



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

**Výpočet letových výkonů dvoumotorového letounu při
zvýšení výkonu motoru**

**Computation of Aircraft Performance with Higher Engine
Power**

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2018

Ľuboš JIROUŠEK

Studijní program: B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

Studijní obor: 2301R000 Studijní program je bezoborový

Vedoucí práce: Ing. Jan Klesa Ph.D

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Jiroušek** Jméno: **Luboš** Osobní číslo: **437082**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Výpočet letových výkonů dvoumotorového letounu při zvýšení výkonu motoru

Název bakalářské práce anglicky:

Computation of Aircraft Performance with Higher Engine Power

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) Vypočítejte letové výkony letounu s původními pohonnými jednotkami
- 6) Vypočítejte letové výkony letounu s novými pohonnými jednotkami
- 7) Porovnejte výkony pro různé pohonné jednotky

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.
podpis vedoucí(ho) práce



Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry



prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen 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.

26. 4. 2018

Datum převzetí zadání



Podpis studenta

PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že som túto bakalársku prácu vypracoval samostatne pod vedením Ing. Jana Klesu, Ph.D. Literatúra a informačné zdroje, z ktorých som pri spracovaní čerpal, sú uvedené v zozname použitej literatúry. Práca nebola použitá k získaniu iného alebo rovnakého titulu.

V prahe dňa:.....

.....

Podpis

POĎAKOVANIE

Ďakujem vedúcemu svojej bakalárskej práce Ing. Janovi Klesovi, PhD. za odborné vedenie práce, cenné rady, dôležité pripomienky a ochotu a čas, ktoré mi pri písaní tejto práce venoval. Taktiež ďakujem rodine a priateľom za podporu a motiváciu.

ANOTAČNÝ LIST

Meno autora: Ľuboš JIROUŠEK
Názov BP: Výpočet letových výkonů dvoumotorového letounu při zvýšení výkonu motoru
Anglický názov: Computation of Aircraft Performance with Higher Engine Power
Rok: 2018
Štúdijský program: B2342 Teoretický základ strojního inženýrství
Obor štúdia: 2301R000 Studijní program je bezoborový
Ústav: Ústav letadlové techniky
Vedúci BP: Ing. Jan KLESA Ph.D.
Bibliografické údaje: počet strán: 33
počet obrázkov: 8
počet tabuliek: 10

Anotácia:

Témou tejto bakalárskej práce je výpočet letových výkonov dvojmotorového lietadla so zvýšeným výkonom motorov. Lietadlo bude slúžiť ako letecká skúšobňa pre potreby Fakulty Strojnej ČVUT a firmy GE Aviation Czech. Lietadlo je Beechcraft King Air 350, kde obidve pôvodné pohonné jednotky PT6A-60A sú nahradené výkonnejšími testovanými pohonnými jednotkami GE Catalyst. Pre porovnanie sú taktiež vypočítané výkony aj s pôvodnými pohonnými jednotkami.

Kľúčové slová: Letové výkony, letecká skúšobňa, ťah motora, testovaná pohonná jednotka, ideálny propulzor

Abstract:

Theme of this bachelor thesis is calculation of twin engine aircraft performance with higher engines power. Aircraft will be used as flight test bed for needs of Faculty of Mechanical Engineering CVUT and GE Aviation Czech. Aircraft is Beechcraft King Air 350, where both original power units PT6A-60A are replaced with more powerful test power units GE Catalyst. For comparison, performance of aircraft with original power units is also calculated.

Keywords: Aircraft performance, flight test bed, engine thrust, test power unit, ideal propulsion

Obsah

Zoznam obrázkov	1
Zoznam tabuliek	1
Zoznam grafov	2
Zoznam použitých symbolov	3
1. Úvod	4
1.1. Priebeh výpočtov	4
1.2. Popis lietadla Beechcraft King Air 350	5
2. Výpočet ťahu referenčnej pohonnej jednotky	6
3. Ideálny propulzor	9
3.1. Výpočet Δv pomocou Newtonovej iteračnej metódy	11
4. Ťahová krivka motor + vrtuľa	14
4.1. Popis pôvodného motora Pratt & Whitney Canada PT6A-60A a vrtule Hartzell	14
4.2. Výpočet ťahu motora PT6A-60A	15
4.3. Popis testovaného motora GE Catalyst	16
4.4. Výpočet ťahu motora GE Catalyst	17
5. Polára lietadla	19
5.1. Určenie súčiniteľa parazitického odporu c_{D0}	21
5.2. Využitelný a potrebný ťah s pôvodnými pohonnými jednotkami	22
5.3. Využitelný a potrebný ťah s testovanými pohonnými jednotkami	24
6. Letové výkony lietadla	25
6.1. Letové výkony lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami	25
6.2. Letové výkony lietadla s testovanými pohonnými jednotkami	26
7. Porovnanie výkonov pre rôzne pohonné jednotky	28
Záver	31

Zoznam obrázkov

Obrázok 1: Beechcraft King Air 350 [3].....	5
Obrázok 2: Graf $c_p(\lambda, \varphi)$ [5]	7
Obrázok 3: Graf $c_T(\lambda, \varphi)$ [5].....	7
Obrázok 4: Model prechodu vzduchu vrtuľou [6].....	9
Obrázok 5: PT6A [9]	14
Obrázok 6: GE Catalyst [12]	16
Obrázok 7: Sily pôsobiace na lietadlo počas horizontálneho ustáleného letu [13].....	19
Obrázok 8: Zložky odporu lietadla [14].....	20

Zoznam tabuliek

Tabuľka 1: Parametre Beechcraft King Air 350 [4]	5
Tabuľka 2: Parametre vrtule Avia V 510 [5]	6
Tabuľka 3: Odčítané a vypočítané hodnoty pre referenčnú jednotku	8
Tabuľka 4: Δv , v_2 a účinnosť ideálneho propulzora V 510	12
Tabuľka 5: Účinnosť ideálneho propulzora	13
Tabuľka 6: Parametre vrtule Hartzell [4]	14
Tabuľka 7: Vypočítané ťahy pôvodnej a testovanej pohonnej jednotky	18
Tabuľka 8: Hodnoty potrebné pre výpočet poláry lietadla	22
Tabuľka 9: Porovnanie využiteľných výkonov lietadla pre rôzne pohonné jednotky	29
Tabuľka 10: Porovnanie stúpavosti lietadla pre rôzne pohonné jednotky	30

Zoznam grafov

Graf 1: Účinnosť vrtule V 510	8
Graf 2: Ťah vrtule V 510	9
Graf 3: Porovnanie účinností V 510.....	12
Graf 4: Porovnanie ťahu V 510.....	13
Graf 5: Porovnanie účinností pôvodnej pohonnej jednotky	15
Graf 6: Ťahová krivka pôvodnej pohonnej jednotky PT6A-60A.....	15
Graf 7: Ťahová krivka testovanej pohonnej jednotky GE Catalyst.....	17
Graf 8: Polára lietadla pri ustálenom horizontálnom lete v nulovej nadmorskej výške ($T_p=D$)...22	
Graf 9: Potrebný a využiteľný ťah lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami	23
Graf 10: Potrebný a využiteľný ťah lietadla s testovanými pohonnými jednotkami	24
Graf 11: Potrebný a využiteľný výkon lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami.....	25
Graf 12: Stúpavosť lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami	26
Graf 13: Potrebný a využiteľný výkon lietadla s testovanými pohonnými jednotkami	26
Graf 14: Porovnanie stúpavosti lietadla s rôznymi pohonnými jednotkami	27
Graf 15: Využiteľný ťah pohonných jednotiek - porovnanie.....	28
Graf 16: Využiteľný výkon pohonných jednotiek - porovnanie	28

Zoznam použitých symbolov

P	Absorbovaný výkon na hriadeli vrtule
n	Otáčky vrtule
D	Priemer vrtule
D_0	Vnútorný priemer kužela vrtule
ρ	Hustota vzduchu
c_p	Súčiniteľ výkonu vrtule
c_T	Súčiniteľ ťahu vrtule
λ	Rýchlostný pomer vrtule
φ	Uhol nastavenia vrtule
$V (v_0)$	Skutočná rýchlosť lietadla
T_{vrt}	Ťah vrtule
η	Účinnosť vrtule
η_{IP}	Účinnosť ideálneho propulzora
\dot{m}	Hmotnostný tok
A	Plocha prierezu prúdovej trubice
p	Statický tlak
k_η	Pomer účinnosti vrtule a účinnosti ideálneho propulzora
ρ_0	Hustota vzduchu v nulovej nadmorskej výške
S	Referenčná plocha krídla
D	Celkový odpor lietadla
T	Ťah lietadla
c_D	Súčiniteľ celkového odporu lietadla
L	Vztlak lietadla
W	Tiaž lietadla
m	Hmotnosť lietadla
g	Gravitačné zrýchlenie
c_L	Súčiniteľ vztlaku lietadla
c_{D0}	Súčiniteľ nežiadúceho odporu lietadla
c_{Di}	Súčiniteľ indukovaného odporu lietadla
e	Oswaldov efektívnostný faktor
AR	Štíhlosť krídla
b	Rozpätie krídla
T_p	Potrebný ťah lietadla
T_v	Využitelný ťah lietadla
P_p	Potrebný výkon lietadla
P_v	Využitelný výkon lietadla
v_y	Stúpavosť lietadla

1. Úvod

Cieľom tejto bakalárskej práce bude výpočet výkonu lietadla s testovanými pohonnými jednotkami, ktoré majú vyšší výkon, ako pôvodné pohonné jednotky.

Lietadlo, do ktorého sa bude testovaná pohonná jednotka inštalovať, je Beechcraft King Air 350, ktorý je certifikovaný podľa CS-23 - *Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu*.

Letové skúšky prispievajú k rozvoju a zdokonaleniu nových typov leteckých pohonných jednotiek. Vykonávajú sa k otestovaniu a získaniu údajov prevádzky nových typov pohonných jednotiek. Tieto údaje potom slúžia ako dokumentácia k správne mu chodu motora a bezpečnosti počas letu a taktiež pomôžu k odhaleniu chýb a prípadnému vylepšeniu pohonnej jednotky.

Táto téma vznikla na základe spolupráce GE Aviation s Fakultou Strojnou ČVUT, pre testovanie turbovrtuľového motora GE Catalyst v rámci lietajúcej skúšobne (FTB – Flying Test Bed).

1.1. Priebeh výpočtov

Výpočty prebiehajú tak, že sa najprv vypočíta ťah referenčnej pohonnej jednotky, čo v našom prípade bude motor M601 s vrtuľou V 510. To sa dosiahne pomocou príslušných aerodynamických charakteristík vrtule V 510. Potom sa vypočíta ťah ideálneho propulzora pre referenčnú jednotku a ťahy sa porovnajú. Z tohto porovnania je potom možné spočítať ťah pôvodnej pohonnej jednotky, ktorá je turbovrtuľový motor PT6A-60A od firmy Pratt and Whitney a následne aj testovanej jednotky, čo je turbovrtuľový motor GE Catalyst od firmy GE Aviation. Ďalší postup je vytvorenie zjednodušeného modelu poláry lietadla, kde budú použité základné aerodynamické vzťahy. Následne sa vypočítajú letové výkony lietadla s pôvodnými a s testovanými pohonnými jednotkami. Všetky výpočty budú vyjadrené graficky v závislosti na rýchlosti lietadla. V závere sú porovnané výkony pre rôzne pohonné jednotky.

Výpočty su počítané v nadmorskej výške 0 metrov nad morom, teda na úrovni mora (sea level), teda uvádzané rýchlosti lietadla sú približne aké by ukazoval indikátor rýchlosti v kabíne lietadla. Hustota vzduchu je braná z Medzinárodnej štandardnej atmosféry, čo je na úrovni mora $1,225 \text{ kg/m}^3$. So zvyšujúcou sa nadmorskou výškou, hustota vzduchu klesá.

1.2. Popis lietadla Beechcraft King Air 350

King Air 350 je dvojmotorové dolnoplošné turbopropové lietadlo, ktorého kapacita je deväť cestujúcich a dvaja piloti, teda patrí do kategórie všeobecného letectva, taktiež aj nazývané v angličtine ako Business and General Aviation. Štandardne sú montované motory Pratt & Whitney Canada PT6A-60A so vzletovým výkonom 1 050 shp (783 kW) a štvorlistými vrtuľami Hartzell. Lietadlo je vyrábané americkou spoločnosťou Beechcraft, ktorá je od roku 2014 dcérskou spoločnosťou firmy Textron Aviation.

Lietadlá rady King Air vznikli už v roku 1972 pre armádu a od roku 1974 pre civilné letectvo. Potom prebiehalo veľa úprav a v roku 1990 bol predstavený model označovaný B300 pod názvom „Super King Air 350“. Vznikol úpravou staršieho modelu 300 predĺžením trupu a pridaním wingletov na koncoch krídel, ktoré znižujú odpor lietadla, tým sa zvýšila maximálna operačná rýchlosť na 263 kias a taktiež maximálna operačná hmotnosť na 15 000 lb. [1, 2]



Obrázok 1: Beechcraft King Air 350 [3]

V nasledujúcej tabuľke sú uvedené základné údaje o lietadle:

Tabuľka 1: Parametre Beechcraft King Air 350 [4]

Rozmery		
Celková dĺžka	46 ft 8 in	14,22 m
Celková výška	14 ft 4 in	4,36 m
Rozpätie krídla	57 ft 11 in	17,65 m
Plocha krídla	310 sq. ft	28,8 m ²
Hmotnosti		
Max. vzletová hmotnosť	15 000 lb	6 804 kg
Základná prevádzková hmotnosť	9 955 lb	4 516 kg
Rýchlosti		
Max. operačná rýchlosť	263 kias	487 km/h (135,3 m/s)
Kritická rýchlosť (klapky dole)	81 kias	150 km/h (41,67 m/s)
Max. operačná nadmorská výška	35 000 ft	10 668 m

2. Výpočet ťahu referenčnej pohonnej jednotky

Ako referenčná jednotka je použitý motor Walter M601 E a vrtuľa Avia V 510. V 510 je päťlistá vrtuľa, regulovaná na konštantné otáčky, teda so zvyšujúcou sa rýchlosťou lietadla sa otáčky vrtule nemenia, ale nadbytočný krútiaci moment od motora zvyšuje uhol nastavenia vrtule φ , čo zlepšuje účinnosť a výkon pohonnej jednotky. Taktiež to zjednoduší výpočet, keďže netreba počítať pre rôzne otáčky vrtule. [5]

Uvedené sú potrebné charakteristiky vrtule pre výpočet.

Tabuľka 2: Parametre vrtule Avia V 510 [5]

Názov	Značenie	Hodnota
Max. absorbovaný výkon na hriadelí	P	560 kW
Max. otáčky	n	2 080 ot/min
Priemer vrtule	D	2,3 m
Hustota vzduchu	ρ	1,225 kg/m ³

Zo zadaných parametrov sa najprv vypočíta súčiniteľ výkonu vrtule c_p , ktorý vďaka konštantným otáčkam je konštantný. Pre súčiniteľ výkonu vrtule c_p je daný vzťah:

$$c_p = \frac{P}{\rho \cdot \left(\frac{n}{60}\right)^3 \cdot D^5} \quad (2.1)$$

Súčiniteľ výkonu je bezrozmerná jednotka, teda všetky hodnoty musia byť v základných jednotkách.

$$c_p = \frac{560\,000}{1,225 \cdot \left(\frac{2\,080}{60}\right)^3 \cdot 2,3^5} = \mathbf{0,17}$$

Po dosadení hodnôt z Tabuľky 2 je c_p rovný 0,17. Pre tento súčiniteľ sa dajú z grafu $c_p(\lambda, \varphi)$, ktorý je aerodynamickou charakteristikou vrtule V 510, odčítať hodnoty rýchlostného pomeru λ pri uhloch nastavenia vrtule φ . Pre rýchlostný pomer λ je daný vzťah:

$$\lambda = \frac{V}{\frac{n}{60} \cdot D} \quad (2.2)$$

kde V je rýchlosť lietadla v m/s a zo vzťahu 2.2 je vyjadrená ako:

$$V = \lambda \cdot \frac{n}{60} \cdot D \quad (2.3)$$

Z rýchlostného pomeru určeného z grafu $c_p(\lambda, \varphi)$ pre dané uhly nastavenia vrtule φ a pre c_p rovný 0,17 vieme vypočítať rýchlosti lietadla pri daných uhloch nastavenia vrtule.

Následne je pre dané rýchlostné pomery λ z grafu $c_T(\lambda, \varphi)$ odčítaný súčiniteľ ťahu vrtule c_T pri zodpovedajúcich uhloch nastavenia φ , pre ktorý platí vzťah:

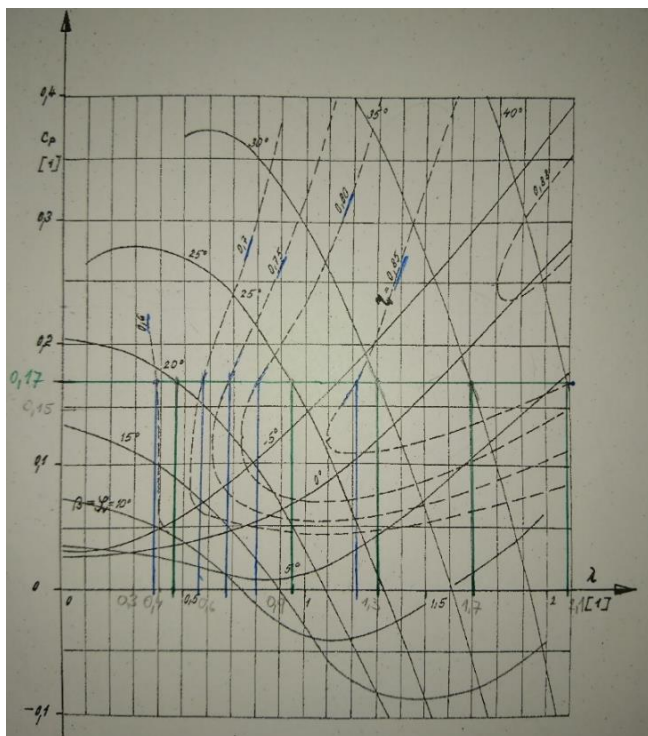
$$c_T = \frac{T_{vrt}}{\rho \cdot \left(\frac{n}{60}\right)^2 \cdot D^4} \quad (2.4)$$

kde T_{vrt} je ťah vrtule. Zo vzťahu 2.4 vieme vyjadriť vzťah pre výpočet ťahu vrtule referenčnej pohonnej jednotky:

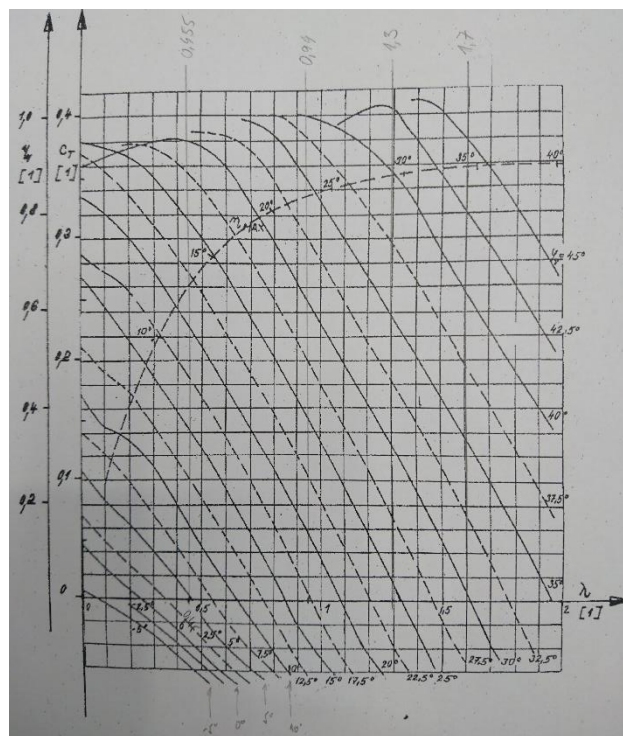
$$T_{vrt} = c_T \cdot \rho \cdot \left(\frac{n}{60}\right)^2 \cdot D^4 \quad (2.5)$$

Účinnosť vrtule η je daná ako pomer výkonu vrtule k výkonu motora na hriadeli P , kde výkon vrtule je daný ako súčin ťahu vrtule T_{vrt} a rýchlosti lietadla V .

$$\eta = \frac{T_{vrt} \cdot V}{P} \quad (2.6)$$



Obrázok 2: Graf $c_p(\lambda, \varphi)$ [5]



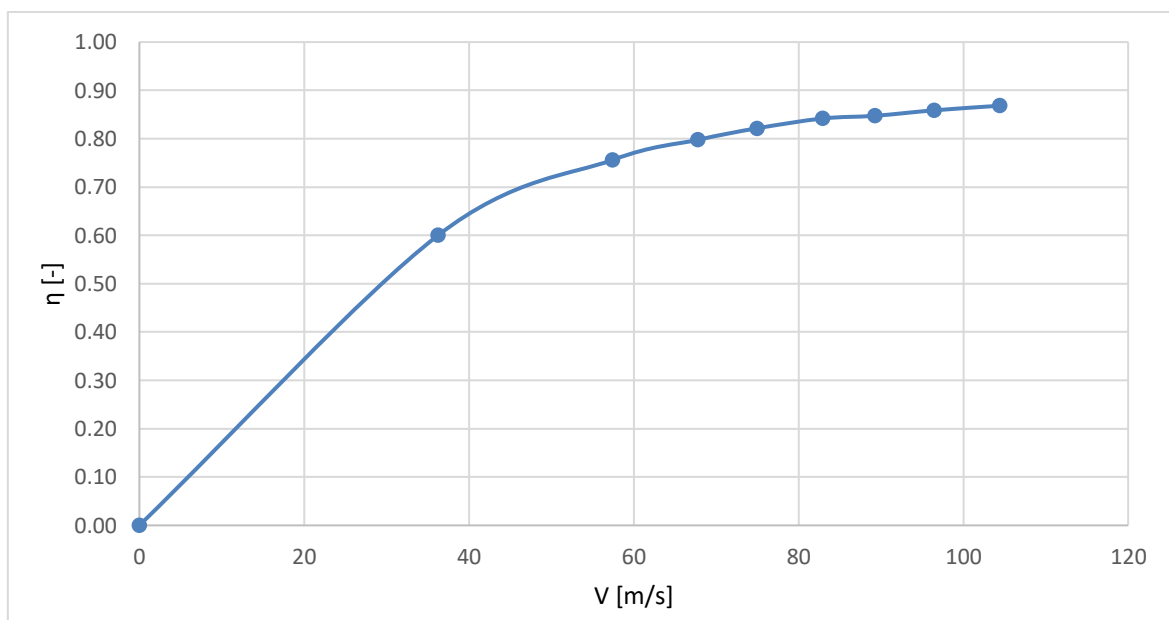
Obrázok 3: Graf $c_T(\lambda, \varphi)$ [5]

Pri hodnotách odčítaných z grafov treba rátať s chybou z nepresnosti odčítania.
 V nasledujúcej tabuľke sú zhrnuté všetky hodnoty získané z predchádzajúcich výpočtov.

Tabuľka 3: Odčítané a vypočítané hodnoty pre referenčnú jednotku

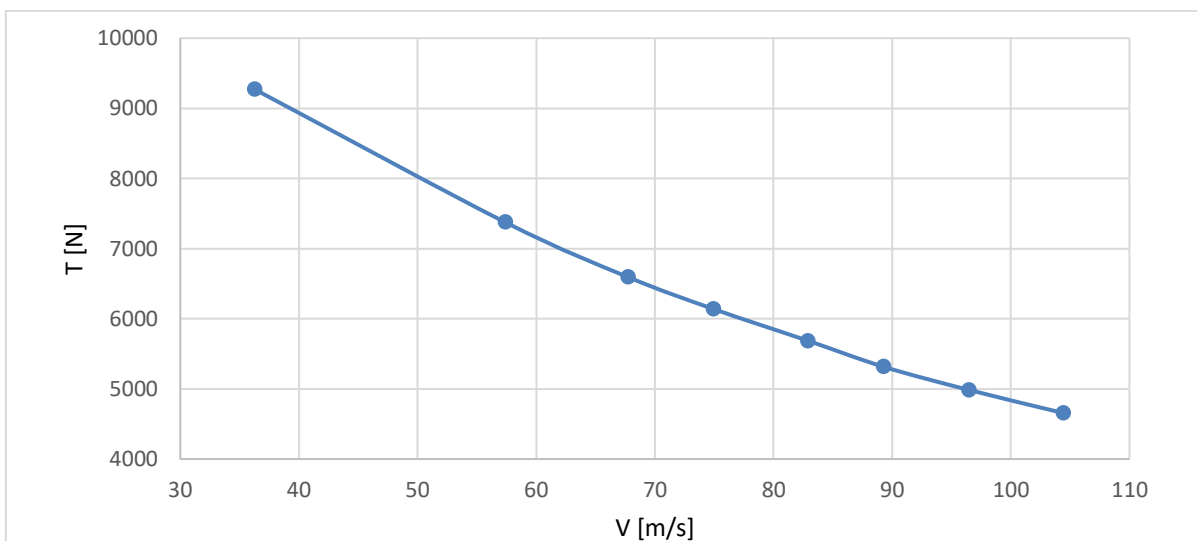
φ [°]	λ [-]	V [m/s]	c_T [-]	η [-]	T_{vrt} [N]
20	0,455	36,28	0,225	0,601	9 269,45
22,5	0,72	57,41	0,179	0,756	7 374,37
23,75	0,85	67,77	0,16	0,798	6 591,61
25	0,94	74,95	0,149	0,822	6 138,44
25,25	1,04	82,92	0,138	0,842	5 685,26
27,5	1,12	89,30	0,129	0,847	5 314,49
28,75	1,21	96,48	0,121	0,859	4 984,91
30	1,31	104,45	0,113	0,868	4 655,33

V nasledujúcom grafe je zobrazená závislosť účinnosti vrtule na rýchlosti lietadla. Tvar grafu zodpovedá všeobecnému tvaru grafu účinnosti vrtule, teda hodnoty by mali byť správne podľa predpokladu.



Graf 1: Účinnosť vrtule V 510

V nasledujúcom grafe je zobrazená výsledná závislosť ťahovej charakteristiky vrtule referenčnej pohonnej jednotky na rýchlosti lietadla vypočítaná zo vzťahu 2.5:

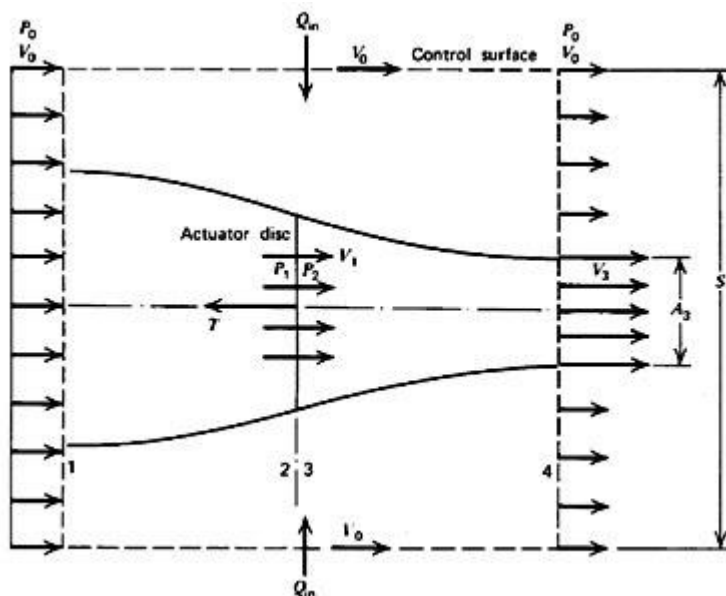


Graf 2: Ťah vrtule V 510

Z grafu je vidieť, že so zvyšujúcou sa rýchlosťou lietadla, ťah vrtule klesá.

3. Ideálny propulzor

Cieľom v tejto kapitole bude výpočet ťahovej charakteristiky vrtule pohonnej jednotky použitím teórie ideálneho propulzora.



Obrázok 4: Model prechodu vzduchu vrtulou [6]

Vrtuľa lietadla je vytvorená tak, aby aerodynamickými silami urýchľovala prechádzajúci vzduch a tým vytvárala ťah T_{vrt} lietadla, ako je vidieť na Obrázku 3.

Priechod vzduchu si môžeme predstaviť ako prúd vzduchu prechádzajúci cez zužujúcu sa trubicu. Pri prietoku vzduchu platí zákon zachovania hmoty, teda platí:

$$\dot{m} = \dot{m}_0 = \dot{m}_1 = \dot{m}_2 = A_{0,1,2} \cdot \rho \cdot v_{0,1,2} \quad (3.1)$$

kde A je plocha prierezu prúdovej trubice. Podľa rovnice kontinuity, so zmenšujúcou sa plochou prierezu trubice, rýchlosť vzduchu sa zvyšuje. Pre jednoduchosť zanedbávame stlačiteľnosť vzduchu, teda hustota vzduchu ρ je konštantná. Toto zjednodušenie si môžeme dovoliť v prípade nízkych podzvukových rýchlostí prúdenia. A_I je plocha vrtule, pre ktorú platí:

$$A_1 = \frac{\pi}{4} \cdot (D^2 - D_0^2) \quad (3.2)$$

kde D_0 je pätný priemer vrtulového kužľa.

Urýchlenie prúdenia je spôsobené ťahom vrtule T_{vrt} , pre ktoré platí:

$$T_{vrt} = \dot{m} \cdot \Delta v = A_{0,1,2} \cdot \rho \cdot v_{0,1,2} \cdot (v_2 - v_0) \quad (3.3)$$

kde Δv je urýchlenie vstupujúcej rýchlosti, teda rozdiel výstupnej rýchlosti prúdenia v_2 a rýchlosti na vstupe, ktorá je rovná rýchlosti lietadla V a v týchto výpočtoch ju budeme značiť ako v_0 a plocha A_0 je nekonečná. Pre rýchlosť na výstupe platí:

$$v_2 = v_0 + \Delta v \quad (3.4)$$

Rýchlosť prúdu pred vrtulou v_I je rovná rýchlosti za vrtulou. Určíme ju pomocou Bernoulliho rovnice pred a za vrtulou, rovnica nemôže byť aplikovaná cez vrtulu, keďže dochádza k príjmu energie z vrtule [6].

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho v_0^2 = p_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 \quad (3.5)$$

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 \quad (3.6)$$

Po odrátaní rovnice 3.5 od 3.6 dostaneme vzťah pre rozdiel statického tlaku za a pred vrtulou:

$$p_2 - p_1 = \frac{1}{2} \rho (v_2^2 - v_0^2) \quad (3.7)$$

Ťah je taktiež rovný tlakovému rozdielu na vrtuli vynásobenému plochou vrtule, A_I :

$$T_{vrt} = A_1 \cdot (p_2 - p_1) \quad (3.8)$$

Po dosadení rovnice 3.7 do 3.8, skombinovaním s rovnicou 3.3 a dosadením za rýchlosť v rýchlosť v_I a za prierez trubice plochu vrtule A_I , dostávame vzťah:

$$v_1 = \frac{v_0 + v_2}{2} = v_0 + \frac{\Delta v}{2} \quad (3.9)$$

Výkon motora na hriadelí P sa rovná ťahu vrtule T_{vrt} vynásobenému rýchlosťou prúdenia na vrtuli v_1 :

$$P = T_{vrt} \cdot v_1 \quad (3.10)$$

Po dosadení vzťahov 3.3 a 3.9 do 3.10 a upravení, dostávame vzťah pre výkon vrtule:

$$P = \frac{\dot{m}}{2} \cdot (v_2^2 - v_0^2) \quad (3.11)$$

Pre účinnosť ideálneho propulzora platí vzťah 2.6 aký bol použitý pri výpočte referenčnej jednotky, kde $V = v_0$. Po dosadení vzťahov 3.3 a 3.11 dostávame vzťah pre účinnosť ideálneho propulzora η_{IP} :

$$\eta_{IP} = \frac{T_{vrt} \cdot v_0}{P} = \frac{\dot{m} \cdot (v_2 - v_0)}{\frac{\dot{m}}{2} \cdot (v_2^2 - v_0^2)} = \frac{2}{1 + \frac{v_2}{v_0}} \quad (3.12)$$

Pre výpočet potrebujeme vedieť rýchlosť na výstupe v_2 , ktorá je neznáma. Na jej výpočet použijeme vzťah 3.11 pre výkon motora na hriadelí a dosadením vzťahov 3.1, 3.4 a 3.9 dostávame:

$$\begin{aligned} P &= A_1 \cdot \rho \cdot \left(v_0 + \frac{\Delta v}{2}\right) \cdot \frac{1}{2} \cdot [(v_0 + \Delta v)^2 - v_0^2] \\ P &= \frac{A_1 \cdot \rho}{4} \cdot (\Delta v^3 + 2v_0 \Delta v^2 + 4v_0^2 \Delta v + 2v_0 \Delta v^2) \\ 0 &= \frac{A_1 \cdot \rho}{4} \cdot (\Delta v^3 + 4v_0 \Delta v^2 + 4v_0^2 \Delta v) - P \\ 0 &= \Delta v^3 + 4v_0 \Delta v^2 + 4v_0^2 \Delta v - \frac{4 \cdot P}{A_1 \cdot \rho} \end{aligned} \quad (3.13)$$

Výsledný vzťah je kubická rovnica s neznámou Δv a koreň rovnice sa dá vypočítať buď metódou polenia intervalu, alebo Newtonovou iteračnou metódou. Zvolená je Newtonova iteračná metóda.

3.1. Výpočet Δv pomocou Newtonovej iteračnej metódy

Výkon motora na hriadelí P a hustota vzduchu ρ sú známe hodnoty z Tabuľky 2. Plocha vrtule A_1 sa vypočíta zo vzťahu 3.2, kde priemer vrtulového kužela $D_0 = 0,2D$.

$$A_1 = 0,96 \frac{\pi D^2}{4} = 0,96 \frac{\pi \cdot 2,3^2}{4} = 3,99 \text{ m}^2$$

Vzťah 3.13 označíme ako $f(\Delta v) = 0$. Použitý je Taylorov polynóm 1. radu a všeobecný výsledný vzťah pre výpočet rovnice je nasledujúci [7]:

$$x^{(k+1)} = x^{(k)} - \frac{f(x^{(k)})}{f'(x^{(k)})}; k = 0, 1, 2, \dots \quad (3.14)$$

kde k je iteračný krok. Hodnota $x^{(0)}$ sa zvolí ľubovoľná a iterácia sa bude opakovať tak dlho až hodnota $f(x^{(k)})$ bude dostatočne blízko nuly.

Vyjadríme $f'(\Delta v)$:

$$f'(\Delta v) = 3\Delta v^2 + 8v_0\Delta v + 4v_0^2$$

Pre výpočet Δv podľa Newtonovej iteračnej metódy platí:

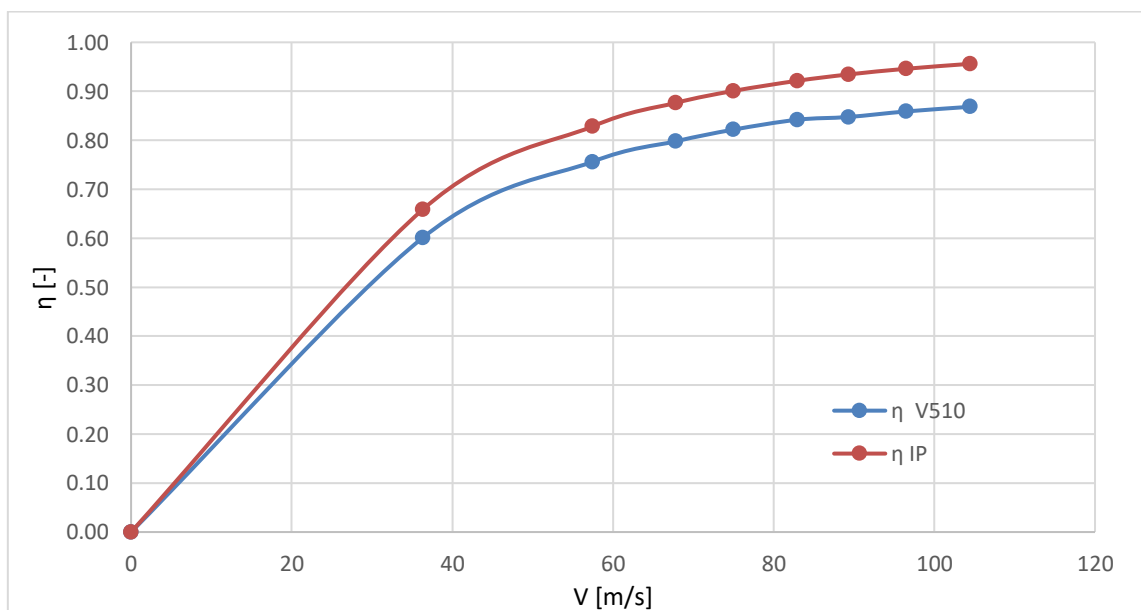
$$\Delta v^{(k+1)} = \Delta v^{(k)} - \frac{\Delta v^{(k)3} + 4v_0\Delta v^{(k)2} + 4v_0^2\Delta v^{(k)} - \frac{4 \cdot P_v}{A_1 \cdot \rho}}{3\Delta v^{(k)2} + 8v_0\Delta v^{(k)} + 4v_0^2} \quad (3.15)$$

Výpočet hodnoty Δv bol počítaný pomocou programu Excel, pre rýchlosti lietadla v_0 z kapitoly 2, pre dané uhly nastavenia vrtule φ . Následne boli vypočítané rýchlosti na výstupe v_2 podľa vzťahu 3.4 a účinnosti ideálneho propulzora η_{IP} podľa vzťahu 3.12.

Tabuľka 4: Δv , v_2 a účinnosť ideálneho propulzora V 510

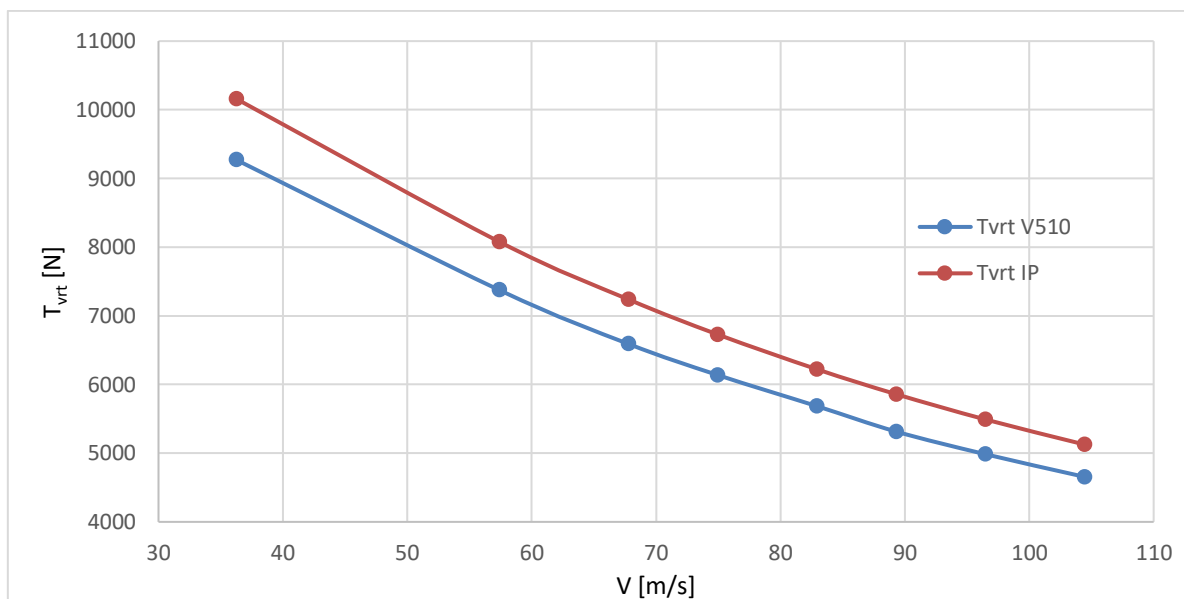
v_0	36.28	57.41	67.77	74.95	82.92	89.30	96.48	104.45
v_2	73.99	81.25	86.93	91.50	97.07	101.85	107.50	114.05
η_{IP}	0.66	0.83	0.88	0.90	0.92	0.93	0.95	0.96
$\Delta v(0)$	50	30	30	30	20	20	20	20
$\Delta v(1)$	39.27404	24.245	20.25891	18.12598	14.46501	13.02749	11.67332	10.42331
$\Delta v(2)$	37.7373	23.84641	19.16897	16.57356	14.15144	12.5494	11.02296	9.608087
$\Delta v(3)$	37.70717	23.84456	19.15582	16.54799	14.15046	12.54721	11.01911	9.602352
$\Delta v(4)$	37.70716	23.84456	19.15581	16.54798	14.15046	12.54721	11.01911	9.602352
$\Delta v(5)$	37.70716	23.84456	19.15581	16.54798	14.15046	12.54721	11.01911	9.602352

V nasledujúcom grafe je porovnanie skutočných účinností z kapitoly 2 s účinnosťami ideálneho propulzora (IP) referenčnej pohonnej jednotky.



Graf 3: Porovnanie účinností V 510

Následne z účinnosti ideálneho propulzora vypočítame podľa vzťahu 2.5 ťah ideálneho propulzora a porovnáme ho so skutočným ťahom vrtule referenčnej jednotky.



Graf 4: Porovnanie ťahu V 510

V nasledujúcej tabuľke sú porovnané skutočné účinnosti s účinnosťami ideálneho propulzora pre referenčnú pohonnú jednotku. Hodnota k_η je pomer účinností. Výsledný pomer bude priemerná hodnota:

$$k_\eta = \frac{\eta_{V510}}{\eta_{IP}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N k_{\eta i} \quad (3.16)$$

Tabuľka 5: Účinnosť ideálneho propulzora

η_{V510}	η_{IP}	$k_{\eta i}$
0,601	0,66	0,912582
0,756	0,83	0,912976
0,798	0,88	0,910481
0,822	0,90	0,912252
0,842	0,92	0,913682
0,847	0,93	0,907021
0,859	0,95	0,907848
0,868	0,96	0,908219

Výsledná hodnota $k_\eta = \mathbf{0,91063}$. Táto hodnota bude použitá pre výpočet ťahu pôvodnej pohonnej jednotky, pretože sa nemení.

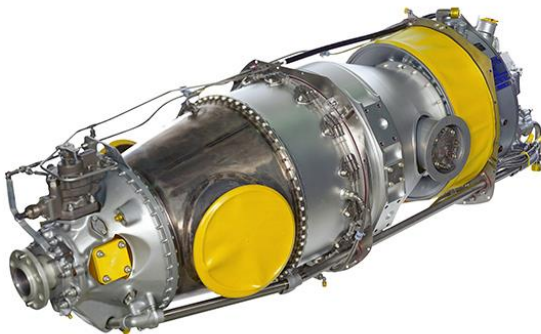
4. Ťahová krivka motor + vrtuľa

V tejto časti bude určený ťah vrtule pôvodných a testovaných pohonných jednotiek lietadla Beechcraft King Air 350. Najprv sa určí účinnosť ideálneho propulzora. Pomocou vypočítaného pomeru účinností k_η z predošlej kapitoly, ktorý je rovnaký pre každú pohonnú jednotku, sa určí skutočná účinnosť a potom pomocou vzťahu 2.5 sa vypočíta ťah. Ťah testovanej pohonnej jednotky je určený pomocou poskytnutých experimentálnych hodnôt ťahu.

4.1. Popis pôvodného motora Pratt & Whitney Canada PT6A-60A a vrtule Hartzell

Motor PT6A-60A je motor strednej rady turbovrtuľových motorov typu PT6A. Rada PT6A je najúspešnejšou a najpoužívanejšou radou turbovrtuľových motorov. Používa sa v jedno a dvojmotorových lietadlách pre rôzne použitie, vrátane korporátnych, parašutistických a poľnohospodárskych, nákladných a obojživelných misií. [8]

PT6A-60A je motor s voľnou turbínou, teda za turbínou, ktorá poháňa kompresor je umiestnená oddelene voľná turbína, ktorá poháňa vrtuľu cez reduktor. Vďaka tomu sú výkonové požiadavky pri štarte motora relatívne nízke. Vrtuľa Hartzell má konštantné otáčky, rovnako ako V 510.



Obrázok 5: PT6A [9]

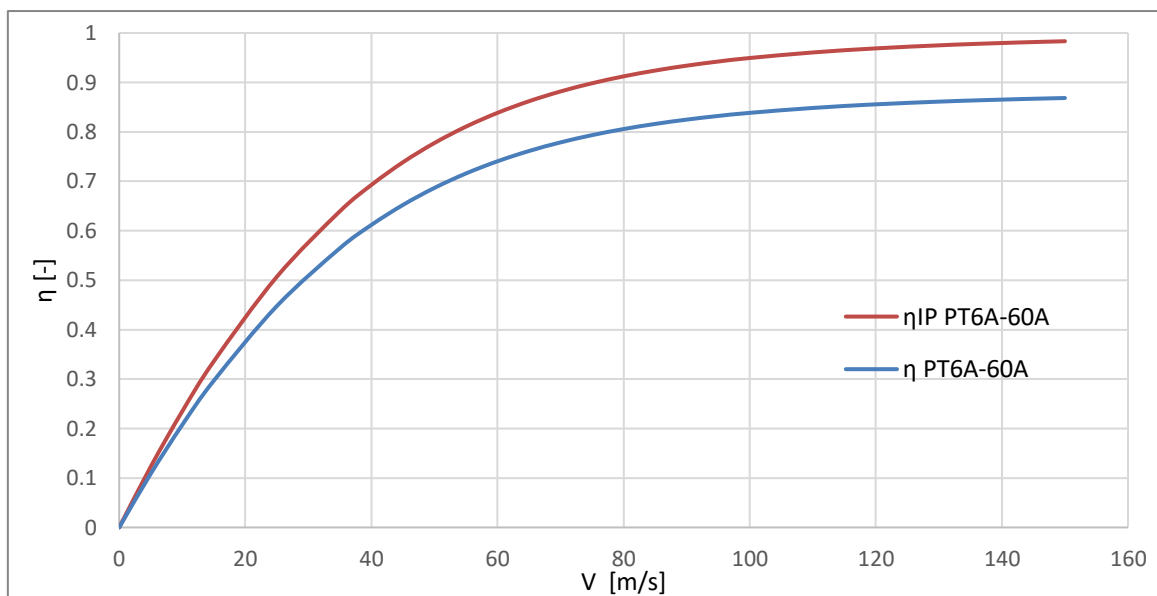
V nasledujúcej tabuľke sú uvedené potrebné parametre vrtule Hartzell, priemer kužeľa vrtule D_0 bol odhadnutý z predného pohľadu lietadla:

Tabuľka 6: Parametre vrtule Hartzell [4]

Názov	Značenie	Hodnota
Max. absorbovaný výkon na hriadeľi	P	783,3 kW (1 050 shp)
Max. otáčky	n	1 700 ot/min
Priemer vrtule	D	2,667 m
Priemer kužeľa vrtule	D_0	0,4826 m
Plocha vrtule	A_I	5,403 m ²

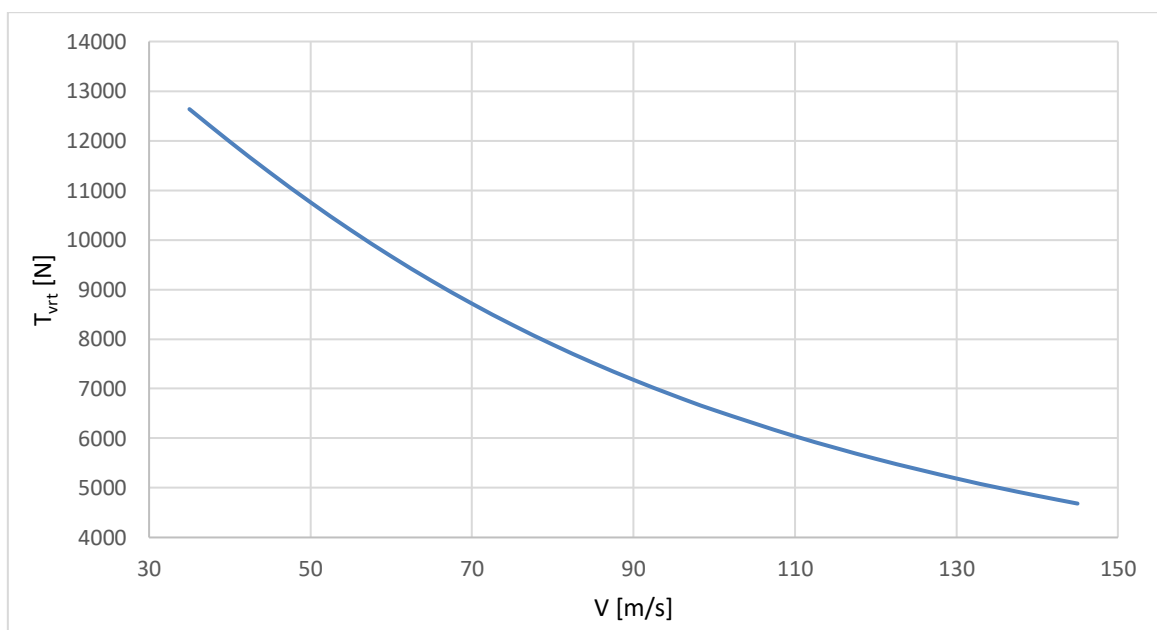
4.2. Výpočet ťahu motora PT6A-60A

V nasledujúcom grafe sú zobrazené vypočítané účinnosti ideálneho propulzora pôvodnej pohonnej jednotky použitím hodnôt z Tabuľky 6 a skutočné účinnosti pôvodnej pohonnej jednotky v závislosti na rýchlosti lietadla, V :



Graf 5: Porovnanie účinností pôvodnej pohonnej jednotky

Zo skutočných účinností bola vypočítaná výsledná ťahová krivka:

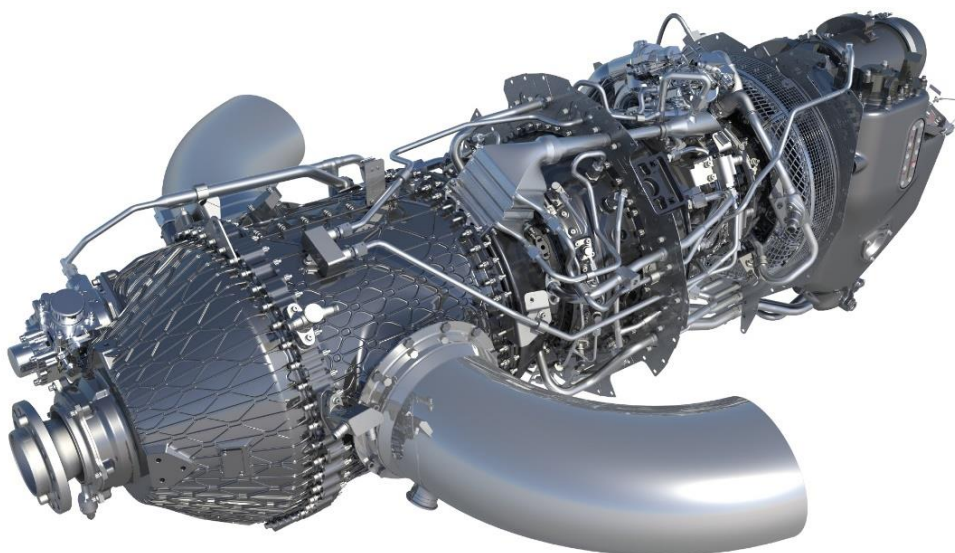


Graf 6: Ťahová krivka pôvodnej pohonnej jednotky PT6A-60A

4.3. Popis testovaného motora GE Catalyst

Turbovrtuľový motor General Electric Catalyst, taktiež skorej nazývaný Advanced Turboprop (ATP), je vyvíjaný firmou GE Aviation, ktorá oznámila jeho vývoj v Novembri 2015. Prvýkrát bol spustený 22. Decembra 2017 v GE Aviation Czech. Motor bude použitý na pohon novej Cessny Denali, jednomotorového obchodného lietadla pre 10 cestujúcich. Výkon motora je 1 300 shp a sú plánované aj verzie v rozmedzí 850 až 1 600 shp. Motor by mal mať o 20 % lepšiu efektívnosť ako jeho konkurencia, vďaka tlakovému pomeru kompresora 16:1. Taktiež disponuje životnosťou až 4 000 letových hodín.

Catalyst je prvý úplne nanovo navrhnutý turbovrtuľový motor pre obchodné a všeobecné letectvo po viac ako 30. rokoch. Pôvodný názov Advanced turboprop motor dostal, pretože posúva obchod turbovrtuľových motorov dopredu cez inovácie. Využitie sú najnovšie technológie používané vo veľkých komerčných motoroch, ako je napríklad systém FADEPC (Full Authority Digital Engine Propeller Control), teda motor a vrtuľa budú ovládané automaticky iba jednou pákou, čo uľahčí pilotovi ovládanie lietadla, taktiež optimalizuje vstrekovanie paliva a nastavenie uhla vrtule pre maximálnu efektívnosť. Na výrobu je použitá pokročilá technológia 3-D tlače, ktorá zredukovala z pôvodných 855 častí iba na 12 komponentov. [10, 11]

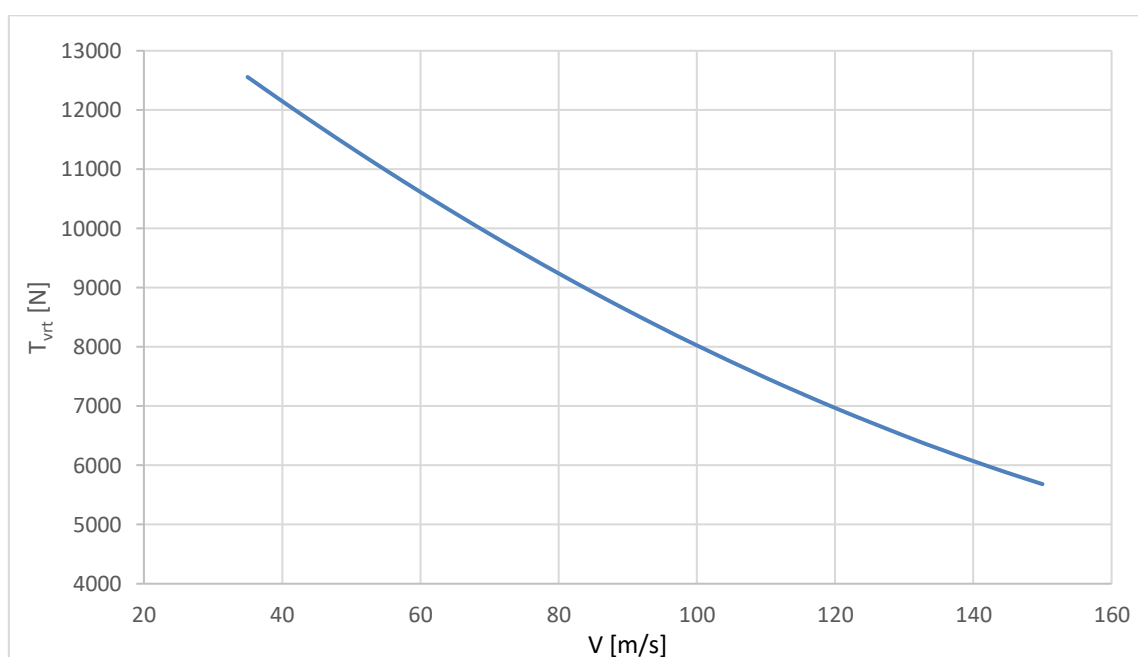


Obrázok 6: GE Catalyst [12]

4.4. Výpočet ťahu motora GE Catalyst

Motor GE Catalyst je momentálne počas písania tejto práce stále vo vývoji a nie je známy presný výkon motora, preto ťah novej pohonnej jednotky vypočítame odhadom z pomeru uvedených výkonov motorov (1 300 shp/1 050 shp) z vybraných hodnôt ťahu pôvodnej pohonnej jednotky pre určité rýchlosti lietadla a v rámci konzervatívneho prístupu znížime o 5 až 15 % pri nižších rýchlostiach lietadla a ponecháme s ohľadom na možnú vyššiu účinnosť vrtule pri vyšších rýchlostiach lietadla.

V nasledujúcom grafe je zobrazená vypočítaná ťahová krivka vrtule motora GE Catalyst:



Graf 7: Ťahová krivka testovanej pohonnej jednotky GE Catalyst

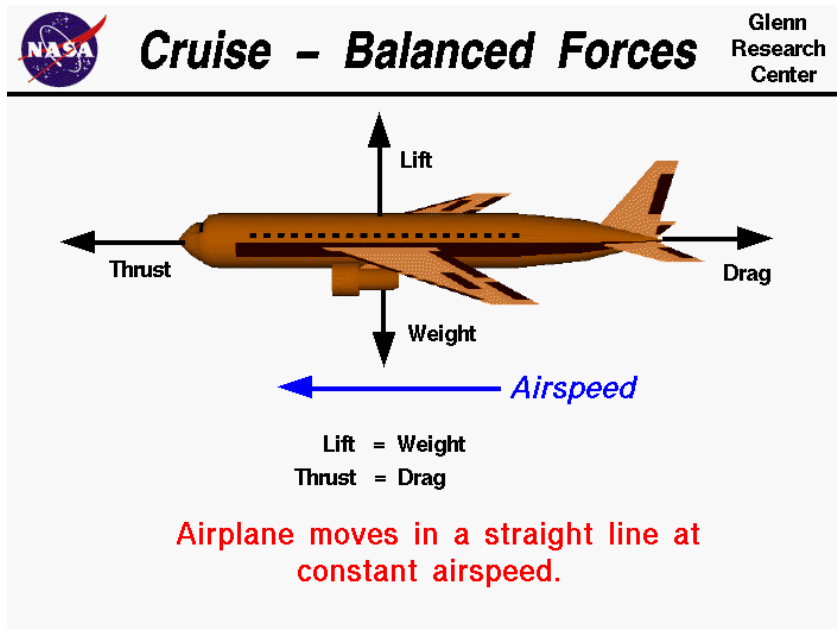
V nasledujúcej tabuľke sú uvedené vypočítané ťahy vrtule pre testovanú a aj pre pôvodnú pohonnú jednotku a ich rozdiel ΔT_{vrt} pri určitých rýchlostiach lietadla. Uvedené ťahy pôvodnej pohonnej jednotky boli získané z výpočtu, ktorý je opísaný na začiatku tejto kapitoly. Ťahy testovanej pohonnej jednotky sú približne určené z pomerov výkonov.

Tabuľka 7: Vypočítané ťahy pôvodnej a testovanej pohonnej jednotky

			PT6A-60A	GE Catalyst	
$V [m/s]$	$V [km/h]$	$V [kts]$	$T_{vrt} [N]$	$T_{vrt} [N]$	$\Delta T_{vrt} [N]$
50	180	97,19	10 758	11 400	642
55	198	106,91	10 196	10 980	784
60	216	116,63	9 668	10 560	892
65	234	126,35	9 174	10 210	1 036
70	252	136,07	8 714	9 860	1 146
75	270	145,79	8 286	9 520	1 234
80	288	155,51	7 889	9 200	1 311
85	306	165,23	7 520	8 845	1 325
90	324	174,95	7 179	8 550	1 371
95	342	184,67	6 862	8 200	1 338
100	360	194,39	6 568	7 900	1 332
110	396	213,82	6 041	7 470	1 429
120	432	233,26	5 585	6 915	1 330
130	468	252,70	5 189	6 430	1 241
135	486	262,42	5 009	6 200	1 191
140	504	272,14	4 841	5 990	1 149
145	522	281,86	4 683	5 800	1 117
150	540	291,58	4 535	5 615	1 080

5. Polára lietadla

Výkon lietadla bude počítaný v horizontálnom ustálenom lete. Počas horizontálneho letu sú všetky sily pôsobiace na lietadlo v rovnováhe, teda vztlak L je rovný tiaži W lietadla a ťah T je rovný odporu D lietadla.



Obrázok 7: Sily pôsobiace na lietadlo počas horizontálneho ustáleného letu [13]

Cieľom bude určiť celkový odpor D lietadla a keďže je rovný ťahu T lietadla, tak pomocou toho určíme potrebný ťah a taktiež výkon lietadla v horizontálnom ustálenom lete. Závislosť celkového odporu na rýchlosti lietadla sa nazýva polára lietadla. Pre odpor D a aj ťah T platí vzťah:

$$D = T = \frac{1}{2} \rho_0 V^2 S c_D \quad (5.1)$$

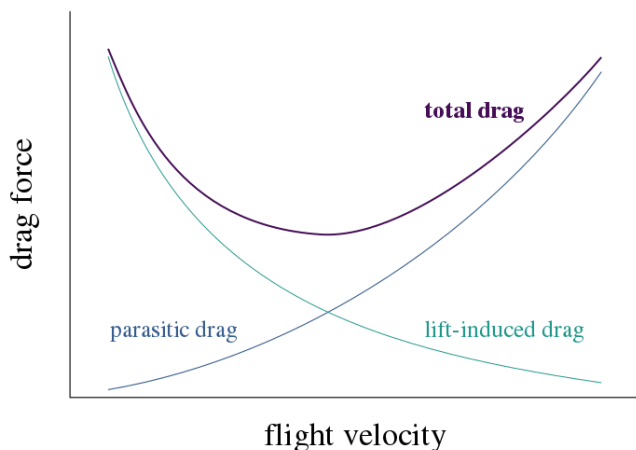
kde ρ_0 je hustota vzduchu v nulovej nadmorskej výške podľa Medzinárodnej štandardnej atmosféry, ktorá je rovná $1,225 \text{ kg/m}^3$, V je rýchlosť lietadla, S je referenčná plocha krídel, ktorá je $28,8 \text{ m}^2$ a c_D je súčiniteľ odporu celého lietadla.

Pre potrebný vztlak lietadla L , ktorý je rovný tiaži W platí podobný vzťah:

$$L = W = m \cdot g = \frac{1}{2} \rho_0 V^2 S c_L \quad (5.2)$$

kde m je hmotnosť lietadla a c_L je celkový súčiniteľ vztlaku, vrátane malých príspevkov od horizontálneho chvosta a trupu. Ten vieme z daného vzťahu vyjadriť a vypočítať:

$$c_L = \frac{2mg}{\rho_0 V^2 S} \quad (5.3)$$



Obrázok 8: Zložky odporu lietadla [14]

Odpor lietadla sa skladá z dvoch hlavných zložiek, z nežiadúceho a indukovaného odporu. Indukovaný odpor vzniká na krídle práve vtedy, keď je vytváraný vztlak. Vztlak vzniká rozdielom tlakov na oboch stranách krídla. Tento rozdiel sa snaží vyrovnáť na koncoch krídla a tým vzniká vírenie v smere zdola nahor, čím vzniká indukovaný odpor. Indukovaný odpor teda závisí od súčiniteľa vztlaku c_L , ktorého hodnota so zvyšujúcou sa rýchlosťou lietadla klesá, tým pádom indukovaný odpor taktiež klesá so zvyšujúcou sa rýchlosťou lietadla. Nežiadúci odpor je rovný rozdielu celkového odporu a indukovaného odporu. Skladá sa z viacerých zložiek, ako najväčšie sú odpor spôsobený tvarom lietadla a profilu krídel, odpor povrchového trenia prúdu vzduchu o povrch lietadla a ďalšie. Odpor lietadla definuje súčiniteľ odporu, pre ktorý platí vzťah:

$$c_D = c_{D0} + c_{Di} = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi e AR} \quad (5.4)$$

kde c_{D0} je súčiniteľ nežiadúceho odporu, ktorý nezávisí od vztlaku, taktiež je rovný celkovému súčiniteľu odporu pri nulovom vztlaku, c_{Di} je súčiniteľ indukovaného odporu, e je konštanta nazývaná Oswaldov efektívny faktor, ktorá určuje korekciu ideálneho elyptického krídla ku skutočnému tvaru krídla, AR je šťahlosť krídla (aspect ratio), pre ktorý platí vzťah:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (5.5)$$

kde b je rozpätie krídla a S je plocha krídla. Použitím hodnôt z Tabuľky 1, kde $b = 17,65 \text{ m}$ a $S = 28,8 \text{ m}^2$, šťahlosť krídla $AR = 10,817$. [6,15]

Pre zjednodušenie zápisu zavedieme konštantu k :

$$k = \frac{1}{\pi e AR} \quad (5.6)$$

5.1. Určenie súčiniteľa parazitického odporu c_{D0}

K výpočtu potrebného ťahu už len treba určiť c_{D0} . Ten sa určí pomocou maximálnej klízavosti lietadla, ktorá je daná vzťahom:

$$\frac{L}{D} = \frac{c_L}{c_D} = \frac{c_L}{c_{D0} + kc_L^2} \quad (5.7)$$

Klízavosť je taktiež definovaná ako pomer vzdialenosti prejdenej k vzdialenosti poklesu lietadla pri kĺzaní, teda ťah je nulový. Pri maximálnej klízavosti je vzdialenosť doletu pri kĺzaní maximálna. Taktiež pri maximálnej klízavosti platí, že celkový odpor lietadla je minimálny. Pre celkový odpor lietadla po dosadení vzťahu 5.3 do 5.4 a ten do 5.1 platí:

$$D = T = \frac{1}{2} \rho_0 V^2 S c_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho_0 V^2 S} \quad (5.8)$$

V bode pre minimálny ťah platí $\frac{dD}{dV} = 0$ teda aj $\frac{dD}{d\left(\frac{1}{2}\rho_0 V^2\right)} = 0$. Po zderivovaní vzťahu 5.8 platí vzťah:

$$Sc_{D0} - \frac{kW^2}{\left(\frac{1}{2}\rho_0 V^2\right)^2 \cdot S} = 0$$

Teda po úprave

$$c_{D0} = \frac{kW^2}{\left(\frac{1}{2}\rho_0 V^2 S\right)^2} \quad (5.9)$$

Po využití vzťahu 5.3 dostávame z rovnice 5.9 vzťah:

$$c_{D0} = kc_{Lmin_drag}^2 \quad (5.10)$$

[15]

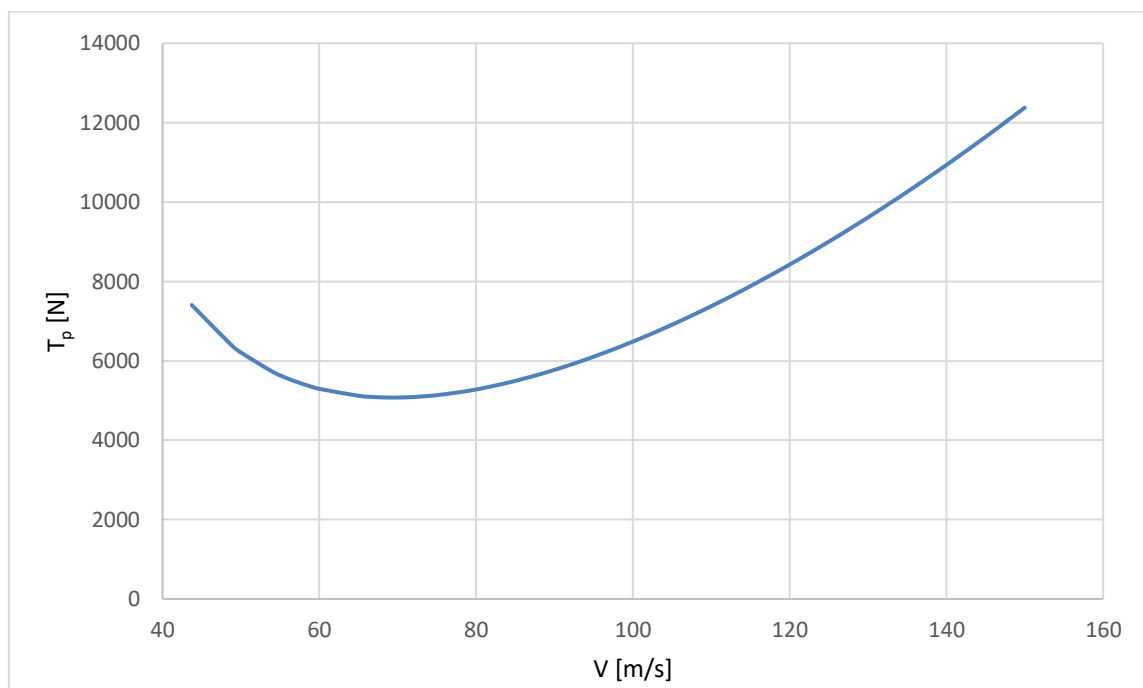
Z príručky k lietadlu bola nájdená rýchlosť lietadla pre maximálnu vzdialenosť doletu pri kĺzaní, teda pri maximálnej klízavosti a pri maximálnej vzletovej hmotnosti lietadla $m = 6\,804\text{ kg}$. Rýchlosť je rovná 135 KIAS čo je rovné **69,44 m/s**. Po dosadení tejto rýchlosti, maximálnej vzletovej hmotnosti, gravitačného zrýchlenia $g = 9,81\text{ m/s}^2$, hustoty vzduchu ρ_0 a plochy krídel S do vzťahu 5.3 súčiniteľ vztľaku c_{Lmin_drag} je rovný **0,7845** pri minimálnom celkovom odpore lietadla.

Oswaldow efektívny faktor e je rovný **0,607**. Po dosadení vypočítanej štíhlosti krídla $AR = 10,817$ do vzťahu 5.6 koeficient k je rovný **0,048**. Po dosadení vypočítaného súčiniteľa vztlaku c_{Lmin_drag} a koeficientu k do vzťahu 5.10, dostávame súčiniteľ nežiadúceho odporu c_{D0} , ktorý je rovný **0,0298**. V nasledujúcej tabuľke sú zobrazené všetky zistené a vypočítané hodnoty:

Tabuľka 8: Hodnoty potrebné pre výpočet poláry lietadla

Názov	Značenie	Hodnota
Štíhlosť krídla	AR	$10,817$
Hmotnosť lietadla	m	$6\,804\text{ kg}$
Súčiniteľ vztlaku pri minimálnom celkovom odpore lietadla	c_{Lmin_drag}	$0,7845$
Oswaldow efektívny faktor	e	$0,607$
Súčiniteľ nežiadúceho odporu	c_{D0}	$0,0298$

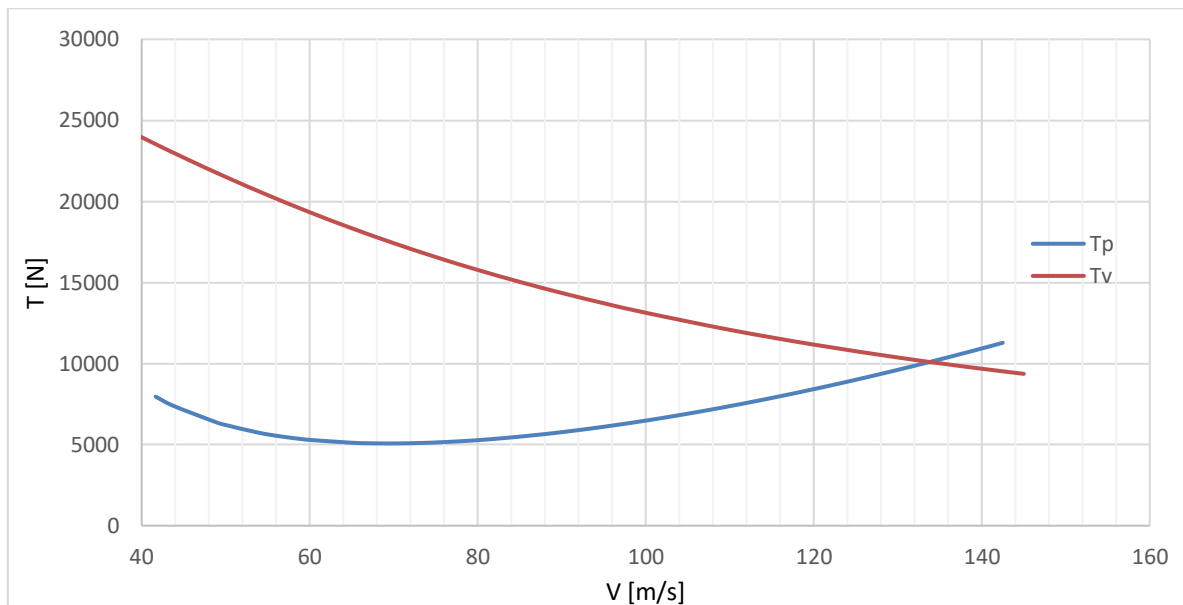
Potom sa vypočíta súčiniteľ vztlaku c_L zo vzťahu 5.3 a následne súčiniteľ celkového odporu c_D zo vzťahu 5.4 pre rôzne rýchlosti lietadla. Po dosadení vypočítaných hodnôt do vzťahu 5.1 pre rôzne rýchlosti lietadla dostávame poláru lietadla a teda potrebný ťah T_p pre horizontálny ustálený let. V nasledujúcom grafe je zobrazená vypočítaná polára lietadla:



Graf 8: Polára lietadla pri ustálenom horizontálnom lete v nulovej nadmorskej výške ($T_p=D$)

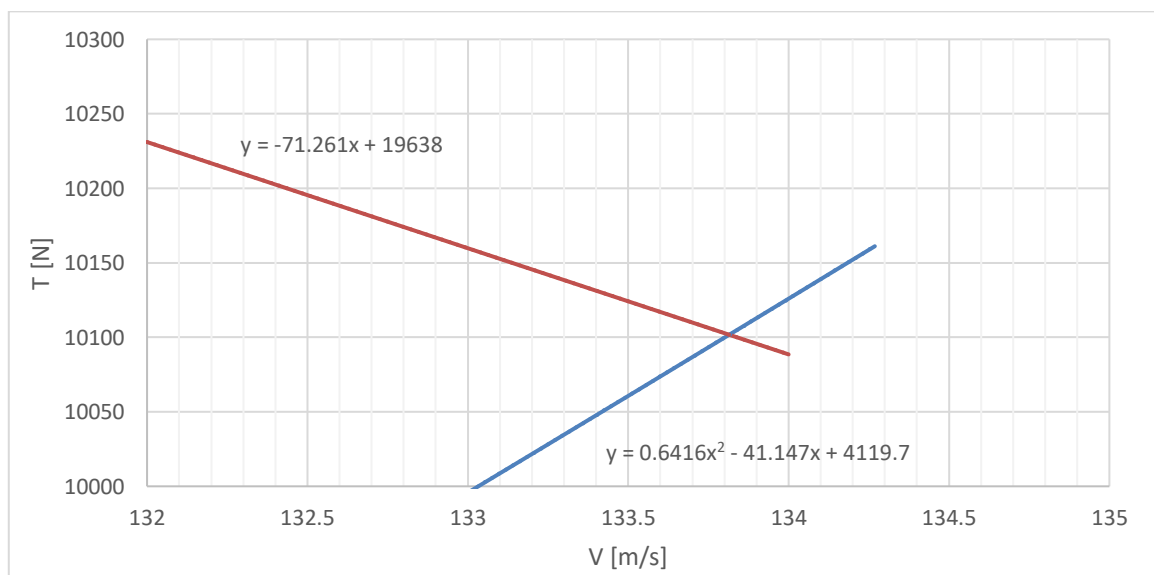
5.2. Využitelný a potrebný ťah s pôvodnými pohonnými jednotkami

Využitelný ťah lietadla T_v je rovný dvojnásobnému ťahu vrtule motora T_{vt} z kapitoly 4, pretože lietadlo má dva motory. V nasledujúcom grafe sú znázornené vypočítané potrebné a využitelné ťahy lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami:



Graf 9: Potrebný a využitelný ťah lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami

Maximálna rýchlosť lietadla je tam, kde sa krivky pretli, pretože využitelný ťah musí byť väčší alebo rovný ako potrebný ťah. V nasledujúcom grafe je zobrazený zväčšený úsek, kde sa krivky pretli. Aby sme vypočítali maximálnu rýchlosť, ich úseky boli preložené funkciami, ktoré ich kopírujú.



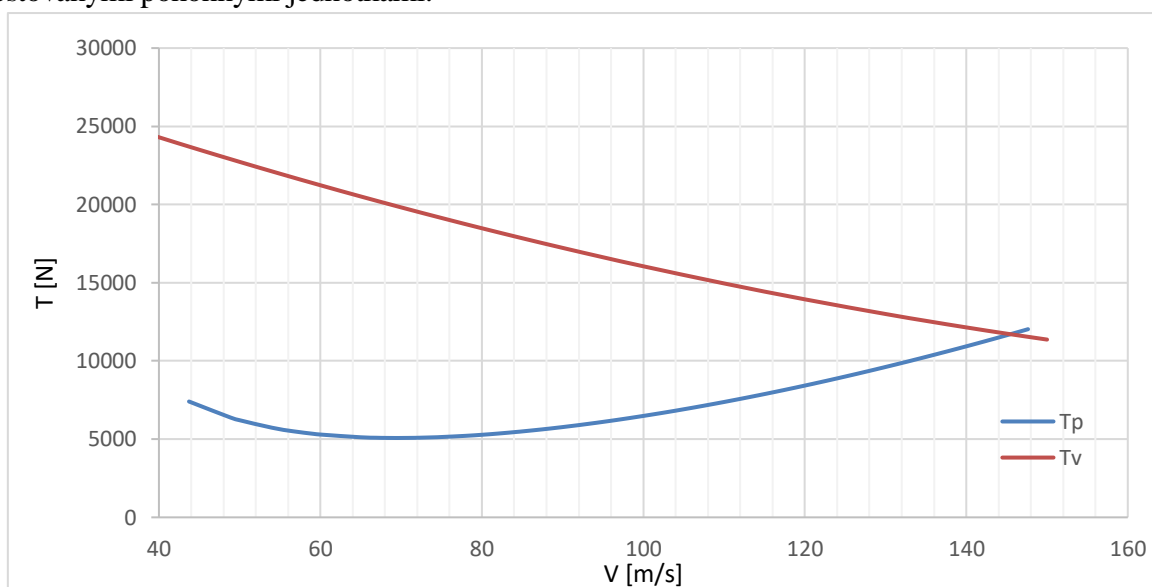
$$0,6416x^2 - 41,147x + 4\,119,7 = -71,261x + 19\,638$$

$$0,6416x^2 + 30,114x - 15\,518,3 = 0$$

Jeden z výsledných koreňov rovnice je rovný 133,81, teda maximálna rýchlosť $V_{max} = 133,81 \text{ m/s}$ (**481,72 km/h**), čo približne zodpovedá uvedenej maximálnej rýchlosti lietadla 263 kts.

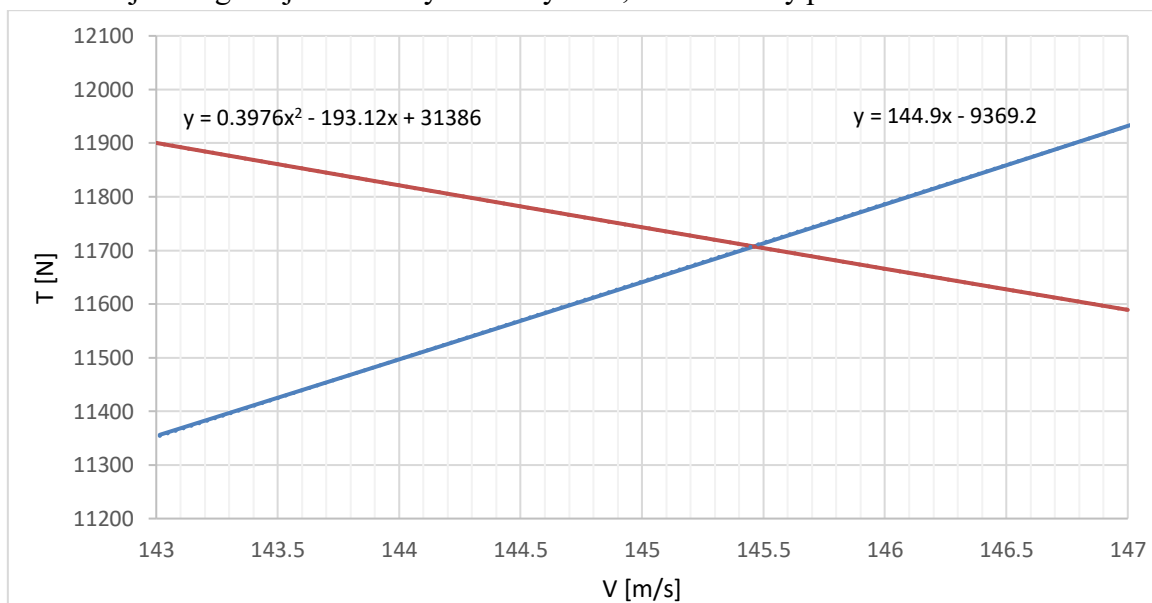
5.3. Využitelný a potrebný ťah s testovanými pohonnými jednotkami

Potrebný ťah je stále rovnaký, pretože je to aerodynamická charakteristika lietadla. Využitelný ťah je vypočítaný rovnako ako pre pôvodné pohonné jednotky, akurát v tomto prípade s dvoma testovanými pohonnými jednotkami.



Graf 10: Potrebný a využitelný ťah lietadla s testovanými pohonnými jednotkami

V nasledujúcom grafe je zobrazený zväčšený úsek, kde sa krivky pretli:



$$0,3976x^2 - 193,12x + 31\,386 = 144,9x - 9\,369,2$$

$$0,3976x^2 - 338,08 + 40\,755,2 = 0$$

Z kvadratickej rovnice pre lietadlo s testovanými pohonnými jednotkami maximálna rýchlosť lietadla V_{max} je rovná **145,42 m/s (523,51 km/h, 282,67 kts)**.

6. Letové výkony lietadla

V tejto časti sa určí potrebný a využitelný výkon lietadla vynásobením potrebného a využitelného ťahu z predošlej kapitoly rýchlosťou lietadla. Všeobecne teda platí:

$$P = T \cdot V \quad (6.1)$$

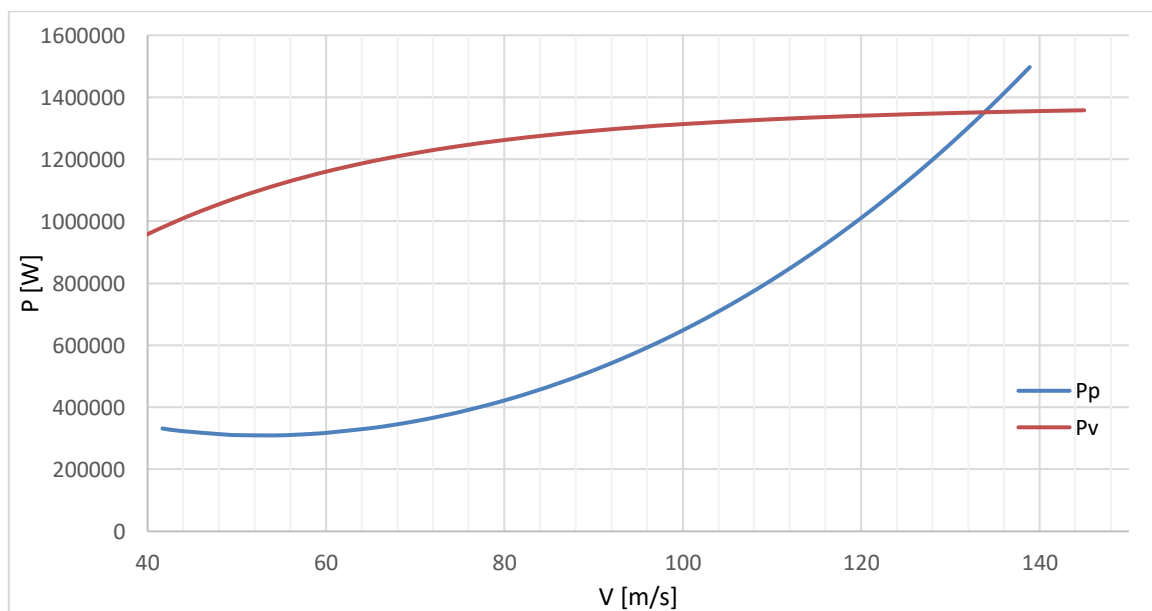
Potrebný výkon P_p je určený aerodynamikou lietadla a využitelný výkon P_v je určený výkonom vrtulí motora lietadla. Ďalej sa určí rozdiel využitelného a potrebného výkonu, ΔP pri rovnakých rýchlostiach lietadla. Potom sa vypočíta stúpavosť lietadla v_y , ktorá určuje rýchlosť stúpania lietadla v m/s, t.j ako rýchlo je lietadlo schopné nabrat' výšku. Tá záleží práve od rozdielu výkonov ΔP , ktorý je možné chápať ako nadbytočný výkon schopný dvihnúť lietadlo o tiaži W . Teda pre stúpavosť platí vzťah:

$$v_y = \frac{\Delta P}{W} = \frac{\Delta P}{mg} \quad (6.2)$$

Potrebné je určiť, v ktorej rýchlosti lietadla V je stúpavosť maximálna. Zo vzťahu 6.2 je vidieť, že stúpavosť je maximálna, keď ΔP je maximálny.

6.1. Letové výkony lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami

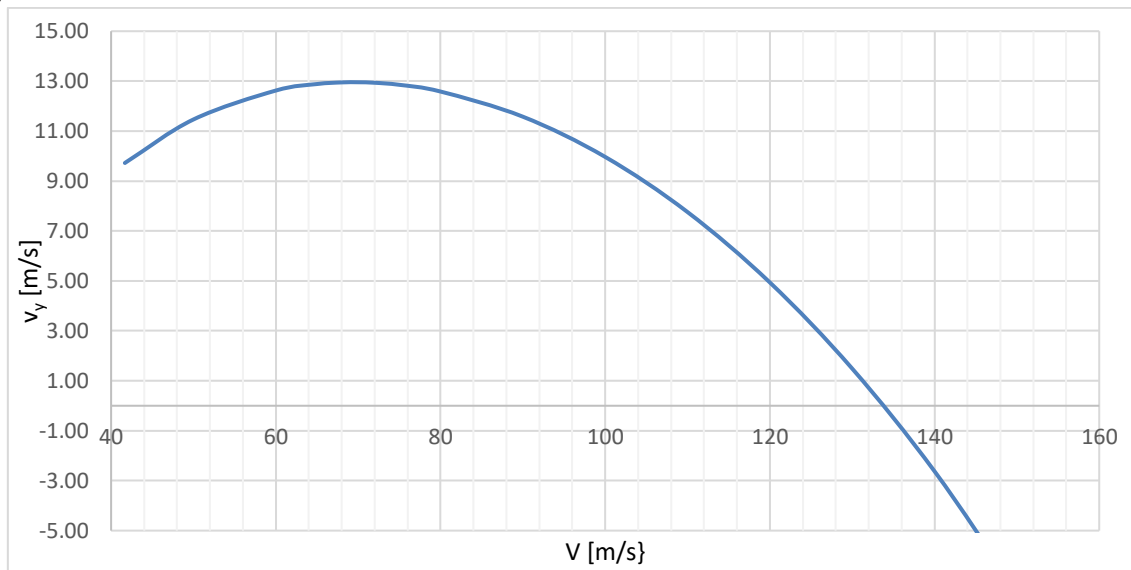
V nasledujúcom grafe je zobrazený potrebný výkon P_p a využitelný výkon P_v :



Graf 11: Potrebný a využitelný výkon lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami

Maximálna rýchlosť lietadla V_{max} je znovu tam, kde sa krivky pretli a je rovnaká ako pre ťahy.

V nasledujúcom grafe je zobrazená vypočítaná stúpavosť lietadla v_y zo vzťahu 6.2 v závislosti od rýchlosti lietadla V :

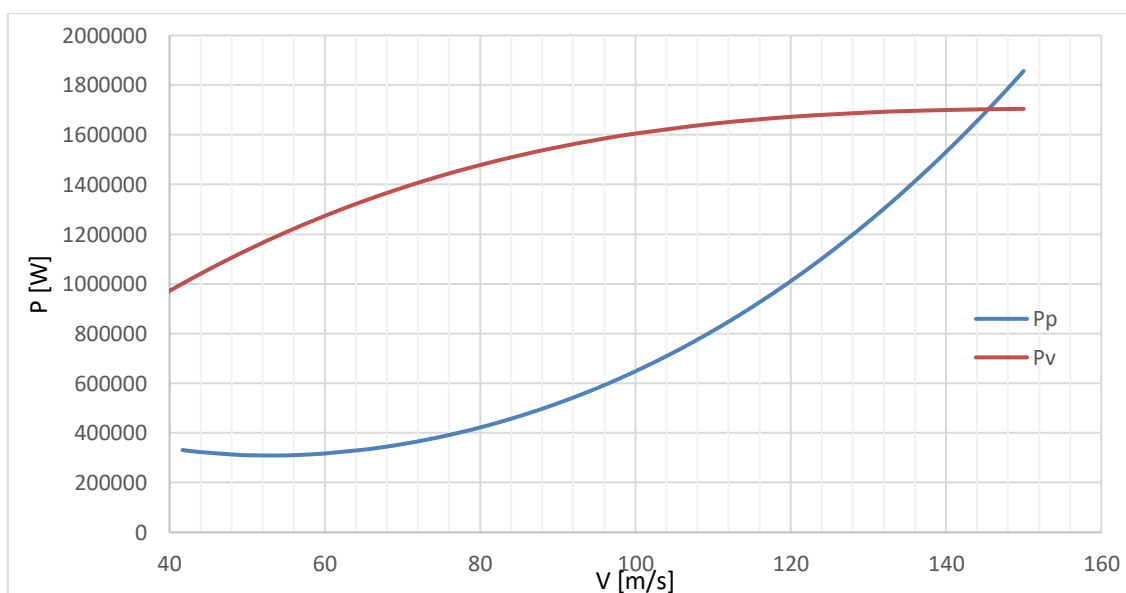


Graf 12: Stúpavosť lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami

Z grafu je vidieť, že maximálna stúpavosť lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami je rovná 12,96 m/s, pri rýchlosti lietadla 70 m/s (136 kts). Maximálna rýchlosť lietadla je vtedy, keď stúpavosť je nulová, teda rozdiel využiteľného a potrebného výkonu je nulový a z grafu je vidieť, že je rovnaká ako bola vypočítaná pomocou ťahov (133,81 m/s).

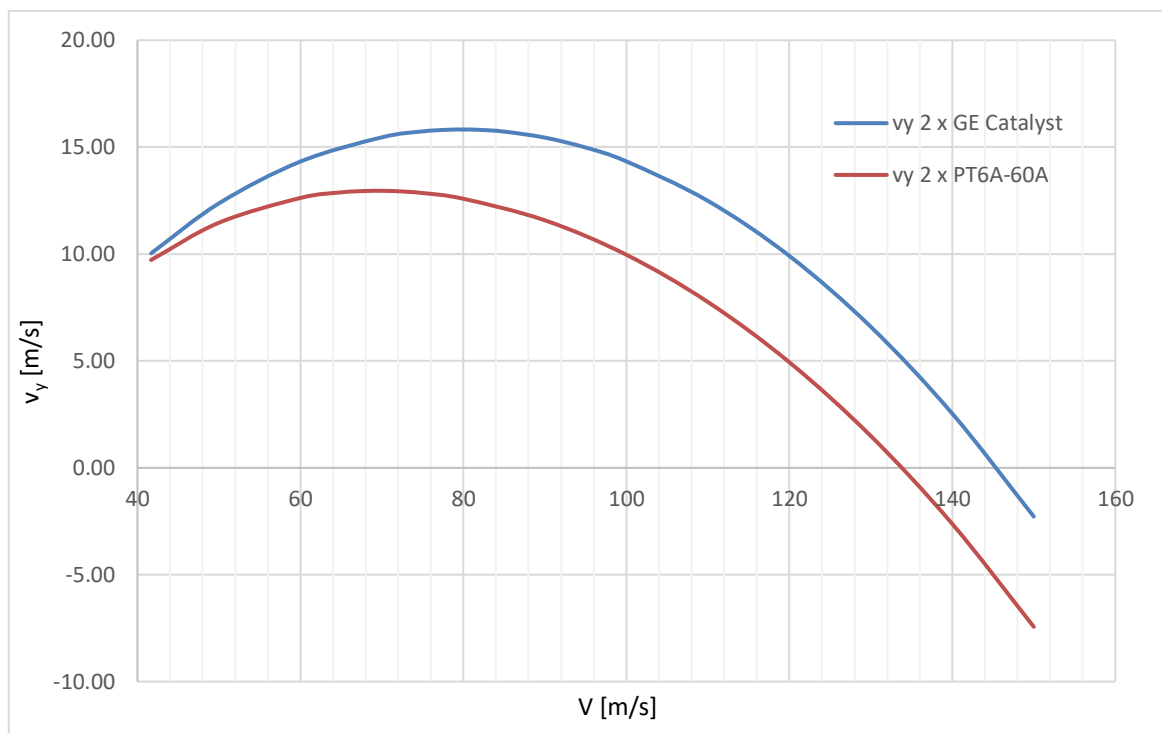
6.2. Letové výkony lietadla s testovanými pohonnými jednotkami

V nasledujúcom grafe je zobrazený potrebný výkon P_p a využiteľný výkon P_v :



Graf 13: Potrebný a využiteľný výkon lietadla s testovanými pohonnými jednotkami

V nasledujúcom grafe je zobrazená vypočítaná stúpavosť lietadla v_y zo vzťahu 6.2 v závislosti od rýchlosti lietadla V a porovnaná so stúpavosťou lietadla s pôvodnými pohonnými jednotkami :

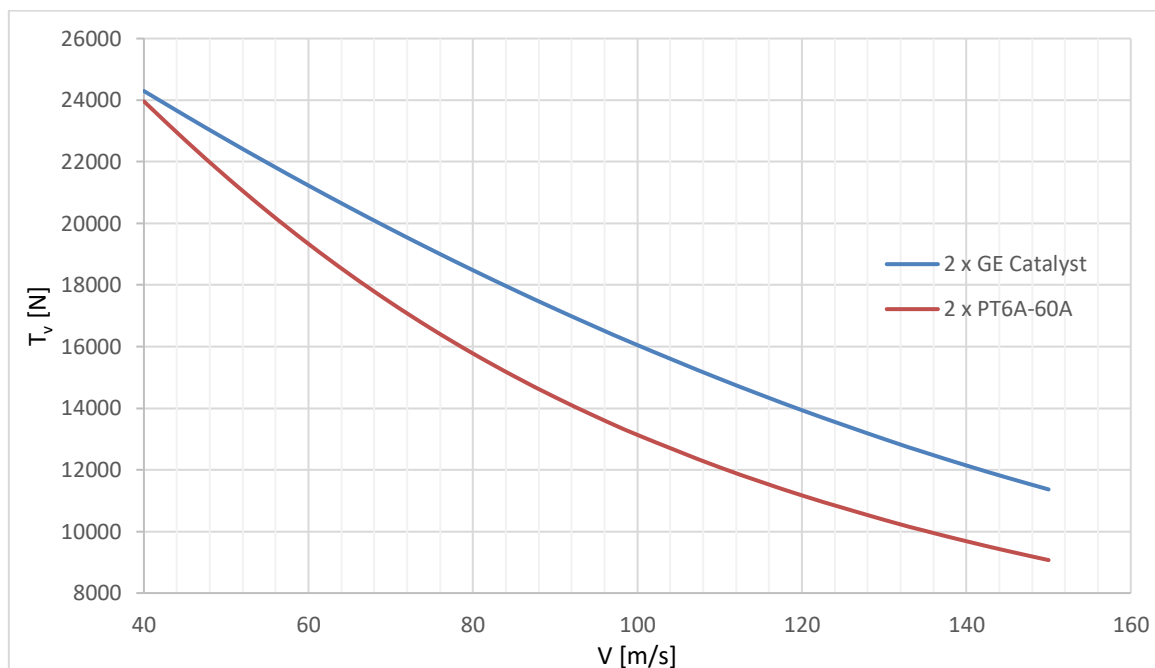


Graf 14: Porovnanie stúpavosti lietadla s rôznymi pohonnými jednotkami

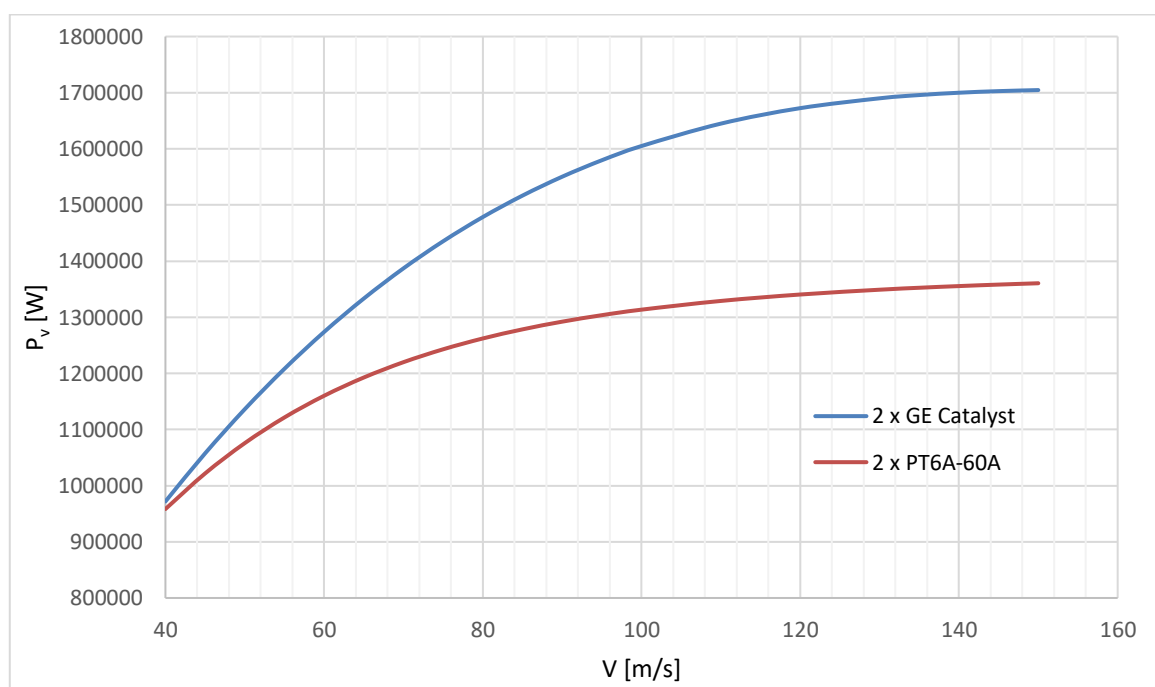
Z grafu je vidieť, že maximálna stúpavosť lietadla s testovanými pohonnými jednotkami je väčšia ako s pôvodnými a je rovná 15,82 m/s, pri rýchlosti lietadla 80 m/s (155,5 kts). Taktiež je vidieť, že maximálna rýchlosť lietadla je väčšia.

7. Porovnanie výkonov pre rôzne pohonné jednotky

V tejto časti budú porovnané vypočítané ťahy a výkony lietadla s pôvodnými a s testovanými pohonnými jednotkami. V nasledujúcich grafoch sú zobrazené využiteľné ťahy a výkony lietadla s pôvodnými a testovanými pohonnými jednotkami:



Graf 15: Využitelný ťah pohonných jednotiek - porovnanie



Graf 16: Využitelný výkon pohonných jednotiek - porovnanie

Z rozdielov ťahov pôvodnej a testovanej pohonnej jednotky je vidieť, že ťahy pôvodnej jednotky sú pri nízkych rýchlostiach väčšie ako pri testovanej. To je z toho dôvodu, že ťah pôvodnej pohonnej jednotky bol počítaný cez ideálny propulzor, ktorý má tendenciu ťah a výkon motora nadhodnocovať a ťah testovanej jednotky bol vypočítaný so znížením pri nižších rýchlostiach lietadla, teda ako by sa v skutočnosti motor správal. Preto až pri vyšších rýchlostiach výpočty viac zodpovedajú predpokladu. V nasledujúcej tabuľke sú porovnané vypočítané využiteľné výkony lietadla z predošlej kapitoly:

Tabuľka 9: Porovnanie využiteľných výkonov lietadla pre rôzne pohonné jednotky

			2 x PT6A-60A	2 x GE Catalyst	
$V [m/s]$	$V [km/h]$	$V [kts]$	$P_v [W]$	$P_v [W]$	$\Delta P_v [W]$
40	144	77,75	958 428	967 040	8 612
45	162	87,47	1 021 777	1 052 359	30 582
50	180	97,19	1 075 768	1 140 000	64 232
55	198	106,91	1 121 532	1 207 800	86 268
60	216	116,63	1 160 158	1 267 200	107 042
65	234	126,35	1 192 666	1 327 300	134 634
70	252	136,07	1 219 981	1 380 400	160 419
75	270	145,79	1 242 924	1 428 000	185 076
80	288	155,51	1 262 207	1 472 000	209 793
85	306	165,23	1 278 439	1 503 650	225 211
90	324	174,95	1 292 133	1 539 000	246 867
95	342	184,67	1 303 717	1 558 000	254 283
100	360	194,39	1 313 549	1 580 000	266 451
110	396	213,82	1 329 080	1 643 400	314 320
120	432	233,26	1 340 513	1 659 600	319 087
130	468	252,70	1 349 058	1 671 800	322 742
135	486	262,42	1 352 518	1 674 000	321 482
140	504	272,14	1 355 543	1 677 200	321 657
145	522	281,86	1 358 198	1 682 000	323 802
150	540	291,58	1 360 535	1 684 500	323 965

V nasledujúcej tabuľke sú zobrazené rozdiely využiteľného a potrebného výkonu, ΔP a vypočítaná stúpanosť lietadla v_y zo vzťahu 6.2 pre rôzne rýchlosti lietadla V , v porovnaní pre lietadlo s pôvodnými a s testovanými pohonnými jednotkami.

Tabuľka 10: Porovnanie stúpanosti lietadla pre rôzne pohonné jednotky

$V [m/s]$	$V [kts]$	2 x PT6A-60A		2 x GE Catalyst	
		$\Delta P [W]$	$v_y [m/s]$	$\Delta P [W]$	$v_y [m/s]$
41.67	81	648 991,57	9,72	669 584,54	10,03
50	97,19	765 299,95	11,47	825 731,48	12,37
60	116,63	842 612,23	12,62	956 263,94	14,33
70	136,07	864 769,61	12,96	1 031 897,40	15,46
80	155,51	839 955,80	12,58	1 056 231,60	15,82
90	174,95	772 738,41	11,58	1 030 924,08	15,45
100	194,38	665 210,42	9,97	956 661,22	14,33
110	213,82	517 766,56	7,76	833 599,75	12,49
120	233,26	329 655,27	4,94	661 587,37	9,91
130	252,70	993 60,57	1,49	440 281,65	6,60
140	272,14	-175 141,68	-2,62	169 217,91	2,54
150	291,58	-496 214,79	-7,43	-152 150,00	-2,28

Záver

Cieľom tejto práce bolo vypočítať a porovnať výkony lietadla Beechcraft King Air 350 s dvoma pôvodnými a dvoma testovanými pohonnými jednotkami, ktoré majú väčší výkon ako pôvodné.

V prvej časti práce boli určené účinnosti referenčnej jednotky, vrtule Avia V 510 s motorom Walter M601 E. Potom bol vysvetlený princíp ideálneho propulzora a podľa neho vypočítaná účinnosť referenčnej jednotky. Pomocou pomeru skutočnej účinnosti a účinnosti ideálneho propulzora referenčnej jednotky bola vypočítaná skutočná účinnosť pôvodnej pohonnej jednotky PT6A-60A a následne jej ťah v závislosti od rýchlosti lietadla. Ťah testovanej pohonnej jednotky GE Catalyst bol určený z poskytnutých hodnôt ťahov získaných z pozemných testov motora.

V druhej časti bola vysvetlená aerodynamika lietadla v horizontálnom ustálenom lete a vypočítaný zjednodušený model poláry lietadla.

Následne bol model poláry lietadla použitý pre zobrazenie využiteľného a potrebného ťahu lietadla a zároveň pre výpočet maximálnej novej rýchlosti lietadla s pôvodnými a s testovanými pohonnými jednotkami. Z ťahov bol vypočítaný potrebný a využiteľný výkon lietadla, ktorý bol potom porovnaný pre lietadlo s pôvodnými a s testovanými pohonnými jednotkami.

Navýšenie výkonu motora spôsobí zvýšenie maximálnej novej rýchlosti, kedy sa využiteľný výkon rovná potrebnému výkonu. Z výpočtov je vidieť, že využiteľný výkon lietadla s testovanými pohonnými jednotkami je zhruba o 24 % vyšší ako s pôvodnými pohonnými jednotkami. Maximálna možná rýchlosť lietadla s pôvodnými jednotkami vyšla **133,81 m/s (481,72 km/h, 260 kts)** a s testovanými jednotkami **145,42 m/s (523,51 km/h, 282,67 kts)**, čo je o 11,61 m/s (41,79 km/h, 22,67 kts) vyššia rýchlosť.

Taktiež vyšší výkon motora zväčší stúpavosť v_y lietadla. S pôvodnými jednotkami bola vypočítaná maximálna stúpavosť **12,96 m/s**, pri rýchlosti lietadla 70 m/s (252 km/h, 136 kts) a s testovanými **15,82 m/s**, pri rýchlosti lietadla 80 m/s (288 km/h, 155,5 kts).

ZDROJE

- [1] Beechcraft. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2018 [cit. 2018-07-20]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft>
- [2] Beechcraft Super King Air. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2018 [cit. 2018-07-20]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Super_King_Air#Super_King_Air_300/350
- [3] King Air 350i. *Beechcraft* [online]. 2018 [cit. 2018-07-20]. Dostupné z: <http://beechcraft.txtav.com/en/king-air-350i>
- [4] SPECIFICATION AND DESCRIPTION: *King Air 350i* [online]. Wichita, Kansas: Textron Aviation Inc.: Beechcraft Aircraft Corporation, 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>
- [5] ŘÍHA, Bohuslav. *Pohon letadel - příkladová část*. Praha: České vysoké učení technické, 1992. ISBN 80-010-0850-9.
- [6] MCCORMICK, Barnes Warnock. *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics*. 2nd ed. New York: Wiley, 1995. ISBN 978-0-471-57506-1.
- [7] BENDA, CSC., Doc. RNDr. Josef a Doc. RNDr. Růžena ČERNÁ, CSC. *Numerická matematika*. Praha, 2008. Doplnkové skriptum. České vysoké učení technické v Praze.
- [8] GENERAL AVIATION ENGINES. *Pratt & Whitney* [online]. Pratt & Whitney Canada, 2018 [cit. 2018-07-20]. Dostupné z: <https://www.pwc.ca/en/products-and-services/products/general-aviation-engines>
- [9] The PT6A – The Legend Tells Its Story. *Covington Aircraft* [online]. 2017 [cit. 2018-07-20]. Dostupné z: <http://blog.covingtonaircraft.com/2017/01/06/the-pt6a-the-legend-tells-its-story/>
- [10] General Electric Catalyst. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2018 [cit. 2018-07-28]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_Catalyst

- [11] GE Catalyst. *GE Aviation* [online]. 2017 [cit. 2018-07-28]. Dostupné z: <https://www.geaviation.com/bga/engines/ge-catalyst>
- [12] GE's 3D-Printed Airplane Engine Will Run This Year. *GE* [online]. 2017 [cit. 2018-07-28]. Dostupné z: <https://www.ge.com/reports/mad-props-3d-printed-airplane-engine-will-run-year/>
- [13] Airplane Cruise. *Glenn Research Center - NASA* [online]. 2015 [cit. 2018-07-28]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/cruise.html>
- [14] Lift-to-drag ratio. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2018 [cit. 2018-07-20]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Lift-to-drag_ratio
- [15] ANDERSON, John D. *Introduction to flight*. 4th ed. Boston [etc.]: McGraw-Hill, 2000. ISBN 00-711-6034-5.