

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

**FAKULTA STROJNÍ
ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY**



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

**POZEMNÍ FREKVENČNÍ ZKOUŠKA LETOUNU
GROUND VIBRATION TEST OF AN AIRPLANE**

2022

Autor: Jan Tetour

Vedoucí práce: Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.

Studijní program: B2342 Teoretický základ strojního inženýrství



ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Tetour** Jméno: **Jan** Osobní číslo: **327404**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Pozemní frekvenční zkouška letounu

Název bakalářské práce anglicky:

Ground vibration test of an airplane

Pokyny pro vypracování:

Provedení pozemní frekvenční zkoušky letounu a vyhodnocení modálních parametrů. Dále pak experimentálně určit hmotové charakteristiky konstrukce a pevné plochy včetně trasy řízení.

Seznam doporučené literatury:

Stender Walter and Kiebling Fritz: Aeroelastic Flutter Prevention in Gliders and Small Aircraft, DLR, Gottingen 1991

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D. ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **29.04.2022**

Termín odevzdání bakalářské práce: **17.08.2022**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

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

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
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

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne

Podpis.....

Jan Tetour

Poděkování

Rád bych věnoval poděkování všem, kteří mi pomohli k vypracování této práce a přispěli svými zkušenostmi a radami. Především bych rád poděkoval svému vedoucímu panu Ing. Alešovi Kratochvílovi, Ph.D. za čas a znalosti, které mi pomohly k hlubšímu proniknutí do problematiky. Dále bych chtěl poděkovat panu Ing. Jakobovi Valentovi za technickou podporu a cenné rady.

Abstrakt

Tato bakalářská práce se zabývá provedením pozemní frekvenční zkoušky letounu ALTO 912 TG. V první části práce je podrobněji popsána příprava, způsob provedení, vyhodnocení zkoušky a nalezení modálních parametrů konstrukčních celků letounu. V druhé části je pak rozebrána problematika experimentálního vyhodnocení hmotových charakteristik a praktického provedení experimentu.

Abstract

This bachelor's thesis deals with the ground frequency test of the ALTO 912 TG aircraft. The first part of the thesis describes in more detail the preparation, the method of execution, the evaluation of the test and the finding of the modal parameters of the structural units of the aircraft. The second part describes experimental evaluation of material characteristics and practical implementation of the experiment.

Klíčová slova

Pozemní frekvenční zkouška, Modální parametry, Hmotové charakteristiky, Vlastní frekvence kmitání, Vlastní tvary kmitání

Keywords

Ground vibration test, Modal parameters, Mass characteristics, Eigen frequency vibration, Eigen modes vibration

Obsah

1. Úvod	1
2. Pozemní frekvenční zkouška letounu	2
3. Typ letounu	3
4. Příprava pozemní frekvenční zkoušky	4
4.1. Výkresová dokumentace, rozmístění snímačů, buzení	4
4.2. Prostředí zkoušky	6
4.3. Ustavení letounu	6
Ustavení na pružné podložky	7
4.3.1. Ustavení zavěšením	8
4.4. Sestavení měřicího zařízení	9
4.4.2. Jednotky buzení	10
4.4.3. Vlastní frekvence zavěšené budiče	11
4.4.4. Snímače zrychlení	12
4.4.5. Vstupní data	13
5. Průběh měření	14
5.1. Budící signál	15
5.2. Vyhodnocení dat	16
5.2.1. Zpracování dat	16
5.2.2. Modální parametry	16
5.2.3. Kritéria vyhodnocení dle ODS	17
5.2.4. Vyhodnocení	18
6. Stanovení hmotnostních charakteristik	21
6.1. Hmotnost	22
6.2. Statické momenty	22
6.2.1. Stanovení statického momentu experimentem	22
6.3. Momenty setrvačnosti k ose otáčení	24
6.3.1. Příprava dílu	24
6.3.2. Výpočet momentu setrvačnosti k ose otáčení	25
6.4. Stanovení přídatných momentů setrvačnosti (ΔJ_i)	27
6.5. Přepočet hmotnostních charakteristik k náběžné hraně	28
6.6. Měrné hmotové charakteristiky	30
6.7. Souhrn vyhodnocených hmotových charakteristik	30
7. Závěr	32
8. Přílohy	34
8.1. Příloha č.1	34
8.2. Příloha č.2	35
8.3. Příloha č.3	67

Seznam obrázků

Obr. 1 Nákres ALTO 912 TG [3].....	3
Obr. 2 Souřadný systém.....	4
Obr. 3 Rozmístění snímačů křídlo.....	5
Obr. 4 Ustavení letounu.....	6
Obr. 5 Ustavení na pružné podložky.....	7
Obr. 6 VFK odpružení letounu (zdroj software So analyzer).....	8
Obr. 7 Ustavení zavěšením.....	8
Obr. 8 Sestava měřícího zařízení.....	9
Obr. 9 Sestava buzení.....	10
Obr. 10 Piezoelektrický snímač.....	12
Obr. 11 Nainstalovaný snímač.....	12
Obr. 12 Model křídla (zdroj software So analyzer).....	13
Obr. 13 Konfigurace těžká.....	14
Obr. 14 Řízení blokováno.....	14
Obr. 15 Signál Burst random (zdroj software So analyzer).....	15
Obr. 16 Signál Sweep sine (zdroj software So analyzer).....	15
Obr. 17 Očekávané VTK [5].....	16
Obr. 18 Magnituda / frekvence.....	17
Obr. 19 Reálná část / frekvence.....	17
Obr. 20 Imaginární část / frekvence.....	17
Obr. 21 Fázový posun / frekvence.....	17
Obr. 22 1.ohybový moment křídlo, symetricky, těžká, Re, Im (zdroj software So analyzer).....	18
Obr. 23 1.ohybový moment křídlo, symetricky, těžká, fáze, Amplituda (zdroj software So analyzer).....	19
Obr. 24 Stanovení síly F, vzdálenosti c [2].....	22
Obr. 25 Uložení na břítu [2].....	24
Obr. 26 Uložení na čepu [2].....	24
Obr. 27 Stanovení frekvence kmitů [2].....	25
Obr. 28 Sestava řízení křídélka [8].....	27
Obr. 29 Náčrt přepočtu k náběžné hraně.....	28

Seznam Tabulek

Tabulka 1 Rozmístění budičů	5
Tabulka 2 VFK budiče	11
Tabulka 3 Zatížení letounu	14
Tabulka 4 Vyhodnocované díly	18
Tabulka 5 Vyhodnocení křídlo těžká	19
Tabulka 6 Vyhodnocení křídlo lehká	20
Tabulka 7 Vyhodnocení křídélka volná	20
Tabulka 8 Vyhodnocení křídélka blokovaná	20
Tabulka 9 Vyhodnocení klapky zasunuté	20
Tabulka 10 Křídélko změřené hodnoty 1	23
Tabulka 11 Křídélko změřené hodnoty	26
Tabulka 12 Křídlo vypočtené hodnoty	29
Tabulka 13 Hmotové charakteristiky	30
Tabulka 14 Hmotové charakteristiky sestavy	31

Seznam použitých programů

- [1] So analyzer, © 2022 m+p international Mess- und Rechnertechnik GmbH,
<https://mpihome.com/en/>
- [2] Autocad 2023, Autodesk, <https://www.autodesk.com>

Seznam zkratek/symbolů:

VFK	- vlastní frekvence kmitání
VTK	- vlastní tvar kmitání
PFZ	- pozemní frekvenční zkouška
N.hr	- náběžná hrana
p	- index pevné plochy
h	- index-pohyblivé plochy
C_p [m]	- šířka profilu ve směru Y nepohyblivých plocha procházející v těžišti dílu
FRF	- přenosová funkce
ODS	- modul softwaru So analyzer (operating deflection shape wizard)
C [m]	- šířka profilu ve směru Y procházející v těžišti dílu
L_i [m]	- šířka profilu ve směru Y procházející v těžišti dílu a přepočtena do svislé vzdálenosti
r_s [m]	- vzdálenost těžiště od osy otáčení
F [n]	- síla na odtokové hraně
m [kg]	- hmotnost
g [$m \cdot s^{-1}$]	- gravitační zrychlení
S [kg.m]	- statický moment
T [s]	- doba periody kmitu
f [hz]	- frekvence kmitu
d [m]	- průměr čepu
J_o [$kg \cdot m^2$]	- moment setrvačnosti k ose otáčení
ΔJ_k [$kg \cdot m^2$]	- přídatný moment setrvačnosti
$\frac{ds_i}{d\beta}$ [$\frac{m}{rad}$]	- převodní funkce posuvu
$\frac{d\alpha_j}{d\beta}$ [$\frac{rad}{rad}$]	- převodní funkce rotace
\bar{m} [$kg \cdot m^{-1}$]	- měrná hmotnost vztažená na jednotku délky elementu konstrukce ve směru kolmém na řez profilu
\bar{S} [$kg \cdot m \cdot m^{-1}$]	- měrný statický moment vztažený na jednotku délky elementu konstrukce ve směru kolmém na řez profilu
\bar{J} [$kg \cdot m$]	- měrný moment setrvačnosti vztažený na jednotku délky elementu konstrukce ve směru kolmém na řez profilu
PZS	- předozadní ohyb symetrický
PZAS	- předozadní ohyb antisymetrický
ST	- symetrická torze
AT	- antisymetrická torze
SR	- symetrická rotace
AR	- antisymetrická rotace

1. Úvod

Zkoušení leteckých konstrukcí a jako jedna z vybraných i pozemní frekvenční zkouška letounu tvořící jádro této práce, se vyvinula jako součást jedné z možných cest, jak lze predikovat aeroelastické jevy vyskytující se na leteckých konstrukcích již od samého počátku letectví.

Aeroelasticita jako vědní obor se zabývá vzájemnou interakcí tekuté a pevné fáze hmoty. V zaměření na letecké konstrukce jde specificky především o reakci mezi aerodynamickými, setrvačnými a elastickými silami na konstrukční celky letounu. [4]

Již při prvních pokusech o sestrojení letuschopného prostředku se tehdejší konstruktéři potýkali s projevy aeroelasticity a jejích důsledků v podobě selhání konstrukce a následných nehod vznikl požadavek na řešení těchto problémů a jejich popisu. [4]

Mezi první přístupy k řešení této problematiky patřil inženýrský přístup založený na experimentu s následnou optimalizací konstrukce. Z principu je to sice možný, nikoli však příliš efektivní způsob. [4]

S postupným vývojem pokročilejších leteckých konstrukcí, spolu s požadavky na vyšší rychlosti a zatížení, bylo popsáno i více těchto jevů, a tedy bylo třeba nalézt i nové způsoby řešení. [4]

V návaznosti na poznatky z oblasti mechaniky tekutin, jejího teoretického popisu a také později s příchodem výpočetních technologií, byly získány nástroje pro vývoj a uvedení do praxe provádění zkoušek, jak je známe dnes. [4]

2. Pozemní frekvenční zkouška letounu

Podstatou je zjištění modálních parametrů konstrukce pomocí experimentu. V anglické literatuře zvaná ground vibration test (GVT), dále uváděno dle českého jazyka pozemní frekvenční zkouška (PFZ). Zkouška je prováděna na zemi na reálném prototypu letounu vybuzením kmitů pomocí vnějšího zdroje (elektromagnetické jednotky buzení) a záznamu odezvy konstrukce pomocí snímačů.

Jako výstup zkoušky po přenesení do počítače je získána přenosová funkce, která vyjadřuje zaznamenaná data chování konstrukce. Ze získané přenosové funkce je možné po vyhodnocení odečíst hledané parametry chování konstrukce, tedy hodnoty vlastních frekvencí, tvarů kmitů a hodnot útlumu. [5]

Získané parametry slouží jako podklad pro optimalizaci výpočtového modelu metodou konečných prvků (MKP) a následného výpočtu aeroelastických jevů. Ze zkoumaných jevů jde především o jev nazývaný Flutter neboli samobuzené kmitání konstrukce vyskytující se především na nosných plochách křidel a pohyblivých řídicích plochách. [5]

Tento jev je zvláště nebezpečný z důvodu možnosti jeho náhlého výskytu bez zjevné příčiny za vzájemného působení aerodynamických, elastických, setrvačných sil v určité rychlosti letu. Důsledek v podobě rozkmitání konstrukce bez dalšího přídatného zatížení vede až k její destrukci nebo ztrátě kontroly nad řízením letounu. [4]

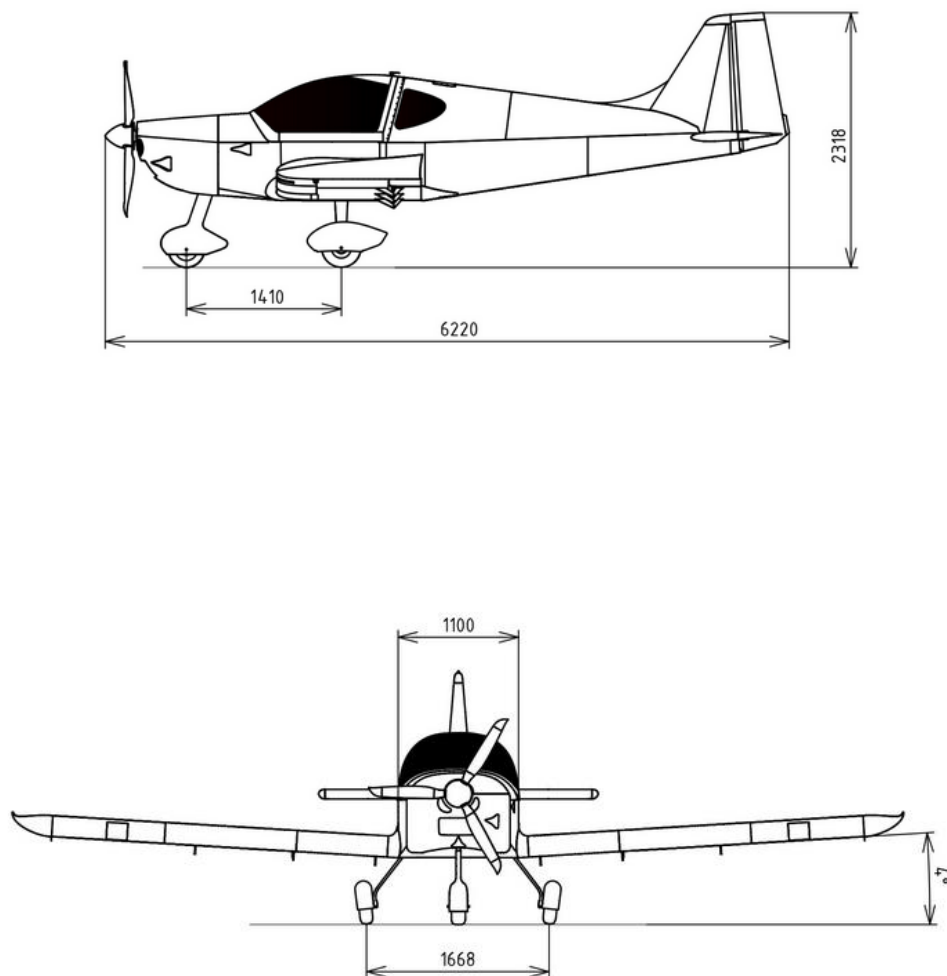
Účelem výše popsané zkoušky je tedy stanovení parametrů sloužících jako vstupní data pro vyhodnocení, zda daná konstrukce letounu v rozsahu požadované letové obálky není náchylná na výskyt některého z nebezpečných projevů aeroelasticity. [5]

Z legislativního pohledu věci tato zkouška slouží jako část certifikačního postupu pro uvolnění nového prototypu letounu do provozu dle platných předpisů pro danou kategorii letounu a zemi kde je letoun certifikován. V Evropě tyto předpisy spravuje European Union Aviation Safety Agency (EASA). [1]

3. Typ letounu

Testovaným letounem je ultralehký celokovový dolnoplošník ALTO 912 TG vyráběný firmou © Direct fly s.r.o dle předpisu Letecké amatérské asociace ČR. [3]

Letoun je určen pro dvě osoby, s rozpětím křídel 8,2 m, hmotností prázdného letounu 288 kg a cestovní rychlostí 180 km/h. Pohonnou jednotkou je zde Rotax 912 ULS. [3]



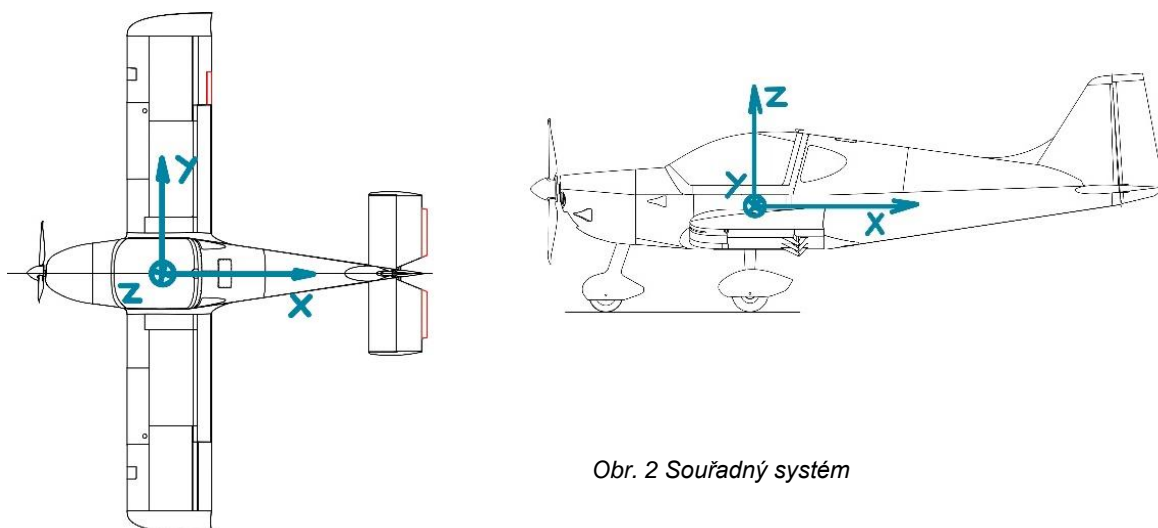
Obr. 1 Náčres ALTO 912 TG [3]

4. Příprava pozemní frekvenční zkoušky

Před provedením vlastní zkoušky je nutné ve fázi přípravy provést seznámení s daným typem letounu, konstrukčním řešením a z toho vyplívajícími požadavky na potřebné vybavení (např. systém ustavení letounu, typ a počty snímačů). Důležité je taktéž získání technické dokumentace k letounu.

4.1. Výkresová dokumentace, rozmístění snímačů, buzení

Před vlastním měřením PFZ je nutné dle dodané dokumentace letounu výrobcem vypracovat výkres rozmístění snímačů zrychlení a bodů pro umístění jednotek buzení. Dále pak stanovit globální kartézský souřadný systém, ke kterému bude vztaženo rozmístění snímačů, osy měření zrychlení a další parametry. Kompletní výkresová dokumentace rozmístění je uvedena v příloze č.1.

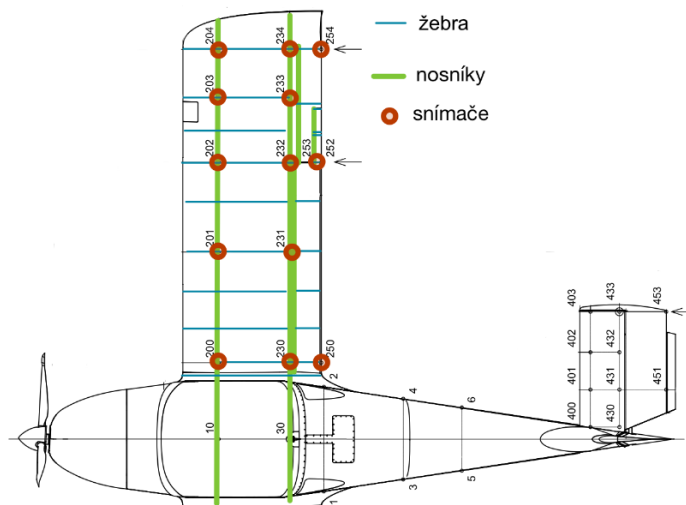


Obr. 2 Souřadný systém

Pro rozmístění snímačů je třeba zohlednit konstrukci daného letounu a vybrat místa s dostatečnou tuhostí pro eliminaci lokálního pružení potahu pod snímačem, které by mohlo zapříčinit znehodnocení kvality získaných dat.

Vhodná místa jsou nad výztuhami, žebry, nosníky, popř. tuhými lemy konstrukce. Počet konkrétních bodů vychází z konstrukčního uspořádání letounu a z okolností tak, aby bylo v dostatečné míře popsáno chování jednotlivých konstrukčních celků.

Příklad rozmístění snímačů pro křídlo znázorňuje obr. 3.



Obr. 3 Rozmístění snímačů křídlo

Rozmístění elektromagnetických budičů vibrací závisí na typu měřené úlohy (tab. 1) a dále také respektuje stejné podmínky tuhosti podkladu platné pro snímače. Pro volbu místa buzení je třeba také uvažovat předpokládané místo vzniku uzlového bodu vlastního tvaru kmitání (VTK). Pokud by byla jednotka umístěna do uzlového bodu VTK nebo jeho blízkosti, nedošlo by tak k dostatečnému vybuzení konstrukce. [5]

Tabulka 1 Rozmístění budičů

Místo umístění budiče - označeno modře:			
Měřená úloha	Nákres	Měřená úloha	Nákres
Ohyb křídlo		Křídélka	
Torze křídlo		Klapky	

4.2. Prostředí zkoušky

Pro uskutečnění zkoušky je nutné zvolit vhodné prostředí, které nebude nežádoucím způsobem ovlivňovat měřená data. Zkouška je uskutečňována na zemi na stojícím či zavěšeném letounu (více v kapitole 4.3 Ustavení letounu).

Vhodná je např. hala se stálou teplotu okolo 20 °C, zajištěná proti silnějšímu proudění vzduchu. Důležité je zamezení přenosu vibrací z okolního prostředí do konstrukce měřeného dílu letounu. [5] Zdrojem vibrací může být např. hluk způsobený provozem okolních letadel či jiné silné zdroje z okolí.

4.3. Ustavení letounu

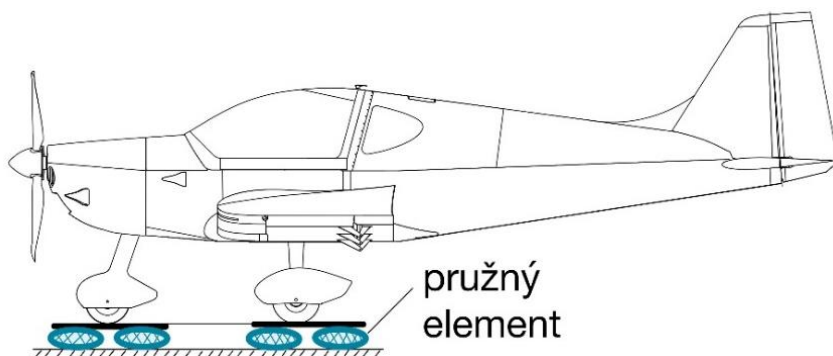
Pro ustavení je důležité zajištění uvolnění odpružení letounu ve všech osách včetně zajištění volnosti rotace. Vlastní frekvence odpružení by v ideální případě měla dosahovat 1/10 základní vlastní frekvence letounu a neměla by přesahovat 1/3. Tento požadavek bývá těžké splnit např. u bezmotorových kluzáků s vysokým štíhlostním poměrem, kde bývá základní vlastní frekvence nízká. V praxi se pro menší letouny nejčastěji používají způsoby konstrukčního řešení ustavení uvedené dále. [5]



Obr. 4 Ustavení letounu

Ustavení na pružné podložky

Letoun je ustaven na podvozku, mezi koly a zemí jsou vloženy pružné elementy (nejčastěji pružné vzduchové vaky, viz obr. 5), zajišťující dosažení požadovaných vlastností volnosti a odpružení.

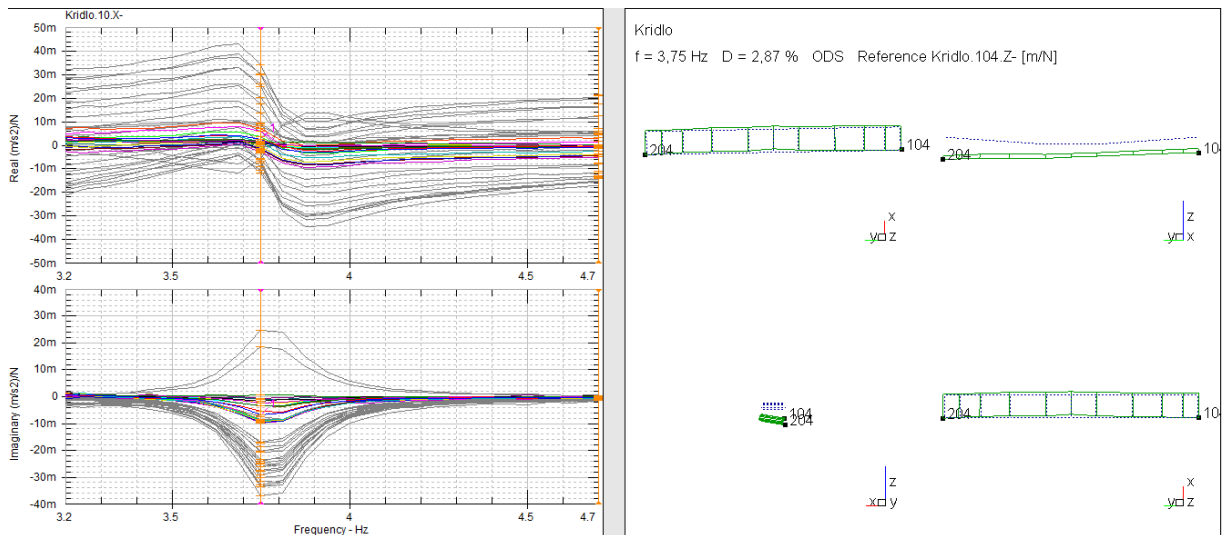


Obr. 5 Ustavení na pružné podložky

Výhoda tohoto řešení spočívá v relativní nenáročnosti na vybavení. Jeho nevýhodou je nemožnost dosažení nižších vlastních frekvencí odpružení. Použití metody závisí tedy především na typu letounu a jeho očekávané základní vlastní frekvence kmitání (VFK). Pro testovaný letoun ALTO 912TG vzhledem k jeho konstrukci, a tedy i očekávané VFK, bylo možné tento způsob řešení využít. [5]

Vlastní frekvence kmitání odpružení letounu

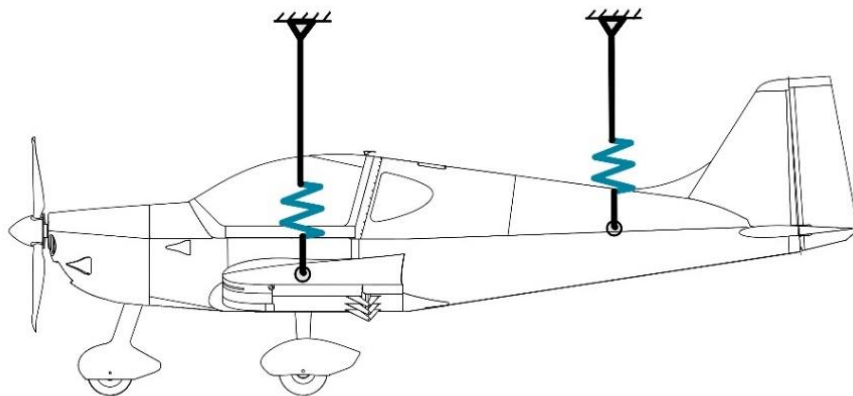
VFK odpružení je možné zjistit při vyhodnocení naměřených dat. Na obr. 6 je operating deflection shape wizard (ODS) výstup ze softwaru So analyzer, kde dle VTK byla nalezena VFK odpružení o hodnotě $f = 3,75$ Hz, a byla tedy splněna podmínka odstupu od základní VFK. Více o vyhodnocení v kapitole 5.2.



Obr. 6 VFK odpružení letounu (zdroj software So analyzer)

4.3.1. Ustavení zavěšením

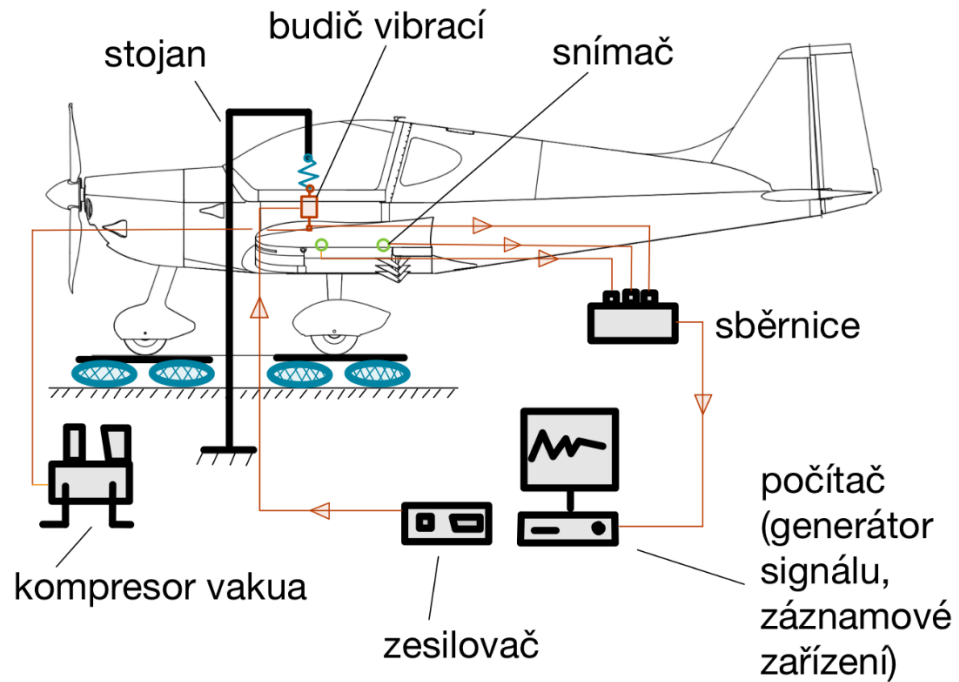
Letoun je zavěšen na pevné nebo mobilní konstrukci (jeřábu) a uvolnění pohybu spojení mezi konstrukcí a letounem je zajištěno pomocí pružin obr. 7. Toto řešení nese oproti předchozímu ustavení nevýhodu větší náročnosti na vybavení, výhodou je naopak možnost dosažení nižších hodnot VFK odpružení.



Obr. 7 Ustavení zavěšením

4.4. Sestavení měřicího zařízení

Sestava měřicího zařízení se skládá z generátoru kmitů, budiče, piezoelektrických snímačů zrychlení, sběrnice signálů, záznamového zařízení (počítač), propojovacích stíněných kabelů signálu, napájecích kabelů budičů, vývěvy a hadic vakua.

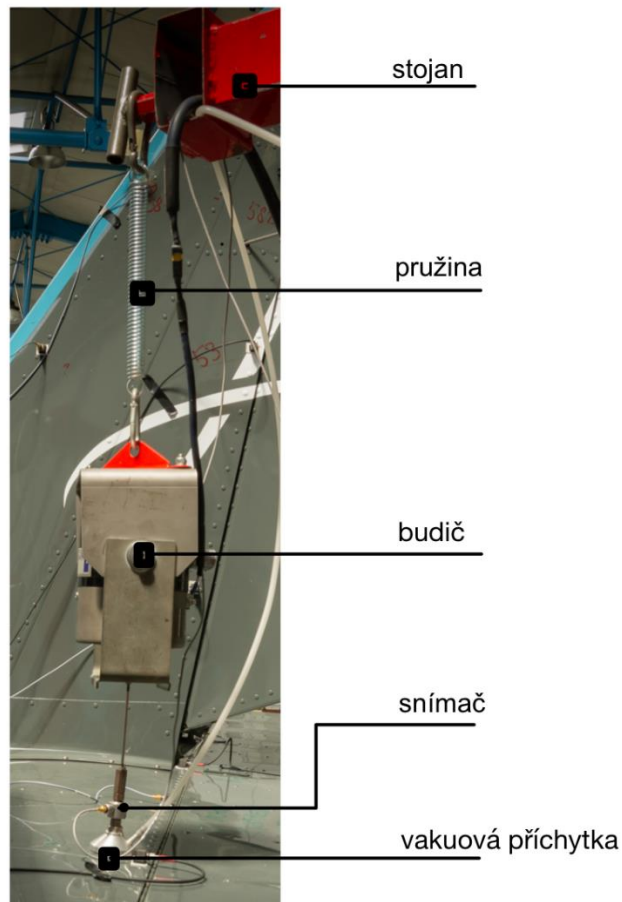


Obr. 8 Sestava měřicího zařízení

4.4.2. Jednotky buzení

Sestava buzení se skládá ze stojanu, odpružení, elektromagnetického budiče vibrací, piezoelektrického snímače (referenční) a přísavky s přívodem vakua, dle obr. 9.

Jednotka je umístěna do místa buzení dle kapitoly 4.1, tab. 1. Při umístění by výstupní tyč budiče měla směřovat kolmo do plochy konstrukce. Umístěná jednotka by měla mít volný hladký chod a výstupní tyč by neměla být namáhána na ohyb.

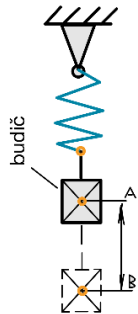


Obr. 9 Sestava buzení

4.4.3. Vlastní frekvence zavěšené budiče

VFK budiče byla spočítána manuálním vychýlením zavěšené jednotky z rovnovážné polohy a změřením času 10 cyklů (cyklus mezi body a-b-a): měření 8x opakováno pro získání přesnější hodnoty.

Tabulka 2 VFK budiče

	Č. měření	1	2	3	4	5	6	7	8
	Čas t [s]	6.59	6.89	6.36	7.11	6.85	6.60	6.80	6.66

Čas průměrný T_b [s]:

$$T_b = \frac{\sum_{i=1}^n T_i}{n \cdot 10} = \frac{6,59+6,89+6,36+7,11+6,85+6,6}{8 \cdot 10} = 0,673 \text{ [s]} \quad (1)$$

Vlastní frekvence budiče:

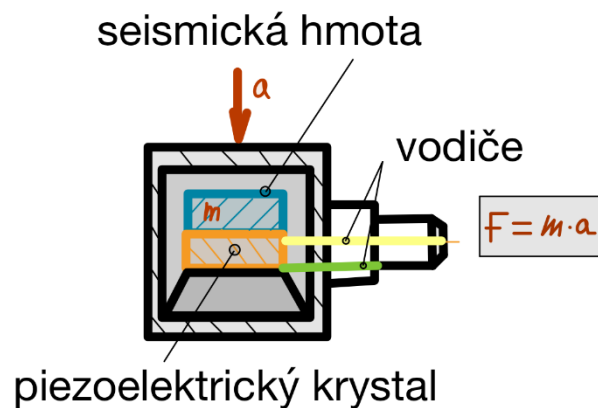
$$f_b = \frac{1}{T} = \frac{1}{0,673} = 1,49 \text{ Hz} \quad (2)$$

4.4.4. Snímače zrychlení

K získání signálu odezvy konstrukce byly použity jednosměrné piezoelektrické snímače zrychlení a je tedy nutné pro každý typ úlohy měření opakovat se změnou polohy snímače do příslušného směru měření. Jednosměrný typ byl zvolen z důvodu úspory hmotnosti snímače, která může negativně ovlivnit získaná data.

Princip funkce piezoelektrického snímače

Při působení zrychlení na snímač z principu Newtonova zákona vznikne působením seismické hmoty na krystal s piezoelektrickými vlastnostmi síla. Tato síla způsobí v krystalu změnu napětí. Výstupní napětí je převodníkem převedeno na signál, který je dále zpracováván obr. 10. [6]



Obr. 10 Piezoelektrický snímač

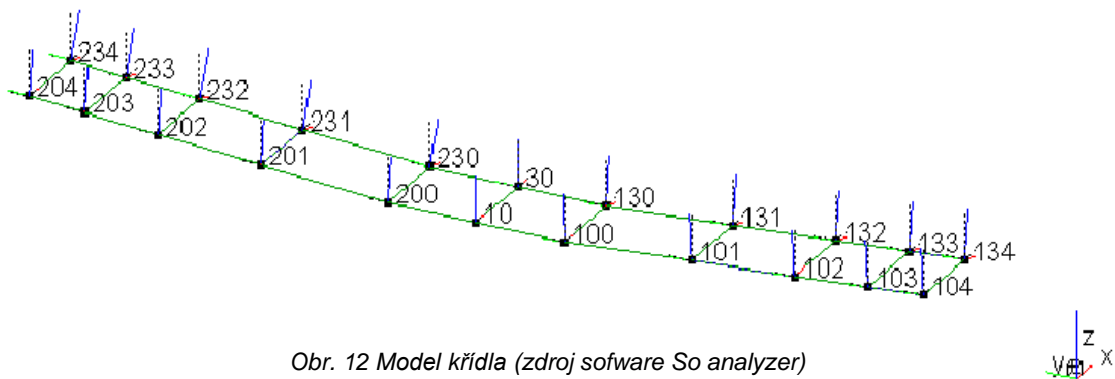
Snímače jsou ke konstrukci letounu připevněny pomocí oboustranné lepicí pásky a plastového pouzdra, které umožňuje změnu polohy snímače. Snímače jsou z principu konstrukce citlivé na otřesy a při větším úderu může dojít k jejich zničení, obr. 11.



Obr. 11 Nainstalovaný snímač

4.4.5. Vstupní data

Pro sběr dat ze snímačů je použit software So analyzer společnosti m+p international. Dle výkresu rozmístění snímačů (příloha č.1) je pro každý měřený konstrukční celek vytvořena geometrie s měřícími body, resp. body buzení a jejich vektory orientace vůči souřadnému systému (kapitola 4.1, obr. 2). Příklad geometrie křídla je uveden na obr.12.



Obr. 12 Model křídla (zdroj software So analyzer)

Z důvodu konstrukce piezoelektrických snímačů založených na krystalech jsou mezi jednotlivými kusy rozdíly ve výstupních hodnotách. Pro každý kus je tak nutné provést kalibraci a přiřadit konkrétní bod geometrie.

Tímto postupem je zajištěno ověření funkčnosti snímače a stejná hodnota výstupního signálů vůči jednotkovému zrychlení.

5. Průběh měření

Vlastní měření je rozděleno do jednotlivých úloh (rozmístění snímačů) naznačených v kapitole 4.1 tab.1. Křídlo je měřeno v konfiguraci lehká a těžká pro simulaci možného rozdílu zatížení letounu, tab. 3. Řídící plochy jsou měřeny v následujících konfiguracích:

Volná - plochy ve vodorovné poloze řízení neblokováno.

Blokovaná - kde jsou řídicí prvky pevně fixovány simulující zásah pilota do řízení.

Klapky jsou měřeny v zasunuté poloze.

Tabulka 3 Zatížení letounu

Konfigurace	Lehká	Těžká
Prázdné letadlo	338 kg	
Pilot	60 kg	186 kg
Palivo	0 kg	76 kg
Celkové hmotnosti letounu	398 kg	600 kg



Obr. 13 Konfigurace těžká



Obr. 14 Řízení blokováno

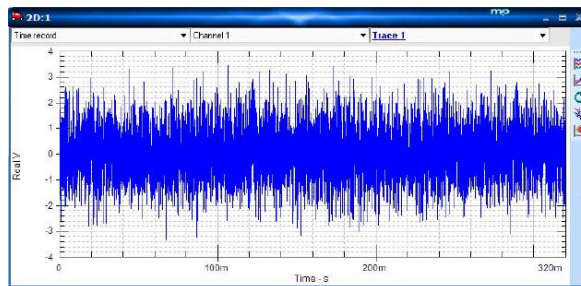
5.1. Budící signál

Je vytvářen v generátoru (software So analyzer). Generátorem je možné vytvářet dva typy budícího signálu, Burst random a Sine sweep. Kromě typu signálu je třeba nastavit frekvenční rozsah budícího signálu. Volí se jako dvojnásobek očekávané nejvyšší VFK vybuditelné pro daný typ letounu. Zde byl použit rozsah 0-200 Hz. [7]

Burst-signál s náhodnou frekvencí a amplitudou, obr.15.

Výhodou tohoto typu signálu je rychlost měření. Celý frekvenční rozsah včetně symetrických a nesymetrických VTK je buzen najednou s několika opakujícími se bloky.

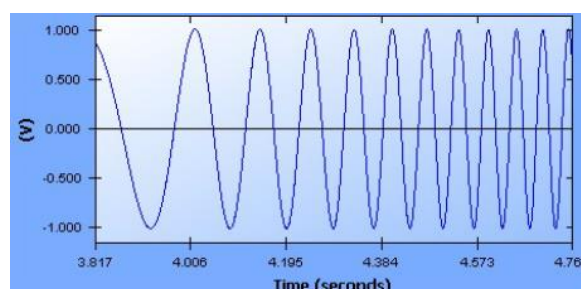
Nevýhodou tohoto typu je horší kvalita vybuzení některých VTK. Je tedy nevhodná pro VTK do 5 Hz. Naměřená VFK je vyšší o 1-4 Hz než skutečnost. Při použití dvou budičů je vhodné před vlastním měřením provést vyrovnání amplitud obou signálů pomocí korekce zesílení na zesilovači. [7]



Obr. 15 Signál Burst random (zdroj software So analyzer)

Sine sweep-sínusový signál s konstantní amplitudou a rostoucí frekvencí, obr.16

Výhodou tohoto typu je kvalita vybuzení VTK, která dokáže vybudit i nízkofrekvenční VTK (vhodné pro kormidla). Naopak nevýhodou je časová náročnost měření. Měření je proto nutné rozdělit na symetrická a nesymetrická buzení. [7]



Obr. 16 Signál Sweep sine (zdroj software So analyzer)

5.2. Vyhodnocení dat

5.2.1. Zpracování dat

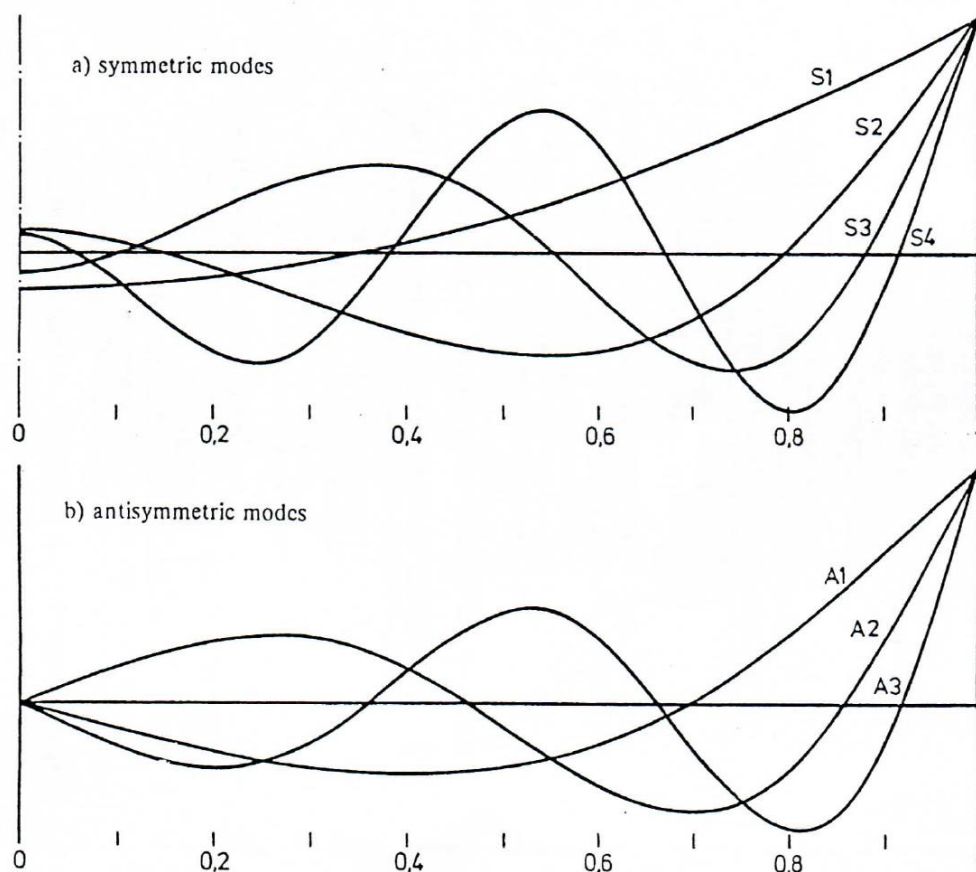
Data průběhu budících sil F_ω a zrychlení A_ω získaná ze snímačů jsou zpracována pomocí FFT (Fast Fourier transformation) algoritmu, který převede data závislá na čase na záznam dat závislých na frekvenci. [7]

Přenosová funkce (FRF [H_ω])

$$H_\omega = \frac{FFT(A_t)}{FFT(F_t)} = \frac{A_\omega}{F_\omega} \quad (3)$$

5.2.2. Modální parametry

Cílem vyhodnocení je najít modální parametry VFK, a VTK, viz obr. 17, tlumení (konstrukční) pro příslušný konstrukční prvek letounu.

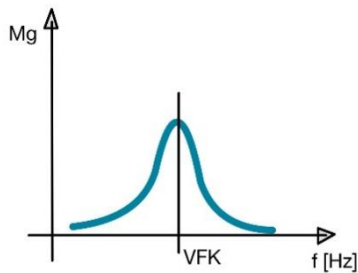


Obr. 17 Očekávané VTK [5]

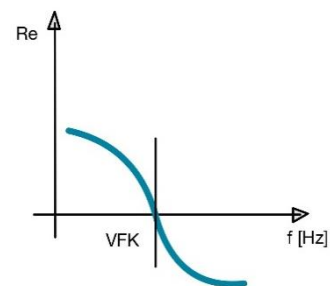
5.2.3. Kritéria vyhodnocení dle ODS

Vyhodnocení je provedeno v softwarovém prostředí So analyzer, pomocí nástroje ODS (operating deflection shape wizard). Pro nalezení musí být splněny následující parametry: [7]

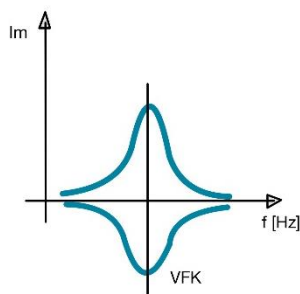
- Magnituda přenosové funkce musí pro VFK dosahovat lokálního ostrého maxima, obr. 18. [7]
- Reálná část přenosové funkce je pro VFK rovna nule a pokračuje přes nulu, obr. 19. [7]
- Imaginární část přenosové funkce nabývá ostrého lokálního maxima, obr. 20. [7]
- Fázový posun mezi reálnou částí a imaginární je 90° , obr. 21. [7]



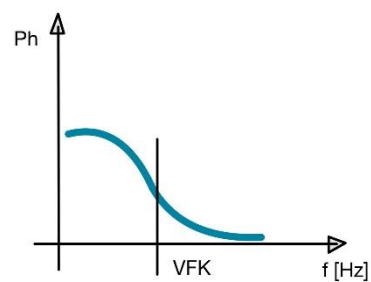
Obr. 18 Magnituda / frekvence



Obr. 19 Reálná část / frekvence



Obr. 20 Imaginární část / frekvence



Obr. 21 Fázový posun / frekvence

5.2.4. Vyhodnocení

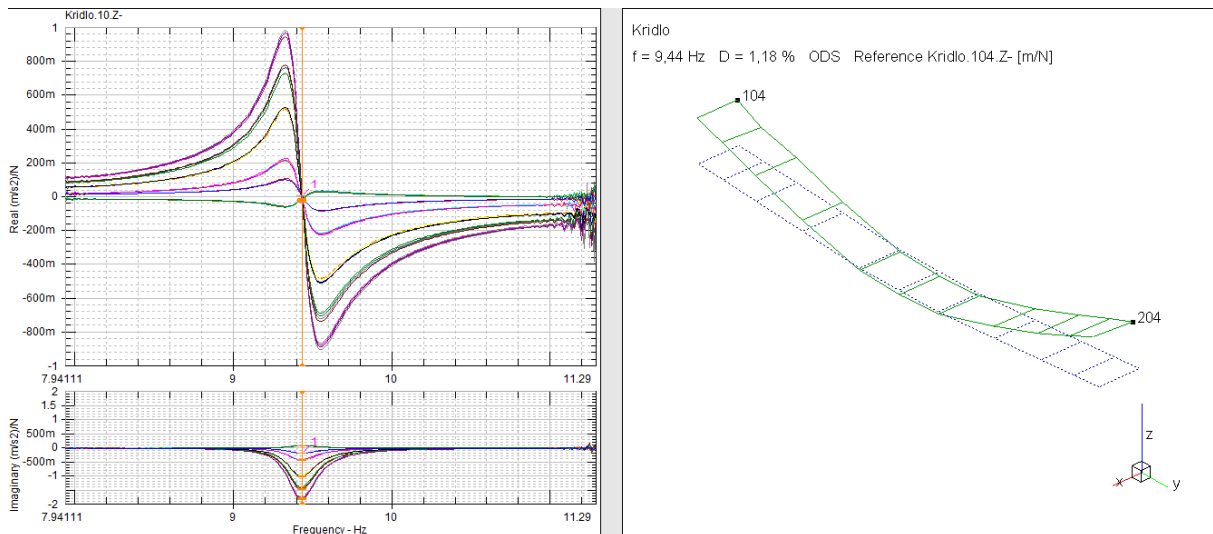
V této práci bude vyhodnoceno:

Tabulka 4 Vyhodnocované díly

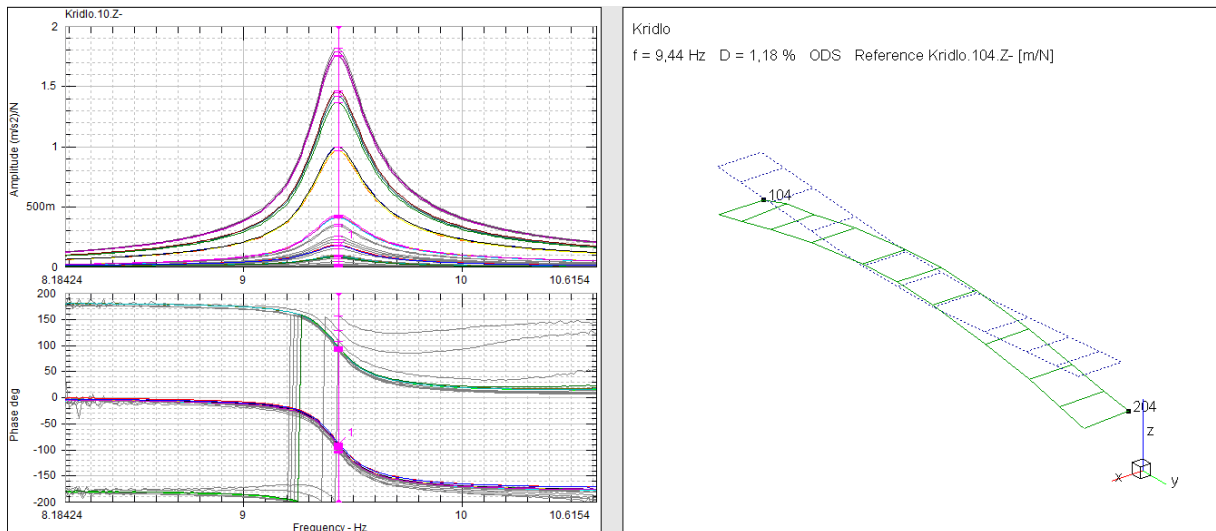
Konstrukční prvek	Konfigurace	
Křídlo	Lehká	Těžká
Křídélka	Volná	Blokovaná
Klapky	Zasunuty	

Jako příklad zde uvedu nalezení 1. ohybového vlastního tvaru kmitání pro symetricky buzené křídlo v těžké konfiguraci zatížení letounu.

Na výstupních grafech, obr. 22/23, lze vidět průběh přenosové funkce (FRF), které se shodují s výše popsányi kritérii a v pravé části je znázorněna deformace křídla odpovídající 1. ohybovému tvaru pro symetrické buzení. Ze znázorněných grafů lze stanovit, že tento nalezený tvar odpovídá VFK o hodnotě 9,44 Hz. V pravém okně je také možno odečíst hodnotu konstrukčního tlumení D 1,18 %.



Obr. 22 1.ohybový moment křídlo, symetricky, těžká, Re, Im (zdroj software So analyzer)



Obr. 23 1.ohybový moment křídlo, symetricky, těžká, fáze, Amplituda (zdroj software So analyzer)

Souhrn vyhodnocených modálních parametrů

SY - symetrické

NESY – nesymetrické

Ozn. VTK:

- ohybové tvary -S, A dle obr. 17
- PZS -předozadní ohyb symetrický
- PZAS -předozadní ohyb antisymetrický
- ST -symetrická torze
- AT -antisymetrická torze
- SR -symetrická rotace
- AR -antisymetrická rotace

Grafické znázornění VTK je součástí přílohy č. 2

Tabulka 5 Vyhodnocení křídlo těžká

Křídlo těžká				
Č. VTK	VTK	VFK [Hz]	Tlumení [%]	Buzení
1	S1	9,44	1,18	SY
2	PZAS	16,38	5,69	NESY
3	A1	22,88	3,97	NESY
4	PZS	26,63	1,91	SY
5	AT	56,03	1,21	NESY
6	ST	56,66	1,09	SY
7	S2	61,50	1,68	SY
8	A2	84,00	0,67	NESY

Tabulka 6 Vyhodnocení křídlo lehká

Křídlo lehká				
Č. VTK	VTK	VFK [Hz]	Tlumení [%]	Buzení
9	S1	11,25	3,07	SY
10	PZAS	16,30	3,23	NESY
11	A1	26,72	3,90	NESY
12	PZS	32,66	4,61	SY
13	AT	55,22	2,71	NESY
14	ST	55,98	2,76	SY
15	S2	60,88	1,16	SY
16	A2	85,50	0,24	NESY

Tabulka 7 Vyhodnocení křídélka volná

Křídélka volná				
Č. VTK	VTK	VFK [Hz]	Tlumení [%]	Buzení
17	AR1	9,00	2,19	NESY
18	SR1	9,61	7,21	SY
19	AR2	16,58	7,49	NESY
20	SR2	29,11	5,44	SY
21	AR3	66,70	0,81	NESY
22	SR3	66,84	0,75	SY

Tabulka 8 Vyhodnocení křídélka blokovaná

Křídélka blokovaná				
Č. VTK	VTK	VFK [Hz]	Tlumení [%]	Buzení
23	SR1	11,5	7,49	SY
24	AR1	11,72	1,88	NESY
25	AR2	24,05	9,50	NESY
26	SR2	26,34	4,93	SY
27	AR3	66,36	0,96	NESY
28	SR3	66,58	1,31	SY

Tabulka 9 Vyhodnocení klapky zasunuté

Klapky zasunuté				
Č. VTK	VTK	VFK [Hz]	Tlumení [%]	Buzení
29	SR1	43,89	4,47	SY
30	AR1	44,56	4,15	NESY
31	AR2	76,64	1,92	NESY
32	SR2	76,75	1,53	SY

6. Stanovení hmotnostních charakteristik

Z hmotnostních charakteristik jde především o hmotnost, statické momenty a momenty setrvačnosti [1]

V praxi jsou používány následující metody stanovení hmotových charakteristik. Jejich použití je závislé na vstupních datech, časové / finanční náročnosti plynoucí z jejich podstaty. [1]

Jednou z možností je stanovení výpočtem (analyticky). Jde zřejmě o nejpoužívanější metodu spočívající na rozdělení konstrukce na vhodné celky, např. řídicí plochy, klapky, pro které provedeme výpočet hmotových charakteristik. [1]

Pokud je k danému možné získat kompletní 3D data včetně materiálových charakteristik, pak lze pomocí konstrukčního softwaru přímo stanovit hledané hodnoty hmotností/momentů. Jedná se co do časové náročnosti o rychlou a přesnou metodu. Její nevýhoda spočívá ve faktu, že zvláště pro menší výrobce nebývá zvykem mít pro daný letoun kompletní technickou dokumentaci v podobě 3D CAD dat [1].

Další možností je stanovení na reálné konstrukci letounu. Základní podmínkou je přístup k hotové konstrukci letounu, která však nemusí být vždy vzhledem k fázi vývoje nového letounu k dispozici. [1]

Podstatou je rozdělení částí letounu na vhodné jednotlivé díly, pro které stanovíme hledané veličiny experimentem. Metoda se dá považovat za přesnou, ale také časově náročnou z důvodu nutné demontáže, přípravy a provedení experimentu. V praxi je využívána pro snadno demontovatelné díly, u kterých nedojde k faktickému zničení dílu (demontovatelné řídicí plochy, stabilizátory, křídla). [1]

6.1. Hmotnost

Hmotnost stanovíme v závislosti na rozměrech dílu vhodně zvoleným přístrojem pro měření hmotnosti v případě měření na reálném dílu, zjištěním hodnoty z 3D CAD dat nebo v případě jednoduchého tvaru a známých materiálových charakteristik výpočtem.

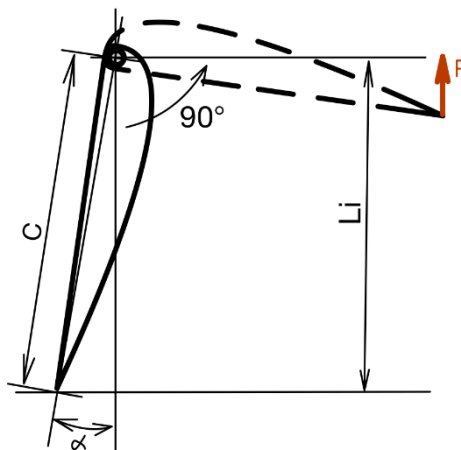
6.2. Statické momenty

Pro snadno nedemontovatelné díly letounu např. ocasní část letounu, přichází v úvahu analytický přístup, kde je nutné znát geometrické a materiálové vlastnosti dílu. Nebo lze zvolit metodu pomocí 3D CAD dat. Pro demontovatelné díly je možné zjistit hodnotu statického momentu experimentální metodou na reálném dílu letounu [2].

6.2.1. Stanovení statického momentu experimentem

Demontovaný díl je zavěšen v ose otáčení a ustálen v rovnovážné svislé poloze. V prvním kroku je stanovena vzdálenost osy otáčení od odtokové hrany (kóta L_i , obr. 24) v průmětu do svislé osy. [2]

Následný krok zahrnuje dle obr. 24 otočení svislé osy do vodorovné polohy. Určením hmotnosti na odtokové hraně a následným přepočtem určíme sílu F . [2]



Obr. 24 Stanovení síly F , vzdálenosti c [2]

Pro stanovení statického momentu k ose otáčení je nutné dále stanovit polohu těžiště od osy otáčení. Stanovení se provede výpočtem dle vzorce 4. [2]

$$r_s = \frac{L_i \cdot F}{m \cdot g} \text{ [m] [2]} \quad (4)$$

Výpočet statického momentu k ose otáčení pak dle vzorce 5.

$$S = r_s \cdot m \text{ [kg.m] [2]} \quad (5)$$

Jako příklad zde uvedu stanovení statického momentu levého křídélka.

Experimentálně získané hodnoty:

Tabulka 10 Křídélko změřené hodnoty 1

m [kg]	C [m]	α [°]	d [m]	F [N]
1,197	0,236	32	0,006	3,5

$$L_i = C * \cos(\alpha) = 0,236 * \cos(32) = 0,2 \text{ m} \quad (6)$$

$$r_s = \frac{L_i \cdot F}{m \cdot g} = \frac{0,2 * 3,5}{1,197 * 9,81} = 0,06 \text{ m} \quad (7)$$

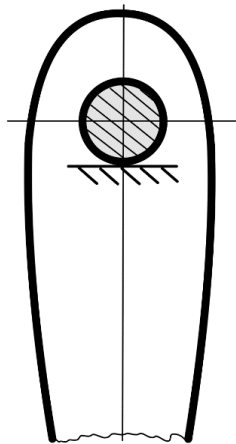
$$S = r_s \cdot m = 0,06 * 1,197 = 0,071 \text{ kg.m} \quad (8)$$

6.3. Momenty setrvačnosti k ose otáčení

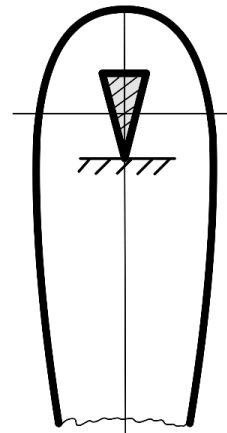
6.3.1. Příprava dílu

První možností je zavěsit díl přímo za čepy dle obr. 25. To s sebou přináší nevýhodu v podobě nutnosti početní korekce vzhledem k tření vznikající na kontaktní ploše čepu. [2]

Druhá možnost ustavení zahrnuje výrobu břitů dle obr. 26, které mají minimální kontaktní plochu a odpadá tedy nutnost korekce [2].



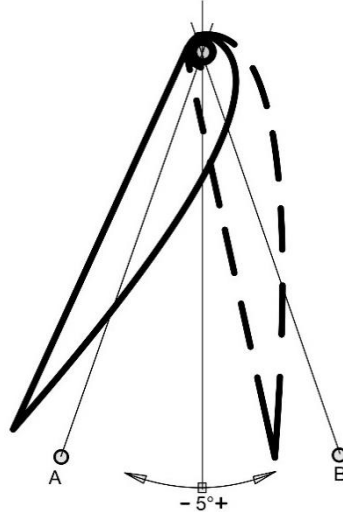
Obr. 25 Uložení na břítu [2]



Obr. 26 Uložení na čepu [2]

6.3.2. Výpočet momentu setrvačnosti k ose otáčení

Změřením průměrné doby n kmitů (a-b-a) zavěšeného dílu dle obr. 27 a přepočtem zjistíme frekvenci kmitání. Výchylka kmitů by měla být malá, okolo $\pm 5^\circ$, průměrnou dobu kmitu určíme z min. 5x opakovaného měření. [2]



Obr. 27 Stanovení frekvence kmitů [2]

Průměrná doba kmitu:

$$T = \frac{\sum_{i=1}^n T_i}{5} \text{ [s]} \quad (9)$$

Výpočet frekvence:

$$f = \frac{n}{T} \text{ [Hz]} \quad [2] \quad (10)$$

Výpočet momentu setrvačnosti:

- Uložení na čepech:

$$J_o = \frac{r_s \cdot m \cdot g}{(2 \cdot \pi \cdot f)^2} + m \cdot \left(r_s \cdot d - \frac{d^2}{4} \right) \text{ [kg} \cdot \text{m}^2] \quad [2] \quad (11)$$

- Uložení na břitech:

$$J_o = \frac{r_s \cdot m \cdot g}{(2 \cdot \pi \cdot f)^2} \text{ [kg} \cdot \text{m}^2] \quad [2] \quad (12)$$

V návaznosti na kapitolu 6.2.1 zde jako příklad uvedu stanovení momentu setrvačnosti levého křídélka. Souhrn hmotových charakteristik zpracován v kapitole 6.7.

Hodnoty získané experimentem, vypočtené v kapitole 6.2.1.:

Tabulka 11 Křídélko změřené hodnoty

T _i [s]					r _s [m]	m [kg]
T ₁	T ₂	T ₃	T ₄	T ₅		
4,28	4,25	4,24	4,47	4,28	0,06	1,197

$$T = \frac{\sum_{i=1}^n T_i}{5} = \frac{4,28+4,25+4,24+4,47+4,28}{5} = 4,304 \text{ s} \quad (13)$$

$$f = \frac{n}{T} = \frac{5}{4,304} = 1,16 \text{ Hz} \quad (14)$$

V experimentu byla použita varianta uložení křídélka na čepech (viz kapitola 6.3.1). Průměr čepu $d = 6 \text{ mm}$.

$$J_o = \frac{r_s \cdot m \cdot g}{(2 \cdot \pi \cdot f)^2} + m \cdot \left(r_s \cdot d - \frac{d^2}{4} \right) = \frac{0,06 \cdot 1,197 \cdot 9,81}{(2 \cdot \pi \cdot 1,16)^2} +$$

$$1,197 \cdot \left(0,06 \cdot 0,006 - \frac{0,006^2}{4} \right) = 0,014 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (15)$$

6.4. Stanovení přídavných momentů setrvačnosti (ΔJ_i)

Pro pohyblivé řídicí plochy je z důvodu připojení soustavy systému řízení k těmto plochám nutné zavést přidané momenty setrvačnosti (ΔJ_i), simulující vliv setrvačných účinků systému řízení na řízené plochy. Jednotlivé členy soustavy rozdělíme dle pohybu, který vykonávají, tj. na posuvné a rotační. Pro oba typy členů je nutné určit tzv. převodovou funkci určující posuv ds_i (rotaci $d\alpha_j$) i -tého těžiště v závislosti na výchylce β řízené plochy [1].

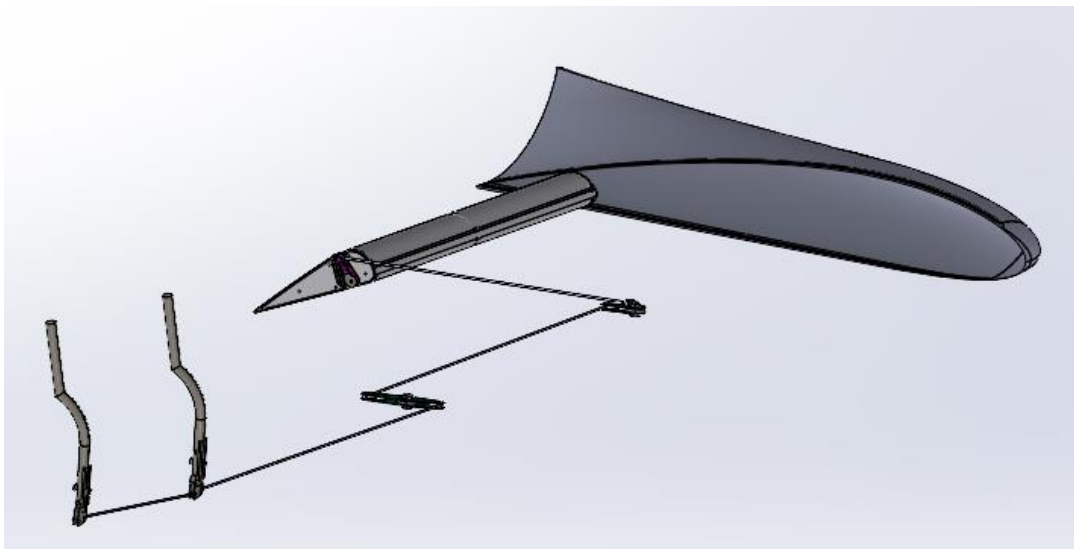
Z důvodu nelinearity posuvů (rotací) se následně určí rozsah max. výchylek pro jednotlivé řízené plochy a odečte rozdíl posunutí (rotace) elementů řídicí soustavy pro kladnou a zápornou výchylku řízené plochy [1].

Výpočet přídavných momentů setrvačnosti (převodové funkce)

$$\frac{ds_i}{d\beta} = \frac{s_{t1} - s_{t2}}{\beta_{max} - \beta_{min}} \left[\frac{m}{rad} \right] \quad \frac{d\alpha_j}{d\beta} = \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{\beta_{max} - \beta_{min}} \left[\frac{rad}{rad} \right] \quad [1]$$

Výsledný přídavný moment setrvačnosti

$$\Delta J_k = \sum_{i=1}^n m_i \left(\frac{ds_i}{d\beta} \right)^2 + \sum_{j=1}^n J_j \left(\frac{d\alpha_j}{d\beta} \right)^2 \quad [1]$$



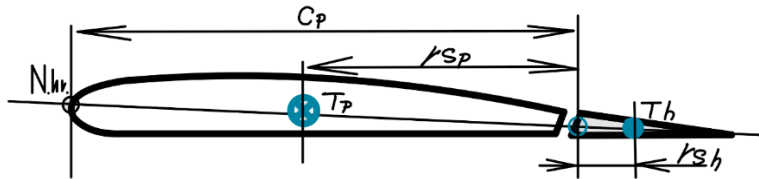
Obr. 28 Sestava řízení křídélka [8]

Vypočtené přídavné momenty jsou následně přičteny k momentům setrvačnosti k ose otáčení příslušné řízené plochy letounu. [1] Vstupní hodnoty hmotnostní, momentů setrvačnosti k osám otáčení, potřebných posuvů a rotací jednotlivých dílů soustavy řízení byly odečteny z 3D CAD dat.

6.5. Přepočít hmotnostních charakteristik k náběžné hraně

Hodnoty statických momentů a momentů setrvačnosti vybraných konstrukčních celků jsou přepočteny k náběžné hraně (N.h.r) a následně sečteny. [1]

Pro přepočít momentů setrvačnosti je použita Steinerova věta. Šířky (C_p) pevných ploch jsou stanoveny v řezu vedeném těžištěm dílu a ve směru řezu profilu rovnoběžném s osou Y. [1]



Obr. 29 Náčrt přepočít k náběžné hraně

Statický moment

$$S_{j(nh)} = m_{(p)}(c_{(p)} - r_{s(p)}) + \sum_{i=1}^n m_{(h)i} \cdot (r_{s(h)i} + c_{(p)}) \quad [1] \quad (16)$$

Moment setrvačnosti

$$J_{j(nh)} = J_{o(p)} - m_{(p)} \cdot r_{s(p)}^2 + m_{(p)}(c_{(p)} - r_{s(p)})^2 + \sum_{i=1}^n J_{o(h)i} - m_{(h)i} \cdot r_{s(h)i}^2 + m_{(h)i}(c_{(p)} + r_{s(h)i})^2 \quad [1] \quad (17)$$

Jako příklad zde uvedu výpočet pro levé křídlo:

Níže použité vstupní hodnoty jsou uvedeny v kapitole 6.7.

Tabulka 12 Křídlo vypočtené hodnoty

	m [kg]	r _s [m]	J _{o+ΔJ} [kg.m ²]	C _p [m]
křídélko	1,197	0,060	1,023	1,085
klapka	2,449	0,091	0,042	
křídlo	31,000	0,606	15,439	

$$\begin{aligned}
 S_{k(nh)} &= m_{(p)}(c_{(p)} - r_{s(p)}) + \sum_{i=1}^n m_{(h)i} \cdot (r_{s(h)i} + c_{(p)i}) = \\
 &= 31(1,085 - 0,606) + 1,197(0,06 + 1,085) + \\
 &\quad 2,449(0,091 + 1,085) = 19,11 [kg \cdot m] \tag{18}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 J_{k(nh)} &= J_{o(p)} - m_{(p)} \cdot r_{s(p)}^2 + m_{(p)}(c_{(p)} - r_{s(p)})^2 + \\
 &\quad \sum_{i=1}^n J_{o(h)i} - m_{(h)i} \cdot r_{s(h)i}^2 + m_{(h)i}(c_{(p)} + r_{s(h)i})^2 = \\
 &= 15,439 - 31 \cdot 0,606^2 + 31(1,085 - 0,606)^2 + 1,023 - \\
 &\quad 1,197 \cdot 0,06^2 + 1,97 \cdot (1,085 + 0,06)^2 + 0,042 - \\
 &\quad 2,449 \cdot 0,091^2 + 2,449(1,085 + 0,091)^2 = 17,19 [kg \cdot m^2] \tag{19}
 \end{aligned}$$

6.6. Měrné hmotové charakteristiky

Pro následné použití jsou hmotové charakteristiky přepočteny na jednotku délky příslušného konstrukčního celku a ve směru kolmém na řez profilu [1].

$$\bar{m} = \frac{m}{l}, \quad \bar{S} = \frac{S}{l}, \quad \bar{J} = \frac{J}{l} \quad [1] \quad (20)$$

6.7. Souhrn vyhodnocených hmotových charakteristik

V následující tabulce jsou zpracovány výsledné naměřené a vypočtené hodnoty hmotových charakteristik dle popsané metodiky.

Tabulka 13 Hmotové charakteristiky

Ozn. dílu	LEVÝ / PRAVÝ	m [kg]	C [m]	α [°]	L_i [m]	d [m]	F [N]
klapka	L	2,449	0,256	46,000	0,178	0,003	12,350
křídélko	L	1,197	0,236	32,000	0,200	0,006	3,500
pev. plocha křídla	L	31,000	1,085	0,000	1,085	0,006	169,700

Ozn. dílu	LEVÝ / PRAVÝ	T_i [s]					POČET KMITŮ n[-]
		T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	
klapka	L	8,650	8,620	8,560	8,650	x	10,000
křídélko	L	4,280	4,250	4,240	4,470	4,280	5,000
pev. plocha křídla	L	8,950	8,800	9,210	9,020	9,340	5,000

Ozn. dílu	LEVÝ /PRAVÝ	T [s]	f [Hz]	r_s [m]	S [kg.m]	J_o [kg.m ²]	ΔJ [kg.m ²]	S_{nh} [kg.m]	J_{nh} [kg.m ²]
klapka	L	8,620	1,160	0,091	0,224	0,042	x	2,881	3,411
křídélko (kd)	L	4,304	1,162	0,060	0,071	0,014	1,009	1,370	2,587
pev. plocha křídla (kp)	L	9,064	0,552	0,606	18,775	15,439	x	14,860	11,192

Tabulka 14 Hmotové charakteristiky sestavy

Ozn. dílu	LEVÝ/PRAVÝ	S_{nh} [kg.m]	J_{nh} [kg.m ²]	m [kg]	m/L [kg/m]	S_{nh}/L [kg.m/m]	J_{nh}/L [kg.m ² /m]
křídlo (k)	L	19,111	17,190	34,646	0,0101	0,0056	0,0050

7. Závěr

Cílem této bakalářské práce je provedení pozemní frekvenční zkoušky letounu, vyhodnocení modálních parametrů a stanovení hmotových charakteristik experimentální metodou. Po prvotním uvedení do problematiky byla v první části popsána příprava, podmínky a potřebné vybavení pro provedení pozemní frekvenční zkoušky. Bylo navrženo rozmístění snímačů a budičů vibrací včetně ověření podmínek maximální vlastní frekvence ustavení letounu, včetně vlastní frekvence budiče.

V části zabývající se vlastním měřením byl popsán způsob provedení zkoušky a změřeno křídlo, klapky, křídélka a vodorovná ocasní plocha s výškovým kormidlem. Křídlo a vodorovná ocasní plocha byla změřena v konfiguraci lehká a těžká a řídicí plochy v konfiguraci volné a blokováno. Klapky byly měřeny v zasunuté poloze. K vyhodnocení modálních parametrů, tedy nalezení vlastních frekvencí, tvarů a konstrukčního tlumení z naměřených dat, byl použit software So analyzer. Vyhodnocené modální parametry byly zaznamenány do výsledkové tabulky v kapitole 5.2.4. K této tabulce je také připojeno grafické znázornění vlastních tvarů kmitání pro jednotlivé frekvence.

V části práce zaměřené na experimentální stanovení hmotových charakteristik byly popsány možné způsoby vyhodnocení, zdokumentován vlastní průběh experimentu a zaznamenány výsledné hodnoty hmotností, statických momentů a momentů setrvačnosti. Momenty setrvačnosti řídicích ploch byly doplněny o přídatné momenty, které vznikají vlivem hmot dílů trasy řízení. Výše popsané modální parametry získané ze zkoušky a hmotové charakteristiky stanovené experimentem v této práci poté slouží jako podklad pro „naladění“ výpočtového modelu, vyhodnocení aeroelastických jevů, a analýzy flutteru. Nicméně tato témata jsou již nad rámec cílů vytyčených pro tuto bakalářskou práci.

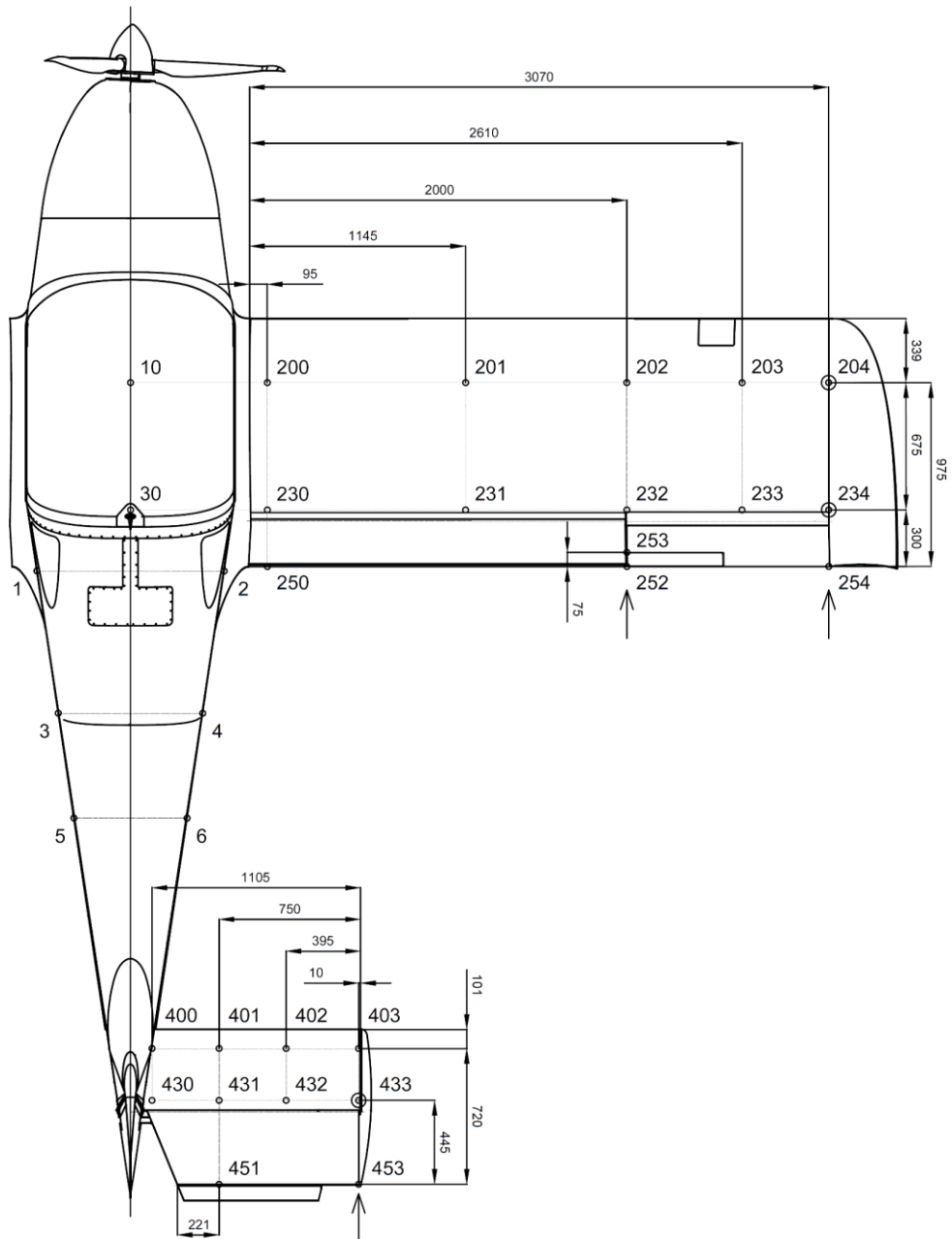
Seznam použité literatury

- [1] KONVALINKA, Michael. *Metodický pokyn pro stanovení hmotnostních charakteristik leteckých konstrukcí*. CLVK ČVUT v Praze, 2009.
- [2] Ing. SOMMER, Tomáš, Ing. KRATOCHVÍL, Aleš. *Experimentální zjištění hmotnostních charakteristik pevných ploch a kormidel*. ULT ČVUT v Praze, 2013.
- [3] ALTO 912 TG. *Direct Fly s.r.o.* [online]. © 2022 [cit. 2022-06-20]. Dostupné z: <https://directfly.cz/alto-912-tg/>
- [4] Doc. Ing. DANĚK, Vladimír CSc. *Aeroelasticita*. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojní, 1986
- [5] STENDER, Walter, KIEBLING, Fritz. *Aeroelastic Flutter Prevention in Gliders and Small Aircraft*. DLR, Gottingen, 1991
- [6] VOJÁČEK, Antonín. *Automatizace.sw.cz: Principy akcelerometrů - 1. díl – Piezoelektrické* [online]. 2007 [cit. 2022-06-25]. Dostupné z: <https://automatizace.hw.cz/clanek/2007011401>
- [7] Ing. KRATOCHVÍL, Aleš Ph.D. *Školení So analyzer poznámky*. M+P Hannover, říjen 2015.
- [8] Ing. MATĚJŮ, Jiří. *ALTO CONTROL PATH INERTIA CHARACTERISTICS: ALTO 912TG control path inertia characteristics*. 02. 2021.

8. Přílohy

8.1. Příloha č.1

Rozmístění snímačů:

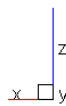
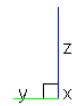
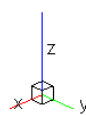
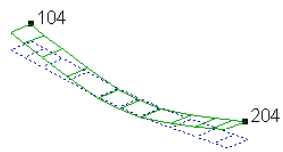


8.2. Příloha č.2

Č. VTK 1

Křídlo

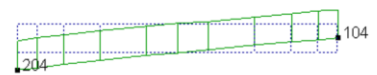
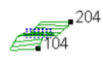
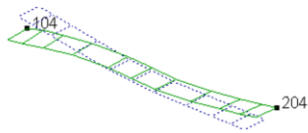
$f = 9,44 \text{ Hz}$ $D = 1,18 \%$ ODS Reference Křídlo.104.Z- [m/N]



Č. VTK 2

Kridlo

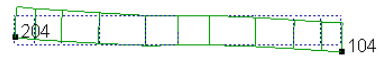
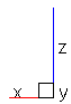
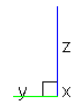
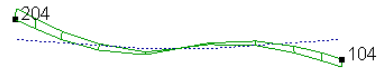
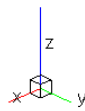
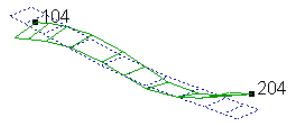
$f = 16,38 \text{ Hz}$ $D = 5,69 \%$ ODS Reference Kridlo.104.Z. [m/N]



Č. VTK 3

Kridlo

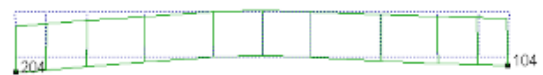
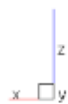
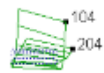
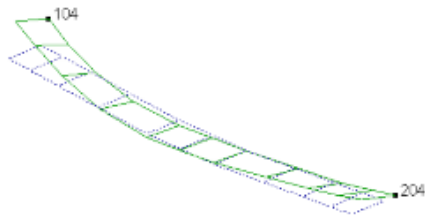
$f = 22,88 \text{ Hz}$ $D = 3,97 \%$ ODS Reference Kridlo.104.Z- [m/N]



Č. VTK 4

Kridlo

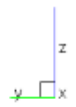
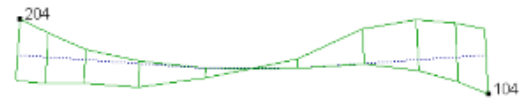
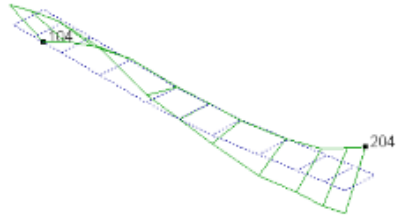
$f = 26,63 \text{ Hz}$ $D = 1,91 \%$ ODS Reference Kridlo.104.Z- [mN]



Č. VTK 5

Křídlo

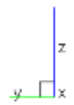
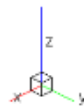
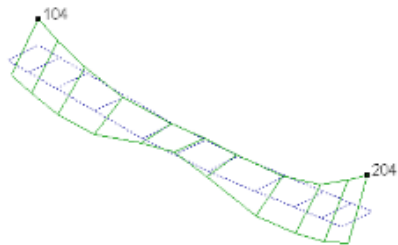
$f = 56,03 \text{ Hz}$ $D = 1,21 \%$ ODS Reference Křídlo.104.Z- [m/N]



Č. VTK 6

Kridlo

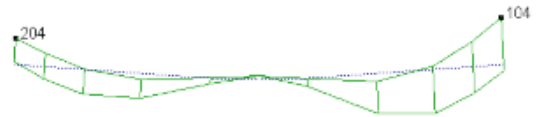
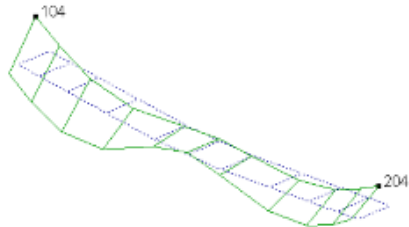
$f = 58,66 \text{ Hz}$ $D = 1,09 \%$ ODS Reference Kridlo.104.Z: [m/V]



Č. VTK 7

Křídlo

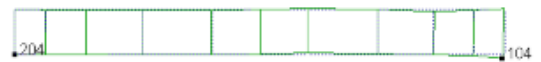
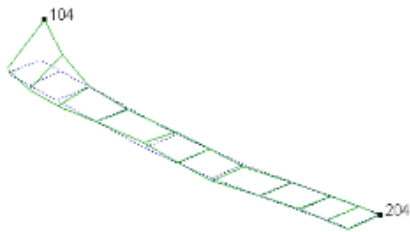
$f = 61,50 \text{ Hz}$ $D = 1,68 \%$ ODS Reference Křídlo.104.Z- [m/N]



Č. VTK 8

Kridlo

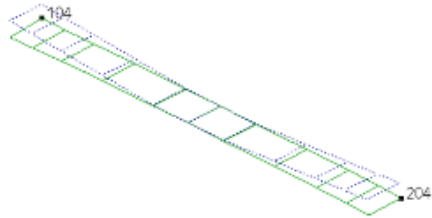
$f = 84,00 \text{ Hz}$ $D = 0,67 \%$ ODS Reference Kridlo.104.Z- [m/N]



Č. VTK 9

Křídlo

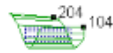
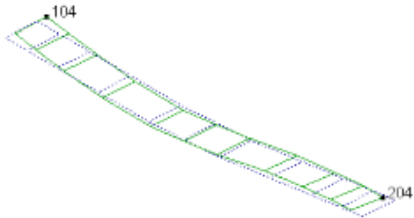
f = 11,25 Hz D = 3,07 % ODS Reference Křídlo.104 Z- [mV/N]



Č. VTK 10

Křídlo

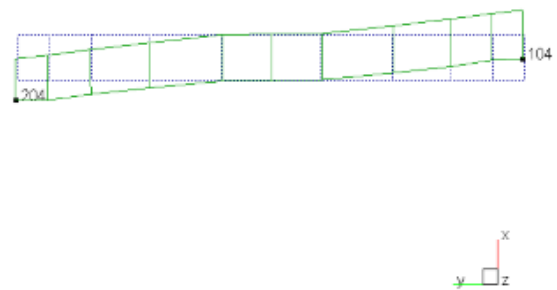
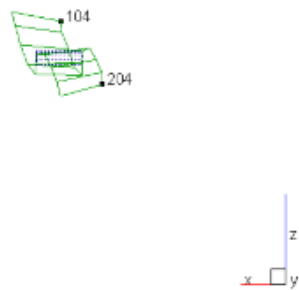
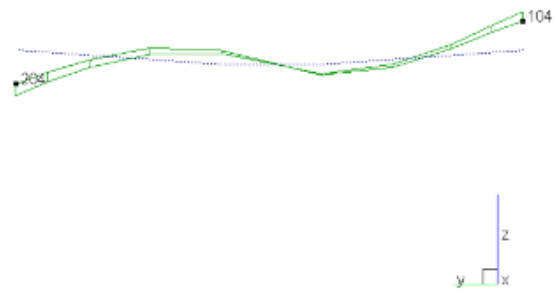
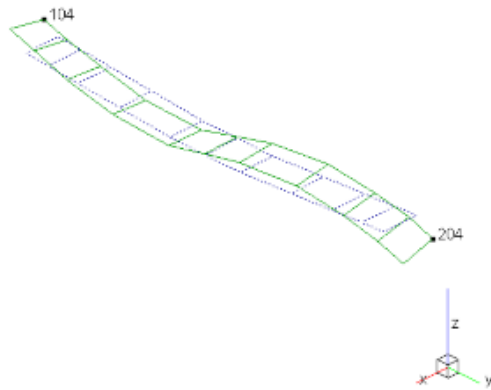
$f = 16,30 \text{ Hz}$ $D = 3,23 \%$ ODS Reference Křídlo.104.Z- [m/N]



Č. VTK 11

Kridlo

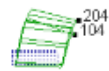
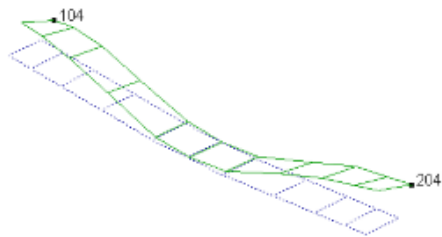
$f = 26,72 \text{ Hz}$ $D = 3,90 \%$ ODS Reference Kridlo.104.Z- [mN]



Č. VTK 12

Kridlo

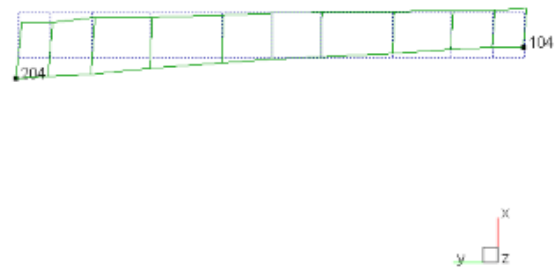
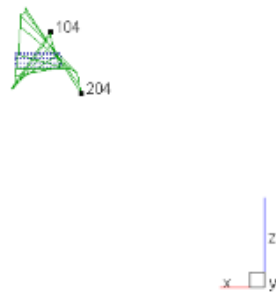
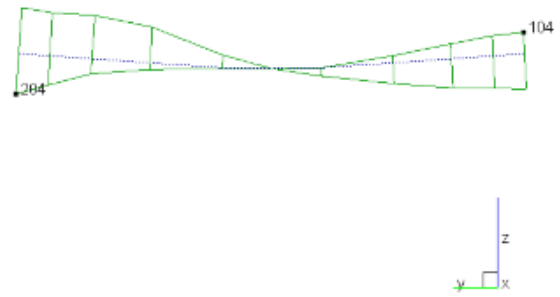
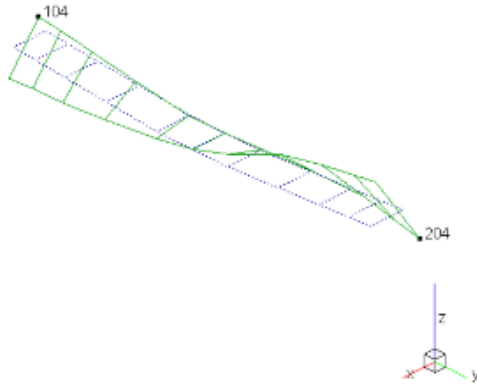
$f = 32,66 \text{ Hz}$ $D = 4,61 \%$ ODS Reference Kridlo 104.Z- [m/N]



Č. VTK 13

Kridlo

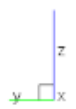
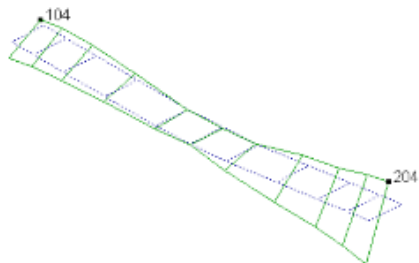
$f = 55,22 \text{ Hz}$ $D = 2,71 \%$ ODS Reference Kridlo.104.Z- [m/N]



Č. VTK 14

Křídlo

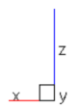
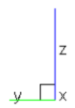
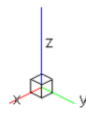
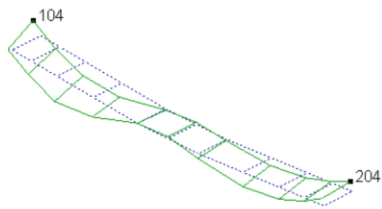
$f = 55,98 \text{ Hz}$ $D = 2,76 \%$ ODS Reference Křídlo 104.Z- [m/N]



Č. VTK 15

Kridlo

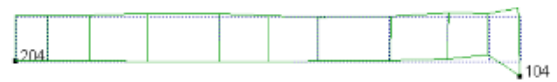
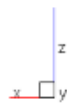
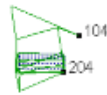
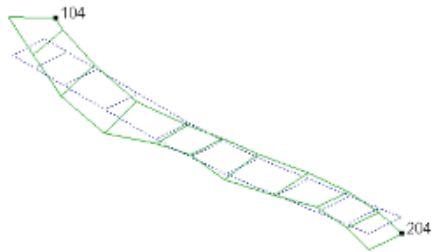
$f = 60,88 \text{ Hz}$ $D = 1,16 \%$ ODS Reference Kridlo.104.Z- [m/N]



Č. VTK 16

Kridlo

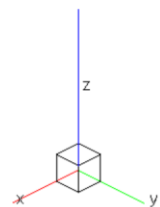
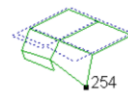
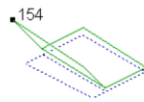
$f = 85,50 \text{ Hz}$ $D = 0,24 \%$ ODS Reference Kridlo.104.Z- [m/N]



Č. VTK 17

Kridelka

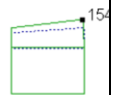
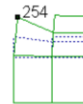
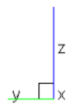
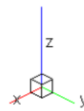
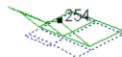
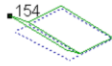
$f = 9,00 \text{ Hz}$ $D = 2,19 \%$ ODS Reference Kridelka.154.Z- [m/N]



Č. VTK 18

Kridelka

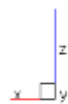
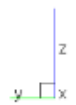
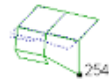
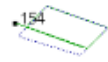
$f = 9,61 \text{ Hz}$ $D = 7,21 \%$ ODS Reference Kridelka.154.Z- [m/N]



Č. VTK 19

Kridelka

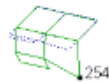
$f = 16,58 \text{ Hz}$ $D = 7,49 \%$ ODS Reference Kridelka 154 Z- [m/N]



Č. VTK 20

Kridelka

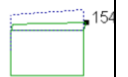
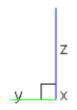
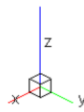
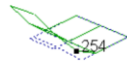
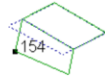
$f = 29,11 \text{ Hz}$ $D = 5,44 \%$ ODS Reference Kridelka.154.Z- [mV]



Č. VTK 21

Kridelka

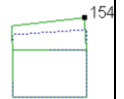
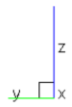
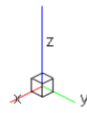
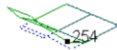
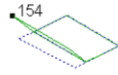
$f = 66,70 \text{ Hz}$ $D = 0,81 \%$ ODS Reference Kridelka.154.Z- [m/N]



Č. VTK 22

Kridelka

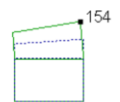
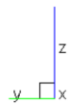
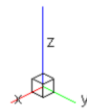
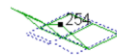
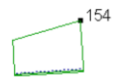
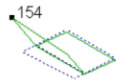
$f = 66,84 \text{ Hz}$ $D = 0,75 \%$ ODS Reference Kridelka.154.Z- [m/N]



Č. VTK 23

Kridelka

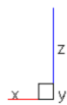
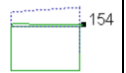
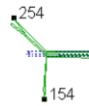
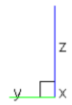
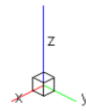
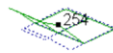
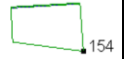
$f = 11,50 \text{ Hz}$ $D = 7,49 \%$ ODS Reference Kridelka.154.Z- [m/N]



Č. VTK 24

Kridelka

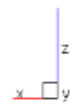
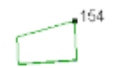
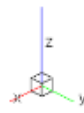
$f = 11,72 \text{ Hz}$ $D = 1,88 \%$ ODS Reference Kridelka.154.Z- [m/N]



Č. VTK 25

Kridelka

$f = 24,05 \text{ Hz}$ $D = 9,50 \%$ ODS Reference Kridelka 154 Z- [m/N]



Č. VTK 26

Křídélka

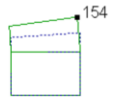
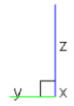
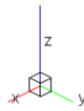
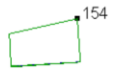
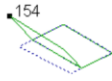
$f = 26,34 \text{ Hz}$ $D = 4,93 \%$ ODS Reference Křídélka, 154 Z- [m/N]



Č. VTK 27

Kridelka

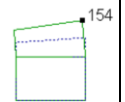
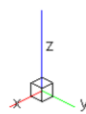
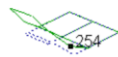
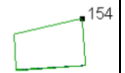
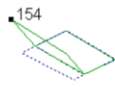
$f = 66,36 \text{ Hz}$ $D = 0,96 \%$ ODS Reference Kridelka.154.Z- [m/N]



Č. VTK 28

Kridelka

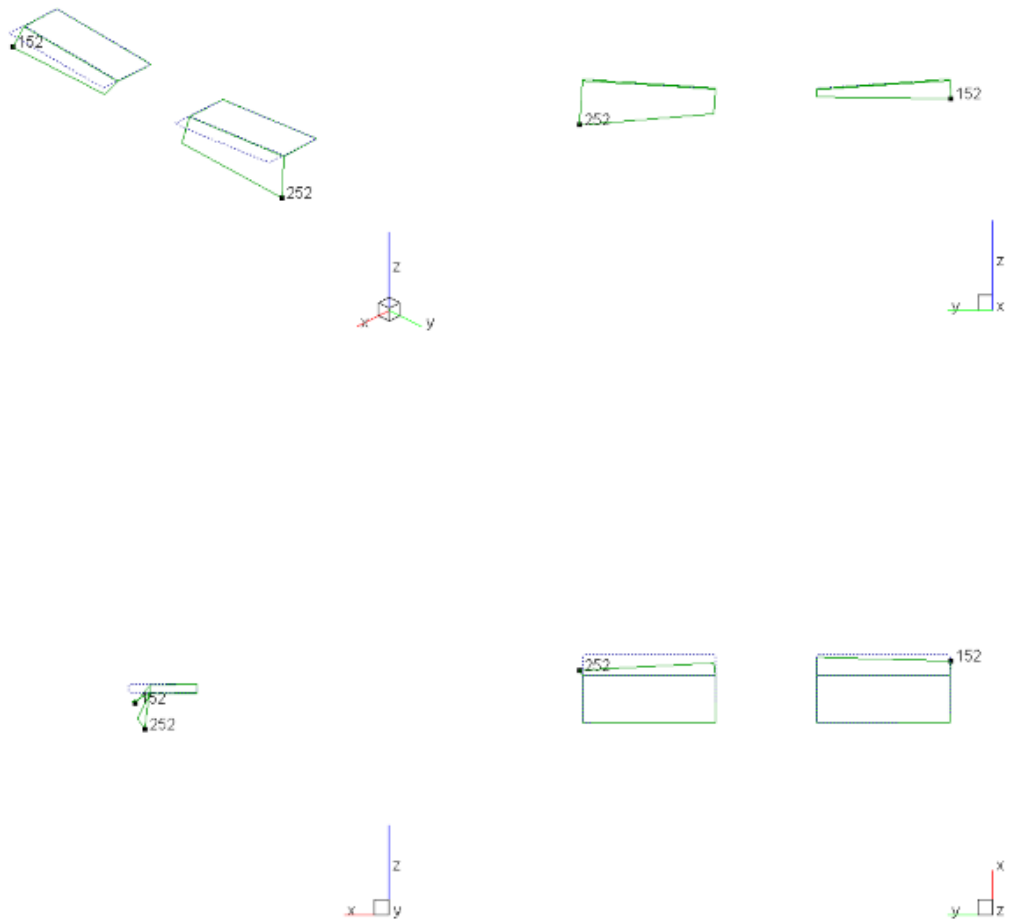
$f = 66,58 \text{ Hz}$ $D = 1,31 \%$ ODS Reference Kridelka.154.Z- [m/N]



Č. VTK 29

Klapky

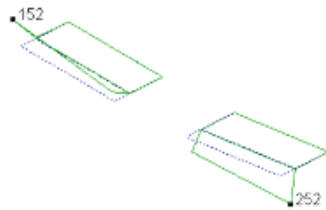
f = 43,89 Hz D = 4,47 % ODS Reference Klapky 152.Z: [mN]



Č. VTK 30

Klapky

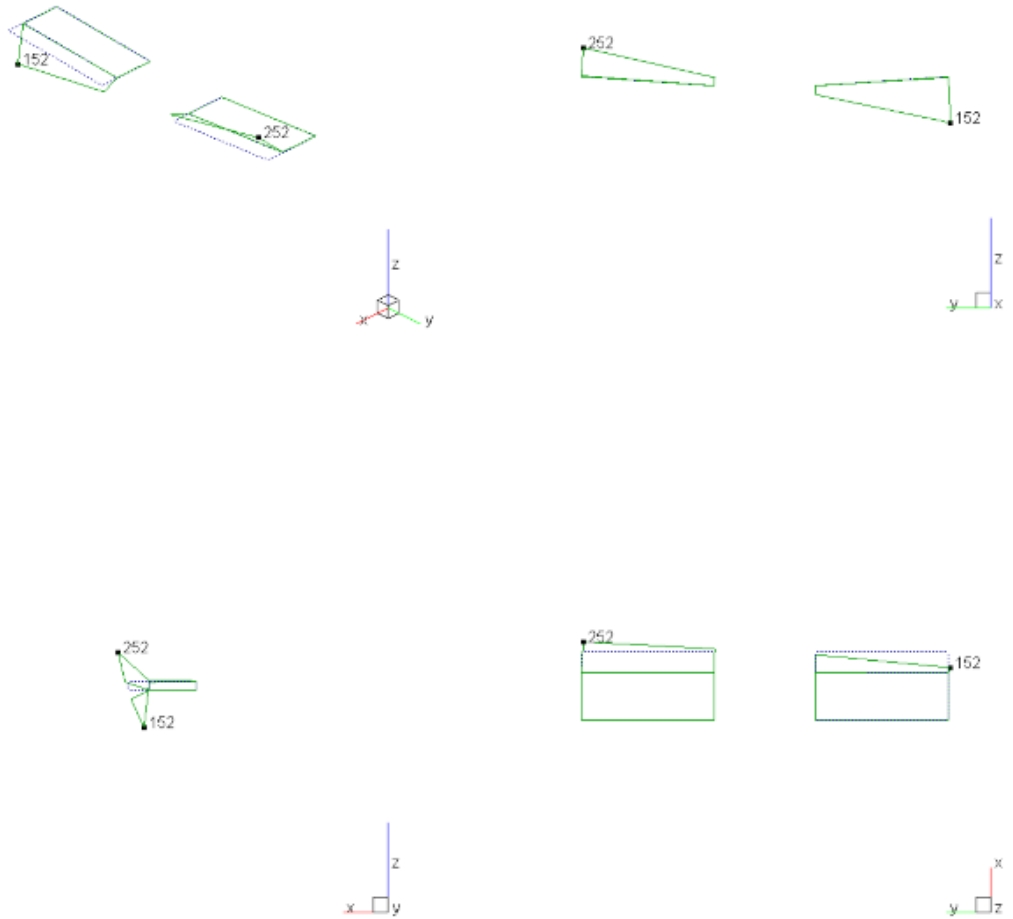
$f = 44,56 \text{ Hz}$ $D = 4,15 \%$ ODS Reference Klapky.152.Z. [m/N]



Č. VTK 31

Klapky

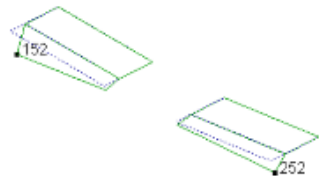
$f = 76,64 \text{ Hz}$ $D = 1,92 \%$ ODS Reference Klapky.152.Z- (mN)



Č. VTK 32

Klapky

$f = 76,75 \text{ Hz}$ $D = 1,53 \%$ ODS Reference Klapky .152.Z- [m/N]



8.3. Příloha č.3

Č. zařízení	Název	Výrobce	Model/typ
1	Stopky	Conrad electronic SE	C5085
2	Svinovací metr	ECO	Komelon 5M
3	Váha závěsná 5 kg	Kern	HBB 5k5N
4	Váha závěsná 50 kg	Kern	HCB 50k20
5	Váha stolní 6kg	Kern	PCB 6000
6	Váha 4x700 kg	Intercomp Professional	SW777 Scale System
7	Laserový měřič	Bosh	GLM 80 Profesional
8	Laserová vodováha	Bosh	GLL 3-80 P & BS 150 Profesional
9	Vysoušeč vlasů	Remington	D5010
10	Nafukovací vaky	Savatech	MA 1,0 bar
11	Řídící ventily	Savatech	N/A
12	Kompresor	Orlik	ORFI 240/24
13	Vývěva	Lauat	VRO 04-21
14	PC	Intel Pentium	3,7GHz/32GB RAM
15	UPS	MGE UPS Systém	Evolution 650
16	Zesilovač	Labworks inc.	PA-141
17	Budič	Labworks inc.	ET-126
18	Snímač síly	Brüel & Kjær	8230-001
19	Snímač zrychlení 14g	Brüel & Kjær	4507 B 006
20	Snímač zrychlení 71g	Brüel & Kjær	4507 B 004
21	Kalibrační zařízení	Brüel & Kjær	4294
22	Montážní klip	Brüel & Kjær	UA 1407
23	DAQ sběrnice	National Instrument	cDAQ-9188
24	Generátor signálu	National Instrument	NI9263
25	Měřicí karta	National Instrument	NI9234
26	Fotoaparát	Nikon	D3100
27	Závaží	Kern	2g/5g/10g/20g/50g/100g/200g