

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta strojní

Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky

Odbor mechaniky a mechatroniky

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Tuhostní a pevnostní analýza nosné konstrukce
turbovrtulového motoru

Jakub Košťel

Vedoucí práce: prof. Dr. Ing. Tomáš Vampola

Praha 2017

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: Koštel Jméno: Jakub Osobní číslo: 438962
Fakulta/ústav: Fakulta strojní
Zadávající katedra/ústav: Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky
Studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství
Studijní obor: bez oboru

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Tuhostní a pevnostní analýza nosné konstrukce turbopropového motoru

Název bakalářské práce anglicky:

Stiffness and stress analysis of the of the load-bearing structure of the turboprop engine

Pokyny pro vypracování:

- 1) Seznamte se s postupy upevnění turbopropových motorů k draku letadla
- 2) Navrhněte zjednodušený výpočetní model nosné konstrukce turbopropového motoru na principu metody konečných polí
- 3) Vyšetřete tuhostní a pevnostní pole analyzované konstrukce v závislosti na definovaných zátěžných režimech
- 4) Prošetřete citlivost jednotlivých konstrukčních prvků nosné konstrukce turbopropového motoru na dosahované globální tuhostní parametry

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

prof. Dr. Ing. Tomáš Vampola, ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: 19.04.2017 Termín odevzdání bakalářské práce: 18.08.2017

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Podpis vedoucí(ho) práce

Podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

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.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Anotační list

Jméno autora:	Jakub Košťel
Název bakalářské práce:	Pevnostní a tuhostní analýza nosné konstrukce turbovrtulového motoru
Anglický název:	Stiffness and stress analysis of the of the load-bearing structure of the turboprop engine
Akademický rok:	2016/2017
Obor studia:	Teoretický základ strojního inženýrství
Ústav/odbor:	Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky Odbor Mechaniky a mechatroniky
Vedoucí bakalářské práce:	prof. Dr. Ing. Tomáš Vampola
Bibliografické údaje:	Počet stran: 66 Počet obrázků: 31 Počet příloh: 4
Klíčová slova:	motorové lože, pevnostní analýza, turbovrtulový motor, MKP
Keywords:	motor mounting, stress analysis, turboprop engine, FEM
Anotace:	Předmětem práce je stručná rešerše uchycení turbovrtulových motorů, tvorba parametrického modelu lože a provedení pevnostní analýzy metodou konečných prvků.
Abstract:	Basis of the theses revolves around a research of turboprop engine mounting, design and FEM analysis of an engine mounting parametric model.

„Prohlašuji, že tato práce je mým původním autorským dílem. Veškerá literatura a další zdroje, z nichž jsem při zpracování čerpal, jsou uvedeny v seznamu použité literatury a v práci jsou řádně citovány. Práce nebyla použita k získání jiného nebo stejného titulu.“

V Praze, dne

.....

Podpis

Děkuji vedoucímu své bakalářské práce prof. Dr. Ing. Tomáši Vampolovi za odborné vedení práce, cenné rady, ochotu a čas, který mi při psaní této práce věnoval.

Obsah

Seznam obrázků	11
Seznam tabulek	12
Seznam použitých symbolů	13
1. Úvod	15
2. Cíle práce	16
3. Upevnění leteckých motorů	17
3.1. Možnosti upevnění leteckých motorů	17
3.1.1. Tlumiče	18
3.2. Zatížení motorových loží	20
3.3. Zástavby turbovrtulových motorů	20
3.3.1. General Electric H-80	20
3.3.2. Rolls-Royce 250 - B17F	21
3.4. Použité uložení	22
4. Pohonná jednotka	22
4.1. Popis turbovrtulového motoru	22
4.1.1. Reverzní tok vzduchu	23
4.1.2. Komprese	24
4.1.3. Spalování	25
4.1.4. Turbíny	26

4.1.5.	Reduktor	27
4.1.6.	Výfukový systém	28
4.2.	Popis a parametry použitého motoru.....	28
5.	Specifikace letounu.....	29
5.1.	Beechcraft King Air 350i	29
6.	Specifikace vrtule.....	30
7.	Výpočtová část.....	32
7.1.	Souřadnicový systém.....	32
7.2.	Zkoumaná zatížení.....	33
7.2.1.	Letová obálka	34
7.2.1.1.	Návrhové rychlosti.....	34
7.2.1.2.	Poryvové násobky.....	36
7.2.2.	Zatížení motorového lože	39
7.2.2.1.	Krouticí moment motoru.....	41
7.2.2.2.	Tah motoru.....	42
7.2.2.3.	Boční zatížení.....	47
7.2.2.4.	Gyroskopická a aerodynamická zatížení.....	47
8.	MKP analýza motorového lože.....	49
8.1.	MKP	49
8.2.	Model lože.....	51
8.3.	Síť.....	51

8.4. Definice okrajových podmínek	51
8.5. Řešení.....	52
8.6. Zpracování výsledků (Postprocessing).....	52
8.7. Grafické výstupy	55
9. Závislost tuhosti soustavy na geometrii.....	58
10. Závěr.....	63
11. Literatura.....	64

Seznam obrázků

Obr. 1- Roztřídění motorových loží [3]	19
Obr. 2- Konstrukce tlumiče [1]	19
Obr. 3- Motorový kruh se závěsy	21
Obr. 4- Motor GE H-80 [4]	21
Obr. 5- Motorové lože letounu Grob G120 [5]	21
Obr. 6- Motor Rolls-Royce 250 - B17F [6]	21
Obr. 7- Motorové lože pro motor PT6 [7]	22
Obr. 8- Model lože v programu ANSYS	22
Obr. 9- Řez turbovrtulovým motorem s popisem základních částí [9]	23
Obr. 10- Motor PT6A-60A v řezu [14]	29
Obr. 11- Uložení motoru PT6 v letounu Beechcraft KingAir B200 [15]	29
Obr. 12- Beechcraft King Air 350i [17]	30
Obr. 13- Vrtule Hartzell HC-B4MP-3C [17]	32
Obr. 14- Souřadnicový systém dle ISO [21]	33
Obr. 15- Letová obálka pro letoun Beechcraft King Air 350i	39
Obr. 16- Proud ideálního propulzoru při práci na místě [23]	43
Obr. 17- Proud ideálního propulzoru při jeho pohybu [23]	43
Obr. 18- Závislost tahu motoru na rychlosti letu	45
Obr. 19- Závislost tahu motoru na rychlosti letu - detail	46
Obr. 20- Zjednodušený výpočtový model vrtule	48

Obr. 21- Fyzikální vlastnosti modelu vrtule	48
Obr. 22- Postup prací v programu ANSYS	50
Obr. 23- Model lože s očíslovanými vyšetřovanými místy	52
Obr. 24- Deformace motorového lože pro letový případ č. 7	55
Obr. 25- Síly v prutech.....	56
Obr. 26- Ohybové momenty.....	56
Obr. 27- Amplituda reakcí na jednotkové zatížení	58
Obr. 28- Model lože s pozicemi proměnných prutů	59
Obr. 29- Závislost tuhosti ve směru x na průřezu prutu.....	61
Obr. 30- Závislost tuhosti ve směru y na průřezu prutu.....	61
Obr. 31- Závislost tuhosti ve směru z na geometrii.....	62

Seznam tabulek

Tab. 1- Parametry motoru PT6A-60A [13].....	29
Tab. 2- Parametry letounu Beechcraft King Air 350i [17]	30
Tab. 3- Rychlosti a násobky pro konstrukci letové obálky	38
Tab. 4- Zkoumané letové případy.....	41
Tab. 5- Vstupní hodnoty jednotlivých letových případů	53
Tab. 6- Velikost reakčních sil a jejich orientace	54
Tab. 7- Konstanty tuhosti v závislosti na geometrii	60

Seznam použitých symbolů

Symbol	Jednotka	Název
a	$[rad^{-1}]$	sklon křivky součinitele C_{NA} na radián
A	$[m^2]$	plocha průřezu
\bar{C}	$[m]$	střední geometrická tětíva
D	$[mm]$	vnější průměr mezikruží
d	$[mm]$	vnitřní průměr mezikruží
D_v	$[m]$	průměr vrtule
F_x	$[N]$	tahová síla
F_y	$[N]$	boční síla
g	$[m/s^2]$	tíhové zrychlení
h	$[m]$	výška
i	$[1]$	převodový poměr
I_{pv}	$[kg \cdot m^2]$	polární moment setrvačnosti vrtule
k_1	$[1]$	provozní součinitel pro turbovrtulové zástavby
k_2	$[1]$	součinitel nesprávné činnosti systému ovládání vrtule
k_c	$[1]$	rychlostní koeficient
k_d	$[1]$	rychlostní koeficient
k_g	$[1]$	zmírňující součinitel poryvu
k_i	$[N/m]$	tuhost soustavy ve směru i
m	$[kg]$	hmotnost
\dot{m}	$[kg/s]$	hmotnostní tok vzduchu
M_{K2}	$[Nm]$	provozní krouticí moment (CS-23.361(a)(2))
M_{K3}	$[Nm]$	provozní krouticí moment (CS-23.361(a)(3))
M_{KS}	$[Nm]$	střední krouticí moment
M_{ored}	$[Nm]$	redukováný ohybový moment
M_{oy}	$[Nm]$	ohybový moment v ose y
M_{oz}	$[Nm]$	ohybový moment v ose z
m_{pj}	$[kg]$	hmotnost pohonné jednotky
M_y	$[Nm]$	gyroskopický moment k ose y
M_z	$[Nm]$	gyroskopický moment k ose z
n_1	$[1]$	kladný provozní násobek
n_2	$[1]$	záporný provozní násobek
n_A	$[1]$	provozní násobek v bodě A letové obálky
n_c	$[1]$	násobek od poryvu při rychlosti v_c
n_d	$[1]$	násobek od poryvu při rychlosti v_d
n_t	$[min^{-1}]$	otáčky turbíny
n_v	$[min^{-1}]$	otáčky vrtule
P	$[kW]$	výkon ideálního propulzoru
P_M	$[kW]$	výkon motoru
r_E	$[mm]$	vnější poloměr trubky
r_I	$[mm]$	vnitřní poloměr trubky

S	$[m^2]$	plocha křídla
S_p	$[m^2]$	plocha kotouče propulzoru
T	$[N]$	tah propulzoru
T_0	$[N]$	statický tah propulzoru
U_{de}	$[m/s]$	odvozená rychlost poryvu
v	$[m/s]$	ekvivalentní rychlost letounu
V_0	$[m/s]$	rychlost před propulzorem
V_2	$[m/s]$	rychlost za propulzorem
v_2	$[m/s]$	přírůstek rychlosti proudu
v_A	$[m/s]$	rychlost obrátová
v_C	$[m/s]$	rychlost cestovní
v_D	$[m/s]$	rychlost strmého letu
v_s	$[m/s]$	rychlost pádová
W	$[kg]$	hmotnost letounu
W_0	$[mm^3]$	modul průřezu v ohybu
μ_g	$[1]$	hmotnostní poměr letounu
ξ	$[mm]$	deformace
ρ	$[kg/m^3]$	hustota vzduchu v urč. nadmořské výšce
ρ_0	$[kg/m^3]$	hustota vzduchu na hladině moře
σ_{DtE295}	$[MPa]$	dovolené napětí v tahu oceli E295
σ_o	$[MPa]$	ohybové napětí
σ_{oE295}	$[MPa]$	dovolené napětí v ohybu oceli E295
σ_t	$[MPa]$	tahové napětí
ω_{1V}	$[rad/s]$	úhlová rychlost otáčení vrtule
ω_{2K}	$[rad/s]$	úhlová rychlost klopení
ω_{2Z}	$[rad/s]$	úhlová rychlost zatáčení



1. Úvod

V dnešní době je v oblasti letecké dopravy trendem zvyšovat rychlost dopravních spojení a snižovat provozní náklady za použití moderních technologií. Tento trend vede k vývoji lehčích a výkonnějších letadel, zároveň je však nutné, aby letecké konstrukce odolávaly vysokým zatížením, která jsou důsledkem zvyšování dosahovaných výkonů, a splňovaly stále přísnější normy. Protože je vývoj letadel, resp. jejich částí, velice nákladným procesem, je snaha o využití možností výpočetní techniky, která umožňuje tento proces výrazně urychlit a snížit náklady. V současné době je téměř výhradně používaným nástrojem v oblasti mechaniky kontinua metoda konečných prvků (MKP), která umožňuje detailní zobrazení struktur při jejich zatěžování, návrh, testování a optimalizaci bez nutnosti výroby nákladných prototypů. Využitím MKP se značně snižuje doba od původního návrhu k finálnímu produktu, s tím spojené náklady na vývoj a zvyšuje se produktivita. V této bakalářské práci bylo využito MKP k analýze pevnostního a tuhostního pole motorového lože turbovrtulového motoru.



2. Cíle práce

Cíle této práce jsou:

1. Seznámit se s postupy upevnění turbovrtulových motorů
2. Navrhnout zjednodušený výpočetní model nosné konstrukce turbovrtulového motoru na principu metody konečných polí
3. Vyšetřit tuhostní a pevnostní pole analyzované konstrukce v závislosti na definovaných zátěžných režimech
4. Prošetřit citlivost jednotlivých konstrukčních prvků nosné konstrukce turbovrtulového motoru na dosahované globální tuhostní parametry



3. Upevnění leteckých motorů

3.1. Možnosti upevnění leteckých motorů

Zástavba motoru je dána použitou konstrukcí letadla a účelem, za kterým bude provozováno. Motorové lože slouží ke spojení pohonné jednotky s drakem letounu [1]. Lože musí být dostatečně pevná a tuhá, aby dokázala přenést silové účinky, kterými jsou zatížena od motoru a jeho komponent, nejúspěšnějším možným způsobem do konstrukce letadla. Zároveň však musí být dostatečně lehká a umožňovat rychlou montáž a demontáž motoru. Zkušenost ukazuje, že se doba potřebná k demontáži pohonné jednotky značně snižuje, demontujeme-li motor společně s motorovým ložem [2]. Rozlišujeme několik různých konstrukčních uspořádání motorových loží:

1. Příhradové (prutové) konstrukce
2. Nosníkové konstrukce
3. Smíšené (kombinace příhradové a nosníkové) konstrukce
4. Rámové konstrukce

Konkrétněji viz Obr. 1. U turbovrtulových motorů, jež jsou předmětem této práce, se používá převážně motorového kruhu (Obr. 3), který drží motor, a prutové konstrukce. Motorová lože se vyrábějí z ocelových trubek a profilů nebo nosníků z hořčíkových a hliníkových slitin. Při výrobě se velká péče musí věnovat všem konstrukčním přechodům, které jsou zaleštěny z důvodu snížení koncentrace napětí, což vede ke zvýšení únavové pevnosti. Před první montáží a při generálních opravách je provedena kontrola na trhliny [1]. Lože jsou mimo jiné namáhána vibracemi od motoru a vrtule, které mohou vyvolat složité kmitání celé



soustavy a následnou destrukci lože. Tuhost motorového lože, vlastní frekvence vibrací a potřebný stupeň tlumení jsou v různých směrech rozdílné [2]. Žádná z vlastních frekvencí lože nesmí být blízko frekvenci pohonné jednotky při provozních otáčkách.





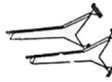


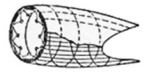

3.1.1. Tlumiče

Potlačení vibrací působících na motorové lože je možné pomocí tlumičů [1]. Konstrukce tlumiče je zřejmá z Obr. 2. Rozdílné tuhosti jednotlivých tlumičů podle směru předpokládané deformace je možné dosáhnout dvěma způsoby. První možnost je tlumič ve tvaru pouzdra s rozdílnou tloušťkou pryže v různých směrech. Druhý typ tlumičů s různou tuhostí v závislosti na směru působících zatížení je řešen na základě odlišných modulů tuhosti pryže při zatěžování na smyk a na stlačení, čímž lze dosáhnout vysokých hodnot osově tuhosti a zároveň nízkých hodnot torzní tuhosti. Tlumiče tohoto typu jsou vyráběny ve tvaru kotoučů nebo pouzder [3]. Umisťujeme je v místech spojení motoru a lože a tam, kde je lože spojeno s letadlem – nejčastěji v místě protipožární přepážky [1].

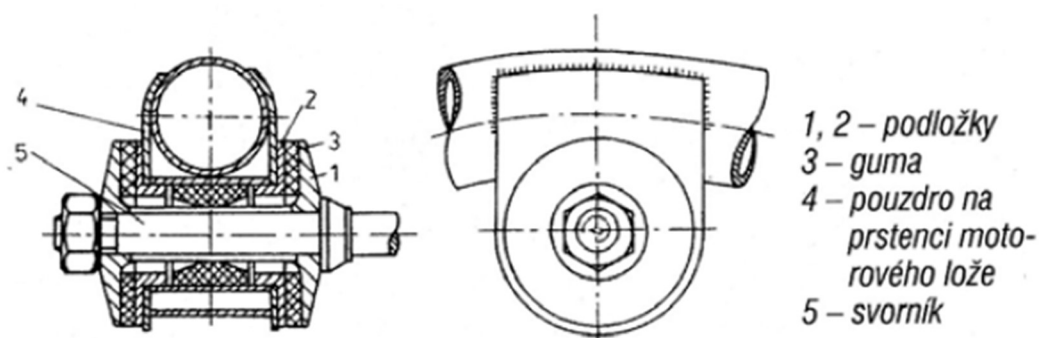


ROZTRÍDĚNÍ MOTOROVÝCH LOŽÍ (PODLE M. N. ŠULŽENKA).

Tabulka 5

1 Uspořádání	2 Řadové motory		3 Hvězdicové motory	
	Motorová lože s příčkami. Motory s nezatíženou klikovou skříní	Motorová lože bez příček. Motory se zatíženou klikovou skříní	Jednoduché motorové lože	Složitá motorová lože
Prutová konstrukce				
Nosníková konstrukce	—		—	—
Konstrukce s nosníky s pruty				
Rámová konstrukce		—	—	—

Obr. 1- Roztřídění motorových loží [3]



Obr. 2- Konstrukce tlumiče [1]



3.2. Zatížení motorových loží

Na motorové lože působí tato zatížení:

1. Váha pohonné jednotky a jejích komponent, které jsou spojeny s motorovým ložem
2. Setrvačné síly působící při neustáleném letu, jejichž velikost je určována součinitelem přetížení
3. Tah, vyvolaný vrtulí případně tryskovým pohonem letounu
4. Reakční moment vrtule – pouze u letounů s vrtulovým pohonem
5. Gyroskopický moment vznikající při obracech
6. Vibrační namáhání

Tíhová a setrvačná zatížení mají ve všech případech působiště v těžišti pohonné skupiny a jejich směr je stanoven pevnostními normami. Pouze směr tahu se bere vždy v ose vrtule [2].

3.3. Zástavby turbovrtulových motorů

V této kapitole jsou popsána a zobrazena konstrukční řešení uložení motorů podobných parametrů různých výrobců.

3.3.1. General Electric H-80

Uložení turbovrtulového motoru GE H-80 (Obr. 4) je ve většině případů řešeno pomocí motorového kruhu se závěsy tlumícími vibrace od motoru. Kruh je svázán s protipožární přepážkou prutovou konstrukcí – viz Obr. 3.



Obr. 3- Motorový kruh se závěsy



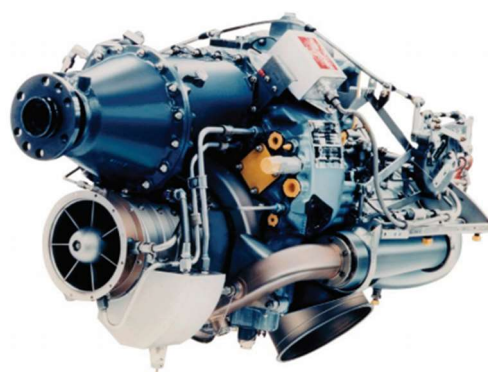
Obr. 4- Motor GE H-80 [4]

3.3.2. Rolls-Royce 250 - B17F

Jedno z možných uchycení (Obr. 5) turbovrtulového motoru Rolls-Royce 250 - B17F (Obr. 6). Jedná se o trubkovou konstrukci pevně spojenou s protipožární přepážkou na jedné straně a se závěsy motoru na straně druhé.



Obr. 5- Motorové lože letounu Grob G120 [5]

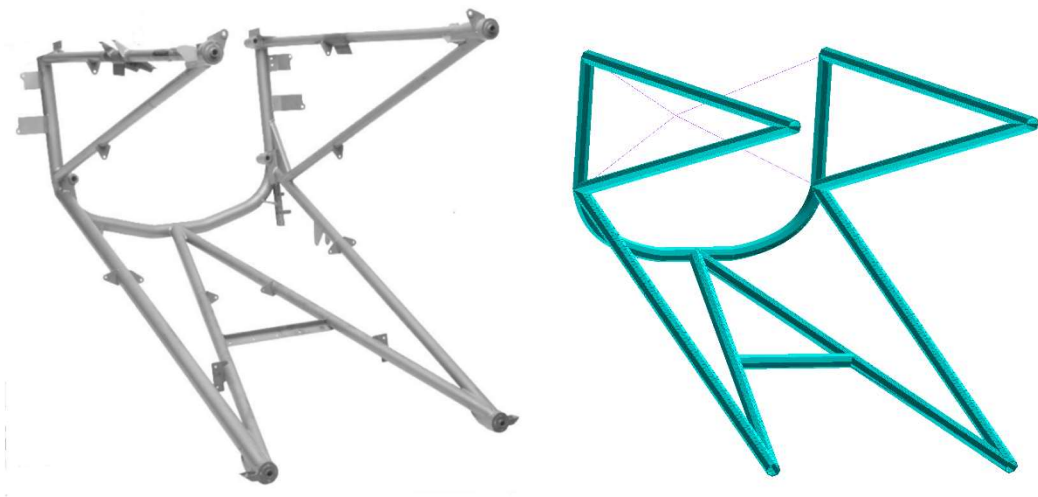


Obr. 6- Motor Rolls-Royce 250 - B17F [6]



3.4. Použité uložení

Na základě zadání této práce byl zvolen turbovrtulový motor Pratt & Whitney PT6A-60, který je upevněn do lože trubkové konstrukce zřejmé z Obr. 7, pro jehož zjednodušený model (Obr. 8) bude dále prováděna pevnostní a tuhostní kontrola pomocí metody konečných prvků.



Obr. 7- Motorové lože pro motor PT6 [7] Obr. 8- Model lože v programu ANSYS

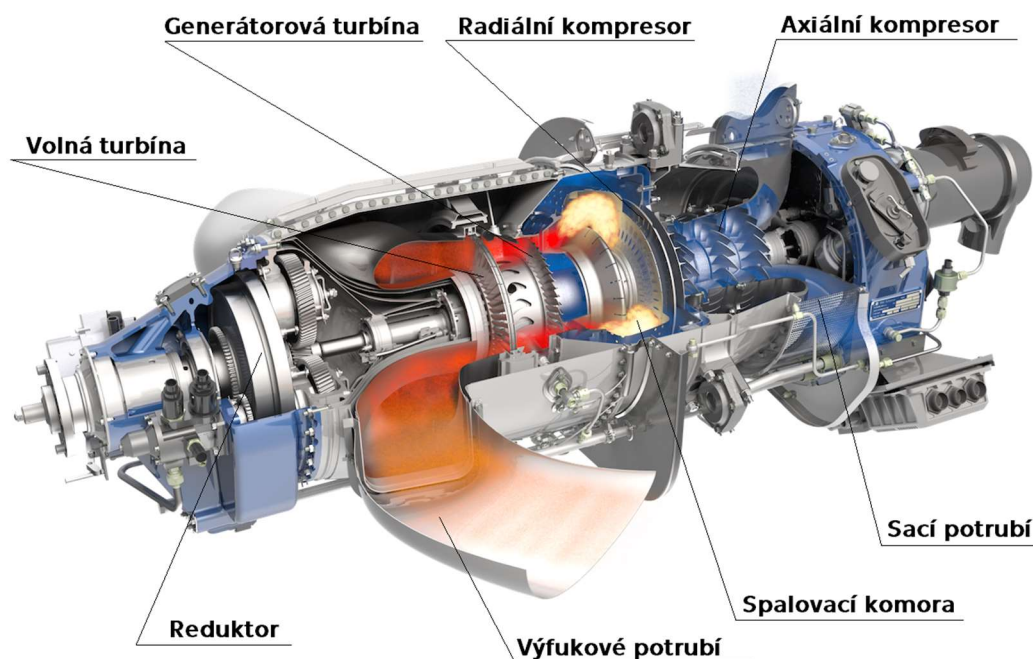
4. Pohonná jednotka

4.1. Popis turbovrtulového motoru

Turbovrtulový motor v sobě kombinuje výhody pístových spalovacích a turbínových motorů. Tento typ pohonu je hojně využíván v kategorii malých dopravních letounů létajících na regionálních linkách. Je tomu z důvodu vysoké účinnosti při rychlostech do 200 m/s a nízké spotřebě paliva v přepočtu na jednoho cestujícího. Výhodou oproti pístovým spalovacím motorům je relativně malý počet rotujících součástí



a s tím spojené nižší vibrace pohonné jednotky a s nimi spojená menší hlučnost. Malý počet rotujících součástí také výrazně zvyšuje spolehlivost motoru a vede ke zjednodušení servisních prací. Za nevýhodu může být považována vyšší pořizovací cena, která je však opodstatněná extrémní spolehlivostí turbovrtulových motorů [8]. Konstrukční uspořádání včetně pozic v textu zmiňovaných částí turbovrtulového motoru je na Obr. 9.



Obr. 9- Řez turbovrtulovým motorem s popisem základních částí [9]

4.1.1. Reverzní tok vzduchu

Hlavním a charakteristickým rozdílem turbovrtulových motorů od motorů proudových je reverzní tok vzduchu. Vzduch do motoru vstupuje velkým otvorem, který se nachází v přední části motorové gondoly. Odtud proudí k zadní části motoru až do oblasti protipožární přepážky. V tomto místě mění svůj směr o 180 stupňů zpět k přední části letadla. Vzduch



mění svůj směr ještě jednou, po vstupu do spalovací komory, což umožňuje výrobu kratších a kompaktnějších motorů [10].

4.1.2. Kompresce

Po průchodu nasávacím systémem vzduch proudí do první kompresorové části. Protože je však nasáván příliš velkou rychlostí, musí nejprve projít difuzorem, který snižuje jeho rychlost. Kompresorová část obsahuje několik axiálních stupňů. Axiální stupně kompresoru jsou charakteristické směrem proudu vzduchu. Vzduch se zde pohybuje rovnoběžně s hřídelem motoru. Jeden stupeň kompresoru je tvořen řadou rotujících lopatek (rotorem) a řadou pevných lopatek (statorem). Lopatky mají specifický profil a urychlují proudící vzduch a zvyšují jeho tlak. Profily lopatek dělíme na nadzvukové a podzvukové, v závislosti na Machově čísle. Základním profilem lopatek jsou křídlové nebo vrtulové profily, které jsou vhodně tvarovány, aby došlo k patřičnému ohnutí proudu v lopatkové mříži. Oběžné lopatky se upevňují na rotor kompresoru v zásadě třemi možnými způsoby – pomocí rybinového závěsu, vidlicového závěsu nebo pomocí válcového závěsu (závěs se zaoblenými hranami). Statorové lopatky jsou uchyceny v závislosti na konstrukci skříně kompresoru. Uchycení může být jednostranné (letmé) případně oboustranné (rámové). Lopatky se vyrábějí z lehkých hliníkových slitin, titanu, oceli nebo vysokoteplotních slitin a jsou vyráběny klasickým třískovým obráběním na CNC strojích [1]. Po průchodu vzduchu všemi axiálními stupni kompresoru se vzduch dostane do kompresoru radiálního, kde následně opouští jádro motoru a pokračuje směrem do spalovací komory.



4.1.3. Spalování

Ve spalovací komoře dochází přeměně chemické energie rozprašovaného paliva v energii tepelnou, která slouží k ohřevu vzduchu protékajícího komorou. Plyny po vzplanutí dosahují teplot mezi 1 800-2 000 °C. Při takto vysokých teplotách není možné nechat směs spalin proudit do turbíny. Proto vzduch, který není využit pro spalování, (což je asi 60 % celkového objemu) proudí okolo spalovací komory a postupně se otvory dostává do jejího prostoru a ochlazuje tak spaliny na žádoucí teplotu. Zbytek tohoto vzduchu slouží k ochlazení vnějšího pláště spalovací komory [8]. Hlavními požadavky na spalovací komoru jsou

1. Snadné a bezpečné zapálení paliva při různých provozních podmínkách
2. Stabilní hoření v celém rozsahu pracovních režimů turbovrtulového motoru
3. Zabezpečení rovnoměrného tlakového, teplotního a rychlostního pole na výstupu
4. Minimální hydraulické ztráty při průchodu média komorou
5. Krátká dráha plamene – palivo nesmí dohořívát mimo spalovací komoru [11]

Z konstrukčního hlediska existují tři základní typy komor

1. Trubkové
2. Prstencové
3. Smíšené

Trubkové komory se skládají ze dvou hlavních částí – pláště a vlastního plamence. Jsou rozmístěny dokola rotoru v počtu 6-14, bývají skloněny k ose motoru, případně navíc i šikmo natočené. Touto



konstrukční úpravou je dosaženo větší kompaktnosti celé pohonné jednotky. U trubkových komor je velice obtížné dosáhnout rovnoměrného teplotního pole, jsou však konstrukčně jednoduché a levné na výrobu.

Prstencové komory jsou výhodnější než komory trubkové, protože využívají celý prostor kolem rotoru. Jsou tvořeny vnitřní a vnější stěnou plamence. Výhodou těchto komor jsou lepší spouštěcí vlastnosti, na druhou stranu však bývají nákladnější.

Smíšené komory jsou poměrně hojně rozšířeny i přesto, že hmotnostně leží mezi oběma dříve popsanými typy. U tohoto typu jsou jednotlivé plamence vloženy do mezikruhového prostoru, který je tvořen vnějším a vnitřním pláštěm. Sousední plamence jsou propojeny průšlehovými trubkami [1].

4.1.4. Turbíny

Turbíny jsou stejně jako kompresory lopatkové stroje. Na rozdíl od kompresorů však mění energii spalin na energii mechanickou. Základním úkolem turbín je zásobování kompresoru a příslušenství energií a v případě turbovrtulového motoru roztáčet hřídel spojenou přes reduktor s vrtulí, která následně generuje tah. Během tohoto procesu dochází k velkým napětím – konce turbínových lopatek běžně rotují obvodovými rychlostmi přesahujícími 450 m/s . Proud spalin, kterému je turbína vystavená, je ohřát na teplotu mezi 800-1 700 °C a v některých částech turbíny může dosahovat rychlostí blízcím se 2 500 m/s . Pro vytvoření hnacího momentu se turbína skládá z několika stupňů, z nichž každý obsahuje řadu statorových a rotorových lopatek. Počet stupňů závisí na vztahu mezi požadovaným výkonem z proudu spalin, rychlosti rotace, při které je produkován, a průměrem turbíny. Počet hřídelů a tedy



i turbín je podmíněn typem motoru. Moderní turbovrtulové motory využívají takzvané volné turbíny, která je umístěna za turbínou pohánějící kompresor. Tato metoda umožňuje provoz turbíny na optimálních rychlostech, protože je mechanicky nezávislá na ostatních turbínách a kompresorových hřídelích. Z celkového mechanického výkonu motoru je na pohon vrtule vyhrazeno pouze cca 30 %. [8]

4.1.5. Reduktor

Otáčky hnací turbíny se pohybují v rozsahu 6 000-40 000 min^{-1} v závislosti na velikosti daného motoru. Tyto otáčky jsou však mimo pracovní rozsah vrtule. Proto jsou v turbovrtulových motorech používány reduktory. Reduktorem nazýváme ozubené soukolí, které snižuje otáčky hnací turbíny na pracovní otáčky vrtule. Nejvhodnější otáčky pro práci vrtule leží v rozmezí 1 000-2 000 min^{-1} . Z toho dále vyplývá převodový poměr reduktoru $i = \frac{n_t}{n_v} = 6-20$, kde n_t jsou otáčky turbíny a n_v otáčky vrtule. Reduktory jsou jednou z nejsložitějších a nejvíce zatěžovaných částí motoru, proto musí vyhovovat přísným požadavkům. Mezi tyto požadavky patří

1. Malé rozměry a hmotnost při velkém přenášeném výkonu
2. Vysoká účinnost převodu
3. Spolehlivost po celou dobu životnosti motoru

Požadavek na malé rozměry je dán v důsledku potřeby malého zakřivení na vstupním kanálu motorového kompresoru. Ze statistik vyplývá, že hmotnost reduktoru bývá cca 20-30 % celkové hmotnosti motoru, účinnost reduktorů běžně dosahuje 98-99 %. Zbylá dvě procenta výkonu se mění v teplo, které je z reduktoru odváděno chladícím olejem mazacího systému [1].



4.1.6. Výfukový systém

Pro vzduch, který už jednou prošel hnacími turbínami, není další využití. Výfukovým systémem tedy opouští celou pohonnou jednotku. Některé letové příručky poskytují číslo, které udává, jak velký tah je generován přímo výfukovými plyny proudícími do okolí. Obvykle se jedná o jednotky procent celkového tahu. Většina tahu turbovrtulového motoru vzniká díky vrtuli [10].

4.2. Popis a parametry použitého motoru

PT6 je turbovrtulový motor kanadského výrobce leteckých motorů Pratt & Whitney. Motory řady PT6 patří díky skvělým výkonovým parametrům, úspornosti a kvalitě provedení mezi nejhojněji využívané ve výkonové kategorii od 370 do 1 500 *kW* na hřídeli. Jedná se o dvouhřídelový motor s reverzním proudem vzduchu a spalín, jednostupňovou radiální kompresorovou turbínou a vícestupňovou axiální volnou turbínou. Řada PT6 se dále člení na tři podkategorie – malé, střední a velké – v závislosti na jejich výkonu. Pratt & Whitney vyrábí na 69 variant tohoto motoru. Konstrukční uspořádání jednotlivých variant je stejné viz Obr. 10, vyššího výkonu motoru je dosaženo zvýšeným průtokem vzduchu kompresorem a zvýšením počtu stupňů hnací turbíny. V této práci je uvažována modelová varianta PT6A-60A ze střední řady s třístupňovým axiálním a jednostupňovým radiálním kompresorem [12]. Parametry použitého motoru viz tabulka Tab. 1. Příklad zástavby motoru do letounu Beechcraft KingAir B200 viz Obr. 11.



Tab. 1- Parametry motoru PT6A-60A [13]

PT6A-60A	
Délka [mm]	1 831
Průměr [mm]	464
Suchá hmotnost [kg]	221
Maximální výkon [shp/kW]	1 050/783
Výstupní otáčky [min^{-1}]	1 700
Otáčky generátorové turbíny [min^{-1}]	39 000



Obr. 10- Motor PT6A-60A v řezu [14]



Obr. 11- Uložení motoru PT6 v letounu
Beechcraft KingAir B200 [15]

5. Specifikace letounu

5.1. Beechcraft King Air 350i

Motor Pratt & Whitney PT6A-60A byl v této bakalářské práci zvolen společně s letounem Beechcraft King Air 350i. Jedná se o dvoumotorový, samonosný dolnoplošník s přetlakovou kabinou, ocasními plochami uspořádanými do „T“ a zatahovacím



tříkolovým podvozkem, viz Obr. 12. Svým zaměřením se řadí mezi obchodní letouny (tzv. business jety). Konstrukčně vychází z menších, dříve vyráběných variant řady King Air. Tato varianta (350i) byla certifikována v průběhu roku 2009 [16]. Základní parametry letounu jsou uvedeny v tabulce Tab. 2. Výkonové parametry jsou uvedeny dále v textu, v kapitolách s nimi souvisejícími.



Obr. 12- Beechcraft King Air 350i [17]

Tab. 2- Parametry letounu Beechcraft King Air 350i [17]

Beechcraft King Air 350i	
Rozpětí křídel [m]	17,65
Délka [m]	14,22
Výška [m]	4,37
Plocha křídla [m ²]	28,8
Maximum pasažérů	11
Nákladový prostor [kg]	521,6
Maximální vzletová hmotnost [kg]	6804

6. Specifikace vrtule

Letoun je v základu vybaven dvěma čtyřlístými hliníkovými vrtulemi Hartzell Propeller s kódovým označením HC-B4MP-3C viz Obr. 13. Jednotlivá písmena v kódovém označení znamenají dle katalogu výrobce



HC – možnost regulace - Hartzell Controllable

B – uchycení listů

4 – počet listů vrtule

M – typ upevnění dřívků vrtulových listů – dvě jehlová ložiska

P – typ montážní příruby – čtyři 1/2" kolíky, 8 9/16" šroubů na kružnici o průměru 4,25"

3 – specifické vlastnosti vrtule – konstantní otáčky, praporování, reverzace tahu

C – vrtulový kužel

Udávaná hmotnost vrtule je 87,1 *kg*, průměr vrtule 2,667 *m* – dle typového certifikátu dostupného na stránkách Evropské agentury pro bezpečnost letectví [18] [19].



Obr. 13- Vrtule Hartzell HC-B4MP-3C [17]

7. Výpočtová část

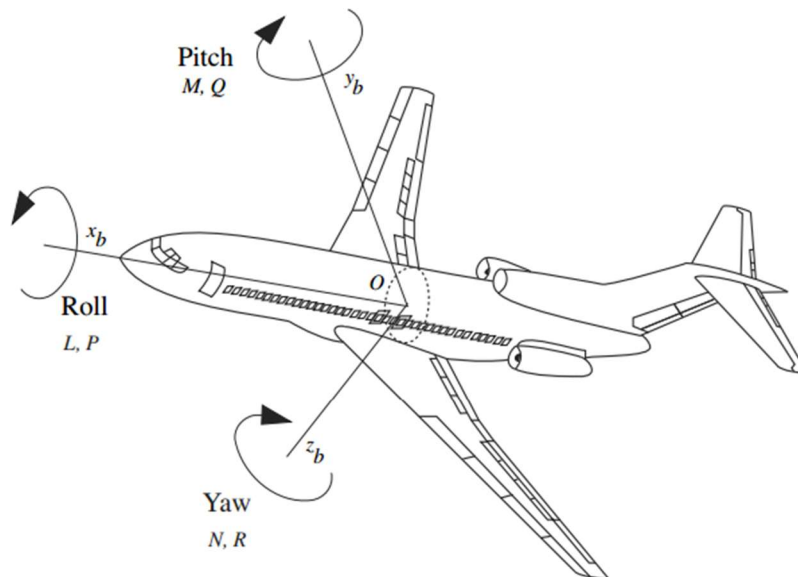
7.1. Souřadnicový systém

Úvahy o letových vlastnostech vyžadují důsledné použití přesně definovaných souřadnicových soustav, kterými jsou určeny základní orientace rychlostí, sil a momentů. Letadlovou souřadnicovou soustavu tvoří pravoúhlý, pravotočivý systém souřadnicových os, který má počátek v těžišti letounu. Souřadnicový systém je s letounem pevně svázán a je časově i prostorově neměnný. Základní osou je podélná osa letounu x , která leží v rovině souměrnosti letounu a má směr rovnoběžný s osou trupu. Druhá osa soustavy – kolmá osa z - leží rovněž v rovině souměrnosti a je kolmá na osu podélnou. Z pohledu pilota směřuje směrem dolů. Poslední osa soustavy je bočná osa y , která je kolmá na obě předešlé osy a přibližně kopíruje směr osy pravého křídla. K těmto letadlovým osám se vztahují otáčivé pohyby letounu. [20]



1. Otáčení kolem osy x – klonění (roll)
2. Otáčení kolem osy z – zatačení (yaw)
3. Otáčení kolem osy y – klopení (pitch)

Pro dále uvedené pevnostní výpočty motorového lože a jeho zatížení je použit jednotný souřadnicový systém ISO. Orientace os a momentů společně s vyznačením základních pohybů je zřejmá z Obr. 14.



Obr. 14- Souřadnicový systém dle ISO [21]

7.2. Zkoumaná zatížení

Z platných předpisů Evropské agentury pro bezpečnost letectví (EASA) o certifikačních specifikacích, včetně předpisů letové způsobilosti a přijatelných způsobů průkazu, pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu („CS-23“) byly vybrány body (letové případy) týkající se zatížení motorového lože.



7.2.1. Letová obálka

Dle CS-23.333 musí být pevnostní požadavky splněny pro každou kombinaci rychlosti letu a násobku zatížení v rámci letové obálky včetně jejích hranic. Tato obálka demonstruje souhrn zatížení vznikajících při obratech a poryvech a jejich možné kombinace [22]. V této kapitole je znázorněna konstrukce letové obálky pro letoun Beechcraft King Air 350i viz Obr. 15, včetně výpočtů nutných k její konstrukci. Letová obálka je konstruovaná pouze pro jednu určitou kombinaci hodnot (viz Tab. 3) hmotnosti letounu a letové výšky. Uvedená obálka předpokládá maximální návrhovou hmotnost letounu $m = 6800 \text{ kg}$ a letovou výšku $h = 6096 \text{ m}$. V záporné oblasti násobků byla obálka zjednodušena z důvodu nedostupných dat. Toto zjednodušení neovlivňuje bezpečnost a je tudíž možné. Kapitoly 7.2.1.1-7.2.2. byly převzaty z [22].

7.2.1.1. Návrhové rychlosti

Dle CS-23.337, který definuje provozní zatížení letounu při obratech, byly zvoleny následující násobky zatížení.

1. Kladný provozní násobek při obratech n_1

$$n_1 = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000} = 2,1 + \frac{24000}{15000 + 10000} = 3,1, \quad (1)$$

kde W je hmotnost letounu uváděná v lb .

2. Záporný provozní násobek při obratech n_2

$$n_2 = -0,4 \cdot n_1 = -1,2. \quad (2)$$



Dále byl proveden výpočet návrhových rychlostí. Pro návrhové rychlosti je uvažována hustota vzduchu v 0 m mezinárodní standardní atmosféry (zkráceně MSA), tudíž se jedná o ekvivalentní vzdušné rychlosti (EAS). Byla dopočítána návrhová cestovní rychlost v_C a návrhová rychlost strmého letu v_D , rychlost obrátová v_A a rychlost pádová v_S byly odečteny z katalogu výrobce [17].

1. Návrhová cestovní rychlost v_C

Dle CS-23.335 nesmí být návrhová cestovní rychlost menší než

$$v_C \geq k_C \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 31,4 \cdot \sqrt{48,4} \doteq 219 \text{ kt} = 112 \text{ m/s}, \quad (3)$$

kde $\frac{W}{S}$ je plošné zatížení křídla při maximální návrhové vzletové hmotnosti letadla

$$\frac{W}{S} = \frac{15000}{310} = 48,4 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2} = 236,4 \text{ kg/m}^2, \quad (4)$$

a koeficient k_C je pro hodnoty $\frac{W}{S} > 20$ lineárně interpolován mezi hodnotami $k_{C1} = 33$ pro hodnoty $\frac{W}{S} = 20$ a $k_{C2} = 28,6$ pro $\frac{W}{S} = 100$

$$\begin{aligned} k_C &= 33 + \left(\frac{W}{S} - 20\right) \cdot \frac{28,6 - 33}{100 - 20} = 33 + (48,4 - 20) \cdot \frac{28,6 - 33}{100 - 20} = \\ &= 31,4. \end{aligned} \quad (5)$$



2. Návrhová rychlost strmého letu v_D (dle CS-23.335)

$$v_D = k_D \cdot v_C = 1,38 \cdot 219 = 302 \text{ kt} = 155 \text{ m/s}, \quad (6)$$

kde koeficient k_D je pro hodnoty $\frac{W}{S} > 20$ lineárně interpolován mezi hodnotami $k_{D1} = 1,40$ pro hodnoty $\frac{W}{S} = 20$ a $k_{D2} = 1,35$ pro $\frac{W}{S} = 100$

$$\begin{aligned} k_D &= 1,40 + \left(\frac{W}{S} - 20\right) \cdot \frac{1,35 - 1,40}{100 - 20} = \\ &= 1,40 + (48,4 - 20) \cdot \frac{28,6 - 33}{100 - 20} = 1,38. \end{aligned} \quad (7)$$

7.2.1.2. Poryvové násobky

Dle CS-23.341, který definuje provozní zatížení při poryvech, byl spočítán násobek od poryvu s dosazením maximální návrhové vzletové hmotnosti letadla, rychlosti v_C a výšce letu $h = 6096 \text{ m}$.

Násobek od poryvu při rychlosti letu v_C

$$\begin{aligned} n_C &= 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de} \cdot v \cdot a}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} = 1 \pm \frac{0,82 \cdot 1,225 \cdot 15,24 \cdot 219 \cdot 2\pi}{2(2316,8)} = \\ &= 1 \pm 2,3, \end{aligned} \quad (8)$$

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 70,61}{5,3 + 70,61} = 0,82, \quad (9)$$



$$\mu_g = \frac{2 \cdot \frac{W}{S}}{\rho \cdot \bar{C} \cdot a \cdot g} = \frac{2 \cdot 2316,8}{0,653 \cdot 1,63 \cdot 2\pi \cdot 9,80665} = 70,61, \quad (10)$$

$$\bar{C} = \frac{S}{l} = \frac{28,8}{17,65} = 1,63 \text{ m}, \quad (11)$$

kde

$k_g =$	zmírňující součinitel poryvu	
$\mu_g =$	hmotnostní poměr letounu	
$U_{de} =$	odvozená rychlost poryvu podle CS-23.333 (c)	$[m/s]$
$\rho_0 =$	hustota vzduchu na hladině moře	$[kg/m^3]$
$\rho =$	hustota vzduchu v uvažované nadmořské výšce	$[kg/m^3]$
$\frac{W}{S} =$	plošné zatížení křídla od hmotnosti letounu při vybraném případě zatížení	$[N/m^2]$
$\bar{C} =$	střední geometrická tětíva	$[m]$
$g =$	gravitační zrychlení	$[m/s^2]$
$v =$	ekvivalentní rychlost letounu (EAS)	$[m/s]$
$a =$	sklon křivky součinitele normálové síly C_{NA} na radián	



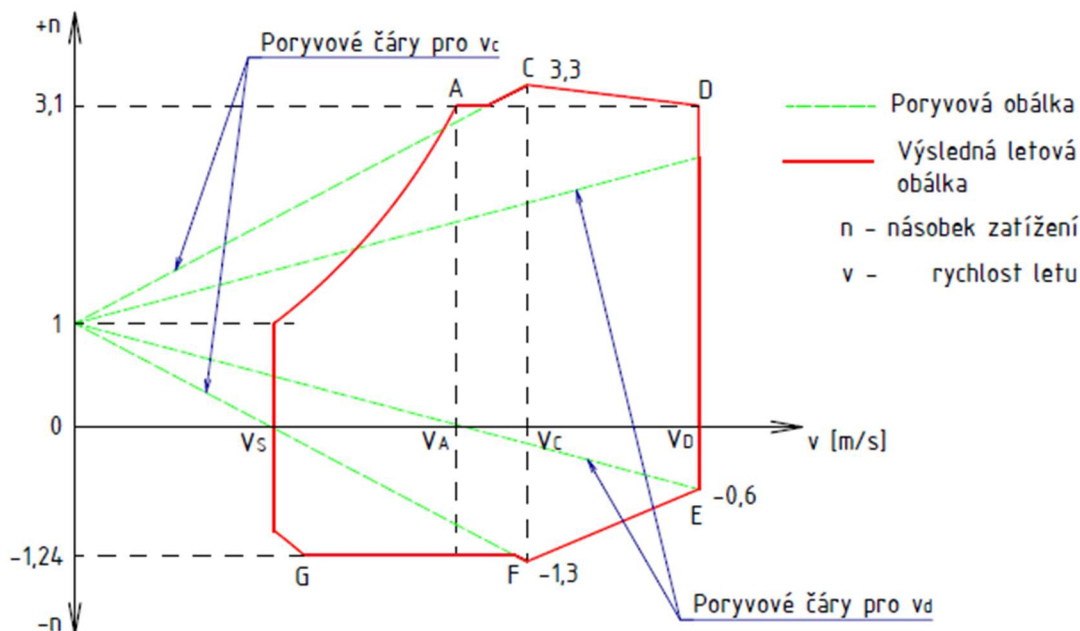
Analogickým postupem byl spočítán násobek n_D pro rychlost v_D , stejnou výšku letu jako v přechozím případě a odvozenou rychlost poryvu $U_{de} = 7,62 \text{ m/s}$

$$n_D = 1 \pm 1,6. \quad (12)$$

Násobek od poryvu při rychlosti v_C působí současně s tahem a krouticím momentem motoru při dané rychlosti.

Tab. 3- Rychlosti a násobky pro konstrukci letové obálky

Návrhové rychlosti a poryvové násobky	
v_S [m/s]	49,4
v_A [m/s]	94,6
v_C [m/s]	112
v_D [m/s]	155
kladný násobek +n [-]	3,1
záporný násobek -n [-]	-1,2



Obr. 15- Letová obálka pro letoun Beechcraft King Air 350i

7.2.2. Zatížení motorového lože

Dle CS-23.361 a CS-23.363 musí být každé motorové lože a jeho nosná konstrukce navrženy pro účinky následujících zatížení

1. Provozní krouticí moment, který odpovídá vzletovému výkonu a otáčkám vrtule, současně působící se 75% provozními zatíženími vyplývajícími z letových podmínek A podle CS-23.333 (d)
2. Provozní krouticí moment, který odpovídá trvalému výkonu motoru a otáčkám vrtule, současně působící s provozními zatíženími vyplývajícími z letových podmínek A podle CS-23.333 (d)
3. Provozní násobek zatížení v příčném směru, boční zatížení motorového lože, které nesmí být menší než: 1,33 nebo jedna



třetina provozního násobku zatížení pro letovou podmínku A. Smí se předpokládat, že boční zatížení je nezávislé na ostatních letových podmínkách.

4. Gyroskopická, setrvačná a aerodynamická zatížení, která vznikají s motory a vrtulemi, jsou-li použity, při maximálních trvalých otáčkách a současně:
 - a. při podmínkách stanovených v CS-23.351 a 23.423
 - b. nebo při všech možných kombinacích následujících požadavků
 - i. Rychlost zatáčení $2,5 \text{ rad/s}$
 - ii. Rychlost klopení $1,0 \text{ rad/s}$
 - iii. Násobek normálového zatížení 2,5
 - iv. Maximální trvalý tah

Na základě těchto požadavků byla sestavena tabulka vyšetřovaných letových případů. Jednotlivé případy včetně popisu viz Tab. 4.



Tab. 4- Zkoumané letové případy

Číslo případu	Definice jednotlivých letových případů
1	CS 23.361 (a) (2) (Provozní krouticí moment a provozní zatížení dle bodu A letové obálky)
2	CS 23.361 (a) (3) (Upravený provozní krouticí moment a zatížení ve svislém směru)
3	CS 23.363 (a) (Boční zatížení kladné)
4	CS 23.363 (a) (Boční zatížení záporné)
5	Zatížení od maximálního záporného poryvu
6	Zatížení od maximálního kladného poryvu
7	Gyroskopické a aerodyn. zatížení (zatáčení doprava, klopení nahoru; statický tah; normál. zatížení)
8	Gyroskopické a aerodyn. zatížení (zatáčení doleva, klopení nahoru; statický tah; normál. zatížení)
9	Gyroskopické a aerodyn. zatížení (zatáčení doprava, klopení dolů; statický tah; normál. zatížení)
10	Gyroskopické a aerodyn. zatížení (zatáčení doleva, klopení dolů; statický tah; normál. zatížení)

7.2.2.1. Krouticí moment motoru

Nejprve byl spočítán střední krouticí moment motoru ze vztahu

$$M_{KS} = \frac{60 \cdot 1000 \cdot P_M}{2\pi \cdot n_v} = \frac{60 \cdot 1000 \cdot 783}{2\pi \cdot 1700} = 4398 \text{ Nm}, \quad (13)$$

kde P_M je výkon motoru [kW] a n_v jsou otáčky vrtule [min^{-1}].



Dále provozní krouticí moment motoru dle CS-23.361 (a)(2)

$$M_{K2} = k_1 \cdot M_{KS} = 1,25 \cdot 4398 = 5498 \text{ Nm}, \quad (14)$$

kde k_1 je provozní součinitel pro turbovrtulové zástavby.

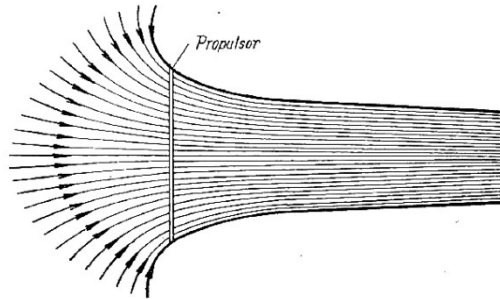
A nakonec provozní krouticí moment motoru dle CS-23.361 (a)(3)

$$M_{K3} = k_1 \cdot k_2 \cdot M_{KS} = 1,25 \cdot 1,6 \cdot 4398 = 8796 \text{ Nm}, \quad (15)$$

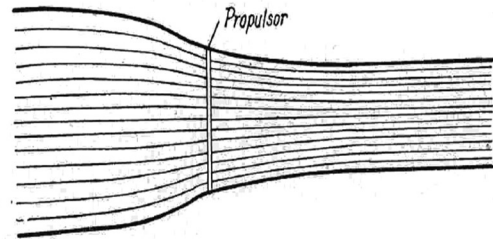
kde k_2 je součinitel zohledňující nesprávnou činnost systému ovládní vrtule včetně rychlého praporování, který působí současně při vodorovném letu s násobkem 1g. Pokud neexistuje racionální výpočet, použijeme součinitel 1,6.

7.2.2.2. Tah motoru

Tah motoru byl spočítán na základě teorie ideálního propulzoru. Za propulzor považujeme zařízení, jehož konstrukce není blíže určena, ale víme, že má schopnost vytvářet proud vzduchu, protékající průřezovou plochou zařízení, kterou nazýváme rovinou propulzoru. Ideálním propulzorem nazýváme propulzor v ideální dokonalé tekutině (bez vazkosti), nevznikají zde tedy žádné ztráty třením. Předpokládejme, že ideální propulzor rotuje na místě a za ním se vytvoří ve směru rychlosti vzduchu proud – viz Obr. 16, Obr. 17 - s jistou pohybovou energií, jejíž velikost je konstantní až do nekonečna. Rychlost proudu vzduchu se směrem k propulzoru zvyšuje a po průtoku kotoučem propulzoru nabývá svého maxima v místě největšího zúžení proudu [23].



Obr. 16- Proud ideálního propulzoru při práci na místě [23]



Obr. 17- Proud ideálního propulzoru při jeho pohybu [23]

Označíme-li rychlost v dostatečné vzdálenosti (vzdálenost poloměru propulzoru) před propulzorem V_0 a rychlost proudu v dostatečné vzdálenosti za propulzorem V_2 , můžeme definovat přírůstek rychlosti proudu (propulzivní rychlost) v_2 jako

$$v_2 = V_2 - V_0. \quad (16)$$

Aplikujeme-li dále větu o změně kinetické energie, získáme vztah pro výkon ideálního propulzoru P

$$P = \frac{\dot{m}}{2} \cdot (V_2^2 - V_0^2), \quad (17)$$

kde \dot{m} je hmotností tok vzduchu a lze vyjádřit jako

$$\dot{m} = \rho \cdot S_p \cdot \left(V_0 + \frac{v_2}{2}\right) = \rho \cdot \pi \cdot \frac{D_v^2}{4} \cdot \left(V_0 + \frac{v_2}{2}\right), \quad (18)$$

kde ρ je hustota vzduchu v uvažované nadmořské výšce letu [kg/m^3], S_p je plocha kotouče propulzoru [m^2] a D_v je průměr vrtule [m].



Statický tah propulzoru – tj. tah při nulové rychlosti a výšce letu je definovaný jako

$$T_0 = \dot{m} \cdot v_2. \quad (19)$$

Po dosazení vztahů (16) a (18) do rovnic (17) a (19) po úpravě získáme

$$P = \frac{\rho \cdot S_p}{2} \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot v_2^3 + V_0 \cdot v_2^2 + 2V_0^2 \cdot v_2 \right), \quad (20)$$

$$T = \rho \cdot S_p \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot v_2^2 + V_0 \cdot v_2 \right). \quad (21)$$

Pokud za V_0 dosadíme 0 pro nulovou rychlost letu, získáme zjednodušené rovnice

$$P = \frac{\rho_0 \cdot S_p \cdot v_2^3}{4}, \quad (22)$$

$$T_0 = \frac{\rho_0 \cdot S_p \cdot v_2^2}{2}, \quad (23)$$

kde ρ_0 je hustota vzduchu na hladině moře.

Z rovnice (20) dopočítáme přírůstek rychlosti proudu vzduchu v_2

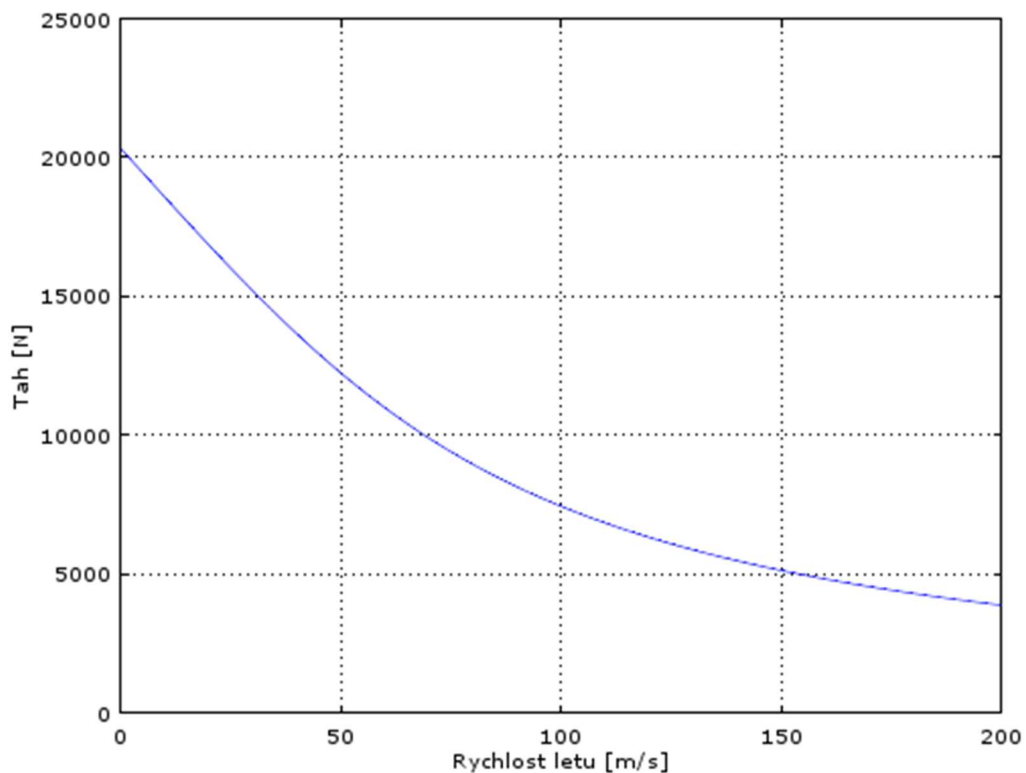
$$\begin{aligned} v_2 &= \sqrt[3]{\frac{4 \cdot P}{\rho_0 \cdot S_p}} = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot P_M}{\rho_0 \cdot \pi \cdot D_v^2}} = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot 783000}{1,225 \cdot \pi \cdot 2,667^2}} = \\ &= 77,1 \frac{m}{s}. \end{aligned} \quad (24)$$



Statický tah T_0 získáme dosazením hodnot do rovnice (22)

$$T_0 = \frac{\rho_0 \cdot S_p \cdot v_2^2}{2} = \frac{\rho_0 \cdot \pi \cdot D_v^2 \cdot v_2^2}{8} = \frac{1,225 \cdot \pi \cdot 2,667^2 \cdot 77,1^2}{8} = 20340 \text{ N.} \quad (25)$$

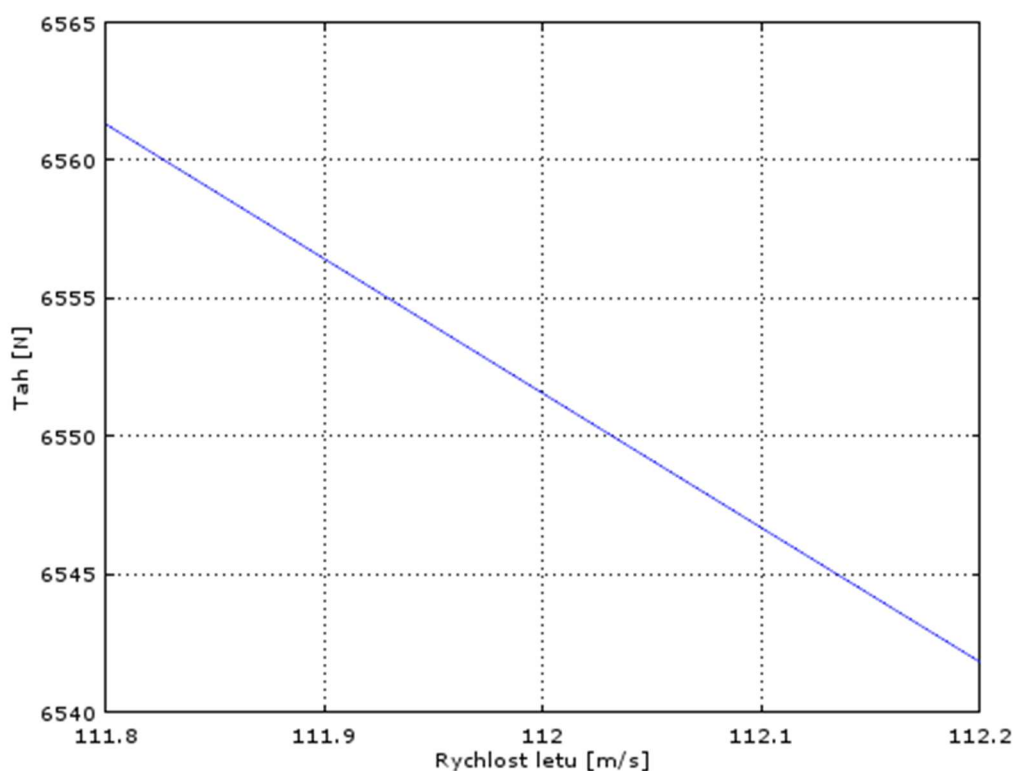
Tah motoru v závislosti na rychlosti letu byl vypočten pomocí skriptu v programu *Matlab*. Grafická závislost tahu motoru na rychlosti letu je na Obr. 18. Z grafu lze odečíst hodnotu statického tahu, tj. hodnotu pro nulovou rychlost letu. Tato hodnota odečtená z grafu odpovídá hodnotě vypočtené.



Obr. 18- Závislost tahu motoru na rychlosti letu



Dále byl vytvořen detailní graf pro oblast rychlosti $v_c = 112 \text{ m/s}$ a hustotu vzduchu $\rho = 0,653 \text{ kg/m}^3$ (Obr. 19) pro zjištění tahu letového případu zahrnujícího poryvy při této rychlosti a výšce letu $h = 6096 \text{ m}$ – viz kapitola 7.2.1.2 .



Obr. 19- Závislost tahu motoru na rychlosti letu - detail

Dále uvažovaná hodnota tahu při rychlosti v_c ; $T = 6552 \text{ N}$.



7.2.2.3. Boční zatížení

Dle předpisu CS-23.363 byl uvažován boční násobek n

$$n = 1,33 \quad (26)$$

nebo

$$n = \frac{1}{3} \cdot n_A = \frac{1}{3} \cdot 3,1 = 1,03, \quad (27)$$

kde n_A je provozní násobek v bodě A letové obálky viz obr. 15.

Dále bylo počítáno s vyšší hodnotou násobku, tedy $n = 1,33$, který zatěžuje motorové lože boční silou F_y

$$F_y = \pm m_{pj} \cdot g \cdot n = \pm 334 \cdot 9,80665 \cdot 1,33 = \pm 4356 \text{ N}, \quad (28)$$

kde m_{pj} je hmotnost pohonné jednotky včetně všech náplní.

7.2.2.4. Gyroskopická a aerodynamická zatížení

Dle předpisu CS-23.371 musí lože odolat všem možným kombinacím požadavků viz kapitola 7.2.2.

Z těchto podmínek byly spočítány gyroskopické momenty M_y a M_z

$$M_y = \pm \omega_{1V} \cdot \omega_{2K} \cdot I_{PV} = \pm 178 \cdot 1 \cdot 19 = \pm 3387 \text{ Nm}, \quad (29)$$

kde

ω_{1V} je úhlová rychlost otáčení vrtule

$$\omega_{1V} = \frac{2\pi \cdot n}{60} = \frac{2\pi \cdot 1700}{60} = 178 \text{ rad/s}, \quad (30)$$

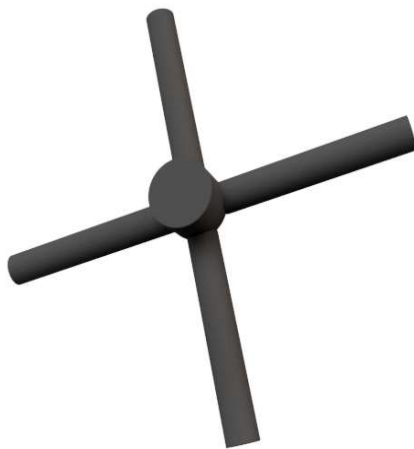


ω_{2K} je úhlová rychlost klopení daná předpisem a I_{PV} je polární moment setrvačnosti vrtule, jehož hodnota byla určena na základě zjednodušeného modelu vytvořeného v programu *Autodesk Inventor Professional* viz Obr. 20, vypočtený polární moment setrvačnosti viz Obr. 21.

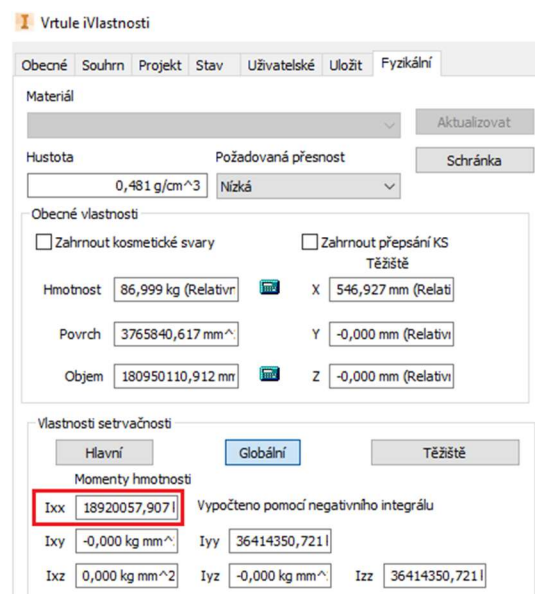
$$M_z = \pm \omega_{1V} \cdot \omega_{2Z} \cdot I_{PV} = \pm 178 \cdot 2,5 \cdot 19 = 8469 \text{ Nm}, \quad (31)$$

kde ω_{2Z} je úhlová rychlost zatáčení daná předpisem.

Znaménka gyroskopických momentů M_y a M_z jsou dána směrem zatáčení a klopení.



Obr. 20- Zjednodušený výpočtový model vrtule



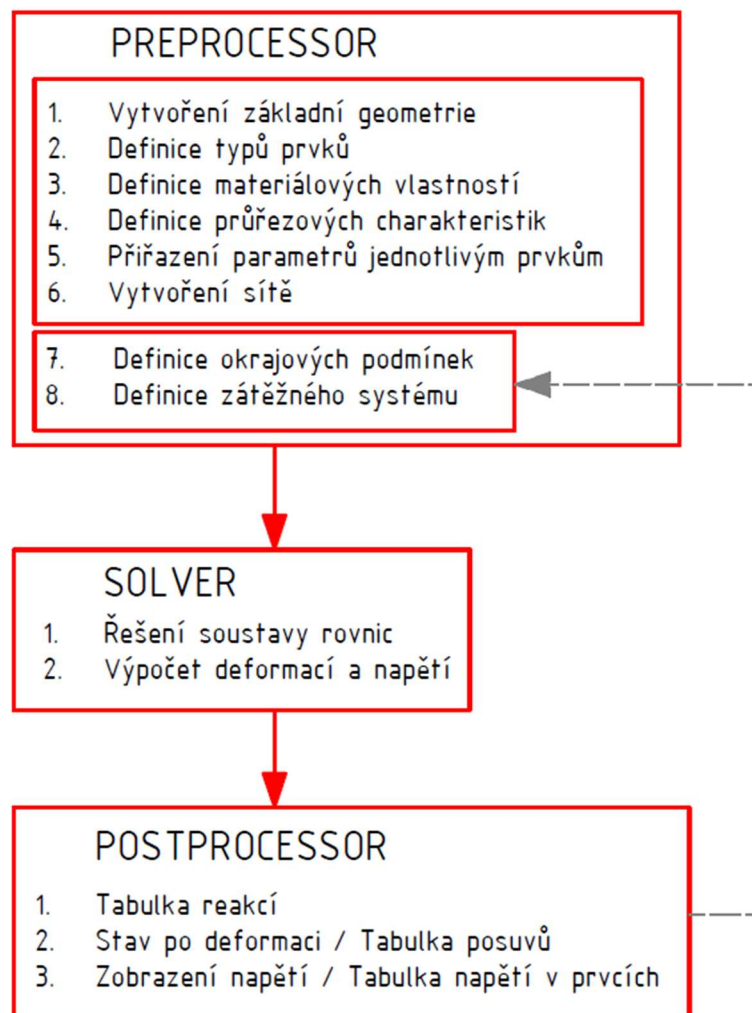
Obr. 21- Fyzikální vlastnosti modelu vrtule



8. MKP analýza motorového lože

8.1. MKP

Metoda konečných prvků (MKP) je numerická metoda sloužící k řešení inženýrských a matematicko-fyzikálních problémů. Je založena na principu diskretizace spojitého kontinua na určitý (konečný) počet prvků. Typickou oblastí aplikace MKP jsou simulace napěťově-deformační analýzy, vedení tepla, proudění kapalin a elektromagnetických jevů [24]. V této bakalářské práci bylo MKP využito k pevnostní a tuhostní analýze prostřednictvím softwaru *ANSYS*. Konkrétní postup prací vedoucí k řešení daného problému viz Obr. 22.



Obr. 22- Postup prací v programu ANSYS



8.2. Model lože

Nejprve byla vytvořena základní geometrie lože představující reálné lože motoru PT6A-60A. Konstrukce je tvořena 16 body, které jsou navzájem propojeny 20 křivkami. Těmto křivkám byl předepsán typ prvku „Beam188“, který je běžně využíván pro analýzu prutových konstrukcí, Youngův modul pružnosti, Poissonovo číslo a charakteristický průřez. Část této konstrukce vycházející z těžiště soustavy, které je reprezentováno bodem o nulových souřadnicích, demonstruje prutovou náhradu motoru, která slouží k zavedení silových účinků z těžiště na konstrukci lože. Přenosu sil je dosaženo předepsáním typu prvku „MPC184“ této konstrukci. Prvky „MPC184“ slouží pro přenos všech složek zatížení a nijak neovlivňují výsledné simulované pole.

8.3. Síť

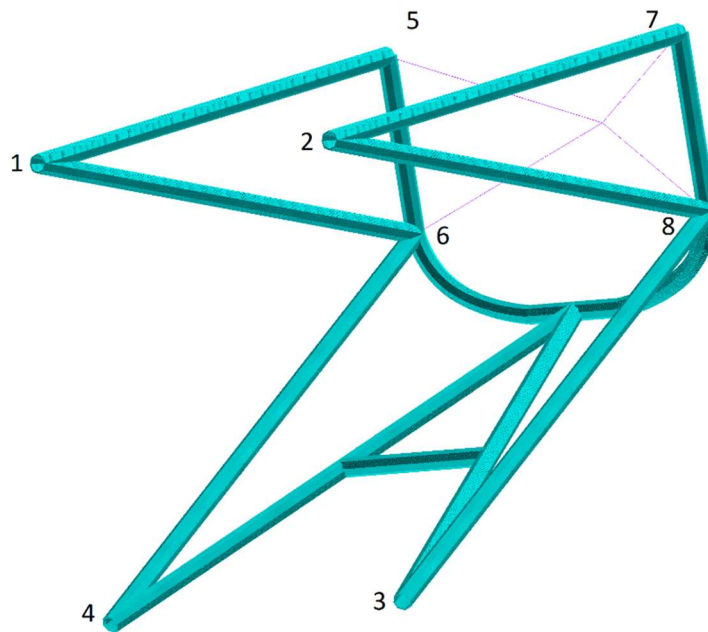
Dalším krokem analýzy bylo vytvoření sítě. Hustota sítě je rozhodující pro přesnost výsledků. Byla zvolena velikost prvku 1 mm. Diskretizací pak bylo vytvořeno 10 578 uzlových bodů, pro které jsou dále vyšetřovány hodnoty posuvů při konkrétních zatíženích. Pro porovnání byla použita síť s velikostí prvku 0,5 mm. Jelikož se výsledky analýzy pro více zahuštěnou síť nelišily, můžeme použít síť s menší hustotou prvků.

8.4. Definice okrajových podmínek

Pro řešení konkrétního zatěžovacího případu je nutné stanovit okrajové podmínky. Pro vyšetření reakcí bylo nutné určit 2 skupiny okrajových podmínek pro získání výsledků v různých místech konstrukce. První skupina je tvořena 4 body v místech, kde je lože upevněno šrouby do protipožární přepážky. Druhá skupina je tvořena 4 body v místech motorových závěsů. V těchto 8 bodech byly soustavě odebrány 3 stupně



volnosti – posuvy v osách x , y a z . Jednotlivé body byly očíslovány 1-8 viz Obr. 23.



Obr. 23- Model lože s očíslovanými vyšetřovanými místy

8.5. Řešení

V první fázi simulací byly řešeny reakce na jednotková zatížení od sil a momentů v jednotlivých směrech. Jelikož má tato konstrukce lineární izotropní materiálové vlastnosti je možné reakce na jednotková zatížení násobit reálnými hodnotami zatížení a získat tak přesné hodnoty reakcí ve vyšetřovaných místech bez nutnosti provádět kompletní simulaci pro daný letový případ.

8.6. Zpracování výsledků (Postprocessing)

Poslední fází analýzy je postprocessing – zpracování výsledků. Program nabízí širokou škálu grafických i tabulkových výstupů.



Z grafických bylo vybráno znázornění deformací a napjatosti soustavy pro nejméně příznivý způsob zatížení. Dle hodnot získaných přes jednotkovou zatížení (Tab. 6), byl jako nejméně příznivý zvolen případ číslo 7, kdy zároveň působí tah motoru F_x , normálová síla v důsledku tíhy hnací skupiny F_z , provozní krouticí moment motoru M_{K2} , a gyroskopické momenty M_y a M_z způsobené zatáčením letadla doprava současně s klopením nahoru. Vstupní hodnoty pro jednotlivé případy dle CS-23 viz Tab. 5. Detailní výpočty vstupních hodnot jsou k dispozici v souboru na přiloženém CD.

Tab. 5- Vstupní hodnoty jednotlivých letových případů

Tabulka vstupních hodnot letových případů dle předpisu CS-23 - provozní zatížení						
Číslo případu	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_k [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]
1	0	0	10021	5498	0	0
2	0	0	3275	8796	0	0
3	0	4356	0	0	0	0
4	0	-4356	0	0	0	0
5	6552	0	-10909	5498	0	0
6	6522	0	4359	5498	0	0
7	20320	0	8187	5498	-3388	-8469
8	20320	0	8187	5498	-3388	8469
9	20320	0	8187	5498	3388	-8469
10	20320	0	8187	5498	3388	8469



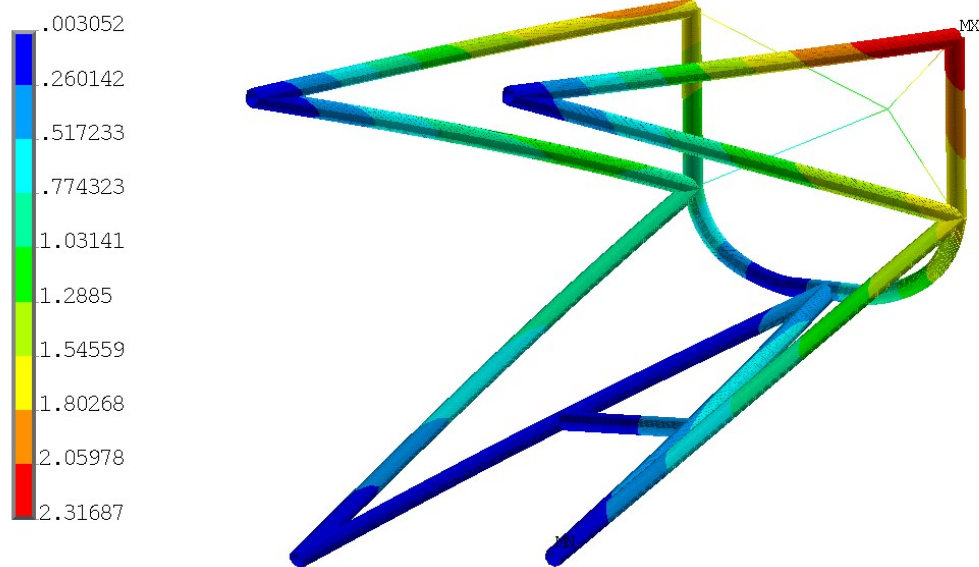
Tab. 6- Velikost reakčních sil a jejich orientace

Velikost reakčních sil v uchycení a jejich orientace pro jednotlivé letové případy								
Reakce	R ₁ [N]	R ₂ [N]	R ₃ [N]	R ₄ [N]	R ₅ [N]	R ₆ [N]	R ₇ [N]	R ₈ [N]
Číslo případu, úhel[°]								
1	6442,3	21594,6	23207,7	6760,5	7177,7	7279,2	7735,4	7656,5
α	19,4	166,2	25,4	154,0	108,8	71,5	109,4	70,4
β	90,4	90,1	90,0	89,1	157,7	24,1	68,3	112,0
γ	70,7	103,8	115,4	64,1	78,4	75,1	150,2	149,9
2	19703,9	24659,8	26415,5	21040,2	7130,7	7406,0	7499,2	7710,9
α	15,6	165,3	25,5	154,4	96,1	84,2	96,4	83,8
β	90,2	90,2	89,9	89,7	128,8	52,8	104,8	75,7
γ	74,4	104,7	115,5	64,4	39,5	37,8	163,8	164,3
3	1959,2	1959,2	11117,4	11117,4	1324,0	1375,4	1280,3	1328,4
α	18,4	161,6	23,0	157,0	112,9	113,3	66,3	65,8
β	91,0	91,0	101,1	101,1	145,1	146,6	143,7	145,2
γ	71,6	108,4	109,9	70,1	114,9	67,5	64,2	113,4
4	1959,2	1959,2	11117,4	11117,4	1324,0	1375,4	1280,3	1328,4
α	161,6	18,4	157,0	23,0	67,1	66,7	113,7	114,2
β	89,0	89,0	78,9	78,9	34,9	33,4	36,3	34,8
γ	108,4	71,6	70,1	109,9	65,1	112,5	115,8	66,6
5	19353,7	8044,2	4871,3	24252,3	5176,6	11502,3	5473,1	12171,1
α	14,7	163,9	26,3	154,6	78,8	111,4	77,3	112,0
β	90,1	90,3	88,6	90,1	86,4	127,1	148,5	22,1
γ	75,3	106,1	116,2	64,6	11,8	44,8	118,3	88,7
6	8093,7	19877,0	17691,3	12013,8	7581,1	4810,8	7975,9	5018,5
α	19,2	166,6	25,5	154,4	109,4	98,1	109,8	97,6
β	90,3	90,1	89,9	89,7	158,3	84,9	67,1	45,5
γ	70,8	103,4	115,5	64,4	80,5	9,6	149,0	134,5
7	9862,3	42530,9	17778,5	3646,3	21393,2	12166,0	30195,6	5229,1
α	25,7	171,2	25,4	152,7	103,3	29,9	134,3	158,4
β	90,4	90,1	90,1	87,6	166,1	81,8	55,3	69,4
γ	64,3	98,8	115,4	62,8	94,0	61,5	115,6	83,8
8	14668,7	18750,2	26113,6	11977,1	30048,6	10658,6	21804,9	11723,8
α	176,8	170,6	25,3	154,3	131,8	120,6	106,0	18,6
β	90,1	90,1	90,1	89,4	136,7	87,0	33,2	74,8
γ	86,8	99,4	115,3	64,3	99,3	30,8	118,3	100,5
9	13849,6	38227,3	12499,2	8921,3	11453,4	12025,4	15716,6	23252,5
α	8,7	166,8	25,7	154,4	53,1	95,9	120,7	140,5
β	90,2	90,1	89,6	89,8	142,3	152,8	71,6	50,5
γ	81,3	103,2	115,7	64,4	96,6	63,5	143,1	89,2
10	9933,6	14664,8	20833,7	17256,1	13900,1	22641,1	13535,4	16311,3
α	172,1	159,0	25,5	154,7	126,3	139,5	58,4	96,9
β	90,2	90,1	89,9	90,0	137,0	121,6	63,6	10,9
γ	97,9	111,0	115,5	64,7	109,7	67,4	136,6	98,3
R _{max}	19703,9	42530,9	26415,5	24252,3	30048,6	22641,1	30195,6	23252,5
Číslo případu	2	7	2	5	8	10	7	9

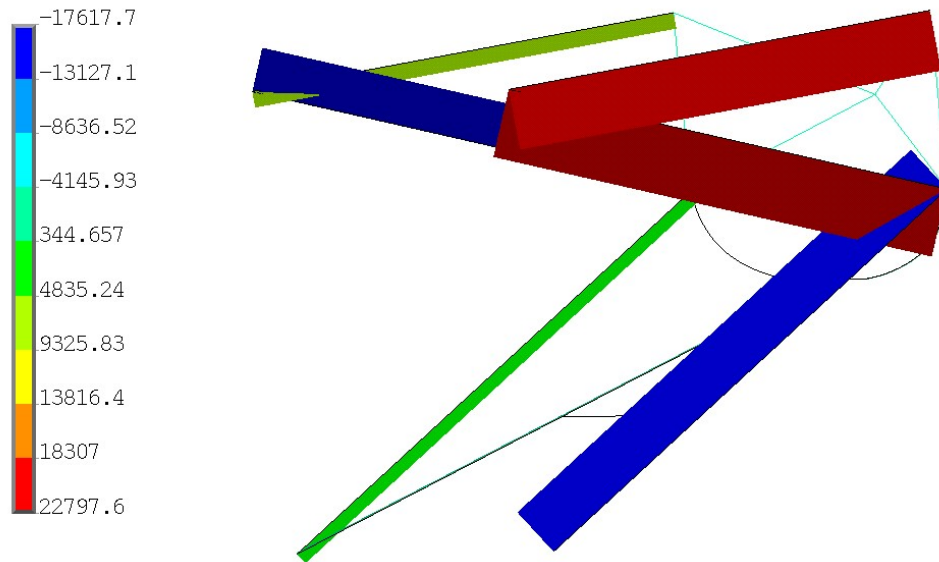


8.7. Grafické výstupy

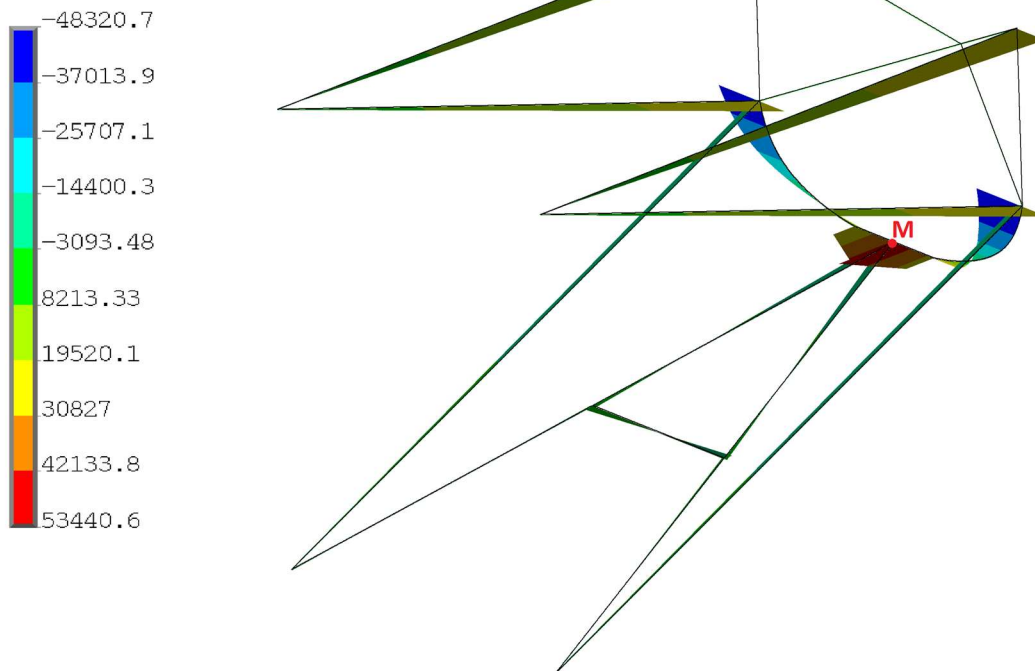
Pro letový případ číslo 7 byly vykresleny grafy celkové deformace soustavy (Obr. 24), sil v jednotlivých prutech této soustavy (Obr. 25) a kombinovaný graf ohybových momentů M_{oy} a M_{oz} (Obr. 26). Největší deformace soustavy bylo dosaženo v místě číslo 7. Zatížením se toto místo posunulo o 2,32 mm. Největší síla (tahová) působí v pravém horním prutu. Její velikost je 22 798 N. Největší kombinovaný ohybový moment působí v místě M (Obr. 26).



Obr. 24- Deformace motorového lože pro letový případ č. 7



Obr. 25- Síly v prutech



Obr. 26- Ohybové momenty



Pro kontrolu bylo dále spočítáno napětí pravého horního prutu v tahu σ_t a bylo porovnáno s hodnotou dovoleného napětí v tahu σ_{DtE} běžné konstrukční oceli E295(11 500)

$$\sigma_t = \frac{F}{A} = \frac{22\,798}{175,93} = 129,59 \text{ MPa}, \quad (32)$$

$$\sigma_t \leq \sigma_{DtE295} = (140 \div 210) \text{ MPa}, \quad (33)$$

kde A je průřez trubky o vnějším poloměru $r_E = 15 \text{ mm}$ a vnitřním poloměru $r_I = 13 \text{ mm}$

$$A = \pi \cdot (r_E^2 - r_I^2) = \pi \cdot (15^2 - 13^2) = 175,93 \text{ mm}^2. \quad (34)$$

Napětí v prutu se tedy nachází v bezpečné oblasti mimo mez kluzu.

Následovně byl proveden výpočet napětí v ohybu a porovnán s hodnotou dovoleného napětí v ohybu σ_{DoE295}

$$\sigma_o = \frac{M_{ored}}{W_o} = \frac{58536,6}{1155,3} = 50,67 \text{ MPa}, \quad (35)$$

$$\sigma_o \leq \sigma_{DoE295} = (150 \div 220) \text{ MPa}, \quad (36)$$

kde M_{ored} je redukovaný ohybový moment

$$\begin{aligned} M_{ored} &= \sqrt{M_{oy}^2 + M_{oz}^2} = \sqrt{(-23887)^2 + 53441^2} = \\ &= 58536,6 \text{ Nmm}^2, \end{aligned} \quad (37)$$

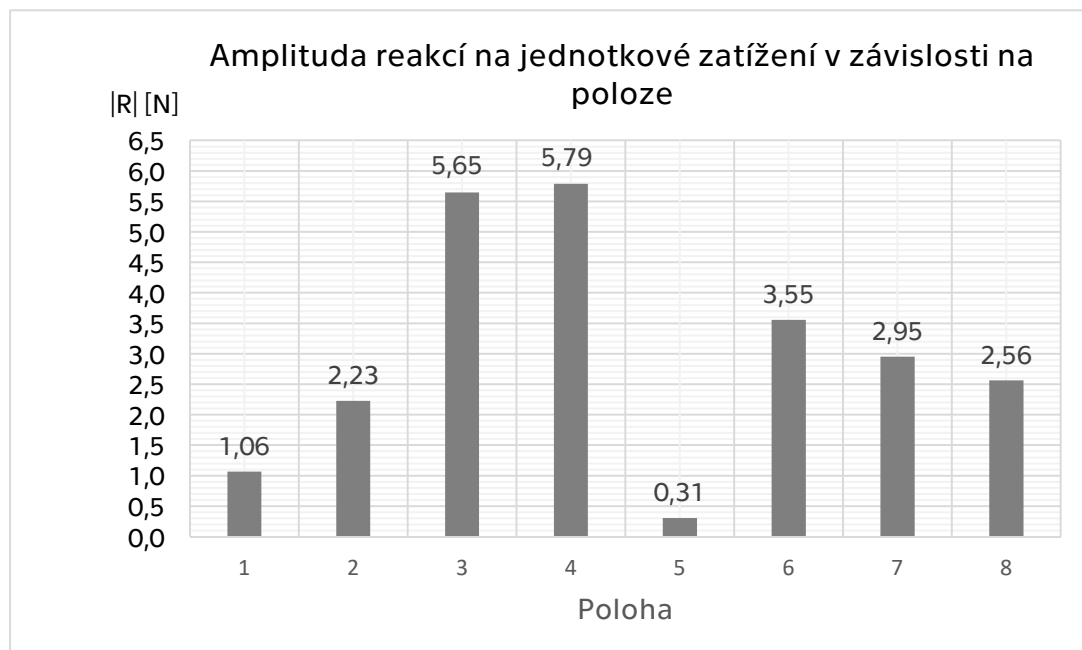
W_o je modul průřezu v ohybu mezikružní

$$\begin{aligned} W_o &= \frac{\pi \cdot D^3}{32} \cdot \left[1 - \left(\frac{d}{D}\right)^4\right] = \frac{\pi \cdot 30^3}{32} \cdot \left[1 - \left(\frac{26}{30}\right)^4\right] = \\ &= 1155,3 \text{ mm}^3, \end{aligned} \quad (38)$$



kde D je vnější průměr mezikruží a d je vnitřní průměr mezikruží.

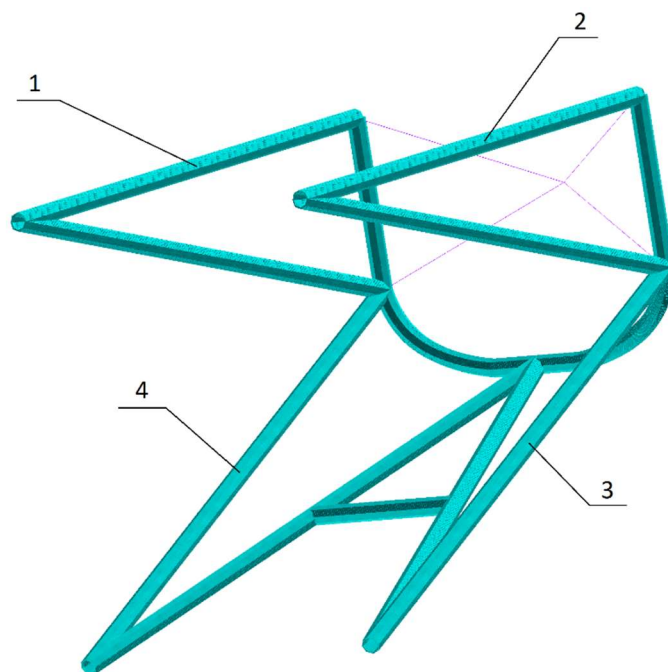
Dále byl vytvořen graf závislosti amplitudy reakčních sil na jednotkové zatížení vzhledem ke geometrii (Obr. 27). Očíslování vyšetřovaných míst viz Obr. 23. Nejvíce zatěžovanými místy jsou místa 3 a 4.



Obr. 27- Amplituda reakcí na jednotkové zatížení

9. Závislost tuhosti soustavy na geometrii

V rámci analýzy byla prošetřena citlivost konstrukčních prvků motorového lože na dosahované globální tuhostní parametry. Byly provedeny 3 simulace s různými průřezovými charakteristikami prutů 1, 2, 3 a 4 viz Obr. 28.



Obr. 28- Model lože s pozicemi proměnných prutů

Nejprve byla analyzována původní konstrukce s pruty o vnitřním průměru $r_I = 13 \text{ mm}$ a vnějším průměru $r_E = 15 \text{ mm}$. Následně byly analyzovány konstrukce o průměrech $r_{I2} = 10 \text{ mm}$; $r_{E2} = 12 \text{ mm}$ a $r_{I3} = 7 \text{ mm}$; $r_{E3} = 9 \text{ mm}$. Ze zjištěných hodnot celkových posuvů v závislosti na zatížení byly dopočteny lokální konstanty tuhosti k_x , k_y a k_z

$$k_i = \frac{F_i}{\xi}; i = x, y, z, \quad (39)$$

kde ξ je deformace [mm].

Na každou konstrukci byly postupně aplikovány síly ve všech směrech o velikosti $F_i = 10\,000 \text{ N}$.

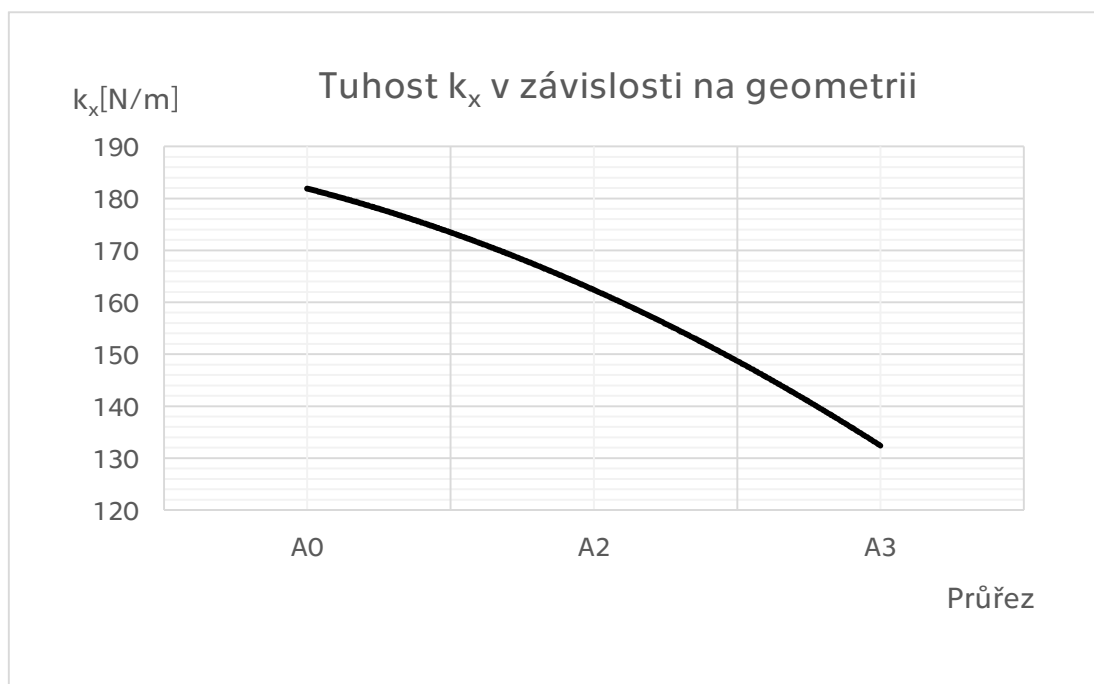
Konkrétní hodnoty konstant tuhosti v závislosti na průřezech A_0 , A_1 a A_2 viz Tab. 7.



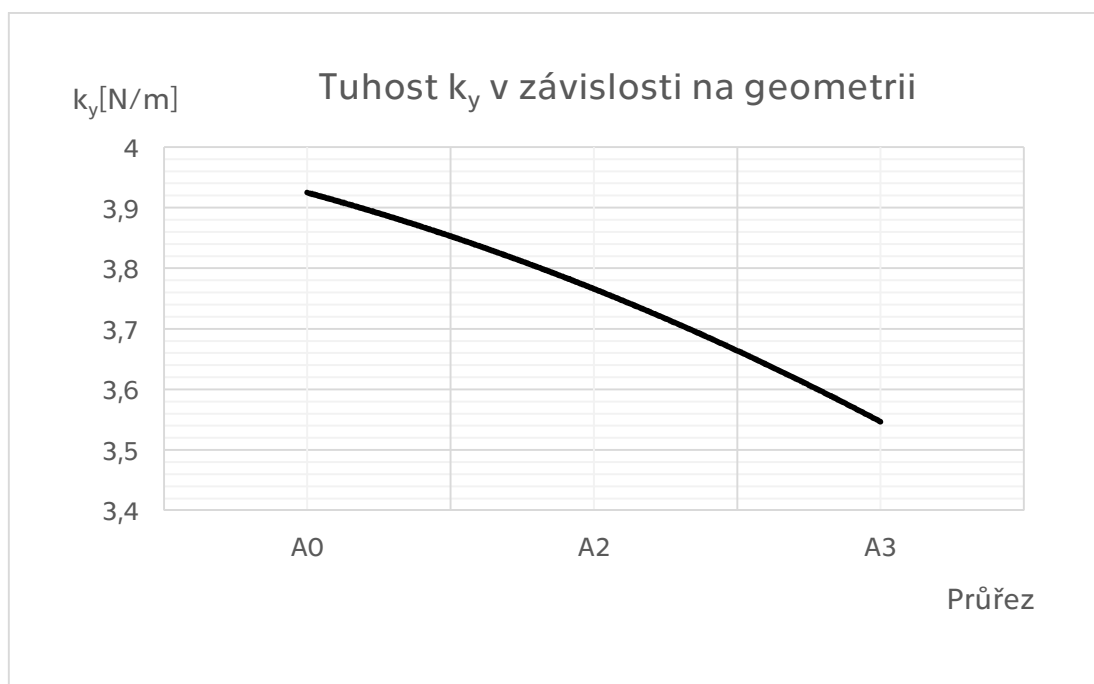
Tab. 7- Konstanty tuhosti v závislosti na geometrii

Vypočtené hodnoty konstant tuhosti		
$F_x=10\ 000\ \text{N}$	$\xi\ [\text{mm}]$	$k_{xi}\ [\text{N/m}]$
A_0	0,054977	181,8942467
A_2	0,061578	162,3956608
A_3	0,075532	132,394217
$F_y=10\ 000\ \text{N}$	$\xi\ [\text{mm}]$	$k_{yi}\ [\text{N/m}]$
A_0	2,548000	3,924646782
A_2	2,655400	3,765910974
A_3	2,819500	3,546728143
$F_z=10\ 000\ \text{N}$	$\xi\ [\text{mm}]$	$k_{zi}\ [\text{N/m}]$
A_0	0,531690	18,807952
A_2	0,633520	15,78482132
A_3	0,806820	12,39433827

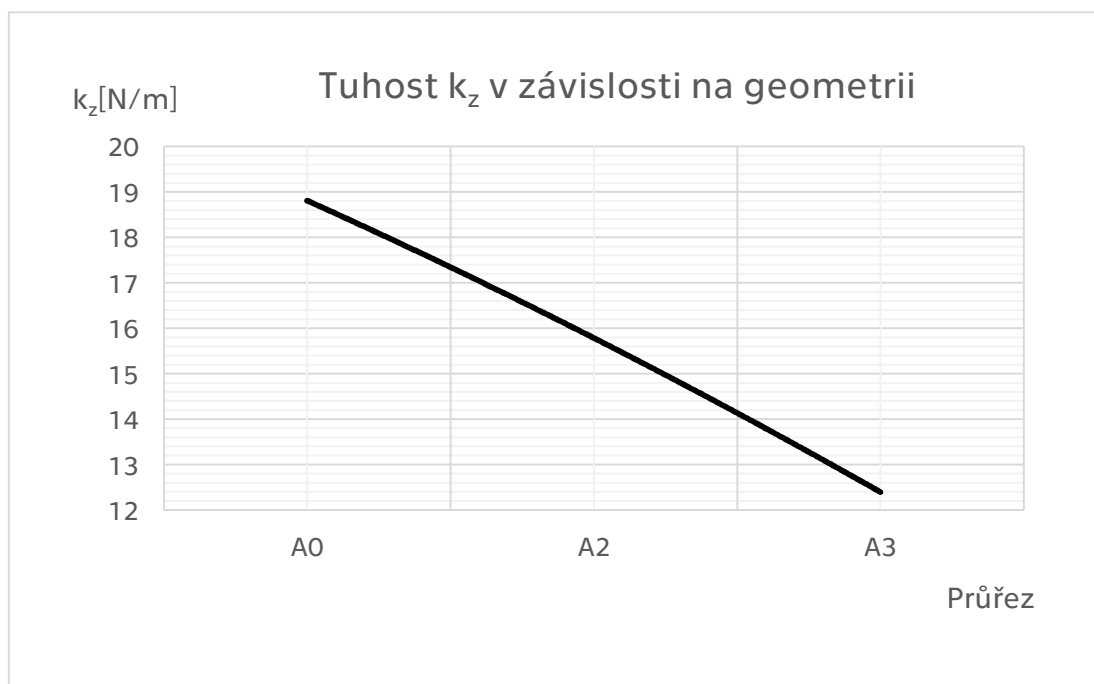
Grafická závislost konstant tuhosti v jednotlivých směrech na geometrii viz Obr. 29 (k_x), Obr. 30 (k_y), Obr. 31 (k_z).



Obr. 29- Závislost tuhosti ve směru x na průřezu prutu



Obr. 30- Závislost tuhosti ve směru y na průřezu prutu



Obr. 31- Závislost tuhosti ve směru z na geometrii

Z výše uvedených grafů je zřejmé, že tuhost se zmenšujícím se průřezem klesá ve všech směrech. Nejvyšší tuhosti motorové lože dosahuje ve směru osy x , nejmenší ve směru y .



10. Závěr

V rámci této bakalářské práce byla provedena rešerše možností upevnění turbovrtulových motorů do letadel. Byla zkonstruována letová obálka nutná pro definici zatížení působících na letoun při definovaných letových podmínkách. Následně byl vytvořen parametrický model motorového lože konkrétního motoru, na kterém byly v programu *ANSYS* simulovány různé způsoby zatížení při daných letových případech. Výsledky analýzy se shodují s naměřenými hodnotami reálného motorového lože. Byla prošetřena citlivost tuhosti motorového lože ve směrech os x , y a z .



11. Literatura

- [1] KOCÁB, Jindřich. *Letadlové motory*. Vyd. 1. Praha: KANT, 2000. ISBN 8090291406.
- [2] ŠUL'ŽENKO, Michail. *Konstrukce letadel*. 1. vyd. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1953. Knižnice kovoprůmyslu.
- [3] POLIKOVSKIJ, V. *Letadlové hnací skupiny*. Vyd. 1. Přeložil Rudolf BARTOŠ, přeložil Zdeněk HLÁVKA. Praha: SNTL, 1956.
- [4] GE H-80. In: *ČVUT Fakulta strojní* [online]. Praha, 2016 [cit. 2017-06-23]. Dostupné z: https://www.fs.cvut.cz/content/.thumbs/420x262/images/album/News_Model_News/159/GE_HE_80.jpg
- [5] Grob G 120TP Trainer Aircraft, Germany. In: *Airforce Technology* [online]. 2011 [cit. 2017-06-23]. Dostupné z: <http://www.airforce-technology.com/projects/grob-g-120tp-german-trainer-aircraft/grob-g-120tp-german-trainer-aircraft4.html>
- [6] Rolls-Royce M250. In: *Indiegogo: Raptor Kit Aircraft* [online]. 2013 [cit. 2017-06-23]. Dostupné z: <https://www.indiegogo.com/projects/raptor-kit-aircraft#/>
- [7] Beechcraft KingAir B200. In: *Acorn welding* [online]. b.r. [cit. 2017-06-23]. Dostupné z: <http://www.acornwelding.com/pdf/Beech/Beech%20Twins/Beech%20King%20Air%20200.pdf>
- [8] ROLLS-ROYCE., . *The Jet Engine*. 5. vydání. Derby: Rolls-Royce, 1996. ISBN 09-021-2123-5.
- [9] Motory GE řady H. *Výrobce leteckých motorů GE Aviation* [online]. 2016 [cit. 2017-06-27]. Dostupné z: https://www.geaviation.cz/pro-media/detail/93_85-motory-ge-rady-h/0



- [10] How a turboprop engine works. SWAYNE, Martin. *Boldmethod* [online]. 2017 [cit. 2017-06-26]. Dostupné z: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/how-a-turboprop-engine-works/>
- [11] OTT, Adolf. *Základy teorie a konstrukce leteckých lopatkových motorů*. 1. vyd. Brno: VA, 1977.
- [12] *Pratt & Whitney Canada: PT6* [online]. Quebec, 2000 [cit. 2017-06-23]. Dostupné z: <http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a>
- [13] Type Certificate Data Sheet PT6A. *Administration Nacional de Aviacion Civil* [online]. b.r. [cit. 2017-07-24]. Dostupné z: <http://www2.anac.gov.br/certificacao/Produtos/Espec/EM-8005-10i.pdf>
- [14] PT6. In: *Aircraft Owners and Pilots Association* [online]. 2017 [cit. 2017-06-23]. Dostupné z: <https://www.aopa.org/images/aircraft/121204pt6.jpg>
- [15] Beechcraft King Air 200 Transformation. In: *Flying Magazine* [online]. 2015 [cit. 2017-06-24]. Dostupné z: <http://www.flyingmag.com/aircraft/turboprops/beechcraft-king-air-200-transformation#page-2>
- [16] ODEHNAL, Zdeněk. Vrtulová obchodní letadla Beechcraft. *Letectví a kosmonautika*. b.r., 2013(4).
- [17] King Air 350i. *Beechcraft Textron Aviation* [online]. b.r. [cit. 2017-06-27]. Dostupné z: <http://beechcraft.txtav.com/en/king-air-350i>
- [18] EUROPEAN AVIATION SAFETY ORGANISATION, . *Type certificate data sheet for noise* [online]. b.r. [cit. 2017-06-28]. Dostupné z: https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/TCDSN%20EASA.IM__A.277%20Issue%209.pdf