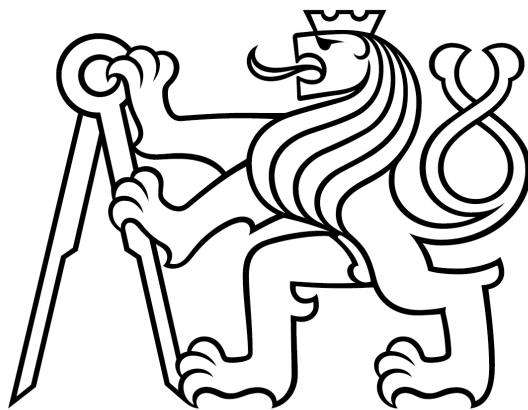


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE  
FAKULTA STROJNÍ

Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky  
Odbor mechaniky a mechatroniky



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Tuhostní a pevnostní kontrola uchycovacích prvků  
turbovrtulového motoru

Praha, 2017

Matouš Paukovič

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Paukovič** Jméno: **Matouš** Osobní číslo: **437102**  
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 kontrola uchycovacích prvků turbovrtulového motoru**

Název bakalářské práce anglicky:

**Stiffness and stress analysis of the attachment elements of the turboprop engine**

Pokyny pro vypracování:

- 1) Seznamte se s postupy uchycení turbovrtulových motorů
- 2) Navrhněte zjednodušený výpočetní model uchycovacích prvků turbovrtulového motoru na principu metody konečných polí
- 3) Vyšetřete tuhostní a pevnostní pole analyzované konstrukce v závislosti na definovaných zátěžných režimech
- 4) Prošetřete tuhostní citlivost uchycovacích prvků turbovrtulového motoru na změnu geometrické konfigurace

Seznam doporučené literatury:

- 1) GUDMUNDSSON, Snorri. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. First edition. Amsterdam: Elsevier/BH, 2014. xxi, 1034 stran. ISBN 978-0-12-809998-8.
- 2) Obecné informace o leteckých konstrukcích a motorových ložích POLIKOVSKIJ, V. I. Letadlové hnací skupiny. Vyd. 1. Praha: SNTL, 1956. 565 s. M. N. Šulženko: Konstrukce letadel, SNTL Praha, 1953
- 3) Typový certifikát pro GE H-80: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA%20TCDS%20E.070%20issue%207.pdf>

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

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

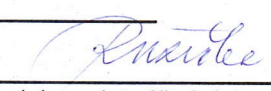
Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

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

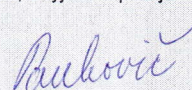
  
Podpis děkana(ky)

## 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.

25.4.2017

Datum převzetí zadání



Podpis studenta

# Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma *Tuhostní a pevnostní kontrola uchycovacích prvků turbovrtulového motoru* vypracoval samostatně pod vedením prof. Dr. Ing. Tomáše Vampoly s použitím literatury uvedené na konci práce v seznamu použité literatury.

V Praze dne: .....

.....

podpis

## Poděkování

Chtěl bych poděkovat vedoucímu své bakalářské práce prof. Dr. Ing. Tomáši Vampolovi za ochotu a vstřícnost při konzultacích, odborné vedení a jeho cenné rady při zpracování této práce. Rovněž bych chtěl poděkovat rodině za pomoc a podporu během celého studia.

# Anotační list

Jméno autora:	Matouš Paukovič
Název bakalářské práce:	Tuhostní a pevnostní kontrola uchycovacích prvků turbovrtulového motoru
Anglický název:	Stiffness and stress analysis of the attachment elements of the turboprop engine
Akademický rok:	2016/2017
Studijní program:	Teoretický základ strojního inženýrství
Studijní obor:	2301R000 Studijní program je bezoborový
Ústav/odbor:	Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky Odbor mechaniky a mechatroniky
Vedoucí práce:	prof. Dr. Ing. Tomáš Vampola
Bibliografické údaje:	Počet stran: 48 Počet obrázků: 37 Počet tabulek: 7 Počet příloh: 5
Klíčová slova:	letová obálka, metoda konečných prvků, turbovrtulový motor, závěsy motoru, zatížení
Keywords:	flight envelope, finite element method, turboprop engine, engine mounts, load
Anotace:	Předmětem práce je výpočet zatížení působící na letoun, definování případů letových zatížení, modelování soustavy uchycovacích prvků motoru, výpočet velikostí deformací a napjatostí soustavy pomocí metody MKP a určení tuhostní citlivosti soustavy.
Abstract:	The subject of the thesis is to calculate aircraft load, to define flight load cases, to create engine mounts model, to measure deformation and stress intensity using FEM analysis and stiffness sensitivity of the model.

# Obsah

<b>1</b>	<b>Úvod</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Turbovrtulový motor</b>	<b>2</b>
2.1	Princip turbovrtulového motoru . . . . .	2
2.2	Typy turbovrtulových motorů . . . . .	3
<b>3</b>	<b>Uchycovací prvky</b>	<b>5</b>
<b>4</b>	<b>Specifikace letounu a vrtule</b>	<b>8</b>
4.1	King Air B300 (350/350i) . . . . .	9
4.2	Hartzell HC-B4MP-3C/M10476K . . . . .	9
<b>5</b>	<b>Zatížení uchycovacích prvků</b>	<b>11</b>
5.1	Definování zatížení . . . . .	11
5.2	Zatížení od hmot hnací skupiny . . . . .	11
5.3	Letová obálka . . . . .	11
5.3.1	Obálka obrátů . . . . .	12
5.3.2	Obálka poryvů . . . . .	14
5.3.3	Výsledná letová obálka . . . . .	15
5.4	Tah vrtule . . . . .	16
5.5	Reakční moment od vrtule . . . . .	19
<b>6</b>	<b>Případy letových zatížení</b>	<b>21</b>
6.1	Případ č. 1 ( $M_{kp}, n_1 \cdot F_G$ ) . . . . .	21
6.2	Případ č. 2 ( $M_{kp}^*, n_z \cdot F_G$ ) . . . . .	21
6.3	Případ č. 3 – 4: ( $\pm n_b \cdot F_G$ ) . . . . .	21
6.4	Případ č. 5 – 6: ( $n_{C1,C2} \cdot F_G, T_C, M_{kp}$ ) . . . . .	22
6.5	Případ č. 7 – 10: ( $T_0, n_n \cdot F_G, M_{kp}, \pm M_{gk}, \pm M_{gz}$ ) . . . . .	22
<b>7</b>	<b>Model konzoly závěsu a MKP analýza</b>	<b>24</b>
7.1	Souřadnicový systém . . . . .	25
7.2	Model konzoly . . . . .	25
7.3	Model soustavy konzol . . . . .	26
7.4	Diskretizace modelu . . . . .	27
7.5	Okrajové podmínky . . . . .	29
7.6	Výsledné reakce . . . . .	30
7.7	Deformace a napjatost . . . . .	32
7.8	Tuhostní citlivost . . . . .	35
<b>8</b>	<b>Závěr</b>	<b>37</b>
	<b>Seznam použité literatury</b>	<b>38</b>
	<b>Seznam obrázků</b>	<b>40</b>
	<b>Seznam tabulek</b>	<b>41</b>
	<b>Seznam příloh</b>	<b>42</b>

# 1 Úvod

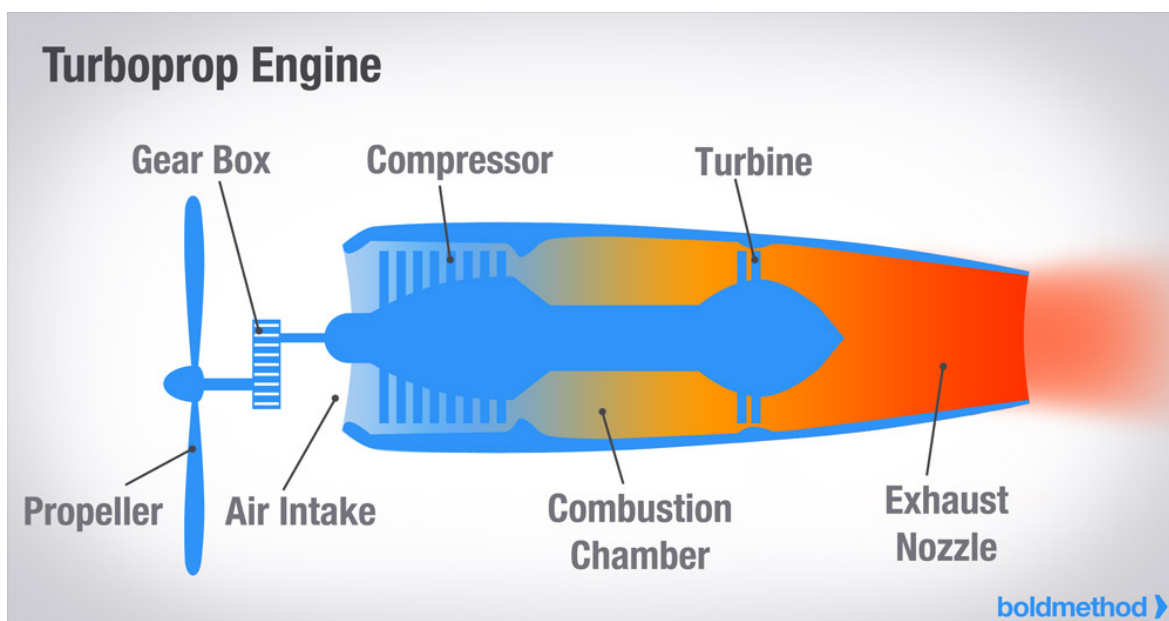
V leteckém odvětví se prakticky každým dnem něco nového vyvíjí nebo inovuje. Moderní technologie a nové materiály umožňují konstruovat lehčí, rychlejší, výkonnější a zároveň úspornější stroje. S těmito fakty se zvyšují nároky na bezpečnost konstrukce letadel a zpřísnují se normy, které musí letoun splnit, než bude uveden do provozu. Pevnostní a tuhostní analýza je neodmyslitelnou součástí vývoje nového produktu. Díky této analýze je možné dimenzovat velikosti částí strojů. U letadel je velmi důležitá jejich hmotnost. Předimenzované (hmotnější) části vydrží sice větší namáhání, na druhou stranu k jejich uvedení do pohybu je zapotřebí větší energie, tudíž výkonnější pohonná jednotka a větší spotřeba paliva. Naopak poddimenzované (lehčí) části jsou levnější na výrobu, ale zároveň jsou náchylnější k poruchám při větším namáhání. Je tedy nasnadě, aby byly uchycovací prvky motoru řádně pevnostně a tuhostně dimenzovány.

V minulosti se pevnostní analýzy prováděly buď experimenty nebo analytickými výpočty s využitím logaritmických pravítek či tabulek, což bylo obvykle velmi zdlouhavé. V současné době se pro pevnostní analýzy využívá moderní výpočetní techniky, softwarů pracujících na principu metody konečných prvků. Použitím metody MKP se dají analyzovat i konstrukce, u kterých by byl analytický výpočet neproveditelný. Díky této metodě je možné stanovit velmi přesně a relativně rychle velikost deformace a napjatosti v nejnamáhanějším místě konstrukce a podle toho konstrukci dimenzovat.

Cílem práce bylo vytvoření zjednodušeného výpočetního modelu uchycovacích prvků turbovtulového motoru na principu metody MKP, vyšetření tuhostního a pevnostního pole modelu v závislosti na předem definovaných zátěžných stavech a prošetření tuhostní citlivosti modelu na změně geometrické konfigurace uchycovacích prvků.

## 2 Turbovrtulový motor

Schéma turbovrtulového motoru, turbopropu (z angl.) je na Obr. 1<sup>1</sup>. Turbovrtulový motor je založený na podobném principu jako proudový (turbínový) motor. Turbovrtulový motor je oproti proudovému motoru navíc opatřen vrtulí a převodovkou umístěnou před tělem motoru a jeho rozměry jsou menší. Mezi jeho nejdůležitější součásti patří vrtule, převodovka, kompresor, turbína a hřídel, který přenáší točivý moment z turbíny do převodovky. Motor za převodovkou je rozdělen na tři hlavní části – prostor pro přívod vzduchu, spalovací komoru a výfukové potrubí.



Obr. 1: Schéma turbovrtulového motoru [14].

### 2.1 Princip turbovrtulového motoru

Princip turbovrtulového motoru je odvozen od principu proudového motoru. Teorie je podobná i spalovacím motorům v automobilech, neboť v motoru probíhají čtyři „známé“ děje, a sice sání, stlačení, výbuch a výfuk [14].

Je třeba zajistit přívod vzduchu do kompresoru. Vrtule svým rotačním pohybem za sebou urychluje proudící vzduch. Přímo za vrtulí se nachází tvarovaná trubka, do které je urychlený proud vzduchu vháněn. Přivedený vzduch je třeba stlačit. To zajistí kompresor. Kompresor se nachází na společném hřídeli jako turbína, díky níž je poháněn. Kompresor, stejně jako turbína, je složen ze statorových (rozdávčích) a rotorových (oběžných) lopatek, kterými postupně vzduch prochází, zmenšuje svoji rychlost,

<sup>1</sup>Pozn. k Obr. 1: Turboprop Engine = Turbovrtulový motor; Propeller = Vrtule; Gear Box = Převodová skříň; Air Intake = Přívod vzduchu; Compressor = Kompresor; Combustion Chamber = Spalovací komora; Turbine = Turbína; Exhaust Nozzle = Výfuková tryska



ale naopak zvyšuje svůj tlak a teplotu. Stlačený vzduch vstupuje do spalovací komory, kde se mísí s palivem. Směs stlačeného vzduchu a paliva je za pomoci vstřikovacích kroužků zažehnuta. Vzniklé spaliny způsobené hořením směsi proudí do turbíny, kde ztrácí svůj tlak, teplotu a rychlost, neboť se spotřebovává jejich energie na roztáčení hřídele, který roztáčí oběžná kola kompresoru. Spaliny dále proudí výfukovým potrubím do atmosféry. Popsaný děj probíhá kontinuálně po celou dobu od zažehnutí až po zhasnutí motoru [14].

U turbopropů je hřídel opatřena na jednom svém konci převodovkou. Převodovka plní funkci reduktoru, protože je nutné snížit počet otáček hřídele z otáček turbíny na otáčky vrtule. Otáčky vrtule musí být takové, aby na jejich koncích nedosáhla relativní obvodová rychlost rychlosti větší, než je rychlost šíření zvuku v okolním prostředí.

Oproti proudovým motorům, kde je tah motoru způsoben reakcí motoru na proudící spaliny z výfukového potrubí, u turbovrtulových motorů je tah motoru způsoben hlavně otáčením vrtule, která za sebou urychluje proud vzduchu. Na celkovém tahu turbovrtulového motoru se opouštějící spaliny z výfukové potrubí podílí jen málo.

## 2.2 Typy turbovrtulových motorů

V této práci budou analyzovány závěsy používané pro uchycení motoru Pratt & Whitney PT6A-60A. Pro srovnání výkonnostních a rozměrových specifikací jsou v Tab. 1 uvedeny další dva konkurenční turbovrtulové motory, a sice motor General Electric H80 a motor Honeywell TPE331-10. Motory jsou na Obr. 2, 3 a 4.

Tab. 1: Porovnání tří typů turbovrtulových motorů [1, 3, 7].

Výrobce	Pratt & Whitney	General Electric	Honeywell
Označení motoru	PT6A-60A	H80	TPE331-10
Výkon [shp] <sup>2</sup>	1 050	800	940
Otáčky turbíny [min <sup>-1</sup> ]	39 000	35 854	41 730
Otáčky vrtule [min <sup>-1</sup> ]	1 700	2 080	2 000
Hmotnost (suchá) [lb] <sup>3</sup>	487	390	385
Délka [in] <sup>4</sup>	72,09	66	42,82
Šířka [in]	18,29	22	20,98
Výška [in]	18,29	23	26,62

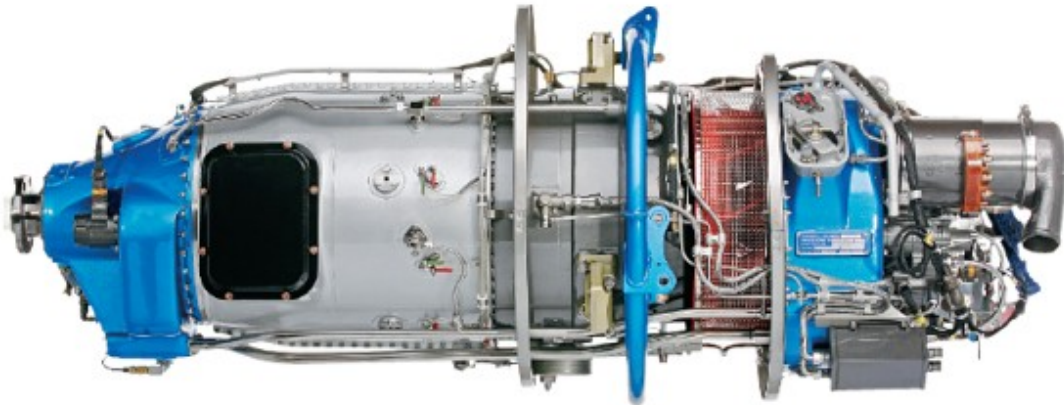
<sup>2</sup> shaft horsepower = hřídelový výkon; 1 hp ≈ 745,7 W

<sup>3</sup> 1 lb ≈ 0,45 kg

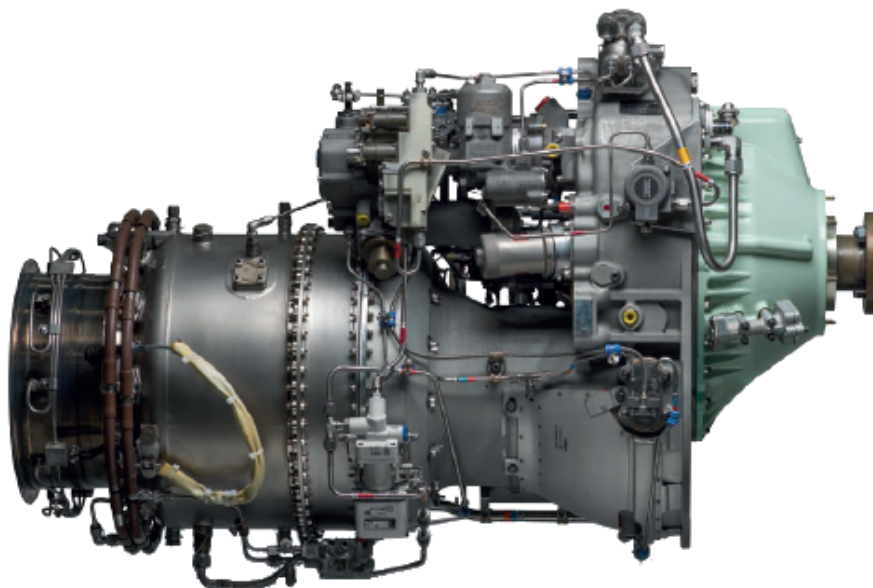
<sup>4</sup> 1 in ≈ 25,4 mm



*Obr. 2: Motor Pratt & Whitney PT6A-60A [4].*



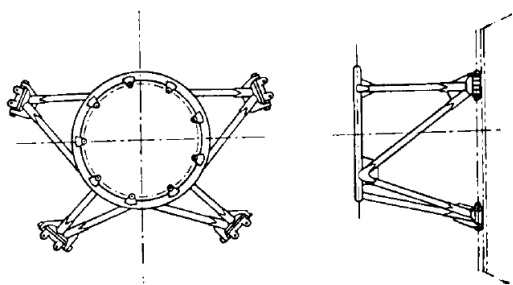
*Obr. 3: Motor GE H80 [10].*



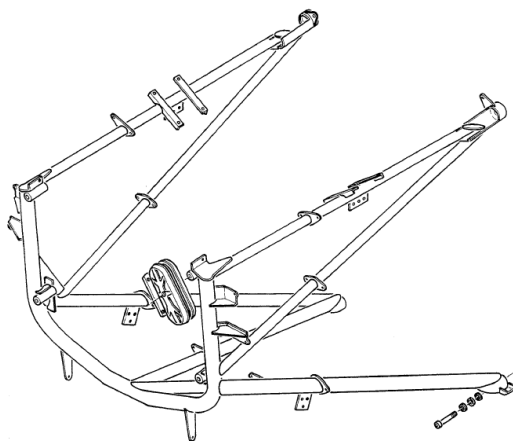
*Obr. 4: Motor Honeywell TPE331-10 [7].*

### 3 Uchycovací prvky

Uchycovací prvky motoru se též nazývají závěsy motoru. Turbovrtulový motor je uchycen v draku letadla pomocí motorového lože. U turbovrtulových motorů se používá převážně kruhu a prutové konstrukce (viz Obr. 5) nebo tvaru podkovy a prutové konstrukce (viz Obr. 6). Jedná se o svařovanou konstrukci z trubek [15].



Obr. 5: Motorové lože s kruhem [17].



Obr. 6: Motorové lože tvaru podkovy [8].

Motorové lože je jednou z částí letounu, které jsou nejvíce namáhány vibracemi. Impulsy od vrtule a motoru se přenášejí přímo na motorové lože nebo jiné části, které spojují motor s konstrukcí letounu. Rezonance vlastních frekvencí lože s frekvencí impulsů hnací skupiny může vést k poruše lože.

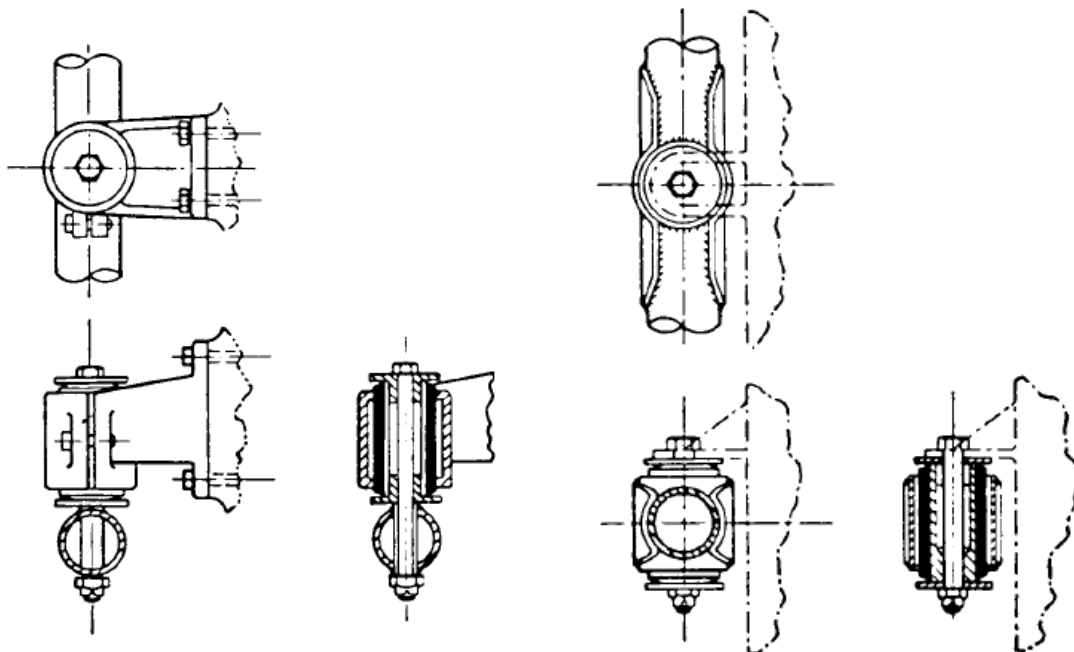
Motorové lože lze považovat za konstrukci, která se může deformovat podél každé osy souřadnicového systému, kolem těchto os a v lineárních kombinacích uvedených variant. Existuje tedy mnoho hodnot vlastních frekvencí lože. Rezonanční režim na těchto frekvencích je nepřijatelný. Při navrhování motorového lože je třeba zajistit, aby žádná z vlastních frekvencí lože nebyla blízká provoznímu počtu otáček motoru.

Vlastní frekvence lze snížit buď zvětšením hmotnosti nebo zmenšením tuhosti lože. První možnost nepřípadá v úvahu. Druhá možnost nabízí řešení pomocí tlumičů (silentbloků). Tlumiče mohou mít rozdílné tuhosti podle směru zatěžování, například proměnnou tloušťkou pryže po délce tlumiče. Tlumiče jsou součástí uchycovacích prvků motoru. Tlumiče se volí tak, aby všechny lineární kombinace vlastních frekvencí lože byly menší než frekvence impulsů hnací skupiny při provozních otáčkách motoru. Tlumiče jsou obvykle součástí závěsů, které se montují ve spojích mezi motorem a ložem, někdy také ve spojích lože s konstrukcí letounu [20].

Nejvíce vibrací je polhceno, pokud jsou šrouby spojující konzolu závěsu a motor utaženy tak, že se motor může pohybovat v přípustných mezích v jakémkoli směru. Torzní kmity jsou tlumeny díky reakci pryžových tlumičů a tření kovových ploch spojených uchycovacími šrouby. Pokud jsou tyto šrouby příliš utažené, motorové lože má

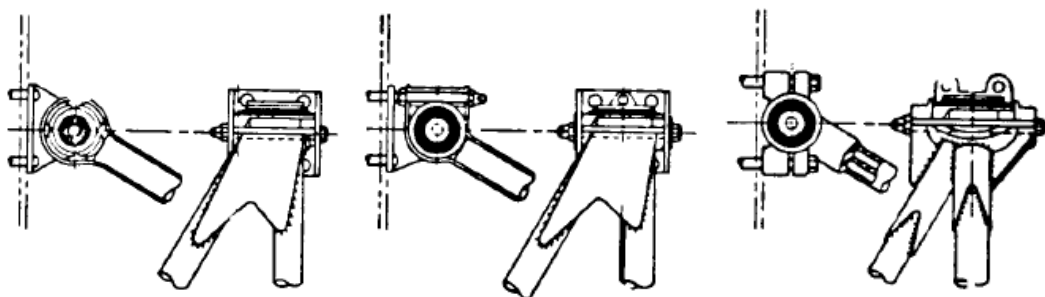
tendenci vibrovat společně s motorem, což je jednoznačně nežádoucí [17].

Příklady typických uchycení turbovrtulového motoru k loži jsou na Obr. 7 až Obr. 11 [17].



Obr. 7: Konfigurace 1.

Obr. 8: Konfigurace 2.



Obr. 9: Konfigurace 3.

Obr. 10: Konfigurace 4.

Obr. 11: Konfigurace 5.

Na letounu King Air B300 se pro motor PT6A-60A používají závěsy na Obr. 12. Konstrukce závěsu z Obr. 12 je patrná z rozpadu sestavy závěsu na Obr. 14. Popis jednotlivých komponent je následující: 1 – Tlumič/Závěs; 10 – Závlačka; 20 – Korunová matice; 30 – Šroub; 40 – Podložka; 50 – Guma; 60 – Izolační plech; 70 – Pouzdro; 80 – Konzola; 90 – Šroub šestihranný; 120 – Podložka. Na Obr. 13 jsou uvedeny závěsy pro motory PT6 rozměrově větší (první zleva), menší (zbylé dva).

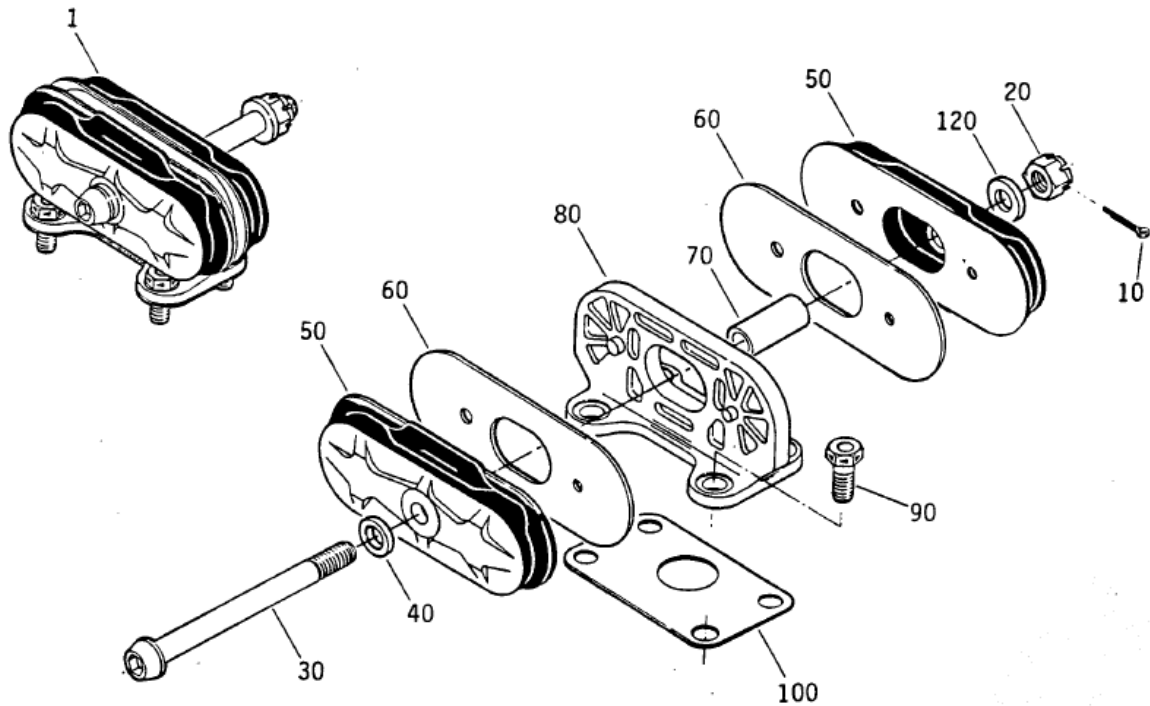
Závěsy motoru jsou podobně jako motorové lože vystavené stejným vnějším silovým zatížením, proto je nutné i tyto části letounu řádně pevnostně a tuhostně dimenzovat.



Obr. 12: Závěs letounu King Air B300 [5].



Obr. 13: Závěsy pro rozměrové větší/menší motor PT6 [5].



Obr. 14: Rozpad sestavy závěsu [8].



## 4 Specifikace letounu a vrtule

Motor Pratt & Whitney PT6A-60A se používá na letounu s označením King Air B300, komerčně označovaném jako King Air 350 a po modernizaci z roku 2009 jako King Air 350i. Letoun vyrábí americká společnost Beechcraft, kterou v roce 2014 zakoupil americký koncern Textron Aviation. Vrtule pochází od americké společnosti Hartzell Propeller a nese označení HC-B4MP-3C/M10476K. Letoun a vrtule jsou na Obr. 15 a 16.



*Obr. 15: Letoun King Air B300 [12].*



*Obr. 16: Vrtule Hartzell HC-B4MP-3C/M10476K [12].*

## 4.1 King Air B300 (350/350i)

Přehled nejdůležitějších specifikací a jejich hodnot letounu jsou uvedeny v Tab. 2.

Tab. 2: Specifikace letounu King Air B300 [12].

Název specifikace	Ozn.	Hodnota	
Délka	L	14,22 m	(46,67 ft)
Výška	V	4,37 m	(14,33 ft)
Rozpětí křídel	R	17,65 m	(57,92 ft)
Plocha křídel	S	28,8 m <sup>2</sup>	(310 ft <sup>2</sup> )
Max. vzletová hmotnost	W	6 804 kg	(15 000 lb)

## 4.2 Hartzell HC-B4MP-3C/M10476K

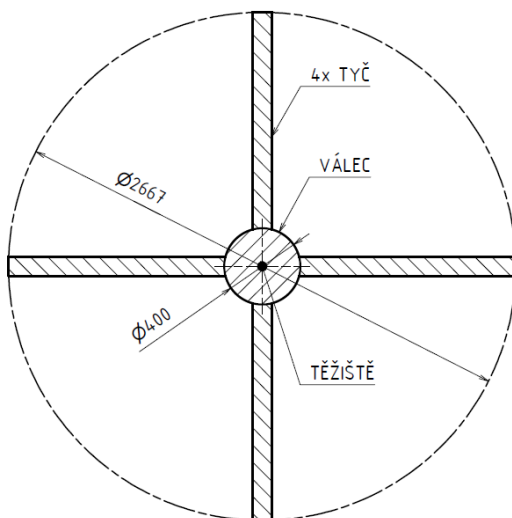
Vrtule se skládá z ocelového náboje a hliníkových listů. Charakteristiky vrtule jsou dány v jejím označení. Symboly *HC* značí, že je vrtule regulovatelná („Hartzell controllable“), číslo *4* značí, že jde o čtyřlistou vrtuli. Písmeno *M* značí, že je dík vrtule zachycen pomocí dvou jehličkových ložisek, písmeno *P* značí způsob smontování příruby vrtule s přírubou na výstupním hřídeli z převodovky (pomocí 8 9/16" šroubů na roztečné kružnici o průměru 4,25" a 2 kolíky o průměru 0,5"). Číslo „3“ informuje o specifických vlastnostech vrtule (schopnosti reverzace, praporování nebo práce vrtule při konstantních otáček). Symboly za lomítkem specifikují vlastnosti listu vrtule. Číslo „104“ značí minimální průměr vrtule v palcích. Význam dalších symbolů je dohledatelný v literatuře poskytované výrobcem vrtule nebo na internetových stránkách výrobce [11]. Přehled nejdůležitějších specifikací vrtule a jejich hodnot jsou v Tab. 3.

Tab. 3: Specifikace vrtule [11].

Název specifikace	Ozn.	Hodnota	
Průměr	$D_V$	2,667 m	(105 in)
Hmotnost celková	$m_V$	87,1 kg	(193,6 lb)
Moment setrvačnosti <sup>5</sup>	$I_P$	19,03 kg.m <sup>2</sup>	(451,59 lb.ft <sup>2</sup> )
Úhlová rychlost vrtule	$\omega_{1v}$	178,0 rad/s	

<sup>5</sup>1 kg.m<sup>2</sup> ≈ 23,73 lb.ft<sup>2</sup>

**Výpočet polárního momentu setrvačnosti vrtule:** Pro výpočet je zaveden náhradní model vrtule (viz Obr. 17). Válec v náhradním modelu nahrazuje část vrtule



Obr. 17: Náhradní schéma vrtule.

od jejího středu až po konec dřívků listů vrtule, tyč nahrazuje list vrtule od konce dřívku až po její konec. Vzhledem k nedostupným informacím o vrtuli byla pro výpočet polárního momentu setrvačnosti vrtule použita hmotnost 6,4 kg jednoho listu vrtule od vrtule Avia V510. Polární moment setrvačnosti vrtule

$$\begin{aligned}
 I_P &= I_V + 4 \cdot I_T = \frac{m_1 \cdot r_1^2}{2} + 4 \cdot \frac{m_2}{3} (r_2^2 + r_2 r_1 + r_1^2) \\
 &= \frac{6,4 \cdot 0,2^2}{2} + 4 \cdot \frac{61,5}{3} (1,3335^2 + 1,3335 \cdot 0,2 + 0,2^2) \\
 &= 19,03 \text{ kg} \cdot \text{m}^2,
 \end{aligned}
 \tag{4.1}$$

kde  $I_V$  je momentu setrvačnosti válce [kg.m<sup>2</sup>];

$I_T$  je momentu setrvačnosti tyče [kg.m<sup>2</sup>];

$m_1$  je hmotnost válce [m];

$m_2$  je hmotnost listu [m];

$r_1$  je poloměr válce [m];

$r_2$  je poloměr vrtule [m].

**Výpočet úhlové rychlosti vrtule:**

$$\omega_{1v} = \frac{2\pi \cdot n_v}{60} = \frac{2\pi \cdot 1700}{60} = 178,0 \text{ rad/s},
 \tag{4.2}$$

kde  $n_v$  jsou otáčky vrtule [min<sup>-1</sup>].



## 5 Zatížení uchyčovacích prvků

Je třeba definovat zatížení působící na závěsy motoru, resp. motorové lože, a každé uvažované zatížení je třeba popsat vhodnou matematickou formulí ať již čistě fyzikální nebo empirickou. Pro dané specifikace motoru je nutné vyjádřit velikosti uvažovaných zatížení konkrétními hodnotami.

Pro výpočet velikostí všech druhů zatížení byl vytvořen parametrický soubor v programu Microsoft Excel, kde vstupními parametry jsou pouze specifikace motoru a vrtule a fyzikální konstanty.

### 5.1 Definování zatížení

Na motorové lože, resp. závěsy motoru, působí tato zatížení [20]:

1. tíhová síla hnací skupiny  $F_G$ , která se pro zjednodušení skládá z hmotnosti suchého motoru, oleje a vrtule;
2. setrvačné síly při neustáleném letu, jejichž velikost je určována obecně násobkem  $n$  tíhového zrychlení;
3. tah  $T$ , vyvozovaný vrtulí;
4. reakční moment od vrtule  $M_k$ .

Tíhová a setrvačná zatížení procházejí ve všech případech těžištěm hnací skupiny a jejich směr je stanoven pevnostními předpisy. Směr tahu se bere vždy v ose vrtule [20].

### 5.2 Zatížení od hmot hnací skupiny

Tíhová síla hnací skupiny je dle 2. Newtonova zákona

$$F_G = (m_s + m_o + m_v) \cdot g = (221 + 25,9 + 87,1) \cdot 9,80665 = 3275 \text{ N}, \quad (5.1)$$

kde  $m_s$  je suchá hmotnost jednoho motoru [kg];

$m_o$  je hmotnost oleje v jednom motoru [kg];

$m_v$  je hmotnost vrtule [kg];

$g$  je tíhové zrychlení [ $\text{m/s}^2$ ].

### 5.3 Letová obálka

Letová obálka představuje závislost letových násobků zatížení na rychlosti letounu. Skládá se z obálky obrátů (manévrovací) a z obálky poryvů, příp. ještě z obálky klapkové. Jejím smyslem je zjistit maximální přípustné letové násobky zatížení  $n$  pro

charakteristické rychlosti letu. Letové násobky zatížení aproximují setrvačné síly vzniklé při obratech nebo poryvech za letu.

Konstrukce letové obálky je sestavena dle 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, známé jako předpis „CS-23“ a za pomoci letové příručky výrobce letounu.

Letové násobky zatížení představují poměr složky aerodynamické síly (působící kolmo k podélné ose letounu) k hmotnosti letounu. Kladný letový násobek zatížení je takový, ve kterém aerodynamická síla působí vzhledem k letounu směrem nahoru [2].

Splnění požadavků letových zatížení uvedených v Hlavě C CS-23 (Konstrukce) musí být prokázáno dle pododstavce CS 23.321 (b). V této práci je uvažována situace letu v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) při maximální návrhové vzletové hmotnosti 6 804 kg (15 000 lb) letounu. Poryvové násobky zatížení, které jsou závislé na výšce letu, nabývají svého maxima, resp. minima (vysvětleno dále), právě v nadmořské výšce 6 096 m.

Dle CS 23.333 musí být pevnostní požadavky Hlavy C CS-23 splněny pro každou kombinaci rychlosti letu a násobku zatížení v rámci letové obálky včetně jejich hranic.

### 5.3.1 Obálka obrátů

Předpokládá se, že je letoun během letu vystaven symetrickým obrátům. Pro sestavení obrátové obálky je zapotřebí stanovit **provozní násobky zatížení při obratech**. Dle CS 23.337 nesmí být *kladný provozní násobek zatížení při obratech* menší než

$$n_{1\min} = 2,1 + \frac{24\,000}{W + 10\,000} = 2,1 + \frac{24\,000}{15\,000 + 10\,000} = 3,1, \quad (5.2)$$

kde  $W$  je maximální návrhová vzletová hmotnost letounu [lb],

a *záporný provozní násobek zatížení při obratech* nesmí být menší než

$$|n_{2\min}| = 0,4 \cdot \text{kladný násobek} = 0,4 \cdot 3,1 = 1,2. \quad (5.3)$$

Z uvedeného jsou zvoleny násobky při obratech – kladný násobek  $n_1 = 3,1$  a záporný násobek  $n_2 = -1,2$ .

Je nutné stanovit **návrhové rychlosti** letu obálky. Rychlosti  $V_C$  a  $V_D$  jsou určeny dle odstavce CS 23.335. Rychlosti  $V_A$  a  $V_{S1}$  jsou odečteny z letové příručky výrobce letounu. Všechny zvolené návrhové rychlosti jsou ekvivalentní rychlosti letu (EAS<sup>6</sup>).

<sup>6</sup>*Equivalent Air Speed* je rychlost letounu u hladiny moře, která produkuje stejný dynamický tlak, jako pravá vzdušná rychlost (rychlost letadla vůči okolnímu vzduchu) v letové hladině, ve které letadlo letí [21].

Návrhová cestovní rychlost  $V_C$  nesmí být menší než

$$V_{Cmin} = k_C \cdot \sqrt{W/S} = 33 \cdot \sqrt{W/S}, \quad (5.4)$$

kde  $W/S$  je plošné zatížení křídla od hmotnosti letounu při vybraném případě zatížení [lb/ft<sup>2</sup>],  $W/S = 15\,000/310 = 48,4$  lb/ft<sup>2</sup>.

Pro hodnoty  $W/S$  větší než 20 lb/ft<sup>2</sup> může být součinitel  $k_C = 33$  kt.ft/lb<sup>1/2</sup> snížen lineárně s  $W/S$  na hodnotu 28,6 kt.ft/lb<sup>1/2</sup> pro  $W/S = 100$  lb/ft<sup>2</sup>. Protože  $W/S$  nabývá hodnoty 48,4 lb/ft<sup>2</sup>, byl součinitel  $k_C$  lineárně snížen na hodnotu

$$k_C^* = 33 + (48,4 - 20) \cdot \frac{28,6 - 33}{100 - 20} = 31,4 \text{ kt.ft/lb}^{1/2}, \quad (5.5)$$

potom se rychlost  $V_C$  určí ze vztahu a zároveň nesmí být menší než

$$V_{Cmin} = k_C^* \cdot \sqrt{W/S} = 31,4 \cdot \sqrt{48,4} = 219 \text{ kt} = 405 \text{ km/h}. \quad (5.6)$$

Návrhová rychlost strmého letu  $V_D$  nesmí být menší než

$$V_{Dmin} = k_D \cdot V_{Cmin} = 1,40 \cdot V_{Cmin}. \quad (5.7)$$

Pro hodnoty  $W/S$  větší než 20 lb/ft<sup>2</sup> může být součinitel  $k_D = 1,40$  snížen lineárně s  $W/S$  na hodnotu 1,35 pro  $W/S = 100$  lb/ft<sup>2</sup>. Protože  $W/S$  nabývá hodnoty 48,4 lb/ft<sup>2</sup>, byl součinitel  $k_D$  lineárně snížen na hodnotu

$$k_D^* = 1,40 + (48,4 - 20) \cdot \frac{1,35 - 1,40}{100 - 20} = 1,38, \quad (5.8)$$

potom se rychlost  $V_D$  určí ze vztahu a zároveň nesmí být menší než

$$V_{Dmin} = k_D^* \cdot V_{Cmin} = 1,38 \cdot 219 = 302 \text{ kt} = 560 \text{ km/h}. \quad (5.9)$$

Návrhová obratová rychlost  $V_A$ . Dle letové příručky

$$V_A = 184 \text{ kt} = 341 \text{ km/h}.$$

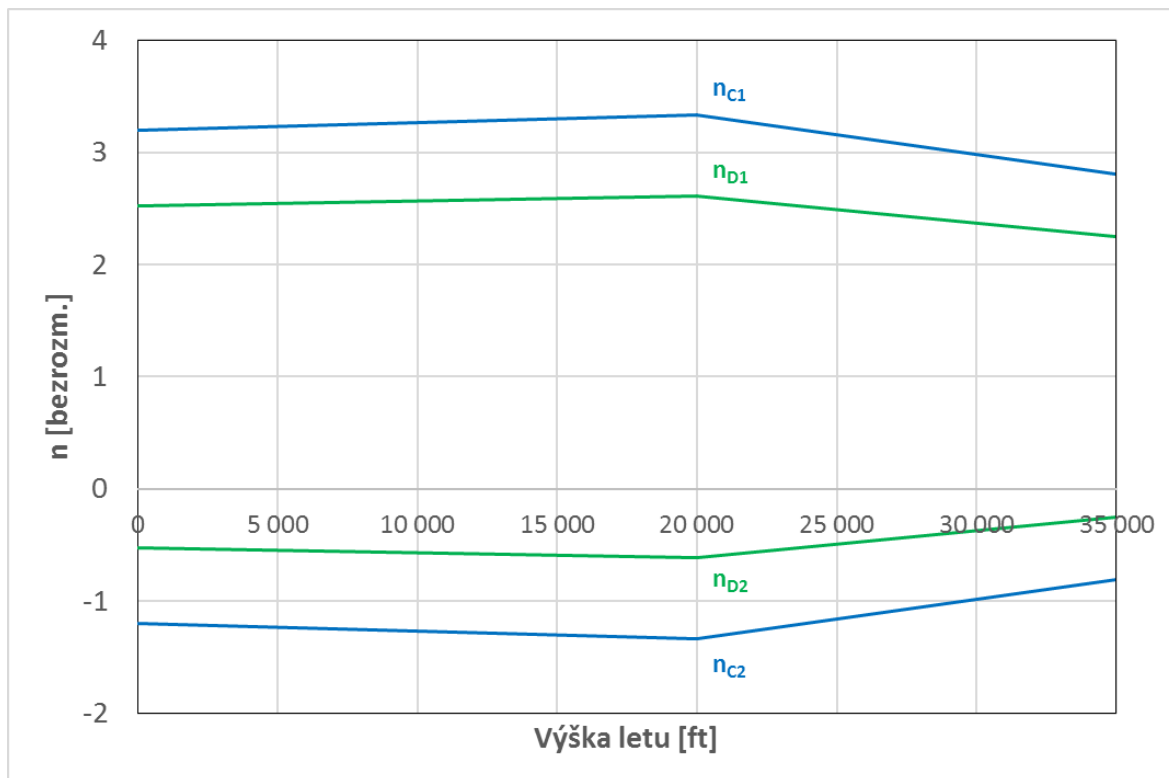
Pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami  $V_{S1}$ . Dle letové příručky

$$V_{S1} = 96 \text{ kt} = 178 \text{ km/h}.$$

Z uvedeného jsou zvoleny rychlosti – návrhová cestovní rychlost  $V_C = 405$  km/h, návrhová rychlost strmého letu  $V_D = 560$  km/h, návrhová obratová rychlost  $V_A = 341$  km/h a pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami  $V_{S1} = 178$  km/h.

### 5.3.2 Obálka poryvů

Předpokládá se, že je letoun ve vodorovném letu vystaven symetrickým vertikálním poryvům. Je nutné stanovit **násobky zatížení při poryvech** a znát návrhové rychlosti. Návrhové rychlosti jsou shodné s rychlosti určenými při návrhu obrátové obálky. Poryvové násobky jsou určeny dle odstavců CS 23.341 a CS 23.333. Letoun King Air B300 je možné provozovat do letové hladiny 10 668 m (35 000 ft) nad mořem [9], nicméně všechny poryvové násobky jsou počítány pro letovou hladinu 6 096 m (20 000 ft) nad mořem, neboť pro jakoukoli jinou uvažovanou letovou hladinu jsou násobky zatížení od poryvu menší, jak je patrné z grafu na Obr. 18. Graf byl sestaven na základě vztahů 5.12 a 5.13 a pododstavce CS 23.333 (c). V grafu jsou modrou barvou vyznačeny násobky pro rychlost  $V_C$  a zelenou barvou vyznačeny násobky pro rychlost  $V_D$ . Násobky  $n_{C1}$  a  $n_{D1}$  jsou maximální kladné, násobky  $n_2$  a  $n_{D2}$  jsou maximální záporné.



Obr. 18: Závislost násobků zatížení od poryvů v závislosti na výšce letu.

Hmotnostní poměr letounu  $\mu_g$  je

$$\mu_g = \frac{2 \cdot W/S}{\rho \cdot \bar{C} \cdot a \cdot g} = \frac{2 \cdot 2316,8}{0,653 \cdot 1,63 \cdot 2\pi \cdot 9,80665} = 70,61. \quad (5.10)$$

Zmírňující součinitel poryvu  $k_g$  je

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 70,61}{5,3 + 70,61} = 0,82. \quad (5.11)$$

Násobky zatížení  $n_{C1}$  a  $n_{C2}$  při poryvech pro návrhovou cestovní rychlost  $V_C$  jsou

$$n_{C1,C2} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de} \cdot V_C \cdot a}{2 \cdot W/S} = 1 \pm \frac{0,82 \cdot 1,225 \cdot 15,24 \cdot 112 \cdot 2\pi}{2 \cdot 2316,8} = 1 \pm 2,3, \quad (5.12)$$

$$n_{C1} = 3,3, \quad n_{C2} = -1,3.$$

Násobky zatížení  $n_{D1}$  a  $n_{D2}$  při poryvech pro návrhovou rychlost strmého letu  $V_D$  jsou

$$n_{D1,D2} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de} \cdot V_D \cdot a}{2 \cdot W/S} = 1 \pm \frac{0,82 \cdot 1,225 \cdot 15,62 \cdot 155 \cdot 2\pi}{2 \cdot 2316,8} = 1 \pm 1,6, \quad (5.13)$$

$$n_{D1} = 2,6, \quad n_{D2} = -0,6,$$

kde  $W/S$  je plošné zatížení křídla od hmotnosti letounu při vybraném případě zatížení [ $N/m^2$ ],  $W/S = 48,4 \text{ lb/ft}^2 = 2\,316,8 \text{ N/m}^2$ ;

$U_{de}$  je rychlost poryvu dle CS 23.333 (c) [ $m/s$ ],

pro rychlost  $V_C$  se uvažuje rychlost poryvů  $U_{de} = 50 \text{ ft/s} = 15,24 \text{ m/s}$ ,

pro rychlost  $V_D$  se uvažuje rychlost poryvů  $U_{de} = 25 \text{ ft/s} = 7,62 \text{ m/s}$ ;

$\rho_0$  je hustota vzduchu na hladině moře [ $kg/m^3$ ];

$\rho$  je hustota vzduchu v uvažované nadmořské výšce [ $kg/m^3$ ],

v uvažované výšce letu 6 096 m n. m. je hustota vzduchu  $\rho = 0,653 \text{ kg/m}^3$ ;

$\bar{C}$  je střední geometrická tětiva [ $m$ ],  $\bar{C} = S/R = 28,8/17,65 = 1,63 \text{ m}$ ;

$g$  je tíhové zrychlení [ $m/s^2$ ];

$V_{C,D}$  jsou ekvivalentní rychlosti letu letounu (EAS) [ $m/s$ ];

$a$  je sklon křivky součinitele normálové síly  $C_{NA}$  na radián,

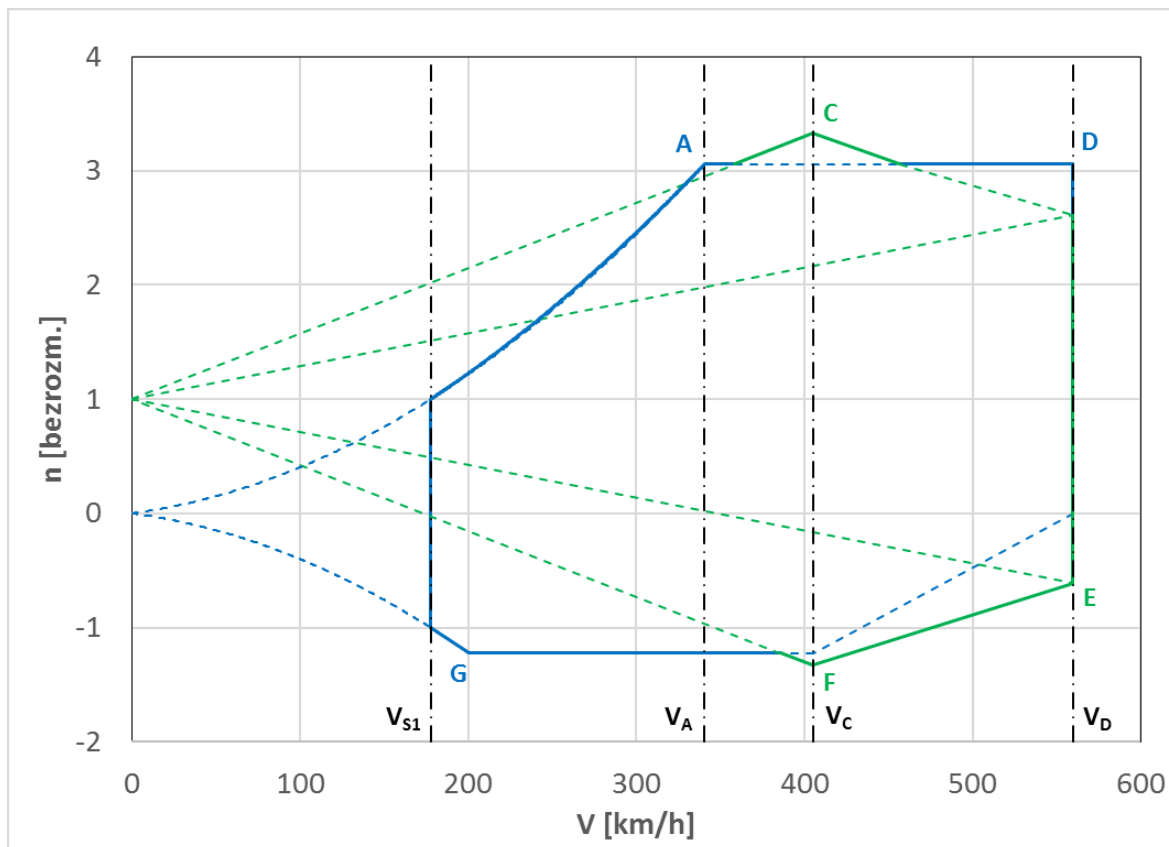
$a$  bylo zvoleno jako  $2\pi \text{ rad}^{-1}$ .

Z uvedeného jsou zvoleny násobky při poryvech – kladný násobek  $n_{C1} = 3,3$  a záporný násobek  $n_{C2} = -1,3$  při rychlosti  $V_C$ , kladný násobek  $n_{D1} = 2,6$  a záporný násobek  $n_{D2} = -0,6$  při rychlosti  $V_D$ .

### 5.3.3 Výsledná letová obálka

Výsledná letová obálka, složená z obálky obrátů a z obálky poryvů, je uvedena na Obr. 19. Obálka ohraničuje oblast, v jaké smí být letoun King Air B300 provozován, aniž by došlo k jeho dezintegraci vlivem přetížení. Obálka obrátů je čárkovaná, zbarvená modře, poryvová obálka je také čárkovaná, ale zbarvená zeleně. Tučně a nečárkovaně je vyznačena výsledná letová obálka. Čerchovaně jsou navíc vyznačeny návrhové rychlosti  $V_{S1}$ ,  $V_A$ ,  $V_{SC}$  a  $V_D$ . Je zřejmé, že maximální násobky zatížení nastávají při poryvech,

a to při rychlosti  $V_C$ . Z důvodu nedostupných informací o letounu King Air B300 byl bod G letové obálky zkonstruován jako průsečík dvou křivek – symetricky sestavené paraboly podle vodorovné osy rychlostí a přímky tvořené maximálním záporným obrátovým násobkem. Je to konzervativnější způsob, ale je na straně bezpečnosti.

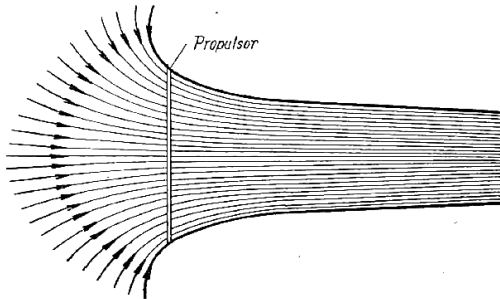


Obr. 19: Letová obálka letounu King Air B300.

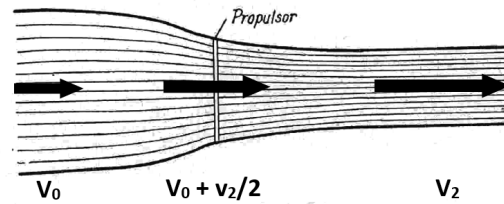
## 5.4 Tah vrtule

Předpokladem pro výpočet tahu vrtule je vrtulová teorie – teorie ideálního propulsoru, založená na obecných zákonech mechaniky, větě o hybnosti a momentu hybnosti, které lze aplikovat na proudění vytvářené vrtulí. Prouděním se rozumí proudění dokonalé (ideální) tekutiny. Tato teorie společně s teorií ideální vrtule určují jen závislost výkonu a tahu vrtule na rychlosti vrtulového proudu, ale nemohou vyřešit závislost geometrických rozměrů listů na rychlosti proudu jimi vytvořeného.

Slovem „propulsor“ se nazývá takové zařízení, jehož konstrukce není blíže určena, ale jež má schopnost vytvářet proud vzduchu, protékající průřezovou plochou zařízení, které se říká rovina propulsoru. Ideálním propulsorem se nazývá propulsor v ideální dokonalé tekutině (bez vazkosti), která proudí celou průřezovou plochou stejnou rychlostí. U ideálního propulsoru nejsou tedy žádné ztráty třením. Schématické naznačení vytváření proudu za ideálním propulsorem je zobrazeno na Obr. 20 a Obr. 21.



Obr. 20: Proud ideálního propulsoru při práci na místě [13].



Obr. 21: Proud ideálního propulsoru při jeho pohybu [13].

V teorii ideální vrtule se navíc předpokládá, že proud ideálního propulsoru má, kromě složky axiální rychlosti, též složku rychlosti ve směru obvodové rychlosti, která se mění přímo úměrně s poloměrem průřezu vrtule. Tuto obvodovou složku indukují vrtule, a proto se tento propulsor nazývá ideální vrtulí.

Pro výpočet tahu vrtule postačí pouze teorie ideálního propulsoru, neboť tah ideální vrtule a ideálního propulsoru je podmíněn axiální složkou rychlosti. Obvodová rychlost, kolmá na axiální rychlost, nedává žádnou složku do osy vrtule [13].

Rychlost proudu za propulsorem je větší než před ním, neboť ideální propulsor urychluje proudění vzduchu, tím se zvětší kinetická energie proudu a přírůstek energie je tak dodán proudu propulsorem. Propulsor tedy předává proudu určitý výkon. Zvýšení hybnosti proudu vyžaduje, aby propulsor vyvinul osovou sílu, jenž se nazývá tahem propulsoru. Mezi rychlostmi před a za propulsorem platí vztah

$$V_2 = V_0 + v_2, \quad (5.14)$$

kde  $V_2$  je rychlost proudu vzduchu ve velké vzdálenosti za propulsorem [m/s];

$V_0$  je rychlost proudu vzduchu ve velké vzdálenosti před propulsorem [m/s],

$v_2$  je přírůstek rychlosti proudu vzduchu [m/s].

Velkou vzdáleností za propulsorem je myšlena zpravidla vzdálenost jednoho poloměru vrtule a větší. Rychlost proudu vzduchu ve velké vzdálenosti před propulsorem je relativní rychlost propulsoru vůči nehybnému vzduchu a to je rychlost letu [13].

Tah ideálního propulsoru  $T$  je dán rovnicí

$$T = \dot{m} \cdot V_2 - \dot{m} \cdot V_0 = \dot{m} \cdot (V_2 - V_0), \quad (5.15)$$

kde  $\dot{m}$  je hmotnostní tok vzduchu protékající průřezem proudu propulsoru za jednotku času [kg/s].

Hmotnostní tok vzduchu  $\dot{m}$  lze vyjádřit jako

$$\dot{m} = \rho \cdot S_P \cdot \left( V_0 + \frac{v_2}{2} \right) = \rho \cdot \pi \frac{D_V^2}{4} \cdot \left( V_0 + \frac{v_2}{2} \right), \quad (5.16)$$

kde  $\rho$  je hustota vzduchu v uvažované nadmořské výšce letu [kg/m<sup>3</sup>];

$S_P$  je plocha kotouče propulsoru [m<sup>2</sup>].

Výkon ideálního propulsoru  $P$  je

$$P = \frac{\dot{m}}{2} \cdot (V_2^2 - V_0^2). \quad (5.17)$$

Po dosazení vztahů 5.14 a 5.16 do vztahů 5.15 a 5.17 jsou tah a výkon

$$\begin{aligned} T &= \rho \cdot S_P \cdot \left( V_0 + \frac{v_2}{2} \right) \cdot v_2 \\ &= \rho \cdot S_P \cdot \left( \frac{1}{2} \cdot v_2^2 + V_0 \cdot v_2 \right), \end{aligned} \quad (5.18)$$

$$\begin{aligned} P &= \frac{\rho \cdot S_P}{2} \cdot \left( V_0 + \frac{v_2}{2} \right) \cdot \left( (V_0 + v_2)^2 - V_0^2 \right) \\ &= \frac{\rho \cdot S_P}{2} \cdot \left( \frac{1}{2} \cdot v_2^3 + V_0 \cdot v_2^2 + 2V_0^2 \cdot v_2 \right). \end{aligned} \quad (5.19)$$

Tah i výkon propulsoru s vyšší nadmořskou výškou přirozeně klesají, protože s vyšší nadmořskou výškou klesá hustota vzduchu, a klesají s rostoucí rychlostí letu, protože se zmenšuje přírůstek rychlosti proudu vzduchu  $v_2$ . V případě, že je rychlost proudu vzduchu ve velké vzdálenosti před propulsořem rovna nule ( $V_0 = 0$  m/s), označuje se tah propulsoru jako *statický*  $T_0$ . I takový tah musí závěsy motoru být schopny přenést, a proto je v letových případech č. 7 – 10 (viz následující kapitola) uvažován tah statický  $T_0$ . Tato úvaha smí být použita, neboť je opět konzervativní, tedy na straně bezpečnosti.

Dosazením „0“ za  $V_0$  do vztahů 5.18 a 5.19 se vztahy zjednoduší na

$$T_0 = \frac{\rho \cdot S_P \cdot v_2^2}{2}, \quad (5.20)$$

$$P = \frac{\rho \cdot S_P \cdot v_2^3}{4}. \quad (5.21)$$

Ze vztahu 5.21 je možné dopočítat přírůstek rychlosti proudu vzduchu  $v_2$

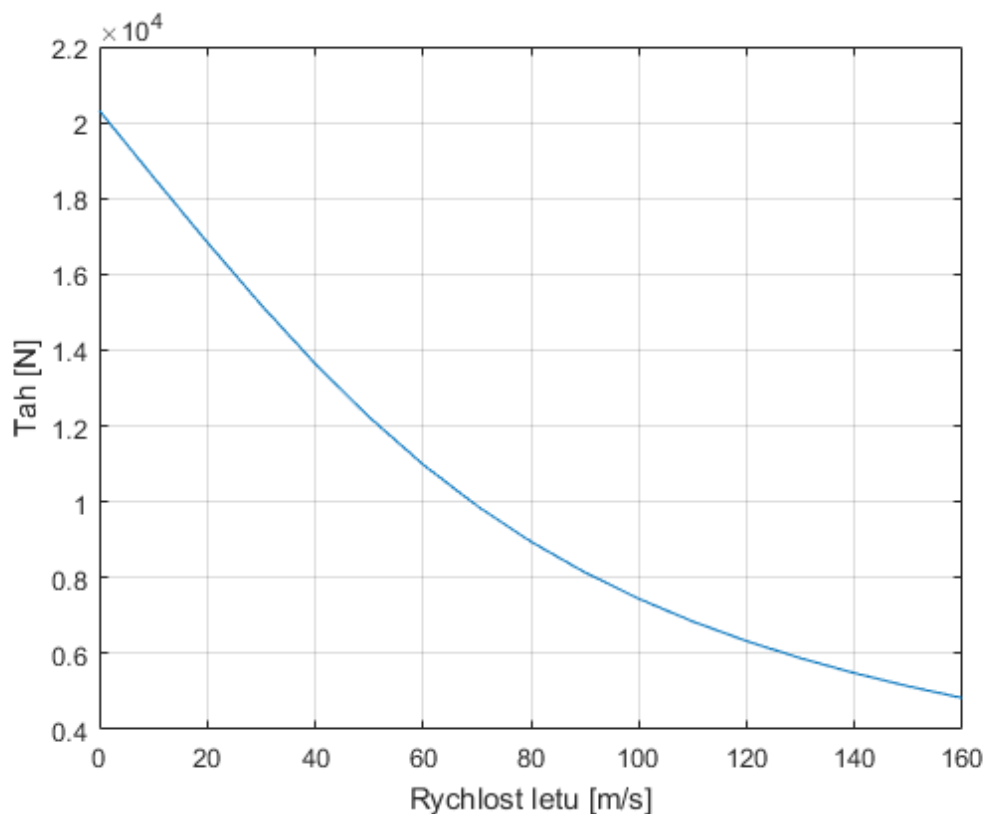
$$v_2 = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot P}{\rho \cdot S_P}} = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot P_M}{\rho_0 \cdot \pi \cdot D_V^2}} = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot 783\,000}{1,225 \cdot \pi \cdot 2,667^2}} = 77,1 \text{ m/s}. \quad (5.22)$$



Statický tah  $T_0$  je určen ze vztahu 5.20

$$T_0 = \frac{\rho \cdot S_P \cdot v_2^2}{2} = \frac{\rho_0 \cdot \pi \cdot D_V^2 \cdot v_2^2}{8} = \frac{1,225 \cdot \pi \cdot 2,667^2 \cdot 77,1^2}{8} = 20\,320 \text{ N.} \quad (5.23)$$

Statický tah  $T_0$  je počítán pro nadmořskou výšku 0 m n. m., pro níž je největší hustota vzduchu  $\rho = \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ . Tento tah musí být závěsy schopny vydržet. V grafu na Obr. 22 je vidět, jak se mění tah od vrtule, resp. ideálního propulsoru, v závislosti na rychlosti letu letounu. Závislost vychází z nelineárního vztahu 5.19, kde proměnnou je přírůstek rychlosti proudu vzduchu  $v_2$ . Závislost byla řešena pomocí numerické metody *půlení intervalu* v programu MATLAB. Ze získané závislosti je patrný také statický tah  $T_0$ . Při výpočtu závislosti nebyl uvažován vliv teploty ani stlačitelnosti vzduchu.



Obr. 22: Závislost tahu ideálního propulsoru na rychlosti letu.

## 5.5 Reakční moment od vrtule

Závěsy, resp. motorové lože, musí zachytit také reakce od kroučícího momentu od vrtule. Kroučící moment od vrtule  $M_k$  se vypočte jako

$$M_k = \frac{P_M}{\omega_V} = \frac{60 \cdot P_M}{2\pi \cdot n_V} = \frac{60 \cdot 783\,000}{2\pi \cdot 1\,700} = 4\,398 \text{ N.m,} \quad (5.24)$$

kde  $P_M$  je výkon vrtule [W];

$\omega_V$  je úhlová rychlost vrtule [rad.s<sup>-1</sup>];

$n_V$  je počet otáček vrtule [min<sup>-1</sup>].

Předpis CS-23 dle odstavce CS 23.361 uvažuje jako účinek zatížení závěsů provozní kroutící moment motoru  $M_{kp}$ . Rozlišují se provozní kroutící moment odpovídající vzletovému výkonu motoru a provozní kroutící moment odpovídající maximálnímu výkonu motoru. Protože vzletový a maximální výkon motoru jsou pro motor Pratt & Whitney PT6A-60A totožné, je uvažován pouze jeden provozní kroutící moment motoru, který je pro turbovrtulové zástavby definovaný jako

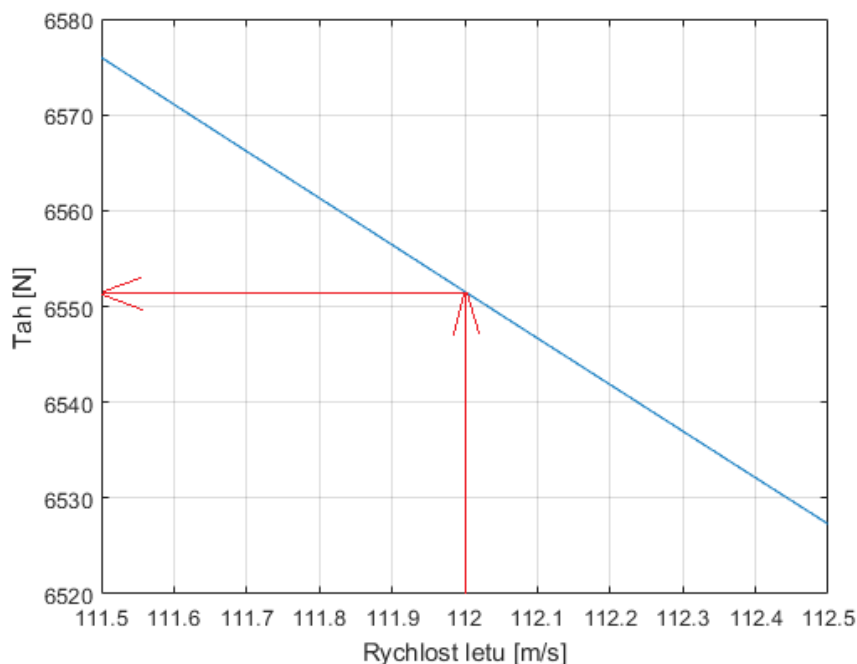
$$M_{kp} = k_p \cdot M_k = 1,25 \cdot 4\,398 = 5\,498 \text{ N.m}, \quad (5.25)$$

kde  $k_p$  je provozní součinitel [bezrozm.].

Při zástavbě turbovrtulových motorů se navíc uvažuje provozní kroutící moment motoru vynásobený součinitelem, který zahrnuje nesprávnou činnost systému ovládání vrtule včetně rychlého zapraporování

$$M_{kp}^* = k_p^* \cdot M_{kp} = 1,6 \cdot 5\,498 = 8\,796 \text{ N.m}, \quad (5.26)$$

kde  $k_p^*$  je součinitel nesprávné činnosti vrtule [bezrozm.].



Obr. 23: Závislost tahu propulsoru na rychlosti letu v 6 096 m n. m.

## 6 Případy letových zatížení

Během letu letounu je třeba uvažovat definovaná zatížení v různých kombinacích. Kombinace působících zatížení definuje předpis CS-23. Obecně se tyto kombinace označují jako *letové případy*. Všechny uvažované letové případy budou analyzovány v této kapitole. Protože nebylo určeno jinak, jsou uvažovaná zatížení provozními zatíženími, tj. maximálními zatíženími předpokládanými v provozu.

### 6.1 Příklad č. 1 ( $M_{kp}, n_1 \cdot F_G$ )

Příklad dle pododstavce CS 23.361 (a)(2) uvažuje provozní kroutící moment odpovídající maximálnímu trvalému výkonu motoru a otáčkám vrtule působícím současně s provozními zatíženími vyplývajícími z letových podmínek A podle CS 23.333 (d).

Provozní kroutící moment  $M_{kp}$

$$M_{X1} = M_{kp} = 5\,498 \text{ N.m,}$$

provozní zatížení

$$F_{Z1} = n_1 \cdot F_G = 3,1 \cdot 3\,275 = 10\,021 \text{ N.}$$

### 6.2 Příklad č. 2 ( $M_{kp}^*, n_z \cdot F_G$ )

Příklad dle pododstavce CS 23.361 (a)(3) uvažuje provozní kroutící moment zahrnující nesprávnou činnost systému ovládání vrtule včetně rychlého zapraporování, který působí současně při vodorovném letu s násobkem  $n_z = 1g$ .

Provozní kroutící moment  $M_{kp}^*$  (viz vztah 5.26)

$$M_{X2} = M_{kp}^* = 8\,796 \text{ N.m,}$$

zatížení při vodorovném letu

$$F_{Z2} = n_z \cdot F_G = 1,0 \cdot 3\,275 = 3\,275 \text{ N.}$$

### 6.3 Příklad č. 3 – 4: ( $\pm n_b \cdot F_G$ )

Pododstavec CS 23.363 (a)(1) uvažuje boční zatížení, které působí v příčném směru na letoun. Provozní násobek zatížení v příčném směru je  $n_b = 1,33$ . Příklad č. 3 uvažuje směr působení bočního zatížení ve směru osy  $y$ , případ č. 4 proti směru.

Boční zatížení působící ve směru osy  $y$

$$F_{Y3} = n_b \cdot F_G = 1,33 \cdot 3\,275 = 4\,356 \text{ N,}$$

boční zatížení působící proti směru osy  $y$

$$F_{Y4} = -n_b \cdot F_G = -1,33 \cdot 3\,275 = -4\,356 \text{ N.}$$

#### 6.4 Příklad č. 5 – 6: ( $n_{C1,C2} \cdot F_G, T_C, M_{kp}$ )

Pododstavec CS 23.333 (c)(1) uvažuje zatížení od poryvů, které jsou definovány provozními násobky zatížení od poryvů (viz podkapitola 5.3.2). Kladný poryv směřuje nahoru, tj. proti směru osy  $y$ , záporný poryv směřuje dolů, tj. ve směru osy  $y$ . Současně s poryvy je uvažován tah propulsoru ve výšce 6 096 m n. m. a provozní kroutící moment  $M_{kp}$ . Tah byl odečten z grafu na Obr. 23 pro rychlost  $V_C = 112 \text{ m/s}$ . S ohledem na snižování velikosti tahu při vyšších rychlostech a menší násobky zatížení pro rychlost  $V_D$  než pro rychlost  $V_C$ , nebyly poryvy při rychlosti  $V_D$  uvažovány jako samostatné letové případy.

Kladný poryv

$$F_{Z5} = -(n_{C1}) \cdot F_G = -(3,3) \cdot 3\,275 = -10\,909 \text{ N,}$$

záporný poryv

$$F_{Z6} = -(n_{C2}) \cdot F_G = -(-1,3) \cdot 3\,275 = 4\,359 \text{ N,}$$

tah  $T_C$

$$F_{X5} = F_{X6} = T_C = 6\,552 \text{ N,}$$

a provozní kroutící moment  $M_{kp}$

$$M_{X5} = M_{X6} = M_{kp} = 5\,498 \text{ N.m.}$$

#### 6.5 Příklad č. 7 – 10: ( $T_0, n_n \cdot F_G, M_{kp}, \pm M_{gk}, \pm M_{gz}$ )

Pododstavec CS 23.371 (a) (2) uvažuje gyroskopická, setrvačná a aerodynamická zatížení, která vznikají s motorem a vrtulí při maximálních trvalých otáčkách a při všech možných kombinacích následujících požadavků:

- (i) rychlost zatáčení  $\omega_{2z} = 2,5 \text{ rad/s}$ ;
- (ii) rychlost klopení  $\omega_{2k} = 1,0 \text{ rad/s}$ ;
- (iii) násobek normálového zatížení  $n_n = 2,5$ ;
- (iv) maximální trvalý tah.

Místo maximálního trvalého tahu je uvažován pro všechny kombinace tah statický  $T_0$ . Tato úvaha je na straně bezpečnosti. Uvažovány jsou čtyři kombinace.

Gyroskopický moment od zatáčení

$$M_{gz} = M_{Z7-Z10} = \pm I_P \cdot \omega_{1v} \cdot \omega_{2z} = \pm 19,03 \cdot 178,0 \cdot 2,5 = \pm 8\,469 \text{ N.m,}$$

gyroskopický moment od klopení

$$M_{gk} = M_{Y7-Y10} = \pm I_P \cdot \omega_{1v} \cdot \omega_{2k} = \pm 19,03 \cdot 178,0 \cdot 1,0 = \pm 3\,388 \text{ N.m.}$$

Zatížení od normálového násobku  $n_n$

$$F_{nZ} = F_{Z7-Z10} = n_n \cdot F_G = 2,5 \cdot 3\,275 = 8\,187 \text{ N.}$$

statický tah  $T_0$  a provozní kroutící moment  $M_{kp}$ ,

$$F_{X7-X10} = T_0 = 20\,320 \text{ N}$$

$$M_{X7-X10} = M_{kp} = 5\,498 \text{ N.m.}$$

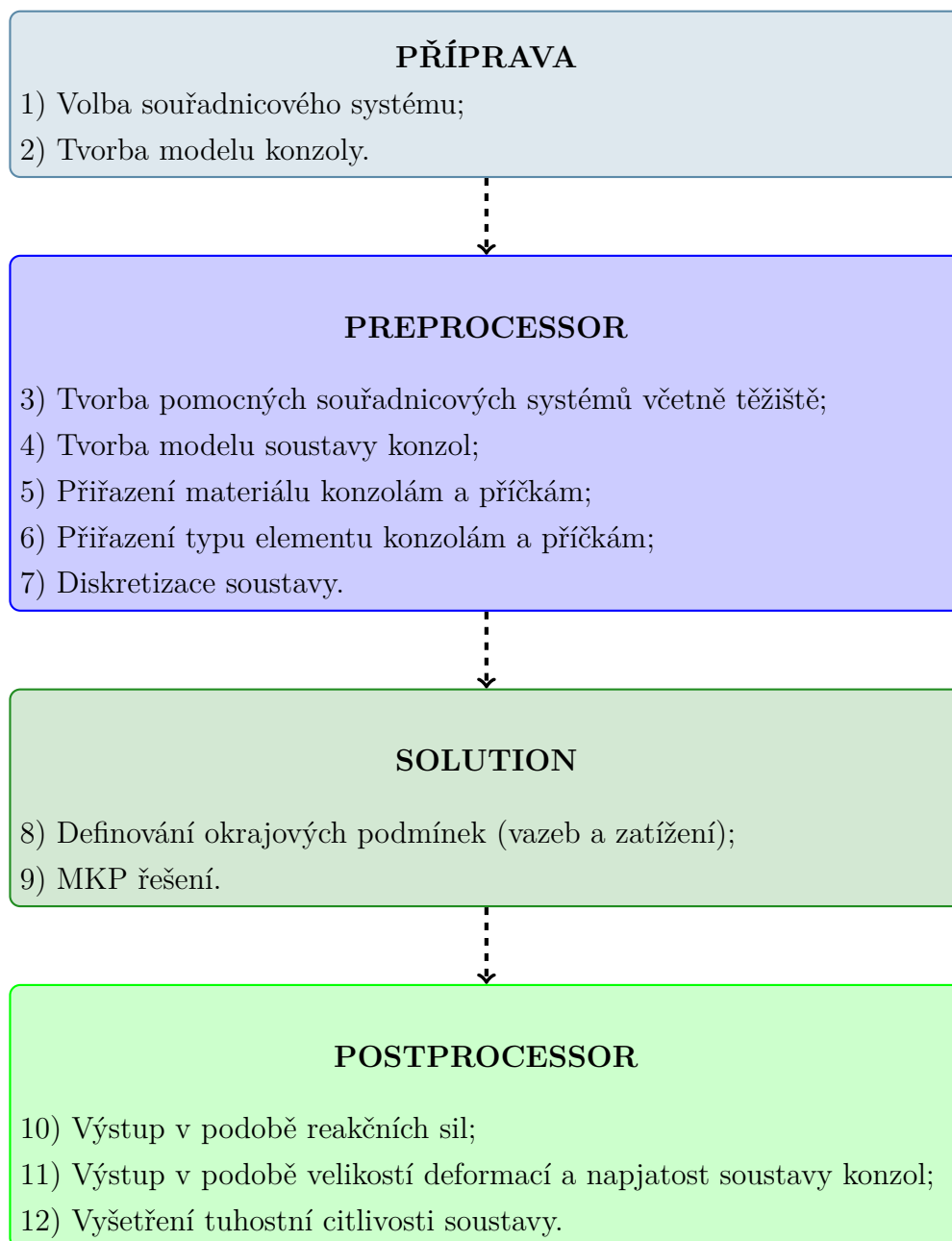
Všechny uvažované letové případy jsou shrnuty v Tab. 4.

Tab. 4: Souhrn letových případů – provozní zatížení.

#	Velikosti zatěžovacích sil a momentů					
	$F_X$ [N]	$F_Y$ [N]	$F_Z$ [N]	$M_X$ [Nm]	$M_Y$ [Nm]	$M_Z$ [Nm]
1	0	0	10 021	5 498	0	0
2	0	0	3 275	8 796	0	0
3	0	4 356	0	0	0	0
4	0	-4 356	0	0	0	0
5	6 552	0	-10 909	5 498	0	0
6	6 552	0	4 359	5 498	0	0
7	20 320	0	8 187	5 498	-3 388	-8 469
8	20 320	0	8 187	5 498	-3 388	8 469
9	20 320	0	8 187	5 498	3 388	-8 469
10	20 320	0	8 187	5 498	3 388	8 469

## 7 Model konzoly závěsu a MKP analýza

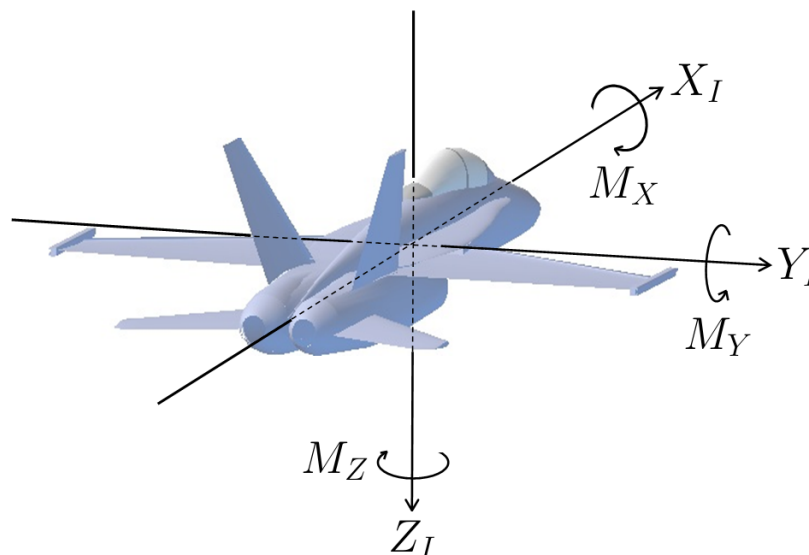
Předmětem MKP (metoda konečných prvků) analýzy je soustava 4 závěsů turbomotorového motoru. Analyzovány jsou konzoly závěsů (viz Obr. 14). Konzola je jádrem závěsu a je spojena jednak s motorem pomocí čtyř šroubů a jednak s motorovým ložem pomocí šroubu a čepu. Cílem analýzy je získání velikostí reakčních sil a úhlů určující orientaci vektoru reakční síly v prostoru v místech uchycení čepů na konzolách, vykreslení deformace a napjatosti soustavy pro nejneprůzračnější letový případ a prošetření tuhostní citlivosti soustavy na změnu geometrické konfigurace. Následující diagram znázorňuje postup celé analýzy.



## 7.1 Souřadnicový systém

Souřadnicový systém (s. s.) dle mezinárodního standardu ISO je na Obr. 24. Jedná se o trojrozměrný, pravoúhlý a pravotočivý systém  $X_I Y_I Z_I$ . Letadlová souřadnicová soustava je pevně svázaná s letadlem. Její počátek je v těžišti letounu. Kladný smysl podélné osy  $X_I$  směřuje k přidi letounu. Svislá osa  $Z_I$  svírá s osou  $X_I$  pravý úhel a její kladný směr míří dolů pod letoun. Osy  $X_I$  a  $Z_I$  určují rovinu souměrnosti letounu. Bočná osa  $Y_I$  je kolmá na rovinu souměrnosti a její kladný smysl směřuje vpravo při pohledu ve směru letu.

Na Obr. 24 jsou vedle označení os a jejich kladných smyslů naznačeny i kladné smysly momentů, které vyvolávají rotační pohyby okolo jednotlivých os. Otáčení okolo osy  $X_I$  se nazývá *klonění*, okolo osy  $Y_I$  *klopení* a rotace okolo osy  $Z_I$  je *zatáčení*. Od těchto pohybů jsou odvozeny i názvy momentů, které je vyvolávají.  $M_X$  je *klonivý* moment,  $M_Y$  je *klopivý* moment a  $M_Z$  je moment *zatáčivý* [18].



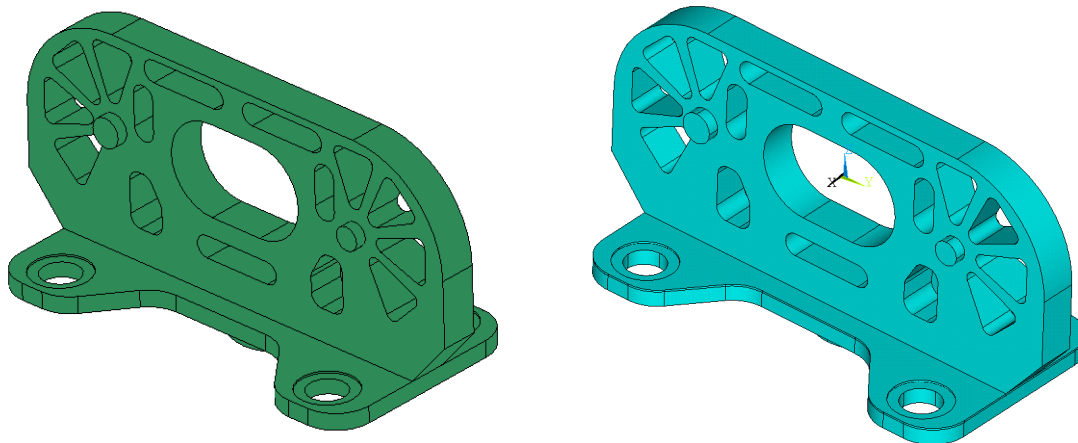
Obr. 24: Letadlová souřadnicová soustava [19].

Model soustavy konzol byl vytvořen v s. s., který je trojrozměrný, pravoúhlý a pravotočivý systém  $XYZ$ . Osa  $X$  i její smysl je shodný s osou  $X_I$ . Osa  $Y$  je rovnoběžná s osou  $Y_I$ , ale její smysl je opačný. Osa  $Z$  je rovnoběžná s osou  $Z_I$ , ovšem má opačný smysl. Počátek s. s. soustavy konzol je v těžišti hnací skupiny, které je uvažováno jako těžiště suchého motoru. Toto těžiště je působiště všech zatížení a nachází se 132,5 mm (5,22 in.) před motorovým ložem od roviny  $YZ$ , 7,6 mm (0,30 in.) pod podélnou osou vrtule (osa  $X$ ) a 7,1 mm (0,28 in.) napravo z pohledu pilota od podélné osy vrtule [6].

## 7.2 Model konzoly

Model konzoly byl vytvořen v programu Autodesk Inventor Professional 2017 (viz Obr. 25) podle předlohy na Obr. 14. Rozměry konzoly byly získány metodou tzv.

reverzního inženýrství, tj. že byl znám jeden rozměr součásti a pomocí něj byly dopočítány ostatní potřebné rozměry. Model byl vyexportován do formátu s příponou *.iges* a načten programem ANSYS Mechanical APDL 18.0 (viz Obr. 26). Program ANSYS



Obr. 25: Model konzoly v programu Autodesk. Obr. 26: Model konzoly v programu ANSYS.

načtel pouze vnější plochy modelu konzoly. Aby bylo možné pracovat s konzolou jako s 3D objemovým tělesem, bylo nutné z těchto ploch udělat objem. Příkaz *VDRAG* umožní vytvořit objem vytažením plochy po křivce. Tímto způsobem byl vytvořen objemový model konzoly závěsu v programu ANSYS.

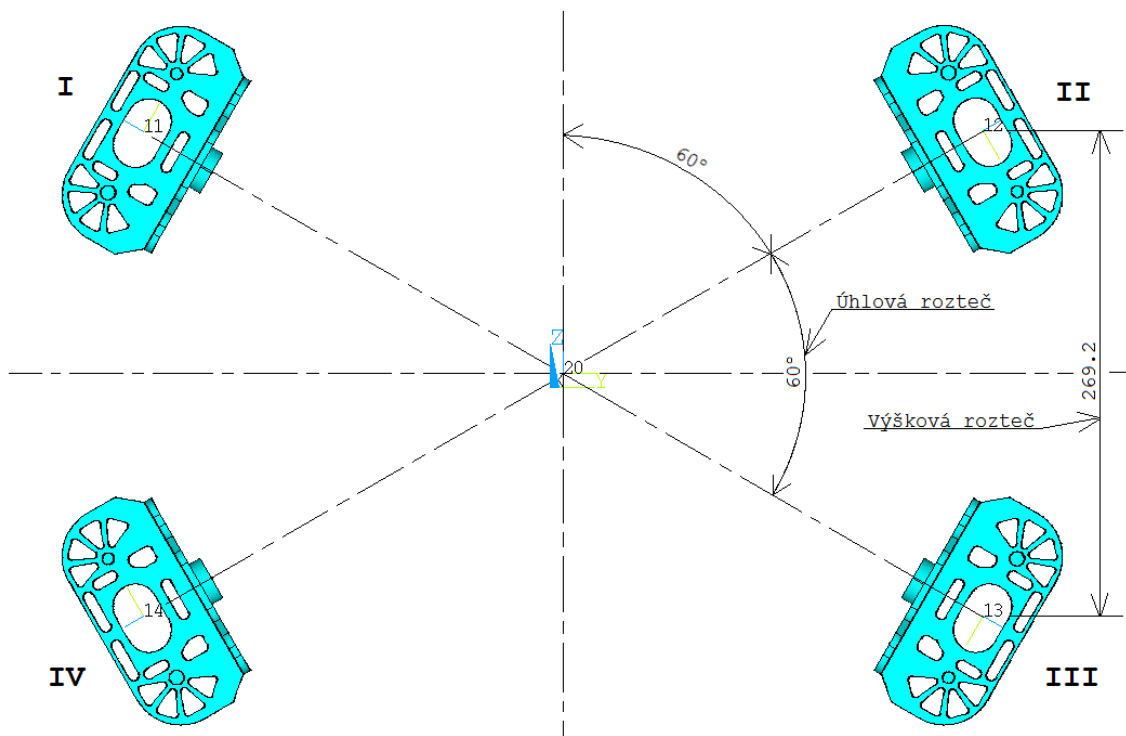
### 7.3 Model soustavy konzol

S. s. soustavy konzol je totožný s globálním s. s. Z globálního s. s. byl vytvořen pomocný lokální s. s. 20, jehož počátek je průsečík symetrál konzol. Z pomocného s. s. 20 byly vytvořeny lokální s. s. 11, 12, 13 a 14, jejichž počátky jsou ve středech děr pro čep na konzolách. Rozmístění lokálních s. s. je dáno výškovou roztečí a úhlovou roztečí. Pro motor PT6A-60A je výšková rozteč 269,2 mm (10,60 in.) a úhlová rozteč 60° (viz Obr. 27). Údaje o roztečích byly získány na konzultacích. Na Obr. 27 je vidět rozložení závěsů, globální a pomocné s. s.

Všechna zatížení byla situována v těžišti soustavy. Pro přenos zatížení byly vytvořeny 1D příčky, vedené z těžiště soustavy do uzlů křivek tvořících díru pro čep. Na křivce každé konzoly bylo vytvořeno 10 těchto uzlů, tudíž z těžiště soustavy bylo vymodelováno vždy 10 příček ke každé konzole.

Konzolám i příčkám byl přiřazen lineární isotropní materiál. Modul pružnosti v tahu materiálu příček byl nastaven o dva řády vyšší než modul pružnosti v tahu materiálu konzol. Mez kluzu materiálů  $R_e$  byla uvažována jako mez kluzu oceli 11600 [16]. Přehled vlastností použitých materiálů je v Tab. 5.





Obr. 27: Model soustavy konzol s rozměry a označením konzol.

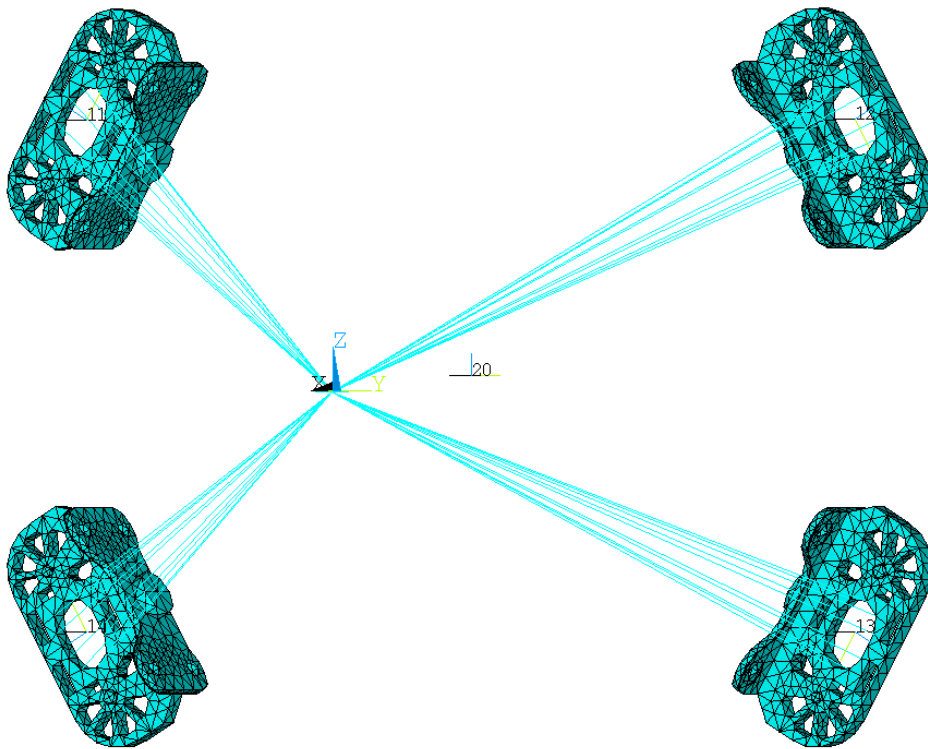
Tab. 5: Vlastnosti použitých materiálu konzoly a příček.

Vlastnost	Označení	Jednotka	Konzoly	Příčky
Modul pružnosti v tahu	$E$	[MPa]	$2,1 \cdot 10^5$	$2,1 \cdot 10^7$
Poissonovo číslo	$\nu$	[bezrozm.]	0,3	0,3
Hustota	$\rho$	[kg/mm <sup>3</sup> ]	$7,85 \cdot 10^{-6}$	$7,85 \cdot 10^{-6}$
Mez kluzu	$R_e$	[MPa]	295	295

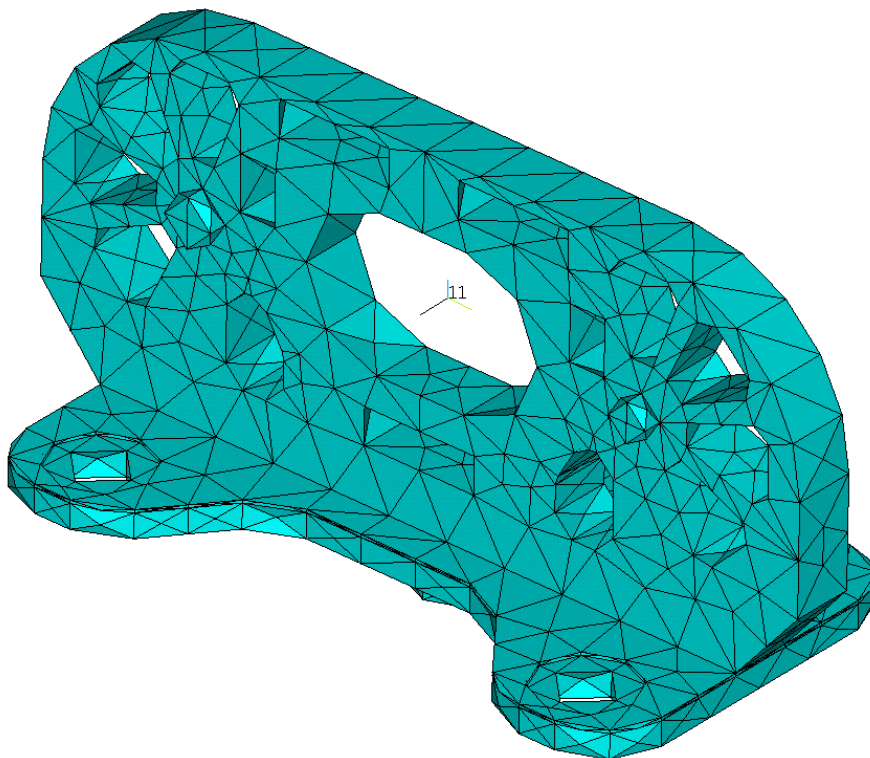
## 7.4 Diskretizace modelu

Pro diskretizaci objemů byl vybrán typ elementu lineární, objemový, jehlanového tvaru se čtyřmi uzly (vrcholy), v programu ANSYS označovaný jako *Solid Tet 4 node 285*, pro diskretizaci příček lineární, nosníkový se dvěma uzly (kraji), označovaný jako *Beam 2 node 188*. Velikost elementu byla zvolena jako 10 jednotek (10 mm), což odpovídá tloušťce konzoly. Příčkám byl přiřazen kruhový průřez o poloměru 5 mm. Síť elementů soustavy je vidět na Obr. 28 a síť jedné konzoly na Obr. 29, kde pro přehlednost nejsou vidět příčky.

Je zřejmé, že je síť konzoly poněkud hrubá. Síť soustavy se skládá z 12 210 elementů, z toho na konzoly připadá 11 000 elementů, tedy na jednu konzolu pouhých 2750. To je způsobené tím, že byla analýza vypracována v programu ANSYS se studentskou licenci, a ta je velmi limitována počtem elementů (uzlů). Výsledky velikostí



Obr. 28: Síť soustavy.

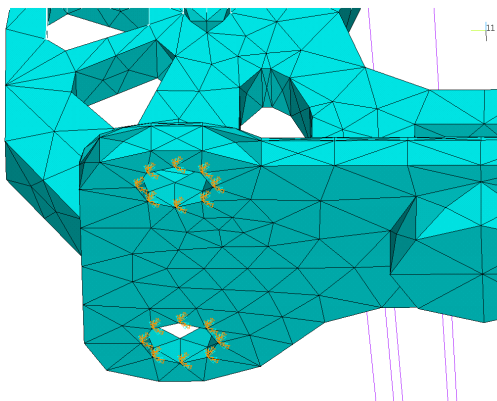


Obr. 29: Síť konzoly.

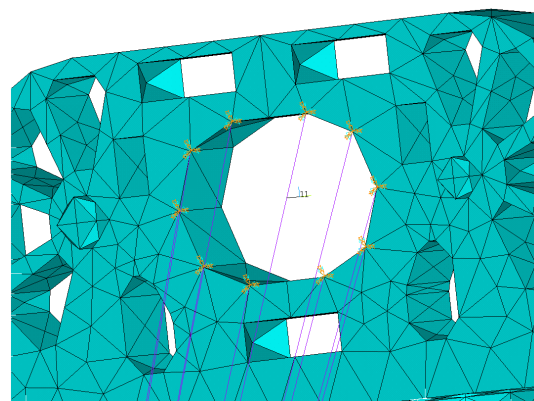
deformací a napjatostí byly porovnány s výsledky získanými v programu s plnou licenci. Model byl diskretizován kvadratickým typem elementu a mnohem větším počtem prvků. Velikosti deformací i napjatostí byly srovnatelné.

## 7.5 Okrajové podmínky

Každá konzola (závěs) je připevněna k přírubám na motoru pomocí čtyř šroubů. Pokud jsou šrouby správně utažené, teoreticky to znamená, že v těchto místech mezi přírubou a konzolou nedochází k posuvům ani rotacím konzoly v žádném směru či rovině. Proto bylo u každé díry pro šroub na její spodní hraně vytvořeno osm uzlů, kterým byly odebrány všechny stupně volnosti (viz Obr. 30). Pro získání deformací a napjatosti soustavy jsou tyto okrajové podmínky finální. Pro získání velikostí reakčních sil v místech děr pro čepy bylo nutné soustavě přidat další okrajové podmínky, a to do míst uzlů kolem děr pro čepy na konzolách, kam se napojují příčky vedoucí z těžiště (viz Obr. 31). Touto metodou se sice zamezí přenosu sil po konzolách, ale je možné jednoduše odečítat velikosti reakčních sil v uvažovaných uzlech.



Obr. 30: Okrajová podmínka – díry pro šrouby.



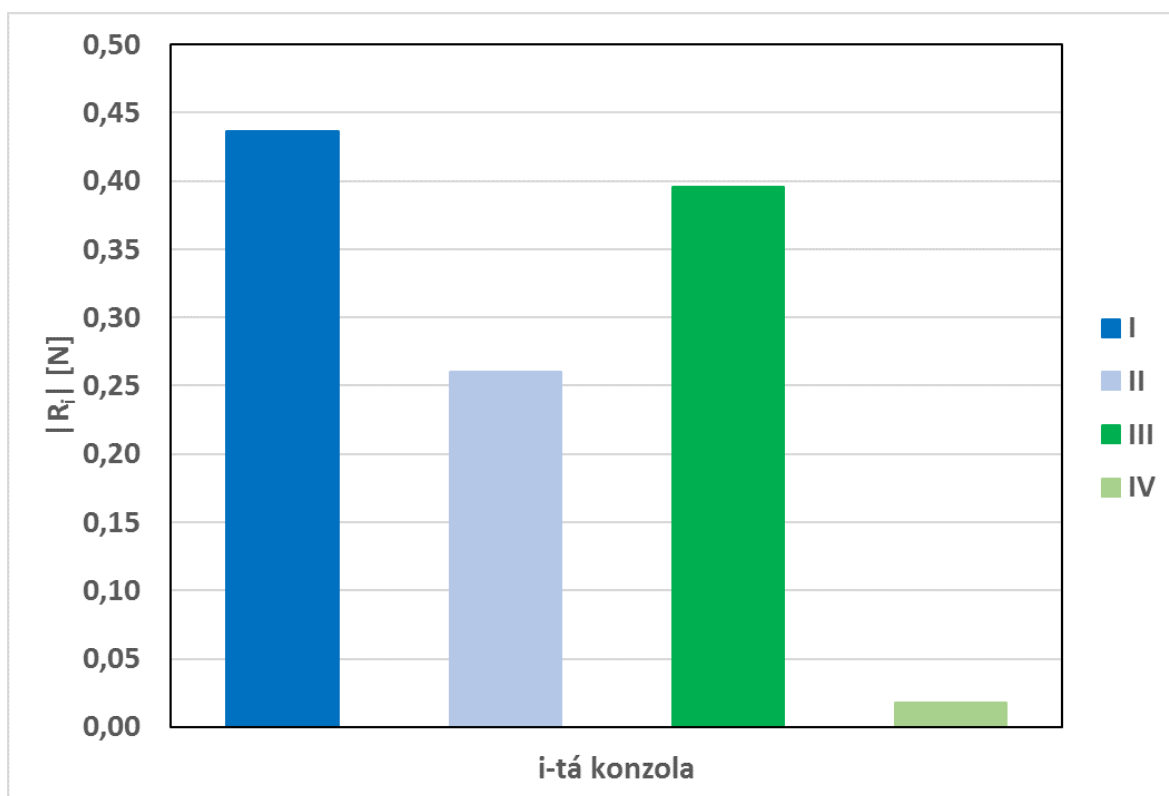
Obr. 31: Okrajová podmínka – díra pro čep.

Bylo diskutováno celkem 10 letových případů. Protože případů není málo, byla soustava vždy postupně zatěžována jednotkovými silami a jednotkovými momenty v každém směru  $x$ ,  $y$  a  $z$  a v každé rovině  $yz$ ,  $xz$  a  $xy$ :

$$\begin{aligned}
 f_x &= 1 \text{ N}, & m_x &= 1 \text{ Nm}, \\
 f_y &= 1 \text{ N}, & m_y &= 1 \text{ Nm}, \\
 f_z &= 1 \text{ N}, & m_z &= 1 \text{ Nm}.
 \end{aligned}$$

Od každého jednotkového zatížení byla získána elementární velikost průmětu reakční síly do souřadnicových směrů  $x$ ,  $y$  a  $z$ . Celkem tedy bylo získáno pro každý směr šest elementárních reakčních sil v jednom uzlu. Velikosti těchto elementárních reakčních

sil byly sečteny pro každý uzel, protože platí princip superpozice skládání sil. Aritmetickým průměrem z deseti sum byla vypočtena jedna složka velikosti reakční síly v čepu od jednotkových zatížení pro každý směr. Absolutní velikost reakční síly od jednotkových zatížení v jednom čepu je odmocnina ze součtu čtverců aritmetických průměrů ve směrech  $x$ ,  $y$  a  $z$ . Graf na Obr. 32 ukazuje závislost absolutních velikostí reakčních sil od jednotkových zatížení na poloze konzoly. Je zřejmé, že při podobných velikostech zatížení ve všech směrech a rovinách je konzola IV výrazně méně namáhána než ostatní konzoly. Při různých velikostech zatěžování (viz Tab. 4) jsou namáhání závěsů podobná (viz Tab. 6). Označení polohy konzol je patrné z Obr. 27.



Obr. 32: Závislost absolutních velikostí reakčních sil od jednotkových zatížení na poloze závěsu.

## 7.6 Výsledné reakce

Skutečné velikosti reakčních sil se získají přenásobením jednotkových zatížení skutečnými zatíženími. Pro výpočet výsledných velikostí reakcí a úhlů určujících orientaci vektoru reakce v prostoru byl vytvořen parametrický soubor v programu Microsoft Excel pojmenovaný *Reakce.xlsx*. Vstupními hodnotami v souboru jsou skutečná zatížení definovaná případy letových zatížení. Výstupními hodnotami jsou velikosti reakcí a úhly určující orientaci vektoru reakce v prostoru pro každou ze čtyř konzol. Tab. 6 shrnuje velikosti reakčních sil a orientovaných úhlů natočení vektorů reakčních sil od souřadnicových os  $x$ ,  $y$  a  $z$  v dířích konzol pro čepy pro všechny letové případy.

Tab. 6: Velikosti reakčních sil a orientovaných úhlů natočení vektorů reakčních sil v dírách pro letové případy.

Závěs č.	I			II			III			IV		
	$\alpha$ [°]	$R_I$ [N]	$\gamma$ [°]	$\alpha$ [°]	$R_{II}$ [N]	$\gamma$ [°]	$\alpha$ [°]	$R_{III}$ [N]	$\gamma$ [°]	$\alpha$ [°]	$R_{IV}$ [N]	$\gamma$ [°]
<b>1</b>	74,42	945	69,10	75,30	903	164,18	104,48	908	164,41	105,27	971	65,42
<b>2</b>	85,71	1199	41,84	85,82	1142	159,72	93,88	1183	160,46	94,25	1253	39,68
<b>3</b>	115,58	133	61,50	65,41	138	117,49	64,82	145	65,07	116,23	139	115,95
<b>4</b>	64,42	133	118,50	114,59	138	62,51	115,18	145	114,93	63,77	139	64,05
<b>5</b>	110,29	1224	26,69	109,72	1144	99,05	84,57	743	140,44	83,85	793	19,04
<b>6</b>	93,55	743	25,61	93,81	706	142,58	106,13	967	160,91	106,63	1026	68,93
<b>7</b>	23,35	1883	70,98	157,13	924	88,78	138,95	3618	117,29	94,16	2499	85,26
<b>8</b>	120,37	1546	39,52	22,66	1795	111,88	91,34	1798	123,12	141,15	3678	95,62
<b>9</b>	78,66	1069	51,04	145,14	2695	88,84	127,66	2240	139,85	42,08	1802	84,71
<b>10</b>	148,64	2694	62,32	78,81	1526	114,54	39,06	1697	127,61	141,54	1718	103,49
max( $R_{iP}$ )		2694			2695			3618			<b>3678</b>	
max(LP č.)		10			9			7			<b>8</b>	

## 7.7 Deformace a napjatost

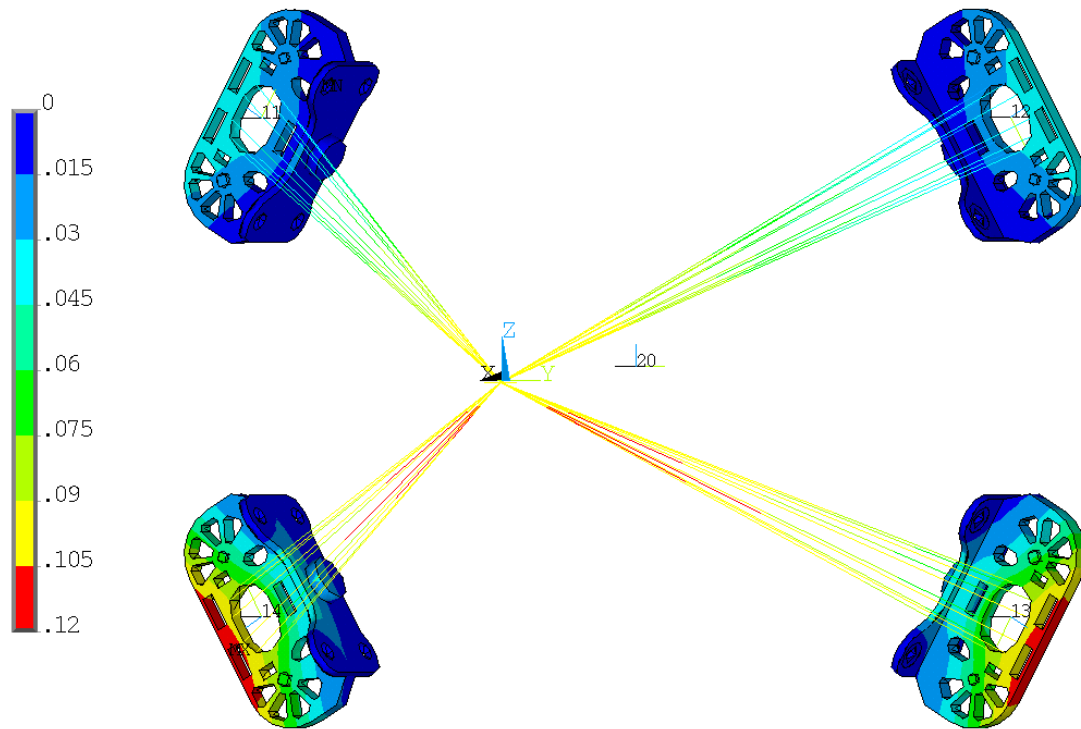
Na základě vzájemného porovnání výsledných reakcí z Tab. 6 byl určen nejnepríznivější letový případ – případ č. 8, neboť v tomto případě byla zjištěna největší absolutní velikost reakční síly 3 678 N u konzoly IV. Pro případ č. 8 byly vykresleny absolutní velikosti deformací (viz Obr. 33) a napjatosti (viz Obr. 35) soustavy konzol.

Z Obr. 33 je zřejmé, že největší deformace jsou na konzolách III a IV v horních místech konzol. Maximální deformace je na konzole IV. Její absolutní velikost je přibližně rovna  $120 \mu m$ . Místo největší deformace označené symbolem  $MX$  je patrné z Obr. 34. Složky  $u_x$ ,  $u_y$  a  $u_z$  deformace místa  $MX$  jsou

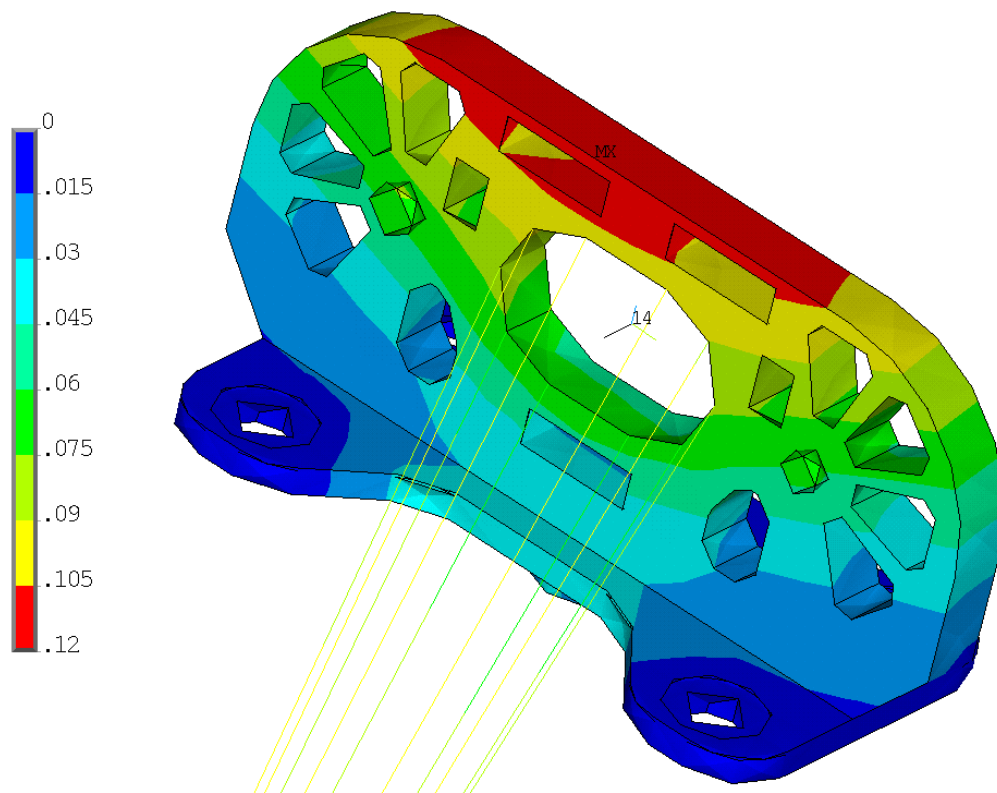
$$u_x = 118 \mu m, \quad u_y = 17 \mu m, \quad u_z = 11 \mu m.$$

Je zřejmé, že místo  $MX$  se nejvíce deformuje v kladném směru osy  $x$ . Ve směrech  $y$  a  $z$  jsou deformace řádově menší.

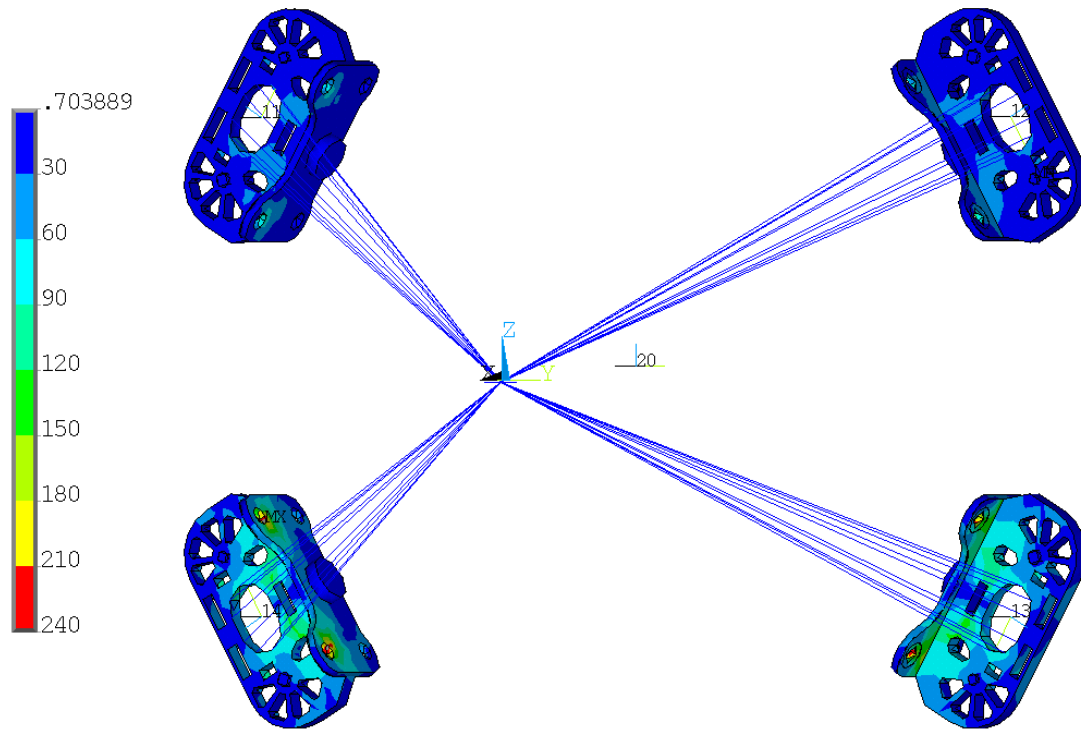
Rozložení napětí soustavy konzol je na Obr. 35. Je vidět, že nejvíce jsou namáhány konzoly III a IV. Maximální napjatost je na konzole IV (viz Obr. 36). Největší lokální napjatosti jsou v místech děr pro šrouby pro uchycení k motoru. Místo s maximálním napětím znovu označeném  $MX$  nabývá hodnoty přibližně 250 MPa. Takto vysoká lokální napjatost je způsobena „nekorektností“ modelování, tj. přidělení vazeb jedné díře pouze v uzlech a použití malého počtu elementů. Proto jsou považována za místa s největší lokální napjatostí konzoly místa přechodu patky a těla konzoly. Maximální hodnota napětí v místě přechodu patky a těla konzoly je přibližně 125 MPa. Tato hodnota je pod hodnotou meze kluzu materiálu oceli 11600, která je 295 MPa.



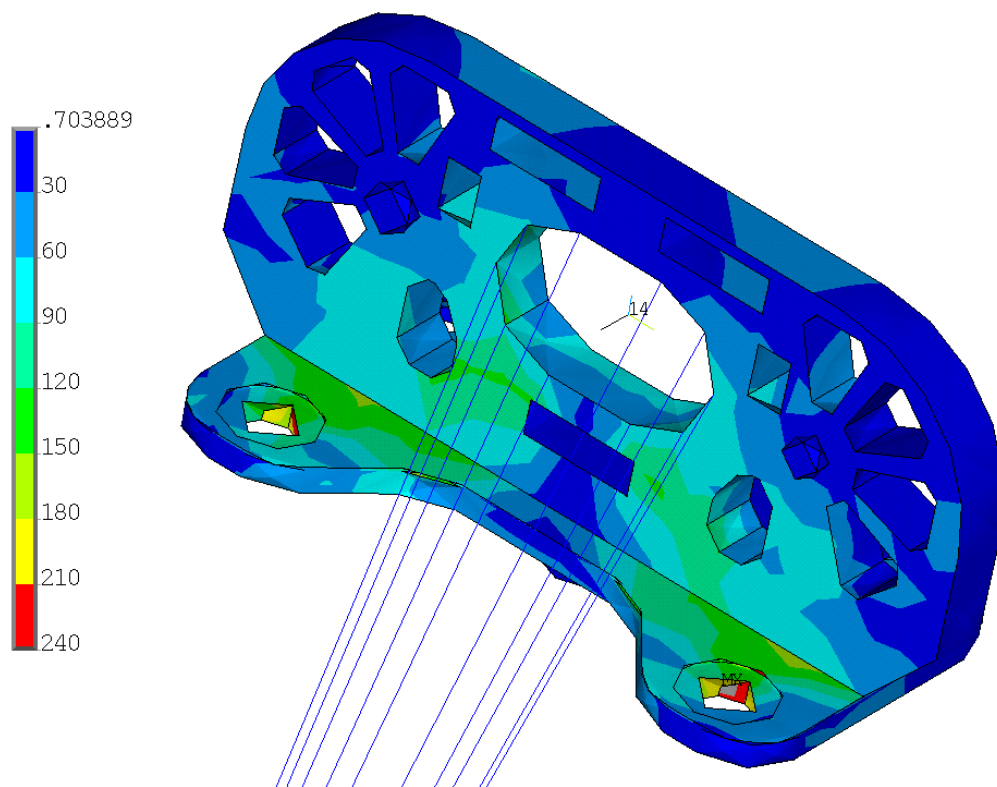
Obr. 33: Velikost deformací soustavy pro letový případ č. 8 v [mm].



Obr. 34: Velikost deformací konzoly IV pro letový případ č. 8 v [mm].



Obr. 35: Velikost napjatosti soustavy pro letový případ č. 8 v [MPa].



Obr. 36: Velikost napjatosti konzoly IV pro letový případ č. 8 v [MPa].



## 7.8 Tuhostní citlivost

Tuhostní citlivost konzol závěsů na změně geometrické konfigurace soustavy konzol byla získána pomocí tří geometrických konfigurací. Geometrická konfigurace je definována výškovou (příp. šířkovou) a úhlovou roztečí. Úhlová rozteč je pro všechny konfigurace konstantní. Výšková, resp. šířková, rozteč je proměnná. První konfigurace (1) má výškovou rozteč o 10 % menší než druhá (základní) konfigurace. Základní konfigurace (2) je patrná z Obr. 27. Třetí konfigurace (3) má výškovou rozteč o 10 % větší než druhá konfigurace. Rozměry geometrických konfigurací jsou uvedeny v Tab. 7.

Soustavy konzol v jednotlivých konfiguracích byly zatěžovány postupně silami  $F_X = 1000$  N,  $F_Y = 1000$  N a  $F_Z = 1000$  N. Od každé síly byly získány absolutní velikosti deformací těžiště soustav  $U_{iF_x}$ ,  $U_{iF_y}$  a  $U_{iF_z}$ . Tuhosti soustavy byly vypočteny pomocí vztahu

$$k_{ij} = \frac{F_j}{U_{iF_j}}, \quad (7.1)$$

kde  $i$  je 1, 2 nebo 3 podle konfigurace;

$j$  je  $x$ ,  $y$  nebo  $z$  podle směru působení zatížení.

Hodnoty absolutních velikostí deformací těžiště soustavy a hodnoty tuhostí soustavy podle směru zatěžování jsou uvedeny v Tab. 7.

Tab. 7: Geometrické konfigurace, deformace a tuhosti.

i	Rozteč [mm]			Deformace [ $\mu$ m]			Tuhost [N/mm]		
	Šířková	Výšková	Úhlová	$U_{iF_x}$	$U_{iF_y}$	$U_{iF_z}$	$k_{ix}$	$k_{iy}$	$k_{iz}$
1	419,6	242,3	60	4,105	1,777	5,010	243 611	562 683	199 593
2	466,3	269,2	60	4,645	1,608	4,585	215 304	622 007	218 117
3	512,9	296,1	60	5,346	1,515	4,341	187 059	660 066	230 356

Grafická závislost tuhostí podle směru zatěžování na výškové rozteči konzol je vidět na Obr. 37. Všechny závislosti pro dané geometrické konfigurace je možné proložit přímkou s chybou menší než 1,6 %. Jedná se tedy o lineární závislosti. Rovnice přímek závislostí jsou

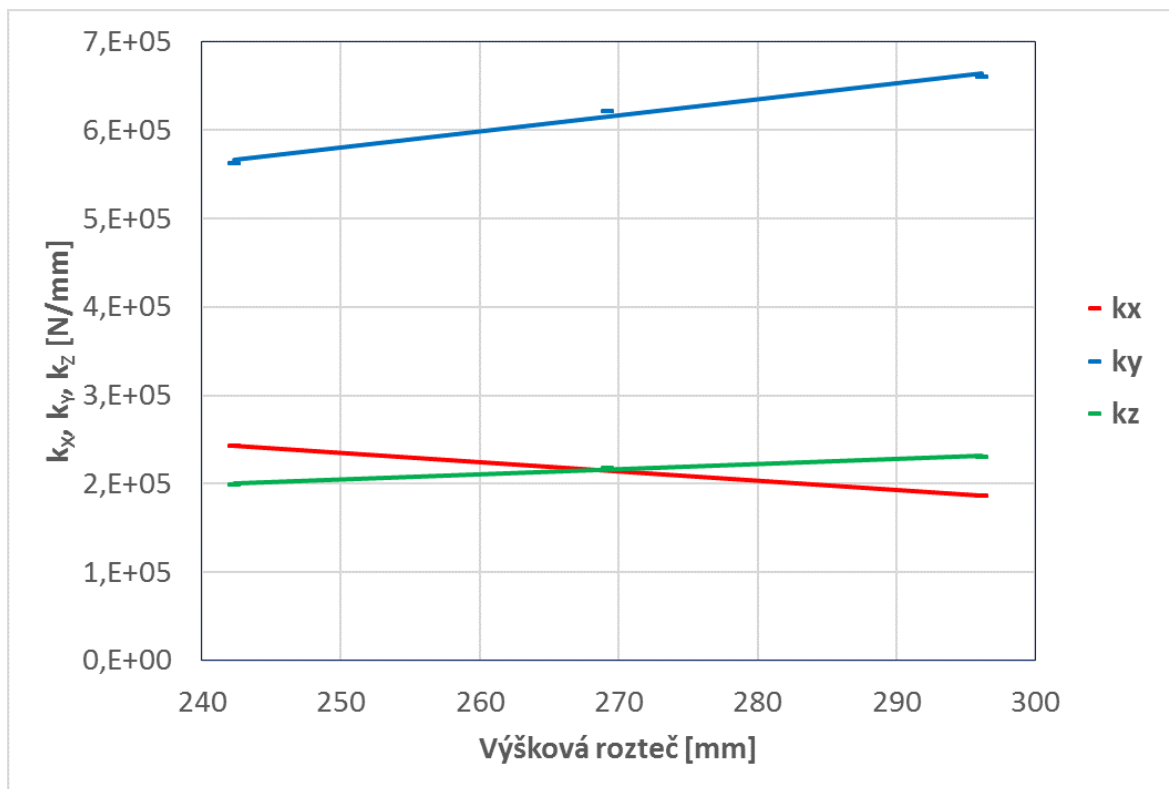
$$k_x = -1\,051,2 \cdot P_{1v} + 498\,295, \quad (7.2)$$

$$k_y = 1\,810,1 \cdot P_{2v} + 127\,641, \quad (7.3)$$

$$k_z = 571,8 \cdot P_{3v} + 62\,090. \quad (7.4)$$

Tuhostní citlivost je určena z rovnic 7.2, 7.3 a 7.4. Citlivost pro zatěžování ve směru  $x$  je  $C_x = -1\,051,2$  N/mm<sup>2</sup>, ve směru  $y$  je  $C_y = 1\,810,1$  N/mm<sup>2</sup> a ve směru  $z$  je

$C_z = 571,8 \text{ N/mm}^2$ . Je zřejmé, že se zvyšující se výškovou roztečí tuhost soustavy konzol ve směrech  $y$  a  $z$  roste, přičemž ve směru  $y$  roste rychleji, a ve směru  $x$  tuhost klesá. Z toho vyplývá, že je možné i změnou geometrické konfigurace závěsů ladit vlastní frekvence motorového lože, ovšem s ohledem na případnou vyšší konstrukční náročnost prvků hnací skupiny.



Obr. 37: Závislost tuhostí dle směru zatěžování na výškové rozteči konzol.

## 8 Závěr

V práci bylo provedeno stručné seznámení s turbovrtulovým typem motoru a motorem Pratt & Whitney PT6A-60A, byla provedena rešerše možných uchycení turbovrtulového motoru a byly zmíněny nejdůležitější specifikace letounu King Air B300 a vrtule pro tento letoun.

Hlavním cílem práce bylo vyšetřit pevnostní a tuhostní pole konstrukce uchycovacích prvků v závislosti na definovaných zátěžných režimech (případech letových zatížení). Tyto případy byly stanoveny podle předpisu CS-23. Jsou to kombinace různých druhů zatížení podle možného výskytu během provozování letounu. Jednotlivé druhy zatížení byly definovány a číselně byly vyjádřeny jejich velikosti pro každý letový případ. Uvažován byl tah motoru, reakční moment od vrtule, gyroskopické momenty, setrvačné síly a aerodynamické síly. Pro určení násobků zatížení od poryvů a obrátů byla zkonstruována letová obálka. Výpočet velikostí všech druhů zatížení byl prováděn ve vytvořeném parametrickém souboru.

Zjednodušený výpočetní model byl navržen v programu ANSYS jako soustava čtyř 3D konzol uchycovacích prvků. Z každé konzoly do těžiště soustavy bylo vytvořeno deset 1D tuhých příček, jejichž smyslem byl pouze přenos zatížení z těžiště soustavy ke konzolám. Byly vyšetřeny všechny letové případy, přičemž případ č. 8 byl vyhodnocen jako nejnepríznivější. Vyhodnocení letových případů probíhalo v druhém vytvořeném parametrickém souboru. Metodou konečných prvků byla zjištěna velikost deformací a napjatost soustavy konzol. Soustava byla rozdělena na více než 12 000 elementů. Maximální velikosti deformací dosahovaly řádově desetin milimetru. Maximální lokální napjatost byla pod mezí kluzu. Výsledky byly porovnány s výsledky modelu rozděleným na mnohem více elementů. Velikosti deformací i napjatostí byly srovnatelné.

Na základě třech geometrických konfigurací modelu soustavy konzol byla prošetřena tuhostní citlivost uchycovacích prvků. Tuhostní citlivost byla prošetřena v každém ze souřadnicových směrů v závislosti na změně výškové rozteče konzol. Bylo zjištěno, že největší tuhostní citlivost je při zatěžování ve směru  $y$ , nejmenší je při zatěžování ve směru  $z$ . Pro oba tyto směry platí, že se zvětšující se výškovou roztečí, tuhost soustavy v daném směru roste. Pro zatěžování ve směru  $x$  platí, že se zvětšující se výškovou roztečí, tuhost soustavy klesá.

## Seznam použité literatury

- [1] European Aviation Safety Agency. Type-Certificate Data Sheet NO. IM.E.078. *Easa.europa.eu* [online]. Dostupné z: [https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-E.078\\_%28IM%29\\_Pratt\\_and\\_Whitney\\_Canada\\_PT6A--41\\_series\\_engines-01-31082007.pdf](https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-E.078_%28IM%29_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A--41_series_engines-01-31082007.pdf), 2007, [cit. 2017-06-11].
- [2] Evropská agentura pro bezpečnost letectví. Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu CS-23. *Caa.cz* [online]. Úřad pro civilní letectví. Dostupné z: <http://www.caa.cz/file/6289/>, 2012, [cit. 2017-06-20].
- [3] General Electric Aviation. GE H80 Turboprop Engine. *Geaviation.com* [online]. Dostupné z: <https://www.geaviation.com/sites/default/files/datasheet-h80.pdf>, 2012, [cit. 2017-06-13].
- [4] Aerospace & Defence News. Beechcraft and Pratt & Whitney Canada Sign Major Engine Service Agreement to Support Wheels Up King Air 350i Fleet. *Aerospace.firetrench.com* [online]. Dostupné z: <http://aerospace.firetrench.com/2013/10/beechcraft-and-pratt-whitney-canada>, 2013, [cit. 2017-06-12].
- [5] AEK Technology, Inc. *Engine Vibration Isolators and Engine Mounts For Beech 1900D Aircraft* [online]. Dostupné z: <http://1900d.com/>, 2014, [cit. 2017-07-13].
- [6] Federal Aviation Administration. Type Certificate Data Sheet E4E4. *Rgl.faa.gov* [online]. Dostupné z: [http://rgl.faa.gov/Regulatory\\_and\\_Guidance\\_Library/rgMakeModel.nsf/0/5d321492dfdb153086257f0d005a6ceb/%24FILE/E4EA\\_Rev\\_27.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/5d321492dfdb153086257f0d005a6ceb/%24FILE/E4EA_Rev_27.pdf), 2015, [cit. 2017-07-20].
- [7] Honeywell. TPE331-10 Turboprop Engine. *Aerospace.honeywell.com* [online]. Dostupné z: <https://aerospace.honeywell.com/en/~media/aerospace/files/brochures/n61-1491-000-000-tpe331-10turbopropengine-bro.pdf>, 2016, [cit. 2017-06-13].
- [8] Beechcraft Corporation. Super King Air B300/B300C Illustrated Parts Catalog. *Beechcraft.com* [online]. Dostupné z: [https://www.beechcraft.com/customer\\_support/technical\\_publications/docs/technical/130-590031-9\\_71.pdf](https://www.beechcraft.com/customer_support/technical_publications/docs/technical/130-590031-9_71.pdf), 2017, [cit. 2017-07-13].
- [9] European Aviation Safety Agency. Type-Certificate Data Sheet NO. EASA.IM.A.277. *Easa.europa.eu* [online]. Dostupné z: [https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA.IM\\_.A.277\\_B200\\_300\\_Issue11.pdf](https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA.IM_.A.277_B200_300_Issue11.pdf), 2017, [cit. 2017-06-11].
- [10] General Electric Aviation. The H-Series Engine. *Geaviation.com* [online]. Dostupné z: <https://www.geaviation.com/bga/engines/h-series-engine>, 2017, [cit. 2017-06-13].
- [11] Hartzell Propeller Inc. Propeller Owner's Manual & Logbook for Propeller Models HC-B3( ), HC-B4( ), HC-B5( ), HC-A3( ). *Hartzellprop.com* [online]. Dostupné z: <http://hartzellprop.com/wp-content/uploads/139-0000-R15-WA.pdf>, 2017, [cit. 2017-07-11].

- [12] Textron Aviation. King Air 350i. *Txtav.com* [online]. Dostupné z: <http://beechcraft.txtav.com/en/king-air-350i>, 2017, [cit. 2017-06-13].
- [13] ALEXANDROV, V. L.: *Letecké vrtule*. Státní nakladatelství technické literatury, Praha, 1954.
- [14] CUTLER, C.: How The 4 Types Of Turbine Engines Work. In: *Boldmethod.com* [online]. Dostupné z: <http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/4-types-of-turbine-engines/>, 2016, [cit. 2017-06-08].
- [15] KOCÁB, J.; ADAMEC, J.: *Letadlové motory*. KANT s.r.o. Knihkupectví a nakladatelství dopravní a odborné literatury, Praha, 2000, ISBN 80-902914-0-6.
- [16] LEINVEBER, J.; VÁVRA, P.: *Strojnické tabulky*. 5. vyd. ALBRA – pedagogické nakladatelství, Úvaly, 2011.
- [17] NIU, M. C.-Y.: *Airframe Structural Design*. Conmilit Press Ltd, Hong Kong, 1995, ISBN 962-7128-04-X.
- [18] SLAVĚTÍNSKÝ, D.: Souřadnicové soustavy používané v letectví. In: *Slavetind.cz* [online]. Dostupné z: [http://www.slavetind.cz/stavba/mechanika/sour\\_soustavy.aspx](http://www.slavetind.cz/stavba/mechanika/sour_soustavy.aspx), 2010, [cit. 2017-07-20].
- [19] STEINECK, A.: Flight Dynamics. Cordinate system representation. In: *Github.com/* [online]. Dostupné z: <https://github.com/afconsult-south/dragonfly-fcb/wiki/Flight-Dynamics>, 2015, [cit. 2017-07-20].
- [20] ŠULŽENKO, M. N.: *Konstrukce letadel*. Státní nakladatelství technické literatury, Praha, 1953.
- [21] VELIČKA, J.: Když se řekne rychlost letadla... In: *Pilotni.cz* [online]. Dostupné z: <https://www.pilotni.cz/kdyz-se-rekne-rychlost-letadla/>, 2013, [cit. 2017-06-20].

## Seznam obrázků

1	Schéma turbovrtulového motoru [14]. . . . .	2
2	Motor Pratt & Whitney PT6A-60A [4]. . . . .	4
3	Motor GE H80 [10]. . . . .	4
4	Motor Honeywell TPE331-10 [7]. . . . .	4
5	Motorové lože s kruhem [17]. . . . .	5
6	Motorové lože tvaru podkovy [8]. . . . .	5
7	Konfigurace uchycení závěsu 1. . . . .	6
8	Konfigurace uchycení závěsu 2. . . . .	6
9	Konfigurace uchycení závěsu 3. . . . .	6
10	Konfigurace uchycení závěsu 4. . . . .	6
11	Konfigurace uchycení závěsu 5. . . . .	6
12	Závěs letounu King Air B300 [5]. . . . .	7
13	Závěsy pro rozměrové větší/menší motor PT6 [5]. . . . .	7
14	Rozpad sestavy závěsu [8]. . . . .	7
15	Letoun King Air B300 [12]. . . . .	8
16	Vrtule Hartzell HC-B4MP-3C/M10476K [12]. . . . .	8
17	Náhradní schéma vrtule. . . . .	10
18	Závislost násobků zatížení od poryvů v závislosti na výšce letu. . . . .	14
19	Letová obálka letounu King Air B300. . . . .	16
20	Proud ideálního propulsoru při práci na místě [13]. . . . .	17
21	Proud ideálního propulsoru při jeho pohybu [13]. . . . .	17
22	Závislost tahu ideálního propulsoru na rychlosti letu. . . . .	19
23	Závislost tahu propulsoru na rychlosti letu v 6 096 m n. m. . . . .	20
24	Letadlová souřadnicová soustava [19]. . . . .	25
25	Model konzoly v programu Autodes. . . . .	26
26	Model konzoly v programu ANSYS. . . . .	26
27	Model soustavy konzol s rozměry a označením konzol. . . . .	27
28	Sít soustavy. . . . .	28
29	Sít konzoly. . . . .	28
30	Okrajová podmínka – díry pro šrouby. . . . .	29
31	Okrajová podmínka – díra pro čep. . . . .	29
32	Závislost absolutních velikostí reakčních sil od jednotkových zatížení na poloze závěsu. . . . .	30
33	Velikost deformací soustavy pro letový případ č. 8 v [mm]. . . . .	33
34	Velikost deformací konzoly IV pro letový případ č. 8 v [mm]. . . . .	33
35	Velikost napjatosti soustavy pro letový případ č. 8 v [MPa]. . . . .	34
36	Velikost napjatosti konzoly IV pro letový případ č. 8 v [MPa]. . . . .	34
37	Závislost tuhostí dle směru zatěžování na výškové rozteči konzol. . . . .	36

## Seznam tabulek

1	Porovnání tří typů turbovrtulových motorů [1, 3, 7]. . . . .	3
2	Specifikace letounu King Air B300 [12]. . . . .	9
3	Specifikace vrtule [11]. . . . .	9
4	Souhrn letových případů – provozní zatížení. . . . .	23
5	Vlastnosti použitých materiálu konzoly a příček. . . . .	27
6	Velikosti reakčních sil a orientovaných úhlů natočení vektorů reakčních sil od souřadnicových os v dírách pro čepy pro letové případy. . . . .	31
7	Geometrické konfigurace, deformace a tuhosti. . . . .	35

## Seznam příloh

- 1 Parametrický soubor pro výpočet jednotlivých druhů zatížení ve formátu .xsl.  
Název souboru na přiloženém CD: *Zatizeni*.
- 2 Parametrický soubor pro výpočet velikosti reakčních sil a orientovaných úhlů natočení vektorů reakčních sil od souřadnicových os v dírách pro čepy ve formátu .xsl.  
Název souboru na přiloženém CD: *Reakce*.
- 3 Soubor pro výpočet tahu ideálního propulsoru ve formátu .m.  
Název souboru na přiloženém CD: *Tah\_propulsoru*.
- 4 Model konzoly ve formátu .ipt.  
Název souboru na přiloženém CD: *Konzola*.
- 5 Model soustavy konzol ve formátu .db.  
Název souboru na přiloženém CD: *Soustava*.