ [°]$
85	43,7	1171,2	0,379	**0,0638**	**3,657**
90	46,3	1313,0	0,330	**0,0624**	**3,576**
95	48,9	1463,0	0,290	**0,0610**	**3,496**
99,1	**50,97**	**1591,9**	**0,2618**	**0,0599**	**3,429**
100	51,4	1621,0	0,256	0,0597	3,418
105	54,0	1787,2	0,227	0,0583	3,342
110	56,6	1961,4	0,202	0,0570	3,268
115	59,2	2143,8	0,181	0,0558	3,196
120	61,7	2334,2	0,162	0,0546	3,126
125	64,3	2532,8	0,146	0,0534	3,057
130	66,9	2739,5	0,132	0,0522	2,991
135	69,4	2954,3	0,120	0,0511	2,926
140	72,0	3177,2	0,109	0,0500	2,863
145	74,6	3408,2	0,100	0,0489	2,801
150	77,2	3647,2	0,091	0,0479	2,742
155	79,7	3894,5	0,084	0,0468	2,684
160	82,3	4149,8	0,077	0,0459	2,627
165	84,9	4413,2	0,071	0,0449	2,573
170	87,5	4684,7	0,065	0,0440	2,519
175	90,0	4964,3	0,060	0,0431	2,468
180	92,6	5252,0	0,056	0,0422	2,417
185	95,2	5547,9	0,052	0,0413	2,369
190	97,7	5851,8	0,048	0,0405	2,321
195	100,3	6163,9	0,045	0,0397	2,275
200	102,9	6484,0	0,042	0,0389	2,230
205	105,5	6812,3	0,039	0,0382	2,186
210	108,0	7148,6	0,036	0,0374	2,144
215	110,6	7493,1	0,034	0,0367	2,103
220	113,2	7845,6	0,032	0,0360	2,063
225	115,7	8206,3	0,030	0,0353	2,023

230	118,3	8575,1	0,028	0,0347	1,986
235	120,9	8952,0	0,026	0,0340	1,949
240	123,5	9337,0	0,025	0,0334	1,913
245	126,0	9730,1	0,023	0,0328	1,878
250	128,6	10131,2	0,022	0,0322	1,844
255	131,2	10540,6	0,021	0,0316	1,811
260	133,8	10958,0	0,020	0,0311	1,779
265	136,3	11383,5	0,019	0,0305	1,748
270	138,9	11817,1	0,018	0,0300	1,718

Hodnoty označené červeně odpovídají rychlostem, ve kterých vychýlení směrového kormidla přesáhne maximální výchylku. Z toho důvodu nemohou být tyto výsledné hodnoty přesné.

Hodnota ve žlutém poli označuje rychlost, ve které je vychýlení směrového kormidla přesně 15°.

Hodnoty tahu nejsou úplně přesné, neboť se u původní pohonné jednotky nevycházelo z naměřených dat, ale počítalo se dle teorie ideálního propulzoru. V rámci teorie ideálního propulzoru může výsledný tah vycházet až o 15% vyšší než u reálné pohonné jednotky. U experimentální pohonné jednotky se vycházelo z matematického modelu, který odpovídá výkonové třídě motoru GE Catalyst, ale opět to nejsou přesné hodnoty pro daný motor. Z tohoto důvodu i tato část výpočtů může být nepřesná.

Reálné hodnoty mohou způsobit zvýšení počtu rychlostí, pro které by letoun v daném režimu letu přesáhl maximální výchylku směrového kormidla. Zároveň by se zvětšily úhly náklonu letounu φ (tento úhel by neměl přesáhnout hodnotu 5°). Příliš vysoké náklony a vybočení jsou pro let nevyhovující.

Se zvyšujícím se úhlem vybočení by narůstal odpor letounu a snižovala by se jeho stoupavost. Při asymetrickém tahu by měla být snaha udržet co nejvyšší hodnotu stoupavosti, což vyžaduje, aby letoun neletěl s vysokým úhlem vybočení.

Pokud by letoun nedodržel omezení a dostal se na rychlost, kde dojde k maximálnímu vybočení směrového kormidla, hrozí pád do vývrtky nebo spirály.

ZÁVĚR

Cílem této bakalářské práce bylo vypočítat letové výkony letounu s nesymetrickými pohonnými jednotkami a určit provozní omezení letounu způsobené rozdílným tahem pohonných jednotek. Létající laboratoří pro letovou zkoušku je letoun Beechcraft King Air 350. Jedná se o letoun se dvěma turbovrtulovými motory, kde je jedna pohonná jednotka nahrazena výkonnější experimentální pohonnou jednotkou.

V rámci práce byl proveden výpočet nejprve referenční pohonné jednotky. Jednalo se o motor Walter M601 E s vrtulí Avia V510, pro které byly známé všechny parametry, díky čemuž bylo možné získat poměr skutečné účinnosti a účinnosti ideálního propulzoru.

V závislosti na získaném poměru bylo možné spočítat účinnost původní pohonné jednotky, motoru Pratt and Whitney PT-6A-60A. Od toho se odvíjel dopočet tahových a výkonových hodnot původního motoru v závislosti na rychlosti letu.

Tah experimentální pohonné jednotky se určoval z matematického modelu odpovídající výkonové třídě motoru GE Catalyst.

Byl získán zjednodušený model poláry letounu, která byla nutná pro dopočet maximálního potřebného a využitelného tahu. Následně se spočítaly rychlosti letounu s jednou původní a druhou experimentální pohonnou jednotkou. Maximální rychlost pro let s kombinací dvou různě výkonných pohonných jednotek je $v_{max} = 138{,}81\, m \cdot s^{-1}$. Potřebný a využitelný tah posloužil také k výpočtu potřebného a využitelného výkonu letounu.

V posledním bodu bylo určeno provozní omezení letounu. Výpočet se zde zaměřoval na maximální výchylku směrového kormidla, ke které dochází při rychlosti 99,1 KIAS (50,97 m/s), a náklon letadla při kompenzaci rozdílného tahu pohonných jednotek.

Výkonnější motor na letounu zapříčiní zvýšení maximální rychlosti. Asymetrie tahu, a snaha o její eliminaci působí nepříznivě na konstrukci letadla. V určitých rychlostech byla zjištěna nedostatečnost směrového kormidla. Rozsah rychlostí, pro které směrové kormidlo přesahuje maximální výchylku bude pravděpodobně se skutečnými motory větší. Letová zkouška by měla probíhat na vyšších rychlostech. V případě, že by se testoval nový motor i na nízkých rychlostech, bude třeba snížit jeho výkon.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

[1] King Air 350i. *Beechcraft Textron Aviation* [online]. 2018 [cit. 2018-07-20]. Dostupné z: https://beechcraft.txtav.com/en/king-air-350i

[2] *Specification and description King Air 350i: Beechcraft Textron Aviation* [online]. October 2015. 2015 [cit. 2018-07-20]. Dostupné z: http://www.africair.com/wp-content/uploads/2016/03/SD-KA350i-Unit-1031-to-TBD-2015-Oct.pdf

[3] PT6A: More than an Engine. *Pratt and Whitney* [online]. Pratt and Whitney Canada, 2018 [cit. 2018-07-22]. Dostupné z: https://www.pwc.ca/en/products-and-services/products/general-aviation-engines/pt6a

[4] Introducing GE's Catalyst™ Advanced turboprop engine. *GE Aviation* [online]. 2017 [cit. 2018-07-22]. Dostupné z: https://www.geaviation.com/bga/engines/ge-catalyst

[5] NORRIS, Guy. GE Takes On PT6 Engine With Advanced Turboprop. *Aviation Week* [online]. 2015 [cit. 2018-07-22]. Dostupné z: http://aviationweek.com/business-aviation/ge-takes-pt6-engine-advanced-turboprop

[6] BENDA,CSC., Doc. RNDr. Josef a Doc. RNDr. Růžena ČERNÁ, CSC. *Numerická matematika*. Praha, 2008. Doplňkové skriptum. České vysoké učení technické v Praze.

[7] LNĚNIČKA, Jaroslav. Polára letounu. *E-magazín Akademie letectví* [online]. 2009, 20.2.2009, **2009**(4) [cit. 2018-07-25]. Dostupné z: http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/04/polara.php

[8] ANDERSON, JR., John D. *Introduction to Flight*. Fourth Edition. United states of America: McGraw-Hill international editions, 2000. ISBN 0-07-109282-X.

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

[10] TRNKA, Bc. Adam. *Zástavba turbovrtulového motoru do letové zkušebny*. Praha, 2017. Diplomová práce. ČVUT v Praze, Fakulta strojní. Vedoucí práce Ing. Jan Klesa, Ph.D.

[11] *Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu CS-23: Konsolidované znění*. Úřad pro civilní letectví: Evropská agentura pro bezpečnost letectví (EASA), 2012, 452 s. Dostupné také z: file:///C:/Users/hladi/Downloads/CS-23_konsolidovane_Amdt_3_CZ.pdf

[12] Textron through the decades. *Textron* [online]. Textron, 2018 [cit. 2018-08-01]. Dostupné z: https://www.textron.com/About/Company/History

[13] LAMBERT, Bruce. Olive A. Beech, 89, Retired Head of Beech Aircraft. *The New York Times* [online]. 1993, **1993** [cit. 2018-08-01]. Dostupné z: https://www.nytimes.com/1993/07/07/obituaries/olive-a-beech-89-retired-head-of-beech-aircraft.html

[14] HESS, Susan. *Olive Ann and Walter H. Beech: Partners in Aviation*[online]. Wichita State University Libraries: Special Collections and University Archives [cit. 2018-08-01]. Dostupné z: http://specialcollections.wichita.edu/exhibits/beech/exhibita.html

[15] LNĚNIČKA, Jaroslav. Jak to je asi s indukovaným odporem. *Akademie letectví* [online]. 2014, 11.12.2014 [cit. 2018-08-01]. Dostupné z: https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2014/12/jak-to-je-asi-s-indukovanym-odporem/

[16] LNĚNIČKA, Jaroslav. Nevítaný škodlivý odpor letadel. *Akademie letectví* [online]. 2011, 11.7.2011 [cit. 2018-08-01]. Dostupné z: https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2011/07/nevitany-skodlivy-odpor-letadel/

[17] *Stability and Controllability* [online]. [cit. 2018-08-01]. Dostupné z: http://avstop.com/ac/flighttrainghandbook/stability.html

[18] *Forces-acting* [online]. Pilot Patric, 2016 [cit. 2018-08-02]. Dostupné z: https://pilotpatrick.com/vmc_article_fig_3_-_forces_and_moments_during_wings-level_equilibrium/

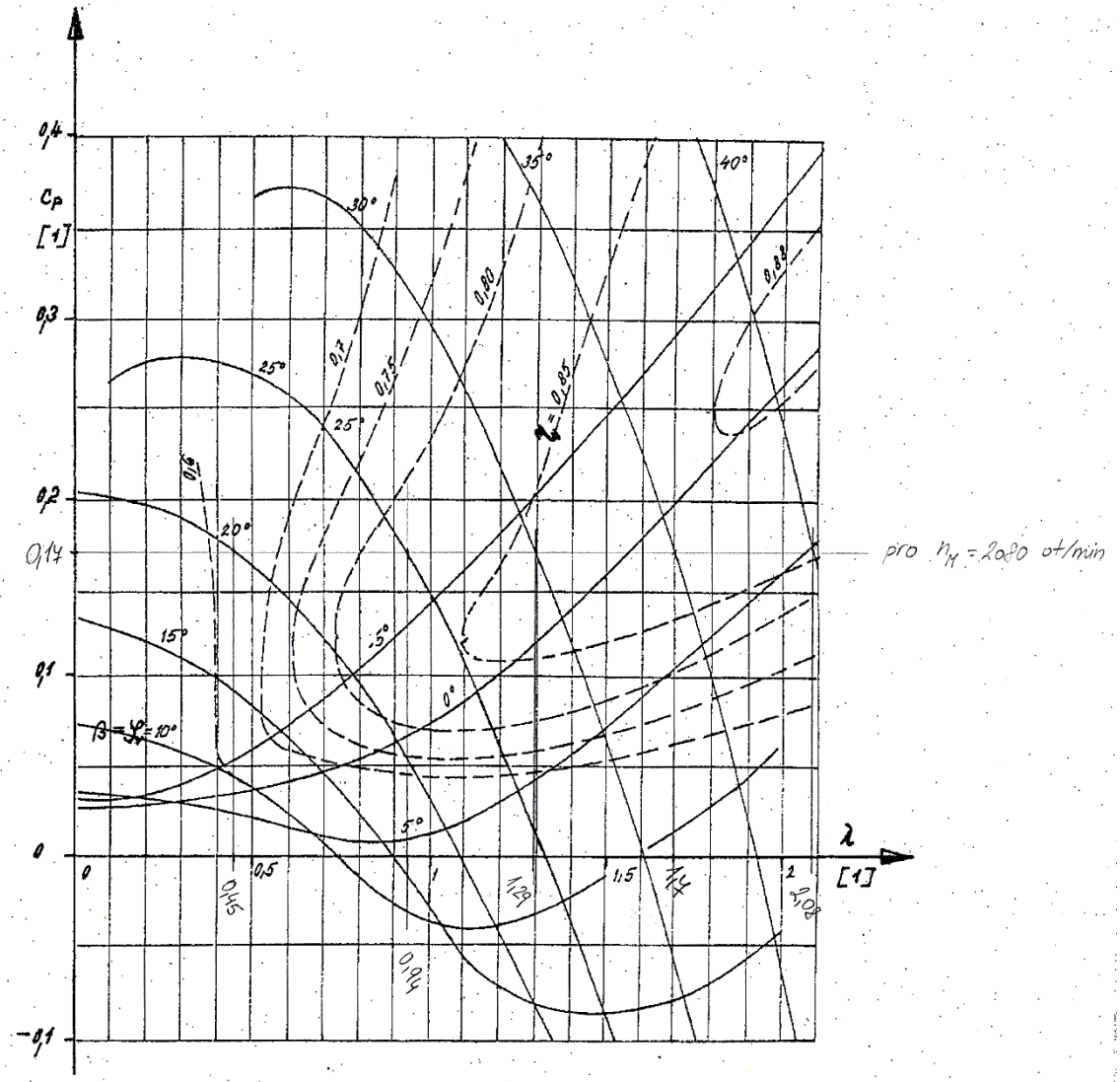
[19] *Minimum control speed* [online]. 2016 [cit. 2018-08-02]. Dostupné z: https://ipfs.io/ipfs/QmXoypizjW3WknFiJnKLwHCnL72vedxjQkDDP1mXWo6uco/wiki/Minimum_Control_Speeds.html

[20] MCCORMICK, Barnes Warnock. Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics. 2nd ed. New York: Wiley,1995. ISBN 978-0-471-57506-1.

[21] SMOLAŘ, Ing. Dr. V. 1. Aerodynamika. SEKANINA, Prof. Ing. František. *Letecká příručka 1*. Praha: Organizační společnost československá, s. 7-27.

[22] *Type- certificate data sheet: Beech Models:- B200, B200C, B200GT, B200CGT, B300 and B300C (King Air)*. In: . EASA, 02 March 2018. Dostupné také z: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20IM%20A%20277_Issue12.pdf

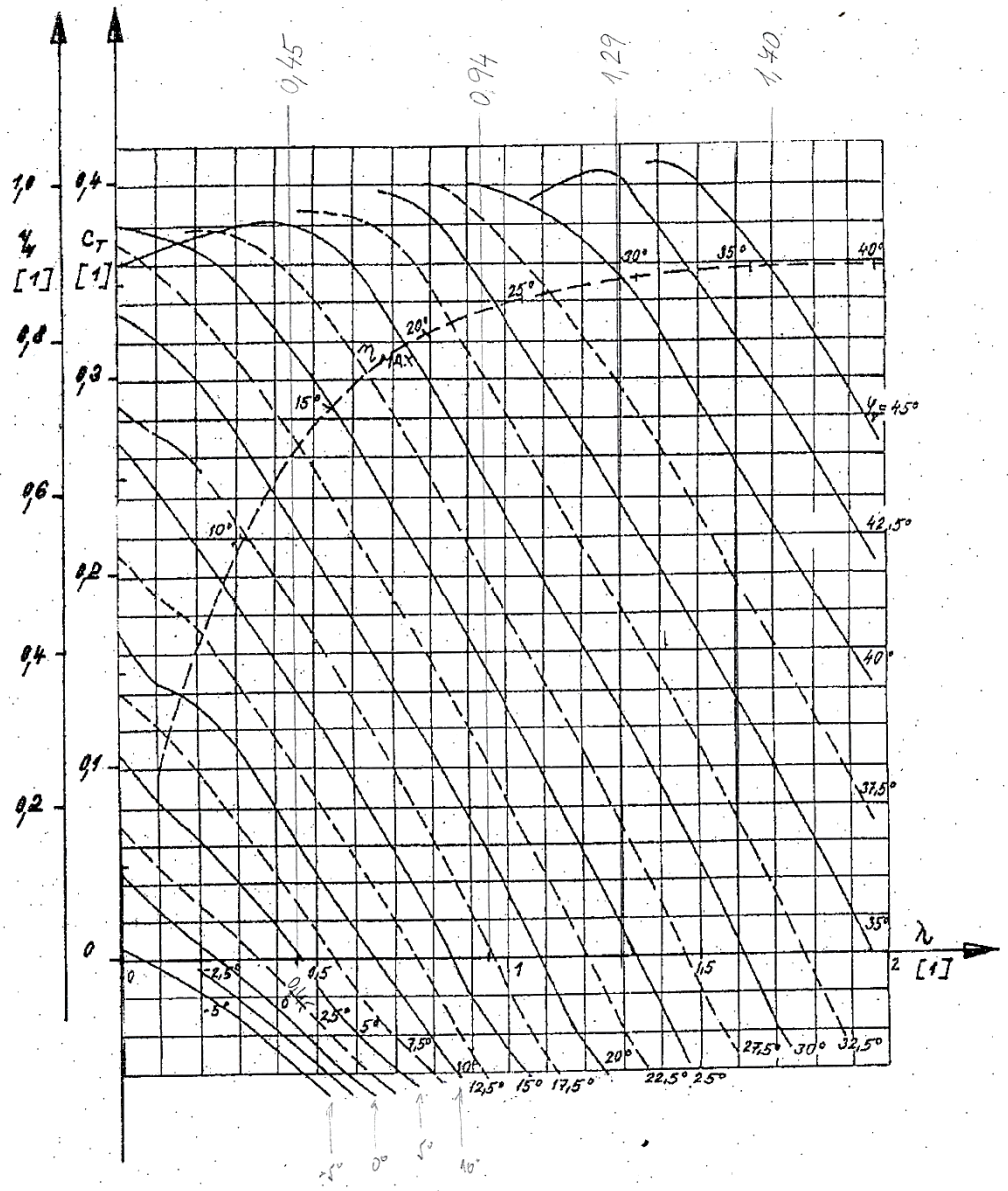
PŘÍLOHA P1: CHARAKTERISTIKY VRTULE AVIA V510 $c_p(\lambda, \varphi)$



Obr. 18.4 Aerodynamické charakteristiky vrtule V 510
$c_p, \eta_v = c_p, \eta_v / \lambda, \varphi_v$ = konst. - var./

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

PŘÍLOHA P2: CHARAKTERISTIKY VRTULE AVIA V510 $c_t(\lambda, \varphi)$



Obr. 18.3 Aerodynamické charakteristiky vrtule V 510
c_T, $\eta_v = c_T, \eta_v / \lambda, \varphi_v$ = konst. - var./

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

PŘÍLOHA P3: NEWTONOVA ITERAČNÍ METODA (MATLAB)

```
close all
clear all
clc


P = 560000;        %[W]
rho = 1.225;       %[kg/m^3]
A = 3.988566;      %[m^2]

v = 10;            %[m/s]

X(1) = 0;

for i = 1:11;

f = (0.25*A*rho)*X(i).^3 + (A*rho*v)*X(i).^2+(A*rho*(v.^2))*X(i) - P;
df = (0.75*A*rho)*X(i).^2 + (2*A*rho*v)*X(i)+(A*rho*(v.^2));
X(i+1) = X(i)-f/df;
end

dV = X(i)
```