

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



DISERTAČNÍ PRÁCE

2019

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

*ANALÝZA Vlivu PILOTA NA
MODÁLNÍ PARAMETRY
SOUSTAVY ŘÍZENÍ LEHKÉ
LETECKÉ KONSTRUKCE*

DISERTAČNÍ PRÁCE

ING. TOMÁŠ SOMMER

PRAHA, ZÁŘÍ, 2019

STUDIJNÍ PROGRAM: STROJNÍ INŽENÝRSTVÍ

STUDIJNÍ OBOR: DOPRAVNÍ STROJE A ZAŘÍZENÍ

ŠKOLITEL: DOC. ING. SVATOMÍR SLAVÍK, CSC

ŠKOLITEL SPECIALISTA: ING. PAVEL STEINBAUER, PH.D.

ŠKOLITEL SPECIALISTA: ING. MILOSLAV VILÍMEK, PH.D.

Anotace

Práce se zabývá doposud neprobádanou problematikou vlivu pilota na modální parametry primární podélné mechanické trasy řízení s odkazem na flutterovou stabilitu malých sportovních letounů. Stanovení vlivu pilota probíhá na základě výsledků provedených experimentů. Podobné experimenty již v minulosti byly prováděny v užším spektru frekvencí s odkazem na dynamickou stabilitu letu. Tato práce má za cíl stanovení vlivu pilota na rychlost flutteru a změny postupu při provádění pozemních frekvenčních zkoušek.

V práci je prezentována současná metoda řešení. Následně je popsán experiment, na jehož základě jsou vytvořeny matematické modely popisu systému pilota. Dále pak je navržen postup pro použití stanovených modelů. Na základě stanoveného popisu systému jsou porovnány výsledky ze současné metodiky provádění pozemních frekvenčních zkoušek a zkoušek s aplikací nového přístupu - se zapojením systému pilota. Výsledky jsou určeny především pro následující výpočty flutterové odolnosti malých sportovních letounů.

Klíčová slova

Flutter, pozemní frekvenční zkouška, UL, svalová aktivace, EMG, vliv pilota, řídicí páka, stavový model pilota

Abstract

The thesis deals with the previously unknown problems of pilot influence on the modal parameters of the primary longitudinal mechanical control line with reference to the flutter stability of small sport aircraft. Determining the influence of the pilot takes place based on the results of the experiments. Similar experiments in the past have been conducted in a narrower frequency range with reference to dynamic flight stability. This work aims to determine the pilot's influence on the flutter velocity and changes of the procedure for ground frequency tests.

The thesis presents the current method of solution. Subsequently, an experiment is described, on the basis of which the whole pilot system is described. On the basis of the prescribed system description, the results from the current ground frequency testing methodology and with the new approach - the pilot system involved are compared. Results are mainly for the following calculations of the flutter resistance of small sport aircraft.

Key word

Flutter, Ground Vibration Test, UL, Muscle Activation, EMG, Pilot Influence, Control Stick, State Space Model of Pilot

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem zadanou disertační práci vypracoval samostatně s přispěním vedoucího disertační práce a školitelů specialistů. Používal jsem pouze literaturu uvedenou v práci. Prohlašuji, že nemám námitek proti využití výsledků této práce fakultou, ani proti zveřejňování se souhlasem školitele.

V Praze 31.1.2019

Ing. Tomáš Sommer

Obsah

1. Úvod.....	1
2. Přehled stavu problematiky	2
2.1. Požadavky předpisů	3
2.1.1. LTF-UL 629 Zabránění flutteru a pevnost konstrukce [7]	3
2.1.2. UL 2 B-VII-2 Zabránění třepetání (flutteru) a pevnost soustav [5].....	3
2.1.3. CS-VLA 629 Třepetání [6].....	4
2.2. Současný stav.....	5
2.3. Popis pilota z dostupných zdrojů.....	6
3. Cíle disertační práce.....	8
4. Experiment.....	9
4.1. Měřicí ústředna	9
4.2. Analyzátor.....	10
4.3. Zesilovač signálu	12
4.4. Budič.....	12
4.5. Snímače síly, zrychlení a svalové aktivace.....	12
4.6. Měřená struktura	13
4.7. Značení jednotlivých experimentů	15
5. Výpočet svalové činnosti, Hillův reversní model.....	16
5.1. Příprava dat.....	16
5.1.1. Přepočet zrychlení na rychlost a polohu	16
5.1.2. Výpočet parametrů pilotovy ruky	17
5.1.3. Kinematika pilotovy ruky	19
5.1.4. Výpočet momentu v lokti	20
5.2. Hillův reversní model	23
5.3. Dílčí výsledky.....	25
6. Vnější popis pilota	33
6.1. Příprava dat.....	33
6.2. Stavový model systému	37
7. Simulace vlivu pilota	43
7.1. Reálná struktura	43
7.2. Propojení modelů.....	46
7.3. Flutterová analýza.....	52
7.3.1. Vliv trasy řízení	52

7.4. Dílčí výsledky	59
8. Návrh inovace metodiky pozemních zkoušek	61
9. Důsledky pro vědu a praxi	62
9.1. Důsledky pro vědu	62
9.2. Důsledky pro praxi	62
10. Závěr	63
11. Zdroje	66
12. Autorovy publikace	70
12.1. Publikace prezentující výsledky disertace	70
12.2. Publikace z oblasti PFZ a aeroelasticity	70
Příloha 1	1
Příloha 2	20
Příloha 3	28
Příloha 4	41
Příloha 5	66
Příloha 6	74
Příloha 7	101

Seznam použitých zkratk a symbolů

AH		Ohybový mod vodorovné ocasní plochy
AX		Nesymetrické tvary
BcB		Biceps krátká hlava
BcL		Biceps dlouhá hlava
BRA		Brachialis
BRD		Brachioradialis
EAS		Ekvivalentní rychlost letu
FFT		Rychlá Fourierova transformace
FRF		Frekvenční přenosová funkce
H1		Typ frekvenční přenosové funkce
IEPE		Integrated Electronic Piezoelectric
IIR		Filtr s nekonečnou impulsní odezvou
MIMO		Systém s více vstupy a více výstupy
MSA		Mezinárodní standardní atmosféra
NESY		Nesymetrické tvary kmitání
NI		National Instrument
PA		Power Amplifier - Výkonový zesilovač
PFZ		Pozemní frekvenční zkouška
RBM		Rigid body motion
RMS		Root mean square, efektivní hodnota
SIMO		Systém s jedním vstupem a více výstupy
SISO		Systém s jedním vstupem a jedním výstupem
SR-VK		Rotace výškového křídélka
SY		Symetrické tvary
TAS		Skutečná rychlost letu
TRlat		Triceps laterální
TRlong		Triceps dlouhá hlava
TRmed		Triceps mediální
VK		Mod výškového kormidla, výškové kormidlo
VOT		Vertikální ohyb trupu
a	[%], [-], [m/s ²]	Svalová aktivace, zrychlení
c	[-]	Konstanta vycházející z hillovy rovnice

F	[N]	Síla
f_{\max}	[Hz]	Maximální využitelná vzorkovací frekvence
f_s	[Hz]	Vzorkovací frekvence
J_s	[kgcm ²]	Moment setrvačnosti sagittální osa
L	[cm]	Délka
M,m	[kg]	Hmotnost
M	[Nm]	Moment
N	[-]	Počet čar vzorku
PCSA	[cm ²]	Fyziologický průřez svalu
T_{01}	[m]	Transformační matice polohy
T_s	[s]	Vzorkovací perioda
u	[%], [-]	Nervová excitace
V_d	[km/h]	Návrhová maximální rychlost střemhlavého letu
v^M	[m/s]	Rychlost svalové kontrakce
X_T	[cm]	Poloha těžiště
α	[°]	Zpeření svalového vlákna
σ	[N/cm ²]	Specifické napětí svalu
ρ	[g/cm ³], [kg/m ³]	Hustota svalu, hustota vzduchu
γ^2	[-]	Koherence
ε_s	[rad/s ²]	Úhlové zrychlení v sagittální ose
τ	[s]	Konstanta nástupu svalové aktivace (22ms) a úpadku (200ms) svalové aktivace

Indexy

F^M	[N]	Sval
F^T	[N]	Šlacha
$F_{0,L0}$	[N, cm]	Izometrické síla, izometrická délka
F^{Pe}	[N]	Pasivní sval
F^{act}	[N]	Aktivní sval
$R_{x,y}$	[N]	Směry os
ρ_0	[kg/m ³]	Hustota vzduchu na úrovni hladiny moře

1. Úvod

Frekvenční zkoušky a následný výpočet flutterové odolnosti jsou v dnešní době neodmyslitelnou součástí podkladů nutných pro certifikování malých sportovních letounů. Nutnost provádění zkoušek a ověřování dynamické stability letounů se ukázalo být potřebným, vzhledem ke stálé tendenci zvyšování rychlostí letu u nových letounů.

Provádění frekvenčních zkoušek s následným výpočtem flutterové odolnosti má za cíl zvyšování bezpečnosti v oblasti malého sportovního letectví, ať se jedná o letadla spadající do kategorie ultralight s maximální hmotností do 450 kg / 472,5 kg se záchranným systémem, kategorie LSA do 600 kg [5], [6], [7] nebo motorové či bezmotorové kluzáky v kategorii CS-22 [4] s maximální přípustnou hmotností 750 kg.

I přes snahu o co největší bezpečnosti, se v oblasti malého letectví objevuje poměrně velké množství nehod s častými fatálními následky. Převážně jsou tyto nehody způsobeny nekázní pilota a nedodržováním letových předpisů. Minoritní zastoupení příčin nehod malých sportovních letadel jsou technického charakteru.

Z důvodu zvýšení bezpečnosti malého sportovního létání byla vypracována i tato práce. Práce je zaměřena na popsání problematiky vlivu pilota na podélnou mechanickou trasu řízení, s možností aplikace výsledků disertační práce při provádění pozemních frekvenčních zkoušek a následného výpočtu flutterové odolnosti pro potřeby typového průkazu.

Řešení problematiky vlivu pilota na modální parametry konstrukce je téma nové, doposud neřešené. Tato práce obsahuje matematický popis pilota v oblasti od 1 Hz do 70 Hz s působením na podélnou trasu řízení za předpokladu jednoho stupně volnosti.

2. Přehled stavu problematiky

Na letadlech se dynamická nestabilita konstrukce projevovала od samého počátku výskytu letadel těžších vzduchu. První zdokumentovaná letecká havárie z důvodu výskytu flutteru pochází z roku 1915 [3].

Problematika dynamické nestability konstrukce letounu spadá do kategorie multidisciplinárních úloh, kde na jedné straně stojí dynamické vlastnosti konstrukce letounu, které se zjišťují frekvenčními zkouškami letounu, na druhé straně působí na konstrukci letounu nestacionární aerodynamika. V minulosti k vyřešení této úlohy bylo zapotřebí vynaložení značného úsilí, což se zjednodušilo s nástupem výpočetní a měřicí techniky.

Ve „velkém“ letectví se k samotné problematice flutterové odolnosti přistupuje systematicky již od poloviny 20. století. Problematika třepetání se u velkých letadel řeší již od samého počátku návrhu konkrétního typu konstrukce. V rámci zkoušek potřebných pro certifikaci se měřením modálních parametrů pouze ověřuje správnost výpočtů.

V současnosti v oblasti malého sportovního letectví v kategorii ultralight je stále problematika flutteru nezbytnou součástí certifikačního řízení pro uvedení nových typů letounů do provozu. Z požadavků předpisů na maximální hmotnost letounů jsou draky letadel málo tuhé, poddajné a v kombinaci s vysokými návrhovými rychlostmi pohybujícími se kolem 300 km/h mají potíže s plněním požadavku o flutterové odolnosti. Tyto odolnosti jsou pro tuto kategorii letectví definovány předpisem CS 23.629 [1] a FAR 23.629 [2]. Tyto předpisy definují požadavek na dynamickou stabilitu konstrukce letounu až do 1,2 násobku návrhové rychlosti V_D .

Souhrnně se jedná o letouny, které lze definovat jako jednomístný letoun se vzletovou hmotností max. 300 kg, respektive dvoumístný letoun s maximální vzletovou hmotností 450 kg bez záchranného systému. Se záchranným systémem je pak maximální vzletová hmotnost 472,5 kg. Návrhová rychlost střemhlavého letu dosahuje vyšších hodnot než 200 km/h. Popřípadě letouny, jejichž maximální vzletová hmotnost je 750 kg s maximální pádovou rychlostí 83 km/h [5], [6], [7].

Z autorovy praxe s prováděním pozemních frekvenčních zkoušek a spolupodílem na provádění flutterových analýz nutných k certifikaci prototypů letounů české výroby typu ultralight prováděných na Ústavu letadlové techniky ČVUT v Praze vyplývá, že problémy se zásobou dynamické stability konstrukce má každý druhý prototyp. Dynamická nestabilita, se ve většině případů vyskytuje na ocasných plochách letounů, viz Tab. 1.

Letoun	Rok	Splnění požadavku dynamické stability 1,2V _D	Výskyt nestability, případ	Frekvence [Hz]	Zdroj
Legend	2012	ANO	-	-	[60]
Magic SR-01	2012	ANO	-	-	[61]
Sparrow ML	2013	ANO	-	-	[62]
Bristell NG5	2013	NE	OP, SR-VK	≈11	[63]
Bristell NG5U	2013	ANO	-	-	[64]
UFM-13 Lambada	2014	NE	OP, 1.VOT+2.VOT;1.SR- VK+2.VOT	≈7;9	[65]
SkyLane	2014	NE	OP, SR-VK+2.VOT	≈18	[66]
GP-ONE	2014	NE	OP, R-SK+AH1	≈10	[67]
Phoenix	2015	NE	OP, 1.SR-VK+1.VOT	≈10	[68]
JA-400	2016	ANO	-	-	[69]
VIA NG4	2016	NE	OP, AR-VK+AH1	≈33	[70]
VIA NG6	2016	ANO	-	-	[70]

Tab. 1 – Přehled dynamické stability konstrukcí ultralightů české výroby

2.1. Požadavky předpisů

Níže uvedené předpisy jsou ve znění platném k lednu 2019.

2.1.1. LTF-UL 629 Zabránění flutteru a pevnost konstrukce [7]

1. Na letounu nesmí vzniknout v žádné konfiguraci a při žádné přípustné rychlosti nejméně do V_D flutter, aerodynamické třepání (divergence) a reverzi řízení. Řiditelnost a stabilita letounu nesmí být v nebezpečné míře citlivá na deformaci konstrukce. V rozsahu přípustných rychlostí musí mít konstrukce takové tlumení, aby aeroelastické kmitání rychle odeznělo.

2. Průkaz souhlasu s požadavky odstavce 1. musí být proveden následujícím způsobem :

- a. systematickými zkouškami na vybuzení flutteru v letu při rychlostech až do V_{DF} . Tyto zkoušky musí prokázat, že při přiblížení se k V_{DF} nevzniká pokles tlumení,
- b. zkušebními lety, při nichž bude prokázáno, že při přiblížení se k V_{DF} prudce neklesá účinek řízení kolem všech tří os a že se v průběhu statické stability a poloh vyvažování neobjeví žádné příznaky blížícího se třepání křídel, ocasních ploch a trupu.
- c. U letounů, jejichž rychlost V_D je vyšší než 200 km/h, musí být pomocí pozemní vibrační zkoušky a následující flutterové analýzy vykonán průkaz, že nedochází k flateru do rychlosti $1.2 * V_D$, ještě před provedením letových vibračních zkoušek.

2.1.2. UL 2 B-VII-2 Zabránění třepání (flutteru) a pevnost soustav [5]

a) Na letounu nesmí vzniknout v žádné konfiguraci a při žádné přípustné rychlosti nejméně do V_D aeroelastické třepání (flutter) a obrácení činnosti kormidel (reverze) nebo divergence ploch. Řiditelnost a stabilita letounu nesmí

být v nebezpečné míře citlivá na deformaci konstrukce. V rozsahu přípustných rychlostí musí mít konstrukce takové tlumení, aby aeroelastické kmitání rychle odeznělo.

b) Průkaz souhlasu s požadavky odstavce a) by měl být proveden následujícím způsobem:

- 1) Systematickými zkouškami na vybuzení flutteru v letu při rychlostech až do VDF. Tyto zkoušky by měly prokázat, že při přiblížení se k VDF nevzniká pokles tlumení.
- 2) Zkušebními lety, při nichž je prokázáno, že při přiblížení se k VDF:
 - (i) prudce neklesá účinek řízení kolem všech tří os a
 - (ii) se v průběhu statické stability a poloh vyvažování neobjeví žádné příznaky blížícího se třepetání křídel, ocasních ploch a trupu.

2.1.3. CS-VLA 629 Třepetání [6]

(a) Jednou z metod specifikovaných v pododstavci (b), (c) nebo (d) tohoto odstavce nebo

kombinací těchto metod musí být prokázáno, že u letounu nedochází ke třepetání, reverzaci řízení a divergenci za jakýchkoliv provozních podmínek v mezích obálky V-n, a při všech rychlostech, až do rychlosti stanovené pro vybranou metodu. Kromě toho -

- (1) Musí být stanoveny přiměřené tolerance pro veličiny ovlivňující třepetání včetně rychlostí, tlumení, hmotového vyvážení a tuhosti řídicí soustavy; a
- (2) Vlastní frekvence hlavních konstrukčních celků musí být stanoveny vibračními zkouškami nebo jinými schválenými metodami. Toto stanovení není požadováno, pokud se použije jak oddíl (b), tak (c) a rychlost VD je nižší než 259 km/h (140 uzlů).

(b) Racionální rozbor může použít k průkazu, že u letounu nedochází k třepetání, reverzi řízení a divergenci, jestliže tento rozbor ukáže, že při všech rychlostech až do rychlosti 1,2 VD nevznikne třepetání.

(c) Letové zkoušky třepetání mohou být uznány za průkaz, že u letounu nedochází k třepetání, reverzi řízení a divergenci, jestliže se těmito zkouškami prokáže, že

- (1) Byly provedeny vhodné a přiměřené pokusy vyvolat třepetání v rozsahu rychlostí až do rychlosti VD;
- (2) Odezva kmitání konstrukce během zkoušek prokázala, že konstrukce je prosta třepetání;
- (3) Je dostatečná míra tlumení při rychlosti VD; a
- (4) Nedochází k velkému a rychlému snížení tlumení při přiblížení k rychlosti VD.

(d) *Splnění kritérií tuhosti a hmotového vyvážení v „Airframe and Equipment Engineering Report No. 45“ (strana 4-12) (jak bylo opraveno) „Simplified Flutter Prevention Criteria“ (vydáno FAA) je přijatelné jako průkaz, že u letounu nedochází k třepetání, reverzi řízení a divergenci, pokud je splněno -*

- (1) *Preventivní kritérium třepetání křídla a křidélek představované torzní tuhostí křídla a hmotovým vyvážením křídélka je omezeno pro použití na letounech bez velkých hmotových koncentrací (jako jsou motory, plováky nebo nádrže na koncích křídel) podél rozpětí;
a*
- (2) *Letoun je konvenční konstrukce; a:*
 - (i) *Nemá ocasní plochy tvaru T, plovoucí ocasní plochy nebo sdružené ocasní plochy,*
 - (ii) *Nemá neobvyklé rozložení hmot nebo jiné nekonvenční konstrukční charakteristiky, které ovlivňují použitelnost kritérií a nemá velký úhel šípů,*
 - (iii) *Má pevné kýlové a stabilizační ocasní plochy.*

(e) *Že nedochází u podélného, příčného a směrového řízení ke třepetání, reverzi řízení a divergenci až do rychlosti VD musí být prokázáno po poruše, nesprávné činnosti nebo rozpojení jakékoliv jediné části v kterékoli soustavě řízení ploch.*

2.2. Současný stav

Tato práce je zaměřena na malé letouny, proto i popis současného stavu se zaměřuje především na přístup k problematice v této kategorii. Velké dopravní letouny jsou navrhovány a optimalizovány podle pevnostně-tuhostních kritérií, a proto dynamická stabilita konstrukce je řešena již při samotném návrhu letounu. Konstrukce UL letounů a větroňů nejsou navrhovány s ohledem na dynamické parametry konstrukce. V oblasti malého letectví se řeší dynamická stabilita konstrukce na závěr certifikačních zkoušek, po kompletním provedení statických pevnostních zkoušek.

Modální zkoušky probíhají v několika konfiguracích letounu. Tyto konfigurace jsou: minimální hmotnost letounu, která je daná konstrukcí letounu, maximální hmotnost letounu, kterou specifikuje daný certifikační předpis. Během pozemních frekvenčních zkoušek se měří pevné plochy letounu: křídla, stabilizátor, kýl, trup. Měření také probíhá na řídicích plochách letounu s okrajovými podmínkami stanovenými jako volné řízení, kde se sledují vlastní frekvence tras řízení letounu takové, jak jsou zkonstruovány a vyrobeny a jak se s nimi počítá v běžném provozu letounu. Další konfigurace popisuje „poruchový“ stav systému, přičemž se v rámci možností zamezí jakýmkoli výchytkám řídicí páky a pedálů. Vyhodnocené naměřené parametry systému draku letounu jsou: vlastní frekvence, vlastní tvary kmitání, tlumení, zobecněné hmotnosti a slouží jako část vstupních parametrů pro následný výpočet flutterové odolnosti konstrukce. Výpočet probíhá na základě nestacionárního aerodynamického zatížení kmitajícího tenkého profilu s kormidlem odvozeného Theodorsenem [8]. Popřípadě lze využít komerční software např. Nastran/Patran.

Z popisu provádění modálních zkoušek je patrné, že k měřenému „poruchovému“ stavu systému reálně nikdy nedojde. Při letu však dochází k třetímu stavu, který by se měl nacházet mezi zkoušenými hranicemi. Tento stav nastává při uchopení řídicí páky pilotem. Úchop dodává trase řízení další parametry, jako jsou hmotnost, tuhost a tlumení. Dalším faktorem vnášeným pilotem je jistá zpětná vazba. Problematice lidského faktoru na řízení je věnována nemalá pozornost a je mnoho publikací popisující lidský faktor. Veškerá dostupná literatura však popisuje vlastnosti pilota za velmi nízkých frekvencí dosahujících hranice 2-3 Hz, [13], [18], [19], [35], [49]. Tyto popisy jsou vhodné z pohledu mechaniky letu – letových vlastností a říditelnosti než z pohledu dynamické nestability konstrukce letounu. Ve frekvenčním pásmu, kde dochází u malých sportovních letounů k dynamické nestabilitě, není model pilota a jeho vliv na změnu chování konstrukce popsán. Z publikací [60], [61], [62], [63], [64], [65], [66], [67], [68], [69], [70] je patrné, že se jedná o frekvenční oblast od 1 do 70 Hz.

2.3. Popis pilota z dostupných zdrojů

Popis člověka z pohledu biomechaniky je již poměrně starý a známý. Popis aktivity svalů a jejich zapojení při různých činnostech je znám od 40. let 20. století. Tento popis byl vytvořen firmou A. V. Hill na základě experimentálního pozorování [37].

Na téma popis člověka, konkrétně ruky pilota popsané například stavovým popisem, bylo sepsáno velké množství publikací. Mnoho publikací se také věnovalo popisu svalové aktivity pilota. Publikace [9] se zabývá nedávným zkoumáním lidského operátora. Jako první popisuje lineární modely lidského operátora, diskutuje výsledky studií lineárních modelů, následně popisuje nelineární model „bang bang“ pro systémy vyššího řádu. Publikace [10] se zabývá přistáváním s úlohou optického přistávacího systému Fresnelovy čočky (FLOLS), rolí pilota k podélnému řízení s problémem úplavu. Popisuje pilota jako stavový model s aplikací přístupu fuzzy logiky. Článek [11] se zabývá bederní svalovou aktivitou během skutečných letových podmínek, využitých povrchových elektromyografických sensorů, se zaměřením na typ a délku letu, typ vrtulníku a pilotovy rozměry. Článek [12] rozebírá podobný problém jako článek [11], ale výsledky měření jsou rozdílné. Publikace [13] se zabývá vibracemi vrtulníku v průběhu letu na velmi nízkých frekvencích od 0,315 do 5 Hz. Články [11], [12], [13] jsou zaměřeny na aktivitu pilota zádového svalstva během letu. Publikace [14] se zabývá svislou sinusoickou celotělní vibrací, měření probíhalo za pomoci umístěného akcelerometru pod sedadlem a na hlavě pilota. Bylo zkoumáno 5 frekvencí a dvě intenzity. Publikace [15], [16] porovnávají elektromyografickou aktivitu mezi začátečníkem a zkušeným pilotem během simulovaných letových podmínek. Článek [17] je zaměřen na velké síly v řízení během pevnostně kritických manévřů v letounu C-130 Hercules.

Z těchto publikací je zřejmé, že bylo vyvinuto značné úsilí k popisu různých svalových činností pilota během různých letových režimů. Současný výzkum se zaměřuje na svalovou aktivitu nebo popis pilota během normální letové fáze, jako je start, stabilní letový stav, manévry, přistání z hlediska řízení letounu, dopravní zpoždění při změně letových hladin, nebo únavu svalů během zvláštních typů letů. Tato práce je zaměřena na vliv pilota na dynamické chování letecké konstrukce. Změna odezvy byla sledována pro různé konfigurace experimentů. Jako počáteční stav experimentu byl rovnoměrný přímočarý let ve stejné horizontální úrovni s nulovou silou v řídicí páce. Měření probíhalo v poměrně krátkých časových intervalech, únava pilota z tohoto důvodu nebyla zahrnuta do zpracovávání výsledků z měření.

Publikace [36] se věnuje popisu systému pilota lineární a nelineární metodou v časové doméně, při experimentu je pilot stimulován opticky pomocí změny výšky letu ve vztahu k letovým vlastnostem do frekvence 3 Hz. Publikace [18] se věnuje popisu systému pilota stimulovaného opticky pomocí změny výšky letu, přičemž studuje dopravní zpoždění odezvy na podnět v oblasti podélného, příčného i směrového řízení. Publikace stanovuje přenosové funkce pro všechny tři směry řízení. Práce porovnává modely s experimentálními daty. Porovnání bylo provedeno až do 8 Hz. V publikaci [19] je popsáno měření odezvy pilota na změnu údaje výškoměru, rozsah testovaných frekvencí byl od 0,029 Hz do 3,5 Hz. Pro identifikaci pilota byl využit stavový popis, s průchodní maticí vazby vstup na výstup rovné nule. V práci je sledována přesnost čtyř různých modelů. Publikace [20] se zabývá úlohou popisu pilotova chování v systému dvou stupňů volnosti, vztaženého k podélnému a příčnému řízení. Experiment probíhal na každé ose zvlášť, maximální frekvence buzení byla cca 16 Hz. Publikace [34] definuje kvazi-linearizaci matematických modelů lidského operátora, lineární a nelineární modely jejich proměnlivost v čase a za jiných okolností. Modely jsou definovány do 1 Hz. V publikaci [49] je zveřejněn blokový diagram pilota působící na primární řízení letounu. Je rozebrána úroveň kvality manipulace, úroveň pilotem vybuzené oscilace a frekvenční rozsah, ve kterém oscilace vybuzené pilotem mohou nastat. Analýza je provedena od 0 do 1,66 Hz. Publikace [21] se zaměřuje na vibrace působící ve vodorovném směru v rozmezí od 3 do 300 Hz v závislosti na ručním nářadí. Vibrace jsou řešeny ve dvou okrajových podmínkách v závislosti na úhlu v lokti 50° a 120°. Problém vibrací je řešen pomocí pohybové diferenciální rovnice druhého řádu.

Problematika popisu modelu pilota na vyšší frekvence nebyla nalezena v žádné dosud publikované literatuře. Jednotlivé modely se soustředily na popis odezvy na změnu výšky letu. Obecně lze říci, že byl popsán pilot z hlediska dynamiky řízení. Dostupné publikace popisují pilota, jako již několik desítek let známý systém s dopravním zpožděním pohybujícím se kolem 0,2s podle typu využitého modelu. Z hlediska působení na dynamické vlastnosti konstrukce modely však nepopisují pilota. Požadavek popisu takového modelu je opodstatněn hlavně u konstrukcí s mechanickým převodem soustav primárního řízení. Tato konstrukce se vyskytuje u všech letounů v kategorii ultralight. Z přehledu Tab. 1 je patrné, že problémy s dynamickou stabilitou nastávají převážně u kombinací výškového kormidla a pevné plochy a jejich vlastní frekvence dosahují maximálně 35 Hz.

3. Cíle disertační práce

Metodika provádění pozemních frekvenčních zkoušek malých sportovních letounů je známa s jejími okrajovými podmínkami. Frekvenční zkoušky primárního řízení jsou podle zavedené metodiky [1], [2] prováděny ve dvou konfiguracích, volné a blokované řízení, vždy však bez zahrnutí vlastností pilota do zkoušky.

V publikovaných pracích o dynamické stabilitě malého sportovního letounu nebyla věnována pozornost vlivu pilota na modální parametry primárního řízení letecké konstrukce. Klíčový je zejména rozsah frekvencí od 1 Hz do 70 Hz.

Určení dynamických vlastností pilota v tomto rozsahu také není zkoumáno ani publikováno. Vlastnosti pilota byly zkoumány pro oblast letectví s mechanickým primárním řízením za velmi nízkých frekvencí, tedy z hlediska mechaniky letu, nikoliv dynamické stability konstrukce draku letounu – hlavně flutteru.

Hlavní cíle disertační práce proto jsou:

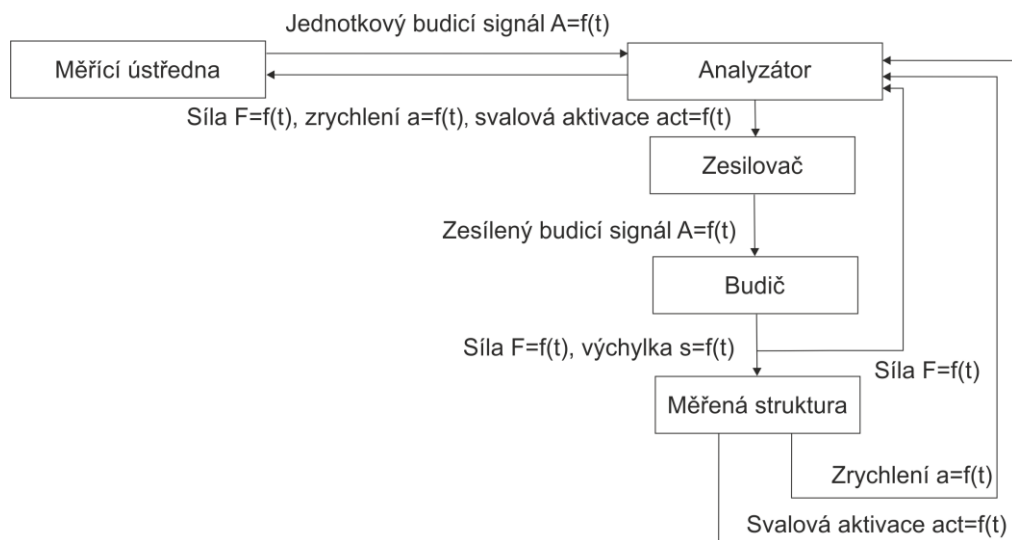
- Prokázat vliv pilota na dynamickou stabilitu konstrukce letounu.
 - Experimentálně stanovit dynamické vlastnosti pilota a jeho aktivaci pažních svalů.
 - Nalézt vhodný matematický popis naměřených odezвовých parametrů, za účelem aplikace na model primární podélné trasy řízení malého sportovního letounu.
 - Využít tyto modely ve spojení s výsledky pozemních frekvenčních zkoušek pro zpřesnění hodnocení dynamické stability konstrukce draku letounu.
- Připravit návrh inovace zkušební metodiky pozemních zkoušek dynamické stability malého sportovního letounu.

4. Experiment

Pro aplikování vlivu pilota na modální parametry mechanické podélné trasy řízení bylo zapotřebí znát vlastnosti pilota, na jejichž základu se sestaví matematický model. Doposud publikované vlastnosti a popisy nejsou vhodné pro využití do pásma požadovaných frekvencí. Z tohoto důvodu bylo nutné získat vlastnosti pilota pomocí vlastního experimentu, který je popsán níže.

V průběhu experimentu byly využívány poznatky ze zdrojů [40], [41], [42]. Měřicí řetězec se sestával z měřicí ústředny, zesilovače, FFT analyzátoru, budiče, siloměru, řídicí páky uložené v kluzném ložisku na rámu, pilotovy ruky a snímačů zachycujících odezvy měřeného systému.

Během experimentu byly měřeny 4 základní konfigurace. Volná řídicí páka, blokováná řídicí páka, řídicí páka s pilotem ve „volném“ úchopu, řídicí páka s pilotem v „pevném“ úchopu. Volným úchopem je myšlen stav, kdy pilot drží řídicí páku a vědomě se nesnaží působit proti nucené výchylce páky. Pevným úchopem je myšlen stav, kdy se pilot vědomě snaží eliminovat a potlačovat nucené kmitání řídicí páky. Předpoklad okrajových podmínek je stav přímočarého ustáleného letu s nulovými počátečními silami v řízení. Naměřené svalové aktivity a přenosové funkce jsou uvedené v přílohách - Příloha 1, Příloha 2.

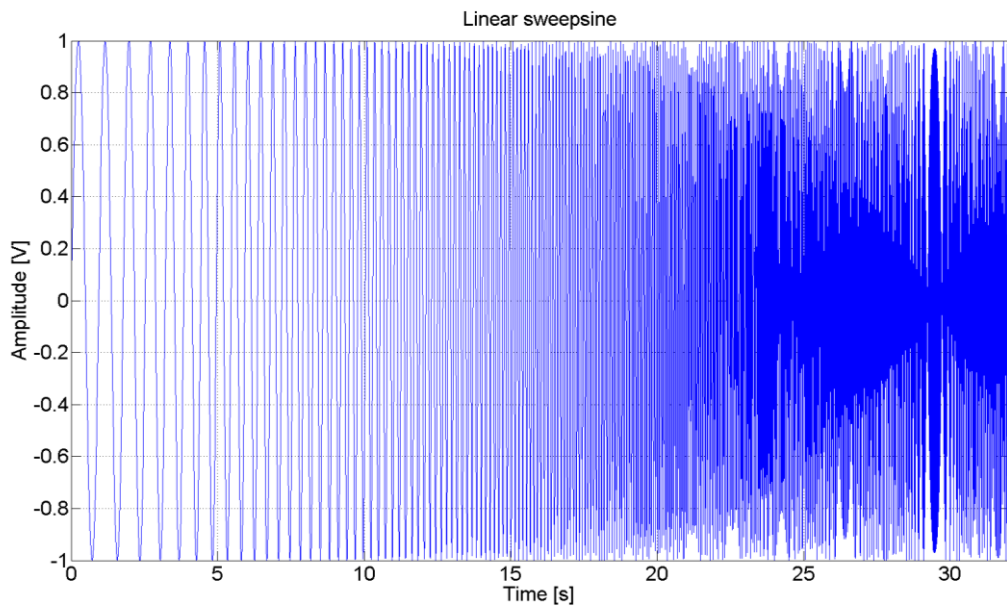


Obr. 1 – Měřicí řetězec

4.1. Měřicí ústředna

Měřicí ústředna se sestávala z programu Smart Office Analyzer pro ovládání buzení a snímání síly buzení a zrychlení na vzorku řídicí páky. Nastavení budicího signálu, síly a vzorkování bylo provedeno v tomto softwaru. Bližší popis ústředny v [55].

Pro buzení řídicí páky byla vybrána funkce rozmítaný sinus s lineární charakteristikou. Počáteční frekvence rozmítaného sinu byla zvolena 0,5 Hz s ohledem na low pass filtry FFT analyzátoru a charakteristiky akcelerometrů. Koncová frekvence byla zvolena 70 Hz. Volba vychází z běžně zkoušených rozsahů při pozemních frekvenčních zkouškách malých sportovních letounů. Amplituda generovaného budicího signálu byla zvolena jako 1 V, 2 V a 3 V.



Obr. 2 Lineární rozmitaný sinus 1 – 70 Hz 32s

Nastavení FFT analyzátoru bylo následující. Zvolená vzorkovací frekvence 1024 Hz a doba měření 32 s. Při těchto parametrech vychází 32768 rozlišení čar v jednom bloku. Přičemž maximální využitelná frekvence $f_{\max} = 400$ Hz.

$$f_{\max} = \frac{f_s}{2} = \frac{1}{2} \frac{N}{T_s} = \frac{1}{2} \frac{32768}{0,03125} = 512 \text{ Hz} \quad (1)$$

Výše uvedený vztah je dán potřebou odstranění chyby tzv. aliasing, kdy se zobrazí vysoká frekvence jako nízká. Poměr 2 mezi f_s a f_{\max} není zcela přesně dodržen z důvodu digitálního zpracování algoritmu, který vyžaduje 2^N kde N je celočíselná mocnina. Přičemž jako N je vyhovující číslo 8. Poměr f_s/f_{\max} poté činí 2,56. Pro experiment s měřením svalové aktivity bylo zvoleno měření bez průměrování. Průměrování je možné provádět až po měření s tím, že každý vzorek byl měřen třikrát se shodným nastavením. Toto měření proběhlo v rozsahu od 1 do 70 Hz. Pro potřeby sestavení state space modelu byl vzorek přeměřen v rozsahu frekvencí od 0,5 do 75 Hz a při měření bylo použito průměrování s 66,6% překrytím.

Pro měření aktivace svalů byl využit systém MA 300 EMG [25] o osmi měřících kanálech. Vzorkovací frekvence byla nastavena 1024,59 Hz. Tím dochází k nutnosti převzorkování naměřených dat v postprocessingu. Měřící ústředny během měření mezi sebou nebyly synchronizovány. Samotná synchronizace naměřených dat probíhala až v postprocesu s předpokladem shodného kroku hodin jednotlivých analyzátorů při měření trvajícím 32 s.

4.2. Analyzátor

Analyzátor sestává z osmi slotové šasi NI CompactDAQ 9188 [24] s využitými kartami NI 9234 [22] a NI 9263 [23]. Karta NI 9263 [23] je 16 Bitová 4 kanálová karta pro generování signálu o maximální amplitudě ± 10 V a maximální vzorkovací frekvenci

100 kS/s/ch. Karta NI 9234 [22] je 24 Bitová, 4 kanálová karta, která má měřící rozsah ± 5 V a maximální vzorkovací frekvenci 51,2 kS/s/ch, minimální měřitelná frekvence je 0,5 Hz. U této karty je problém s aliasingem řešen tzv. sigma-delta modulátorem začleněným přímo do měřící karty. Není nutné nejprve zaznamenávat měřený signál analogově a poté digitalizovat.

Sigma-delta modulátor se skládá ze sčítačky, sumátoru, kvantizeru a zpožďovacího členu. Vstupní signál vstupuje do sčítačky, kde se vypočte rozdíl mezi aktuálním vstupním vzorkem a kvantovaným minulým výstupním vzorkem. Dále tento rozdíl vstupuje do sumátoru a zde se postupně načítá do registru sumátoru. Výsledná hodnota sumátoru se následně kvantuje, nejčastěji na jeden bit, a vystupuje ze sigma-delta modulátoru. Hlavní časová základna převodníku má vzorkovací frekvenci 13,1072 MHz. Zdroj [22],[23],[24]



Obr. 3 – Měřící karta NI 9234, zdroj [22]



Obr. 4 – Karta na generování signálu NI 9263, zdroj [23]



Obr. 5 – Chassis cDAQ 9188, zdroj [24]

Pro záznam svalové aktivity byl využit analyzátor MA 300 EMG. Měřící rozsah analyzátoru je ± 5 V. Maximální měřitelná frekvence 2000 Hz a minimální měřitelná frekvence je 0 Hz. Zdroj [25]



Obr. 6 – Předzesilovač s analyzátořem MA 300 EMG, zdroj [25]

4.3. Zesilovač signálu

Jako zesilovač signálu byl použit lineární zesilovač od firmy Labworks Inc pa-119 [45].



Obr. 7 – Zesilovač signálu pa – 119, zdroj [45]

4.4. Budič

Pro vybuzení struktury byl použit elektromagnetický budič Labworks Inc ET-132. Frekvenční rozsah je 0 až 9 kHz. Zdroj [46].



Obr. 8 – Elektromagnetický budič ET -132, zdroj [46]

4.5. Snímače síly, zrychlení a svalové aktivace

Pro snímání budící síly a zrychlení byly využity senzory od firmy Bruel&Kjaer. Jedná se o piezoelektrické akcelerometry a siloměr IEPE. Během měření řídicí páky

s pilotem nebyl využit akcelerometr na pozici 4. Akcelerometry jsou jednosměrné. Zrychlení bylo snímáno pouze ve směru kyvu páky podélného řízení. Umístění snímačů na konstrukci a využití typy byly následující:

Umístění	Snímač	Typ	Sériové číslo	Rozsah
1	Siloměr	8230 01x	54746	98000g
1	Akcelerometr	4507 B004x	32263	71g
2	Akcelerometr	4507 B006x	30026	14g
3	Akcelerometr	4507 B004x	32264	71g
4	Akcelerometr	4507 B004x	30726	71g

Tab. 2 – Použité snímače [47], [48]

Pro měření svalové aktivity byly využity elektrodické snímače aktivit. Byl využit typ MA-317 [26].



Obr. 9 – Siloměr 8230 01x zdroj [47]



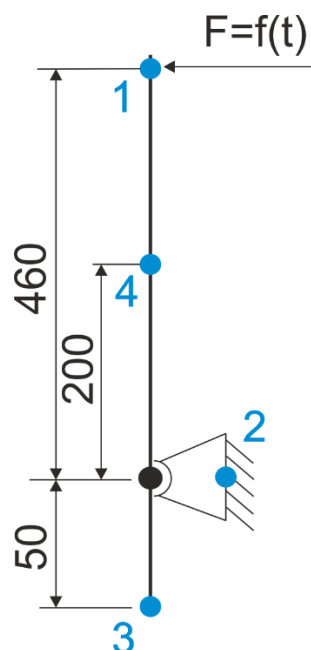
Obr. 10 – Akcelerometr 4507 B004 zdroj [48]



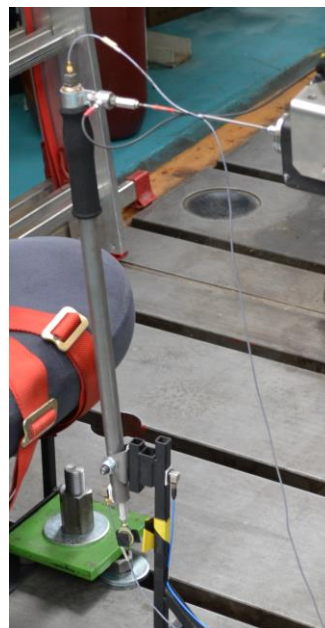
Obr. 11 – Elektrodický snímač MA-317 zdroj [26]

4.6. Měřená struktura

Pro experiment byla využita řídicí páka s umožněným kyvem pouze v jedné rovině. Rozměry na Obr. 12 jsou uvedeny v milimetrech. Hmotnost řídicí páky je 0,3662 kg. Experimentálně určený moment setrvačnosti páky z polohy těžiště a doby kyvu je 0,027 kgm². Statický moment činí 0,069 kgm. První naměřená vlastní frekvence řídicí páky je 197,3 Hz. Z tohoto důvodu lze prohlásit, že se řídicí páka chová v měřené oblasti od 0,5 do 75 Hz jako tuhé těleso.



Obr. 12 – Schéma řídicí páky



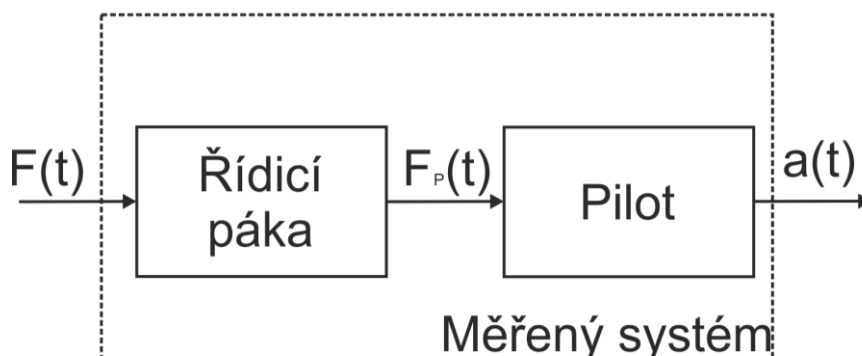
Obr. 13 – Řídicí páka

Další měřenou strukturou byla paže lidské ruky. Na paži byly měřeny aktivity 7 svalů: Brachioradialis, Brachialis, Biceps dlouhá hlava, Biceps krátká hlava, Triceps mediální, Triceps laterální, Triceps dlouhá hlava. Bylo měřeno 5 vzorků pilota. Jako piloti byli vybráni 3 praváci a 2 leváci. Jeden ze vzorků je zkušený pilot se zkušenostmi s malým motorovým létáním a plachtěním. Ostatní vzorky mají malé, nebo žádné zkušenosti s létáním. Vzorky byly vybrány s ohledem na tělesné proporce, nikoli na zkušenosti s létáním. Téměř celá měřená oblast frekvence výchylek řídicí páky se nalézá za vědomou schopností reakce člověka na danou výchylku. Proto vědomé reakce na tento podnět nejsou natrénovatelné a při běžné situaci za pilotování nesmí nastat, jak definují stavební předpisy [1], [4], [5], [6]. Popis jednotlivých parametrů pilota viz Tab. 3. Při měření nebyla brána v potaz únava svalů. Měření se sběrem vzorků z EMG proto bylo prováděno bez průměrování a mezi každým měřením byl čas na odpočinutí si měřeného vzorku. Pro potřeby výpočtu svalových aktivit bylo změřeno 90 vzorků. Pro potřeby popisu stavového systému bylo získáno dalších 90 vzorků.



Obr. 14 – Vzorek pilota č. 3

Měřená struktura lze blokovým schématem popsat následovně dle Obr. 15. Toto schéma odkazuje pouze na jednotlivé části měřeného a popisovaného systému, nikoliv na jeho skutečné fyzikální uspořádání (sériové, paralelní atd.). Zapojení systémů bude rozebráno dále v textu.



Obr. 15- Schéma popisovaného systému

4.7. Značení jednotlivých experimentů

Každý experiment je pojmenován následovně Case_A_B_C_D. Přičemž písmeno A značí vzorek pilota a dosahuje hodnot <1;5>. Číslo 6 značí průměrného pilota. Písmeno B značí pořadové číslo měření v dané konfiguraci. Hodnoty <1;3> jsou měření bez průměrování. 4. je měření s průměrováním. Písmeno C značí, zda šlo o standartní úchop (1), nebo pevný (2). Hodnota D značí amplitudy generovaných budících signálů jdoucích do zesilovače ve Voltech <1;3>.

5. Výpočet svalové činnosti, Hillův reversní model

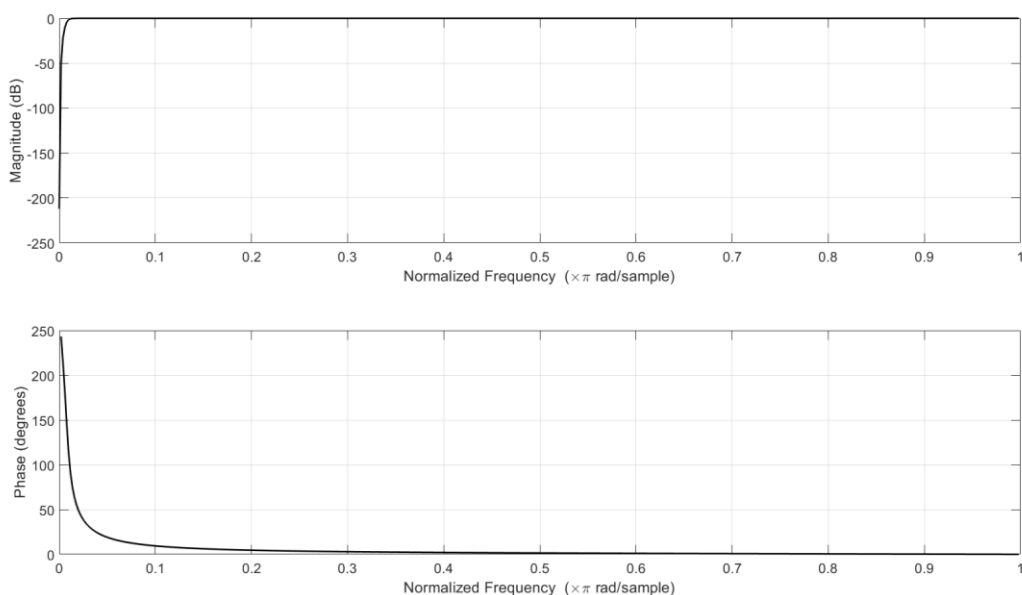
Tato kapitola pojednává o přípravě dat potřebných pro výpočet aktivace svalů Brachioradialis, Brachialis, Biceps dlouhá hlava, Biceps krátká hlava, Triceps mediální, Triceps laterální, Triceps dlouhá hlava. Data byla získána z experimentu popsaného výše. Dále pojednává o parametrech lidské paže, její kinematice během experimentu a uvolnění se stanovením jednotlivých svalových aktivací.

5.1. Příprava dat

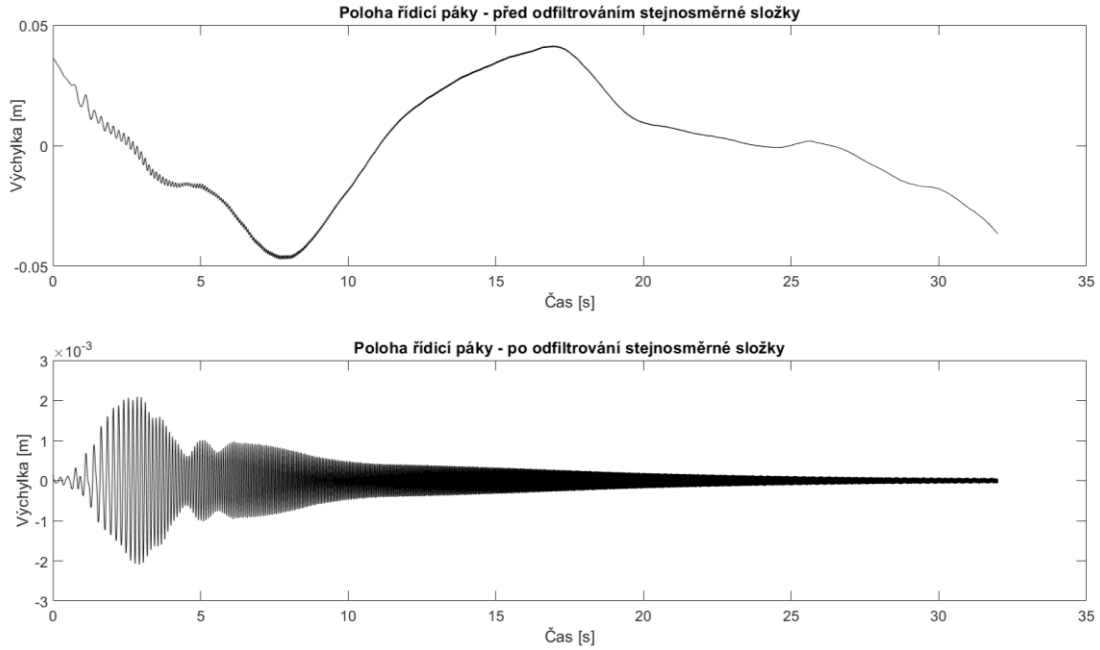
Pro potřeby výpočtu svalových aktivací a silového zátěhu jednotlivých svalů bylo zapotřebí využití části naměřených dat s jistými předpoklady. Prvním z nich, byl předpoklad umístění siloměru a akcelerometru přímo za dlaní ruky. Vzhledem k hmotnosti řídicí páky vůči ruce testovaných pilotů se vliv páky zanedbal. Hodnota síly $F_p(t)$ je poté rovná hodnotě $F(t)$ dle Obr. 15. Další předpoklad byl výchozí úhel mezi paží a předloktím v čase 0 - počáteční hodnota 140° . Posledními předpoklady zjednodušení přípravy dat bylo převedení kinematiky lidské ruky do rovinné úlohy a stanovení délek paží, předloktí a dlaní pro jednotlivé vzorky dle empirických vztahů (2) až (16). Vstupní hodnoty byly brány z bodu 1, viz Obr. 12.

5.1.1. Přepočítání zrychlení na rychlost a polohu

Přepočítání naměřeného zrychlení v časové doméně na rychlost a polohu se provádí pomocí numerické integrace. Z těchto integrací je pokaždé zapotřebí odstranit stejnosměrnou složku filtrem typu highpass. Pro tuto operaci byl zvolen chebyshevův filtr příkazem cheby2 [52] a byl nastaven 3. řád s frekvencí zádrže 1 Hz. Fázový posun byl kompenzován nekauzální filtrací.



Obr. 16 - Chebyshevův filtr typu highpass



Obr. 17 – Výchylka před a po odfiltrování stejnosměrné složky

5.1.2. Výpočet parametrů pilotovy ruky

Parametry celé ruky byly vypočteny dle níže uvedených empiricky stanovených vztahů postavy atleta. Výpočtové vztahy byly stanoveny na základě postavy atleta, o kterém lze obecně říci, že jeho BMI (Body Mass Index), se pohybuje v rozmezí od 20 do 30 kg/m². V ostatních případech byly výsledky zkreslené. U případu pilota č. 2 byla hmotnost a poloha těžiště stanovena pomocí podobnosti ostatních vzorků. Parametr zápěstí obsahuje dlaň a prsty. Vypočtené parametry byly porovnávány s parametry uvedenými v publikaci [37]. Vypočtené hodnoty se řádově shodují.

Vztahy použité pro výpočet proporcí lidské ruky [26], [27], [39]:

$$L_{Paže} = -7,99 - 0,239 \cdot M_{Pilota} + 0,279 \cdot L_{Pilota} \quad (2)$$

$$L_{Předloktí} = -14,54 - 0,22 \cdot M_{Pilota} + 0,305 \cdot L_{Pilota} \quad (3)$$

$$L_{Zápěstí} = 8,78 - 0,012 \cdot M_{Pilota} + 0,055 \cdot L_{Pilota} \quad (4)$$

$$X_{TPaže} = \frac{44,98}{100} \cdot L_{Paže} \quad (5)$$

$$X_{TPředloktí} = \frac{42,74}{100} \cdot L_{Předloktí} \quad (6)$$

$$X_{TZápěstí} = \frac{36,91}{100} \cdot L_{Ruky} \quad (7)$$

$$M_{Paže} = 0,25 + 0,03012 \cdot M_{Pilota} - 0,0027 \cdot L_{Pilota} \quad (8)$$

$$M_{\text{Předloktí}} = 0,3185 + 0,01445 \cdot M_{\text{Pilot}} - 0,00114 \cdot L_{\text{Pilot}} \quad (9)$$

$$M_{\text{PZápěstí}} = -0,1165 + 0,0036 \cdot M_{\text{Pilot}} + 0,00175 \cdot L_{\text{Pilot}} \quad (10)$$

$$J_{\text{Spaže}} = -250,7 + 1,56 \cdot M_{\text{Pilot}} + 1,512 \cdot L_{\text{Pilot}} \quad (11)$$

$$J_{\text{SPředloktí}} = -64,0 + 0,95 \cdot M_{\text{Pilot}} + 0,34 \cdot L_{\text{Pilot}} \quad (12)$$

$$J_{\text{SZápěstí}} = -19,5 + 0,17 \cdot M_{\text{Pilot}} + 0,116 \cdot L_{\text{Pilot}} \quad (13)$$

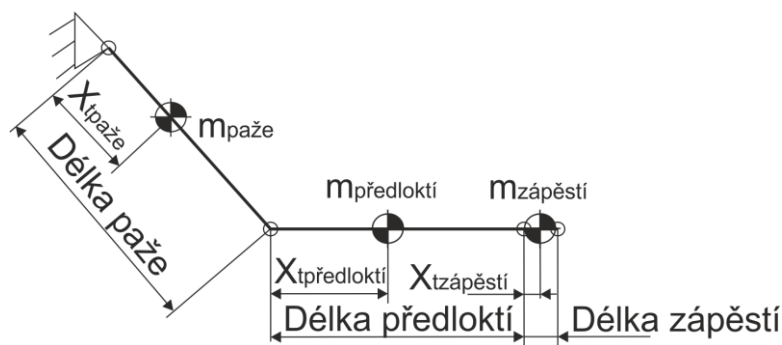
$$X_T = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{m} \quad (14)$$

$$J_{sT} = J_s + m \cdot \Delta x_T^2 \quad (15)$$

$$BMI = \frac{M_{\text{Pilot}}}{L_{\text{Pilot}}^2} \quad (16)$$

Vzorek	Pilot 1	Pilot 2	Pilot 3	Pilot 4	Pilot 5
Tělesná hmotnost [kg]	82	150	95	98	65
Výška [cm]	183	194	190	190	182
BMI index [Kg/m ²]	24,5	39,9	26,3	27,1	19,6
Délka paže [cm]	23,47	22,24	22,31	21,60	27,25
Délka předloktí [cm]	23,24	22,63	22,51	21,85	26,67
Délka zápěstí [cm]	17,86	18,25	18,09	18,05	18,01
Poloha těžiště paže [cm]	10,56	10,00	10,04	9,71	12,26
Poloha těžiště předloktí [cm]	9,93	9,67	9,62	9,34	11,40
Poloha těžiště zápěstí [cm]	6,59	6,74	6,66	6,65	6,66
Hmotnost paže [kg]	2,23	2,74	2,60	2,69	1,72
Hmotnost předloktí [kg]	1,29	1,54	1,47	1,52	1,05
Hmotnost zápěstí [kg]	0,50	0,58	0,56	0,57	0,44
Moment setrvačnosti paže [kgcm ²]	153,92	198,63	184,78	189,46	125,88
Moment setrvačnosti předloktí [kgcm ²]	76,12	96,96	90,85	93,70	59,63
Moment setrvačnosti zápěstí [kgcm ²]	15,67	20,00	18,69	19,20	12,66

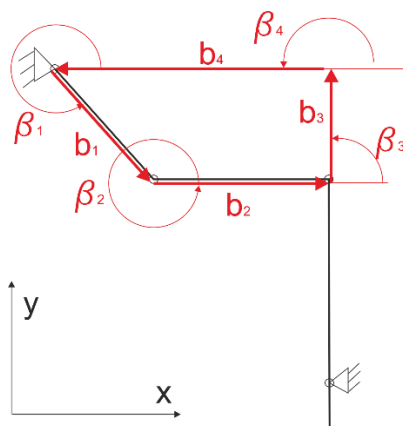
Tab. 3 – Rozměry a hmotnostní parametry



Obr. 18 – schéma ruky

5.1.3. Kinematika pilotovy ruky

Kinematika paže byla převedena do rovinné úlohy s rozměry lidské paže vypočtené v kapitole 5.1.2. Pohyb paže a předloktí byl řešen pomocí vektorové metody. Při řešení úlohy bylo přistoupeno k několika předpokladům a zjednodušením. Z důvodu malých výchylek řídicí páky pohybující se kyvně kolem své nulové/počáteční polohy, byla zanedbána změna polohy zápěstí v místě řídicí páky ve směru osy y . Další zjednodušení plyne z úchopu dlaně, tedy v kinematickém schématu působí pouze délka dlaně po těžiště. Tato délka byla připočtena k délce předloktí, kloubová vazba mezi předloktím a dlaní byla zanedbána. Posledním předpokladem bylo vodorovné umístění předloktí vůči souřadnému systému ose x .



Obr. 19 – Kinematické schéma

Pro schéma platí:

$$\underline{b_1} + \underline{b_2} + \underline{b_3} + \underline{b_4} = 0 \quad (17)$$

Do jednotlivých směrů:

$$x: b_1 \cdot \cos(\beta_1) + b_2 \cdot \cos(\beta_2) + b_3 \cdot \cos(\beta_3) + b_4 \cdot \cos(\beta_4) = 0 \quad (18)$$

$$y: b_1 \cdot \sin(\beta_1) + b_2 \cdot \sin(\beta_2) + b_3 \cdot \sin(\beta_3) + b_4 \cdot \sin(\beta_4) = 0 \quad (19)$$

Proměnné:

$$\beta_1, \quad \beta_2$$

$$b_4 = b_1 \cdot \cos(\beta_1) + b_2 \cdot \cos(\beta_2) \quad (20)$$

Konstanty

$$\beta_3, \quad \beta_4, \quad b_1, \quad b_2, \quad b_3$$

$$x: b_1 \cdot \cos(\beta_1) + b_2 \cdot \cos(\beta_2) + b_3 \cdot \cos(\beta_3) + b_4 \cdot \cos(\beta_4) = 0 \quad (21)$$

$$y: b_1 \cdot \sin(\beta_1) + b_2 \cdot \sin(\beta_2) + b_3 \cdot \sin(\beta_3) + b_4 \cdot \sin(\beta_4) = 0 \quad (22)$$

Po derivaci rovnic (18) a (19) dostaneme výraz:

$$x: -b_1 \cdot \sin(\beta_1) \cdot \dot{\beta}_1 - b_2 \cdot \sin(\beta_2) \cdot \dot{\beta}_2 - \dot{b}_4 \cdot \cos(\beta_4) = 0 \quad (23)$$

$$y: b_1 \cdot \cos(\beta_1) \cdot \dot{\beta}_1 + b_2 \cdot \cos(\beta_2) \cdot \dot{\beta}_2 + \dot{b}_4 \cdot \sin(\beta_4) = 0 \quad (24)$$

Rovnice zapsané do maticového tvaru:

$$\begin{bmatrix} -b_1 \cdot \sin(\beta_1) & -b_2 \cdot \sin(\beta_2) \\ b_1 \cdot \cos(\beta_1) & b_2 \cdot \cos(\beta_2) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\beta}_1 \\ \dot{\beta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos(\beta_4) \\ -\sin(\beta_4) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{b}_4 \\ \dot{b}_4 \end{bmatrix} \quad (25)$$

Z maticového zápisu je patrné, že soustavu rovnic nelze řešit přímo. Pro vyřešení kinematiky pilotovy ruky byla využita Newtonova iterační metoda někdy označována jako metoda tečen.

$$x_{k+4} = x_k - \frac{f(x_k)}{f'(x_k)} \quad (26)$$

Proměnné a konstanty nabývají hodnot:

$$b_1 = \text{Délka paže} \quad (27)$$

$$b_2 = \text{Délka předloktí} + x_{T\text{zápěstí}} \quad (28)$$

$$b_3 = \text{Délka paže} \cdot \sin(\beta_{1t=0}) \quad (29)$$

$$b_4 = \text{Délka paže} \cdot \cos(\beta_1) + (\text{Délka předloktí} + x_{T\text{zápěstí}}) \cdot \cos(\beta_2) \quad (30)$$

$$\beta_{1t=0} = 320^\circ$$

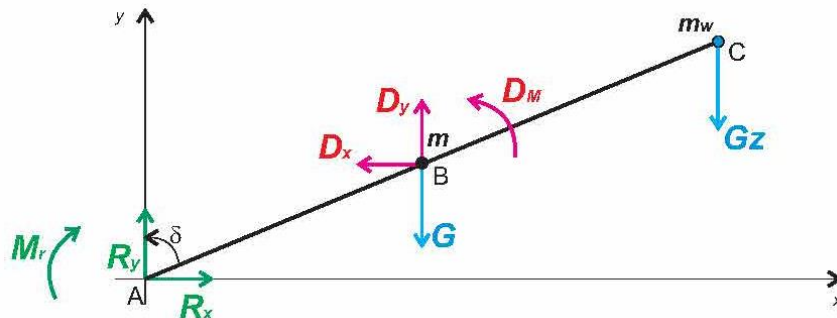
$$\beta_{2t=0} = 0^\circ$$

$$\beta_3 = 90^\circ$$

$$\beta_4 = 180^\circ$$

5.1.4. Výpočet momentu v lokti

Pro výpočet momentu v lokti byl předpokládán kvazi-statický výpočet Hillova reversního modelu. Uvolnění bylo provedeno podle publikace [28].



Obr. 20 – Schéma uvolnění v lokti dle [28]

$$D_x = R_x \quad (31)$$

$$D_y = G + G_w - R_y \quad (32)$$

$$D_M = M_r + R_y l_{AB} \sin(\delta) - R_x l_{AB} \cos(\delta) + G_z (l_{AC} - l_{AB}) \sin(\delta) \quad (33)$$

Pro výpočet momentu v lokti bylo uvažováno lokální zrychlení těžišť do směrů x, y absolutního počátku souřadného systému z Obr. 19. Pro potřeby výpočtů lokálních zrychlení bylo zapotřebí vypočíst polohy jednotlivých těžišť jako funkci času. Výpočet polohy byl proveden pomocí transformačních matic. Značení a vypočtené veličiny vychází z vektorové metody.

$$T_{01} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & x_{Tpaže} \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$T_{02} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & b_1 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$T_{23} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & x_{Tředloktí} \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$T_{24} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & b_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (37)$$

$$T_{\beta 01} = \begin{bmatrix} \cos(\beta_1) & -\sin(\beta_1) & 0 \\ \sin(\beta_1) & \cos(\beta_1) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (38)$$

$$T_{\beta 12} = \begin{bmatrix} \cos(\beta_2 - \beta_1) & -\sin(\beta_2 - \beta_1) & 0 \\ \sin(\beta_2 - \beta_1) & \cos(\beta_2 - \beta_1) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (39)$$

Pro absolutní souřadný systém platí vztahy:

Určení polohy těžiště paže:

$$r_{01} = T_{\beta 01} \cdot T_{01} \quad (40)$$

Určení polohy lokte:

$$r_{02} = T_{\beta 01} \cdot T_{02} \quad (41)$$

Určení polohy těžiště předloktí:

$$r_{03} = T_{\beta 01} \cdot T_{02} \cdot T_{\beta 12} \cdot T_{23} \quad (42)$$

Určení polohy zápěstí a těžiště zápěstí:

$$r_{04} = T_{\beta 01} \cdot T_{02} \cdot T_{\beta 12} \cdot T_{24} \quad (43)$$

Pro výpočet rychlosti a zrychlení z polohy bylo určeno numerickou derivací

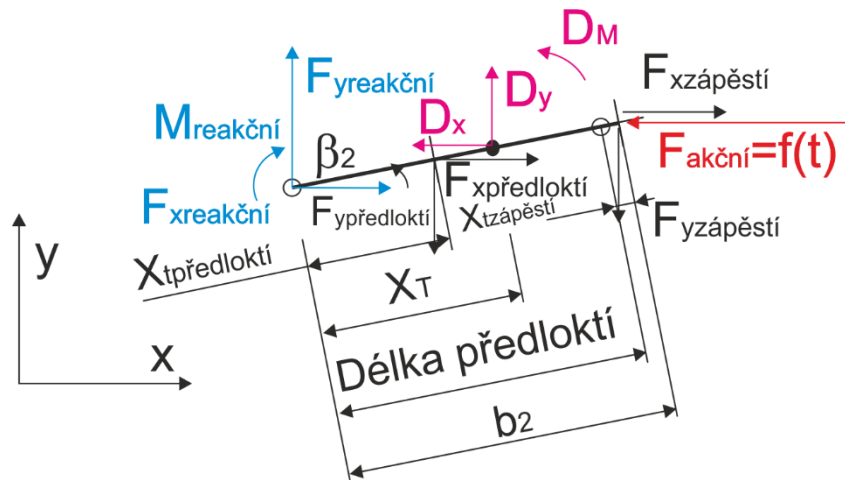
$$v_{01} = \dot{r}_{01}; \quad a_{01} = \ddot{r}_{01} \quad (44)$$

Numerická derivace byla provedena pomocí tří ekvidistantních bodů dle vztahů:

$$v_{01}(t_n) = \frac{r_{01}(t_{n+1}) - r_{01}(t_{n-1})}{2(t_{n+1} - t_n)} \quad (45)$$

$$a_{01}(t_n) = \frac{r_{01}(t_{n+1}) - 2 \cdot r_{01}(t_n) + r_{01}(t_{n-1})}{(t_{n+1} - t_n)^2} \quad (46)$$

Pro ostatní body byla první i druhá derivace vyplněna analogicky. Shodně byla vypočtena úhlová rychlost i úhlové zrychlení. Po výpočtu lokálních rychlostí a zrychlení byla paže následovně uvolněna a byly sestaveny rovnice rovnováhy. Pro uvolnění byla přijata premisa nulové svislé složky síly přenášené do řídicí páky.



Obr. 21 – Schéma uvolnění předloktí

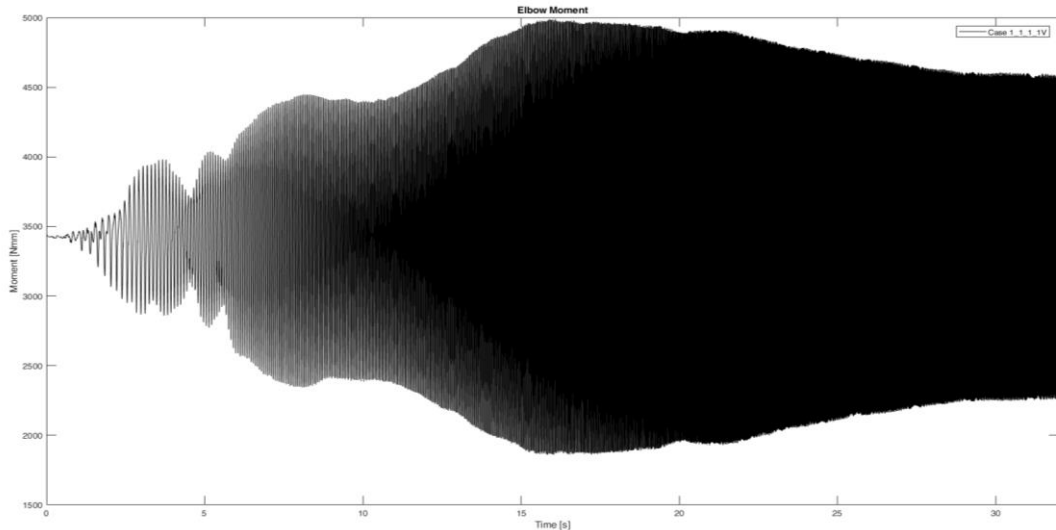
Rovnice rovnováhy poté mají tvar:

$$x: F_{xreakční}(t) = -m_{předloktí} \cdot a_{03x}(t) - m_{zápěstí} \cdot a_{04x}(t) + F_{akční}(t) \quad (47)$$

$$y: F_{yreakční}(t) = m_{předloktí} \cdot (a_{03y}(t) + g) + m_{zápěstí} \cdot (a_{04y}(t) + g) \quad (48)$$

$$\begin{aligned} M: M_{reakční}(t) + F_{yreakční}(t) \cdot x_T \cdot \cos(\beta_2(t)) - F_{xreakční}(t) \cdot x_T \\ \cdot \sin(\beta_2(t)) - (x_T - x_{Tpředloktí}) \cdot \cos(\beta_2(t)) \cdot m_{předloktí} \\ \cdot (a_{03y}(t) + g) - (x_T - x_{Tpředloktí}) \cdot \sin(\beta_2(t)) \cdot m_{předloktí} \\ \cdot a_{03x}(t) + (b_2 - x_T) \cdot \cos(\beta_2(t)) \cdot m_{zápěstí} \cdot (a_{04y}(t) + g) \\ + (b_2 - x_T) \cdot \sin(\beta_2(t)) \cdot m_{zápěstí} \cdot a_{04x}(t) + (b_2 - x_T) \\ \cdot \sin(\beta_2(t)) \cdot F_{akční}(t) \\ = \varepsilon_s(t) \\ \cdot (J_{spředloktí} + m_{předloktí} \cdot (x_T - x_{Tpředloktí})^2 + J_{szápěstí} \\ + m_{zápěstí} \cdot (b_2 - x_T)^2) \end{aligned} \quad (49)$$

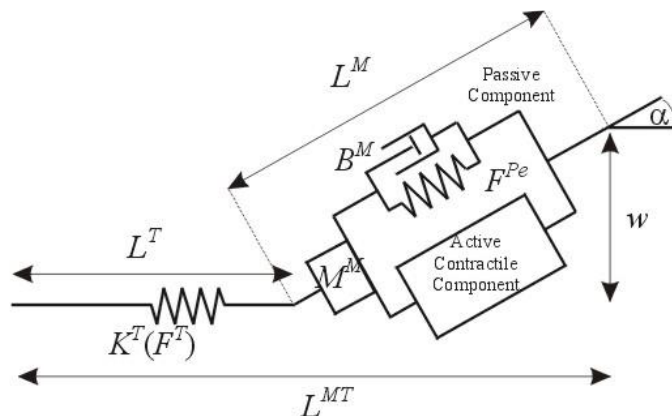
Pro výpočet svalové aktivity je důležitý moment v lokti, nikoli silové reakce. Z tohoto důvodu je zde uveden názorný výsledek $M=f(t)$ pro případ Case_1_1_1_1V: pilot 1, 1. měření, běžný úchop řídicí páky a amplituda signálu 1 V. V rovnici (49) lze zanedbat člen momentu setrvačnosti pro úhlové zrychlení nabývající malých hodnot.



Obr. 22 – Časový průběh momentu v lokti

5.2. Hillův reversní model

Hillův model je nejpoužívanějším nástrojem popisující mechanické vlastnosti šlacho-svalového komplexu. Model byl vyvinut v první polovině 20. století firmou A. V. Hill na základě experimentálního pozorování [37]. Model se skládá z aktivního kontrakčního prvku, sériové a paralelní pasivní pružiny.



Obr. 23 – Hillův model šlacho-svalového komplexu zdroj [31]

Kde maximální izometrická síla je definována jako:

$$F_0^M = \sigma \cdot PCSA \quad (50)$$

Součet fyziologických průřezů všech svalových vláken uvnitř svalu:

$$PCSA = \frac{m \cdot \cos(\alpha)}{\rho \cdot L_0^M} \quad (51)$$

$$\sigma = 31,8 \text{ N/cm}^2, \rho = 1,056 \text{ g/cm}^3$$

Celková síla svalu je dána součtem aktivních a pasivních sil:

$$F^M = F^{Pe} + F^{act} + B^M \dot{L}^M \quad (52)$$

Po úpravě:

$$F^M = F_0^M (f_v \cdot f_{La} \cdot a + f_{La}) \cdot \cos(\alpha) \quad (53)$$

$$F^M = F_0^M \frac{v_0^M - v^M}{v_0^M - c \cdot v^M} \quad (54)$$

$$F^M = F_0^M \frac{2v_0^M - b' + v^M \frac{a'}{F_0^M}}{v_0^M - b'} \quad (55)$$

$$\dot{a} = (u^2 - u \cdot a) / \tau_{nástup} + (u - a) / \tau_{úpadek} \quad (56)$$

Rovnice svalové dynamiky má tvar:

$$M^M \cdot \ddot{L}^M = F^T \cdot \cos(\alpha) - \cos^2(\alpha) \cdot (F^{act} + F^{Pe} + B^M \dot{L}^M) + \frac{M^M \cdot \dot{L}^{M^2} \cdot \tan^2(\alpha)}{L^M} \quad (57)$$

Celý výpočet svalové aktivity probíhal inverzně na základě výše zmíněných získaných dat ze siloměru a akcelerometru. Při výpočtu byl zanedbán sériový elastický prvek z důvodu očekávání velmi malé uložené energie v příčných můstcích oproti celkové energii působící ve vnějších a vnitřních částech šlach. Předpokládalo se, že sval se skládá ze dvou složek: aktivní silový generátor a paralelní pasivní součásti. Vztah mezi délkou a napětím svalu definuje (53), poměr rychlosti a napětím (54),(55) a (56) úroveň aktivity.

Využitý model je popsán v literatuře [31], [32], [33], [38]. Model loketního kloubu se skládá ze čtyř flexorů a tří extenzorů. Řešení tohoto redundantního úkolu bylo omezeno vypočteným momentem kloubu, aktivací svalů mezi 0 a 100 %. Síla svalů by měla nabývat pozitivních hodnot, protože kosterní svaly mohou vytvářet sílu pouze během kontrakce. Kloubový moment byl získán inverzní dynamickou úlohou pro předloktí s vnější silou z řídicí páky. Z literatury [28] byly vzaty parametry všech svalů, délky šlach, optimální délka svalů, fyziologická průřezová plocha PCSA a úhel zpeření. Pohyb řídicí páky byl velmi malý v závislosti na frekvenci buzení. U nízkých frekvencí se výchylka pohybovala v rozmezí ± 10 mm, u vyšších frekvencí se snižovala až na zanedbatelné výchylky. Bylo provedeno několik kontrolních výpočtů aktivací svalů s konstantním úhlem v lokti a s proměnlivým úhlem v lokti. Pro oba typy výpočtu byl předpokládán počáteční úhel v lokti 140° . Pro výpočet o konstantním úhlu v lokti byla využita shodná počáteční podmínka aplikovaná pro každý výpočtový okamžik. Změna se týkala konstantních délkových parametrů svalové tkáně. Zatím co u výpočtu s proměnným úhlem v lokti se měnila délka svalů, a tedy i změna ramen dílčích momentů, u výpočtu s konstantním úhlem v lokti tyto hodnoty byly neměnné po celou dobu výpočtu. Aktivace z výpočtu s respektováním proměnlivosti úhlu v lokti dosahovaly zanedbatelně vyšších hodnot. Z důvodu nutnosti vypočtení časového průběhu úhlu v lokti k určení reakcí v lokti, byl výpočet prováděn s předpokladem proměnného úhlu.

Svalové síly byly vypočítány technikou statické optimalizace [31]. Jako optimalizační kritérium bylo vybráno jedna ze tří následujících možností: Minimalizace

na základě druhé mocniny aktivace, minimalizace na základě svalového napětí ve třetí mocnině nebo minimalizace na základě maximální svalové aktivace ve druhé mocnině. Byla vybrána minimalizace na základě aktivační úrovně v druhé mocnině (58). Kde funkce $J = \min$ od 1 do 7 aktuátorů, které byly svázány rovnicí vazeb (59), kde r_i je moment paže i -tého svalu k loketnímu kloubu, M_{NET} je celkový loketní moment. Všechny síly ve svalech musí mít kladnou hodnotu ($F_i^M \geq 0$) neboť svaly nemohou generovat tlakové síly.

Optimalizační parametr:

$$J = \sum_{i=1}^n a_i^2 \quad (58)$$

$$M_{NET} - \sum_{i=1}^n F_i^M \times r_i = 0 \quad (59)$$

Jak je zmíněno výše v textu, při výpočtu byly zanedbány vlivy šlach, hmotnosti svalu a vliv rychlosti a zrychlení svalů. Byl proveden porovnávající výpočet mezi konstantním úhlem v lokti a proměnlivým úhlem v lokti. V této práci jsou uvedeny výsledky vypočtené s proměnlivým úhlem v lokti.

Pro výpočet aktivací a silového zapojení svalů byly použity parametry jednotlivých svalů z publikace [28]. Pro výpočty všech měřených vzorků byly využity parametry z Tab. 4. Hodnoty byly použity pro všechny piloty. Nebylo přistoupeno k proporcionalním změnám parametrů dle tělesných dispozic měřených pilotů.

Sval /parametr	PCSA [cm ²]	F ₀ ^M [N]	α ₀ [°]	L ₀ ^M [cm]	L _s ^T [cm]
Brachialis	6,60	210	1	9,0	3,9
Biceps dlouhá hlava	3,50	111	1	13,6	21,3
Biceps krátká hlava	3,20	102	1	15,0	14,3
Brachioradialis	3,60	114	2,4	16,4	10,9
Triceps mediální	6,50	207	45	6,3	12,7
Triceps dlouhá hlava	5,80	184	30	10,9	26,5
Triceps laterální	4,70	149	30	9,3	9,1

Tab. 4 – Parametry jednotlivých svalů dle [28],[29],[30]

Z hlediska skutečné změny svalových aktivací nedochází ve svalů k tak rychlým změnám. Proto byla vypočtena efektivní hodnoty z vypočtených aktivací Hillovou reversní metodou.

$$x_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N |x_n|^2} \quad (60)$$

5.3. Dílčí výsledky

Z důvodu mnoha neznámých a mnoha zjednodušení při výpočtu Hillova reversního modelu a při přípravě dat do tohoto modelu, byly hodnoty vypočtených aktivací svalů a sil ve svalech zajímavé z hlediska svého průběhu v čase, respektive

aktivace při dané frekvenci, ve své odlišnosti mezi okrajovými podmínkami měření, než jejich absolutní velikost. Z vypočtených hodnot plyne velmi rychlé vypínání a zapínání konkrétních svalů, což ve skutečnosti nenastává. Proto u vypočtených svalových aktivací byla nekauzálně vypočtena efektivní hodnota metodou klouzavého okna o velikosti 400 vzorků na každou stranu. Z tohoto důvodu lze očekávat vyšší aktivace, než byly stanovené pomocí efektivní hodnoty. Úroveň svalové aktivace lze očekávat v oblasti mezi vypočtenou efektivní hodnotou a obálkovou křivkou maximálních vypočtených aktivačních hodnot. V této práci jsou uváděny efektivní hodnoty aktivací. V případě obálkové křivky lze očekávat zvýšení úrovně aktivace svalů, avšak průběh aktivace by měl být obdobný jako průběh efektivních hodnot. K vypočteným hodnotám svalových aktivací lze poznamenat, že výpočet optimalizuje hodnoty z pohledu minimálních svalových aktivací, tento stav ve své podstatě nenastává, hlavně u okrajové podmínky pevného úchopu a reálné svalové aktivace dosahují vyšších úrovní než předpokládané z výpočtu.

Z naměřených i vypočtených dat bylo patrné, že se zvyšující se budící amplitudou se úměrně zvyšuje i svalová aktivace. Toto naměřené zvýšení bylo velmi malé a pohybující se kolem 2 % svalové aktivity daného svalu oproti nižší úrovni buzení. U vypočtených dat byl tento rozdíl patrnější, pohybující se kolem 6 % zvýšení svalové aktivace daného svalu. Naměřené svalové aktivace se pohybovaly přes celé spektrum budící frekvence na podobné úrovni. U převážné většiny vzorků pilotů bylo zjištěno obdobné zapojení svalů. Příklad zapojení svalů pro frekvenci 5 Hz viz Tab. 5. Níže jsou uvedeny grafy pro celé spektrum měřených frekvencí pro případ 6_4_1_2V, zbylé výsledky jsou uvedeny v Příloha 1. Výsledky byly publikovány [57].

Z naměřených dat vyplývá největší relativní aktivace svalu Triceps, konkrétně Triceps dlouhá hlava následovaný Triceps mediální a Triceps laterální. U těchto svalů byla citelná změna aktivací mezi jednotlivými okrajovými podmínkami z hlediska úchopu řídicí páky. Následuje zapojení svalu Brachialis, u standartního úchopu následuje Brachioradialis poté Biceps dlouhá hlava a Biceps krátká hlava. U pevného úchopu je aktivace Brachialis, Biceps dlouhá hlava, Brachioradialis a Biceps krátká hlava.

U vypočtených dat byly úrovně aktivací od 7 do 70 Hz převážně v následujícím pořadí: Biceps krátká hlava, Biceps dlouhá hlava následovaný svaly Brachialis a Brachioradialis, které mají téměř identickou aktivaci, dále Triceps laterální, Triceps dlouhá hlava a Triceps mediální ve shodném pořadí, jak pro klasický úchop, tak i pro pevný úchop.

Naměřené hodnoty svalu Brachialis pilota č.5 nebyly brány v potaz z důvodu špatného uchycení elektroodického sensoru. Vypočtené aktivace pomocí Hillova reversního modelu odpovídaly průběhu naměřené síly siloměrem umístěným v bodě 1 na řídicí páce. Vypočtené hodnoty svalových aktivací se zvyšující se frekvencí stoupají. Vypočtené rozptyly dosahovaly značných hodnot, což je způsobené metodikou výpočtu rozptylů ze všech 18 měření najednou, aniž by před tímto výpočtem bylo vypočteno průměrování na úrovni daného pilota. Dalším důsledkem velkého rozptylu bylo měření živého organismu, u kterého je problematické zajistit stejné vlastnosti pro jednotlivá měření, a tak i opakovatelnost měření. Z průběhu relativních rozdílů vyplývaly největší rozdíly v oblasti od 1 do 7 Hz u všech porovnávaných svalů. Poté se relativní rozdíly příliš neměnily. Hodnota rozdílů v této oblasti byla způsobena velkým množstvím zjednodušujících předpokladů, které vstoupily do výpočtu a jsou uvedeny výše v textu. Hodnota rozdílů v rozmezí 1-7 Hz byla pravděpodobně způsobena nelineárním chováním akcelerometrů a siloměru. Z tohoto důvodu byly grafy rozdílů vykreslené od 5 do 70 Hz.

Z porovnávání naměřených a dopočtených hodnot svalových aktivací lze říci, že ve všech případech výpočet nadhodnocuje aktivaci svalů Biceps krátká i dlouhá hlava. Aktivace svalů Brachioradialis, Brachialis a Triceps laterální se nejvíce blížila k naměřeným hodnotám. Pro standardní úchop bylo patrné nízké zapojení Tricepsů obzvláště pak Triceps dlouhá hlava. U pevného úchopu patřil největší výpočtový rozdíl Tricepsovým svalům. Tento rozdíl se značně zvětšoval v oblasti od 15 do 40 Hz.

Obě metody stanovení svalové aktivace mají své slabiny. Hillova reversní metoda byla odkázána na data ze siloměru a akcelerometru s následovným zjednodušením dopočtu dat. U případu pevného úchopu velké rozdíly mezi naměřenými a vypočtenými daty byly z důvodu nedodržení optimalizačního parametru výpočtu Hillova reversního modelu. Svaly byly aktivovány více, než je zapotřebí. Metoda měření svalové aktivace, ačkoli je to běžná metodika zjišťování svalových aktivací v lékařské praxi, má nevýhodu nepřímého měření svalové aktivace, která se měří až na povrchu kůže, nikoli přímo v požadovaném svalu. V případě využití jiného optimalizačního parametru lze očekávat mírné změny v rozdělení svalových aktivací. Tato změna by byla očekávána hlavně při využití optimalizace minimalizace svalového napětí viz [31].

V případě pokračování výzkumu se stejným, či podobným zaměřením a sledováním aktivací jednotlivých svalů, autor doporučuje sledovat také aktivaci svalů Palmaris longus, jehož aktivace může pomoci snadněji identifikovat způsob úchopu řídicí páky pilotem. Dále by bylo vhodné rozšířit počet testovaných pilotů.

Vzhledem k velkému rozdílu a rozptylu hodnot výsledků získaných měřeními a výpočtem se rozhodl autor textu nevyužít získaná data pro identifikaci modelu pilotovy ruky metodou stavového systému. Pro sestavení modelu pilotovy ruky byla využita pouze data získaná ze siloměru a akcelerometru.

Aktivace jednotlivých svalů pilot 6 frekvence 5Hz v [%]							
<i>Naměřeno</i> <i>Vypočteno</i>	6_4_1_1V	6_4_1_2V	6_4_1_3V	6_4_2_1V	6_4_2_2V	6_4_2_3V	
BRD	$3,03 \pm 1,70$ $4,44 \pm 1,75$	$3,00 \pm 1,66$ $5,02 \pm 1,67$	$3,00 \pm 1,66$ $5,02 \pm 1,67$	$4,30 \pm 2,05$ $4,40 \pm 1,74$	$5,03 \pm 2,65$ $4,75 \pm 1,57$	$5,94 \pm 4,37$ $5,20 \pm 1,48$	
BRA	$5,08 \pm 2,05$ $4,76 \pm 1,87$	$5,27 \pm 2,21$ $5,55 \pm 1,85$	$5,27 \pm 2,21$ $5,55 \pm 1,85$	$7,11 \pm 4,40$ $4,69 \pm 1,83$	$7,44 \pm 5,04$ $5,19 \pm 1,69$	$8,31 \pm 6,59$ $5,86 \pm 1,67$	
BcB	$1,86 \pm 0,78$ $7,38 \pm 2,91$	$1,86 \pm 0,78$ $7,38 \pm 2,91$	$1,91 \pm 0,81$ $9,56 \pm 2,89$	$3,05 \pm 2,24$ $7,31 \pm 2,88$	$4,92 \pm 5,69$ $7,90 \pm 2,61$	$4,28 \pm 4,18$ $8,68 \pm 2,47$	
BcL	$2,45 \pm 1,79$ $8,15 \pm 3,22$	$2,45 \pm 1,82$ $9,24 \pm 3,08$	$2,45 \pm 1,82$ $9,24 \pm 3,08$	$2,54 \pm 1,91$ $10,56 \pm 3,20$	$7,02 \pm 9,42$ $8,73 \pm 2,88$	$6,02 \pm 6,82$ $9,59 \pm 2,72$	
TRmed	$17,06 \pm 6,09$ $0,07 \pm 0,10$	$17,49 \pm 6,24$ $1,12 \pm 0,40$	$17,65 \pm 6,53$ $2,54 \pm 0,32$	$18,44 \pm 5,85$ $0,05 \pm 0,08$	$18,99 \pm 6,69$ $0,49 \pm 0,43$	$20,10 \pm 6,98$ $1,32 \pm 0,60$	
TRlat	$14,30 \pm 6,59$ $0,14 \pm 0,20$	$14,36 \pm 6,99$ $2,44 \pm 0,84$	$14,28 \pm 7,11$ $5,74 \pm 0,66$	$15,85 \pm 6,33$ $0,09 \pm 0,17$	$16,32 \pm 5,61$ $1,04 \pm 0,91$	$17,42 \pm 5,59$ $2,93 \pm 1,30$	
TRlong	$16,45 \pm 10,43$ $0,08 \pm 0,11$	$17,92 \pm 9,73$ $1,36 \pm 0,48$	$20,05 \pm 9,16$ $3,11 \pm 0,38$	$29,00 \pm 10,63$ $0,06 \pm 0,10$	$30,59 \pm 14,39$ $0,59 \pm 0,51$	$31,54 \pm 12,01$ $1,61 \pm 0,72$	

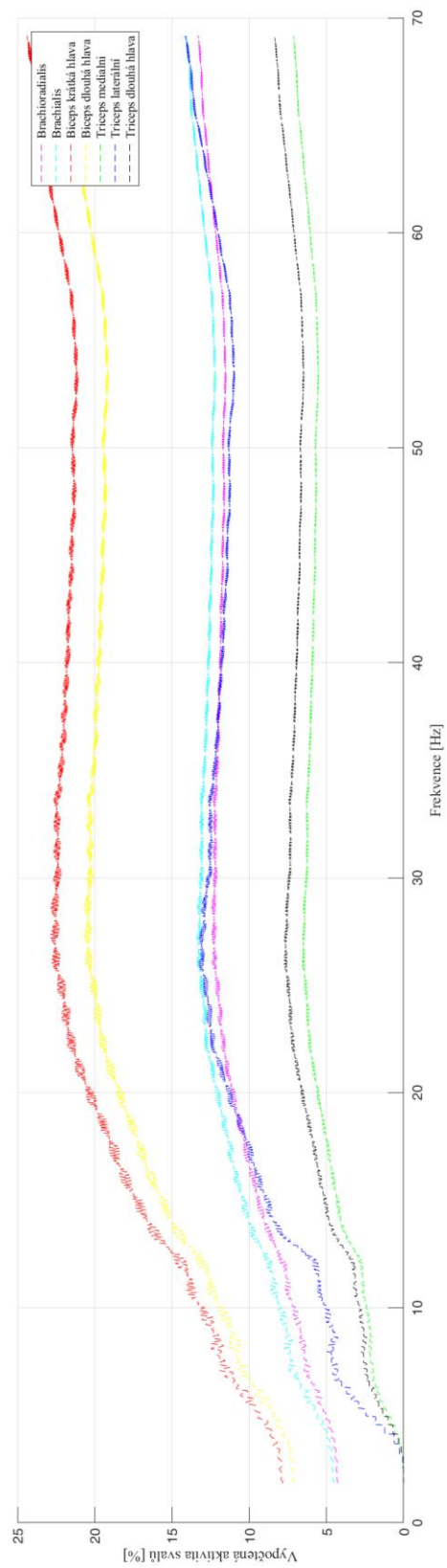
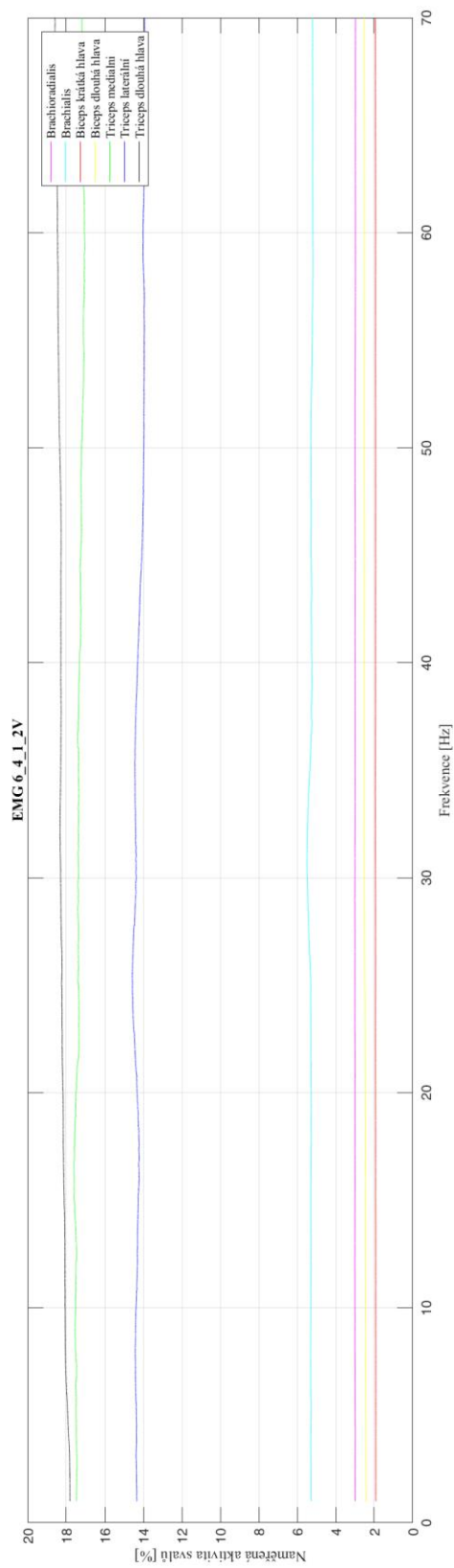
Tab. 5 – Aktivace svalů průměrovaný pilot 5Hz s rozptyly

Relativní rozdíl aktivace jednotlivých svalů pilot 6 frekvence 5Hz v [%]						
	6_4_1_1V	6_4_1_2V	6_4_1_3V	6_4_2_1V	6_4_2_2V	6_4_2_3V
BRD	-31,75	-40,24	-49,40	-2,27	5,89	14,23
BRA	6,72	-5,05	-17,83	51,60	43,35	41,81
BcB	-74,80	-77,03	-80,02	58,28	-37,72	-50,69
BcL	-69,94	-73,48	-75,95	-39,41	-19,59	-37,23
TRmed	24271,43	1461,60	594,88	36780,00	3775,51	1422,73
TRlat	10114,29	488,52	148,78	17511,11	1469,23	494,54
TRlong	20462,50	1217,65	544,69	48233,33	5084,75	1859,01

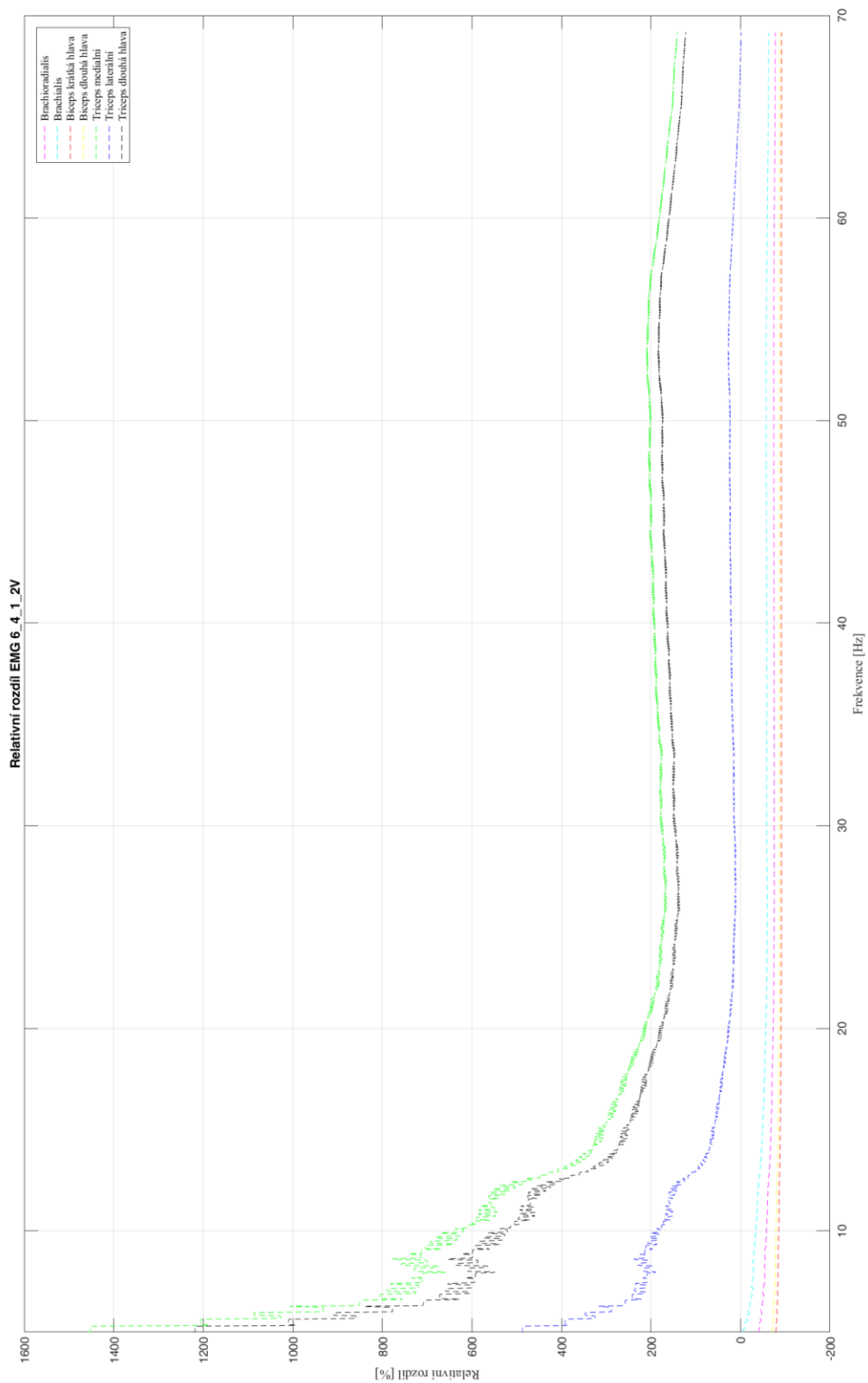
Tab. 6 – Relativní rozdíl aktivace svalů průměrovaný pilot 5Hz

Absolutní rozdíl aktivace jednotlivých svalů pilot 6 frekvence 5Hz v [%]						
	6_4_1_1V	6_4_1_2V	6_4_1_3V	6_4_2_1V	6_4_2_2V	6_4_2_3V
BRD	-1,41	-2,02	-2,83	-0,10	0,28	0,74
BRA	0,32	-0,28	-1,15	2,42	2,25	2,45
BcB	-5,52	-6,44	-7,65	-4,26	-2,98	-4,40
BcL	-5,70	-6,79	-8,02	-3,18	-1,71	-3,57
TRmed	16,99	16,37	15,11	18,39	18,50	18,78
TRlat	14,16	11,92	8,54	15,76	15,28	14,49
TRlong	16,37	16,56	16,94	28,94	30,00	29,93

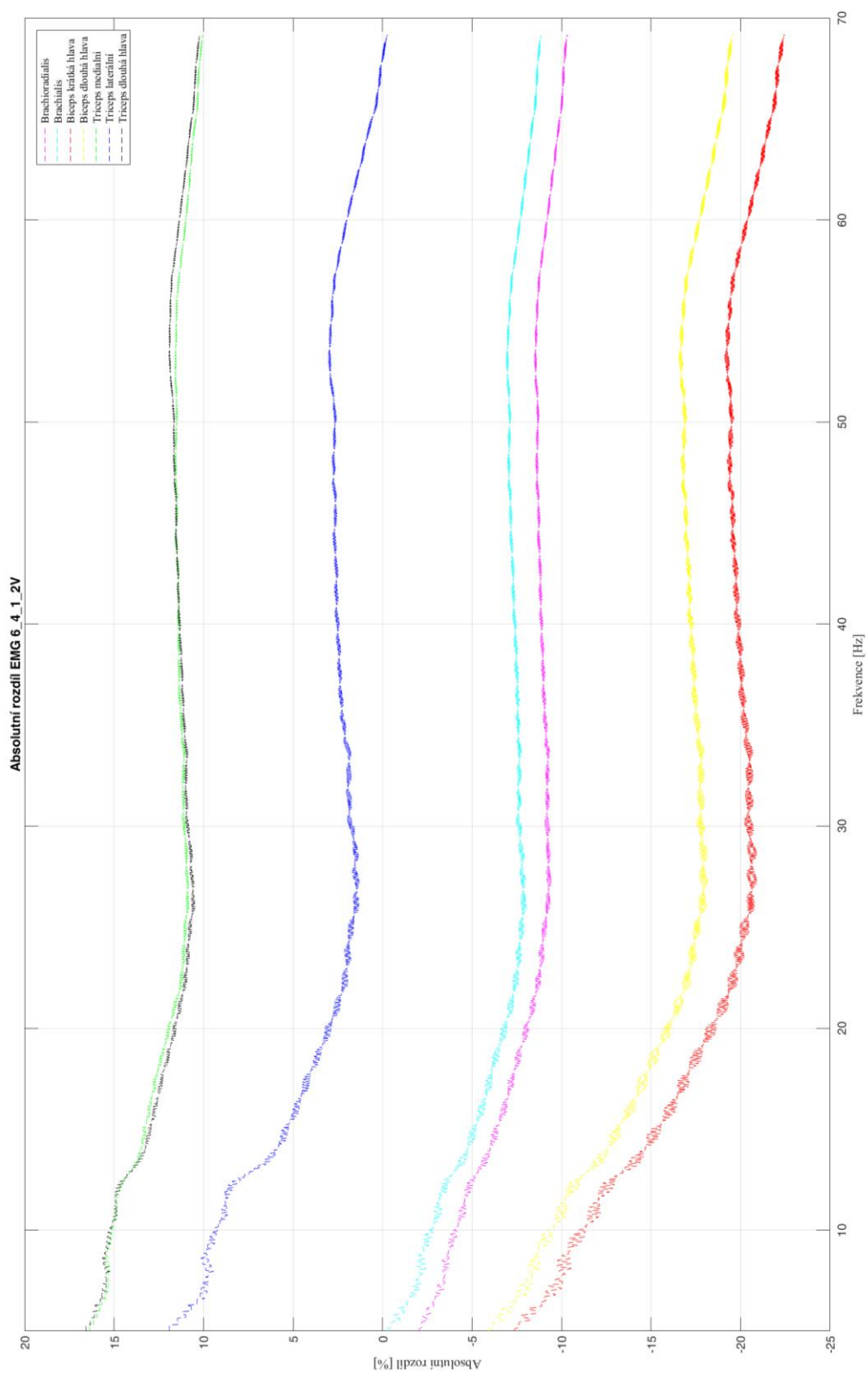
Tab. 7 – Absolutní rozdíl aktivace svalů průměrovaný pilot 5Hz



Obr. 24 – Rozppty svalové aktivity naměřené a vypočtené, případ 6_4_1_2V



Obr. 25 – Relativní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_1_2V



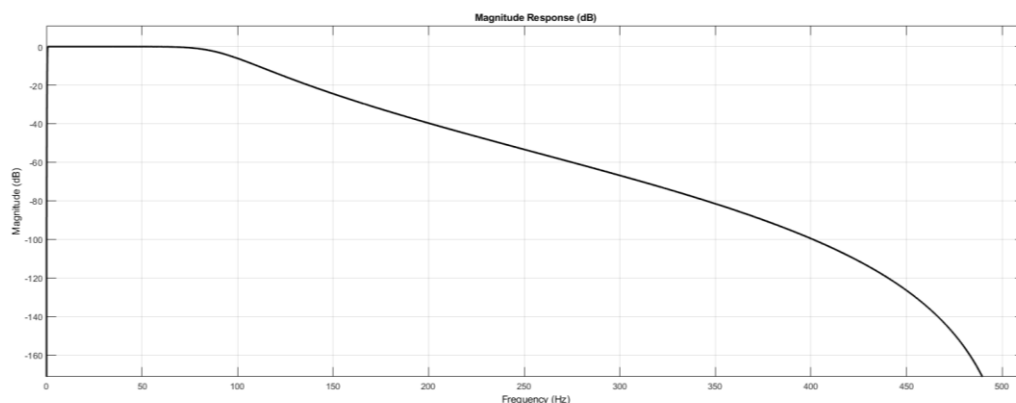
Obr. 26 – Absolutní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_1_2V

6. Vnější popis pilota

6.1. Příprava dat

Pro vnější popis frekvenčních vlastností pilota bylo přistoupeno k opětovnému měření vlastností pilota. Důvodem přeměření bylo získání odezvových parametrů s vyšší vypovídající hodnotou za použití průměrování při měření. Při měření bylo nastaveno průměrování s 66,6% překrytím. Počet překrytých vzorků bylo 12, bez překrytí 5. Pro následovný výpočet byla použita naměřená a zaznamenaná data ze siloměru a akcelerometru pozice 1. viz Obr. 12 a Obr. 13.

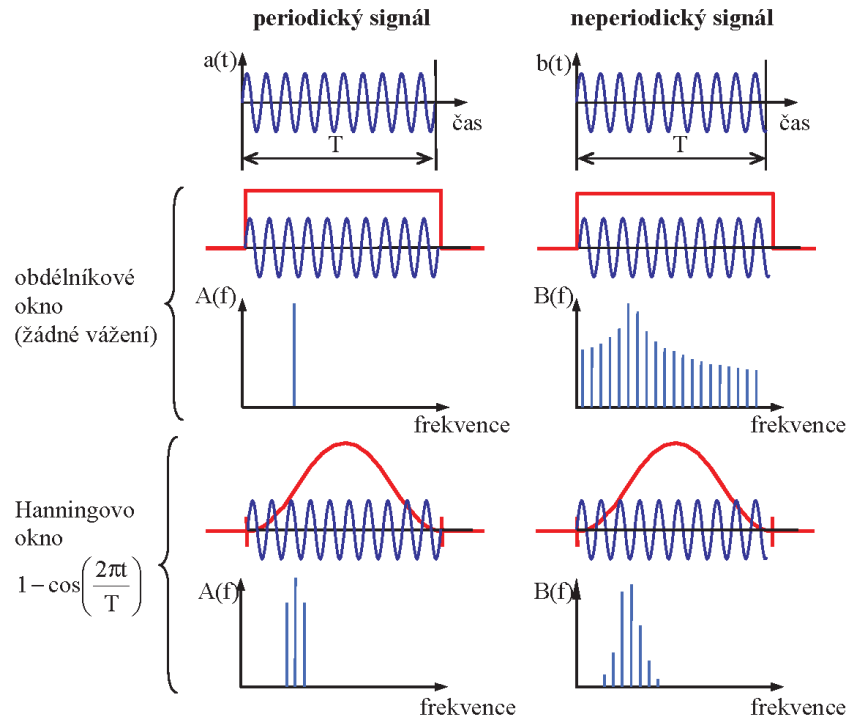
Vstupním parametrem systému byla brána síla na siloměru $F=f(t)$, výstupním parametrem bylo zrychlení $a=f(t)$. Naměřené signály byly před sestavením stavového modelu filtrovány nekauzálním filtrem typu IIR z důvodu odstranění stejnosměrné složky a vysokofrekvenčního šumu v naměřeném vzorku. Dle [54] mají tyto filtry nekonečnou impulsní odezvu. Mezi jejich hlavní výhody patří malý řád přenosové funkce, poměrně malé zpoždění při zpracování vstupního vzorku, nízké zatížení výpočetní techniky při výpočtech koeficientů filtru a stavových proměnných. Mezi nevýhody tohoto typu filtrů patří občasné potíže s jejich stabilitou, při jejichž kauzálním využití se mění nelineárně v celém rozsahu jejich fázová kmitočtová charakteristika, což lze eliminovat nekauzálním využitím filtru. Pro filtraci byl vybrán filtr pásmové propusti IIR typu Butterworth 6 řádu, mezních frekvencí 0,5 až 75 Hz, vzorkovací frekvence byla 1024 Hz. Veškerá filtrace naměřených dat probíhala v postprocesu, proto bylo vhodné využití nekauzálních filtrů, mezi jejichž výhody patří nulové fázové zpoždění filtrovaného signálu.



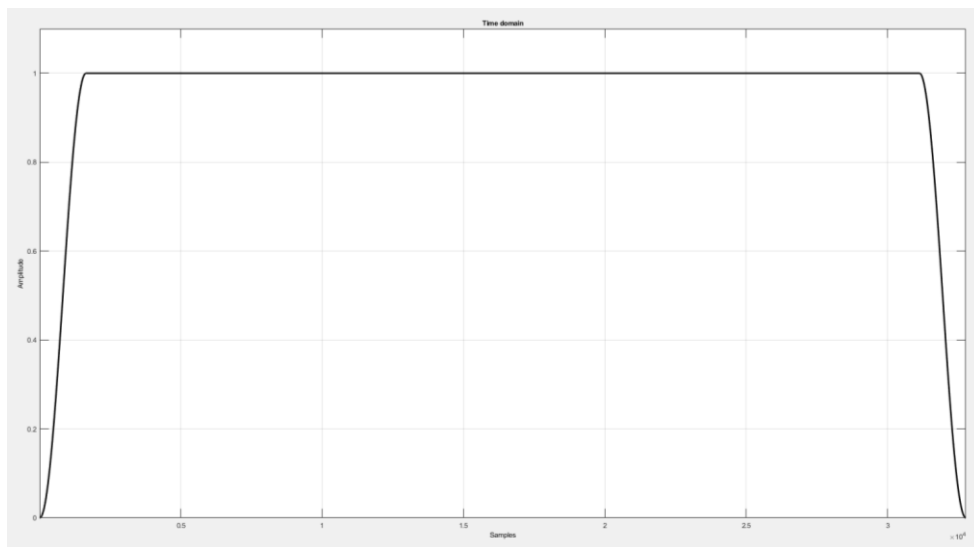
Obr. 27 – Butterworthův filtr 6. řádu typu bandpass, s pásmem propustnosti 0,5-75 Hz

Následně probíhala úprava vzorku z důvodu eliminace chyby únikem tzv. leakage. Chyba únikem [42], [44] je způsobena nutností použití časového vzorku o konečné délce za předpokladu periodicity naměřených dat. Platí i nutnost zajištění periodicity začátku a konce vzorku signálu. Pokud tato podmínka není splněna, dochází k nespojitosti na konci vzorku. Při převodu do frekvenční domény je výsledkem spektrum, ve kterém není identifikována pouze frekvence, kterou má původní časový signál, ale frekvence unikne a rozprostře se i do okolních spektrálních čar blízkých skutečné frekvenci. Při provádění měření je splnění předpokladu spojitosti signálu téměř nemožné, jedna z možností, jak tento předpoklad splnit je použití tzv. okénkování na naměřený vzorek. Tato úprava poměrově změní naměřené hodnoty dle váhové funkce okna, konec a začátek signálu dosahuje hodnot rovných 0.

V tomto případě byl přefiltrovaný naměřený signál upraven spojitou váhovou funkcí typu Tukey [52] s nastaveným přechodovým parametrem 0,1 a délkou okna odpovídající délce naměřeného signálu.



Obr. 28 – Periodicita signálu, využití váhové funkce s vlivem na chybu únikem zdroj [44]



Obr. 29 – Tukey okno, přechodový parametr 0,1

Pro výpočet frekvenční přenosové funkce bylo nutné naměřené signály převést z časového spektra do frekvenčního. Tento převod provádí rychlá fourierová transformace pomocí dělení časových úseků do sinusových frekvenčních oscilací. Kde každá oscilace má svojí frekvenci a amplitudu. Takto identifikovaný signál se poté zaznamenává již ve frekvenční doméně. Ve frekvenční doméně bylo provedeno průměrování naměřených dat pro výpočet jednotlivých pilotů.

Převod vzorku $X=f(t)$ pomocí fft na $Y=f(f)$, [40], [41]:

$$Y(k) = \sum_{j=1}^n X(j) W_n^{(j-1)(k-1)} \quad (61)$$

$$X(j) = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n Y(k) W_n^{-(j-1)(k-1)} \quad (62)$$

$$W_n = e^{-2\pi i/n} \quad (63)$$

Výpočet frekvenční přenosové funkce ve tvaru inertance [42]:

$$H(f) = \frac{\text{výstup}}{\text{vstup}} \quad (64)$$

$$H(f) = \frac{\text{Zrychlení}}{\text{Síla}} \quad (65)$$

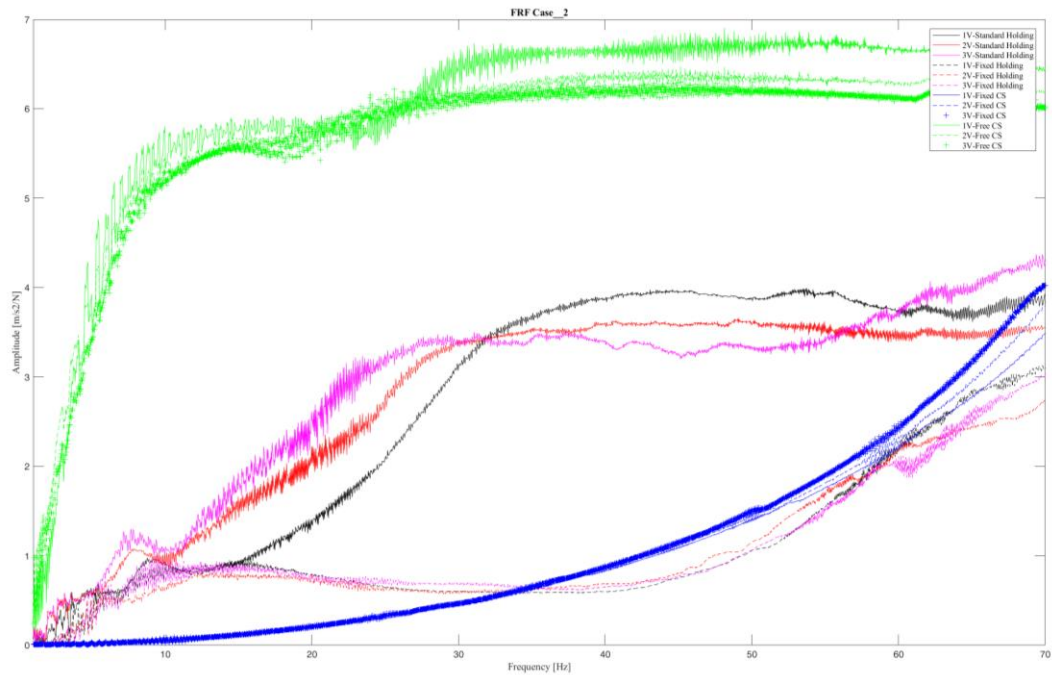
$$H_1(f) = \frac{G_{AB}(f)}{G_{AA}(f)} \quad (66)$$

Příčemž $G_{AA}(f)$ a $G_{AB}(f)$ jsou jednostranná autospektra a vzájemná spektra.

Funkce koherence [42]:

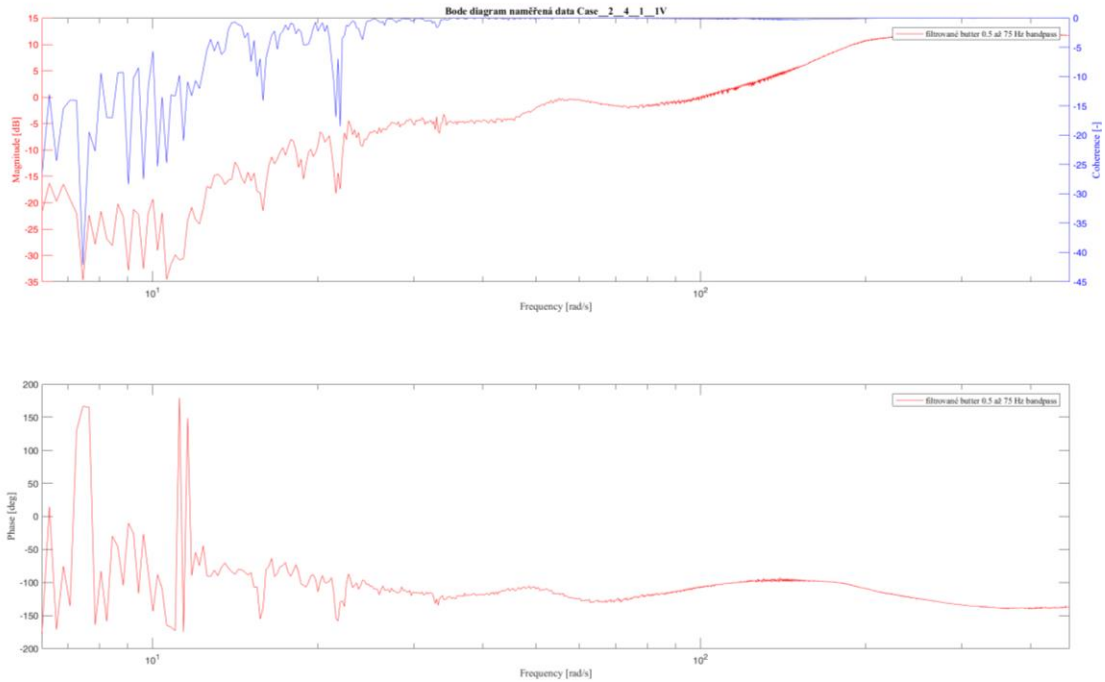
$$\gamma^2(f) = \frac{|G_{AB}(f)|^2}{G_{AA}(f) \cdot G_{BB}(f)} \quad (67)$$

Pro všechny typy měření byly vypočtené přenosové funkce a fázové charakteristiky. Tyto parametry sloužily jako vstupní data pro sestavování modelu stavového systému. Před sestavování stavových modelů na naměřená data s pilotem byla funkce stavového modelu 2. řádu ověřena na volné řídicí páce bez pilota.



Obr. 30 – Naměřené frekvenční charakteristiky pilota č.2

Z naměřených dat byl patrný rozdíl v přenosových funkcích u změny amplitudy budícího signálu u standartního úchopu. Tento rozdíl byl již zanedbatelný u pevného úchopu pilota. Rozdíl v přenosových funkcích mezi standartním a pevným úchopem byl značný. V Obr. 30 je patrná změna v chování systému cca od 10 Hz až do 70 Hz. Dále z Obr. 30 je patrné, že u vyšších frekvencí se vlastnosti systému s různými okrajovými podmínkami sobě blíží. Lze předpokládat v oblasti okolo 80 Hz shodné chování systému bez závislosti na okrajových podmínkách způsobu úchopu. Tato charakteristika byla podpořena výsledky z vypočtené svalové aktivity. Zeleně značené jsou naměřené přenosové funkce volné řídicí páky za různých amplitud buzení. Modře značené jsou přenosové funkce blokované řídicí páky. Blokace byla provedena pomocí textilních stahovacích pasů obdobně, jako se provádí při pozemních frekvenčních zkouškách malých sportovních letounů. Fyzikálně se jedná o frekvenční přeladění systému pomocí přídavné nehmotné pružiny. Z výše uvedených přenosových funkcí měřeného pilota je dále patrné kromě rozdílu podle úrovně buzení také to, že standartní pilotův úchop se nachází zhruba v polovině oblasti mezi hranicí volné a blokované řídicí páky. Druhý případ držení řídicí páky, snaha o potlačení kmitání páky, leží přenosové funkce u dvou vzorků pilotů (č. 2 a č. 5) výrazně za hranicí blokované řídicí páky. U pilota č. 1 přenosová funkce jde po hranici oblasti v rozmezí 50 až 60 Hz. Piloti č. 3 a 4 nedosahují hranice stanovené blokovanou řídicí pákou.



Obr. 31 – Frekvenční a fázová charakteristika, koherence případ pilot č. 2, standartní úchop, amplituda signálu 1V

6.2. Stavový model systému

Pilot a jeho ruka je nelineární systém, jehož vnitřní strukturu je velmi nesnadné určit ve formě fyzikálního modelu. V žádném případě nelze použít modely užívané v modální analýze, které jsou lineární a tlumení je proporcionální. Nicméně v malém rozsahu pohybů v rámci zkoumání vibračního chování se ukázalo, že je možné naměřená data dobře interpretovat pomocí lineárního stavového popisu [51].

Byla využita naměřená data z bodu 1 viz Obr. 12. Jednalo se tedy o systém typu SISO. Pro sestavení stavových systémů byli využiti všichni piloti včetně průměrného pilota. Výpočet průměrného pilota z naměřených dat probíhal ve frekvenční doméně po výpočtu rychlé fourierové transformace ze zaznamenaných signálů všech měřených vzorků. Jednalo se tedy o zprůměrování 60 záznamů ve frekvenční doméně popisující vlastnosti pěti měřených vzorků při shodných okrajových podmínkách.

Směrodatná odchylka naměřených dat byla vypočtena na základě rovnic (68) a (69). N značí počet vzorků, A_i je i -tý prvek vektoru μ je průměrná hodnota vektoru. Bylo vybráno rozložení 1σ tedy zastoupení 68,27 %. Stavový model byl sestaven na naměřené hodnoty pilotů a na zprůměrovaného pilota a na vypočtené směrodatné odchylky.

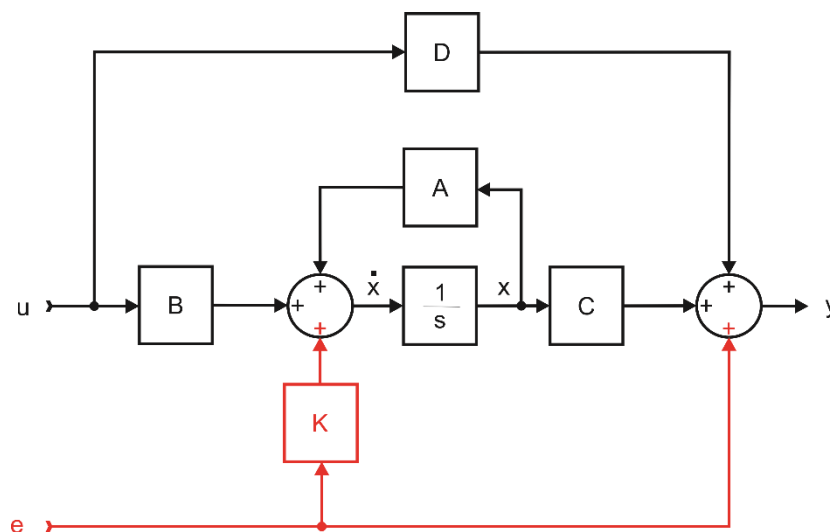
$$S = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N |A_i - \mu|^2} \quad (68)$$

$$\mu = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N A_i \quad (69)$$

Pro popis vlastností pilota byl využit stavový model 2 až 20 řádu, přičemž daný řád byl porovnáván s naměřenou frekvenční a fázovou charakteristikou. Pro výpočet prvků v maticích modelu stavového systému byl využit program Matlab a funkce `n4sid`. Sestavování modelů probíhalo pomocí třech možností. Vstupní data ve frekvenční doméně, vstupní data v časové doméně s nenulovou maticí vztahu mezi vstupy do systému a výstupy Obr. 32 a vstupní data v časové doméně bez matice vztahu mezi vstupy do systému a výstupy Obr. 32 vyznačeno černě. Nastavení výpočtu stavového modelu bylo následovné. Počáteční stav systému byl nastaven na hodnotu Auto. Dopředná a zpětná predikce byla určována na základě Akaikeho informačního kritéria [52] pro výpočet počtu minulých výstupů a minulých vstupů. Zadána byla vynucená stabilita modelu. Nastavení zaměření modelu na simulaci bylo vhodné pro simulaci modelové odezvy s aktuálními vstupy. Nastavení vzorkovacího času $9,765 \cdot 10^{-4}$ vycházelo ze vzorkovací frekvence při provádění experimentu 1024 Hz. Byla zvolena "volná" metoda výpočtu znamenající, že stavová matice vnitřních vazeb A, matice vazby na vstupu B a matice výstupu na stav C byly odhadnuty. Bylo zadáno řešení matice vazby vstupu na výstup D. Dále bylo zadáno neřešení šumové komponenty matice K, která měla nastavené nulové hodnoty. Vzhledem k neznalosti zpoždění odezvy systému na vstup a jeho možnou proměnlivost byl výpočet nastaven, jako pro systém bez zpoždění.

$$dx(t) = Ax(t) + Bu(t) + Ke(t) \quad (70)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t) + e(t) \quad (71)$$



Obr. 32 – Blokový diagram stavového modelu

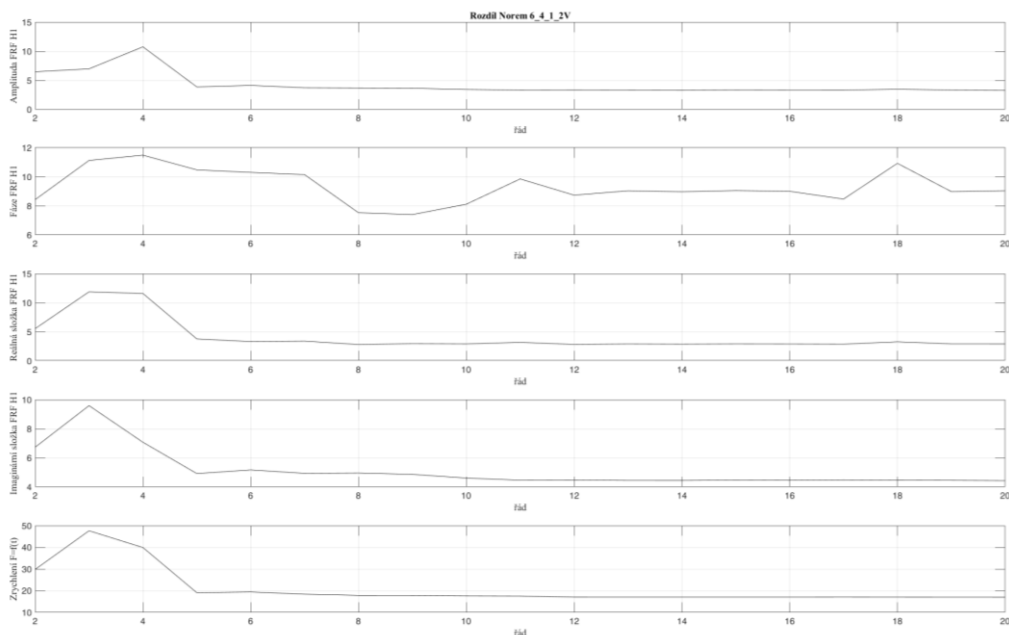
Po vypočtení daných řádů modelů stavových systémů jednotlivými metodami a po porovnání s naměřenými daty, byla stanovena metoda vstupních dat v časové doméně bez matice K, jako nejvhodnější přístup k sestavení modelu stavového systému, který dával nejbližší výsledky vzhledem k naměřeným datům. Vhodný model byl určen na základě Euklidovy normy metodou nejmenších čtverců [52]. Porovnávány byly funkce Magnitudy $[m/s^2/N]$, fáze $[rad]$, reálná a imaginární složka $[m/s^2/N]$ ve frekvenční doméně a dále zrychlení $[m/s^2]$ v časové doméně. Výsledný řád modelu byl určen na základě součtu výše uvedených norem a bylo určeno minimum součtu.

$$\|v\| = \sqrt{\sum_{k=1}^N |v_{k\text{nameřené}} - v_{k\text{vypočtené}}|^2} \quad (72)$$

Příklad rozdílu norem pro řád stavového modelu od 2 do 20 případ 6_4_1_2V je uveden v Tab. 8. Rozdíly norem pro případy průměrného pilota včetně grafů jsou uvedeny v Příloha 3.

Případ 6_4_1_2V					
Řád	Hodnota rozdílu Euklidové normy				
	Amplituda [m/s ² /N]	Fáze [rad]	Reálná složka [m/s ² /N]	Imaginární složka [m/s ² /N]	Zrychlení [m/s ²]
2	6,46	8,43	5,54	6,73	29,81
3	6,97	11,12	11,88	9,59	47,63
4	10,75	11,49	11,59	7,07	39,90
5	3,86	10,48	3,78	4,91	19,08
6	4,12	10,30	3,32	5,16	19,42
7	3,71	10,15	3,40	4,93	18,40
8	3,67	7,53	2,82	4,95	17,86
9	3,63	7,40	2,96	4,86	17,83
10	3,42	8,11	2,92	4,60	17,61
11	3,31	9,85	3,18	4,46	17,62
12	3,33	8,73	2,84	4,47	17,07
13	3,31	9,03	2,92	4,44	17,06
14	3,29	8,97	2,88	4,44	17,06
15	3,34	9,05	2,93	4,46	17,06
16	3,32	9,00	2,91	4,45	17,06
17	3,31	8,46	2,88	4,48	17,08
18	3,46	10,92	3,28	4,46	17,06
19	3,32	8,98	2,93	4,45	17,04
20	3,27	9,04	2,92	4,43	17,03

Tab. 8 – Rozdíl norem pro případ 6_4_1_2V



Obr. 33 – Rozdíl norem dle jednotlivých kritérií, případ 6_4_1_2V

Výsledný řád stavového systému pro daná měření napříč všemi vzorky vypočtené na základě výše uvedeného kritéria viz Tab. 9.

Řád	4_1_1V	4_1_2V	4_1_3V	4_2_1V	4_2_2V	4_2_3V
Pilot 1	17	20	16	12	16	19
Pilot 2	20	19	17	13	16	11
Pilot 3	13	11	19	20	17	20
Pilot 4	14	16	20	19	7	19
Pilot 5	17	17	15	4	10	16
Pilot 6	18	17	10	9	20	16

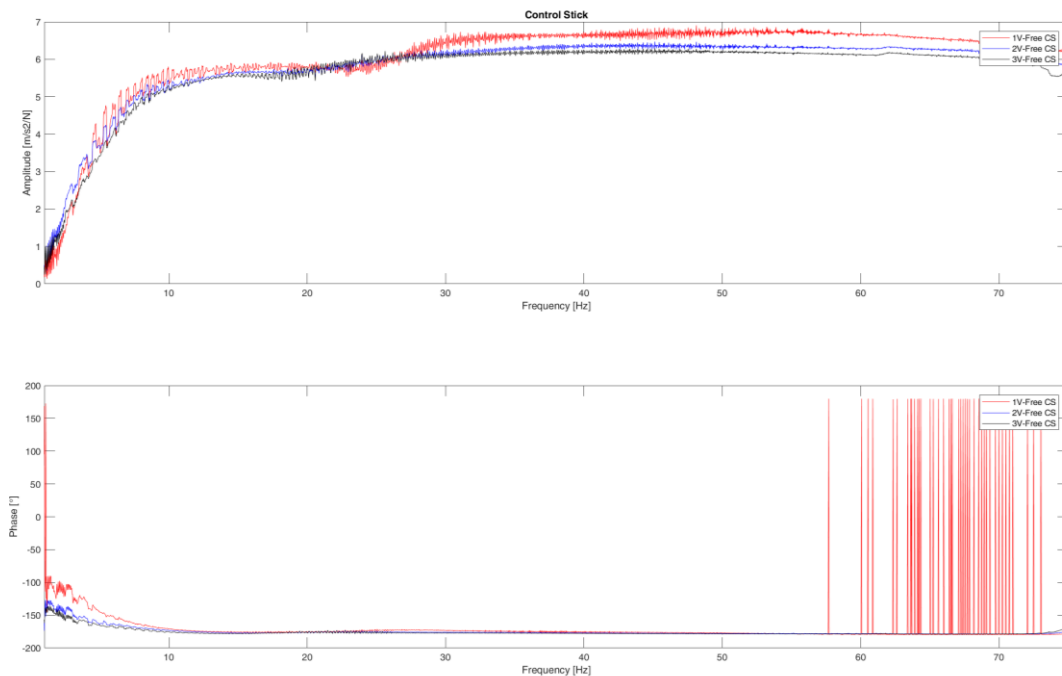
Tab. 9 – výsledný řád s minimální chybou

Z Tab. 9 je patrné, že rozdíly norem dosahují minimálních hodnot převážně mezi 16 až 20 řádem. Z průběhů změn rozdílů norem je však patrná minimální změna od 6 řádu. Viz Tab. 24 až Tab. 29 respektive Obr. 75 až Obr. 80 – Rozdíl norem dle jednotlivých kritérií, případ 6_4_2_3V Obr. 80. Dalším důležitým kritériem výběru řádu stavového systému, byla jeho stabilita. Stabilita systému je definována následovně. Lineární spojité časově invariantní systém je stabilní tehdy, pokud všechny kořeny charakteristického polynomu přenosu systému leží v levé polorovině Gaussovy komplexní roviny. Pro popis systému byl vybrán z výše uvedených důvodů jednotný 12 řád pro všechny okrajové podmínky. Pokud systém 12 řádu nebyl stabilní, byl vybrán stabilní model nejbližšího řádu.

Sestavování stavového modelu na horní a dolní mez směrodatné odchylky probíhalo jiným způsobem. Vzhledem k určení směrodatné odchylky z přenosových funkcí typu H1, bylo zapotřebí stanovit stavový model přímo z frekvenční přenosové funkce ve frekvenční doméně, nikoli z časových záznamů siloměru a akcelerometru jako v předchozím případě. Pro tuto potřebu byla využita funkce idfrd [52], která z přenosové funkce identifikuje systém. Pro sestavení stavového modelu z identifikovaného systému

byla využita funkce ssest [52]. Nastavení funkce bylo obdobné jako u předchozího případu. Jediný rozdíl byl v nastavení spojitého modelu. Řád nebyl vyhodnocován ručně, ale byl zadán v řešení jako nejlepší. I přes veškerou snahu získat reprezentativní stavové modely rozptylů pro jednotlivé okrajové podmínky, nepopisují tyto sestavené modely dostatečně přesně průběhy rozptylů frekvenčních přenosových funkcí pro dané okrajové podmínky, viz Příloha 4 a Příloha 5. Z těchto důvodů byli k systému trasy řízení připojeni jednotlivě všichni analyzovaní piloti, nikoli průměrný pilot a jeho rozptyl.

Dle výše uvedeného schématu Obr. 15 byl sestavený stavový systém popisem jak pilotovy ruky, tak i popisem řídicí páky. Vlastnosti řídicí páky byly částečně popsány v kapitole 4.6. Na Obr. 34 jsou vykreslené tři přenosové funkce řídicí páky ve formě amplitudy a fáze. Řídicí páka byla buzena funkcí logaritmického rozmítaného sinu o třech amplitudách. Z přenosových funkcí bylo patrné, že se jednalo o lineární systém, který byl ve sledované oblasti absolutně tuhý.



Obr. 34- Přenosová funkce řídicí páky ve tvaru HI

Přenosové funkce získané buzením o amplitudě 2 V a 3 V měly shodný průběh. Pro buzení o amplitudě 1 V v oblasti 28 Hz nastalo zvýšení amplitudy způsobené neznámou příčinou. Pravděpodobně se jednalo o vliv kmitání kabelu snímače. Náběh přenosové funkce v oblasti 1-10 Hz byl způsoben nelinearitami v systému a měřících snímačů. Po odstranění těchto informací bylo možné stanovit redukovanou hmotnost řídicí páky jako průměrnou hodnotu přenosových funkcí 2V a 3V v oblasti 10-75 Hz. Redukovaná hmotnost nabývala hodnoty $5,75 \text{ kg}^{-1}$.

Hmotnost řídicí páky dosahovala uvedených hodnot v kapitole 4.6, dle Obr. 34 vykazovala ve sledovaném frekvenčním rozsahu vlastnosti tuhého tělesa. Vůči hmotnosti lidské ruky uvedených v Tab. 3 byla její hmotnost minimální. Vliv řídicí páky na měřený systém byl minimální, její vliv v dalším postupu byl zanedbán, stejně jako v kapitole 5.1. V případě nutnosti oddělení vlastností řídicí páky a vlastností ruky pilota, by se redukovaná hmotnost odečetla od hodnoty matice D ve stavovém popisu systému.

Pro další potřeby modelu je zapotřebí mít stavový popis inverzně sestavený. U systému SISO je možné sestavit stavový popis na záměně vstupu za výstup a opačně, nebo lze již sestavený identifikovaný popis invertovat následujícím způsobem za použití rovnic (73),(74) dle publikace [43]. Z takto modifikovaných matic se sestaví inverzní model stavového systému.

$$u(t) = -D^{-1}Cx(t) + D^{-1}y(t) \quad (73)$$

$$dx(t) = Ax(t) + B(-D^{-1}Cx(t) + D^{-1}y(t)) \quad (74)$$

$$D^* = D^{-1} \quad (75)$$

$$C^* = -D^{-1}C \quad (76)$$

$$B^* = BD^{-1} \quad (77)$$

$$A^* = A - BD^{-1}C \quad (78)$$

Přenosové funkce 12 řádu průměrného pilota jsou zobrazeny v Příloha 4. V porovnání s okrajovou podmínkou volné řídicí páky a blokové řídicí páky jsou zobrazeny v Příloha 5.

Při řešení inverze stanovených systémů 12. řádu se vyskytl problém se stabilitou těchto modelů. Proto bylo přistoupeno ke snižování řádů daných modelů tak, aby splnily tento požadavek. Použité řády stavových popisů po inverzi spojené s modelem trasy řízení jsou uvedeny v Tab. 13.

7. Simulace vlivu pilota

7.1. Reálná struktura

Pro ověření funkce modelu bylo zapotřebí sestavený stavový systém aplikovat na vlastnosti reálné konstrukce daného typu letadla. Byly změřeny modální parametry nejmenovaného letounu kategorie CS-23 a CS-VLA. Z těchto parametrů byly vybrány vlastnosti primární podélné trasy řízení s výškovým kormidlem. Rozmístění snímačů během frekvenční zkoušky znázorňuje Obr. 35, kromě tohoto místa, byla odezva konstrukce snímána na řídicí páce, bod číslo 1. Šipky značí standardní umístění budičů na strukturu během pozemních frekvenčních zkoušek. Konstrukce byla v tomto experimentu buzena na řídicí páce – bod 11. Odezva konstrukce byla snímána pouze v jednom směru, na stabilizátoru a výškovém kormidlu bylo měreno zrychlení ve svislém směru, na řídicí páce bylo snímáno dopředné zrychlení. Pro měření vlastností pouze podélné trasy řízení a VK byla využita metodika zafixování pevných ploch. Tato metodika spočívá v podepření, v tomto případě stabilizátoru a spojitým zatížení, závažím o značné váze. Tím došlo k frekvenčnímu přeladění pevné plochy a potlačení odezev z buzení. Měřené body na náběžné hraně a nosníku měly pouze informativní charakter. Viz Obr. 40. Struktura byla měřena ve dvou konfiguracích s volným řízením a s blokováním řízením viz Obr. 38 a Obr. 39. V Tab. 11 jsou uvedeny modální parametry soustavy s volným řízením. Ostatní naměřená data a informace k měřené struktuře viz zdroj [53].

Bod konstrukce.směr	Typ snímače	Sériové číslo	Rozsah	
11.X-	-	8230-001	54747	98000g
303.Z	-	4507 B006x	2209124	14g
333.Z	-	4507 B006x	2209125	14g
353.Z	11.X	4507 B004x	32263	71g
300.Z	-	4507 B006x	30028	14g
330.Z	-	4507 B006x	2243111	14g
350.Z	-	4507 B004x	32264	71g
403.Z	-	4507 B006x	30504	14g
433.Z	-	4507 B006x	30505	14g
453.Z	21.X	4507 B004x	30725	71g
400.Z	-	4507 B006x	30602	14g
430.Z	-	4507 B006x	30631	14g
450.Z	-	4507 B004x	30726	71g

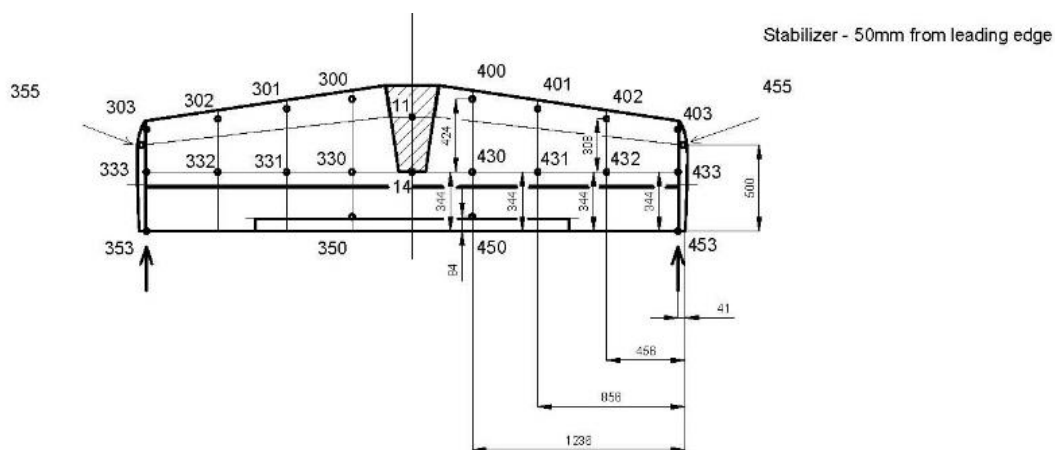
Tab. 10 - využití snímače

Volná trasa řízení	
Vlastní frekvence [Hz]	Tlumení [%]
3,225	21,056
24,439	3,074

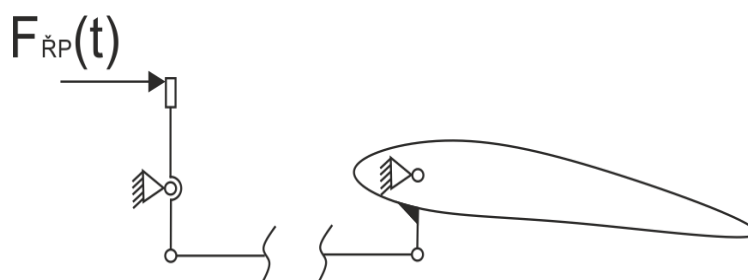
Tab. 11 - modální parametry volné trasy řízení

Blokovaná trasa řízení	
Vlastní frekvence [Hz]	Tlumení [%]
9,226	6,323
25,336	1,745

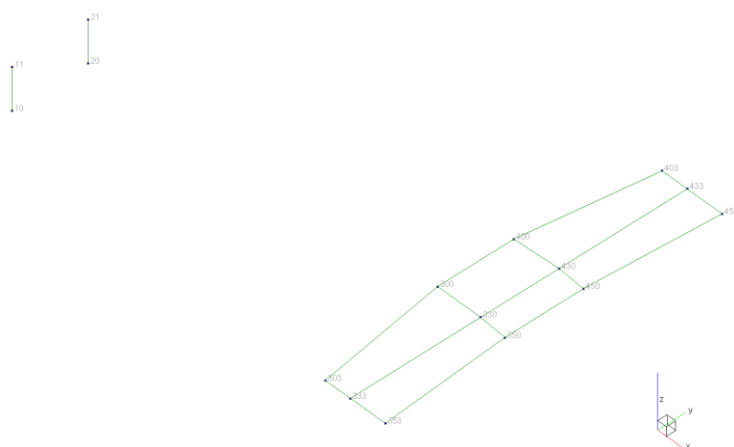
Tab. 12 - modální parametry blokované trasy řízení



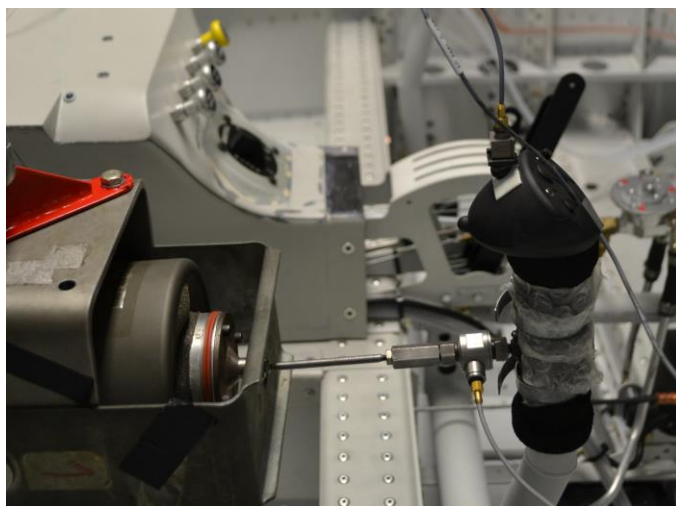
Obr. 35 – Měřicí síť na stabilizátoru



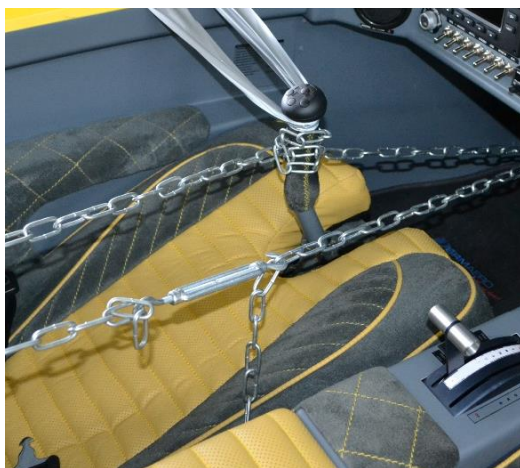
Obr. 36 - Schéma buzení bokorys



Obr. 37 - Měřicí síť z programu Smart Office – řídicí páky, stabilizátor, výškové kormidlo



Obr. 38 – Ukázka volné řídicí páky

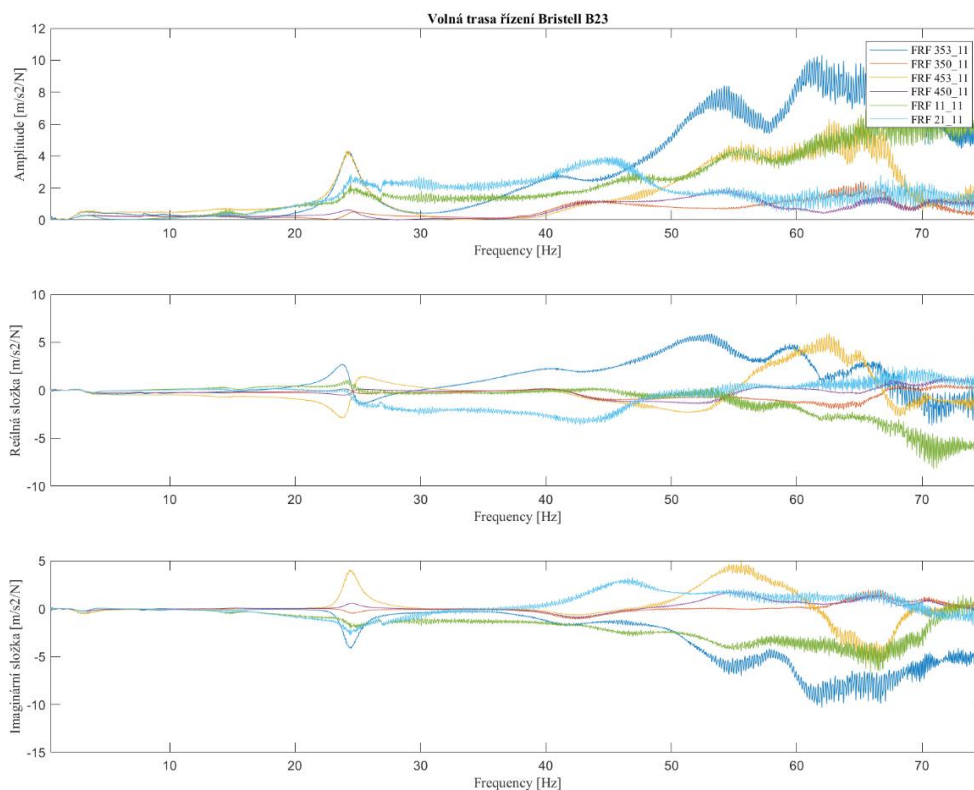


Obr. 39 – Blokace řídicí páky

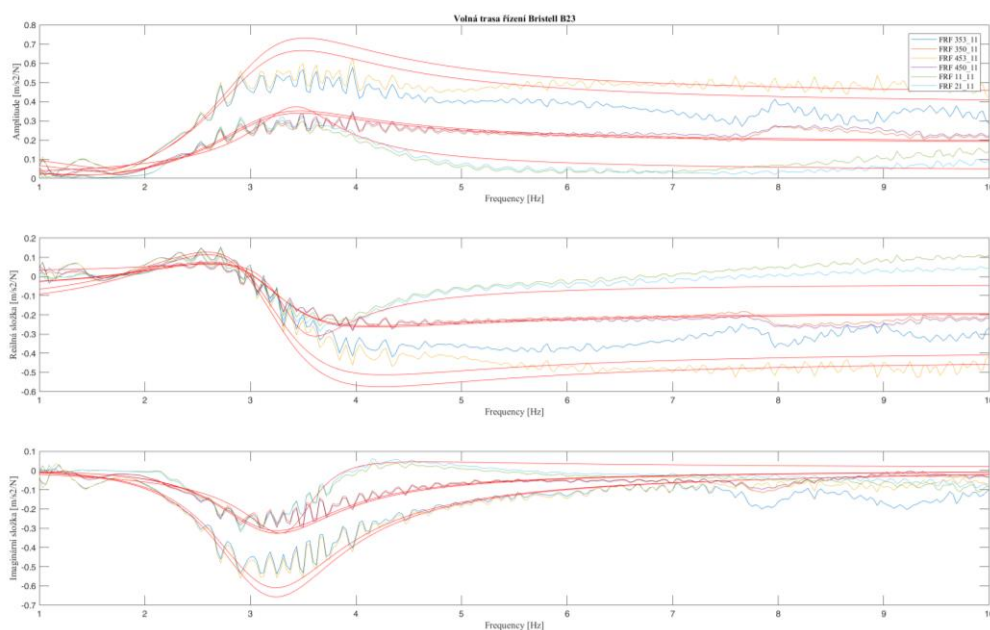


Obr. 40 – Měřená struktura

Z naměřených dat zrychlení byly vybrány měřené body č. 11, 21, 350, 353, 450 a 453. Síla byla brána z bodu č. 11 na řídicí páce. Na naměřená data systému typu SIMO byl vytvořen stavový model popisu podélné trasy řízení dle schématu zobrazeném na Obr. 32. Stavový model byl sestaven pro frekvenční rozsah 1-5 Hz a 20-30 Hz. Změřené frekvenční přenosové funkce ve tvaru magnitudy, reálné a imaginární části jsou uvedeny na Obr. 41, ukázka frekvenčních přenosových funkcí modelu pro rozsah 1-5 Hz na Obr. 42. Frekvenční přenosové funkce identifikovaných modelů jsou uvedeny v Příloha 6. První vlastní frekvence odpovídá vlastnímu tvaru RBM. Jedná se o vlastní frekvenci mechanismu. Druhá vlastní frekvence kmitání má torzní tvar výškového kormidla.



Obr. 41 – Frekvenční přenosové funkce naměřené struktury volné trasy řízení

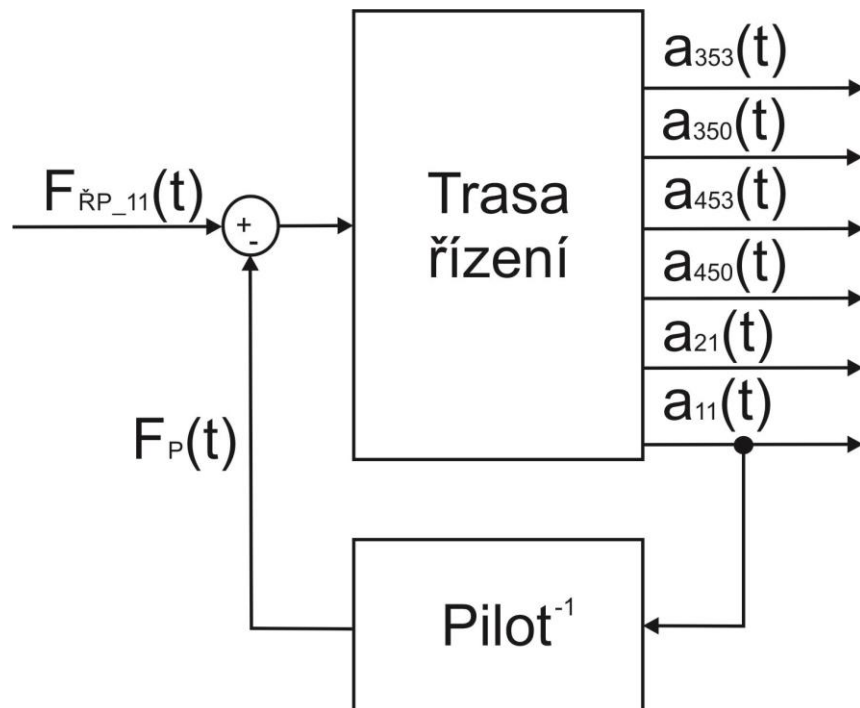


Obr. 42 – Frekvenční přenosové funkce identifikovaného systému 1-5Hz (červeně)

7.2. Propojení modelů

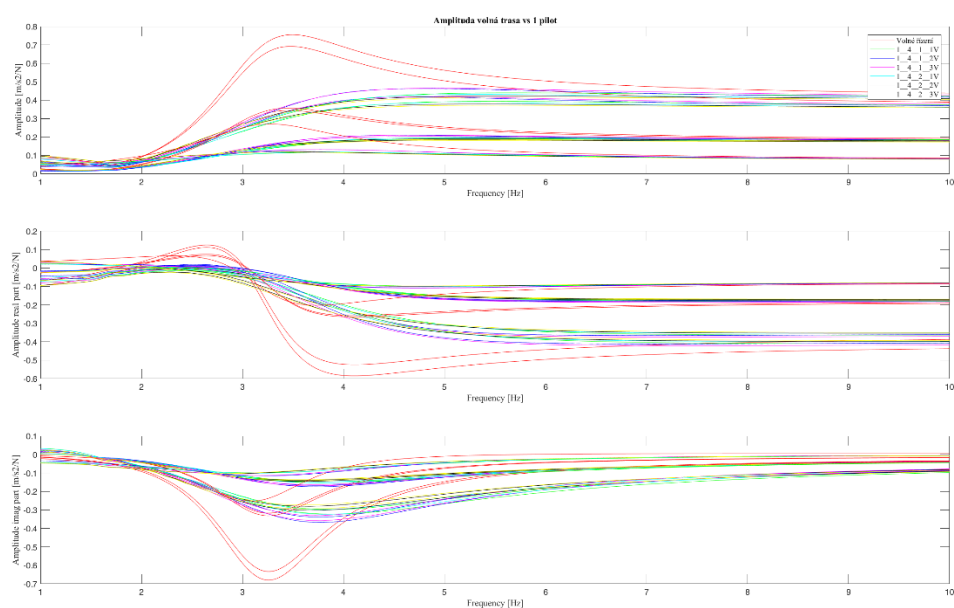
Modely byly propojeny dle schématu Obr. 43 na základě fyzikální podstaty odpovídající zpětnovazebnímu typu zapojení se zápornou zpětnou vazbou. Toto propojení bylo kontrolováno na základě naměřených dat a identifikovaných systémů pilota a volné řídicí páky.

Propojení bylo realizováno v prostředí Matlab pomocí funkce feedback [52]. Ke stavovému popisu systému podélné trasy primárního řízení byly připojeny vybrané stavové modely popisu pilotů. Byla předpokládána koncepce trasy řízení s jedním pilotem. Pro zjišťování vlivu dalšího pilota by se k systému připojil analogicky další popsaný pilot. Změny modálních parametrů byly určovány pouze s vlivem jediného pilota držícího řídicí páku dle výše zmíněných okrajových podmínek.



Obr. 43 – Propojení modelů

Ukázka vlivu připojení zpětné vazby pilota 1 se všemi okrajovými podmínkami na vlastní frekvenci 3,225 Hz, 1. vlastního tvaru kmitání, viz Obr. 44. Zbylé grafy viz Příloha 6.



Obr. 44 – Frekvenční přenosové funkce propojených modelů v porovnání s volnou trasou řízení

Během propojení jednotlivých systémů bylo přikročeno ke snižování řádu systémů stavového popisu pilota z důvodu nutnosti dodržení stability výsledných systémů. Identifikovaný stavový model trasy řízení je systém 2. řádu. Využité řády popisu matematického modelu pilota jsou uvedeny v Tab. 13.

Případ	Řád		Případ	Řád		Případ	Řád	
	1-5 Hz	20-30 Hz		1-5 Hz	20-30 Hz		1-5 Hz	20-30 Hz
1_4_1_1V	10	-	3_4_1_1V	9	4	5_4_1_1V	11	7
1_4_1_2V	9	-	3_4_1_2V	7	6	5_4_1_2V	10	10
1_4_1_3V	7	-	3_4_1_3V	8	8	5_4_1_3V	8	-
1_4_2_1V	8	-	3_4_2_1V	2	2	5_4_2_1V	9	2
1_4_2_2V	10	-	3_4_2_2V	4	2	5_4_2_2V	9	2
1_4_2_3V	10	-	3_4_2_3V	6	4	5_4_2_3V	2	2
2_4_1_1V	8	5	4_4_1_1V	10	2	6_4_1_1V	10	-
2_4_1_2V	8	5	4_4_1_2V	6	-	6_4_1_2V	8	-
2_4_1_3V	8	8	4_4_1_3V	9	-	6_4_1_3V	8	-
2_4_2_1V	2	2	4_4_2_1V	10	2	6_4_2_1V	7	2
2_4_2_2V	9	2	4_4_2_2V	7	3	6_4_2_2V	8	2
2_4_2_3V	9	2	4_4_2_3V	9	2	6_4_2_3V	4	4

Tab. 13 – Použité řády inverzního popisu pilota pro propojení systémů

Výsledné modální parametry spojených sestavených systémů jsou uvedeny v Tab. 14, Tab. 15 a Tab. 16. Byly vypočteny relativní rozdíly změn vůči struktuře volné trasy řízení, jejíž modální parametry jsou uvedeny v Tab. 11. Z relativních změn vyplývalo hlavní ovlivnění parametru tlumení, značně nižší ovlivnění nastávalo u vlastních frekvencí, nikoli však zanedbatelné. Hlavní změna nastávala u 1. vlastní frekvence systému. Jednalo se o kmitání mechanismu podélné trasy řízení RBM. Druhá vlastní frekvence měla torzní tvar kmitání výškového kormidla.

Případ	Frek [Hz]	ΔFrek [%]	Tlum [%]	ΔTlum [%]	Frek [Hz]	ΔFrek [%]	Tlum [%]	ΔTlum [%]	Frek [Hz]	ΔFrek [%]	Tlum [%]	ΔTlum [%]
1_4_1_1V	3,560	10,388	48,246	129,132	-	-	-	-	-	-	-	-
1_4_1_2V	3,531	9,488	39,872	89,362	-	-	-	-	-	-	-	-
1_4_1_3V	3,495	8,372	42,730	102,935	-	-	-	-	-	-	-	-
1_4_2_1V	3,518	9,085	45,418	115,701	-	-	-	-	-	-	-	-
1_4_2_2V	3,290	2,016	50,024	137,576	-	-	-	-	-	-	-	-
1_4_2_3V	3,227	0,062	50,946	141,955	-	-	-	-	-	-	-	-
2_4_1_1V	3,283	1,798	33,518	59,185	24,637	0,810	4,679	52,212	-	-	-	-
2_4_1_2V	3,113	-3,473	33,203	57,689	24,457	0,074	4,499	46,357	27,603	12,947	99,692	3143,071
2_4_1_3V	3,108	-3,628	32,964	56,554	24,418	-0,086	4,339	41,152	-	-	-	-
2_4_2_1V	2,954	-8,403	25,232	19,833	23,516	-3,777	62,790	1942,615	25,561	4,591	15,449	402,570
2_4_2_2V	3,848	19,318	52,225	148,029	25,525	4,444	11,809	284,157	-	-	-	-
2_4_2_3V	3,488	8,155	38,503	82,860	24,896	1,870	13,871	351,236	26,743	9,428	69,790	2170,332
3_4_1_1V	3,353	3,969	32,370	53,733	24,777	1,383	4,642	51,008	-	-	-	-
3_4_1_2V	3,204	-0,651	32,525	54,469	24,411	-0,115	4,268	38,842	-	-	-	-
3_4_1_3V	3,202	-0,713	30,697	45,787	24,390	-0,200	4,130	34,353	-	-	-	-
3_4_2_1V	2,989	-7,318	24,597	16,817	20,574	-15,815	46,851	1424,105	25,557	4,575	11,769	282,856
3_4_2_2V	2,704	-16,155	29,090	38,155	25,471	4,223	8,318	170,592	-	-	-	-
3_4_2_3V	3,298	2,264	35,950	70,735	24,129	-1,268	9,913	222,479	28,261	15,639	12,582	309,304

Tab. 14 – Vlastní frekvence a tlumení systému trasy řízení s pilotem a jejich změna vůči volné trase řízení, pilot 1-3

Případ	Frek [Hz]	ΔFrek [%]	Tlum [%]	ΔTlum [%]	Frek [Hz]	ΔFrek [%]	Tlum [%]	ΔTlum [%]	Frek [Hz]	ΔFrek [%]	Tlum [%]	ΔTlum [%]
4_4_1_1V	3,402	5,488	38,606	83,349	-	-	-	-	24,500	0,250	4,257	38,484
4_4_1_2V	3,375	4,651	33,301	58,154	-	-	-	-	-	-	-	-
4_4_1_3V	3,550	10,078	28,428	35,011	-	-	-	-	-	-	-	-
4_4_2_1V	2,964	-8,093	41,070	95,051	-	-	-	-	25,730	5,283	8,866	188,419
4_4_2_2V	3,357	4,093	34,781	65,183	-	-	-	-	24,325	-0,466	8,237	167,957
4_4_2_3V	3,138	-2,698	39,757	88,816	-	-	-	-	24,828	1,592	6,217	102,245
5_4_1_1V	2,957	-8,310	38,034	80,633	-	-	-	-	24,628	0,773	3,967	29,050
5_4_1_2V	2,711	-15,938	30,238	43,608	4,493	39,318	48,245	129,127	24,472	0,135	3,985	29,636
5_4_1_3V	2,988	-7,349	35,284	67,572	-	-	-	-	-	-	-	-
5_4_2_1V	3,053	-5,333	44,852	113,013	-	-	-	-	24,206	-0,953	14,028	353,344
5_4_2_2V	3,602	11,690	31,999	51,971	-	-	-	-	23,566	-3,572	12,135	294,763
5_4_2_3V	2,980	-7,597	24,778	17,677	-	-	-	-	24,523	0,344	52,715	1614,867
6_4_1_1V	3,372	4,558	35,132	66,850	-	-	-	-	-	-	-	-
6_4_1_2V	3,310	2,636	30,878	46,647	-	-	-	-	-	-	-	-
6_4_1_3V	3,311	2,667	33,779	60,425	-	-	-	-	-	-	-	-
6_4_2_1V	2,550	-20,930	21,398	1,624	4,652	44,248	16,154	-23,281	25,208	3,147	10,057	227,163
6_4_2_2V	2,571	-20,279	33,846	60,743	-	-	-	-	24,983	2,226	8,072	162,589
6_4_2_3V	2,817	-12,651	29,288	39,096	-	-	-	-	22,646	-7,337	19,982	550,033

Tab. 15 – Vlastní frekvence a tlumení systému trasy řízení s pilotem a jejich změna vůči volné trase řízení, pilot 4-6, 1. část

Případ	Frek [Hz]	ΔFrek [%]	Tlum [%]	ΔTlum [%]
4_4_1_1V	-	-	-	-
4_4_1_2V	-	-	-	-
4_4_1_3V	-	-	-	-
4_4_2_1V	-	-	-	-
4_4_2_2V	-	-	-	-
4_4_2_3V	-	-	-	-
5_4_1_1V	28,060	14,816	86,939	2728,204
5_4_1_2V	-	-	-	-
5_4_1_3V	-	-	-	-
5_4_2_1V	-	-	-	-
5_4_2_2V	-	-	-	-
5_4_2_3V	25,255	3,339	15,261	396,454
6_4_1_1V	-	-	-	-
6_4_1_2V	-	-	-	-
6_4_1_3V	-	-	-	-
6_4_2_1V	-	-	-	-
6_4_2_2V	-	-	-	-
6_4_2_3V	25,386	3,875	16,374	432,661

Tab. 16 - Vlastní frekvence a tlumení systému trasy řízení s pilotem a jejich změna vůči volné trase řízení, pilot 4-6, 2. část

7.3. Flutterová analýza

Pro potřebu výpočtu flutterové odolnosti byly převzaty hmotnosti, momenty setrvačností a naměřené hodnoty modálních parametrů z [53]. Hmotnost prázdného letounu byla určena na 476,5 kg, maximální hmotnost činila 781,5 kg. Návrhová maximální rychlost střemhlavého letu V_d byla stanovena na 322 km/h. V této práci jsou uvedeny výsledky flutterové stability konstrukce při aplikaci vlivu pilota na obě hmotnostní konfigurace letounu, v letové hladině 0 m nad mořem na dolní mezi hmotnostních charakteristik výškového kormidla dle Tab. 18.

Výpočet flutterové odolnosti byl proveden pomocí interního programu „Flutter 2D- 2.0“. Program byl vytvořen na Ústavu letadlové techniky, FS ČVUT v Praze a využívá programovací prostředí Matlab. Program pracuje s matematickým modelem typu "P-K" [63]. Jde o v praxi nejvíce využívanou metodu výpočtu flutterové odolnosti. Jedná se o iterační metodu, která je kompromisem „P“ a „K“ metody. Metoda předpokládá harmonické kmitání pro aerodynamickou část modelu a libovolný pohyb pro strukturální část modelu. Výpočet „P-K“ metody probíhá ve frekvenční doméně.

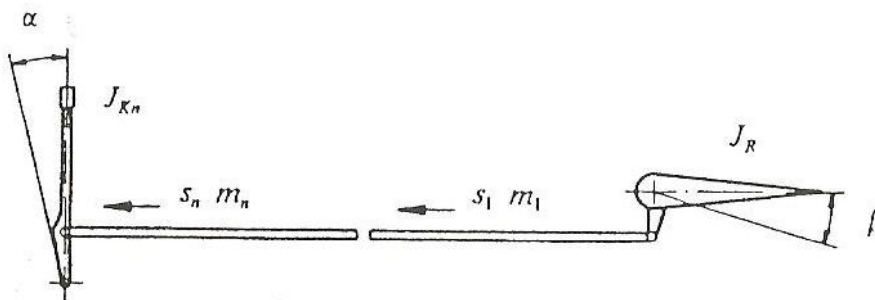
Postup pro výpočet flutterové odolnosti konstrukce byl identický s výpočtem prováděným za účelem certifikace letounů. Výpočet byl proveden pouze pro ocasní plochy. Metodika výpočtu separuje výpočet křídla a ocasních ploch zvlášť a nepředpokládá interakci vlivu křídla na ocasní plochy a opačně. Vlastnosti pilota byly vloženy do výpočtu pro rychlost 0 km/h a během výpočtu pro jednotlivé rychlostní body nebyly zpětně iterovány. Program vychází pro celý výpočet ze zadaných parametrů. Pro výpočet byl upraven vliv trasy řízení, který byl doplněn o parametry paže. Viz níže. Během výpočtu byl zanedbán vliv stlačitelnosti vzduchu. Výpočet byl proveden kromě vlivu pilota pro volnou i blokovanou podélnou trasu řízení.

7.3.1. Vliv trasy řízení

Vliv trasy řízení byl simulován tzv. přídavným momentem setrvačnosti ΔJ , který byl připočten k momentu setrvačnosti kormidla následovně:

$$J = J_{o.o.} + \Delta J \quad (79)$$

Přídavný moment setrvačnosti byl stanoven dle aplikace tzv. Kiesslingové metodiky a simuluje setrvačné účinky pohybujících se hmot táhel a pák řízení spojených s pohybem kormidla. K řetězci je navíc přiřazena hmota pilotovy dlaně a předloktí dle Tab. 3. Vypočtené hodnoty přídavných momentů setrvačnosti pro výškové kormidlo jsou uvedeny v tabulce níže, ostatní jsou uvedeny v [53]. Konkrétní setrvačnosti jednotlivých prvků a jejich natočení je uvedeno v Tab. 17.



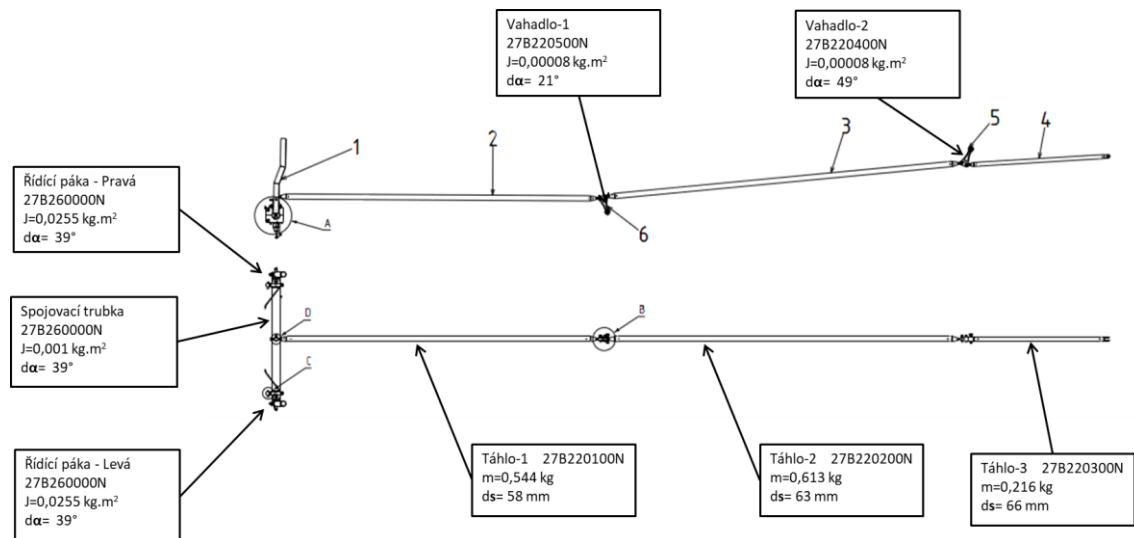
Obr. 45 – Schéma trasy řízení [64]

Použitý vzorec pro výpočet přídavného momentu setrvačnosti:

$$\Delta J = \sum_{\text{táhla } i} \left(\frac{ds}{d\beta} \right)_i^2 m_i + \sum_{\text{páky } i} \left(\frac{d\alpha}{d\beta} \right)_i^2 J_i \quad (80)$$

Kde: ΔJ – přídavný mom. setrvačnosti [kg.m²]
 ds – posuv táhla řízení [m]
 m_i – hmotnost táhla [kg]
 $d\alpha$ – úhel natočení páky trasy řízení [rad]
 J_i – moment setrvačnosti páky k o.o. [kg.m²]
 $d\beta$ – úhel natočení kormidla [rad]

Úhel natočení výškového kormidla $d\beta=35^\circ$



Obr. 46 – Prvky podélné trasy řízení letounu B 23 [53]

Člen	Hmotnost m [kg]	Posunutí ds [m]	Moment setrvačnosti k ose otáčení Jo.o. [kg.m ²]	Úhel natočení da [°]
Pilot 1	1,790	0,238	-	-
Pilot 2	2,120	0,238	-	-
Pilot 3	2,030	0,238	-	-
Pilot 4	2,090	0,238	-	-
Pilot 5	1,490	0,238	-	-
Pilot 6	1,904	0,238	-	-
Řídící páka - Levá 27B260000N	-	-	0,0255	39
Spojovací trubka 27B260000N	-	-	0,0010	39
Řídící páka - Pravá 27B260000N	-	-	0,0255	39
Táhlo-1 27B220100N	0,544	0,058	-	-
Vahadlo-1 27B220500N	-	-	0,0001	21
Táhlo-2 27B220200N	0,613	0,063	-	-
Vahadlo-2 27B220400N	-	-	0,0001	49
Táhlo-3 27B220300N	0,216	0,066	-	-

Tab. 17 - Momenty setrvačnosti, hmotnosti, posuvy a úhlové vychylky jednotlivých prvků podélné trasy řízení B23 [53]

Řídící plocha	Dolní mez			
	Hmotnost	Statický moment	Moment setrvačnosti	Poloha těžiště
	m [kg]	S _s [kg.m]	J _s [kg.m ²]	xt [m]
VK - Levé	3,026	0,0340	0,100	0,011
VK - Pravé	3,026	0,0340	0,100	0,011

Tab. 18 - Dolní mez hmotnostních parametrů výškového kormidla letounu B23 [53]

Řídící plocha	Horní mez			
	Hmotnost	Statický moment	Moment setrvačnosti	Poloha těžiště
	m [kg]	S _s [kg.m]	J _s [kg.m ²]	xt [m]
VK - Levé	3,069	0,0401	0,101	0,013
VK - Pravé	3,069	0,0401	0,101	0,013

Tab. 19 - Horní mez hmotnostních parametrů výškového kormidla letounu B23 [53]

Řídicí plocha	Volná trasa řízení		Blokovaná trasa řízení	
	Symetrické tvary ΔJ [kg.m ²]	Nesymetrické tvary ΔJ [kg.m ²]	Symetrické tvary ΔJ [kg.m ²]	Nesymetrické tvary ΔJ [kg.m ²]
VK - Levé	0,0387	0,0000	0,0290	0,0000
VK - Pravé	0,0387	0,0000	0,0290	0,0000

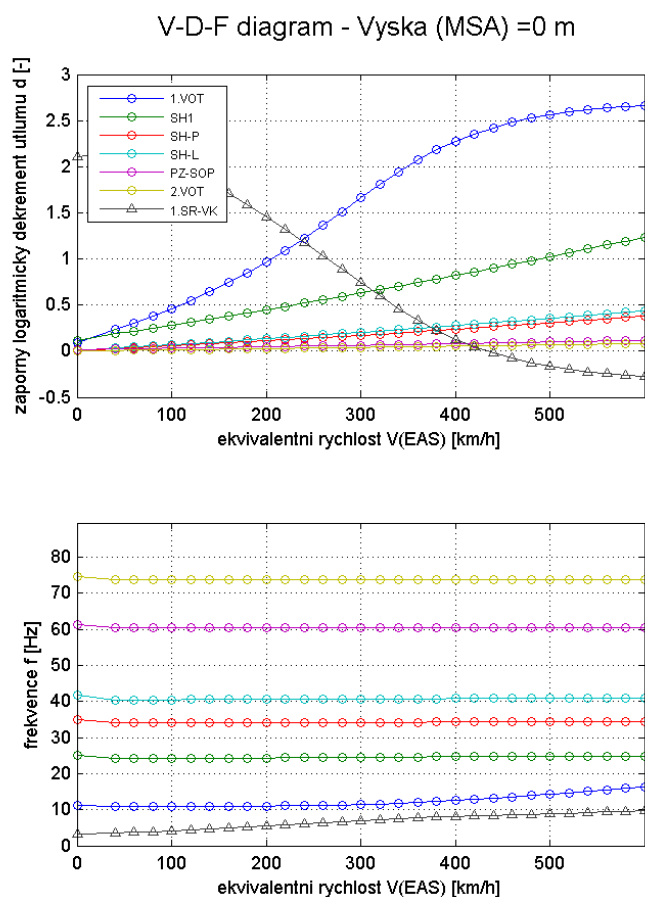
Tab. 20 - Přídavný moment setrvačnosti podélné trasy řízení letounu B23 [53]

Pro symetrické tvary byl zvolen koeficient kiesslingové funkce 1, pro nesymetrické tvary byla zvolena hodnota koeficientu 0,2. Takto nízká hodnota byla zvolena díky předpokladu působení přídavných momentů setrvačnosti v blízkém okolí uzlového bodu (čáry) výškového kormidla.

Řídicí plocha		Symetrické tvary ΔJ [kg.m ²]	Nesymetrické tvary ΔJ [kg.m ²]
Pilot 1	VK - Levé	0,1746	0,0349
	VK - Pravé	0,1746	0,0349
Pilot 2	VK - Levé	0,1996	0,0399
	VK - Pravé	0,1996	0,0399
Pilot 3	VK - Levé	0,1928	0,0386
	VK - Pravé	0,1928	0,0386
Pilot 4	VK - Levé	0,1974	0,0395
	VK - Pravé	0,1974	0,0395
Pilot 5	VK - Levé	0,1518	0,0304
	VK - Pravé	0,1518	0,0304
Pilot 6	VK - Levé	0,1832	0,0366
	VK - Pravé	0,1832	0,0366

Tab. 21 - Přídavný moment setrvačnosti podélné trasy řízení s pilotem letounu B23 [53]

Výsledné grafy flutterové odolnosti konstrukce letounu jsou uvedeny v Příloha 7. Z hlediska certifikačního průkazu letoun vyhověl ve všech kritériích. Pro účely této práce byla dynamická stabilita konstrukce vyhodnocována i nad $1,2 V_d$ kterou uvádí [1], [2], [6], [7]. Níže je uveden příklad dynamické stability konstrukce při zapojení pilota 2_4_1_1V pro symetrické vlastní tvary kmitání v lehké konfiguraci letounu.



Obr. 47 – Změna frekvencí a tlumení struktury vlivem aerodynamiky

V Tab. 22 jsou uvedeny kritické rychlosti, při kterých dle výpočtů nastává dynamická nestabilita konstrukce. Vyhodnocovány byly pouze ocasní plochy letounu s vazbou na podélnou trasu řízení a výškovým kormidlem. Jako okrajové podmínky byly zvoleny lehká a těžká konfigurace letounu, volná, blokovaná trasa řízení, aplikace systémů pilota a let v 0 m nadmořské výšce. V Tab. 22 a Tab. 23 jsou uvedeny kritické rychlosti flutteru pro symetrické tvary kmitání značené SY a pro nesymetrické tvary kmitání značené NESY. Rychlosti jsou uváděné jako EAS. Skutečná vzdušná rychlost (TAS) lze vyjádřit z EAS pomocí vztahu (81). Pro výpočet v 0 nadmořské výšce dle MSA jsou tyto rychlosti shodné. Relativní změny rychlosti dynamické nestability jsou vztahovány k rychlostem stanoveným s volnou trasou řízení.

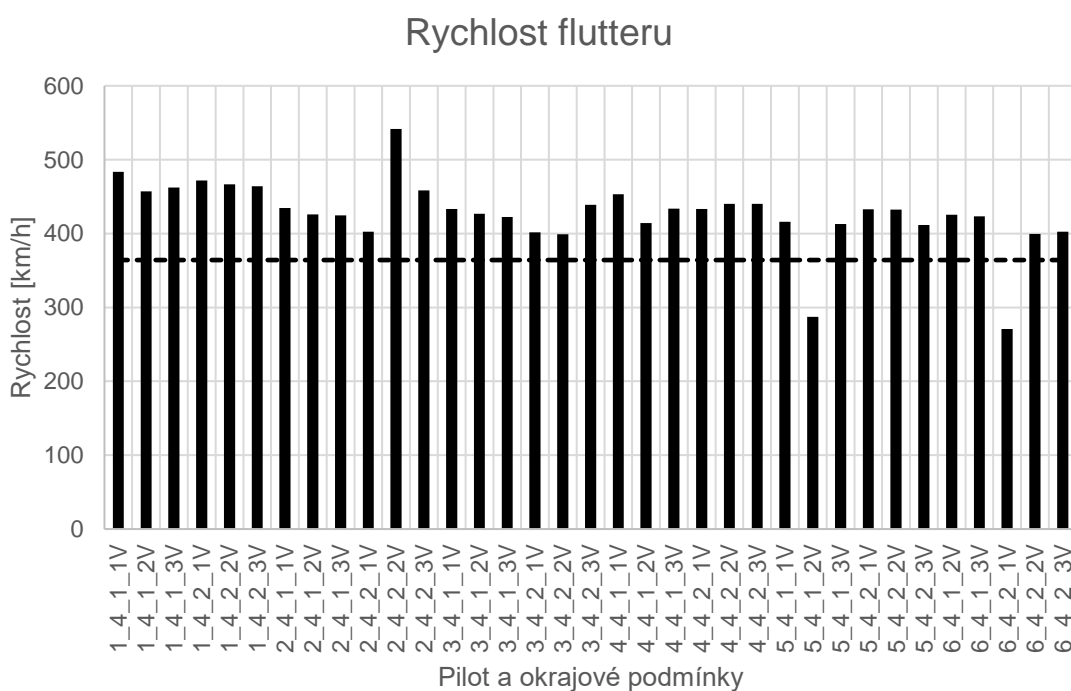
$$v_{EAS} = v_{TAS} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \quad (81)$$

Případ	Lehká konfigurace				Těžká konfigurace			
	SY		NESY		SY		NESY	
	V _{FL} [km/h]	ΔV _{FL} [%]	V _{FL} [km/h]	ΔV _{FL} [%]	V _{FL} [km/h]	ΔV _{FL} [%]	V _{FL} [km/h]	ΔV _{FL} [%]
Volné	364,1	0	615	0	338,9	0	591,4	0
Blokované	-	-	397,3-	-35,4	-	-	402,3	-32,0
1_4_1_1V	483,7	34,0	-	-	474,4	40,0	-	-
1_4_1_2V	457,1	26,6	-	-	438,7	29,4	-	-
1_4_1_3V	462,5	28,1	-	-	445,7	31,5	-	-
1_4_2_1V	471,9	30,7	-	-	457,5	35,0	-	-
1_4_2_2V	466,7	29,3	-	-	449,8	32,7	-	-
1_4_2_3V	464,0	28,5	-	-	446,1	31,6	-	-
2_4_1_1V	434,4	20,3	615,0	0,0	409,9	21,0	591,6	0,0
2_4_1_2V	425,7	17,9	615,0	0,0	399,3	17,8	592,9	0,3
2_4_1_3V	424,7	17,6	615,0	0,0	398,3	17,5	592,6	0,2
2_4_2_1V	402,7	11,6	615,0	0,0	374,3	10,4	591,8	0,1
2_4_2_2V	541,7	50,1	615,0	0,0	595,5	75,7	589,3	-0,4
2_4_2_3V	458,6	27,0	615,0	0,0	438,9	29,5	591,2	0,0
3_4_1_1V	433,4	20,1	615,0	0,0	409,3	20,8	590,9	-0,1
3_4_1_2V	426,8	18,2	615,0	0,0	400,9	18,3	592,6	0,2
3_4_1_3V	422,5	17,0	615,0	0,0	396,6	17,0	592,6	0,2
3_4_2_1V	401,7	11,3	615,0	0,0	373,5	10,2	593,8	0,4
3_4_2_2V	399,0	10,5	615,0	0,0	369,9	9,1	589,5	-0,3
3_4_2_3V	439,0	21,6	615,0	0,0	415,6	22,6	-	-
4_4_1_1V	453,1	25,5	615,0	0,0	423,1	24,8	592,1	0,1
4_4_1_2V	414,3	14,8	-	-	437,7	29,2	-	-
4_4_1_3V	433,5	20,1	-	-	409,7	20,9	-	-
4_4_2_1V	433,3	20,0	615,0	0,0	407,7	20,3	588,8	-0,4
4_4_2_2V	440,4	22,0	615,0	0,0	417,2	23,1	593,9	0,4
4_4_2_3V	440,0	21,9	615,0	0,0	416,1	22,8	591,4	0,0
5_4_1_1V	416,0	15,2	615,0	0,0	592,4	74,8	390,3	-34,0
5_4_1_2V	287,2	-20,4	615,0	0,0	247,1	-27,1	591,8	0,1
5_4_1_3V	412,9	14,4	-	-	386,6	14,1	-	-
5_4_2_1V	432,7	19,9	615,0	0,0	409,3	20,8	592,4	0,2
5_4_2_2V	432,6	19,8	615,0	0,0	411,1	21,3	495,3	-16,2
5_4_2_3V	411,7	14,0	615,0	0,0	385,3	13,7	592,4	0,2

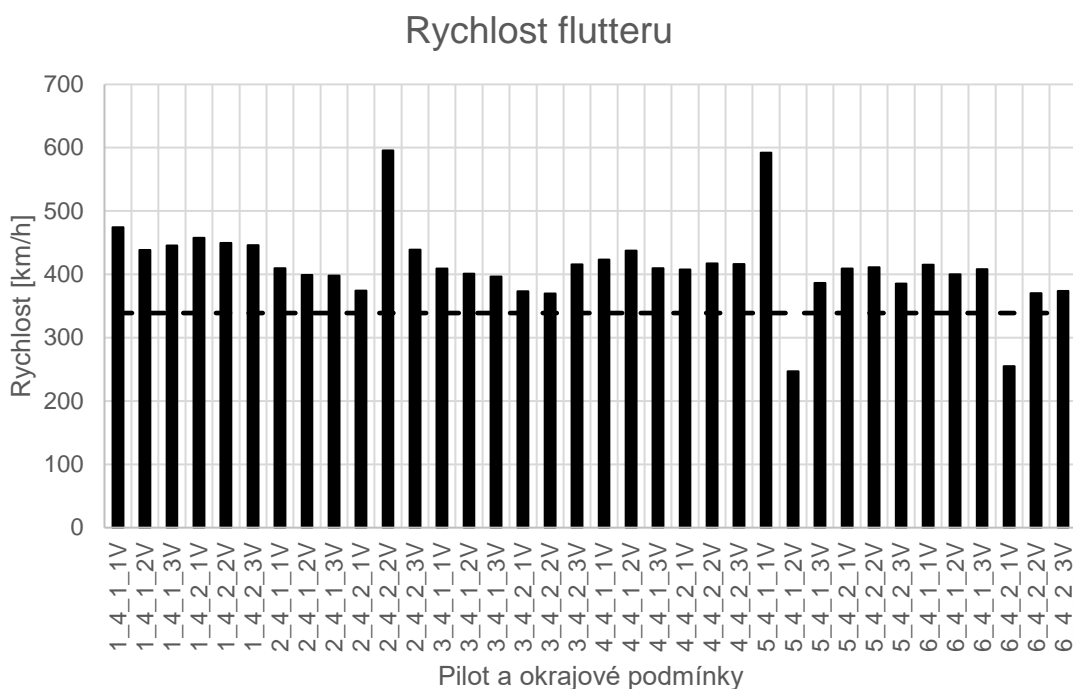
Tab. 22- Kritické rychlosti flutteru pro symetrické a nesymetrické tvary kmitání [59], pilot 1-5

Případ	Lehká konfigurace				Těžká konfigurace			
	SY		NESY		SY		NESY	
	V _{FL} [km/h]	ΔV _{FL} [%]	V _{FL} [km/h]	ΔV _{FL} [%]	V _{FL} [km/h]	ΔV _{FL} [%]	V _{FL} [km/h]	ΔV _{FL} [%]
Volné	364,1	0	615	0	338,9	0	591,4	0
Blokované	-	-	397,3-	-35,4	-	-	402,3	-32,0
6_4_1_1V	438,3	21,4	-	-	415,5	22,6	-	-
6_4_1_2V	425,5	17,9	-	-	400,2	18,1	-	-
6_4_1_3V	423,3	17,3	-	-	408,2	20,4	-	-
6_4_2_1V	270,9	-25,0	615,0	0,0	254,8	-24,8	590,3	-0,2
6_4_2_2V	399,3	10,6	615,0	0,0	370,1	9,2	591,1	-0,1
6_4_2_3V	402,3	11,4	615,0	0,0	373,9	10,3	-	-

Tab. 23- Kritické rychlosti flutteru pro symetrické a nesymetrické tvary kmitání [59], pilot 6



Obr. 48 – Vliv pilotů na kritické rychlosti flutteru při různých okrajových podmínkách pro lehkou konfiguraci letounu, symetrické tvary kmitání



Obr. 49 - Vliv pilotů na kritické rychlosti flutteru při různých okrajových podmínkách pro těžkou konfiguraci letounu, symetrické tvary kmitání

7.4. Dílčí výsledky

Bylo provedeno experimentální zjištění modálních vlastností pilota, na jehož základě byl stanoven stavový popis zjištěných vlastností. Tyto vlastnosti byly dobře vystiženy popisy vyšších řádů. K eliminaci vysokých řádů nebylo přistoupeno. Následně byly zjištěny modální parametry konstrukce draku UL letounu. Z těchto modálních parametrů byly vybrány ocasní plochy a ty byly analyzovány. Dále byl sestaven stavový popis systému trasy řízení s výškovým kormidlem tak, aby odpovídal naměřeným datům. Takto sestavené stavové modely byly propojeny zápornou zpětnou vazbou dle Obr. 43. V Tab. 13 jsou uvedeny využití řády popisu pilota. Propojené modely spolu tvořily systém o změněných modálních parametrech oproti původním modelům. V tomto propojení byli analyzováni všichni naměření piloti se všemi okrajovými podmínkami. Byl uveden i průměrný pilot. Vlastní frekvence a tlumení propojených modelů jsou uvedeny v Tab. 14, Tab. 15 a Tab. 16. V tabulkách jsou uváděny vlastní frekvence a tlumení spojených systému a jejich změny vůči volné trase řízení.

Některé výsledné modely pro oblast 20-30 Hz byly nestabilní. Tyto modely byly zvýrazněny v Tab. 14, Tab. 15 a Tab. 16 šedým pozadím daného řádku. Nestabilní modely nejsou uvedeny v přílohách. V případě nestability výsledného systému, bylo možné přistoupit k řešení pomocí využití nižšího stabilního řádu stavového popisu pilota.

V tabulkách jsou vypsány všechny vlastní čísla systémů pohybující se v rozmezí 1-5 Hz a dále 20-30 Hz. Tento rozsah byl určen na základě vlastních frekvencí volné trasy řízení. Bylo určeno tlumení jednotlivých módů, dále pak relativní změna vlastní frekvence a tlumení od modálních parametrů volné trasy řízení. U několika modelů došlo k navýšení počtu vlastních frekvencí. S touto změnou byla zjištěna zásadní změna tlumení vůči systému volné trasy řízení.

V této práci byl vyhodnocován systém typu SIMO, který v sobě zahrnoval jeden budící signál a 6 odezvvých signálů. Díky zjištění odezvvých vlastností v několika řezech konstrukce bylo možné analyzovat vlastní tvary kmitání a výsledky využít jako část podkladů pro určení dynamické stability konstrukce letounu. Dle výsledků analýzy bylo zjištěno, že pilot zásadním způsobem vlastní tvar kmitání nezmění. Na analyzované konstrukci po připojení modelů pilota symetrické tvary zůstaly symetrickými a shodně pak u nesymetrických tvarů.

Z propojených systémů pilota a volné trasy řízení byl patrný nezanedbatelný vliv na modální parametry systému. Z výsledků vyplývalo, že největší ovlivnění nastává na parametru tlumení, které u obou vlastních frekvencí analyzovaného systému narůstalo. Posun 1. vlastních frekvencí (RBM) je citelnější než u 2. vlastních frekvencí (torze výškového kormidla). Ovlivnění původního systému z hlediska posunu vlastních frekvencí nastávalo na obě strany bez pravidla. Všechny změny byly pro přehlednost vyhodnocovány k volné trase řízení. V několika případech se z jedné vlastní frekvence volné trasy řízení staly 2 vlastní frekvence systému s pilotem. Při tomto jevu se jedna vlastní frekvence nacházela pod vlastní frekvencí volné trasy řízení, druhá pak nad ní. Při tomto jevu také docházelo ke značné změně tlumení systému. Průběhy frekvenčních přenosových funkcí spojených systému pilota a volné trasy řízení jsou uvedeny v Příloha 6. Výsledky popisu pilota byly publikovány [56], [58].

Z hlediska dynamické stability byly porovnávány kritické rychlosti flutteru na ocasných plochách letecké konstrukce s mechanickou podélnou trasou řízení za daných okrajových podmínek: lehká konfigurace letounu s minimální možnou hmotností a maximální hmotnost konstrukce většinou shodná s maximální přípustnou hmotností stanovenou stavebním předpisem. Tyto konfigurace byly rozšířeny o výpočet s okrajovou podmínkou volné, blokované trasy řízení a aplikací pilota na modální a hmotnostní parametry trasy řízení. Z výpočtů dynamické stability vyplývalo zanedbatelné ovlivnění kritické rychlosti flutteru pilotem pro nesymetrické tvary kmitání, které potvrzuje předpoklad, že vlastnosti trasy řízení a pilota působí v blízkém okolí uzlového bodu výškového kormidla. Pro symetrické tvary kmitání byl zjištěn převážný jev nárůstu kritické rychlosti flutteru oproti volné trase řízení pohybující se kolem 20 % [59]. U případů, kde došlo ke změně počtu vlastních frekvencí v rozmezí 1-5 Hz se kritická rychlost snížila o 20 % respektive 25 %. Pokud by za letu k takovému jevu došlo, mohl by mít fatální následky. Pro analyzovanou konstrukci, rychlostní rozsah a případ blokované trasy řízení pro symetrické tvary kmitání, nebyla zjištěná kritická rychlost flutteru. Z tohoto důvodu není možné stanovit v jaké oblasti mezi volnou a blokovanou trasou řízení se vliv pilota na leteckou konstrukci nachází. I přes nemožnost porovnání vlivu pilota s blokovanou trasou řízení, je z pohledu inženýrského přístupu vliv pilota na dynamickou stabilitu konstrukce ocasných ploch nezanedbatelný. Výsledky flutterové analýzy byly publikovány [59].

Blokovaná trasa řízení vychází z jiné fyzikální podstaty než aplikace pilota jako okrajová podmínka. Blokování trasy řízení se provádí přidáním velmi vysoké tuhosti při zanedbatelné hmotnosti na řídicí páku, zatím co pilot přidává hmotnost, tuhost a tlumení.

8. Návrh inovace metodiky pozemních zkoušek

Současné měření modálních parametrů řídicího ústrojí malých sportovních letounů spočívá v přístupu, který předpokládají okrajové podmínky programu „Flutter 3D- 2.0“. Přístup byl popsán v kapitole 7.1. V současné chvíli není žádným způsobem simulován pilot. Jsou však definovány široké okrajové podmínky „volné trasy řízení“ a „blokované trasy řízení“. Blokovaná trasa řízení předpokládá zamezení pohybu řídicí páce ve 2° volnosti. Tento stav však na reálné konstrukci nikdy nenastává.

Pro využití nové metodiky v běžném schvalovací procesu flutterové odolnosti je zapotřebí stanovit větší počet reprezentativních vzorků pilota než 5 pilotů při 6 okrajových podmínkách-uvedených v této práci. Během získávání parametrů dalších pilotů by bylo vhodné snímat aktivaci svalů *Palmaris longus*, který by kvalifikoval typ úchopu a zda testovaný pilot v průběhu času daný typ úchopu nemění.

Změna v provádění pozemních frekvenčních zkoušek je v doplnění stávající metodiky o umístění snímače zrychlení na řídicí páku s vektorem snímání zrychlení v podélném směru letounu. Dále je zapotřebí vybudit podélnou trasu řízení pomocí budiče připojeného k měřené struktuře trasy řízení přes řídicí páku se snímačem síly s vektorem snímání také umístěným v podélném směru letounu. Takto nastavené měření modálních parametrů by mělo probíhat na volné trase řízení. Je vhodné dodržet shodné vzorkovací frekvence, při kterých byly měřeny vlastnosti jednotlivých pilotů.

Z takto naměřených frekvenčních charakteristik konstrukce trasy řízení identifikovat modální parametry a sestavit popis pomocí stavového modelu. K takto sestavenému stavovému modelu vlastností trasy řízení je zapotřebí následně připojit požadovaný model popisu vlastností pilota. Propojení modelů by se provedlo dle Obr. 43. S následnou identifikací modálních parametrů spojených systémů. Zbýlý postup by byl identický se současným stavem provádění flutterových analýz malých sportovních letounů.

Určení hmotnostních charakteristik pevných ploch draku letounu by probíhalo identickým způsobem jako v případě konfigurace bez pilota, změna by nastala u stanovování přídatných momentů setrvačností trasy řízení, kde autor navrhuje přidat hmotnost zápěstí a předloktí stanovenou z [26], [27], s následným určením posunu zápěstí a předloktí, přičemž se předpokládá, že tyto části konají čistě translační pohyb, další části lidské paže se do výpočtu nezahrnou.

9. Důsledky pro vědu a praxi

9.1. Důsledky pro vědu

V práci byl nastíněn možný přístup k řešení problematiky vlivu pilota na modální parametry soustavy mechanického řízení letounů. Autor v práci popisuje vliv pilota na podélnou trasu primárního řízení.

Z hlediska dalšího výzkumu je vhodné rozšířit počet testovaných osob a stanovení jejich vlastností. Při zvýšení počtu testovaných osob bude mít větší váhu stanovení průměrného pilota a rozptyl jeho vlastností. Při zvýšení počtu testovaných osob je možné posuzovat vliv na modální parametry nejen podle fyzických proporcí, ale i dle zkušenosti s pilotováním letadel.

Z výsledků stávajících měření je patrná nižší koherence přenosových funkcí v oblasti 1-10 Hz. Z toho plyne možné budoucí zaměření se na příčinu tohoto chování, eliminaci a tím i zpřesnění popisu pilota pomocí stavového modelu v této frekvenční oblasti.

Autor řešil vliv pilota pouze na podélné řízení. Dalším možným směrem je stanovení vlastností pilota na příčné řízení, kde se očekává jiná tuhost a tlumení lidské paže a směrové řízení, na které působí z pravidla větší hmota než na řídicí páku podélného a příčného řízení.

Pokud nebude zapotřebí identifikovat pomocí svalové aktivace aktuální způsob držení řídicí páky pilotem, není nutné pro navržený přístup spolu s působením síly a zrychlení měřit i svalové aktivace, popřípadě je výpočtově stanovovat. V této práci má stanovení svalové aktivace pouze informační charakter typu úchopu, který nevstupuje do navržených matematických modelů.

9.2. Důsledky pro praxi

Výsledky poukazují na značný vliv pilota na modální parametry trasy řízení. Tato práce nastínila problematiku vlivu pilota na modální parametry podélné mechanické primární trasy řízení UL letounu. Poznatky z této práce v současné chvíli není vhodné implementovat do praxe. Nutnost začlenění do metodiky vyhodnocování dynamické stability konstrukce UL letounů po rozšíření statistiky pilotů je však více než zřejmá.

Po dokončení popsání charakteristik většího počtu pilotů by bylo vhodné pro velkou vypovídající hodnotu definovat průměrného pilota a rozptyl jeho charakteristik. Řešení problematiky změny modálních parametrů pro danou okrajovou podmínku by pak probíhalo na úrovni zapojení modelu horní, respektive spodní směrodatné odchylky k matematickému modelu trasy řízení. Tímto přístupem by byly vyřešeny rozptyly vlivu pilota na modální parametry.

V případě zařazení vlivu pilota do současné metodiky provádění pozemních frekvenčních zkoušek v kategorii malého sportovního letectví a přípravy podkladů pro následovné výpočty flutterové odolnosti konstrukce letounů je zapotřebí, při využití modelů stanovených v této práci, budit konstrukci nejen na řídicích plochách, jak se provádí v současnosti (v tomto případě výškové kormidlo), ale i na řídicí páce.

10. Závěr

Z dostupných publikací bylo zjištěno, že problematikou vlivu pilota na modální parametry se zatím nikdo nezabýval. Tato práce tedy otevřela téma problematiky vlivu pilota na modální parametry konstrukce mechanického řízení. Z tohoto důvodu bylo zapotřebí naměřit nezbytné podklady pro základní stanovení vlastností chování pilota s ohledem pouze na jeden stupeň volnosti. Tento stupeň volnosti je reprezentován podélnou trasou řízení.

V první části dizertační práce se autor soustředil na popis experimentu a využití instrumentace pro potřeby získání potřebných dat. Bylo provedeno několik experimentů pro zjištění vlastností pilota v rozsahu frekvencí 1-70 Hz. Během experimentů byla měřena budící síla, zrychlení a svalová aktivace svalů Brachioradialis, Brachialis, Biceps dlouhá hlava, Biceps krátká hlava, Triceps mediální, Triceps laterální a Triceps dlouhá hlava. Tyto parametry byly měřeny celkem na pěti vzorcích pilota a šesti okrajových podmínkách. Bylo změřeno celkem 120 vzorků. Z těchto 120 vzorků bylo 90 vzorků využito pro výpočty svalových aktivací. Zbylých 30 vzorků bylo využito pro tvorbu stavového popisu.

Dále se autor zabýval přípravou naměřených dat pro potřeby výpočtu Hillovy reversní metody svalové aktivace. V textu je popsáno zjednodušení modelu lidské ruky, k němuž bylo přistoupeno. Vzhledem k povaze využitých empirických vztahů pro rozměry, hmotnosti a momenty setrvačnosti lidské paže a zkoumaných svalů, neměly by mít tato zjednodušení zásadní vliv na vypočtené hodnoty. Vypočtené hodnoty byly porovnávány s naměřenými svalovými aktivacemi. Obě metody potvrzují složitost kvantifikace lidského elementu, která je patrná na značném rozptylu naměřených i vypočtených hodnot za stejných okrajových podmínek napříč jednotlivými piloty. Inverzní hillova metoda selhává v případě okrajové podmínky pevného úchopu. Toto selhání je zapříčiněno nedodržením předpokladu optimalizace minimální aktivace svalů. Při této okrajové podmínce jsou svaly namáhány více než je nezbytně nutné a jejich působení je kompenzováno působením svalů na opačné straně lokte (Biceps a Triceps, Brachialis). Vysokou hodnotu aktivace svalu Brachioradialis je kompenzováno na řídicí páce.

Mezi naměřenými a vypočtenými daty byl zjištěn rozpor v zapojení jednotlivých svalů. Z měření bylo zjištěno následující zapojení svalů. Největší relativní aktivace byla zjištěna na svalu Triceps, konkrétně Triceps dlouhá hlava, následovaný Triceps mediální a Triceps laterální. U těchto svalů je citelná změna aktivací mezi jednotlivými okrajovými podmínkami z hlediska úchopu řídicí páky. Následuje zapojení svalu Brachialis, u standartního úchopu následuje Brachioradialis poté Biceps dlouhá hlava a Biceps krátká hlava. U pevného úchopu je aktivace Brachialis, Biceps dlouhá hlava, Brachioradialis a Biceps krátká hlava [57].

Vypočtené zapojení svalů jsou úrovně aktivací ve frekvenční oblasti od 7 do 70 Hz převážně v následujícím pořadí: Biceps krátká hlava, Biceps dlouhá hlava, následovaný svaly Brachialis a Brachioradialis, které mají téměř identickou aktivaci, dále Triceps laterální, Triceps dlouhá hlava a Triceps mediální ve shodném pořadí, jak pro klasický úchop, tak i pro pevný úchop.

V následující části disertační práci se autor věnuje popisu vlastností pilota na modální parametry podélné mechanické trasy primárního řízení s následným výpočtem flutterové odolnosti konstrukce. Pro popis vlastností pilota byl využit stavový systém splňující podmínky stability s co nejmenším rozdílem norem. Vstupním a výstupním

parametrem byla zvolena síla a zrychlení jako funkce času. Tyto veličiny byly využity z průměrovaného měření pilotů. Byly sestaveny modely stavových systémů tak, aby co nejlépe vystihovaly naměřené vlastnosti pilotů pro dané okrajové podmínky. Bylo určeno 30 stavových modelů pilota 1 až 5 pro každou okrajovou podmínku, dále byl stanoven průměrný pilot a k němu bylo definováno dalších 6 modelů stavového systému pro jednotlivé okrajové podmínky. Aby bylo možné výše definovaný systém pilota zapojit pomocí zpětné vazby s modelem volné trasy řízení definovaným na základě naměřených parametrů, byla využita skutečnost, že sestavený stavový model pilota je typu SISO a hodnota matice D stavového systému nabývá nenulových hodnot. Na základě těchto skutečností byl sestaven inverzní stavový model k modelu stavového systému identifikovanému z naměřených dat. Stavové systémy byly spojeny a byl simulován vliv pilota na modální parametry volné trasy řízení.

Modely rozptylů k průměrnému pilotovi vhodně nepopisují zjištěný rozptyl z naměřených dat. Z tohoto důvodu byli připojeni k volné trase řízení všichni piloti za všech okrajových podmínek.

Ze simulací spojených modelů vyplývá značné ovlivnění modálních parametrů trasy řízení pilotem. Je patrné občasné navýšení počtu vlastních frekvencí ve sledované oblasti. Největší vliv byl zjištěn u parametru tlumení, hodnota vlastní frekvence byla ovlivněna také [58]. Změna vlastních tvarů na konstrukci nebyla zjištěna.

Pro výpočet flutterové odolnosti konstrukce byly využity stanovené modální parametry s vlivem pilota, dále pak byl rozšířen vliv přídavných setrvačností trasy řízení o zápěstí a předloktí. Zbylé podklady potřebné pro výpočet flutterové odolnosti byly shodné s podklady využitými pro výpočet dynamické stability k certifikaci letounu. Byla zjištěna zanedbatelná změna kritické rychlosti flutteru pro nesymetrické tvary. Pro symetrické tvary převážná většina případů pilota zvyšuje kritickou rychlost flutteru. U několika případů došlo ke značnému snížení rychlosti flutteru.

V další části práce byla definovaná navrhovaná změna v provádění pozemních frekvenčních zkoušek malých sportovních letounů umožňující následnou aplikaci vlivu pilota a možnost následného vyhodnocení dynamické stability.

Poděkování

Rád bych na tomto místě poděkoval školiteli Svatomíru Slavíkovi za vedení a věcné konzultace. Školitelům specialistům Miloslavu Vilímkovi, obzvláště pak Pavlu Steinbauerovi, za jejich cenné rady, připomínky a postřehy. Díky patří také všem figurantům, jmenovitě Janu Klesovi, Aleši Kratochvílovi, Martinu Helmichovi a Tomáši Čenskému. Také bych chtěl vyjádřit velké poděkování rodině, za podporu a motivaci k sepsání této práce.

11.Zdroje

- [1] Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu CS-23, Evropská agentura pro bezpečnost letectví, Cologne. 2003.
- [2] US Federal Aviation Administration: Advisory Circular – Means of Compliance with FAR 23.626, Flutter", US Department of Transportation, Washington, 1985.
- [3] BISPLINGHOFF, Raymond L., ASHLEY, Holt and HALFMAN, Robert L., 1996, Aeroelasticity. 1st ed. in Dover Pub. Mineola: Dover Publications. ISBN 0-486-69189-6.
- [4] Certifikační specifikace pro kluzáky a motorové kluzáky CS-22, Evropská agentura pro bezpečnost letectví, Cologne. 2009.
- [5] Požadavky letové způsobilosti SLZ, ultralehké letouny řízené aerodynamicky, Letecká amatérská asociace ČR, Praha 2002.
- [6] Certifikační specifikace pro velmi lehké letouny CS-VLA, Evropská agentura pro bezpečnost letectví, Cologne. 2009.
- [7] Stavební předpisy pro aerodynamicky řízené ultralehké letouny LTF-UL, 2003.
- [8] Theodorsen, T., General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter. Langley Memorial Aeronautical Laboratory, NACA Report no. 496, 1935.
- [9] Brian R. Gaines, Linear and Nonlinear Models of the Human Controller. International Journal of Man-Machine Studies, 1969, Volume 1, pp 333-360.
- [10] Chen Chen; Wen-Qian Tan; Xiang-Ju Qu; Hai-Xu Li.; A Fuzzy Human Pilot Model of Longitudinal Control for a Carrier Landing Task, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Volume: 54, Issue: 1, Feb. 2018, pp 453-465
- [11] Lopez-Lopez JA, Vallejo P, Rios-Tejada F, et al.: Determination of Lumbar Muscular Activity in Helicopter Pilots: A New Approach. Aviat Space Environ Med 2001; Volume 72, No. 1, pp 38–43.
- [12] de Oliveira CG, Nadal J. Back Muscle EMG of Helicopter Pilots in Flight: Effects of Fatigue, Vibration, and Posture. Aviat Space Environ Med. 2004 Apr; Volume 75, No. 4, pp 317-322.
- [13] de Oliveira CG, Simpson DM, Nadal J. Lumbar back muscle activity of helicopter pilots and whole-body vibration. J Biomech 2001; Volume 34, pp 1309–1315.
- [14] Seidel H. Myoelectric reactions to ultra-low frequency and low-frequency whole body vibration. Eur J Appl Physiol 1988; Volume 57, pp 558– 562.
- [15] Hewson DJ, McNair PJ, Marshall RN. Aircraft Control Forces and EMG Activity: Comparison of Novice and Experienced Pilots During Simulated Take-Off and Landing. Aviat Space Environ Med. 1999 Aug; Volume 70, No. 8, pp 745-751.
- [16] Hewson DJ, McNair PJ, Marshall RN. Aircraft Control Forces and EMG Activity: Comparison of Novice and Experienced Pilots During Simulated Rolls, Loops and Turns. Aviat Space Environ Med. 2000 Aug; Volume 71, No. 8, pp 798-805.

-
- [17] Hewson DJ, McNair PJ, Marshall RN. Aircraft Control Forces and EMG Activity in a C-130 Hercules During Strength-Critical Maneuvers. *Aviat Space Environ Med.* 2001 Mar; Volume 72, No. 3, pp 165-169.
- [18] McRuer D.T., et al, *Mathematical Models of Human Pilot Behaviour*, Advisory Group for Aerospace Research and Development, Paris, France, 1974, Jan, 658.3.04:629.73.072.
- [19] Hess, R. A., Moore, J. K.,: *Estimating Parameters of the Structural Pilot Model Using Simulation Tracking Data*, AIAA, Boston, 2013, 99259.
- [20] Bekeley,G.A.;Meissinger H. F.;Rose R.E.;*Mathematical Models of Human Operators in Simple Two-Axis Manual Control Systems*, *IEEE Transactions on Human Factors in Electronics*, 1965, pp 42-52, ISSN 0096-249X.
- [21] Meltzer, G.; *A Vibration Model for the Human Hand-Arm-System*, Central Institute of Occupational, Safety,Studies in Environmental Science, Dresden, G.D.R., 1981, Volume 13, pp 210-221, DOI: 10.1016/S0166-1116(09)70150-5.
- [22] Datasheet NI 9234, http://www.ni.com/pdf/manuals/374238a_02.pdf, k 2.1.2019
- [23] Datasheet NI 9263, http://www.ni.com/pdf/manuals/373781b_02.pdf, k 2.1.2019
- [24] Datasheet NI cDAQ 9188, <http://www.ni.com/pdf/manuals/370086c.pdf> k 2.1.2019
- [25] User manual, MA-300 EMG System, Motion Lab Systems, https://www.motion-labs.com/pdf/ma300_user_manual_harwin.pdf k 2.1.2019
- [26] Zatsiorsky V.M., Seluyanov V.N., The mass and inertia characteristics of the main segments of the human body. *Biomech Cham* 1983; Volume 8, pp 1152–1159
- [27] Zatsiorsky V.M., Seluyanov, V.N.,Estimation of the mass and inertia characteristics of the human body by means of the best predictive regression equations, [in:] D. Winter, R. Norman, R. Wells, K. Hayes, A. Patla (Eds.), *Biomechanics IX-B*, Champaign, IL: Human Kinetics, 1985, pp 233–239
- [28] Winters.,J.,M. and S.,L.-Y.,Woo.,; *Multiple Muscle Systems*, Springer - Verlag, New York, 1990, pp 195-213
- [29] Garmer, B. A., Pandy, M., G.,; *Estimation of Musculotendon Properties in the Human Upper Limb*, *Annals of Biomedical Engineering* 2003, Volume 31, pp 207-220
- [30] Veger, H. E. J., Yu. B., Ank, K., N., Rozendal R. H.,; *Parameters for modeling the arm*, *Journal of Biomechanics*, 1997, Volume 30; pp 647-652
- [31] Vilimek M., *Musculotendon forces derived by different muscle models*, *Acta of bioengineering and biomechanics* Volume: 9 Issue: 2, pp 41-47 Published: 2007, ISSN 1509-409X
- [32] Cadova M., Vilimek M.,*The necessity of physiological muscle parameters for computing the muscle forces: application to lower extremity loading during pedalling* *Acta of bioengineering and biomechanics* Volume: 11 Issue: 3, pp 59-64 Published: 2009, ISSN 1509-409X
- [33] Vilimek, M., *An artificial neural network approach and sensitivity analysis in predicting skeletal muscle forces*, *Acta of Bioengineering and Biomechanics*, Vol. 16. No 3, pp 119-127, 2014 ISSN 1509-409X

-
- [34] McRuer, D; T., E Krendel,: Dynamic response of human operators, Tech. Rept. 56-524, Wright Air Development Center, Dayton, Ohio, Oct 1957
- [35] Mandal.,T, Gu,Y., Chao, H.,Rhudy,M.,:Flight Data Analysis of Pilot-Induced-Oscillations of a Remotely Controlled Aircraft, AIAA, 2013, Boston
- [36] Taylor. L. W., Nonlinear Time-Domain Models of Human Controllers, Journal of Optimization Theory and Applications, January 1970, Volume 5, pp 23-38
- [37] Freivalds A.,: Biomechanics of the Upper Limbs – Mechanics, Modeling, and Musculoskeletal Injuries, CRC Press, 2004, ISBN 0-7484-0926-2
- [38] F. E. Zajac, Muscle and tendon: properties, models, scaling, and application to biomechanics and motor control, Critical Reviews in Biomedical Engineering, 1989, Volume 17, pp 359–411.
- [39] Chandler RF, Clauser CE, McConville JT, Reynolds HM, Young JW. Investigation of Inertial Properties of the Human Body. Washington, DC, USA: US Department of Transportation National Highway Traffic Safety Administration, 1975
- [40] Jimin He, Zhi-Fang Fu,; Modal Analysis, Butterworth-Heinemann, London, 2001 ISBN 0 7506 5079 6
- [41] Benaroya H.,Nagurka M.L.; Mechanical Vibration, Analysis, Uncertainties, and Control, Third Edition, CRC Press, Taylor And Francis Group, 2010, ISBN 978-1-4200-8056-8
- [42] Maia N. M. M., Silva J. M. M., He J.,Lieven N. A. J., Lin R. M., Skingle G. W., To W-M. Urgueira A. P.V.; Theoretical and Experimental Modal Analysis, Research Studies Press LTD., 1998, ISBN 0 86380 208 7
- [43] Buchholz, J.,J.,, Grünhagen W.,v., Inversion Impossible?, GRIN Publishing; 1 edition 2008, ASIN: B076X1ZCM8
- [44] Bilošová A.; Aplikovaný mechanik jako součást týmu konstruktérů a vývojářů: část modální zkoušky, VŠB-TU Ostrava, Fakulta strojní, Ostrava 2012, ISBN 978-80-248-2758-2
- [45] Datasheet PA-119, http://www.labworks-inc.com/all_products/amps/amps.htm k 10.1.2018
- [46] Datasheet,ET-132, http://www.labworks-inc.com/all_products/shakers/general_purpose/et_132.htm, k 10.2.2018
- [47] Datasheet, Siloměr 8230-001, <https://www.bksv.com/en/products/transducers/vibration/Vibration-transducers/accelerometers/8230-001>, k 10.1.2018
- [48] Datasheet, Akcelerometr 4507-B-004, <https://www.bksv.com/en/products/transducers/vibration/Vibration-transducers/accelerometers/4507-B-004>, k 10.1.2018
- [49] Hess, R.A., Unified Theory for Aircraft Handling Qualitie and Adverse Aircraft-Pilot Coupling, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 20, No. 6 November - December, 1997, pp. 1141-1148,
- [50] Lewis, F. L.,Applied Optimal Control and Estimation, Digital Design and Implementation, Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey 07632, Texas Instruments, ISBN 0-13-040361-X

-
- [51] Valášek M., a kol., Mechatronika, České Vysoké Učení Technické v Praze, Vydavatelství ČVUT, Praha, 1996, ISBN 80-01-01276-X
- [52] Dokumentace všech využitých funkcí v prostředí Matlab, <https://ch.mathworks.com/help/matlab/> k 10.1.2019
- [53] Kratochvíl, A.; Slavík, S.; Flutter Analysis of the Bristell B23 Airplane. ČVUT v Praze, 2019. VZP/ULT/7/2019.
- [54] Vích R., Smékal Z., Číslicové filtry, Academia, nakladatelství AV ČR, Praha, 2000, ISBN 80-2000761-X

12. Autorovy publikace

12.1. Publikace prezentující výsledky disertace

- [55] Sommer T., Kratochvíl A.; Modal analysis of sport aircraft, STČ 2013, , České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní, Praha, 2013, ISBN 978-80-01-05232-7.
- [56] Sommer, T., Steinbauer, T., Vilímek, M., Slavík, S., Kratochvíl, A., Influence of the Pilot on the Modal Parameters of the Control System Lightweight Aircraft, Computational Mechanics, Srní, 2018, ISBN 978-80-261-0819-1
- [57] Sommer, T., Vilímek, M., Steinbauer P, Kratochvíl, A., T., Slavík, S., Experimental Investigation of the Pilot Muscular Activity During Higher Frequencies Deflections of Longitudinal Control of Small Aircraft. Acta of Bioengineering and Biomechanics, (odesláno ke schválení)
- [58] Sommer, T., Steinbauer P, Vilímek, M., Kratochvíl, A., T., Slavík, S., Description of Pilot's Influence on the Modal Parameters of the Mechanical Control System Lightweight Aircraft, Applied and Computational Mechanics, (odesláno ke schválení)
- [59] Sommer, T., Steinbauer P, Vilímek, M., Slavík, S., Kratochvíl, A., The Pilot Influence on the Flutter Velocity of the Lightweight Plane, 9th EASN International Conference on Innovation in Aviation & Space, 2019, e-ISSN: 2261-236X,

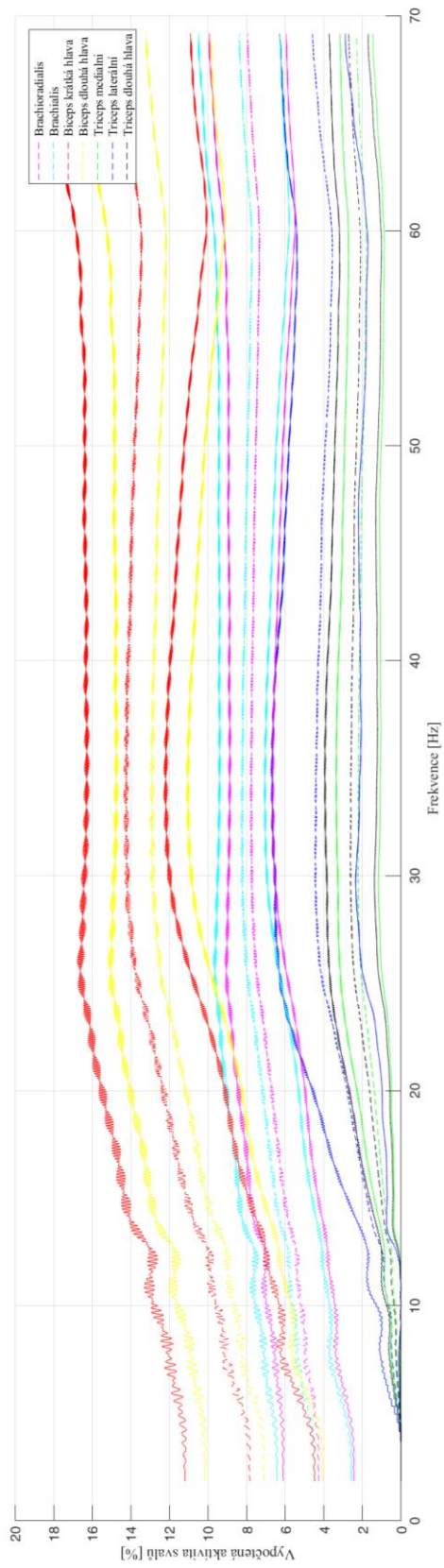
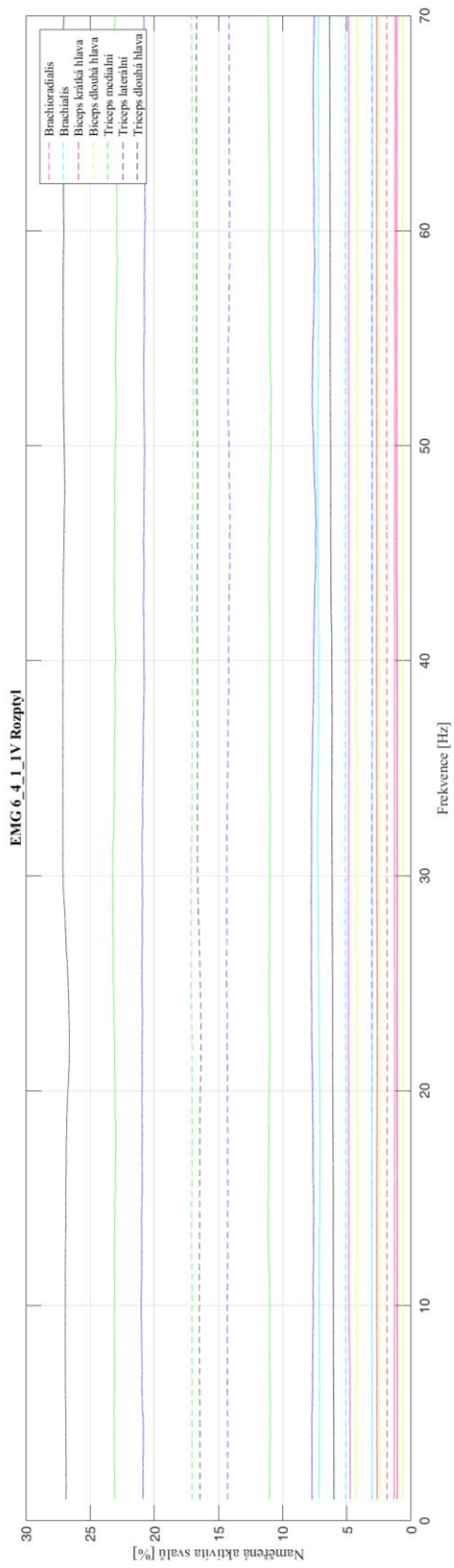
12.2. Publikace z oblasti PFZ a aeroelasticity

- [60] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza letounu LEGEND 540. ČVUT v Praze, 2012. TZP/ULT/23/2012.
- [61] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza letounu SR-01 MAGIC UL. ČVUT v Praze, 2012. TZP/ULT/21/2012.
- [62] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza ocasních ploch letounu Sparrow-ML. ČVUT v Praze, 2013. TZP/ULT/16/2013.
- [63] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza letounu BRISTELL NG5. ČVUT v Praze, 2013. TZP/ULT/4/2013.
- [64] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Analýza flutterové odolnosti letounu BRISTELL NG5U. ČVUT v Praze, 2013. VZP/ULT/53/2013.
- [65] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza letounu UFM-13 LAMBADA s rozpětím 15m. ČVUT v Praze, 2014. TZP/ULT/28/2014.
- [66] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza křídla letounu SkyLane -Kompozitové křídlo. ČVUT v Praze, 2014. TZP/ULT/21/2014.
- [67] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza letounu GP-ONE. ČVUT v Praze, 2014. TZP/ULT/17/2014.
- [68] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; FLUTTEROVÁ ANALÝZA LETOUNU PHONEIX S ROZPĚTÍM 15M. ČVUT v Praze, 2015. VZP/ULT/9/2015.
- [69] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza letounu JA-400. ČVUT v Praze, 2016. TZP/ULT/58/2016.

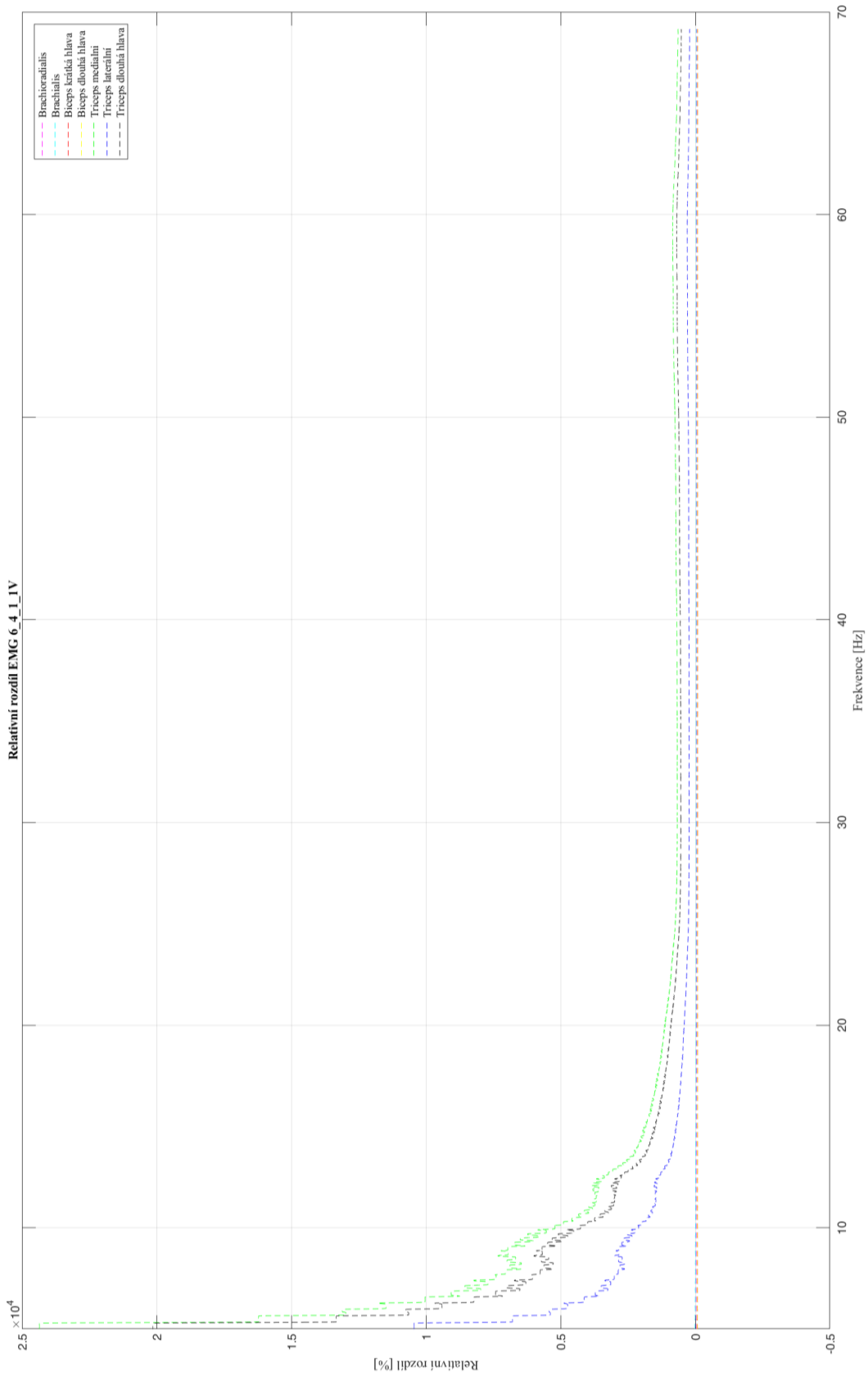
-
- [70] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza letounu VIA – NG4 A NG6. ČVUT v Praze, 2016. VZP/ULT/5/2016.

Příloha 1.

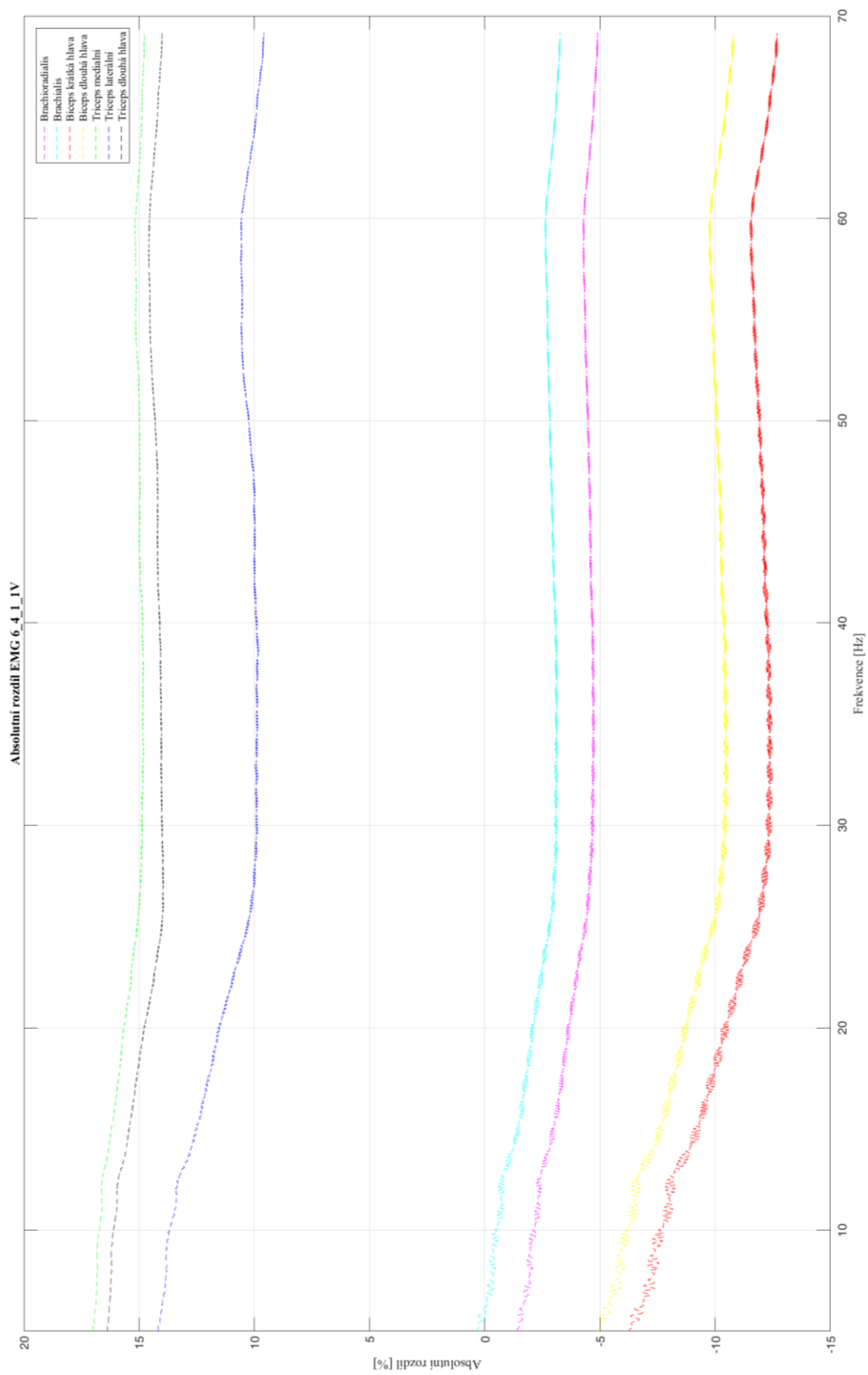
Tato příloha obsahuje porovnání naměřených svalových aktivit u průměrného pilota a vypočtené aktivace pomocí reverzního Hillova modelu. Následně jsou uvedeny grafy průběhů relativních a absolutních rozdílů pro průměrného pilota. Grafy obsahují také rozptyly. Střední hodnoty jsou znázorněné čárkovaně, meze souvisle.



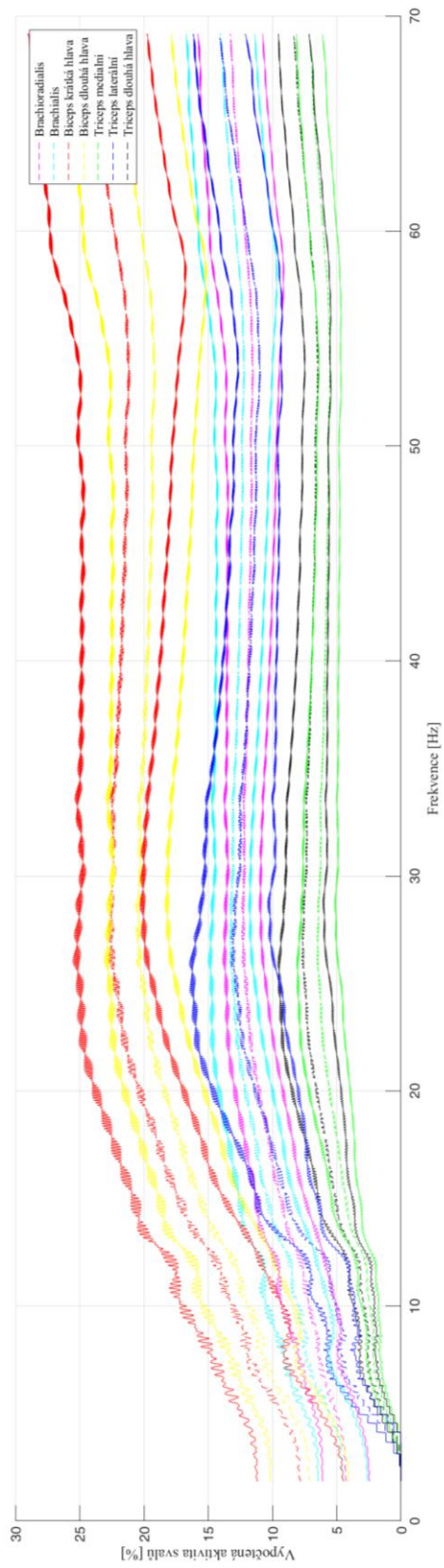
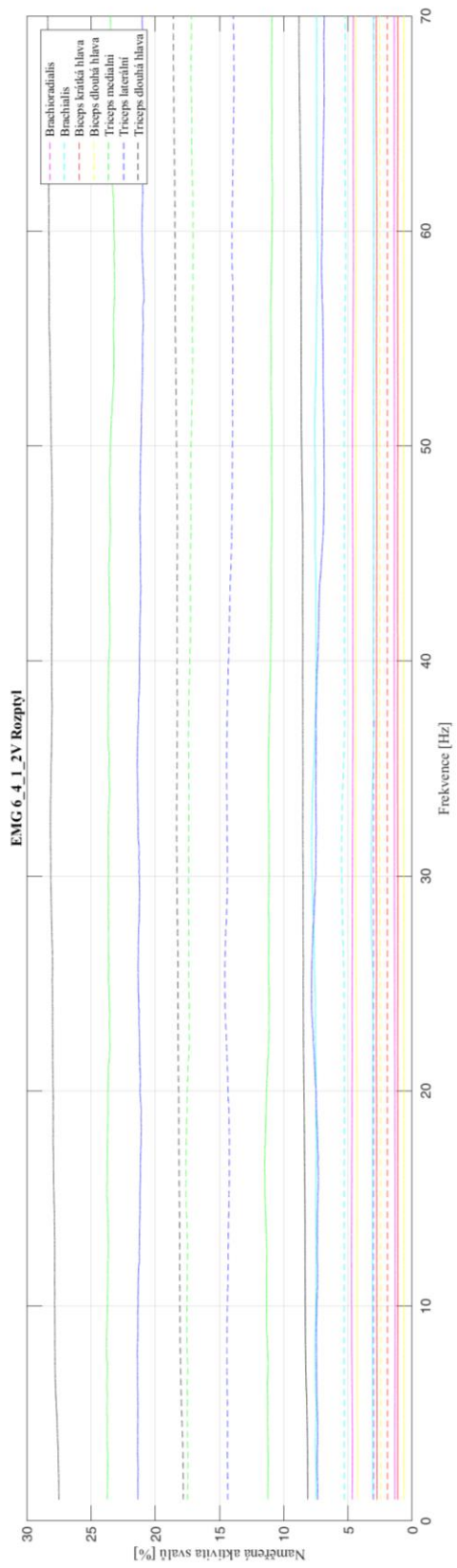
Obr. 50 – Rozpřítí svalové aktivity naměřené a vypočtené, případ 6_4_1_IV



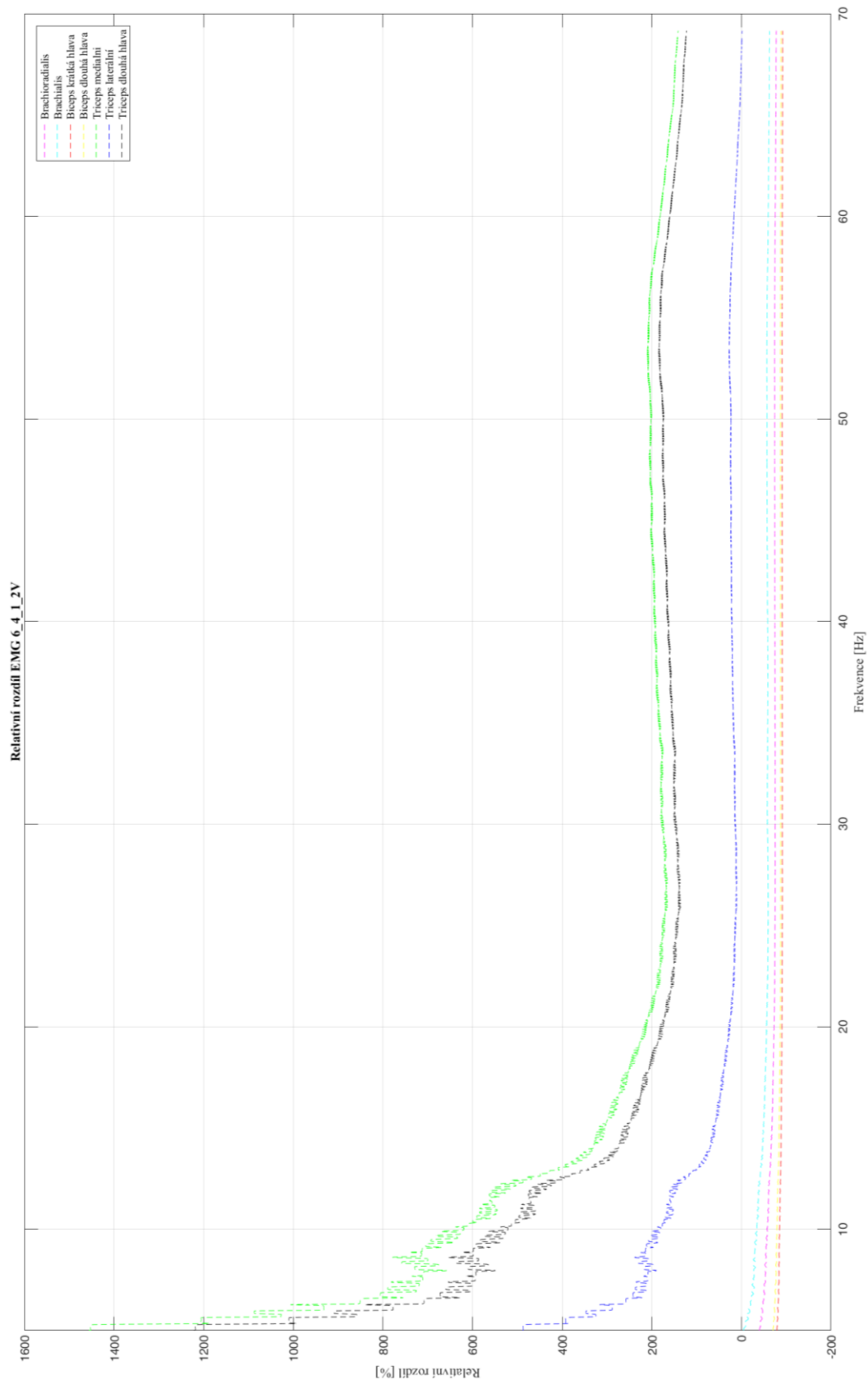
Obr. 51 – Relativní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_1_IV



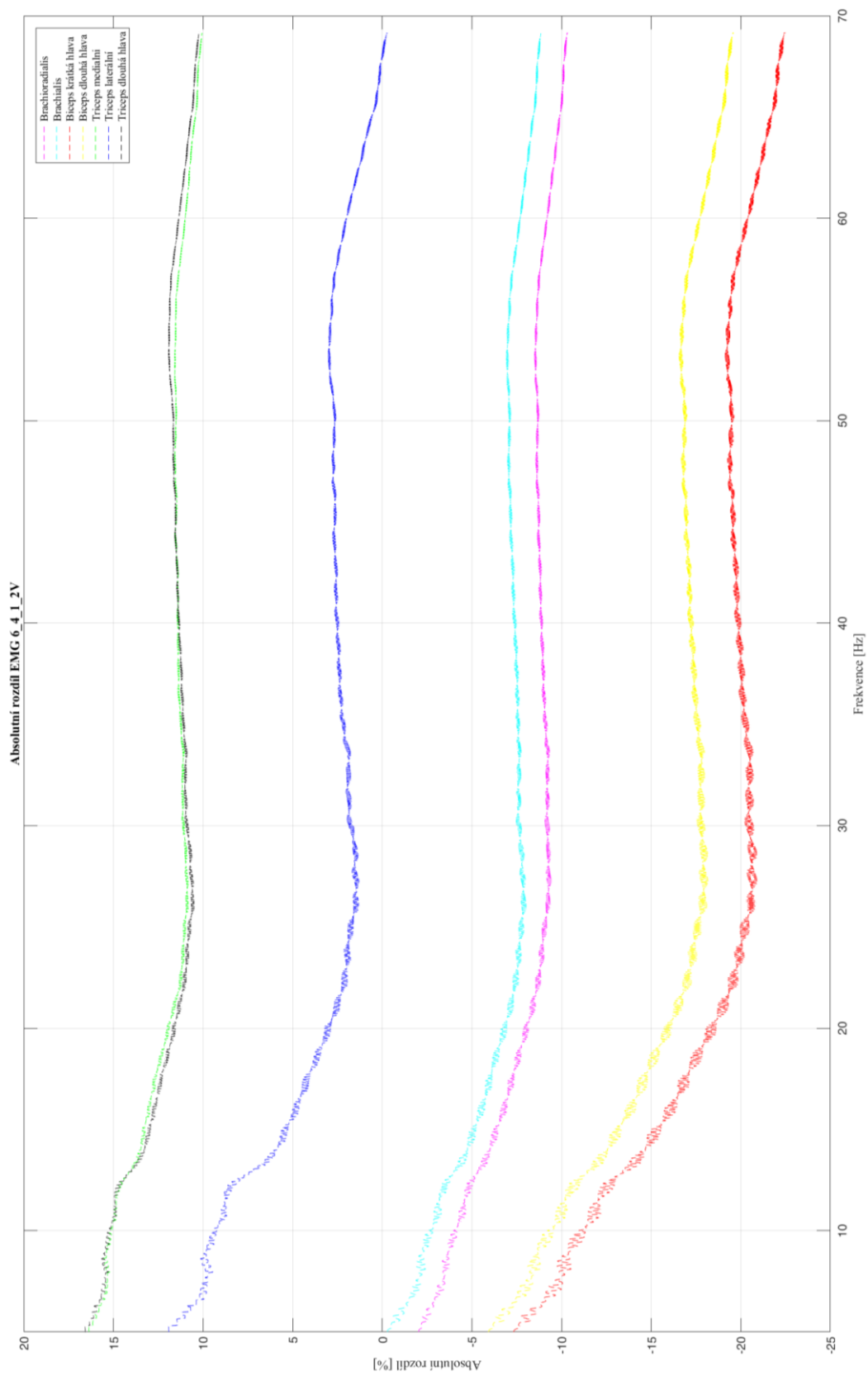
Obr. 52 – Absolutní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_I_IV



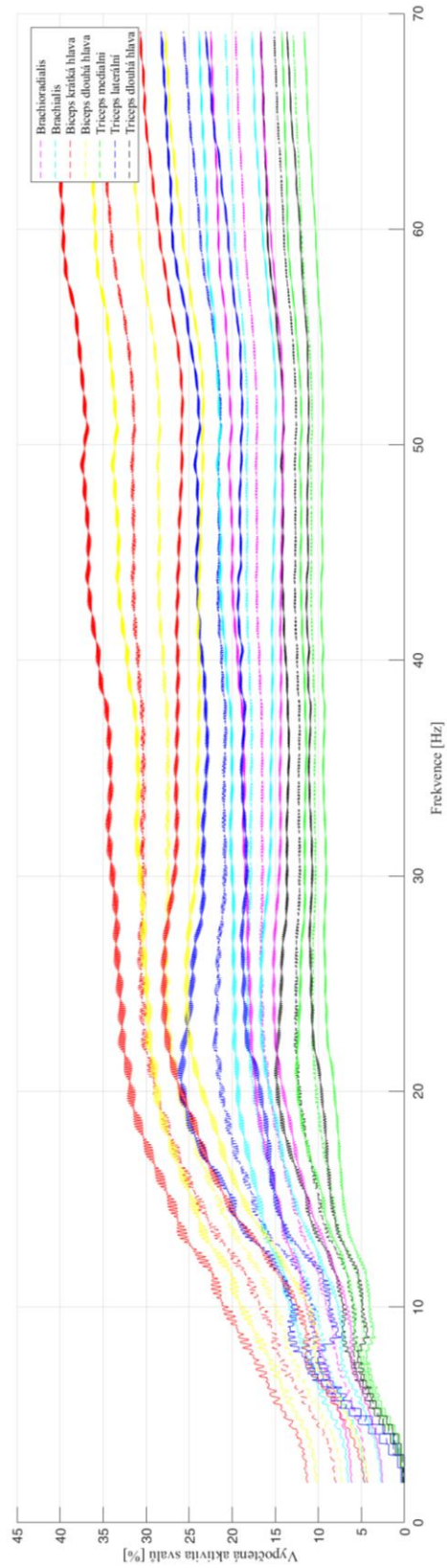
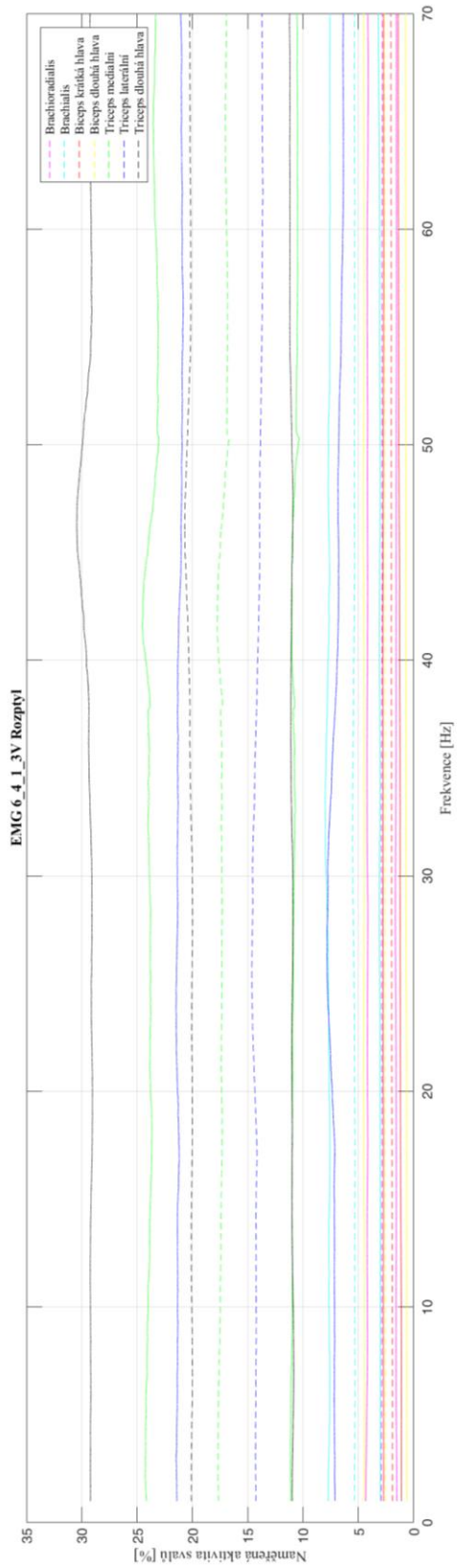
Obr. 53 – Rozptyl svařové aktivity naměřené a vypočtené, případ 6_4_I_2V



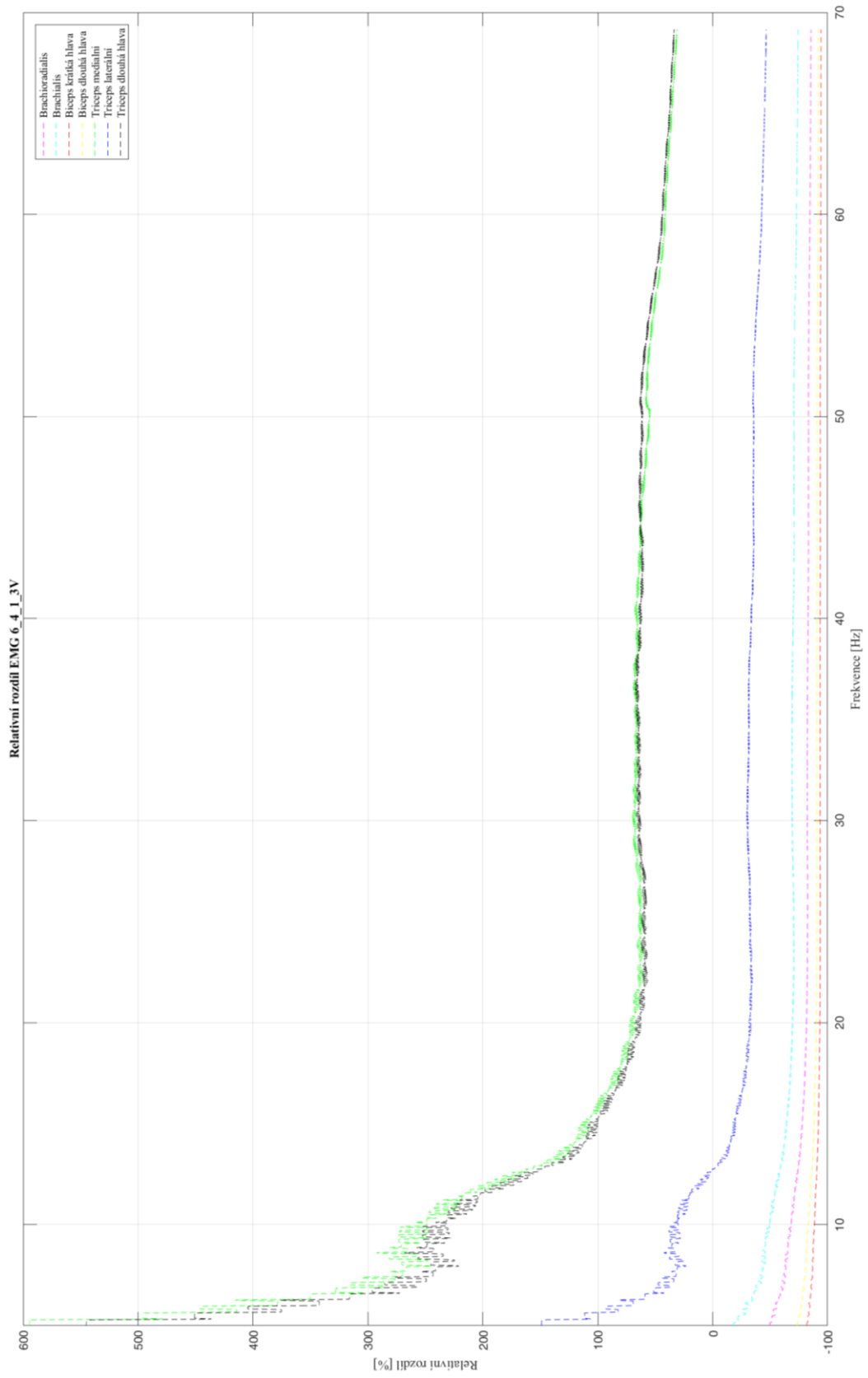
Obr. 54 – Rozptyl svalové aktivity naměřené a vypočtené, případ 6_4_1_2V



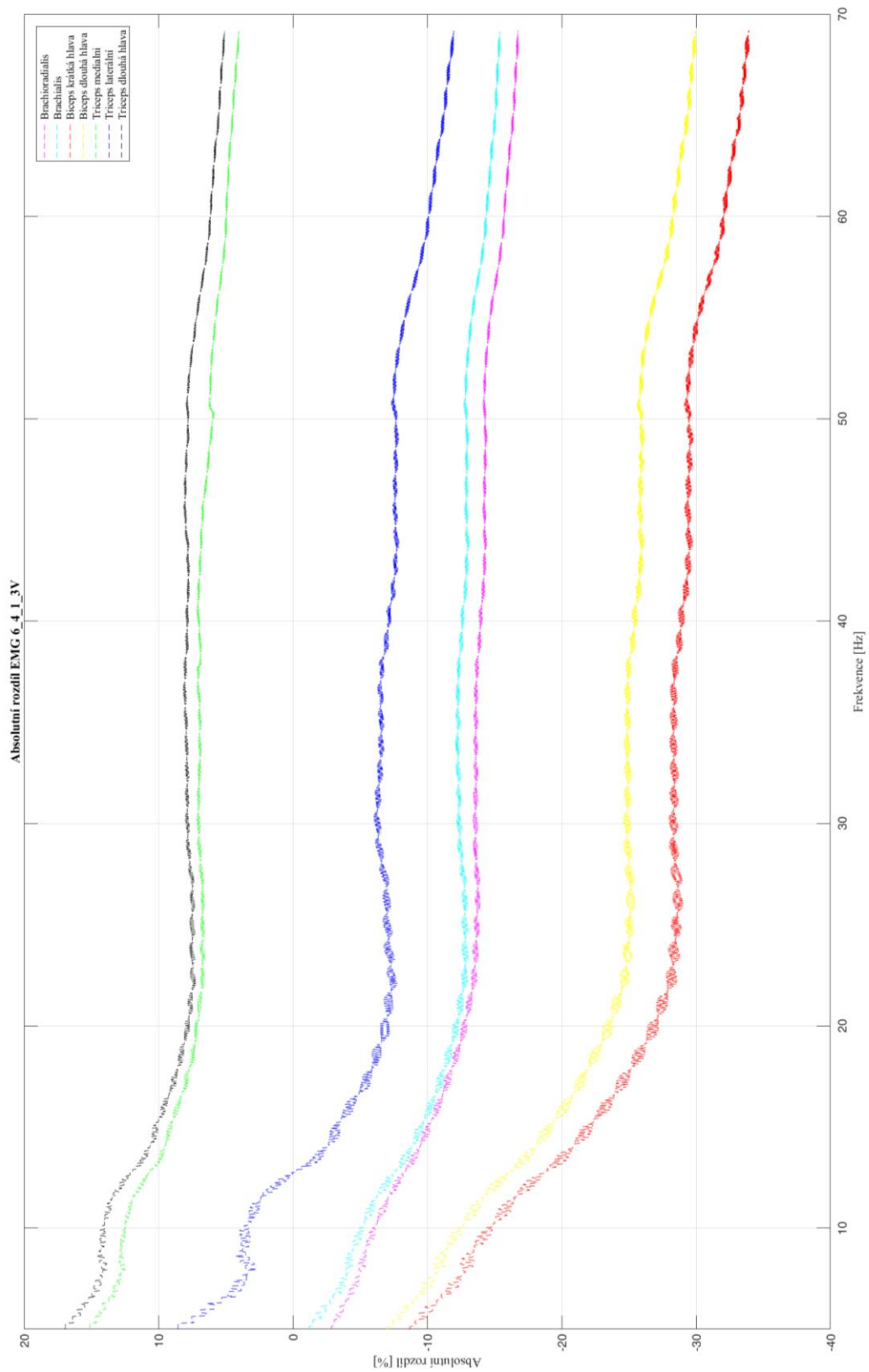
Obr. 55 – Absolutní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_1_2V



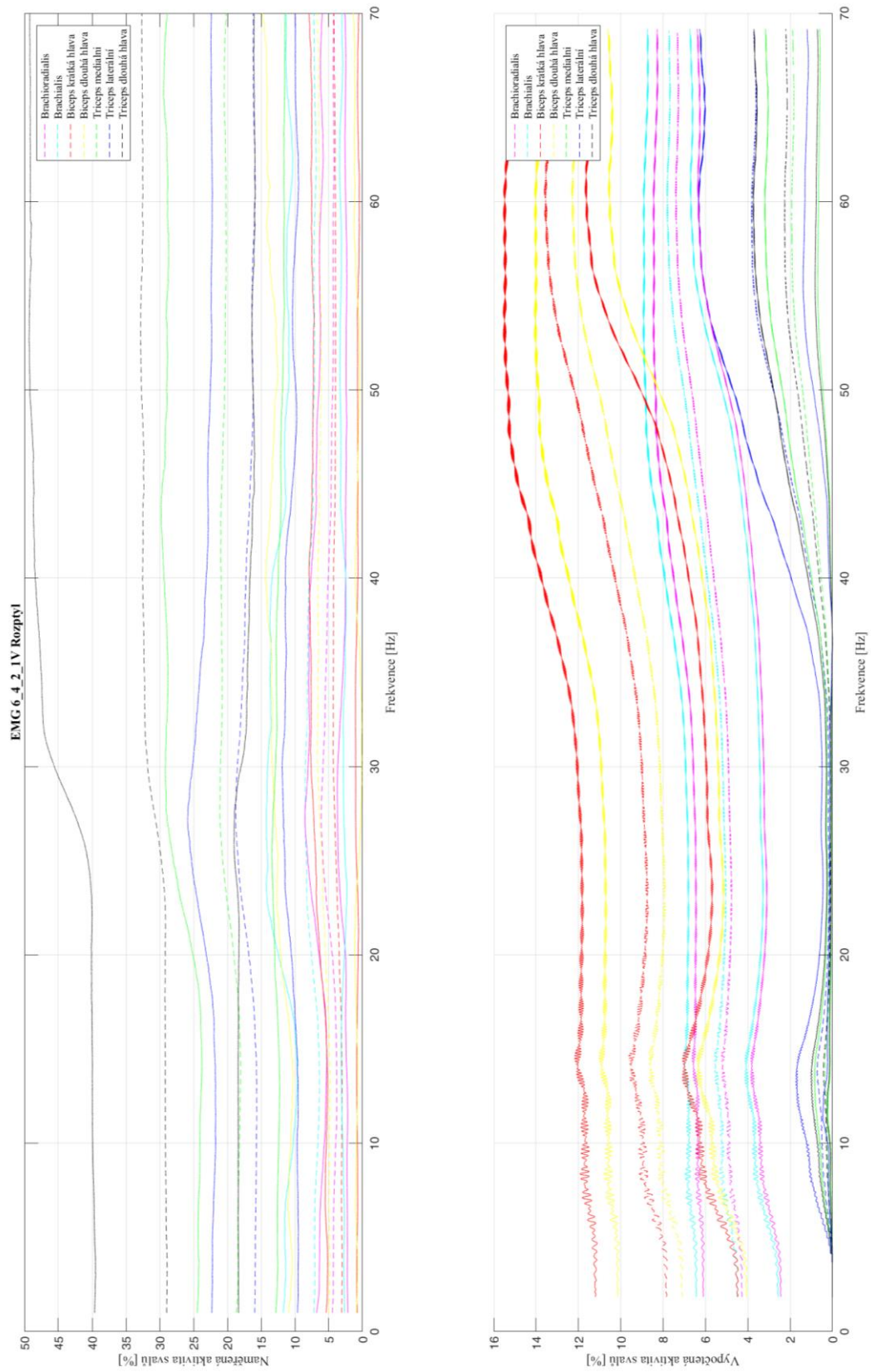
Obr. 56 – Rozptyl svalové aktivity naměřené a vypočtené, případ 6_4_1_3V



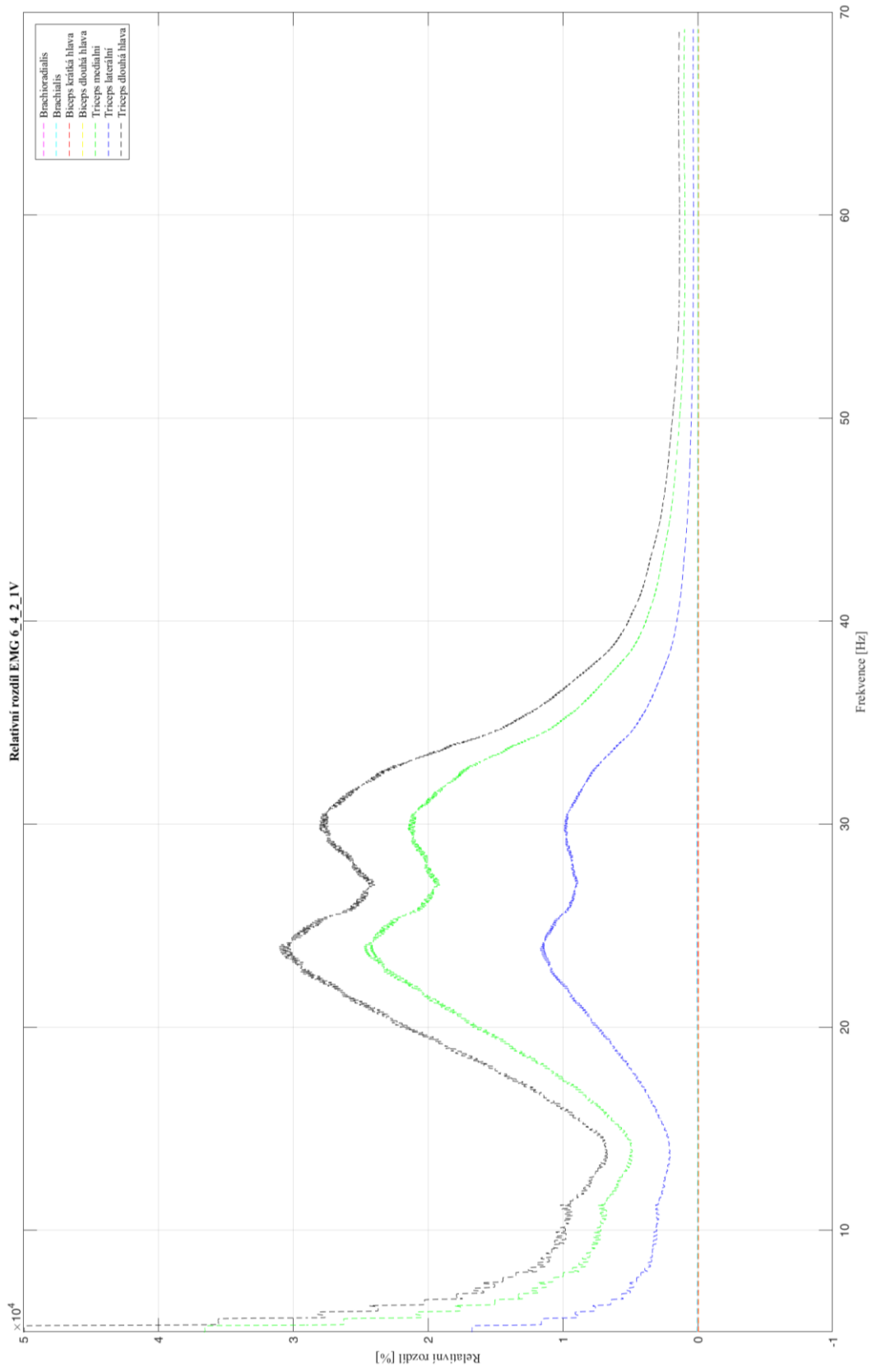
Obr. 57 – Relativní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_I_3V



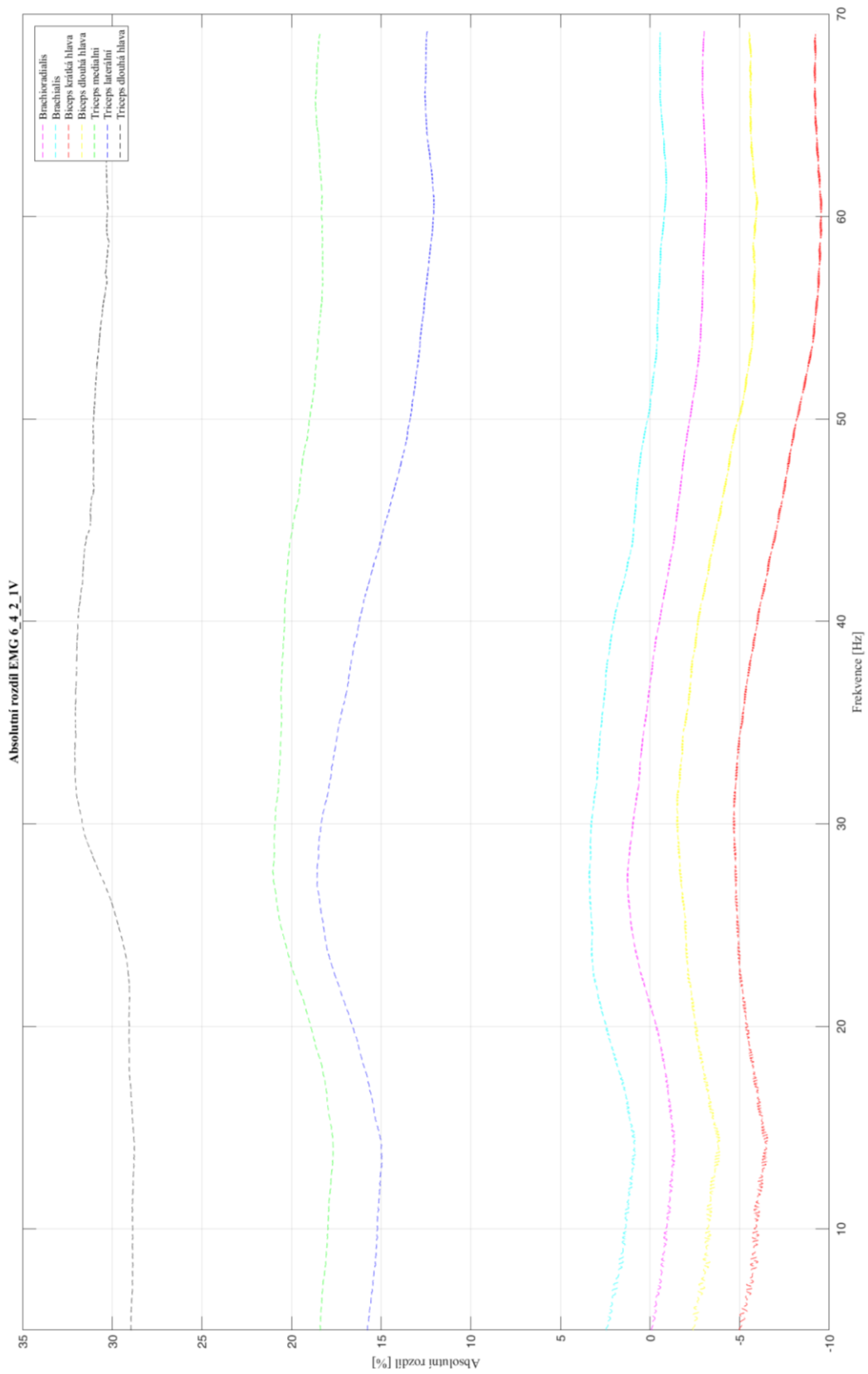
Obr. 58 – Absolutní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_I_3V



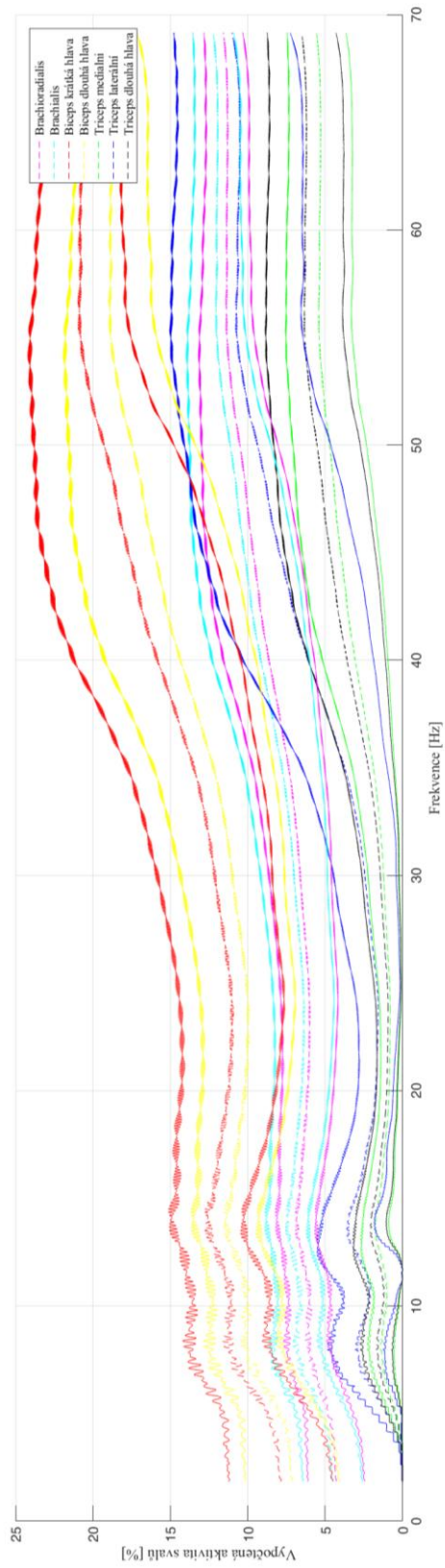
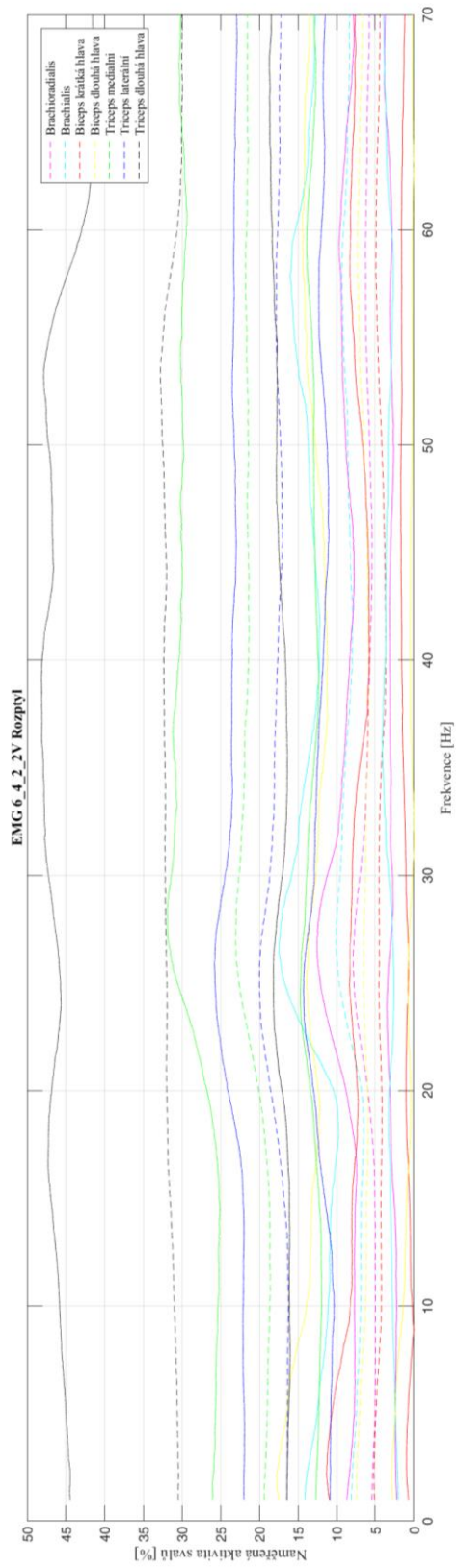
Obr. 59 – Rozptyl svařové aktivity naměřené a vypočtené, případ 6_4_2_IV



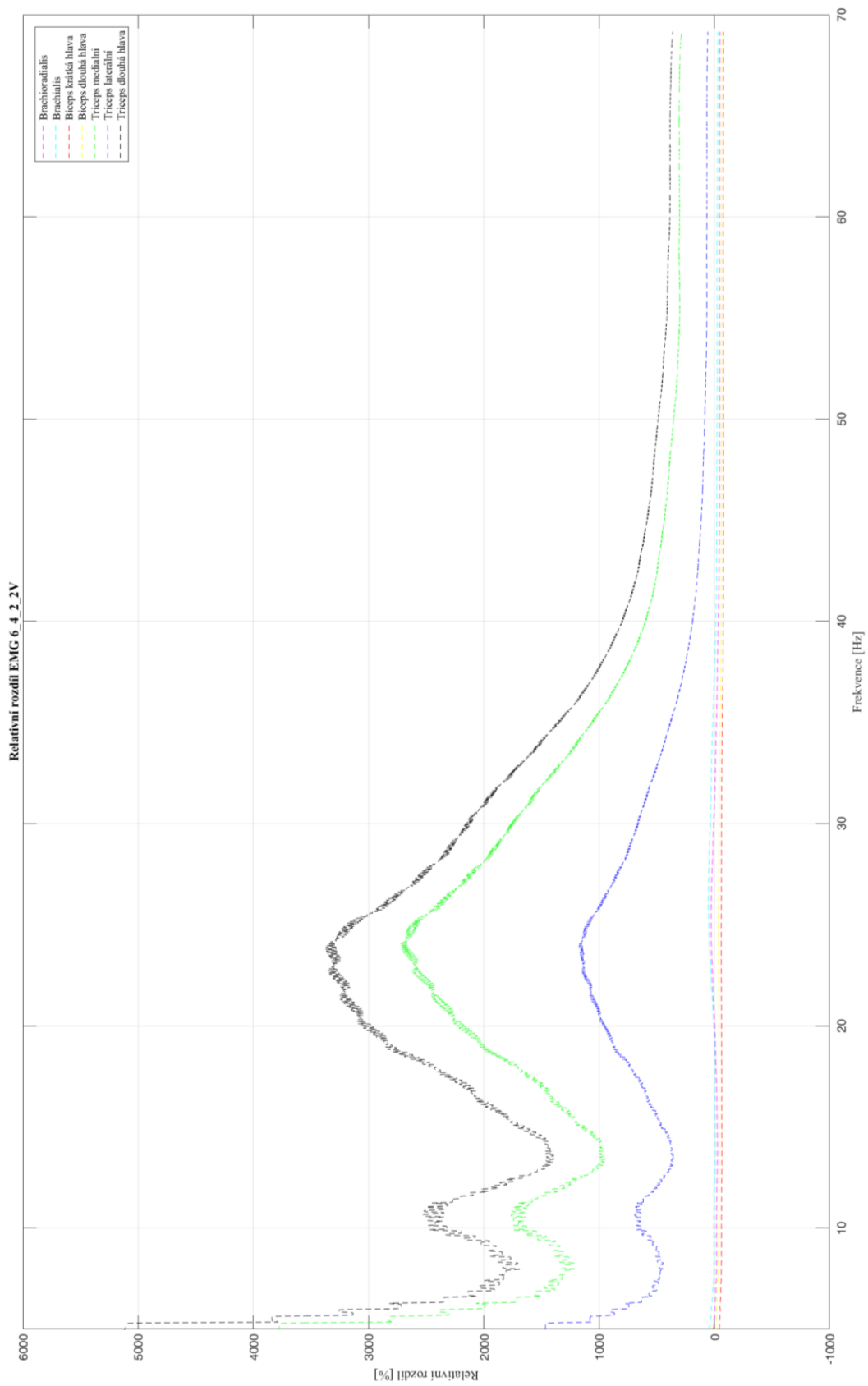
Obr. 60 – Relativní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_2_IV



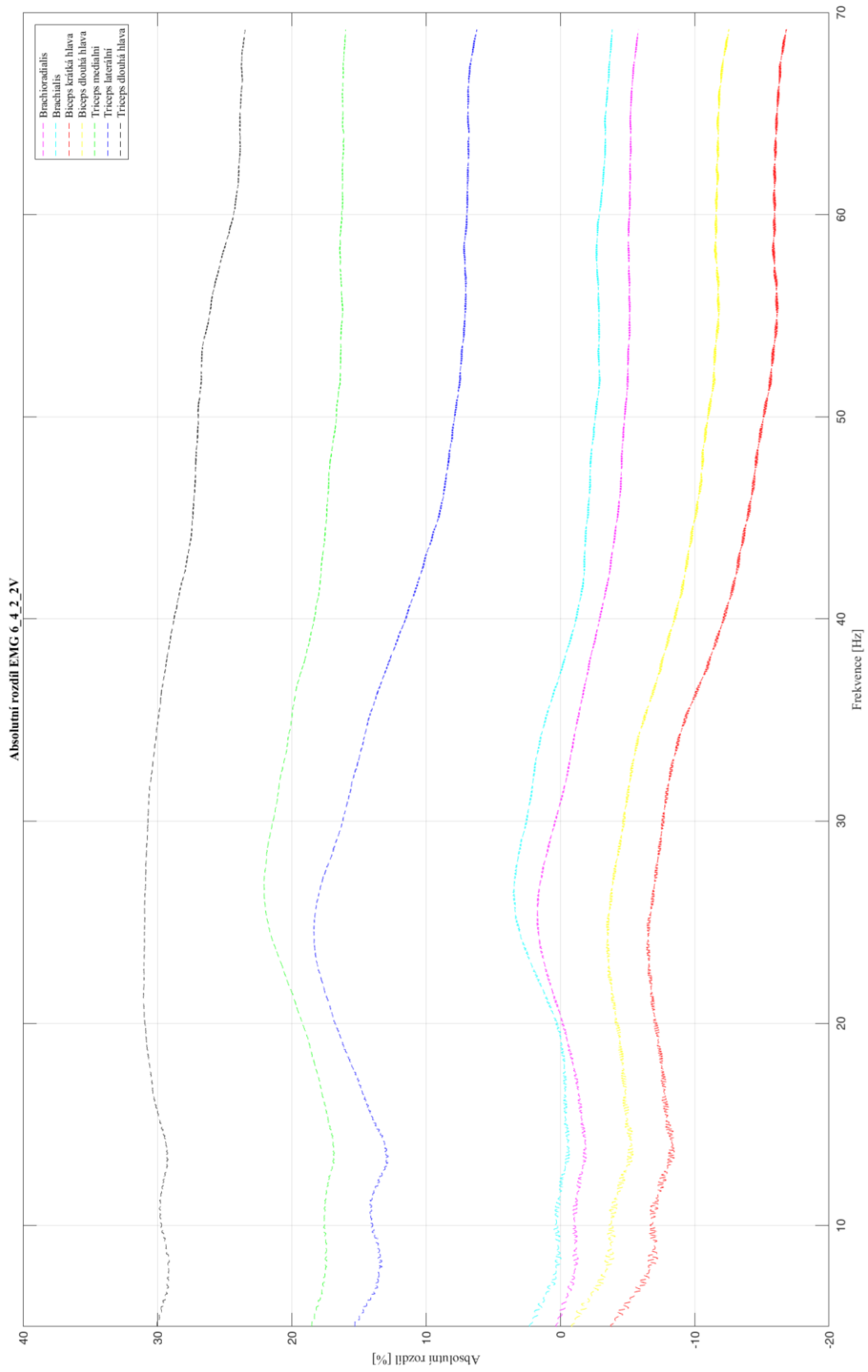
Obr. 61 – Absolutní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_2_IV



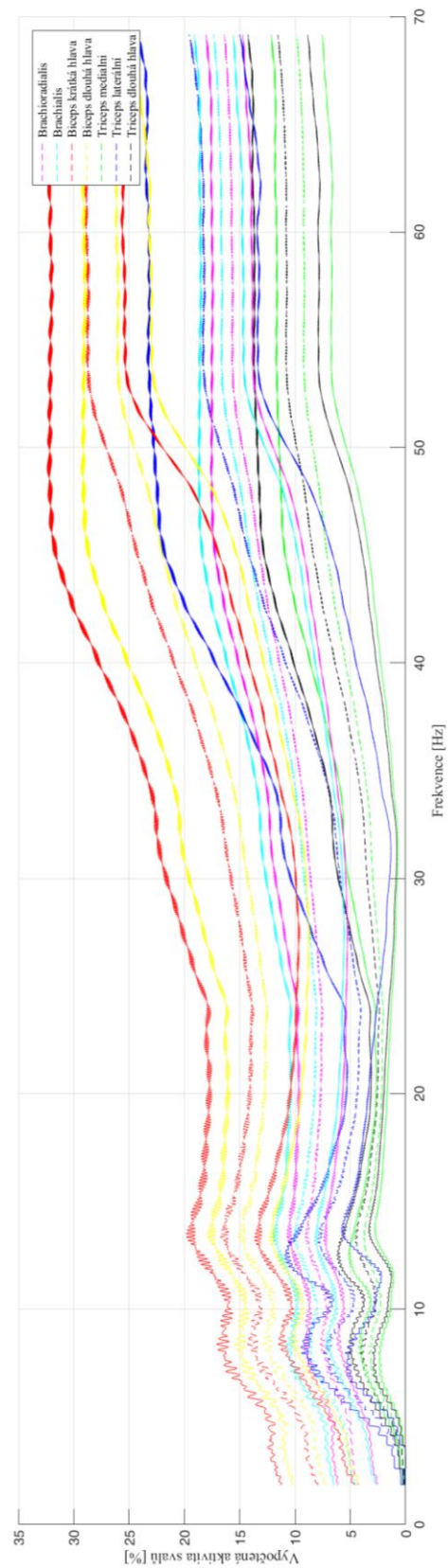
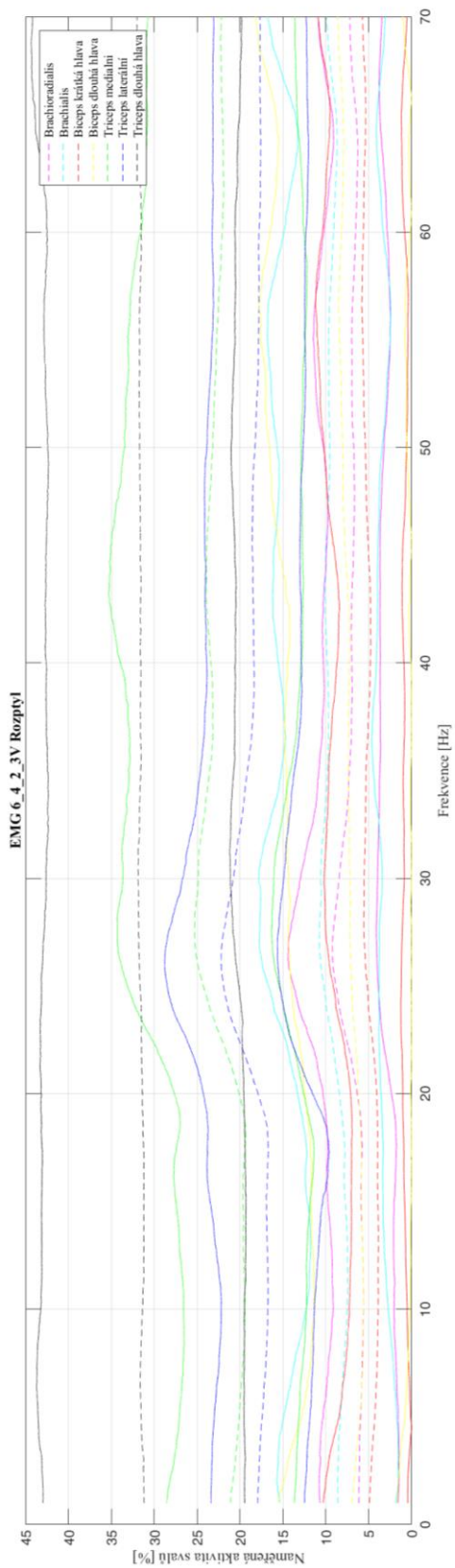
Obr. 62 – Rozptyl svalové aktivity naměřené a vypočtené, případ 6_4_2_2V



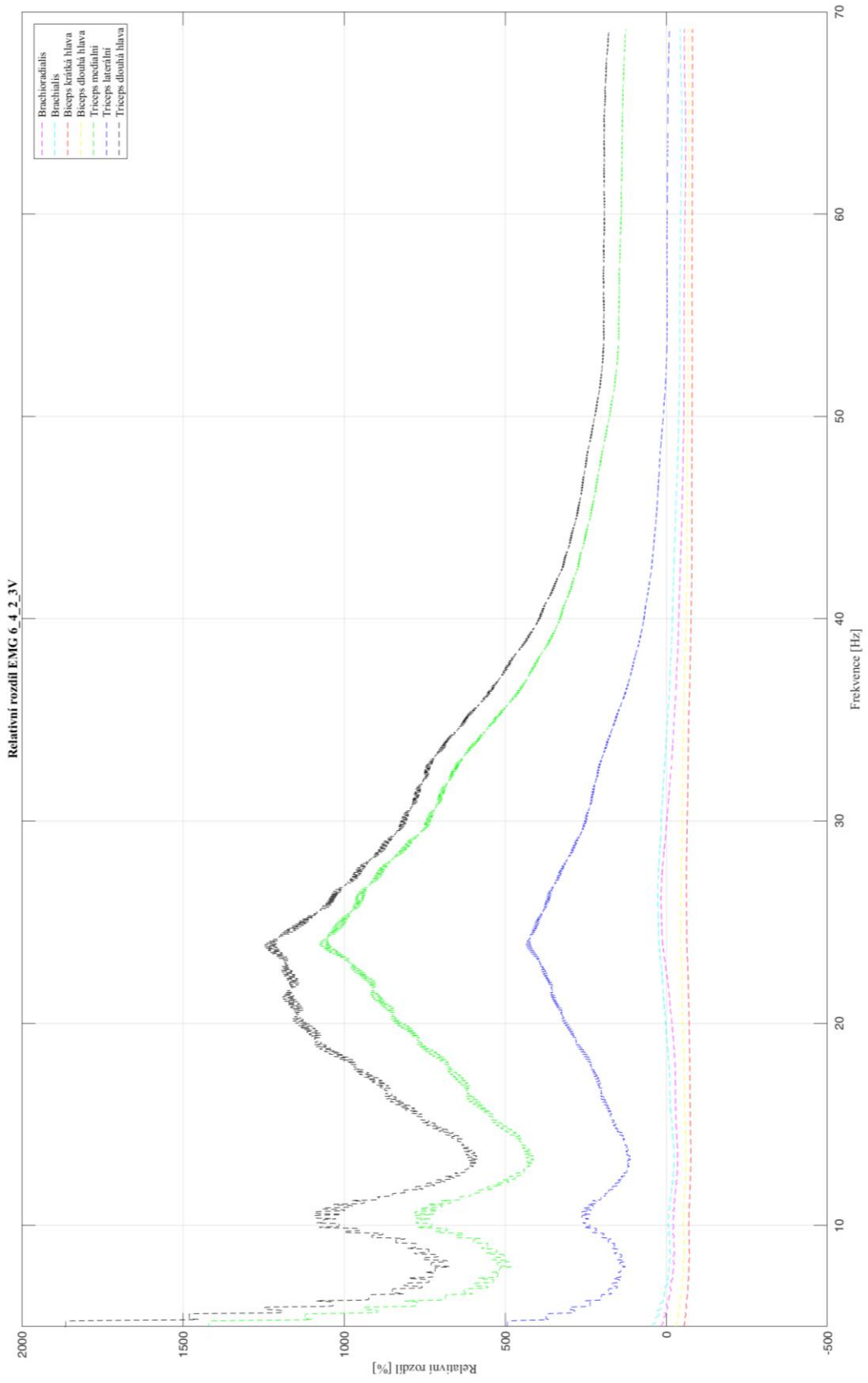
Obr. 63 – Relativní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_2_2V



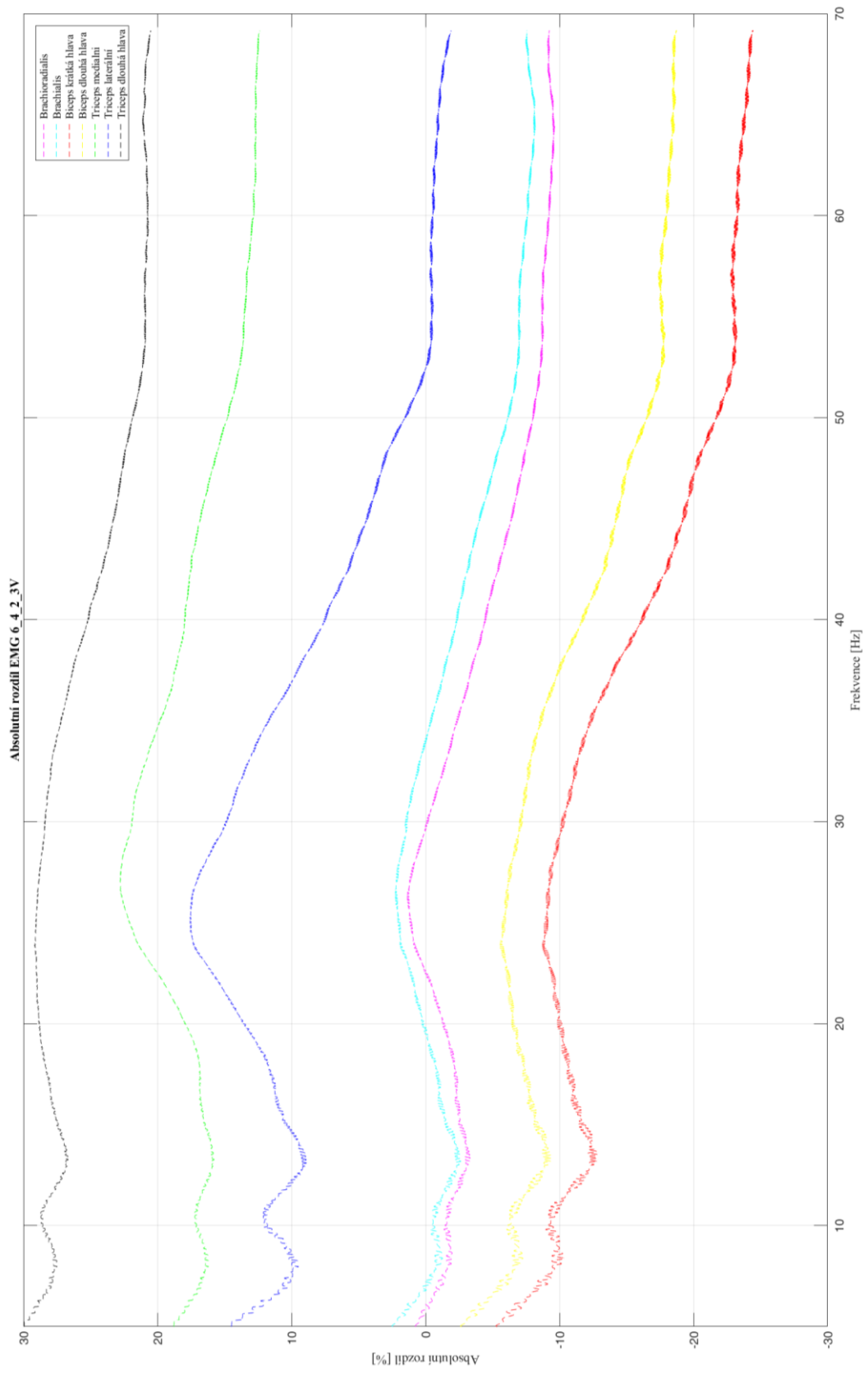
Obr. 64 – Absolutní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_2_2V



Obr. 65 – Rozpípyl svalové aktivity naměřené a vypočtené, případ 6_4_2_3V



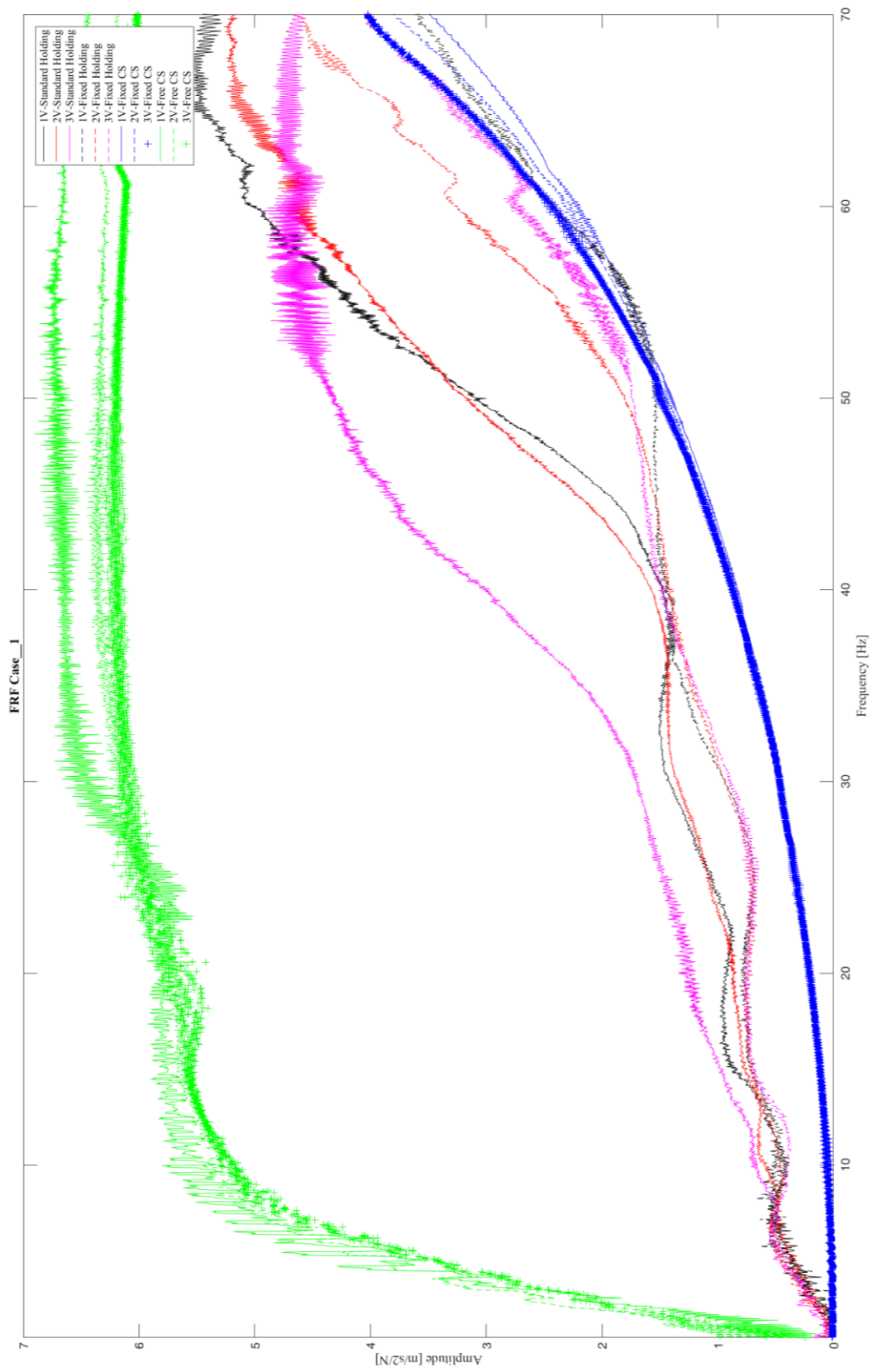
Obr. 66 – Relativní rozdíl svalové aktivity, případ 6_4_2_3V



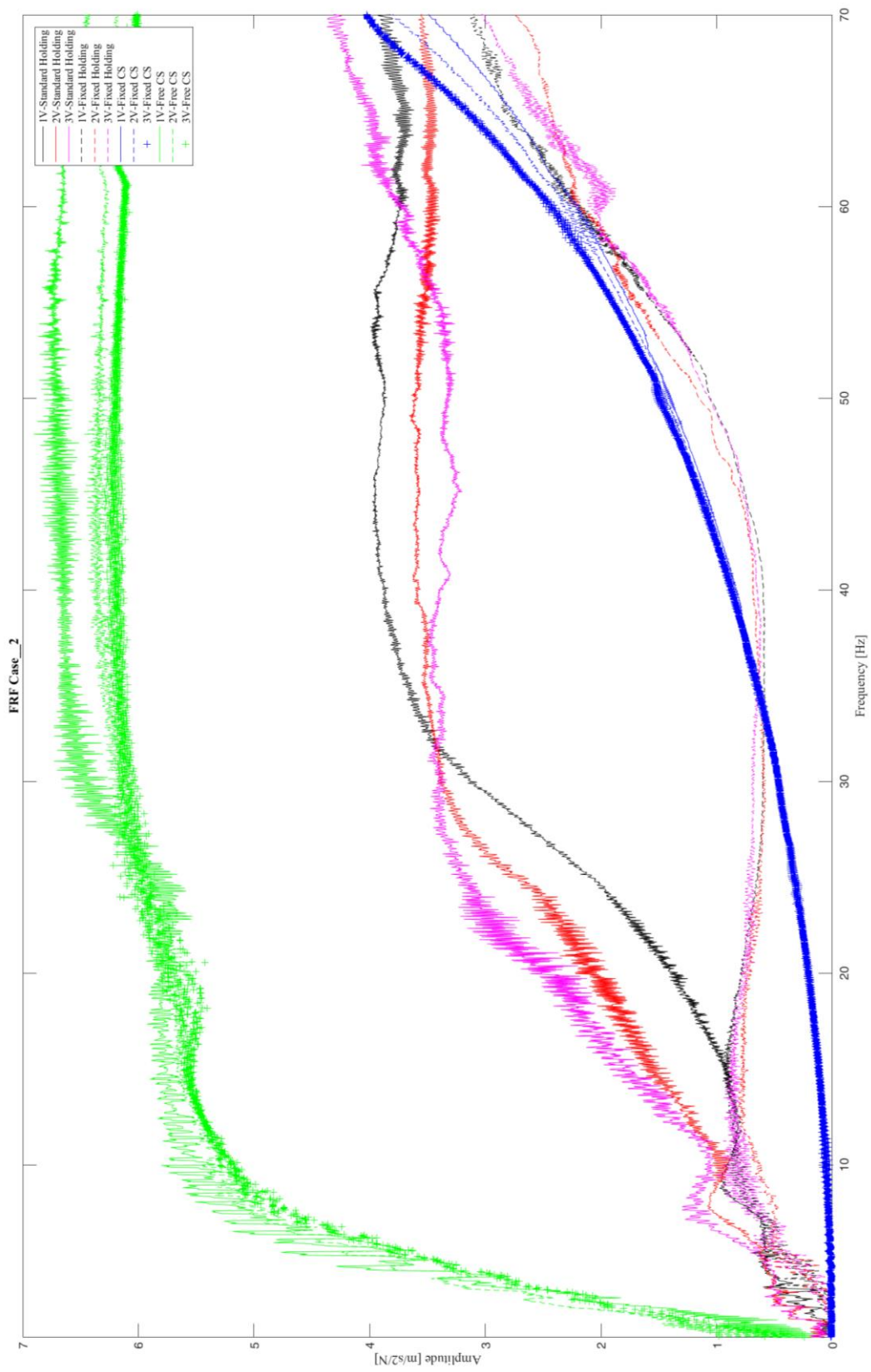
Obr. 67 – Absolutní rozdíl svalové aktivace, případ 6_4_2_3V

Příloha 2.

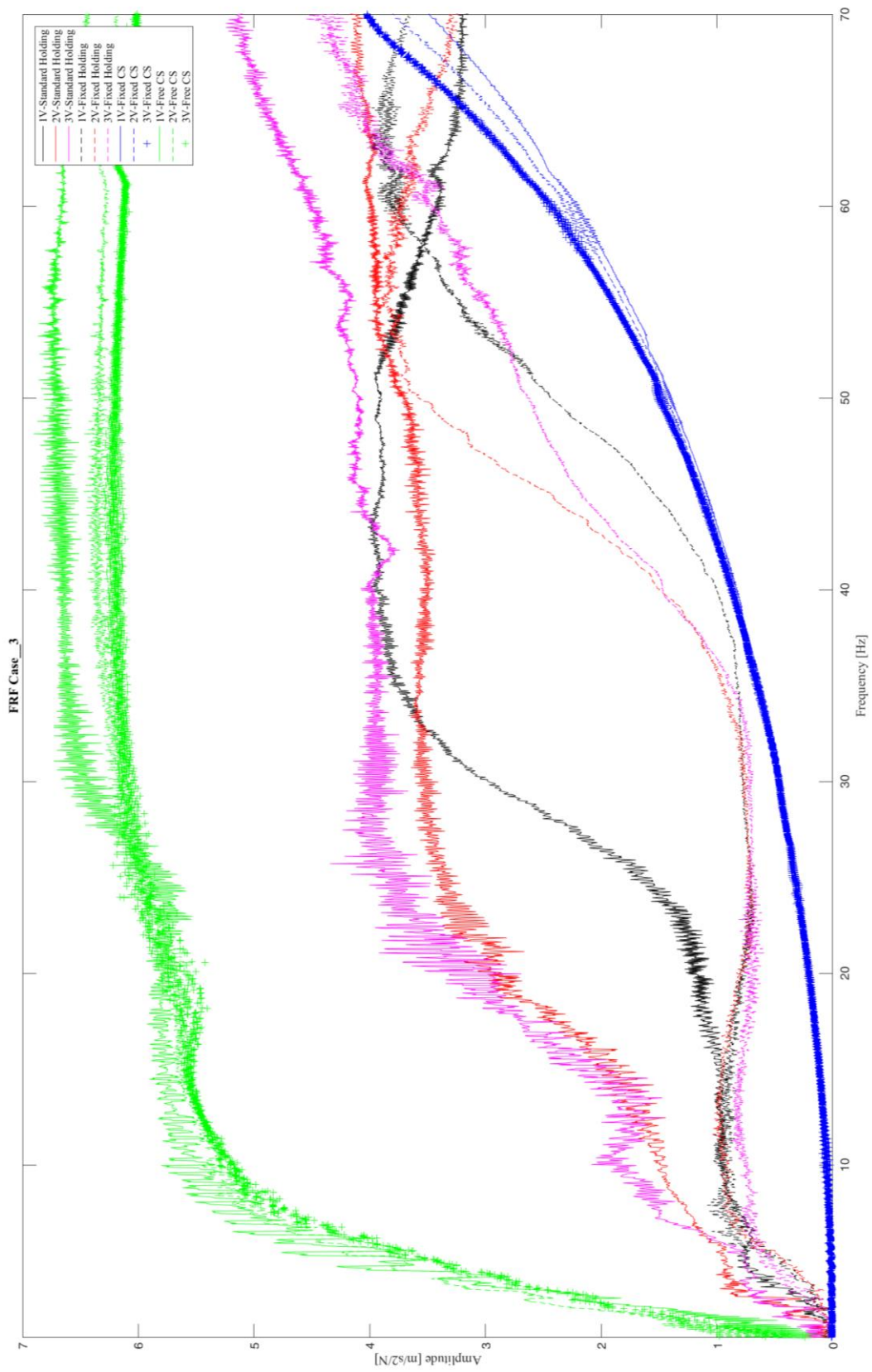
Naměřené frekvenční přenosové funkce H_1 ve tvaru amplitudy. Všechny okrajové podmínky pro jednoho pilota vykresleny přes sebe. Zeleně znázorněná frekvenční přenosová funkce volné řídicí páky. Modře znázorněná frekvenční přenosová funkce blokové řídicí páky.



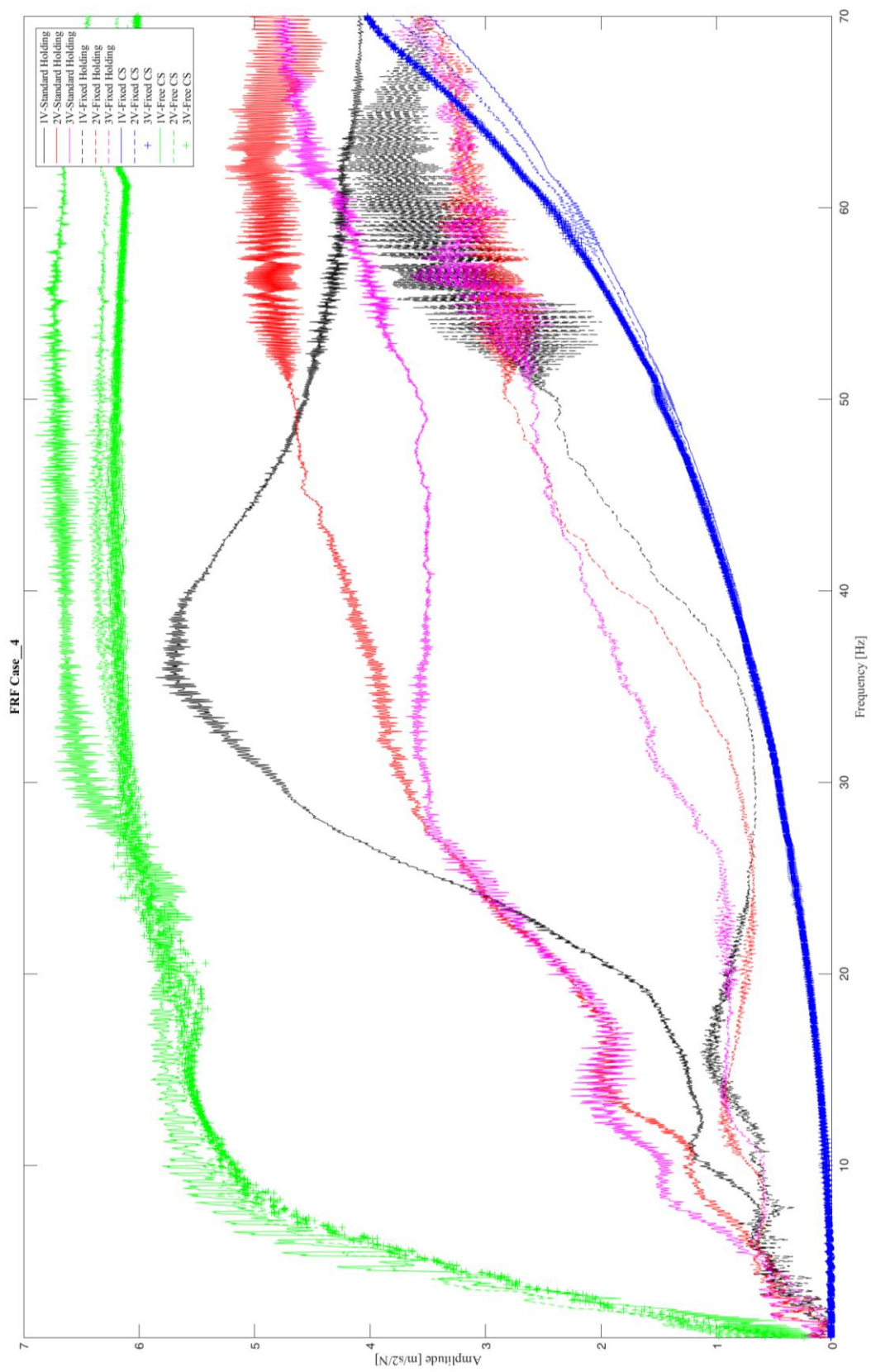
Obr. 68 – Frekvenční přenosové funkce ve tvaru magnitudy $H1$, pilot 1, všechny okrajové podmínky



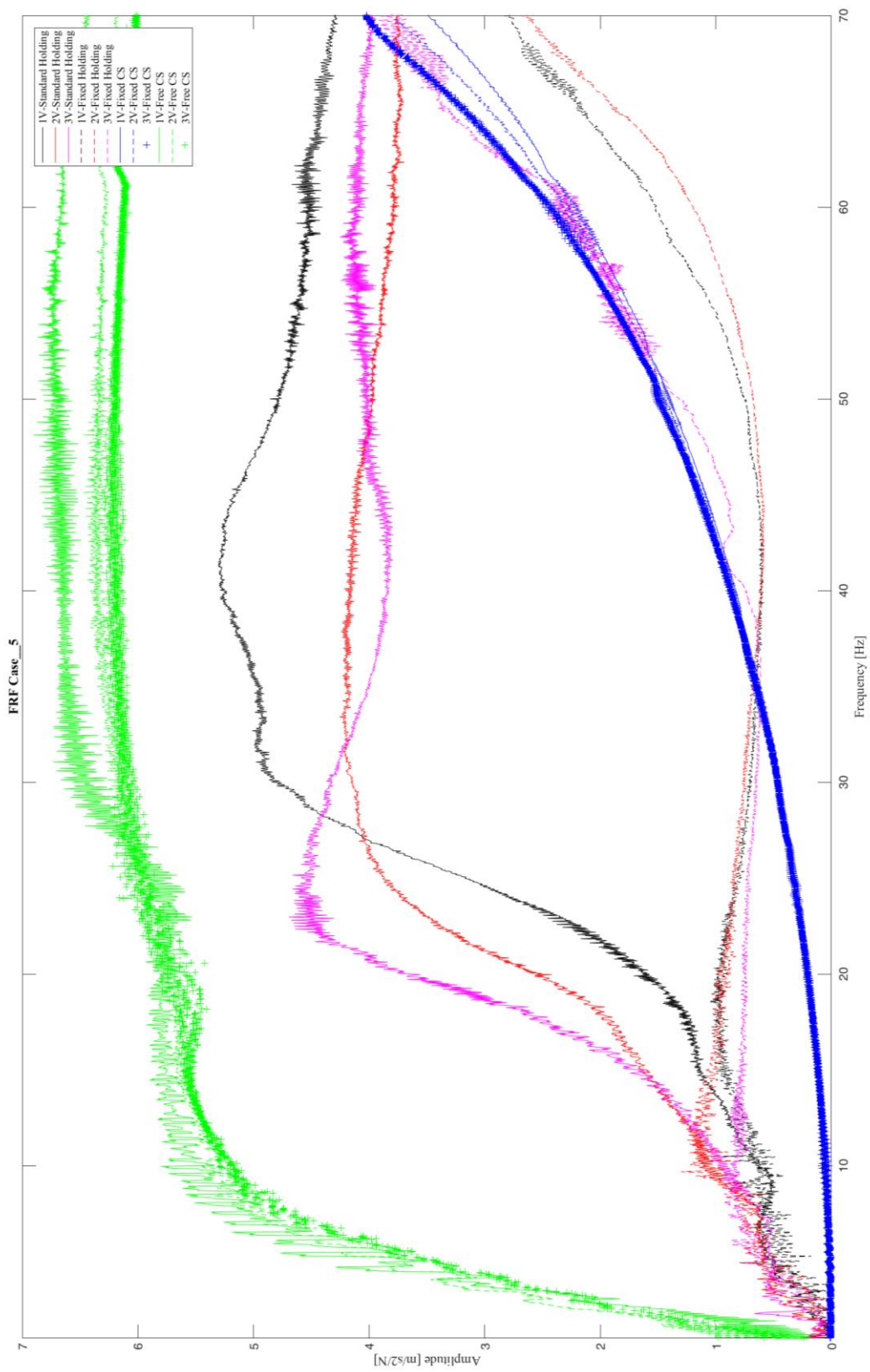
Obr. 69 – Frekvenční přenosové funkce ve tvaru magnitudy H1, pilot 2, všechny okrajové podmínky



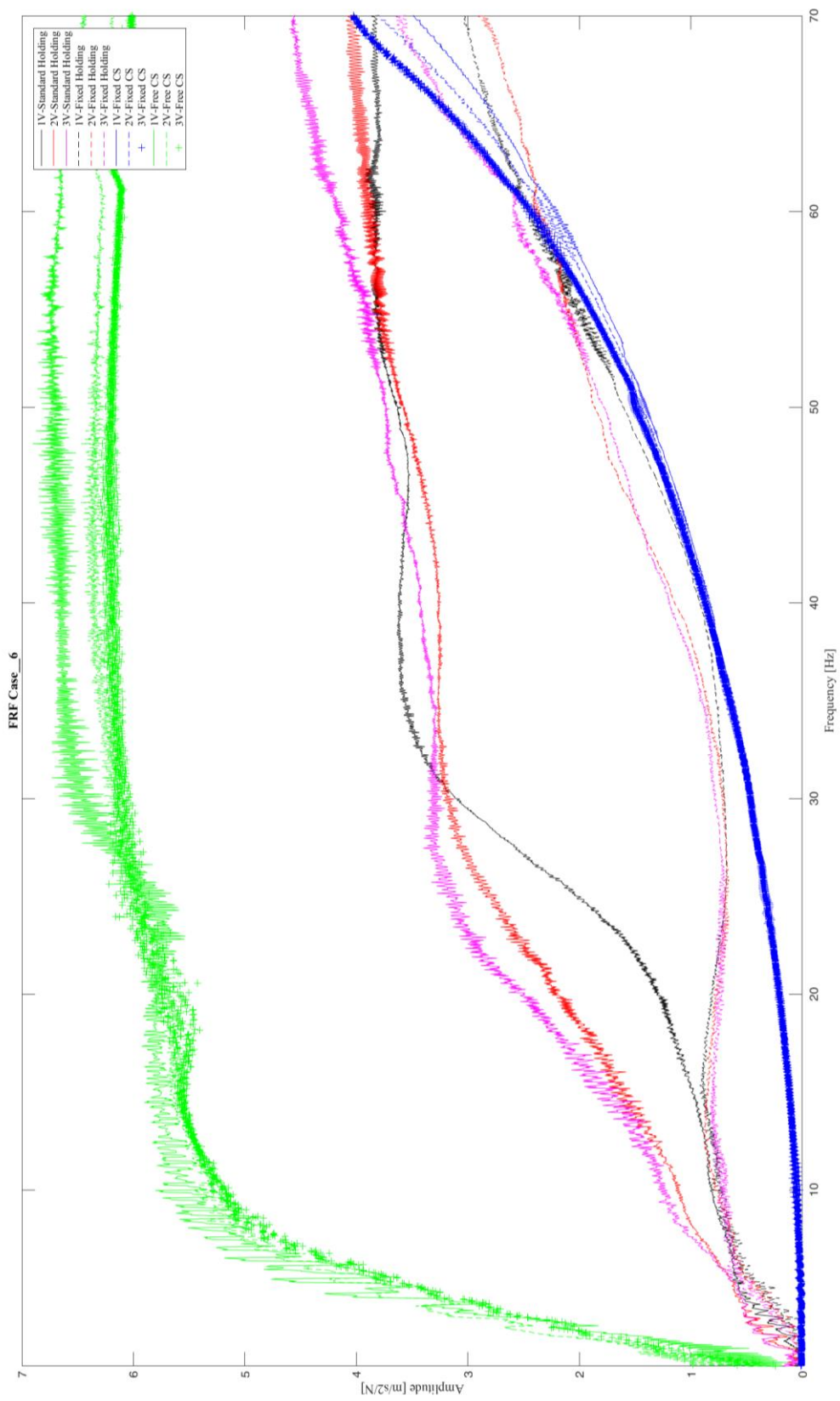
Obr. 70 – Frekvenční přenosové funkce ve tvaru magnitudy HI, pilot 3, všechny okrajové podmínky



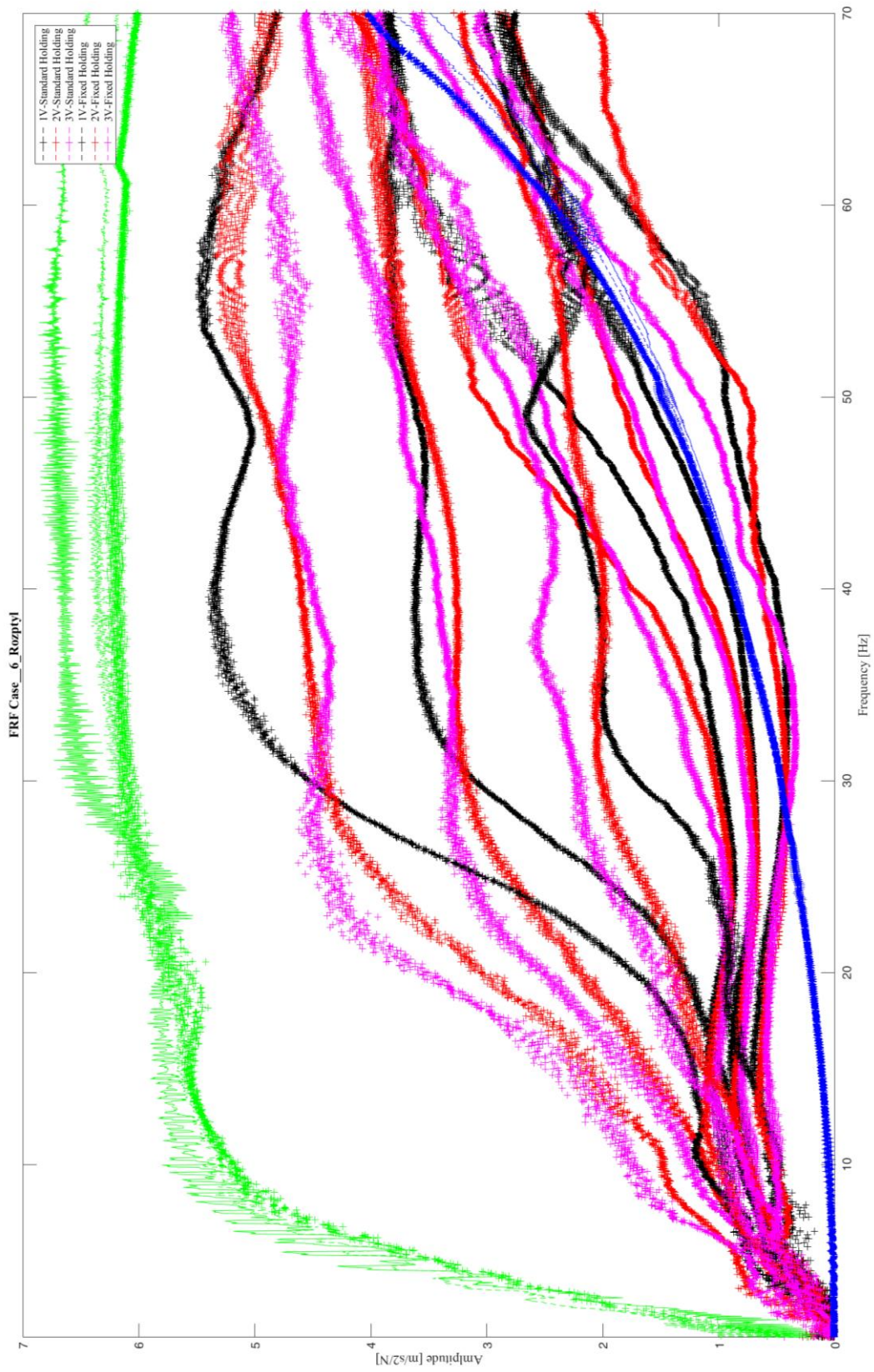
Obr. 71 – Frekvenční přenosové funkce ve tvaru magnitudy HI, pilot 4, všechny okrajové podmínky



Obr. 72 – Frekvenční přenosové funkce ve tvaru magnitudy $H1$, pilot 5, všechny okrajové podmínky



Obr. 73 – Frekvenční přenosové funkce ve tvaru magnitudy HI, průměrný pilot 6, všechny okrajové podmínky



Obr. 74 – Frekvenční přenosové funkce ve tvaru magnitudy $H1$, průměrný pilot 6, všechny okrajové podmínky, rozptyly

Příloha 3.

Příloha 3 obsahuje hodnoty rozdílu norem v závislosti na řádu stavového modelu. Porovnávány byly funkce amplitudy [$\text{m/s}^2/\text{N}$], fáze [rad], reálná a imaginární složka [$\text{m/s}^2/\text{N}$] ve frekvenční doméně, dále zrychlení [m/s^2] v časové doméně.

Případ 6_4_1_1V					
Řád	Hodnota rozdílu Euklidové normy				
	Amplituda [m/s ² /N]	Fáze [rad]	Reálná složka [m/s ² /N]	Imaginární složka [m/s ² /N]	Zrychlení [m/s ²]
2	17,57	52,43	15,12	15,85	34,38
3	31,08	19,80	25,12	35,69	66,19
4	14,81	18,34	18,62	11,55	32,38
5	9,99	16,80	8,02	9,07	16,78
6	6,71	16,09	5,23	6,93	11,98
7	7,18	15,02	5,52	7,16	11,26
8	6,95	17,23	5,49	6,85	11,70
9	6,28	12,69	4,20	6,52	9,61
10	6,18	12,14	4,18	6,67	9,40
11	6,17	12,21	4,14	6,67	9,31
12	6,14	11,94	4,15	6,56	9,34
13	6,13	12,91	4,28	6,51	9,27
14	6,15	12,47	4,25	6,55	9,25
15	6,36	10,68	4,43	7,03	9,42
16	6,09	10,63	4,39	6,75	9,17
17	6,02	11,01	4,31	6,71	9,18
18	5,98	10,98	4,27	6,51	9,15
19	6,40	11,23	4,80	7,27	9,10
20	6,11	11,04	4,30	6,55	9,17

Tab. 24 – Rozdíl norem pro případ 6_4_1_1V

Případ 6_4_1_2V					
Řád	Hodnota rozdílu Euklidové normy				
	Amplituda [m/s ² /N]	Fáze [rad]	Reálná složka [m/s ² /N]	Imaginární složka [m/s ² /N]	Zrychlení [m/s ²]
2	6,46	8,43	5,54	6,73	29,81
3	6,97	11,12	11,88	9,59	47,63
4	10,75	11,49	11,59	7,07	39,90
5	3,86	10,48	3,78	4,91	19,08
6	4,12	10,30	3,32	5,16	19,42
7	3,71	10,15	3,40	4,93	18,40
8	3,67	7,53	2,82	4,95	17,86
9	3,63	7,40	2,96	4,86	17,83
10	3,42	8,11	2,92	4,60	17,61
11	3,31	9,85	3,18	4,46	17,62
12	3,33	8,73	2,84	4,47	17,07
13	3,31	9,03	2,92	4,44	17,06
14	3,29	8,97	2,88	4,44	17,06
15	3,34	9,05	2,93	4,46	17,06
16	3,32	9,00	2,91	4,45	17,06
17	3,31	8,46	2,88	4,48	17,08
18	3,46	10,92	3,28	4,46	17,06
19	3,32	8,98	2,93	4,45	17,04
20	3,27	9,04	2,92	4,43	17,03

Tab. 25 – Rozdíl norem pro případ 6_4_1_2V

Případ 6_4_1_3V					
Řád	Hodnota rozdílu Euklidové normy				
	Amplituda [m/s ² /N]	Fáze [rad]	Reálná složka [m/s ² /N]	Imaginární složka [m/s ² /N]	Zrychlení [m/s ²]
2	8,14	7,85	6,97	8,13	55,18
3	8,10	8,47	10,21	7,47	53,86
4	11,35	29,70	14,29	11,91	72,39
5	6,94	8,11	6,45	5,93	44,41
6	5,56	9,53	5,28	5,37	41,09
7	4,54	8,18	4,27	4,99	39,67
8	4,05	8,64	3,90	4,36	36,83
9	3,91	8,71	4,07	6,37	38,20
10	3,41	7,25	3,29	3,83	34,36
11	3,54	8,03	3,93	3,76	34,38
12	3,45	7,90	3,82	3,76	34,19
13	3,36	7,76	3,67	3,81	34,20
14	3,43	8,21	3,97	3,74	34,42
15	3,35	7,86	3,70	3,79	34,18
16	3,37	7,55	3,64	3,79	34,01
17	3,48	7,63	3,63	3,70	34,01
18	3,45	7,58	3,65	3,73	34,05
19	3,49	7,04	3,61	3,87	34,42
20	3,52	7,31	3,75	3,81	33,79

Tab. 26 – Rozdíl norem pro případ 6_4_1_3V

Případ 6_4_2_1V					
Řád	Hodnota rozdílu Euklidové normy				
	Amplituda [m/s ² /N]	Fáze [rad]	Reálná složka [m/s ² /N]	Imaginární složka [m/s ² /N]	Zrychlení [m/s ²]
2	8,37	34,82	10,87	8,62	27,64
3	6,20	18,29	10,17	5,55	20,06
4	5,36	18,82	8,55	4,60	19,46
5	3,35	19,25	5,78	3,36	15,85
6	2,54	23,59	6,33	2,73	15,96
7	3,31	36,08	5,81	3,08	16,65
8	2,40	25,90	5,56	2,48	15,84
9	2,97	19,49	5,53	3,15	15,56
10	2,75	20,19	5,57	3,00	15,52
11	2,65	20,43	5,65	2,87	15,48
12	2,61	20,46	5,63	2,83	15,47
13	2,72	20,31	5,66	2,92	15,56
14	2,63	20,51	5,64	2,85	15,46
15	2,56	20,56	5,64	2,78	15,50
16	2,82	20,28	5,65	3,02	15,46
17	2,66	20,33	5,60	2,88	15,46
18	2,79	20,65	5,59	2,97	15,41
19	2,81	20,00	5,58	3,01	15,48
20	2,62	20,64	5,58	2,85	15,44

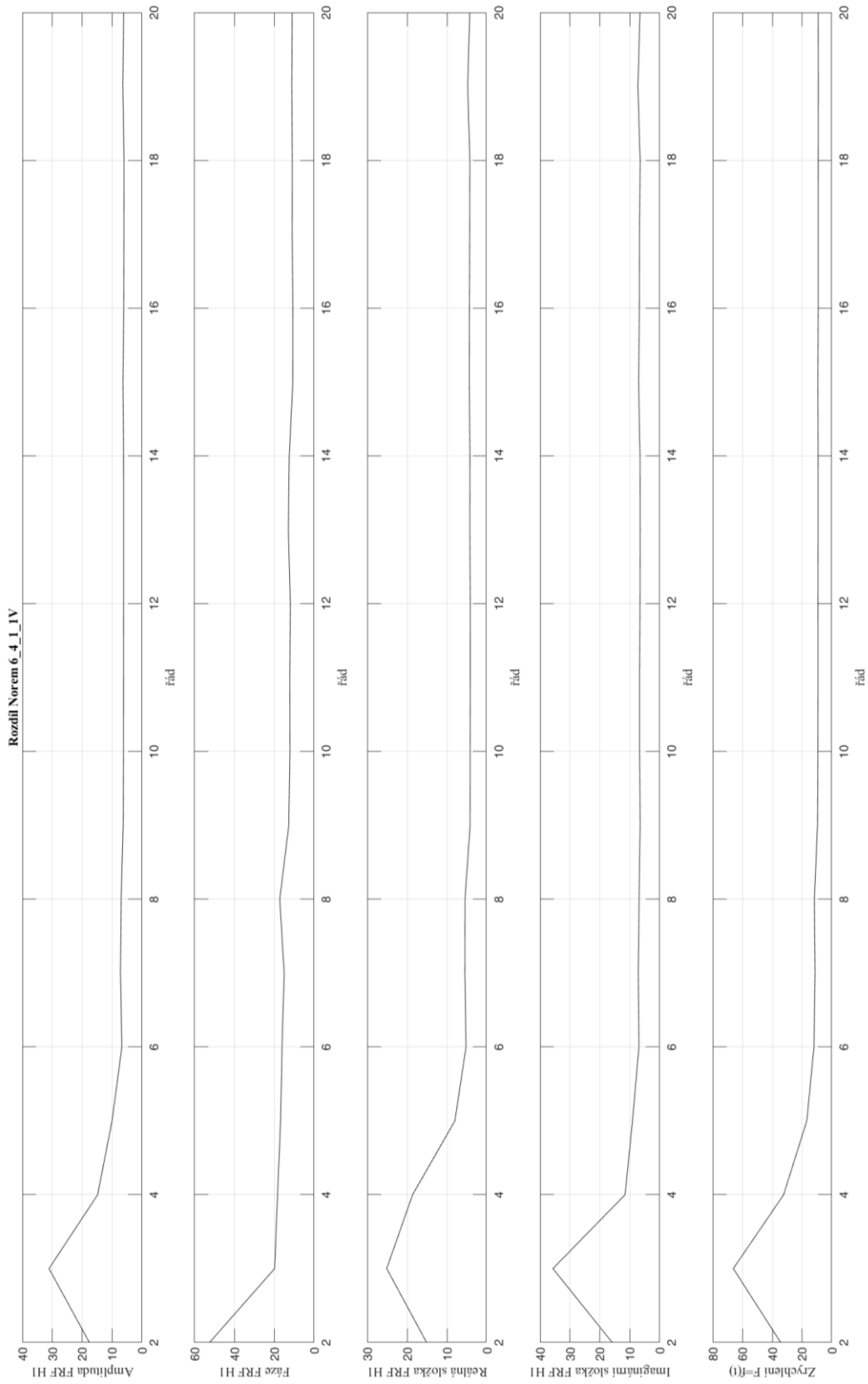
Tab. 27 – Rozdíl norem pro případ 6_4_2_1V

Případ 6_4_2_2V					
Řád	Hodnota rozdílu Euklidové normy				
	Amplituda [m/s ² /N]	Fáze [rad]	Reálná složka [m/s ² /N]	Imaginární složka [m/s ² /N]	Zrychlení [m/s ²]
2	9,32	28,14	11,49	9,18	55,74
3	7,50	19,85	15,12	8,92	59,78
4	7,24	26,06	8,61	6,52	38,58
5	3,88	13,07	5,25	3,66	25,39
6	3,45	15,41	6,37	3,19	23,34
7	3,24	12,20	5,59	2,89	21,44
8	3,96	23,79	6,17	3,32	24,60
9	2,99	13,57	5,33	2,71	21,13
10	2,94	13,69	5,32	2,67	21,12
11	3,03	13,35	5,34	2,77	21,13
12	3,16	13,67	5,34	2,93	21,02
13	3,24	13,63	5,30	3,04	20,93
14	3,26	13,56	5,25	3,09	20,85
15	3,20	13,65	5,30	2,97	20,94
16	3,18	13,71	5,25	2,97	20,85
17	3,18	13,33	5,28	2,95	20,96
18	3,08	13,31	5,23	2,87	20,86
19	3,15	14,24	5,25	2,92	20,95
20	2,99	13,44	5,22	2,78	20,88

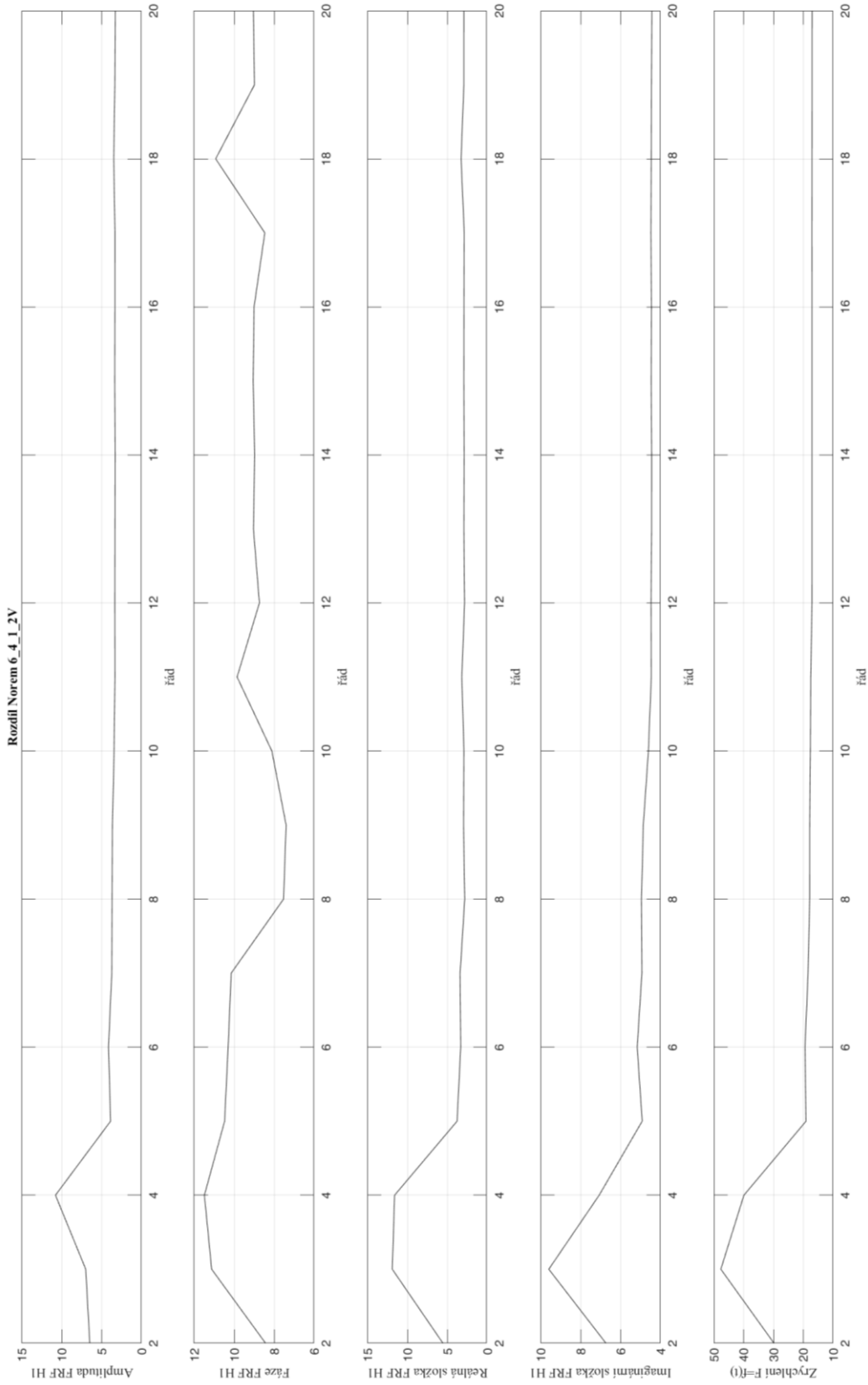
Tab. 28 – Rozdíl norem pro případ 6_4_2_2V

Případ 6_4_2_3V					
Řád	Hodnota rozdílu Euklidové normy				
	Amplituda [m/s ² /N]	Fáze [rad]	Reálná složka [m/s ² /N]	Imaginární složka [m/s ² /N]	Zrychlení [m/s ²]
2	6,43	25,48	8,97	6,95	61,47
3	5,19	9,02	5,75	5,05	45,91
4	12,05	24,69	12,39	11,25	97,36
5	8,88	10,53	9,18	8,20	72,92
6	3,52	11,52	4,97	3,58	39,62
7	3,18	10,60	3,87	3,37	32,15
8	3,36	9,94	4,00	3,53	31,81
9	3,25	10,79	4,02	3,40	31,51
10	3,16	10,87	4,01	3,32	31,75
11	3,37	10,82	3,95	3,53	30,97
12	3,45	11,16	4,03	3,58	30,77
13	3,56	11,01	4,07	3,71	30,27
14	3,26	12,41	4,03	3,33	30,62
15	3,24	13,31	4,02	3,26	30,44
16	3,21	11,72	3,94	3,28	30,29
17	3,45	11,28	3,98	3,59	30,40
18	3,60	11,02	3,97	3,78	30,28
19	3,32	11,65	4,02	3,43	30,79
20	3,27	11,41	3,95	3,38	30,46

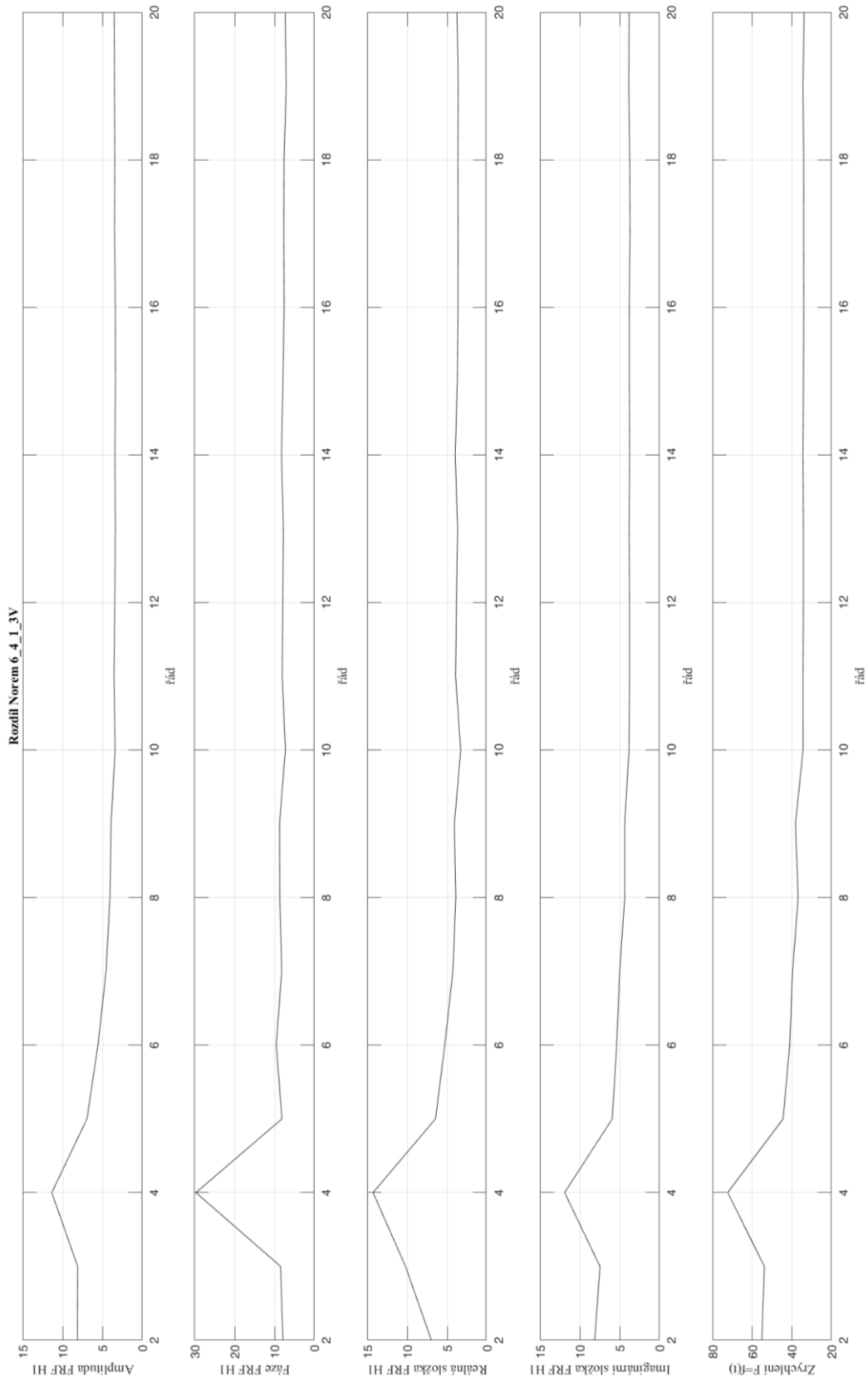
Tab. 29 – Rozdíl norem pro případ 6_4_2_3V



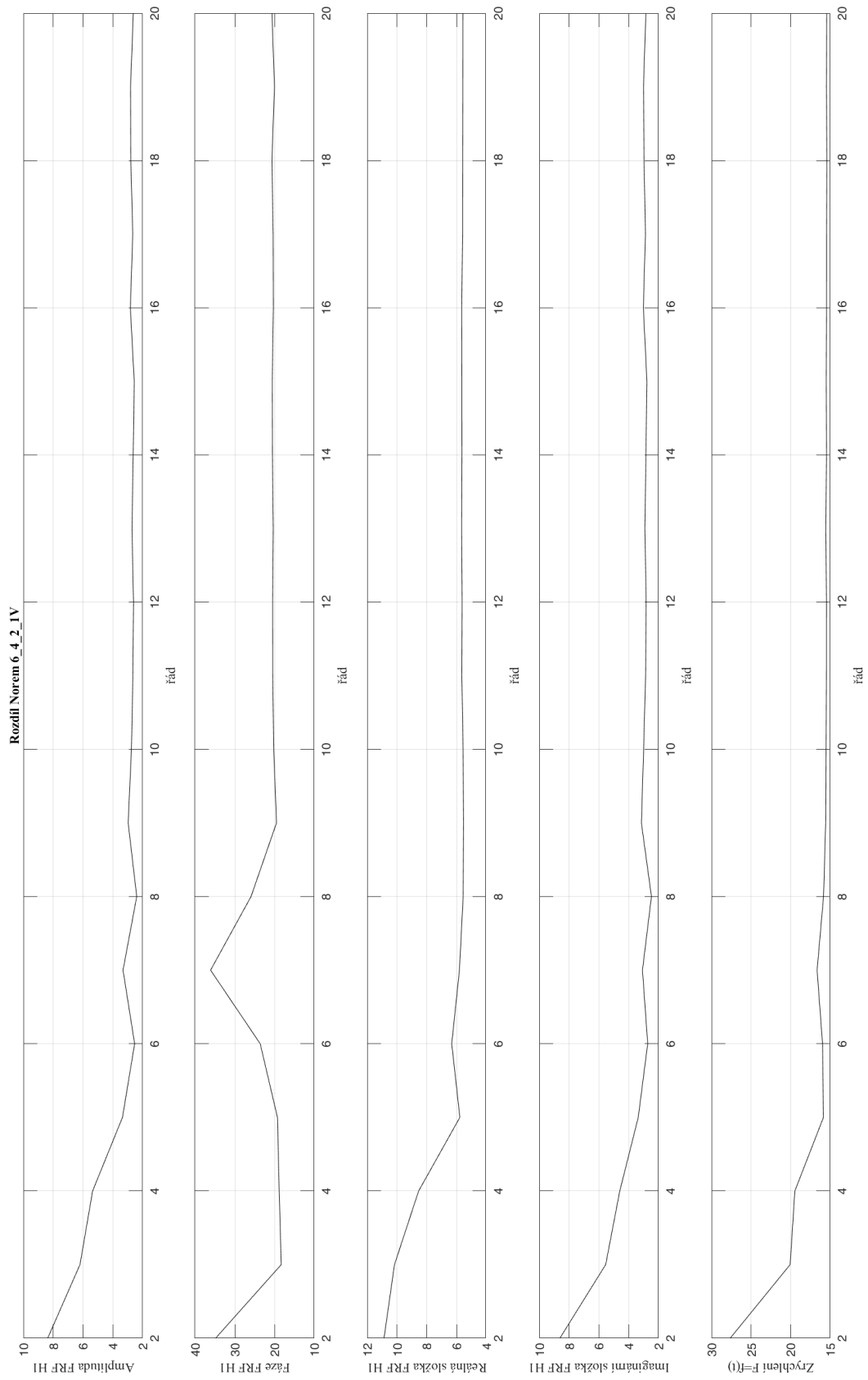
Obr. 75 – Rozdíl norem dle jednotlivých kritérií, případ 6_4_I_IV



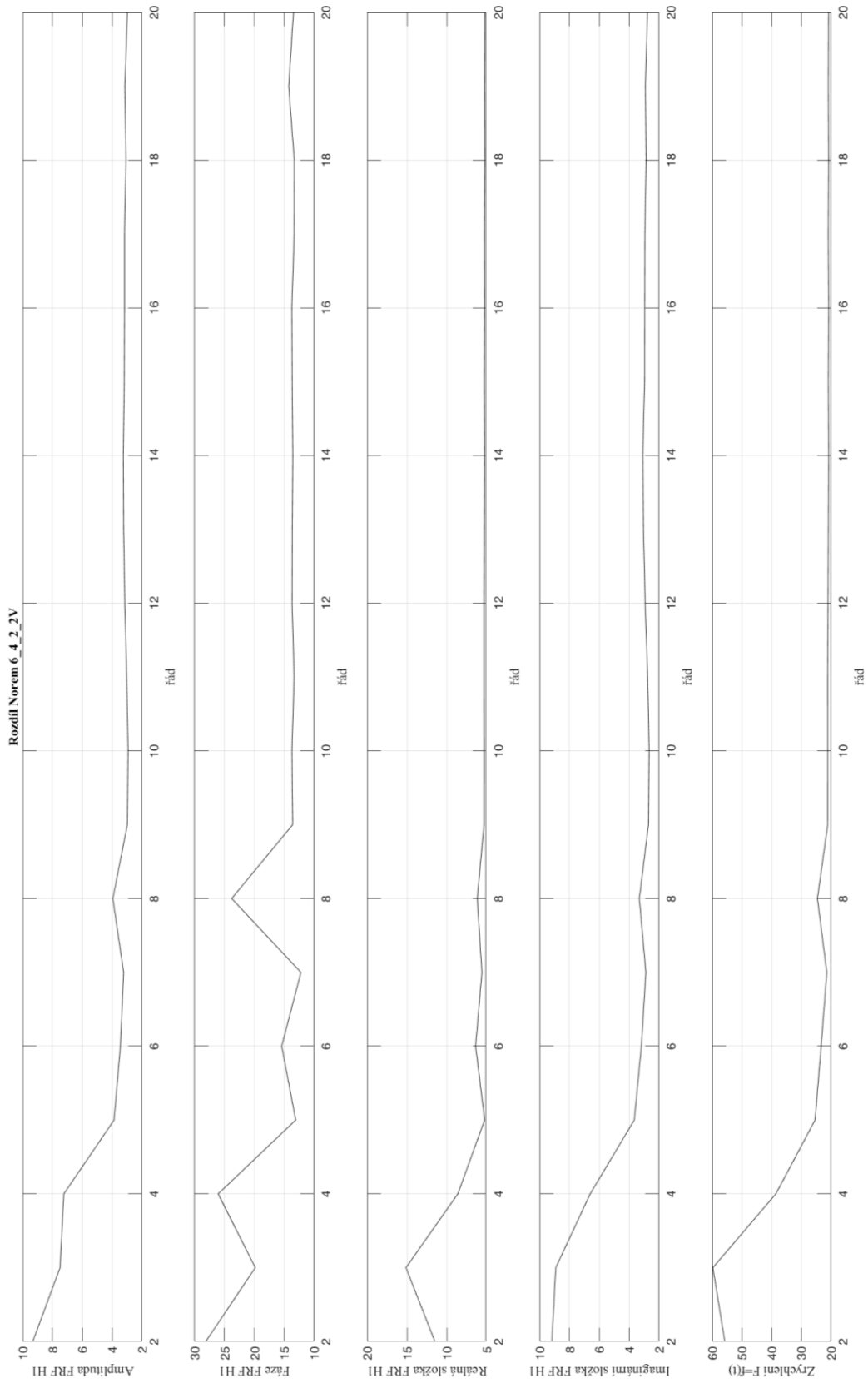
Obr. 76 – Rozdíl norem dle jednotlivých kritérií, případ 6_4_1_2V



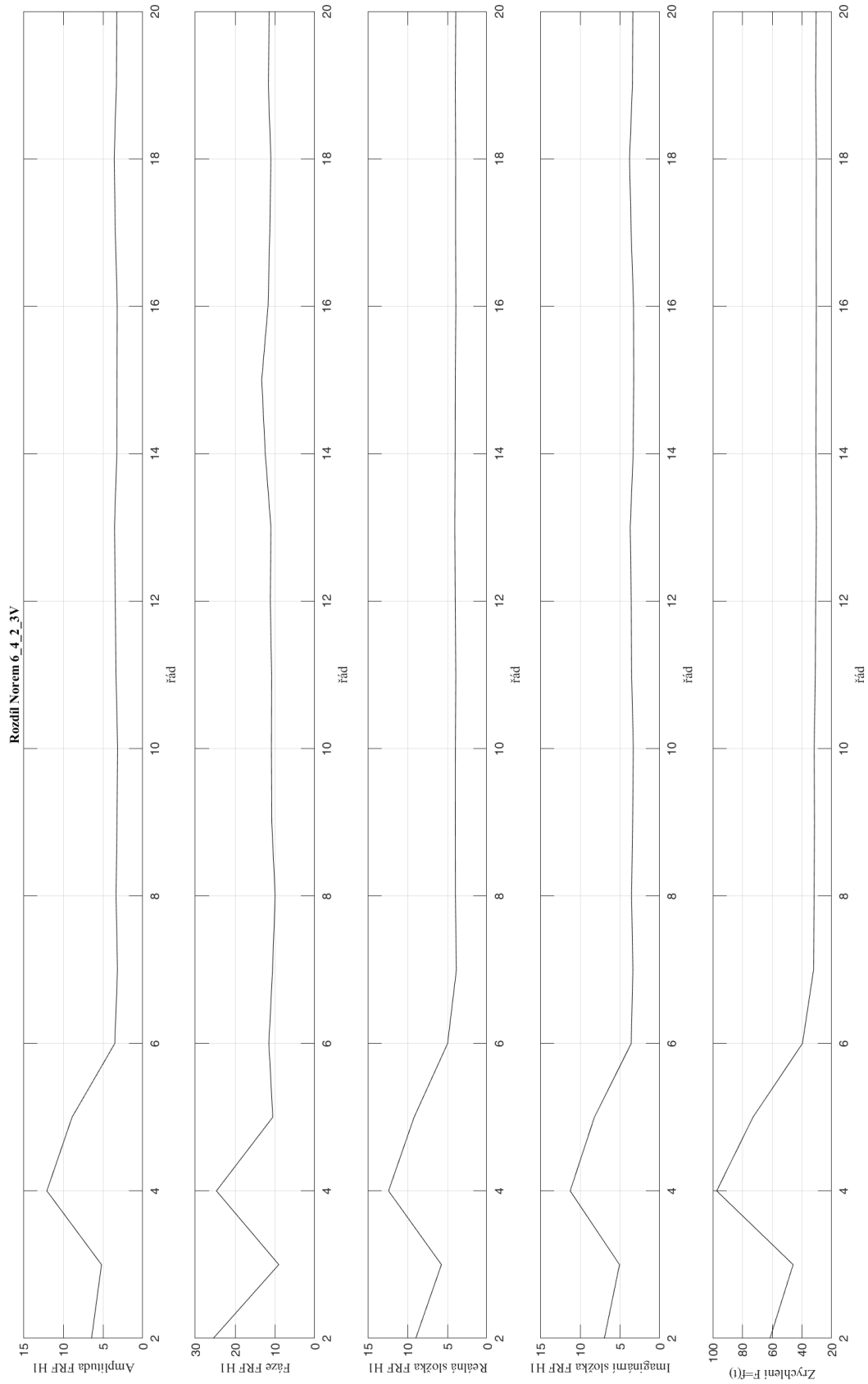
Obr. 77 – Rozdíl norem dle jednotlivých kritérií, případ 6_4_1_3V



Obr. 78 – Rozdíl norem dle jednotlivých kritérií, případ 6_4_2_IV



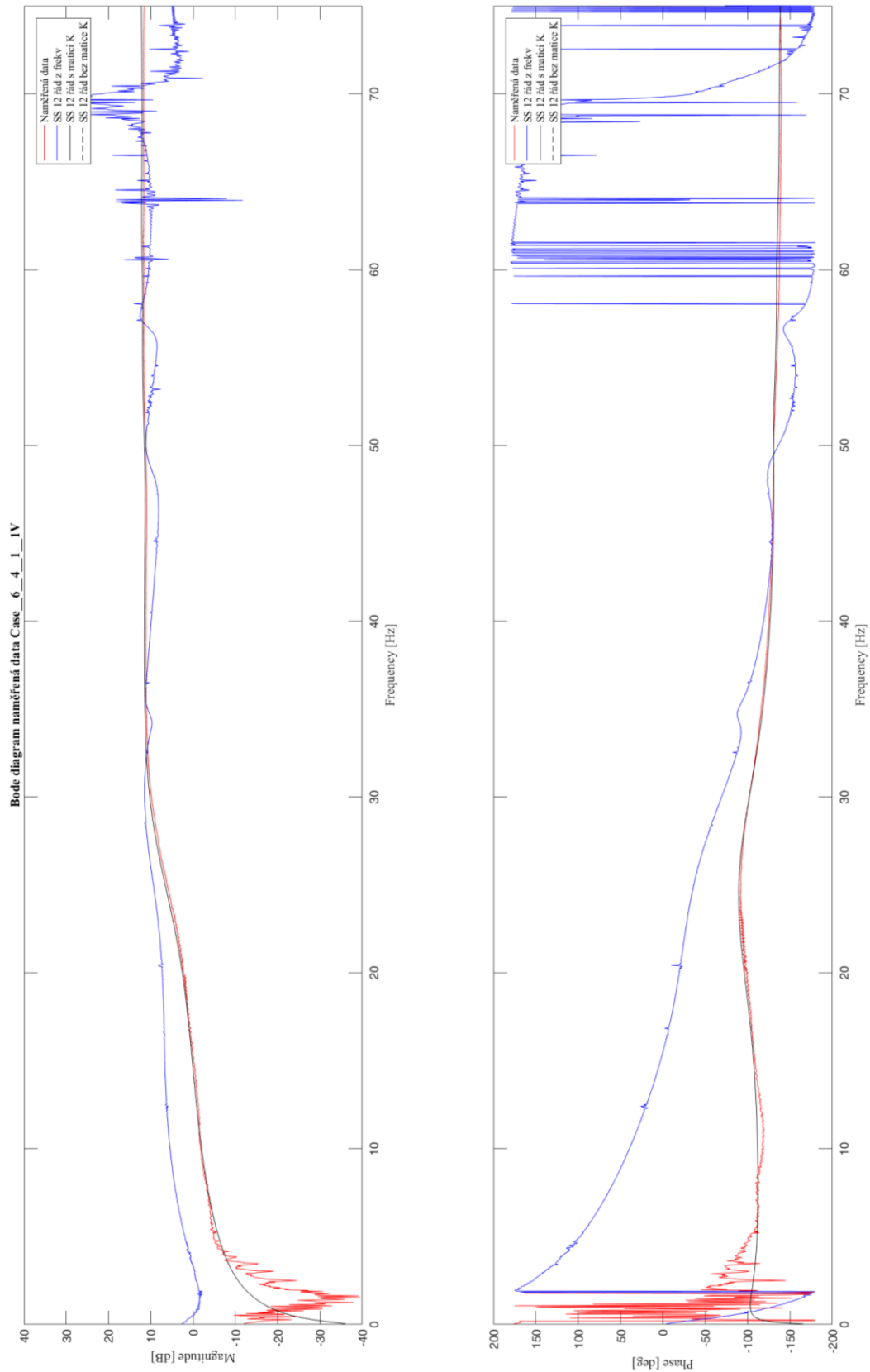
Obr. 79 – Rozdíl norem dle jednotlivých kritérií, případ 6_4_2_2V



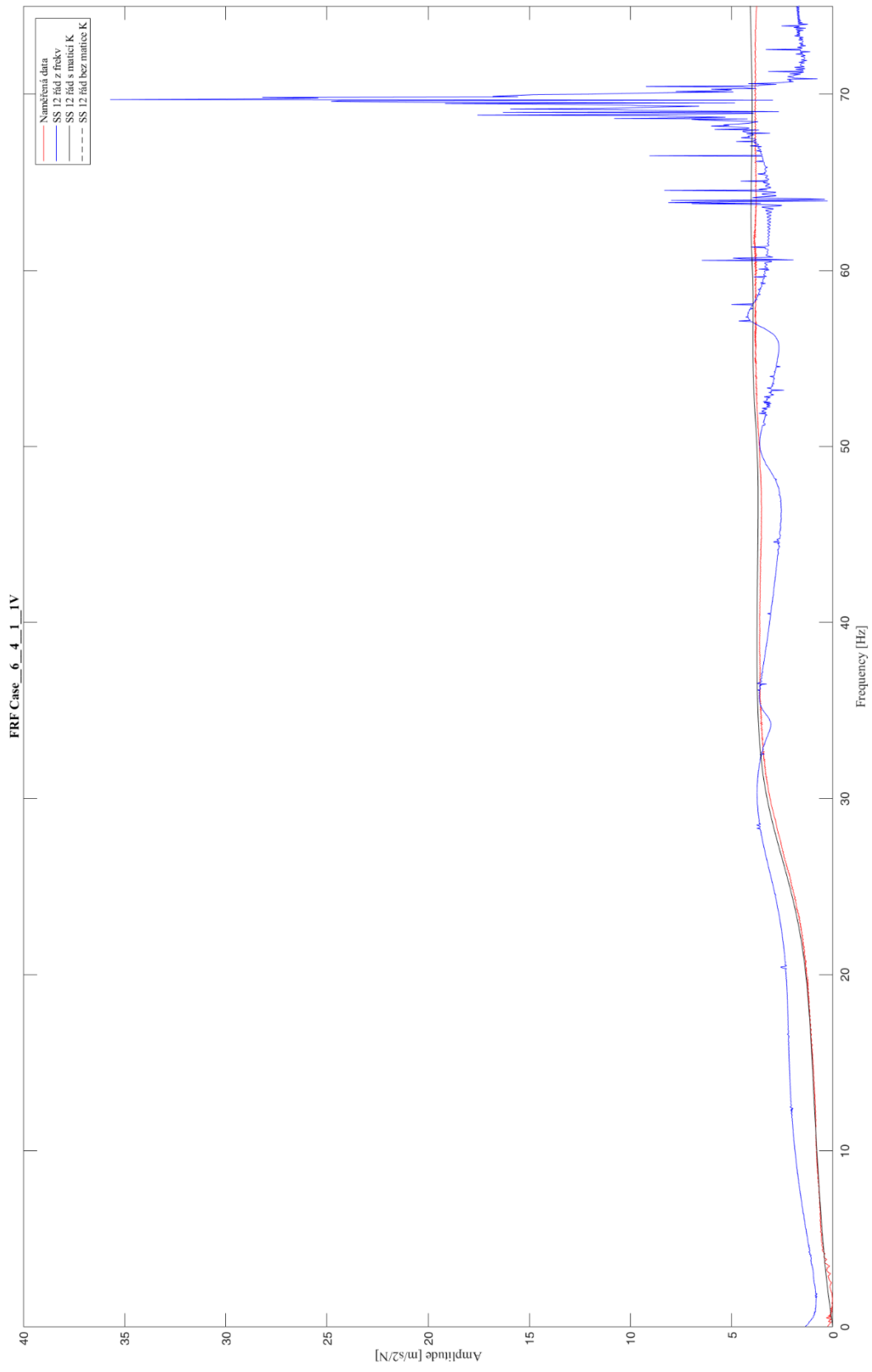
Obr. 80 – Rozdíl norem dle jednotlivých kritérií, případ 6_4_2_3V

Příloha 4.

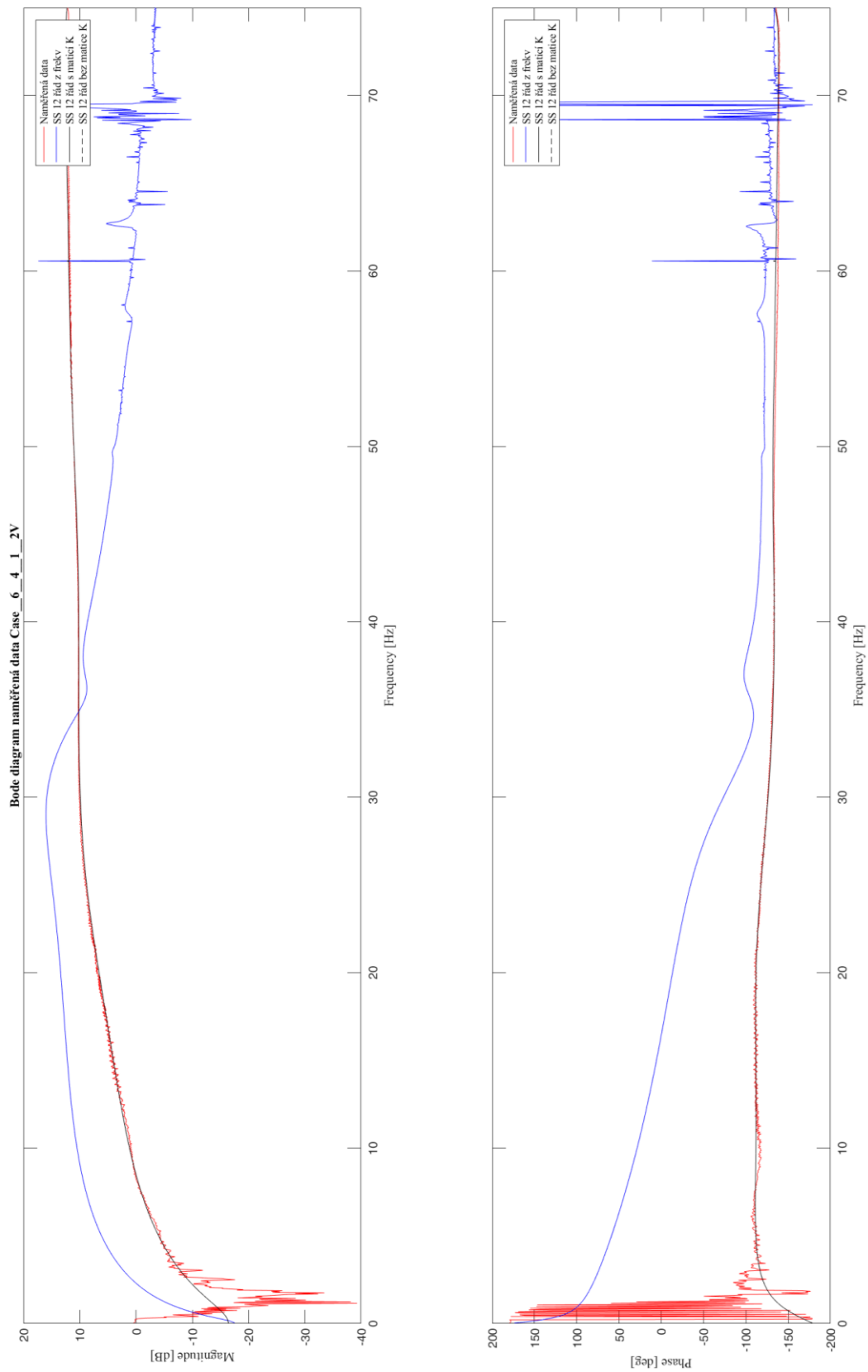
Příloha 4 obsahuje přenosové funkce stavového modelu o vybraném 12 řádu s porovnáním jednotlivých přístupů sestavování modelů a naměřenými daty. Systémy s maticí K a s nulovou maticí K mají většinou identický průběh. Je vykreslena magnituda [dB], amplituda [$\text{m/s}^2/\text{N}$] a fáze [$^\circ$] přenosové funkce. Shodně tak vypočtené přenosové funkce stanovených rozptylů.



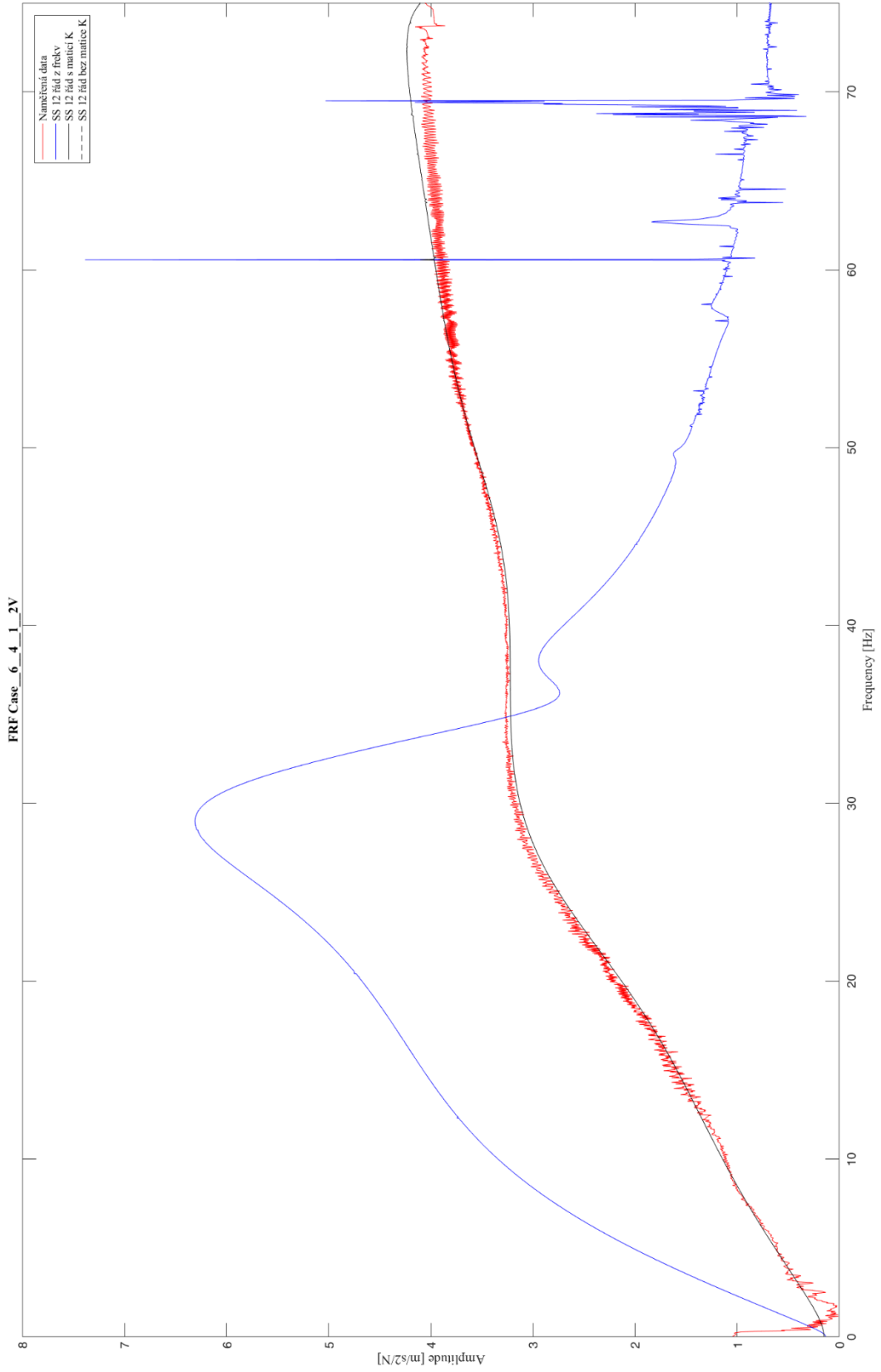
Obr. 81 – Porovnání navrhovaných systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_1_IV



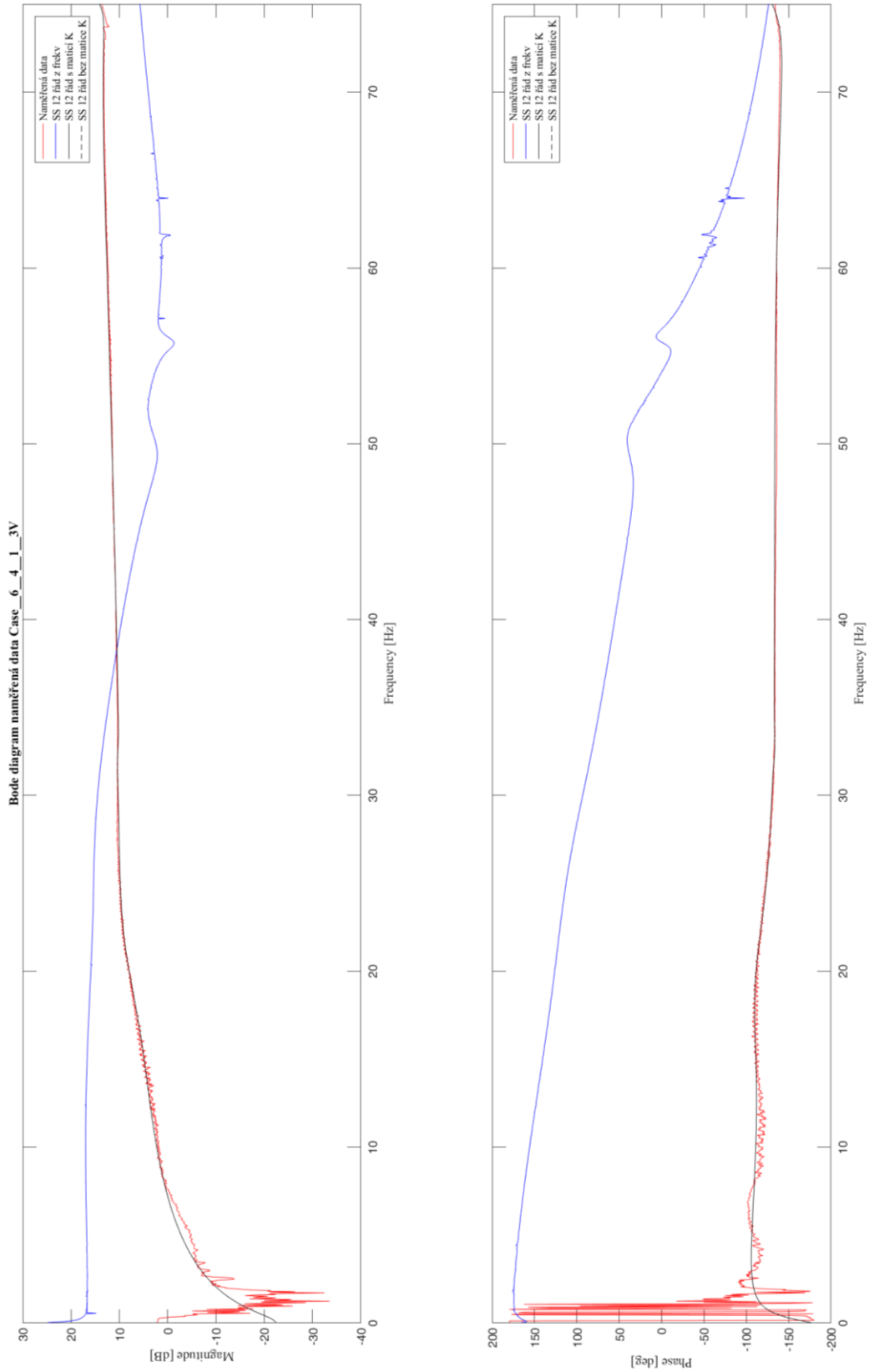
Obr. 82 – Porovnání navrhovaných systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě amplitudy, případ 6_4_1_IV



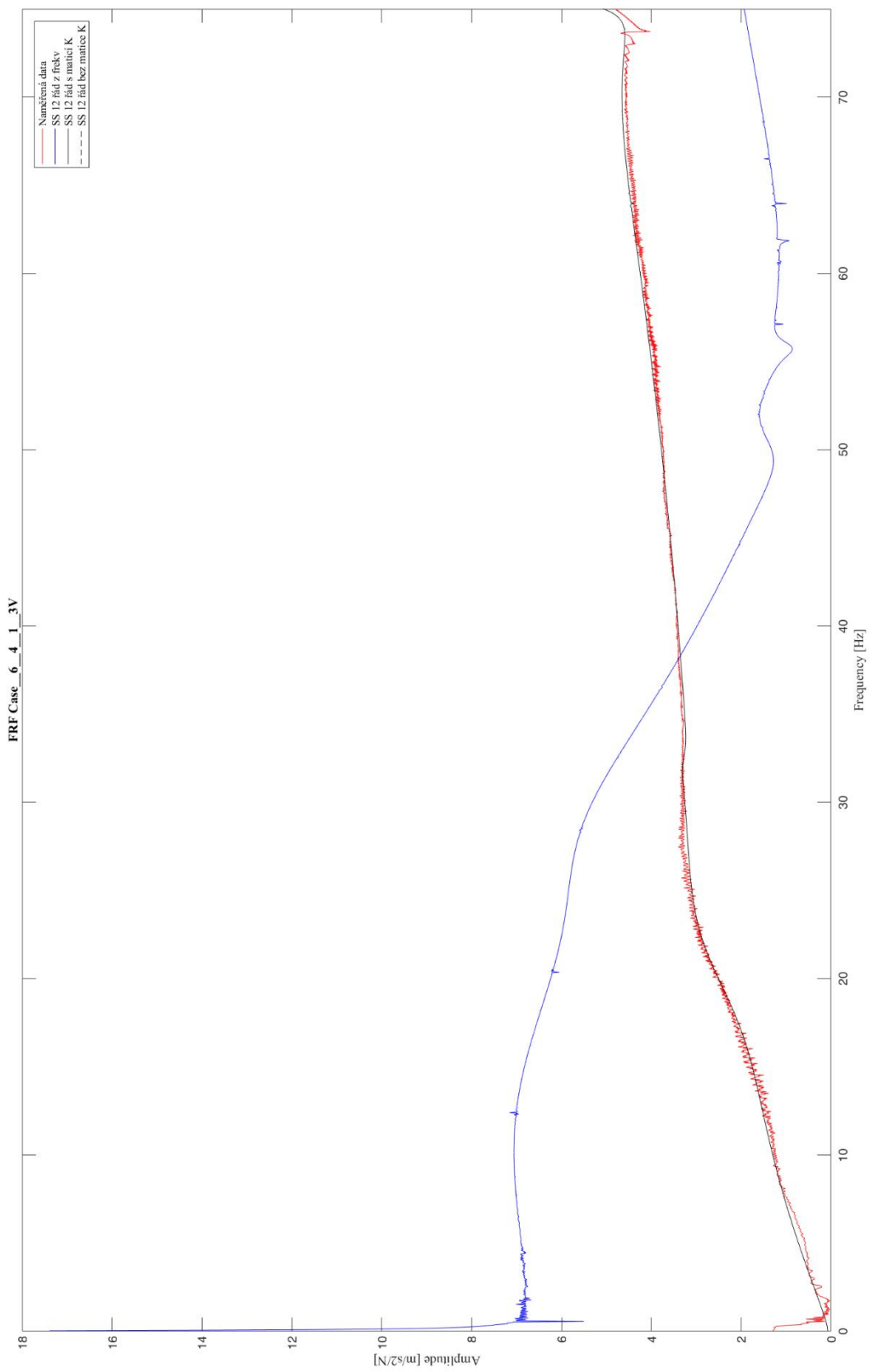
Obr. 83 – Porovnání navržených systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_1_2V



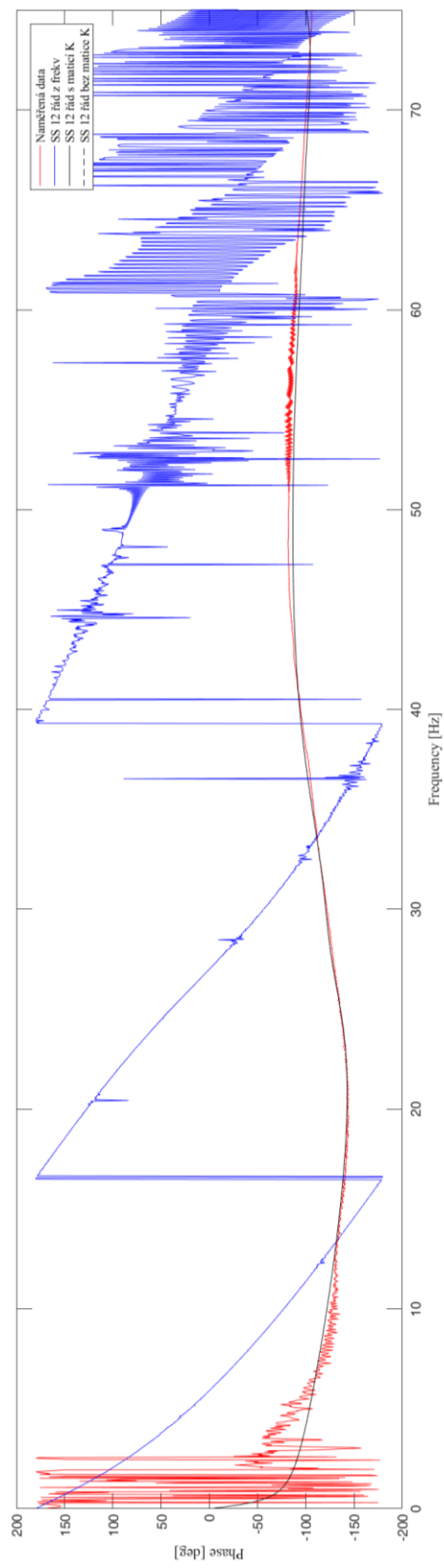
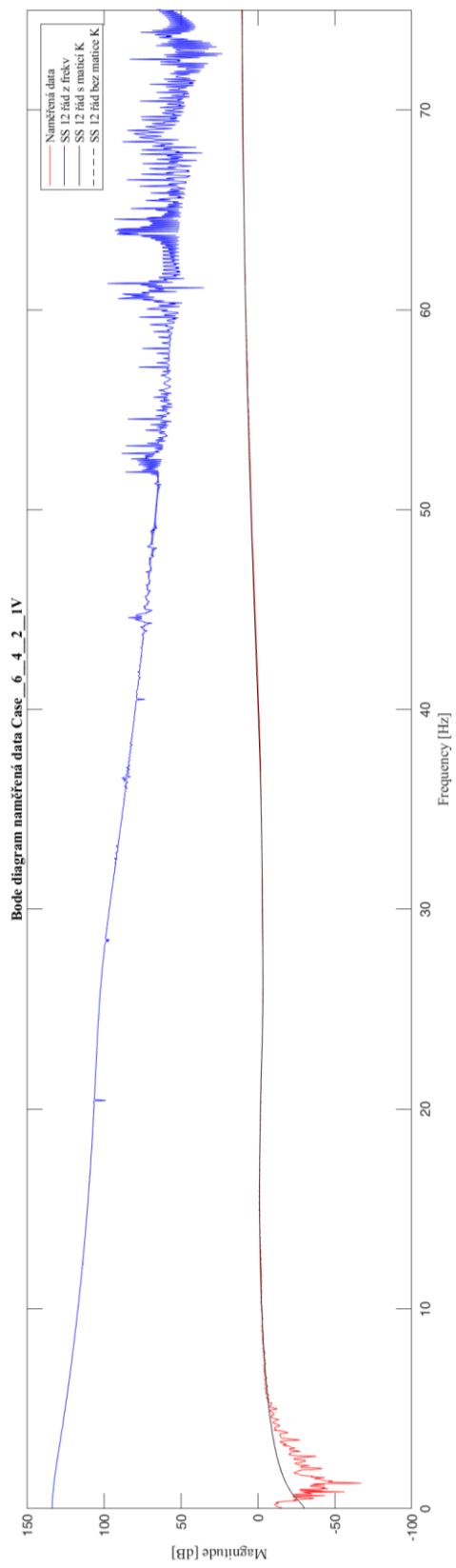
Obr. 84 – Porovnání navržených systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě amplitudy, případ 6_4_1_2V



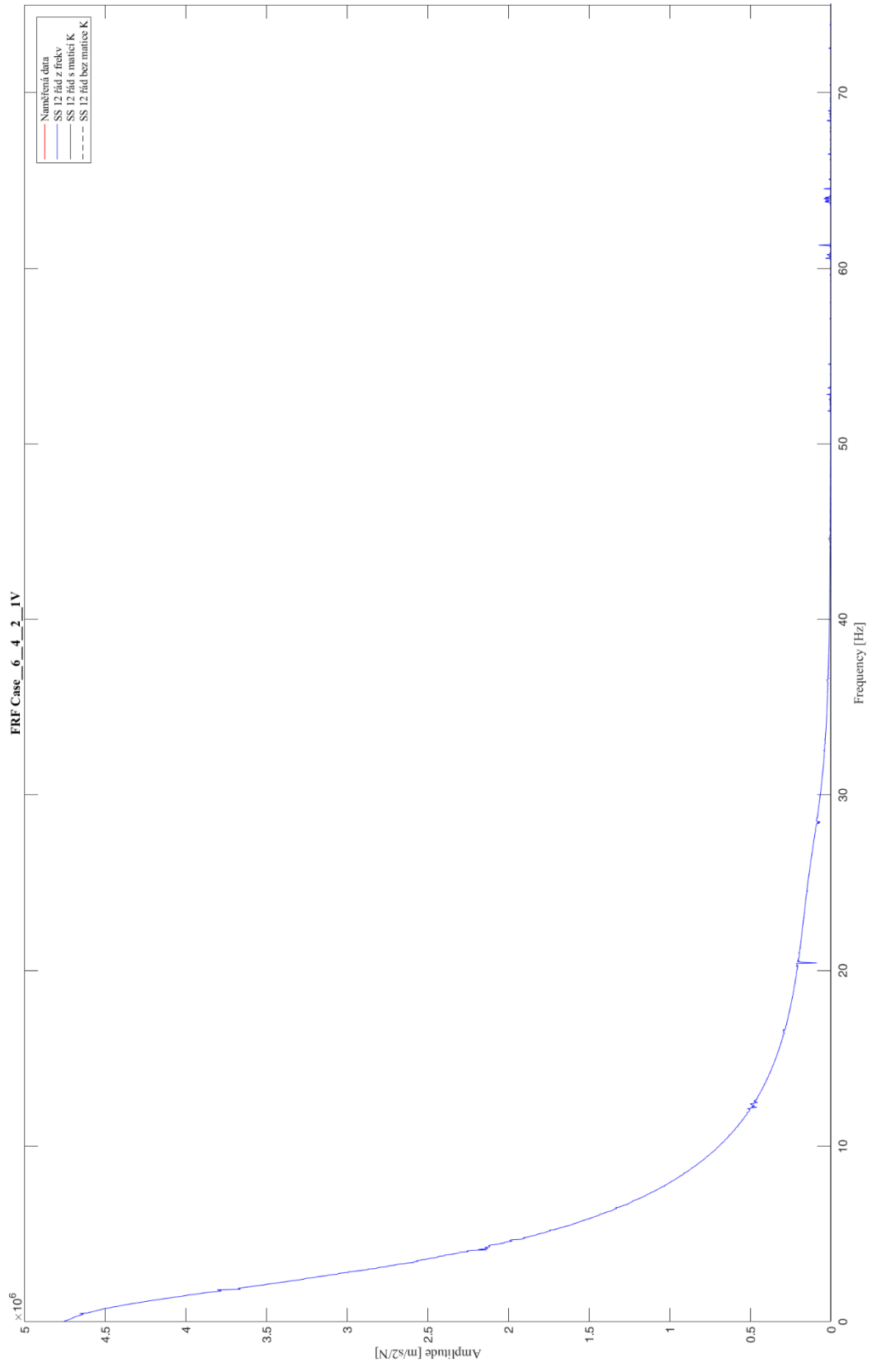
Obr. 85 – Porovnání navržených systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě magnitudy a fáze případ 6_4_1_3V



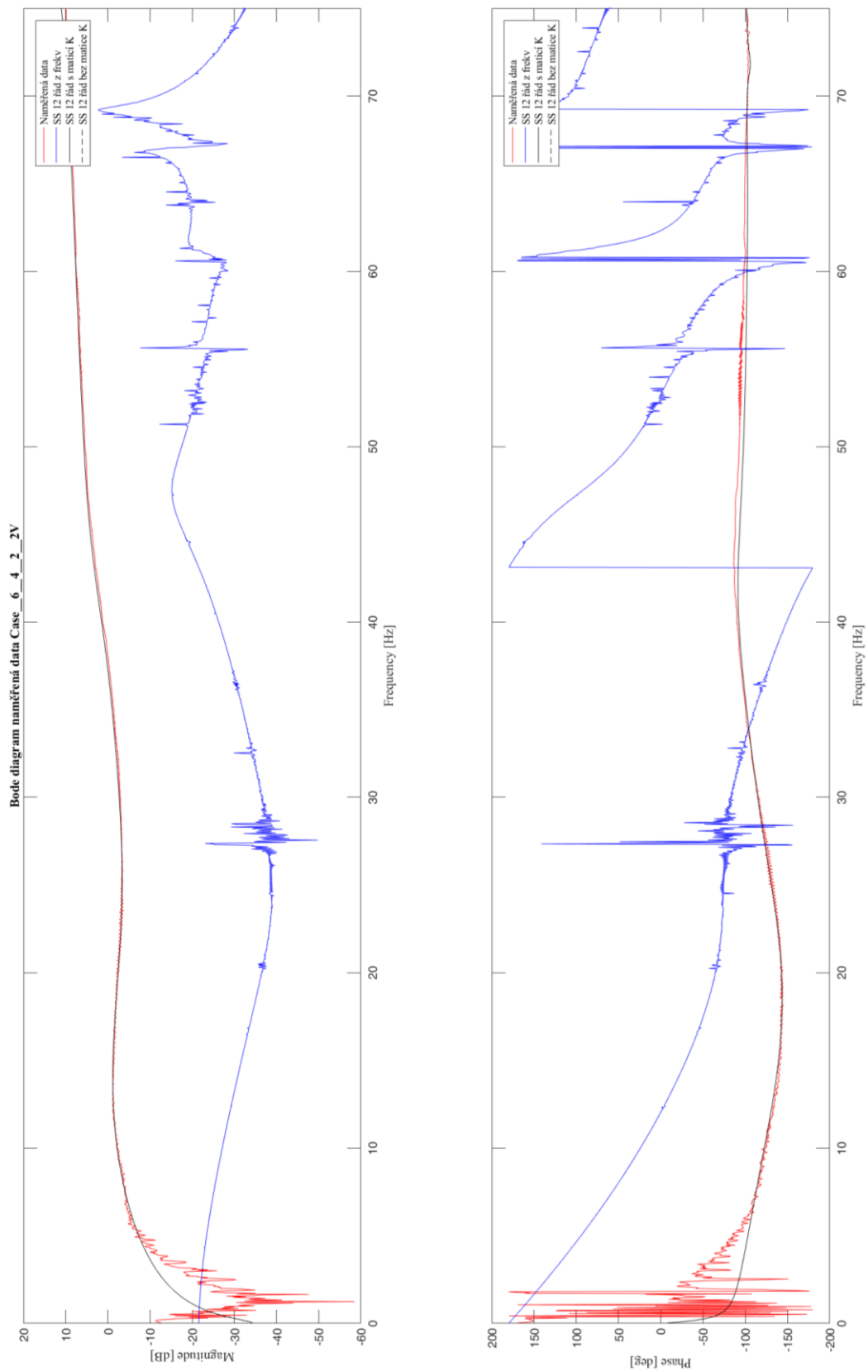
Obr. 86 – Porovnání navržených systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě amplitudy, případ 6_4_1_3V



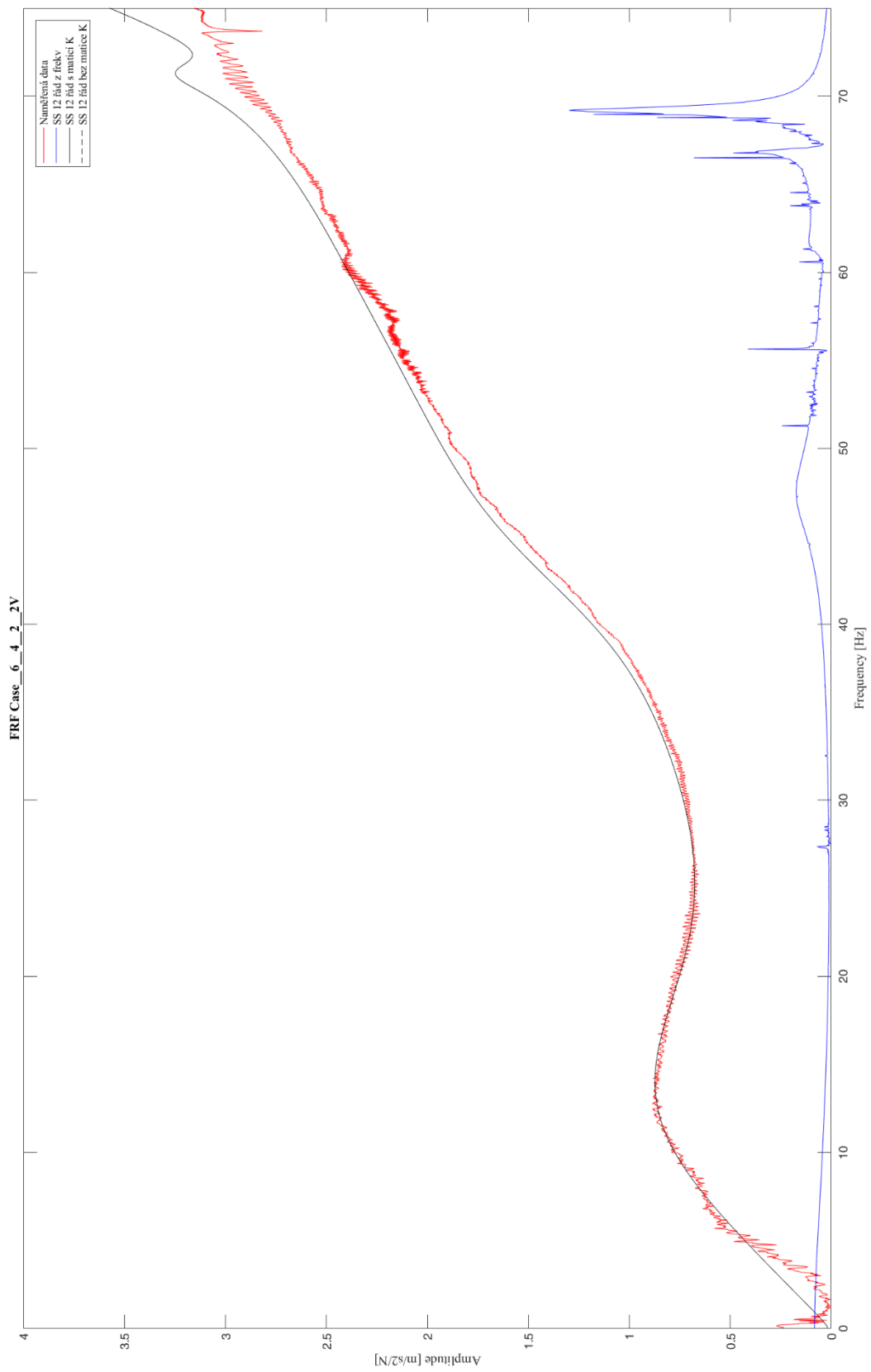
Obr. 87 – Porovnání navížených systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_2_IV



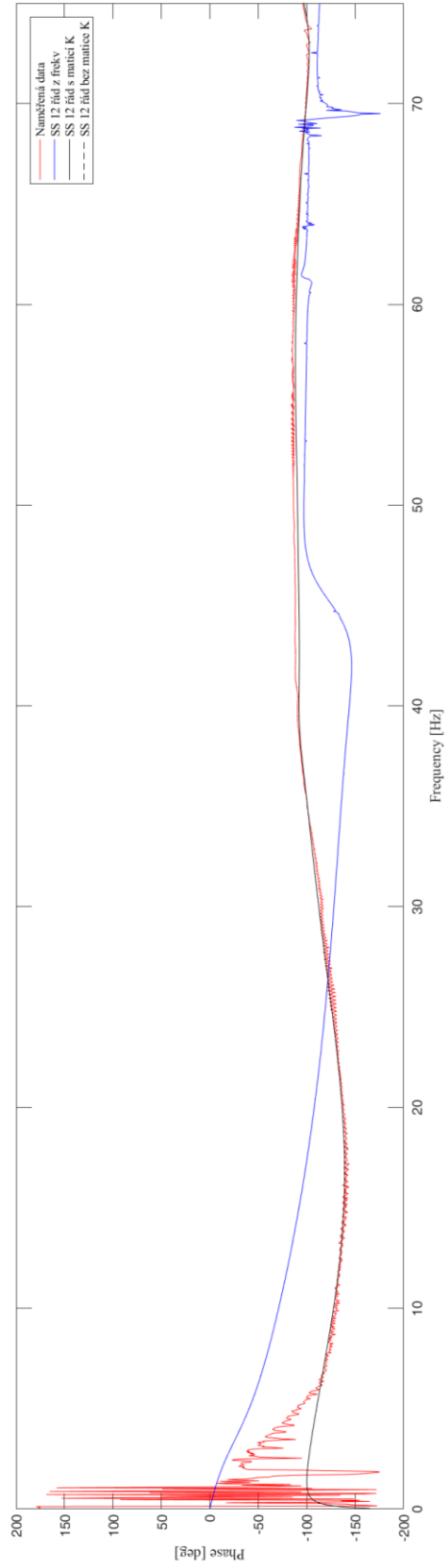
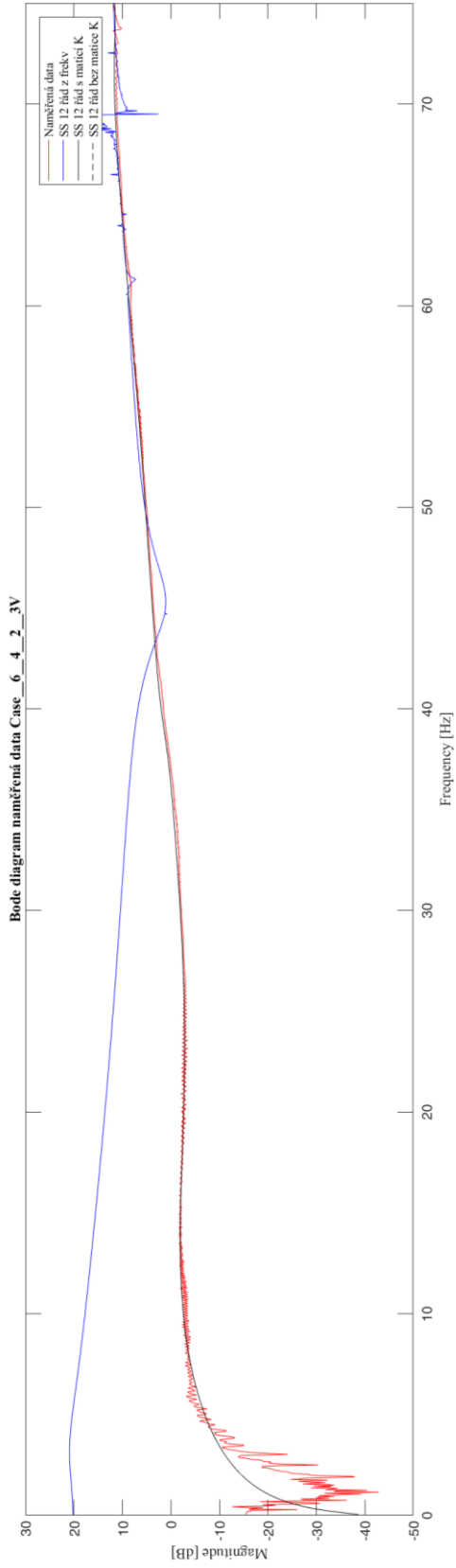
Obr. 88 – Porovnání navzájemných systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě amplitudy, případ 6_4_2_IV



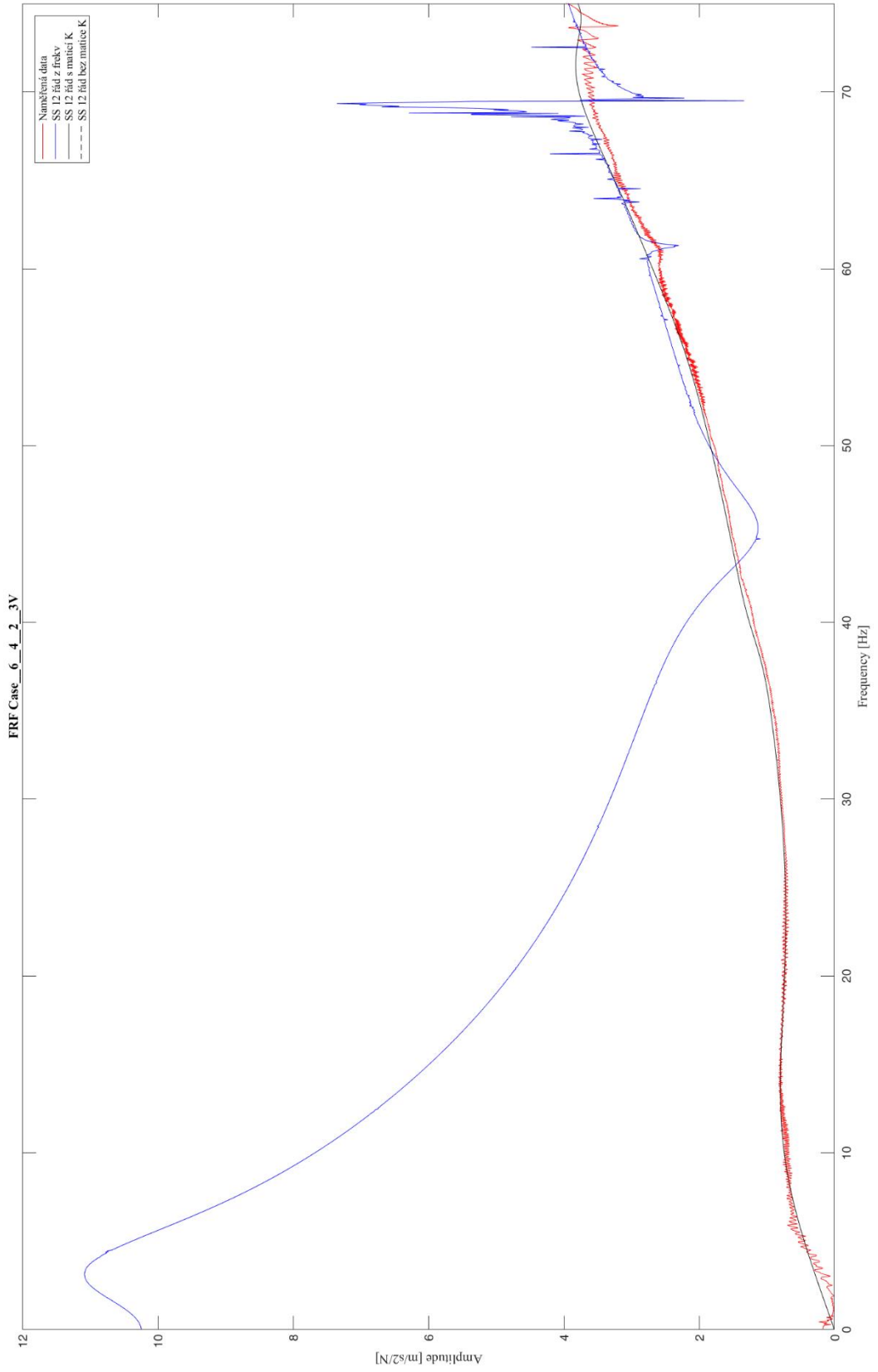
Obr. 89 – Porovnání navržených systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_2_2V



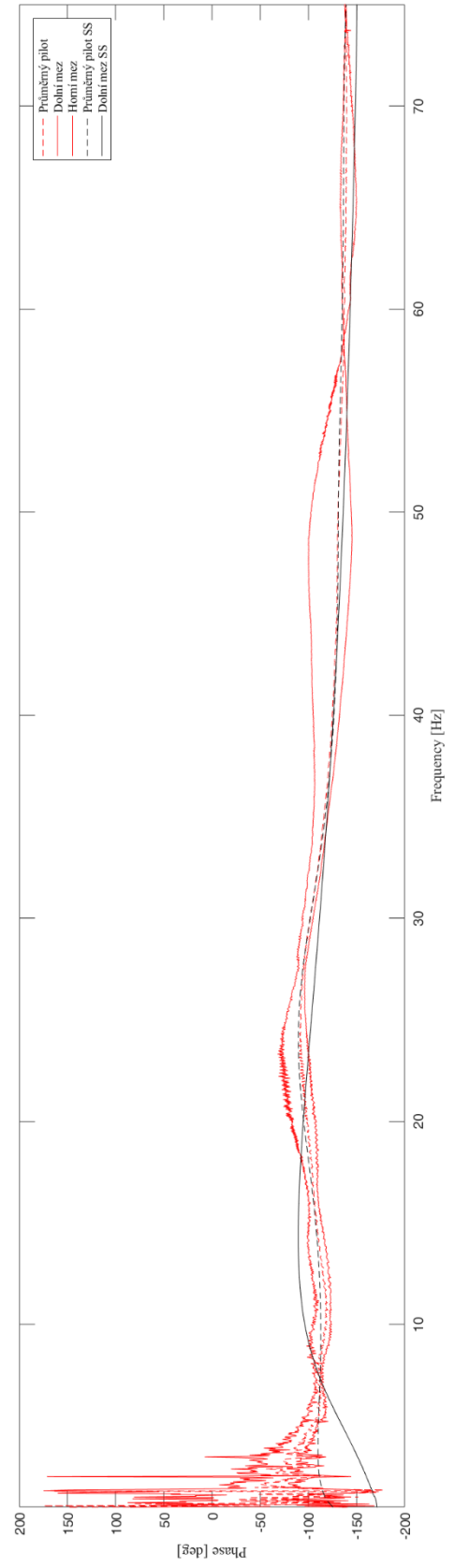
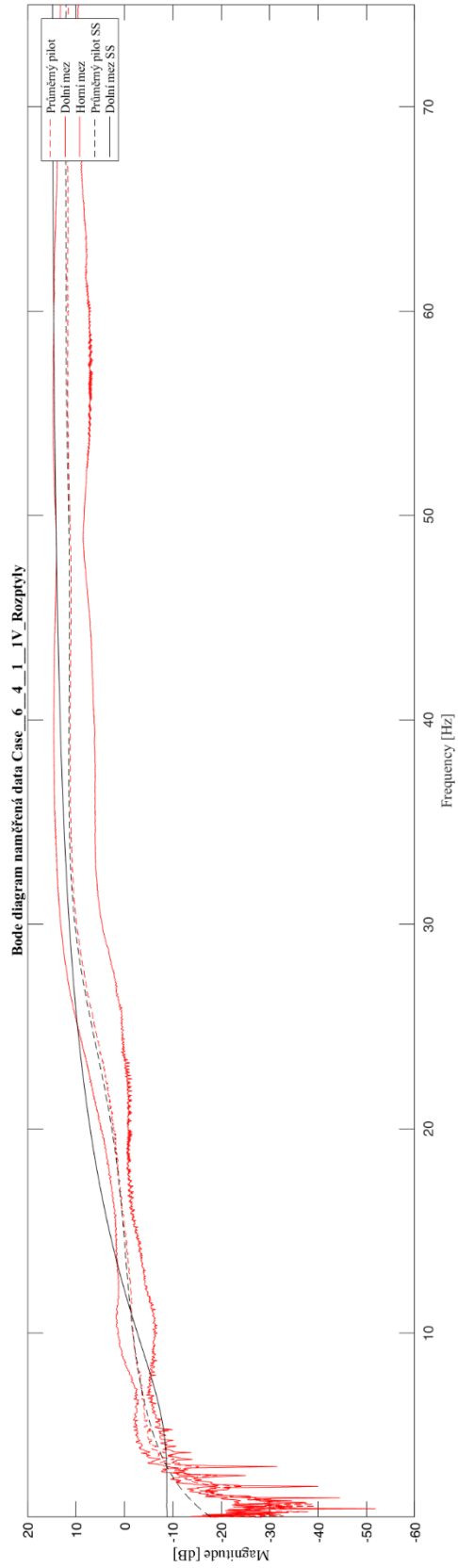
Obr. 90 – Porovnání navržených systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě amplitudy, případ 6_4_2_2V



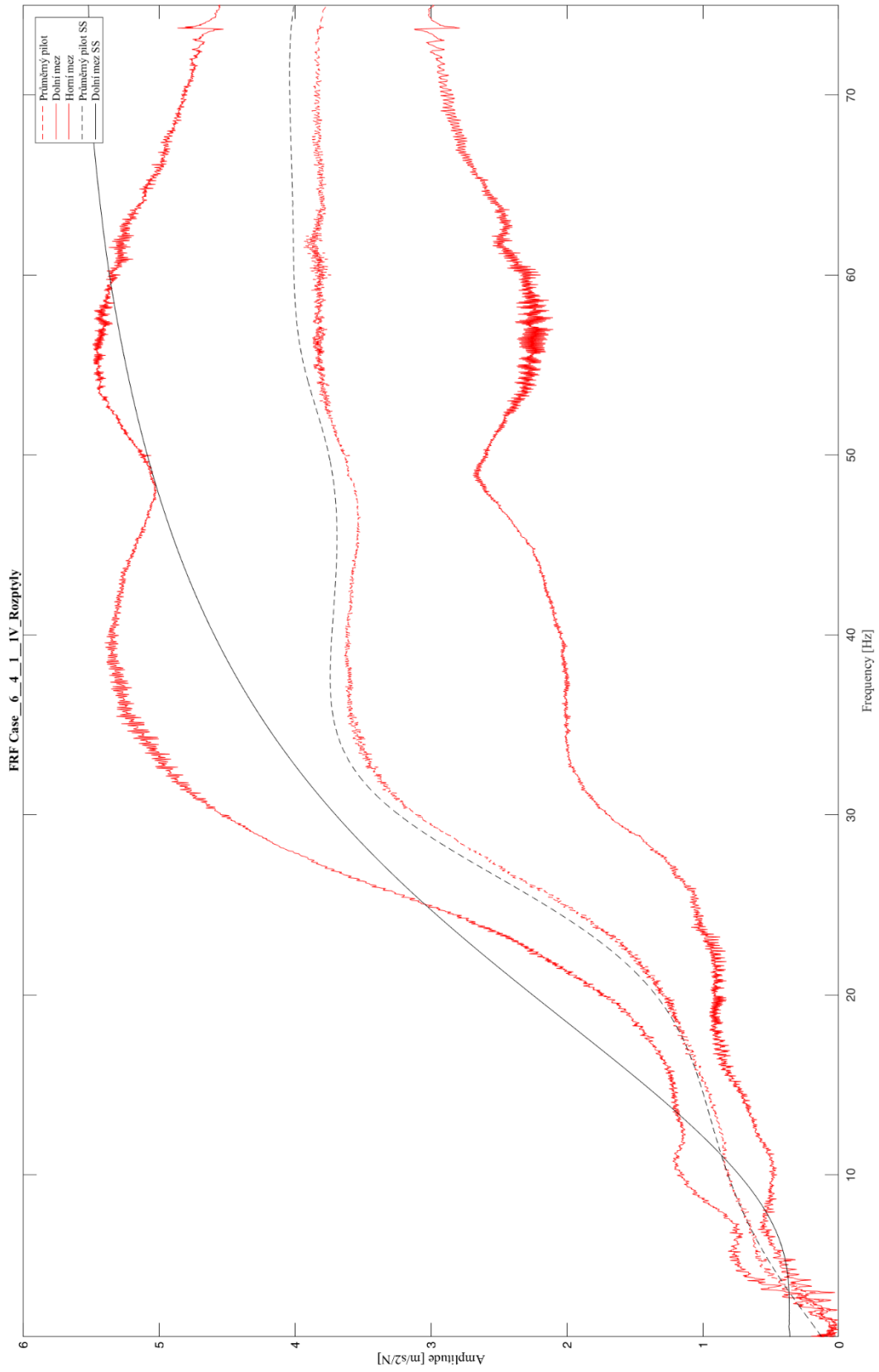
Obr. 91 – Porovnání navržených systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě magnitudy a fáze případ 6_4_2_3V



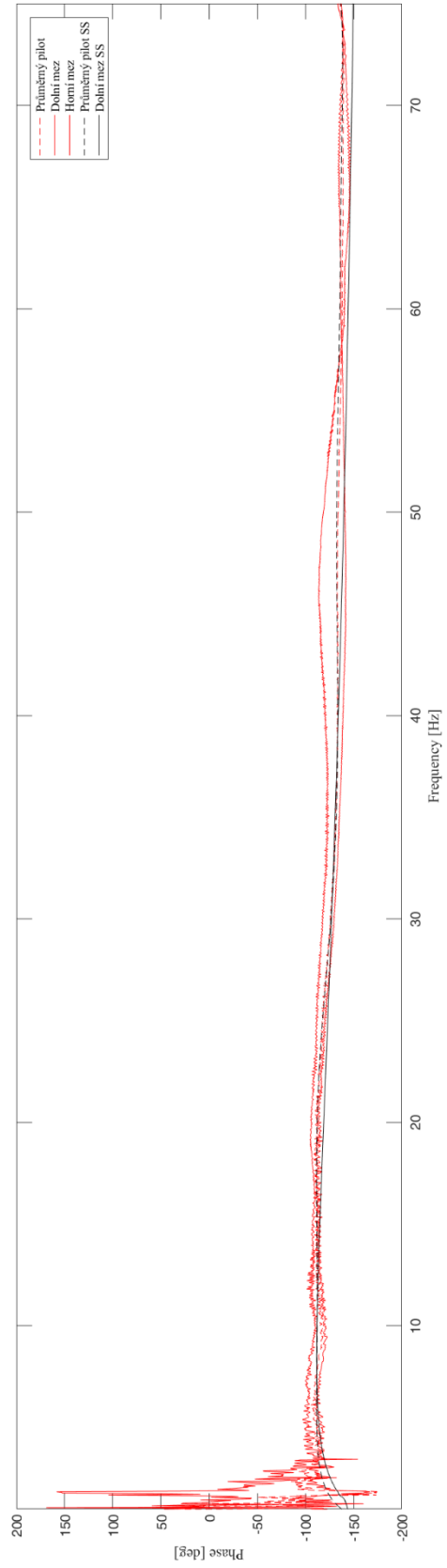
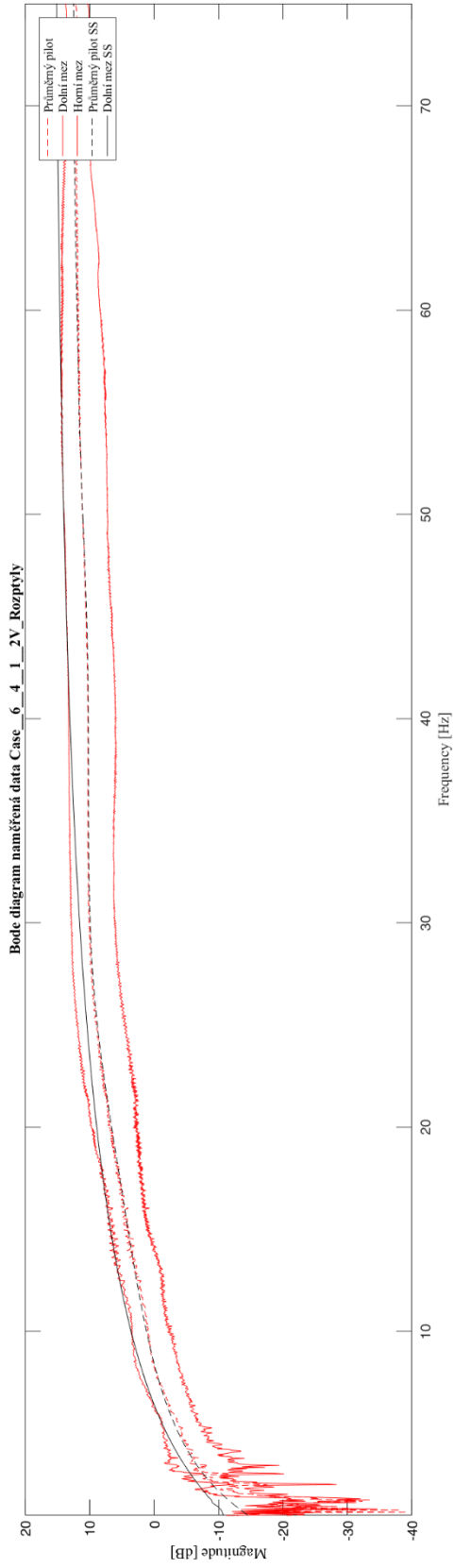
Obr. 92 – Porovnání navížených systémů 12řádu s naměřenými daty ve formě amplitudy, případ 6_4_2_3V



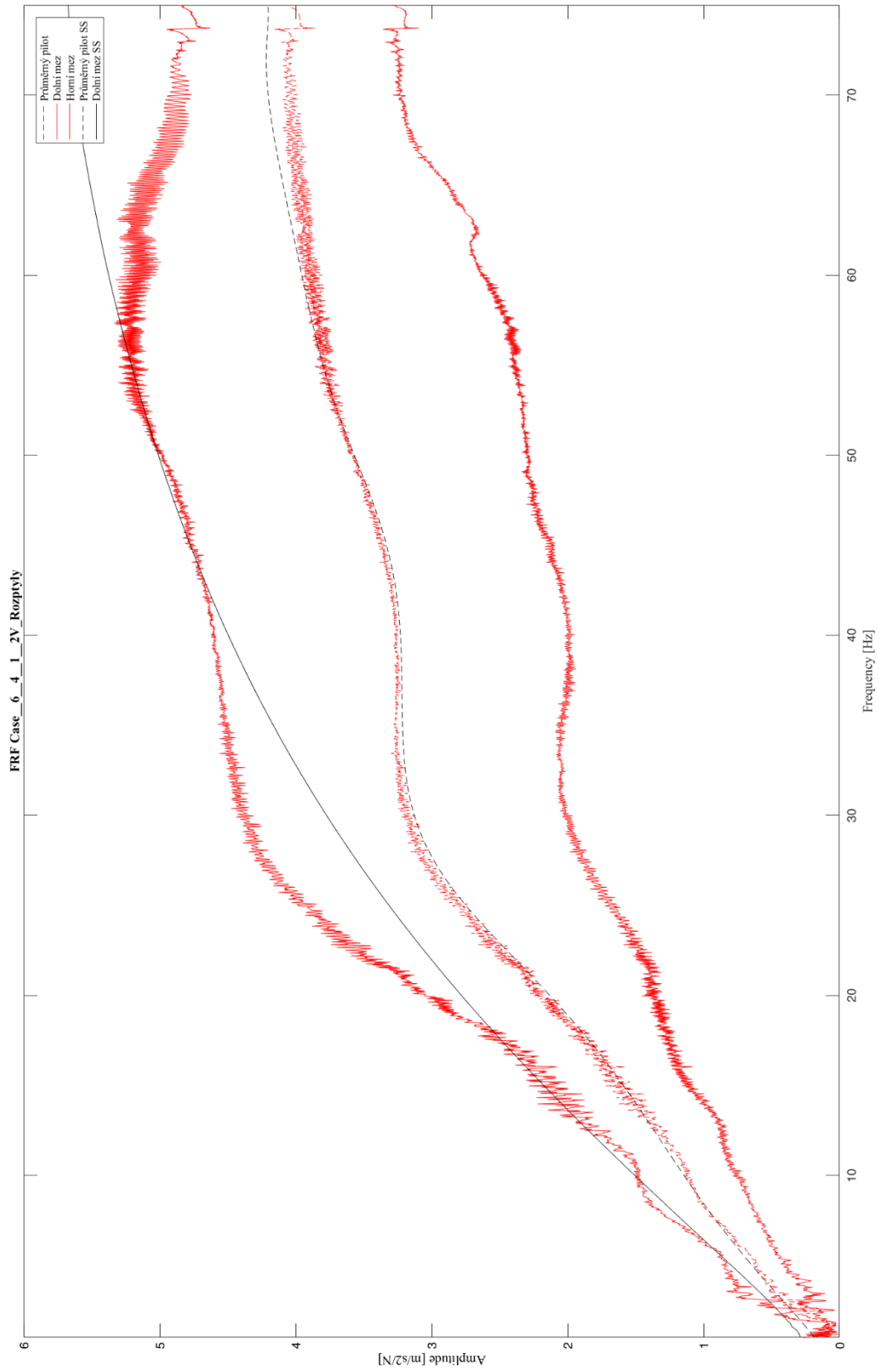
Obr. 93 – Porovnání navržených systémů s učenými rozptyly ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_1_IV



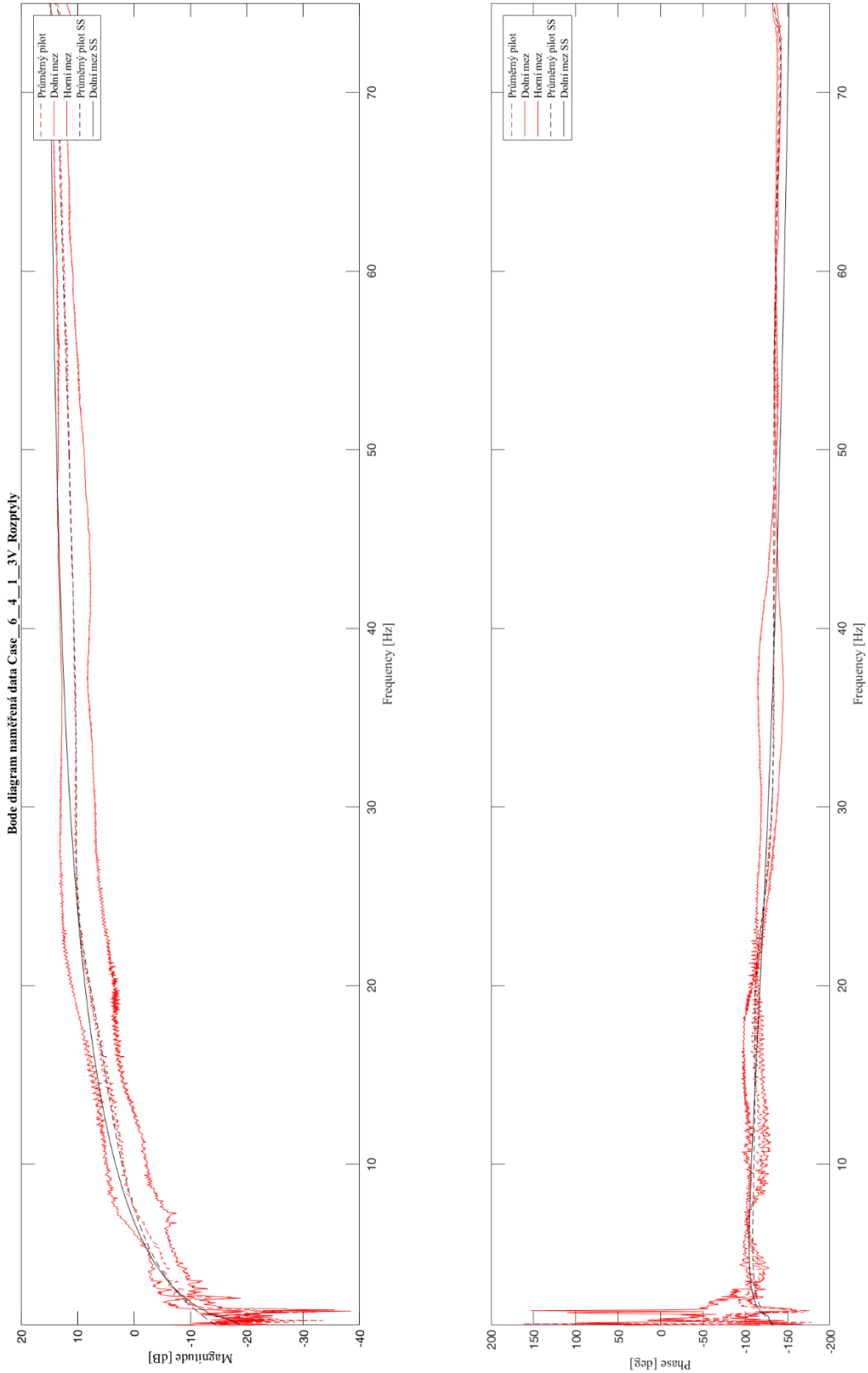
Obr. 94 – Porovnání navržených systémů s učenými rozptyly ve formě amplitudy, případ 6_4_1_IV



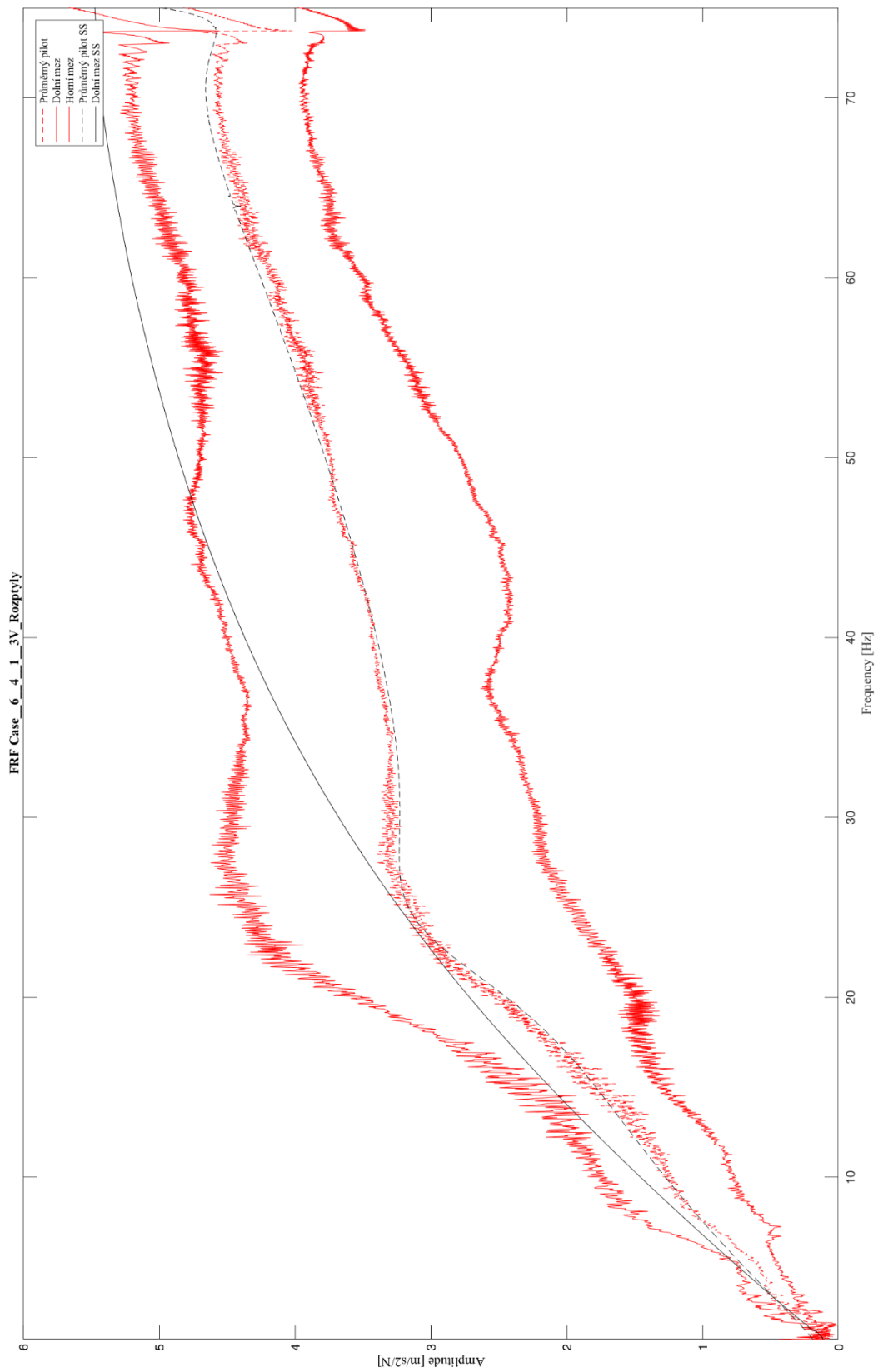
Obr. 95 – Porovnání navržených systémů s učenými rozptyly ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_1_2V



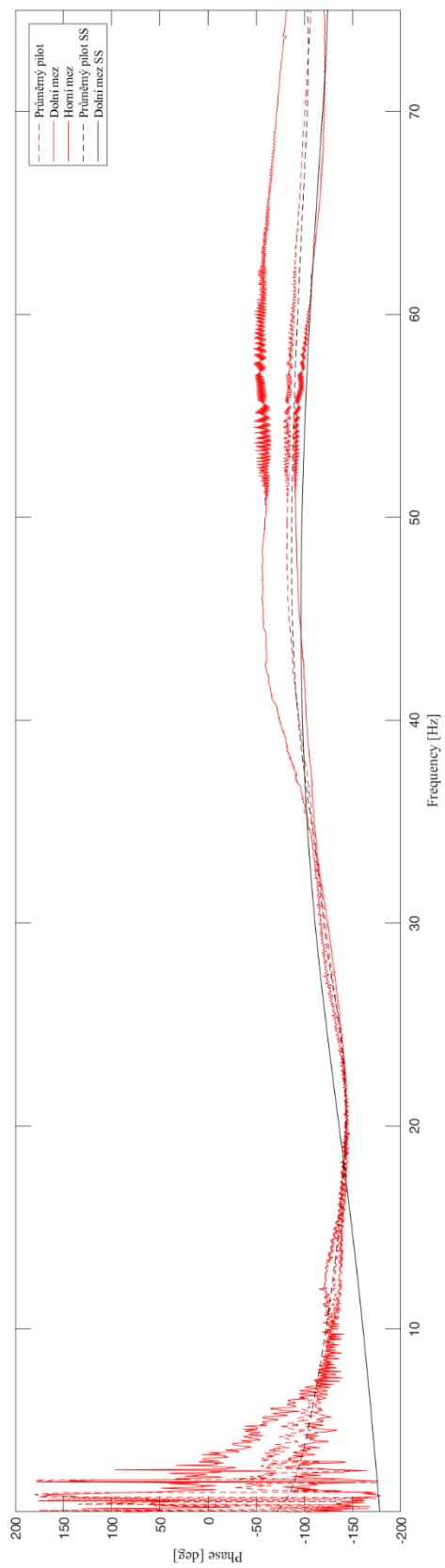
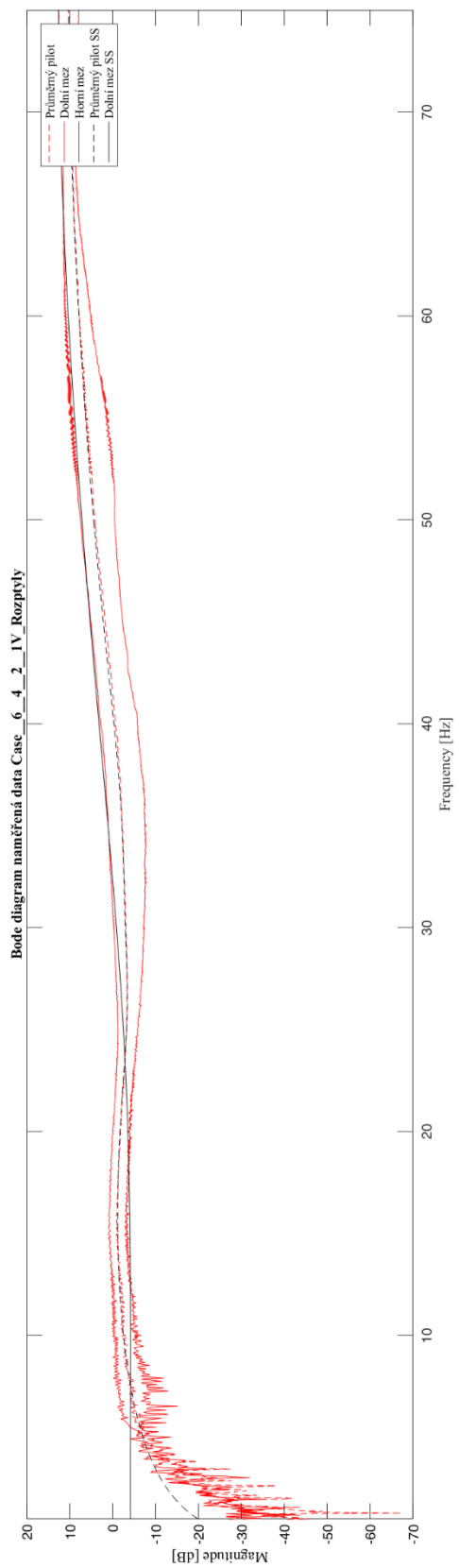
Obr. 96 – Porovnání navížených systémů s učenými rozptyly ve formě amplitudy, případ 6_4_1_2V



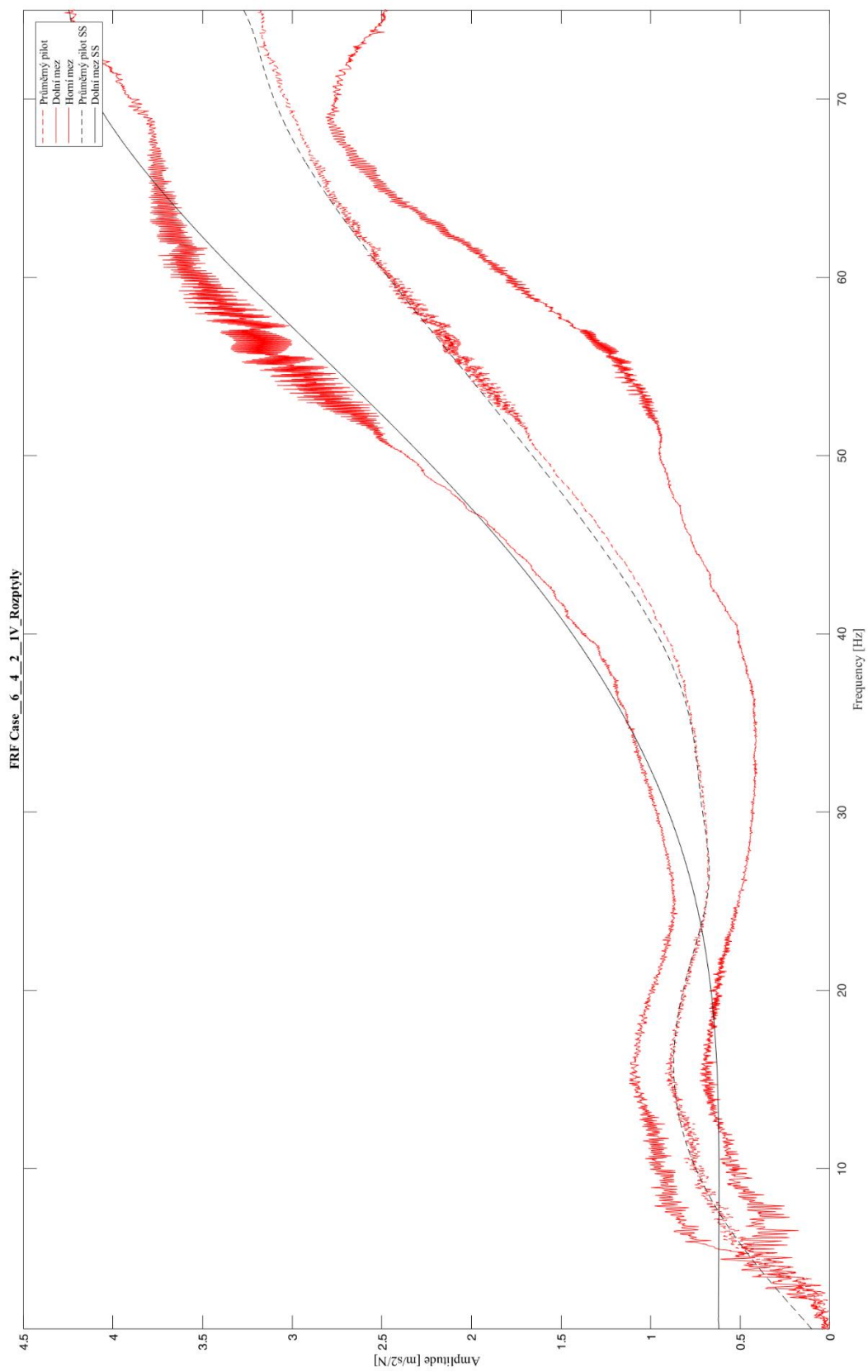
Obr. 97 – Porovnání navížených systémů s učenými rozptyly ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_1_3V



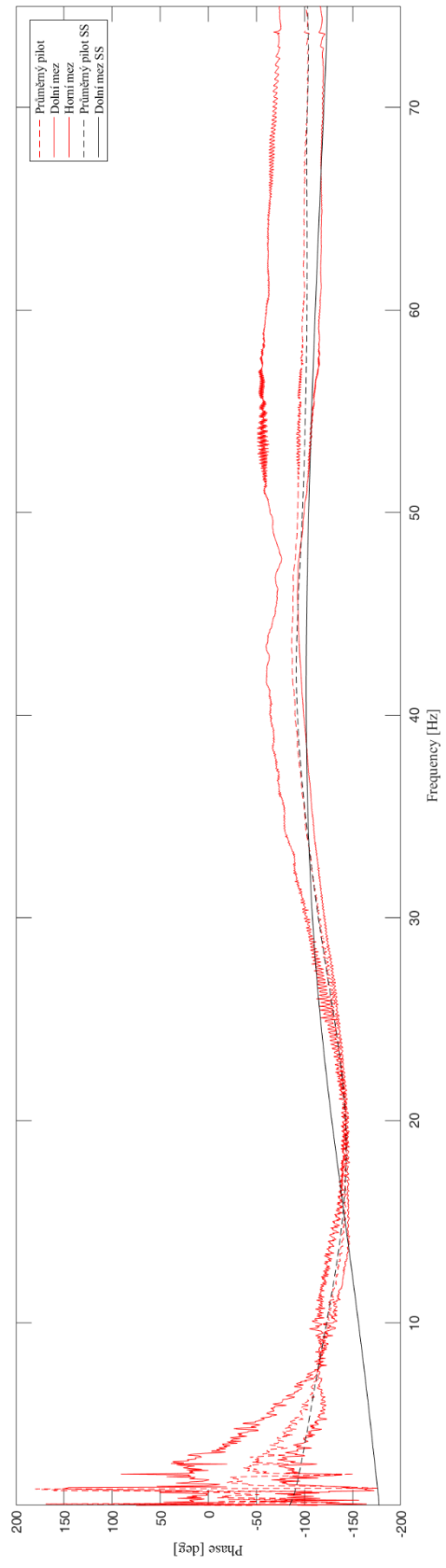
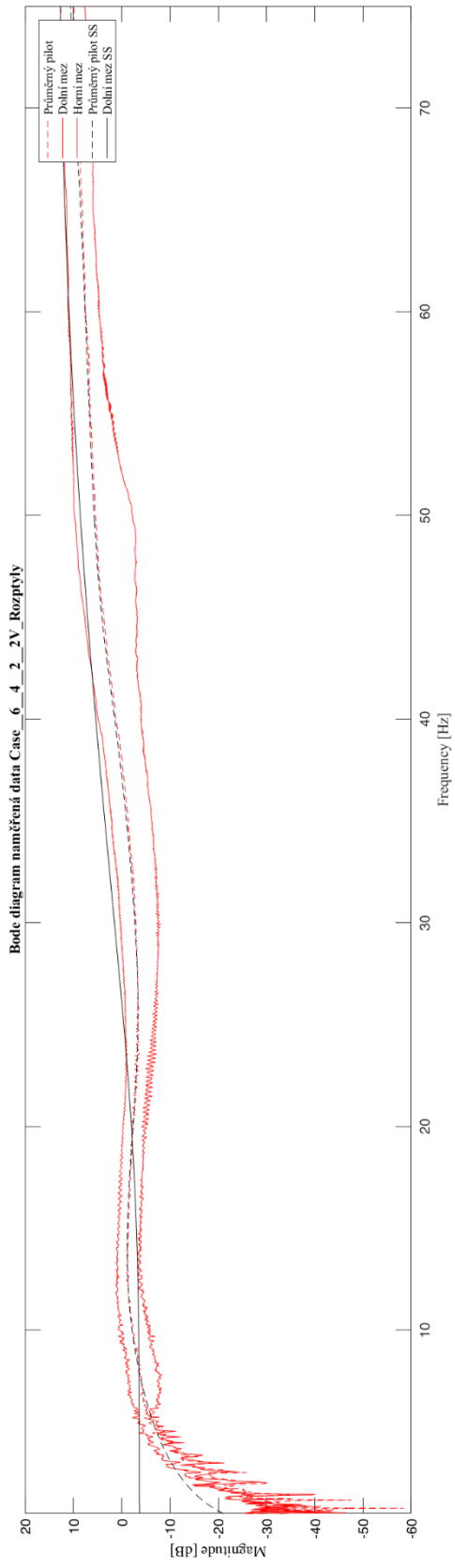
Obr. 98 – Porovnání navržených systémů s učenými rozptyly ve formě amplitudy, případ 6_4_1_3V



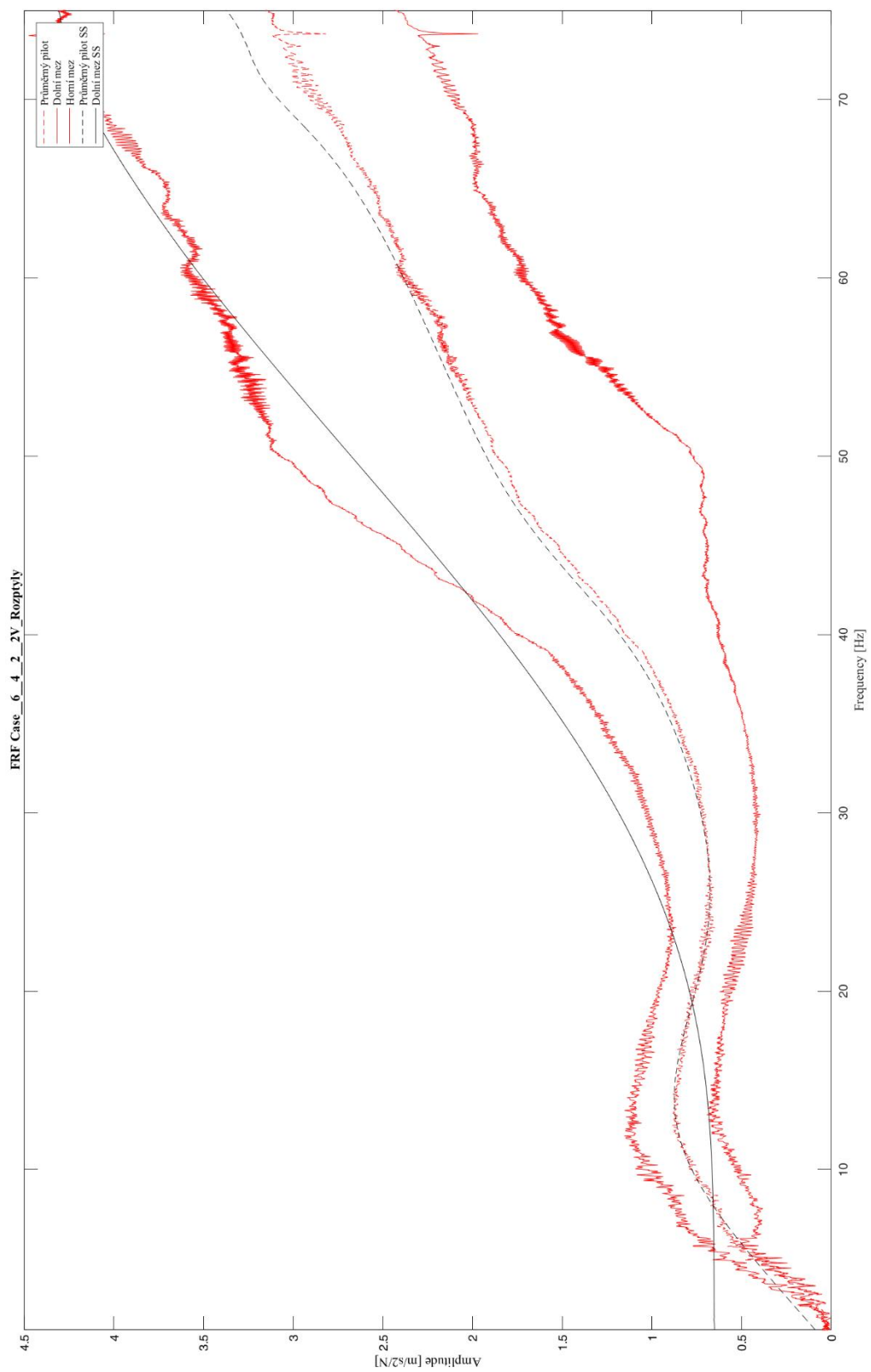
Obr. 99 – Porovnání navržných systémů s učenými rozptyly ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_2_IV



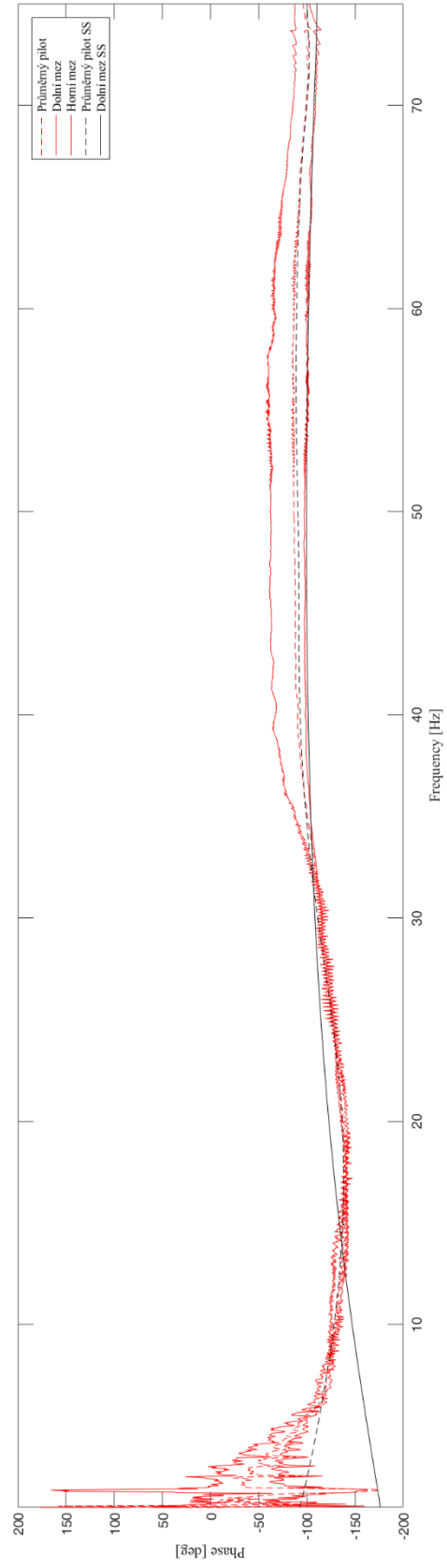
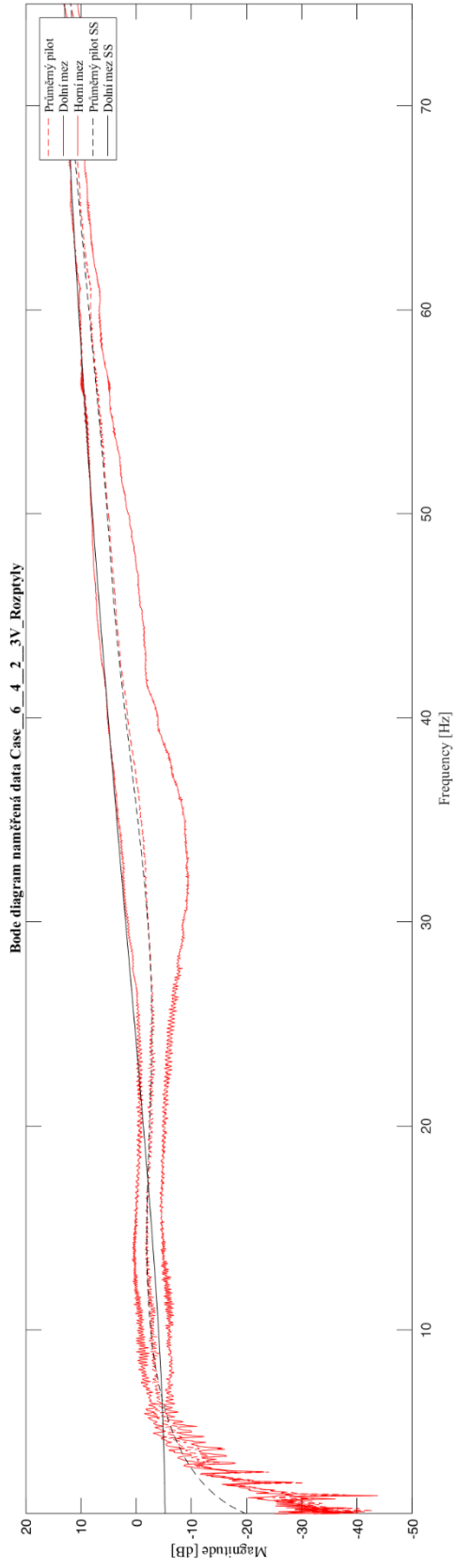
Obr. 100 – Porovnání navržených systémů s učenými rozptyly ve formě amplitudy, případ 6_4_2_IV



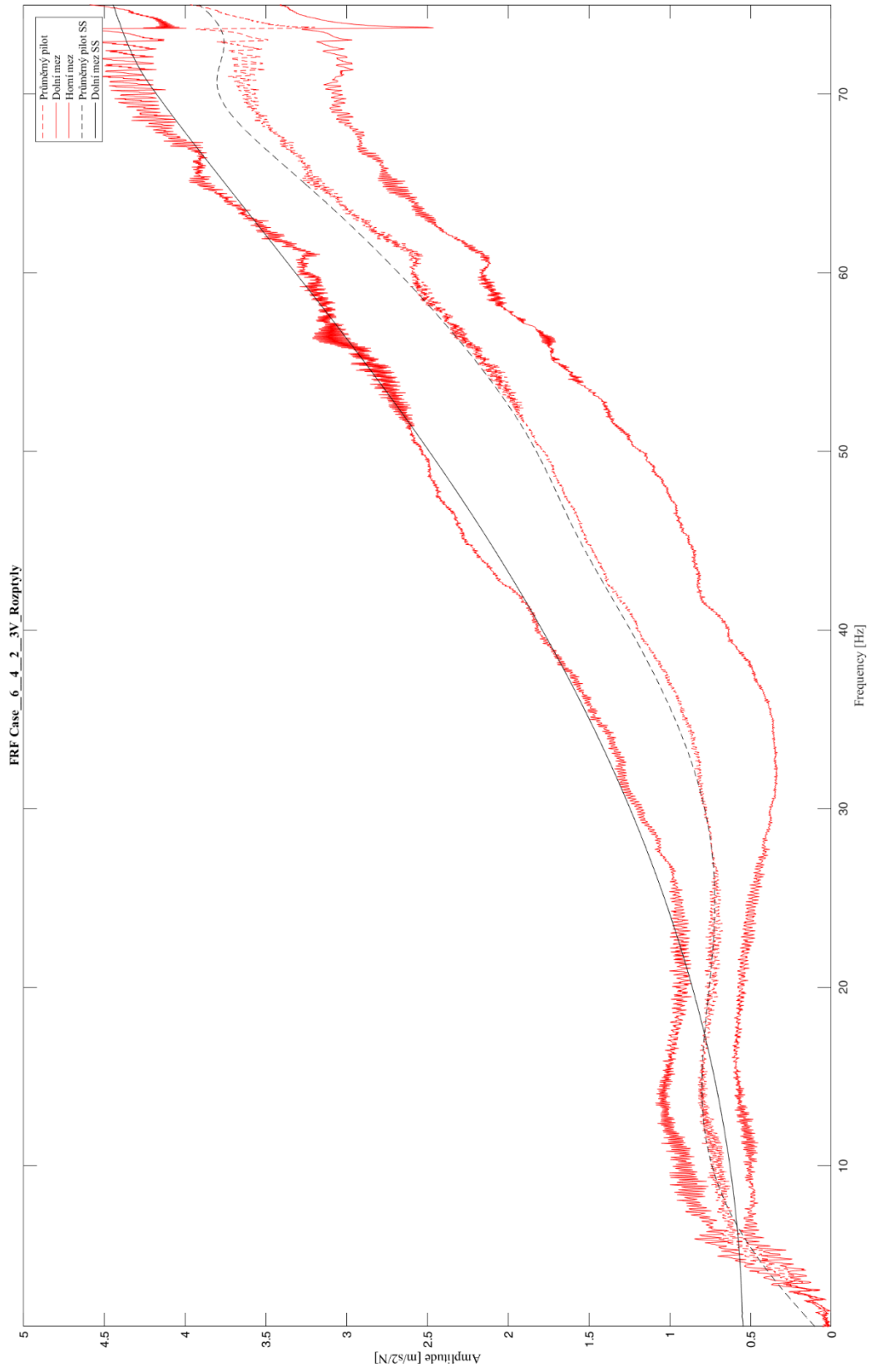
Obr. 101 – Porovnání navržených systémů s učenými rozptyly ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_2_2V



Obr. 102 – Porovnání navzájemných systémů s učenými rozptyly ve formě amplitudy, případ 6_4_2_2V



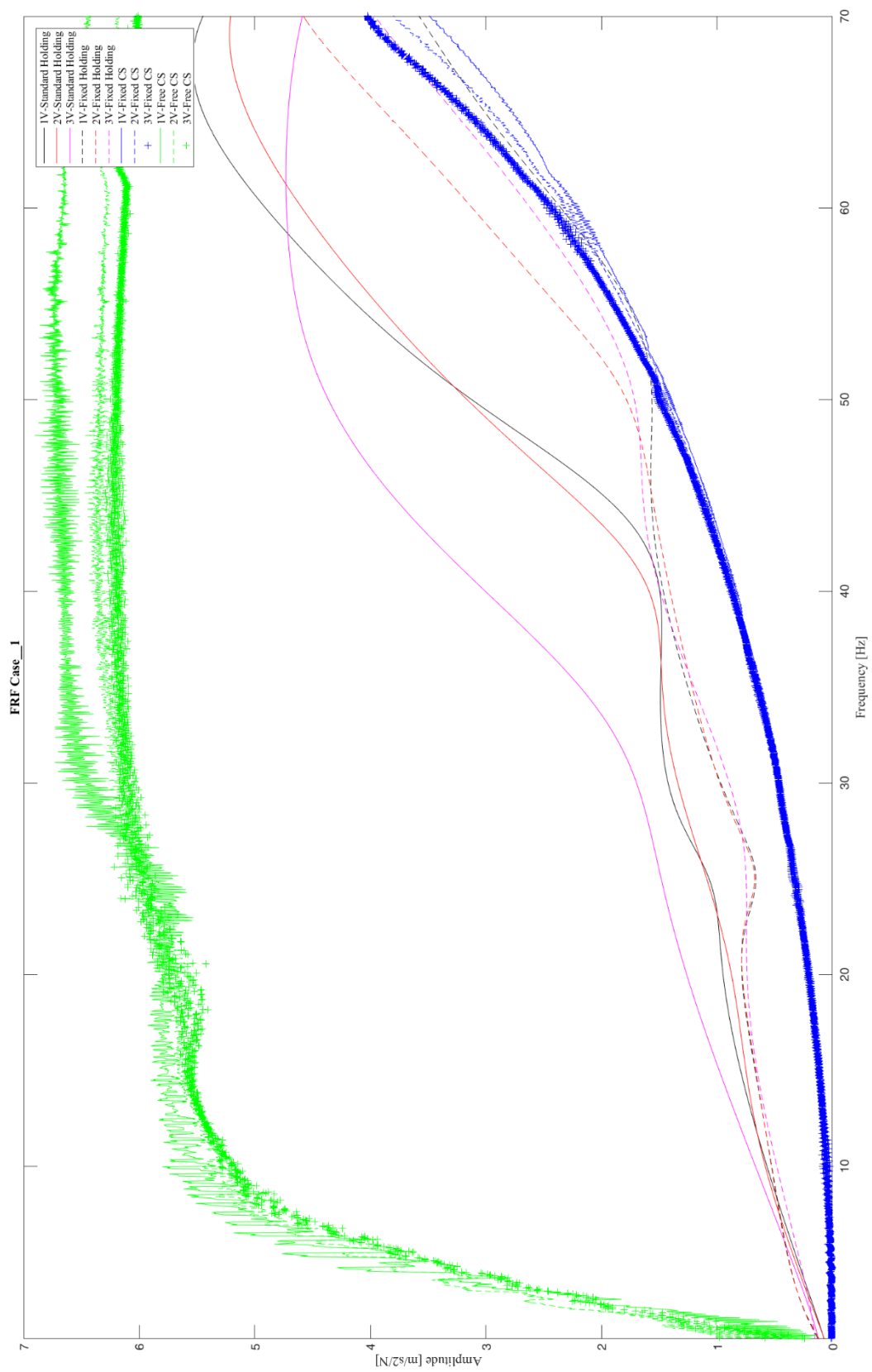
Obr. 103 – Porovnání navržených systémů s učenými rozptyly ve formě magnitudy a fáze, případ 6_4_2_3V



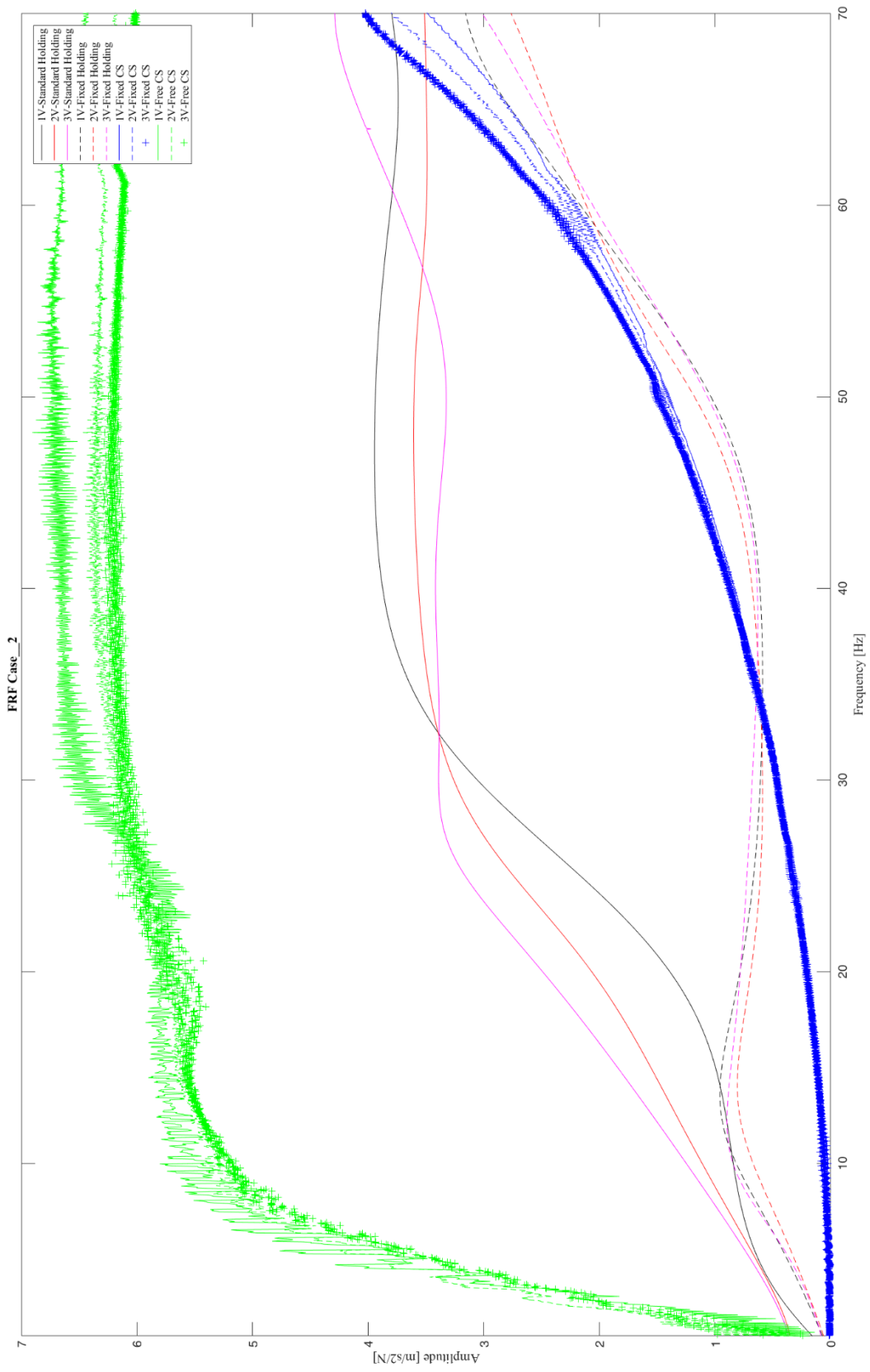
Obr. 104 – Porovnání navržených systémů s učenými rozptyly ve formě amplitudy, případ 6_4_2_3V

Příloha 5.

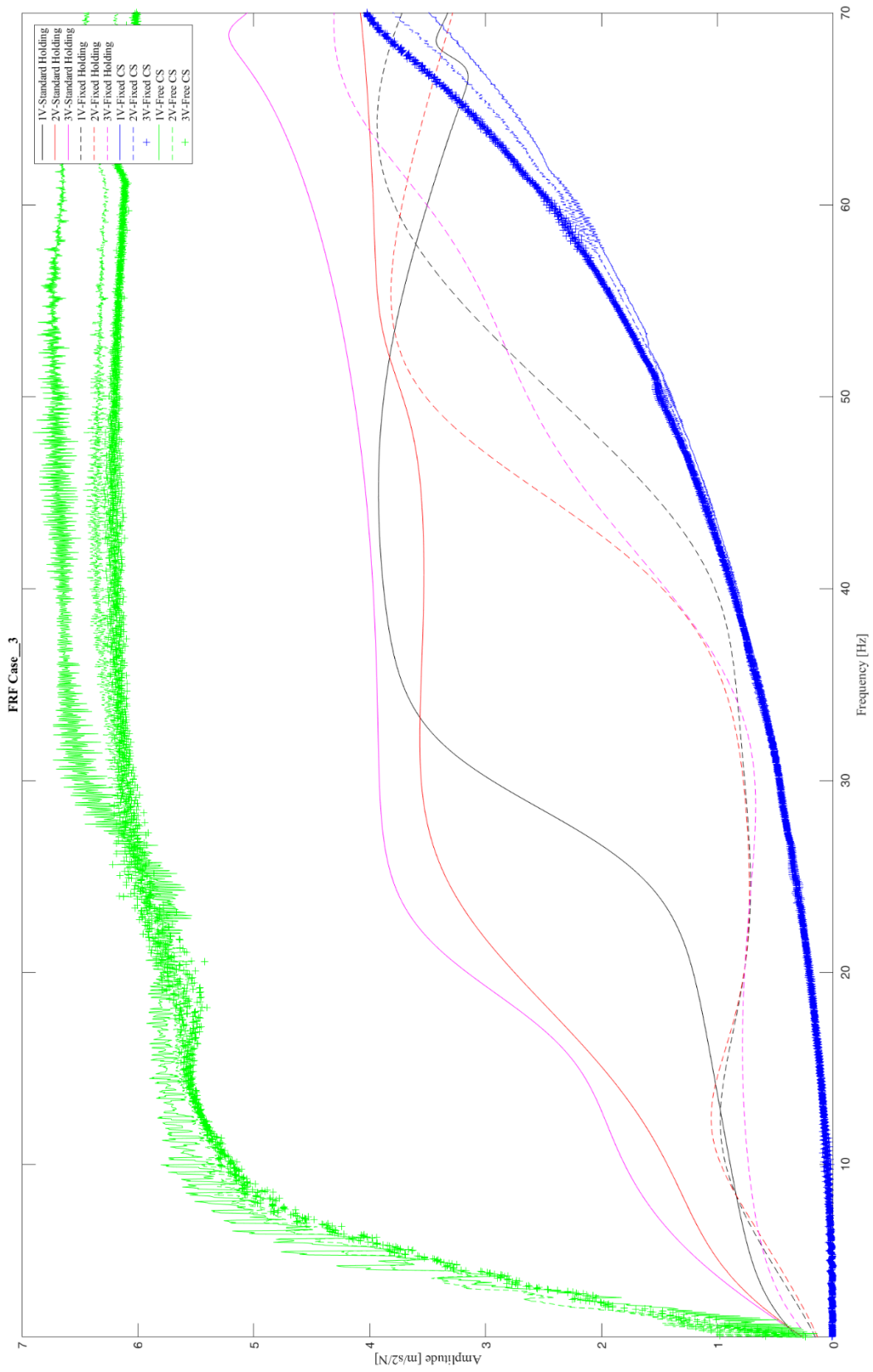
Příloha 5 obsahuje přenosové funkce ve formě amplitudy $[m/s^2/N]$ stavového modelu o vybraném 12 řádu s porovnáním jednotlivých okrajových podmínek pro daného pilota. Zeleně jsou vykresleny přenosové funkce volné řídicí páky, modře je blokována řídicí páka. Dále obsahuje grafy sestavených stavových modelů na rozptyly naměřených pilotů při daných okrajových podmínkách



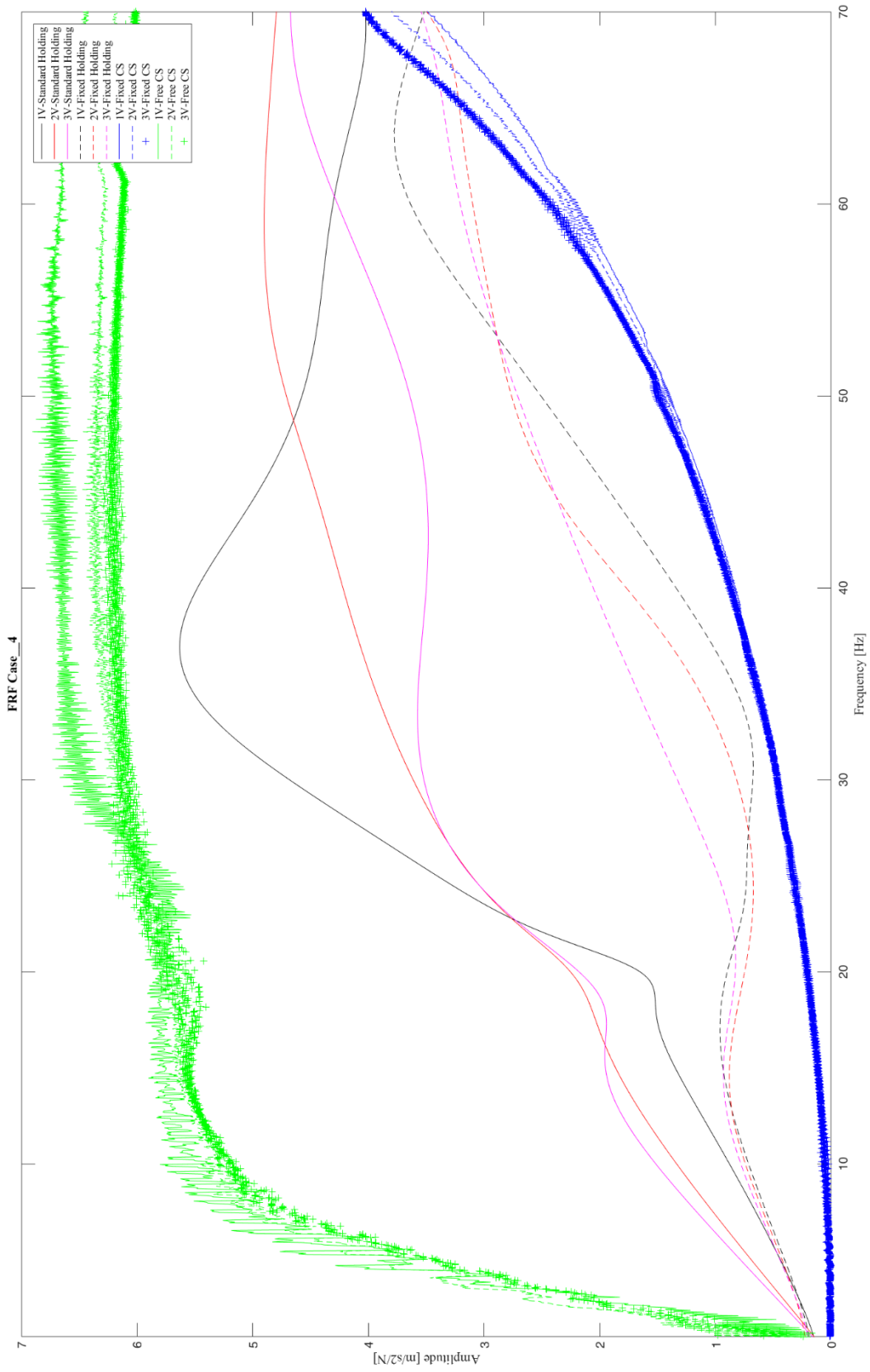
Obr. 105 – Přenosové funkce stavového modelu 12 řádu pilota č. 1 všechny okrajové podmínky



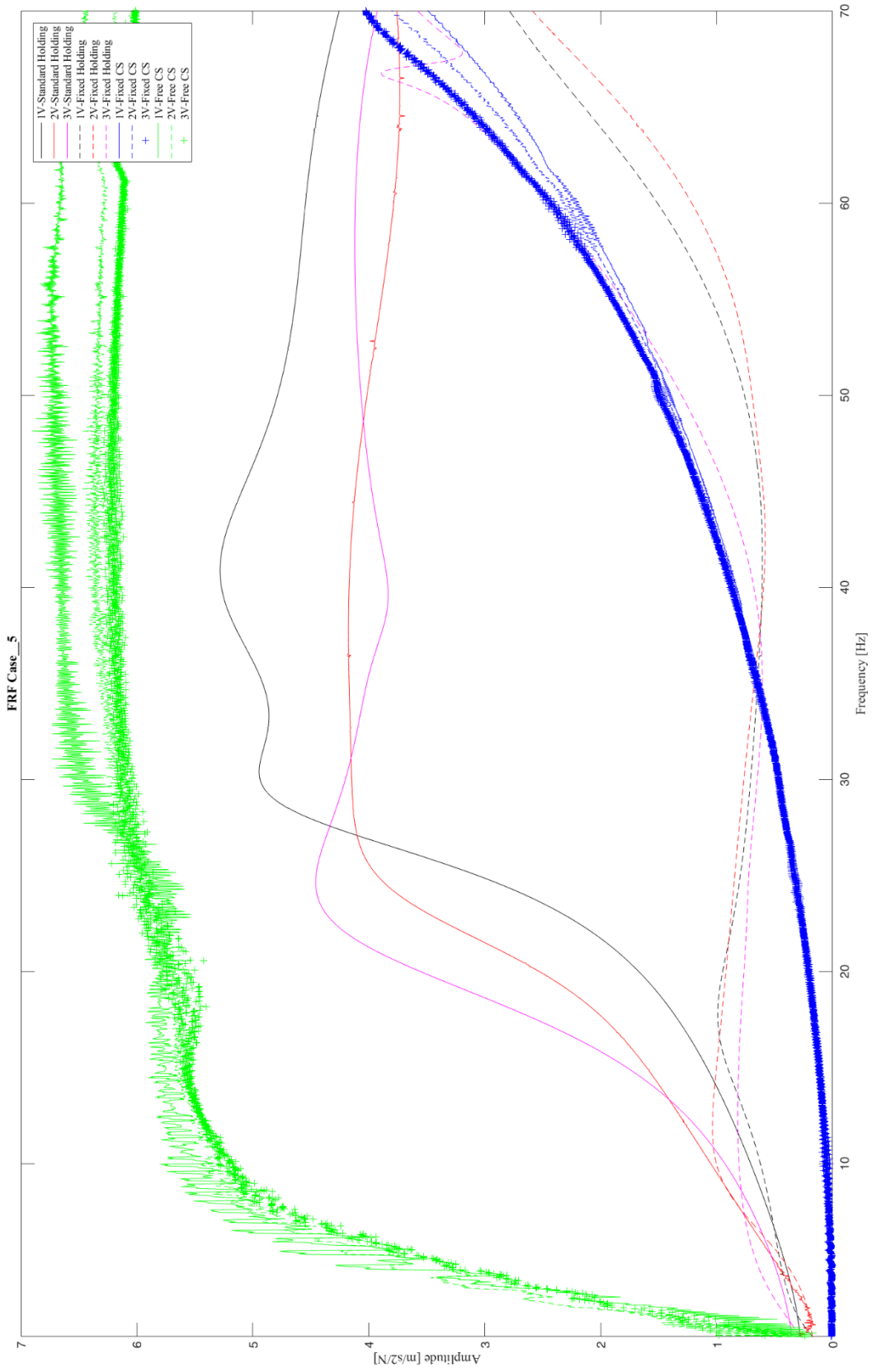
Obr. 106 – Přenosové funkce stavového modelu 12 řádu pilota č. 2 všechny okrajové podmínky



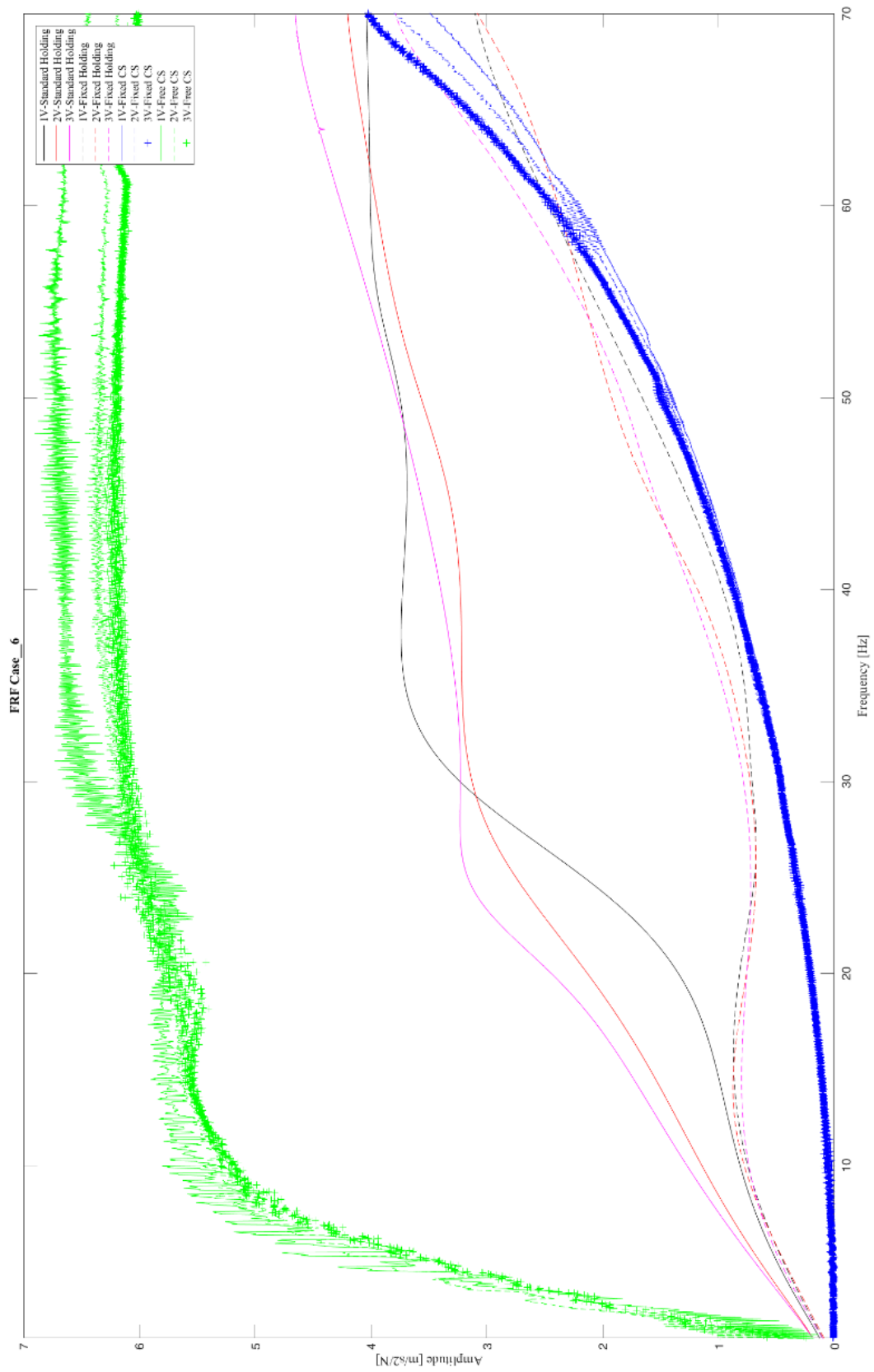
Obr. 107 – Přenosové funkce stavového modelu 12 řádu pilota č. 3 všechny okrajové podmínky



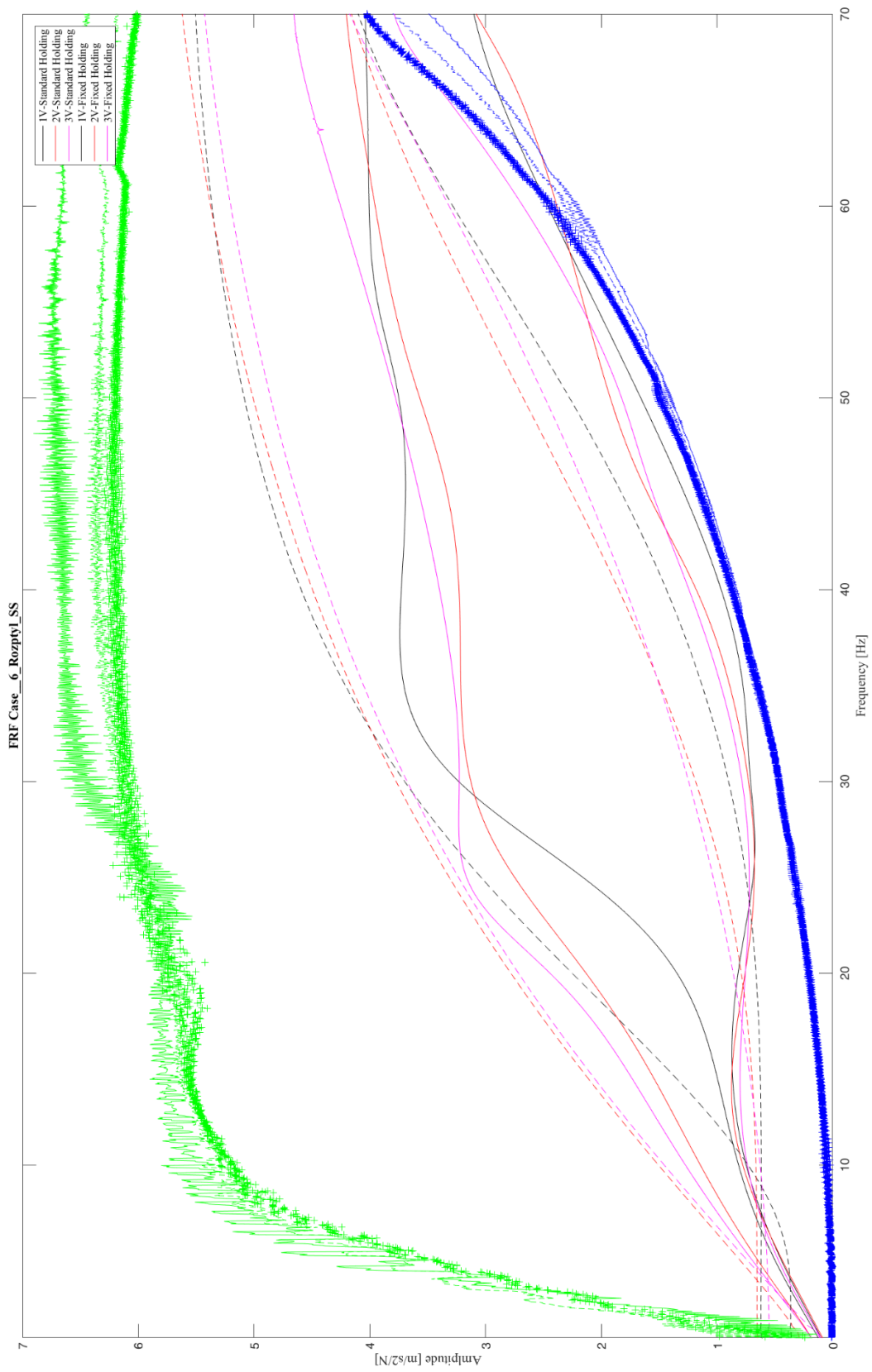
Obr. 108 – Přenosové funkce stavového modelu 12 řádu pilota č. 4 všechny okrajové podmínky



Obr. 109 – Přenosové funkce stavového modelu 12 řádu pilota č. 5 všechny okrajové podmínky



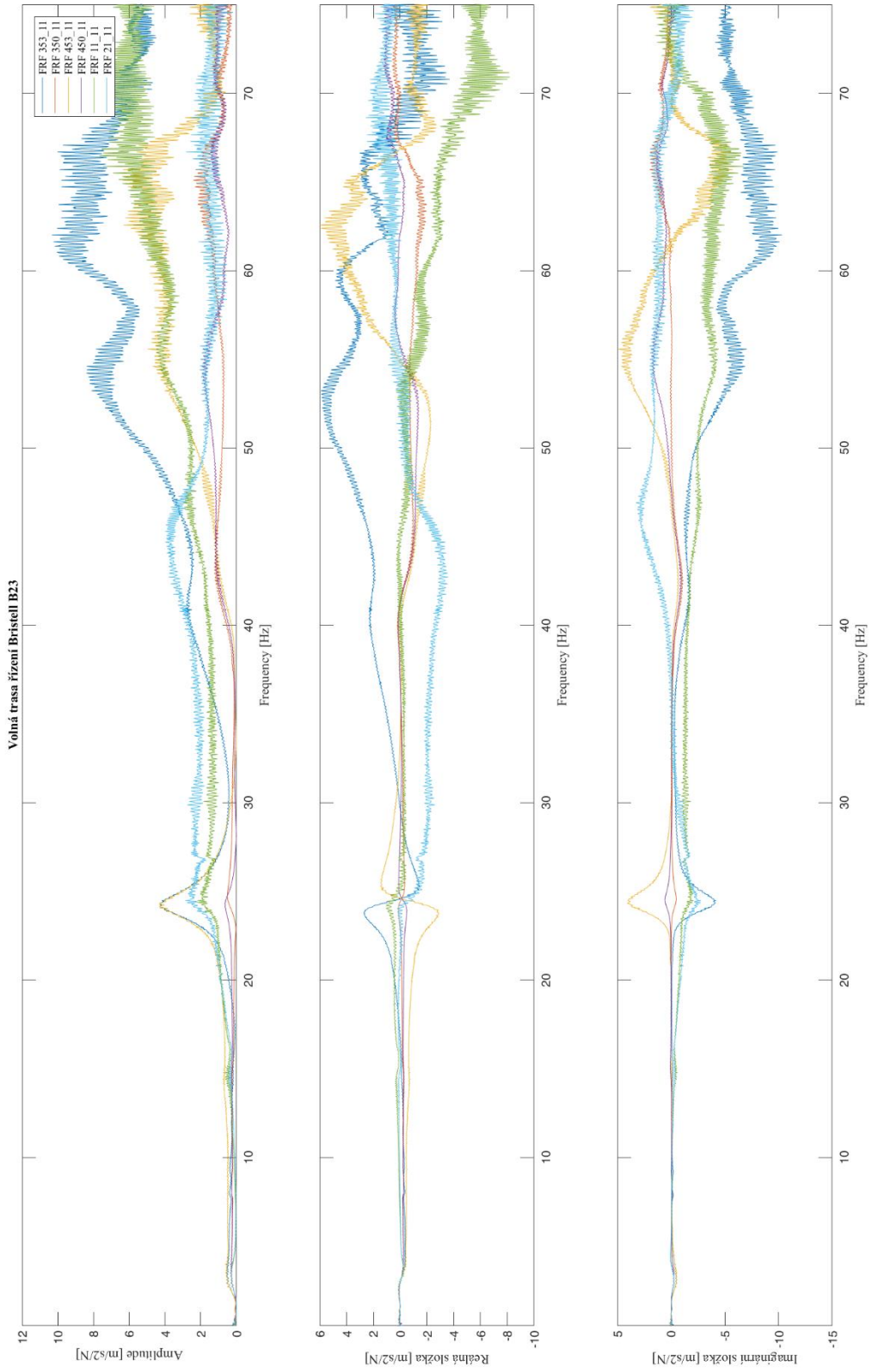
Obr. 110 – Přenosové funkce stavového modelu 12 řádu pilota č. 6 všechny okrajové podmínky



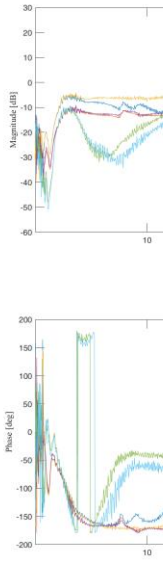
Obr. 111 – Přenosové funkce stavového modelu 12 řádu pilota č. 6 všechny okrajové podmínky, s navržnými systémy rozptylů

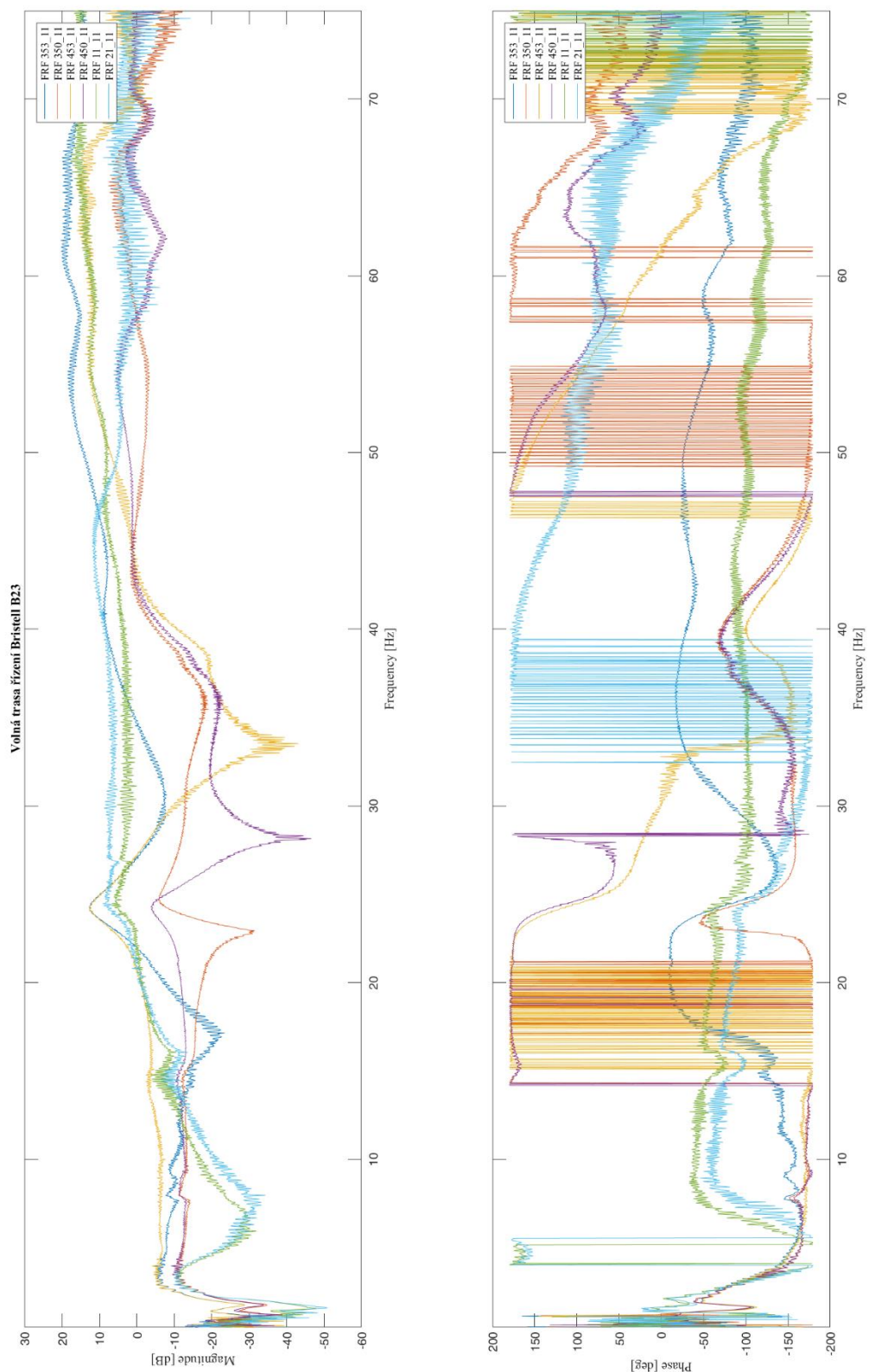
Příloha 6.

Příloha 6 obsahuje grafy frekvenčních přenosových funkcí modelu volné trasy řízení a trasy řízení s aplikovaným modelem pilota s vyloučenými nestabilními modely. Jsou uvedeny frekvenční přenosové funkce pro rozsah 1-10 Hz a 20-30 Hz pro body konstrukce 11, 21, 350, 353, 450, 453.

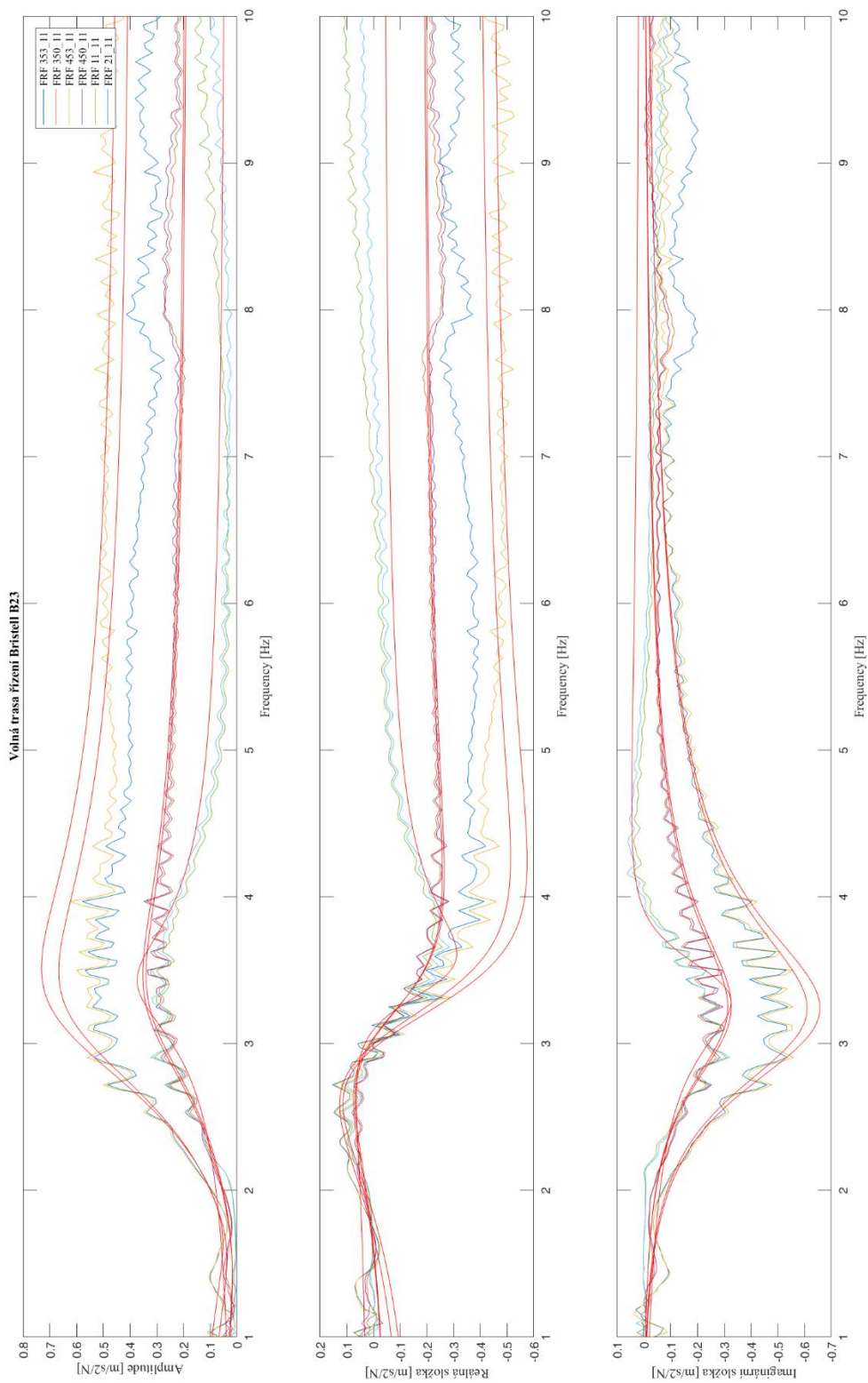


Obr. 112 – Graf změřených frekvenčních přenosových funkcí měřené struktury ve formě amplitudy, reálné a imaginární složky v daných bodech konstrukce

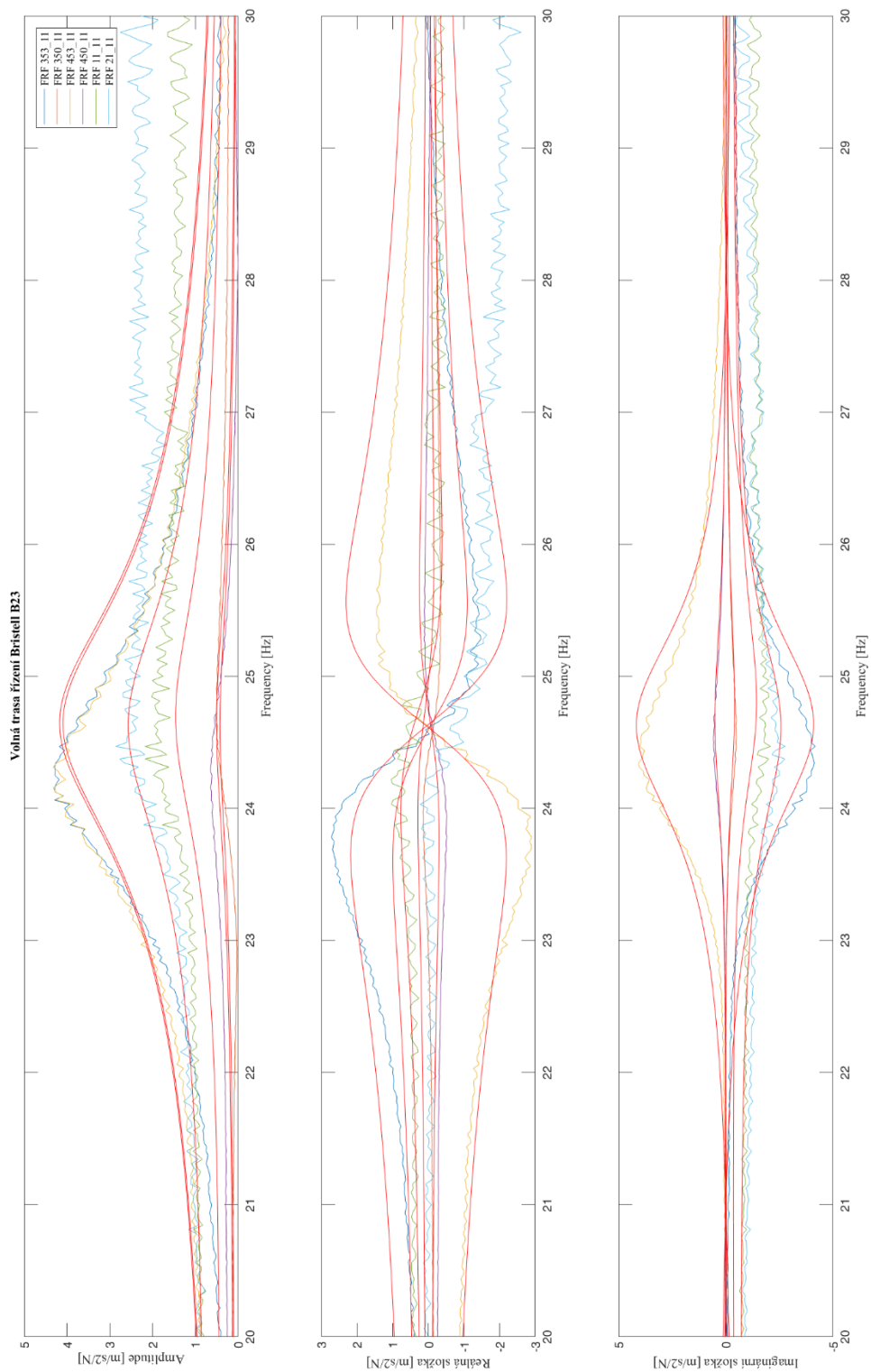




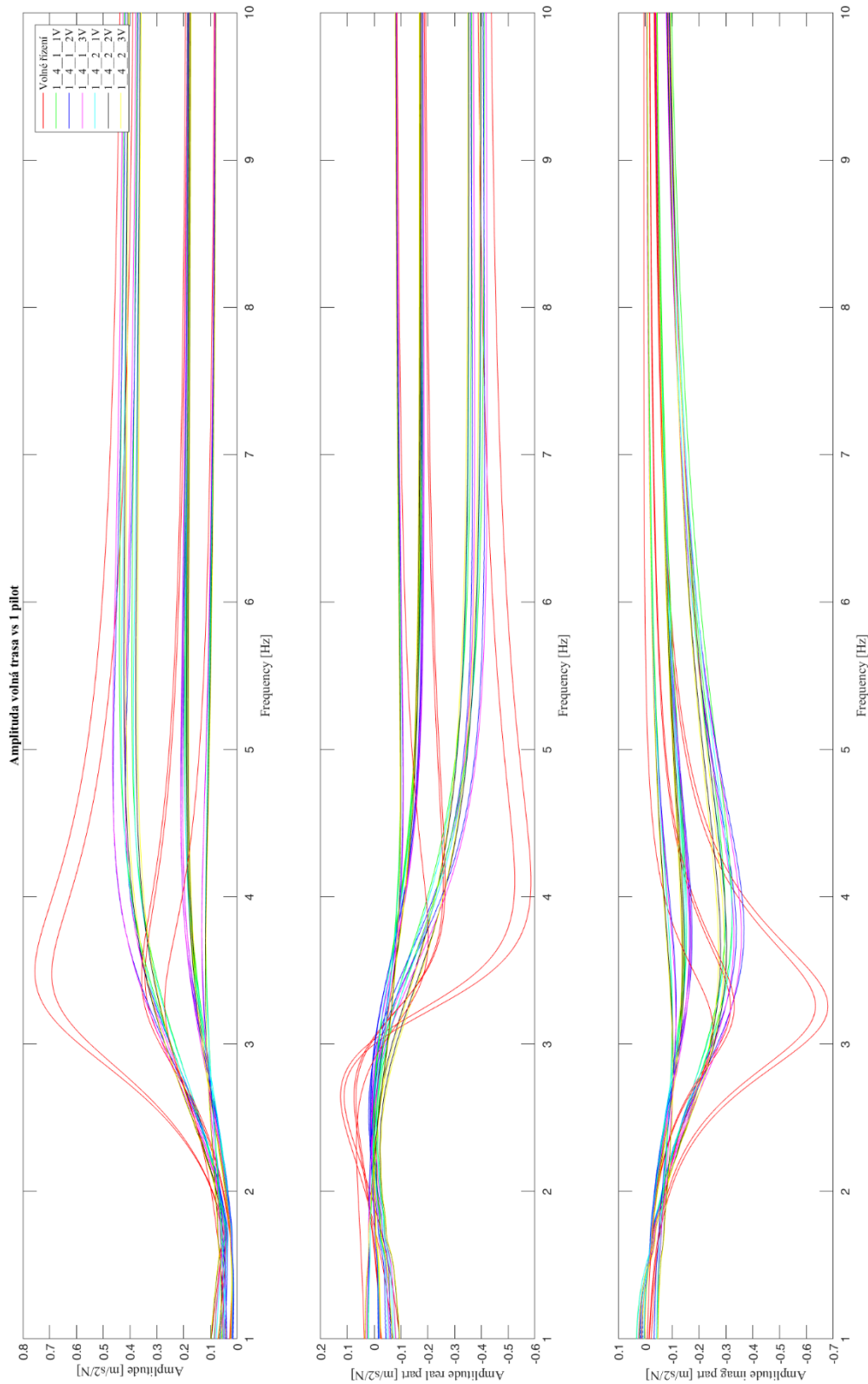
Obr. 113 – Graf změřených frekvenčních přenosových funkcí měřené struktury ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce



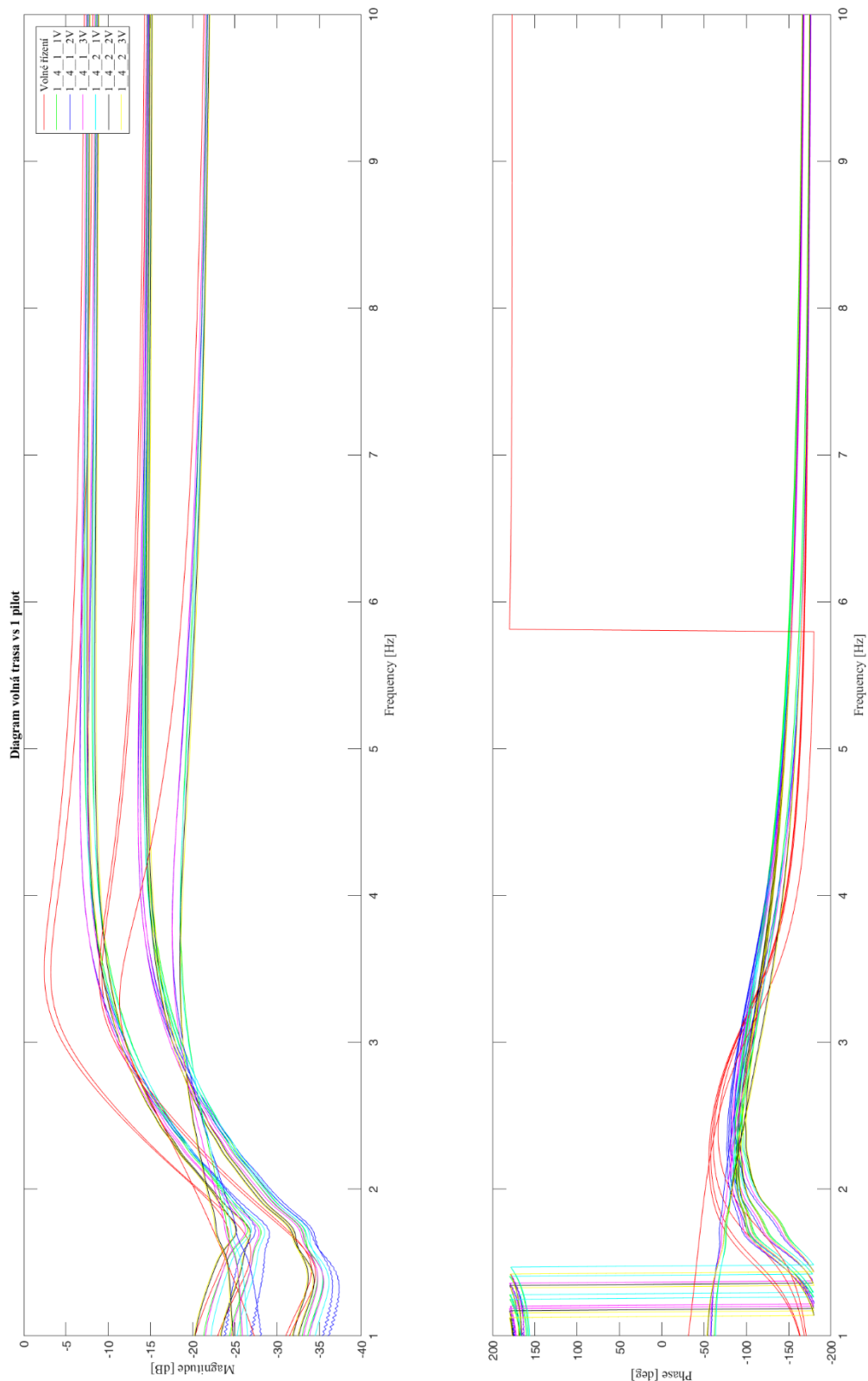
Obr. 114 – Graf frekvenčních přenosových funkcí měřené struktury ve formě amplitudy, reálné a imaginární složky v daných bodech konstrukce 1-10 Hz



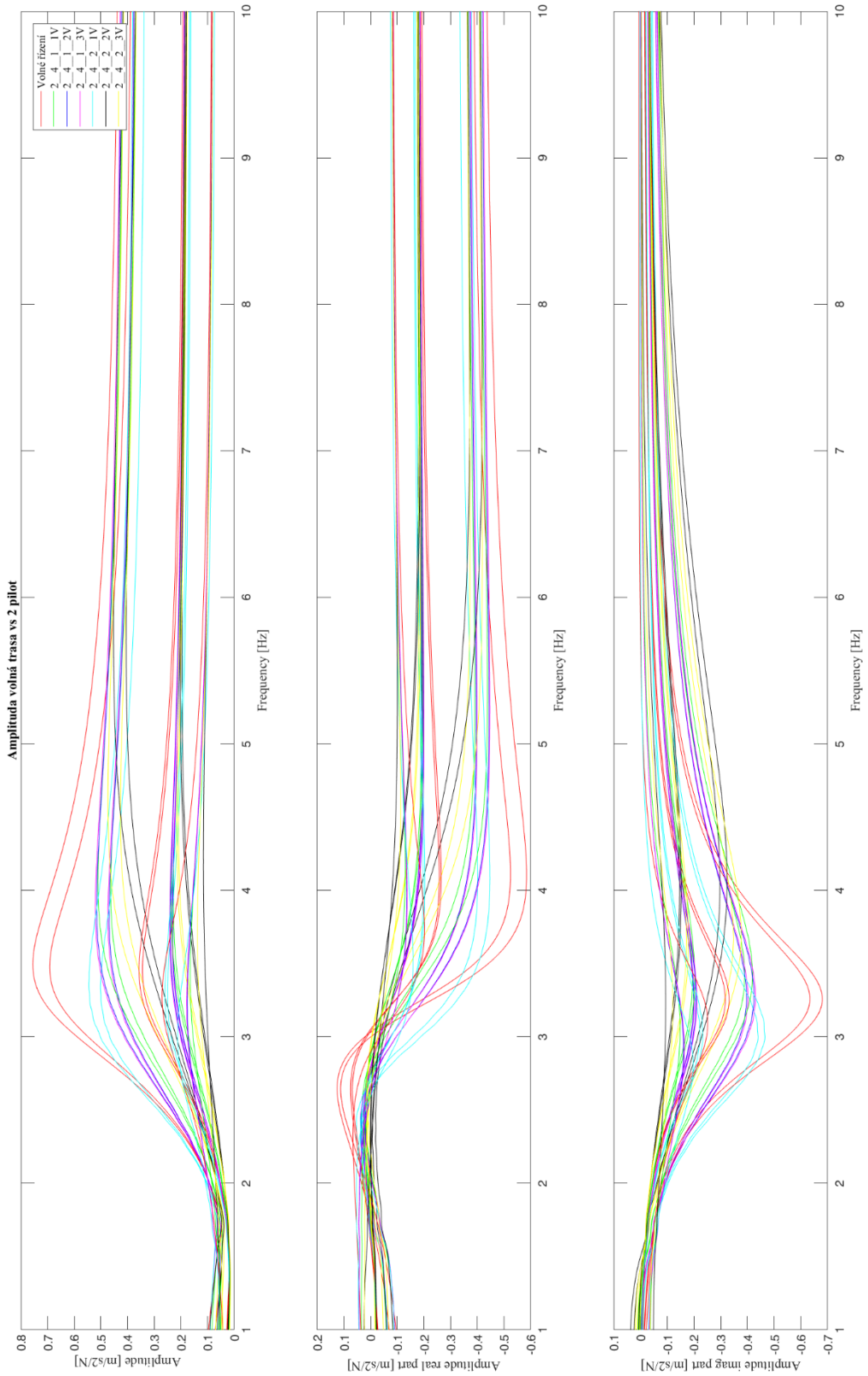
Obr. 115 – Graf frekvenčních přenosových funkcí měřené struktury ve formě amplitudy, reálné a imaginární složky v daných bodech konstrukce 20-30 Hz



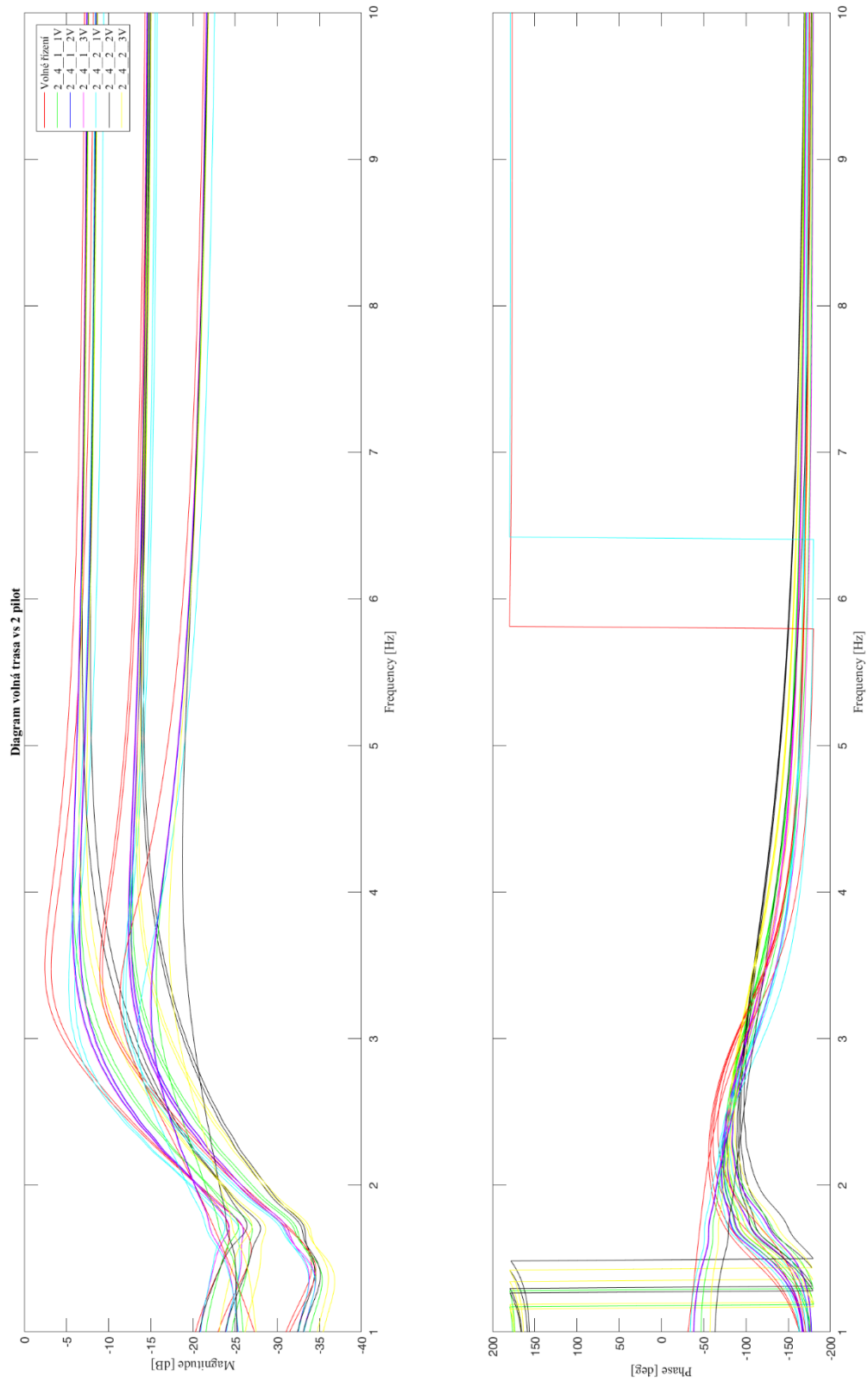
Obr. 116 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 1 ve formě amplitudy 1 - 10 Hz



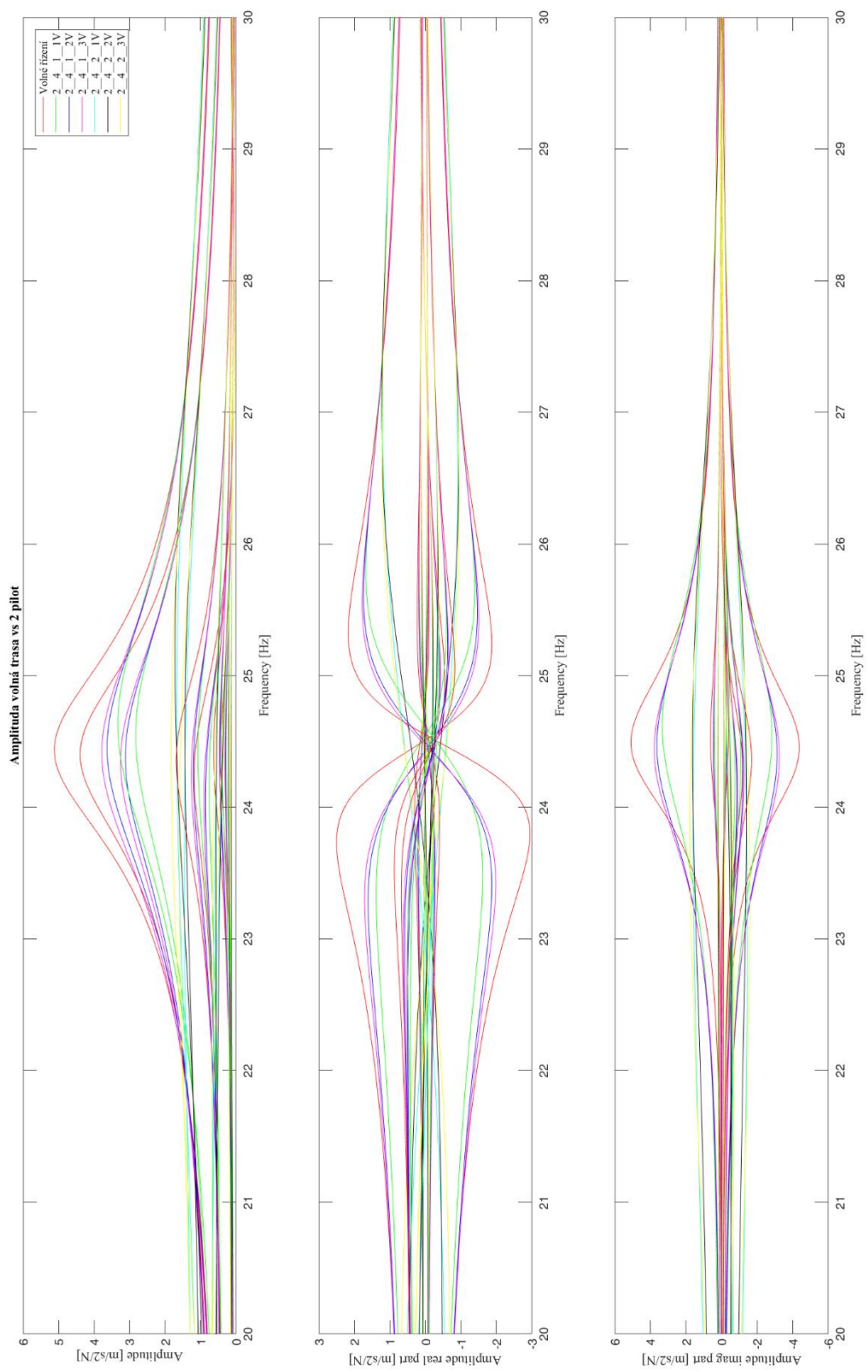
Obr. 117 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 1 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 1-10 Hz



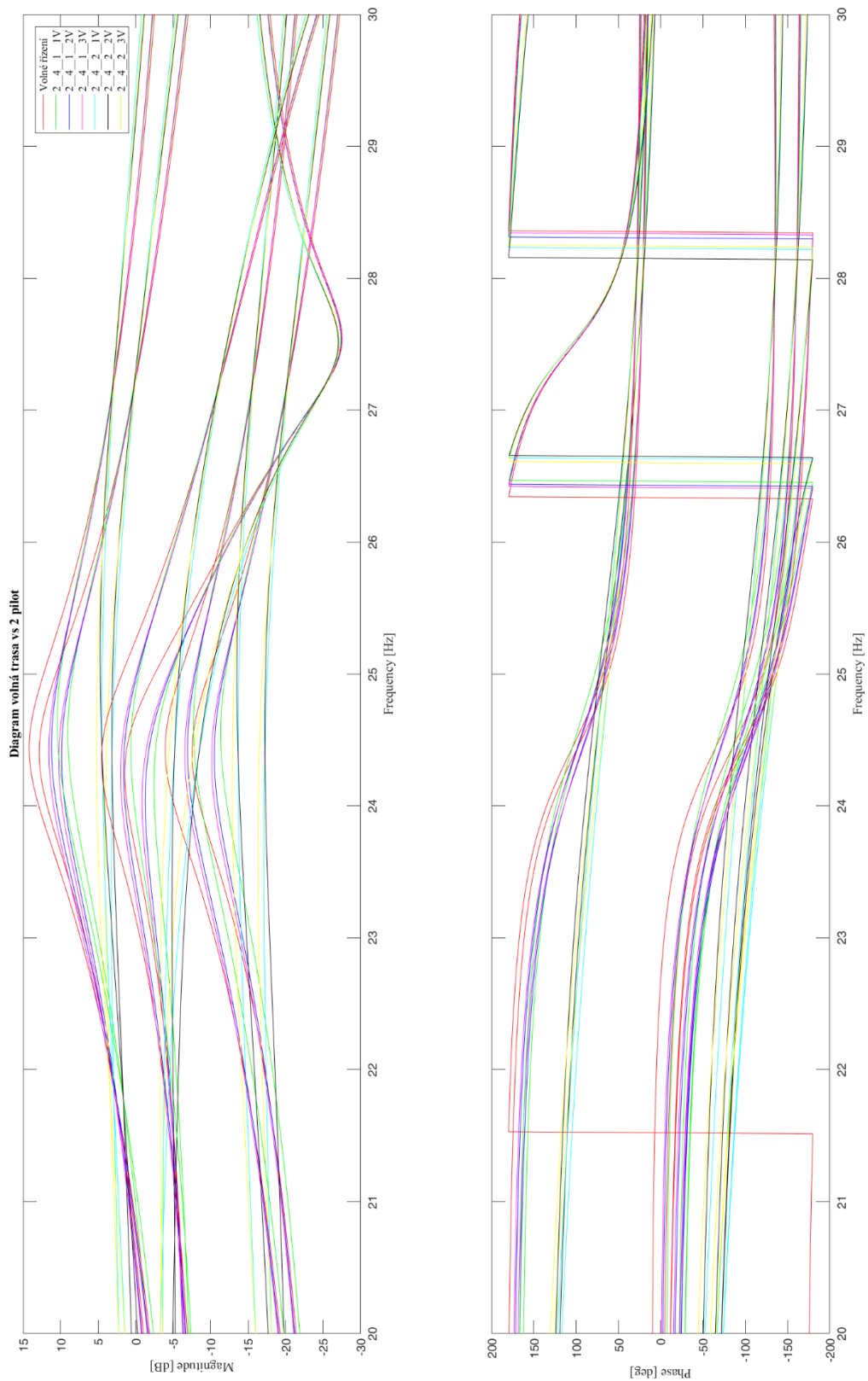
Obr. 118 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 2 ve formě amplitudy 1-10 Hz



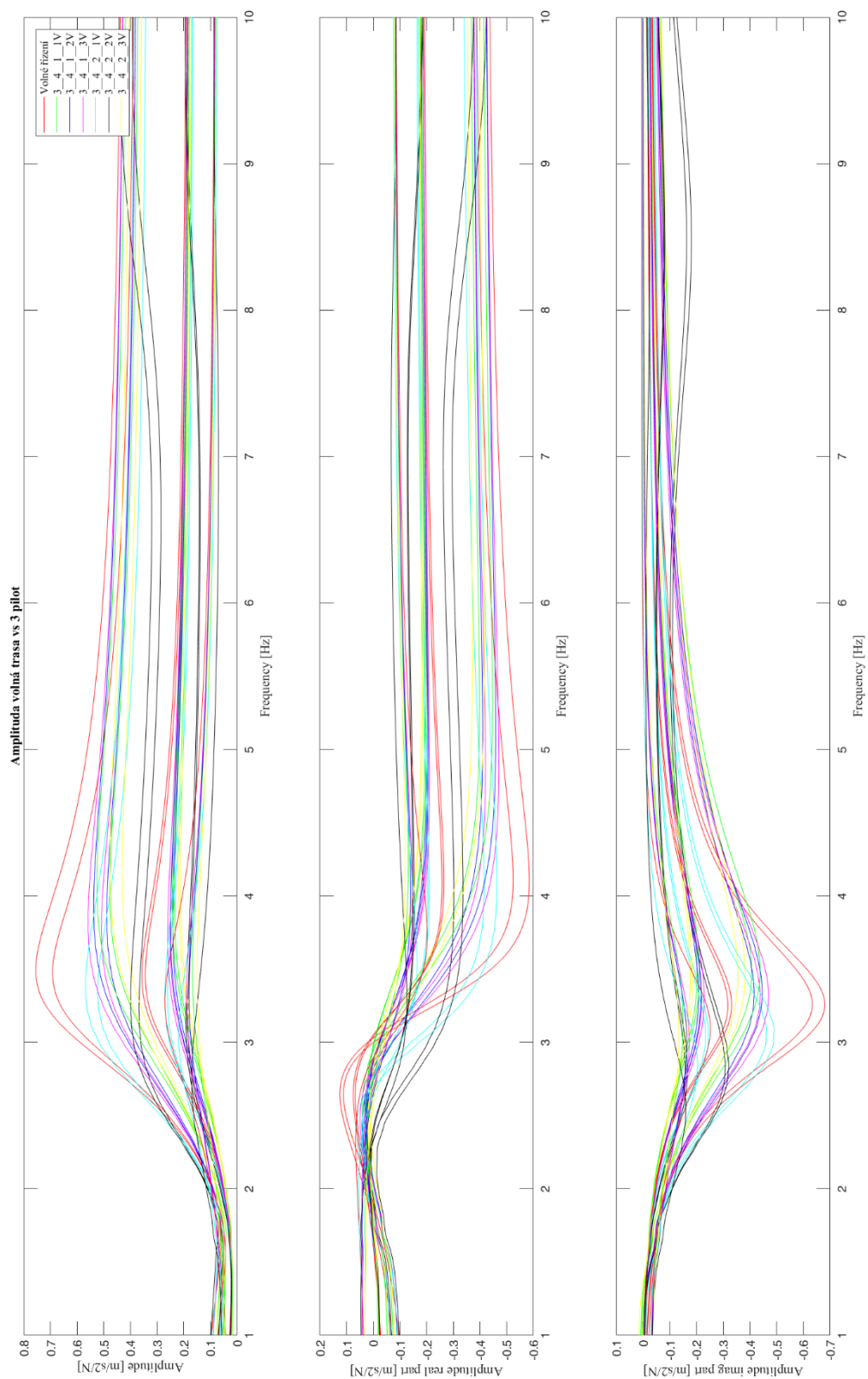
Obr. 119 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 2 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 1-10 Hz



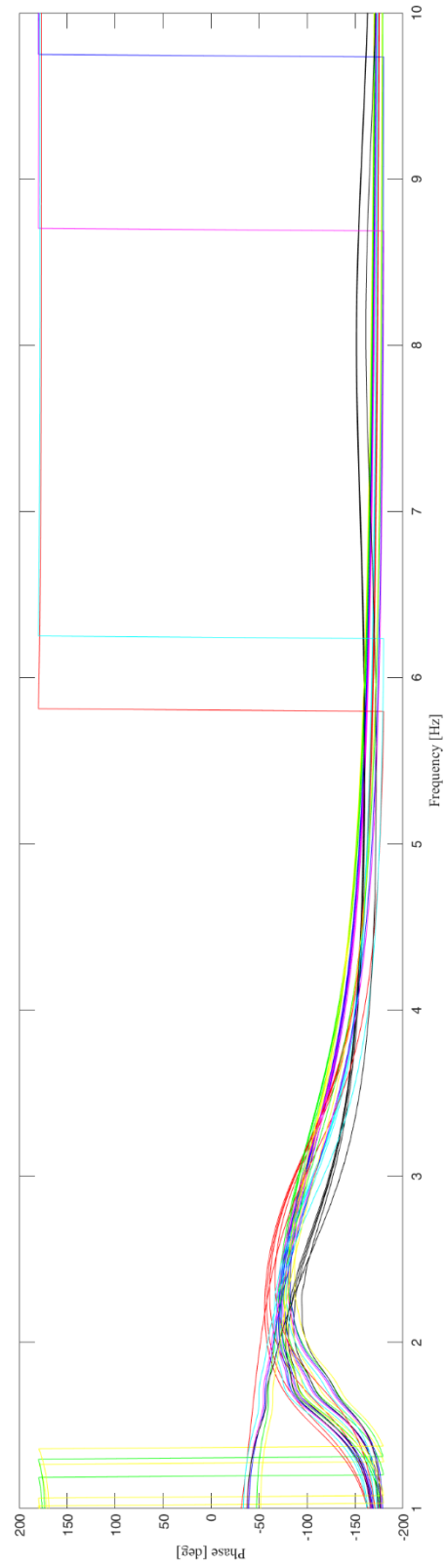
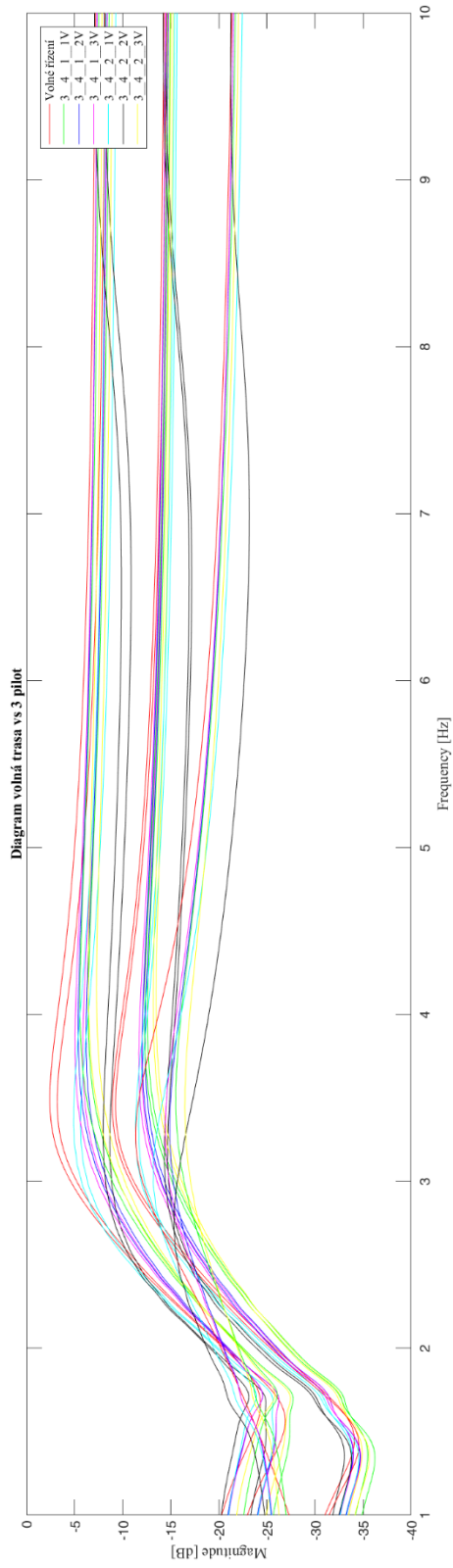
Obr. 120 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojných modelů – pilot 2 ve formě amplitudy 20-30 Hz



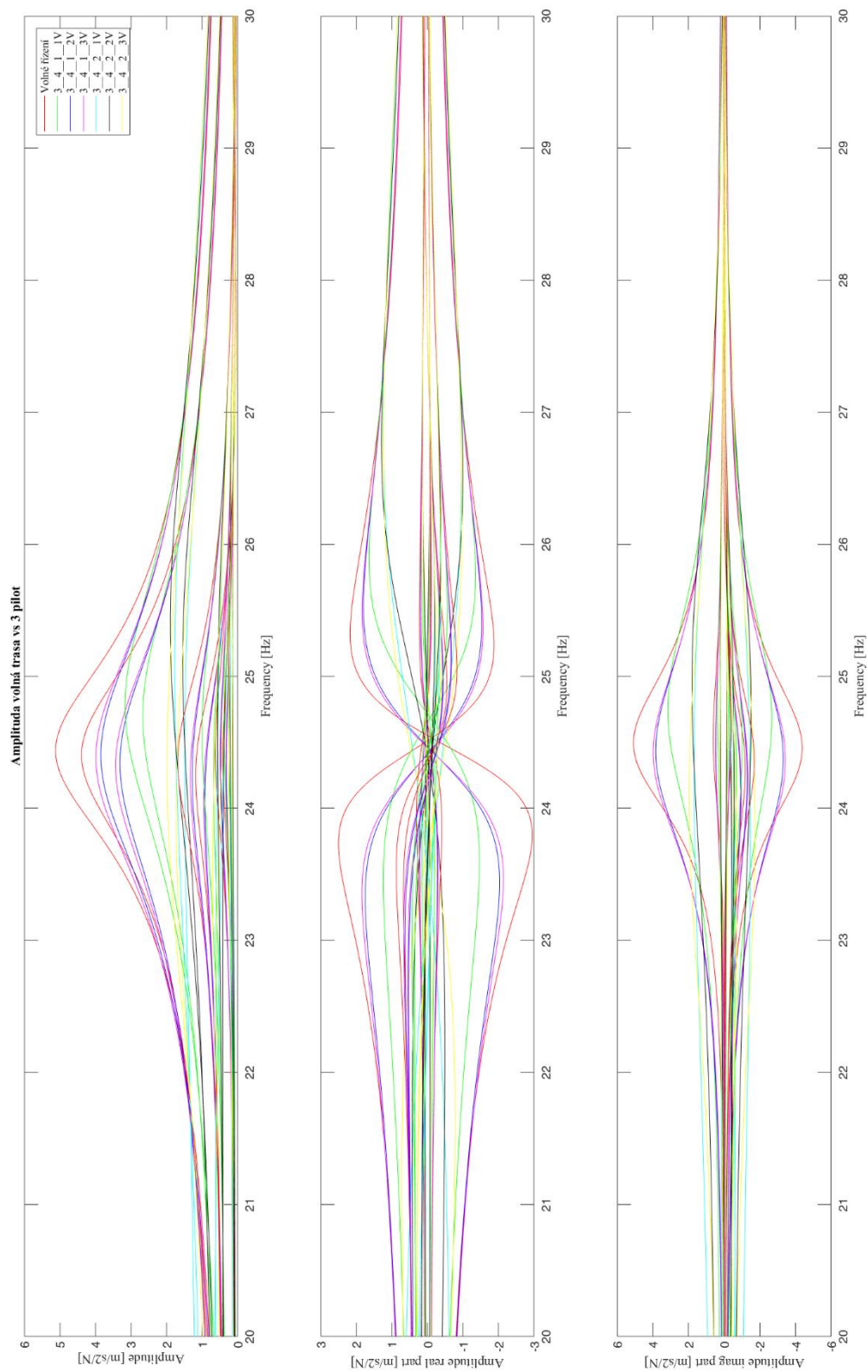
Obr. 121 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 2 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 20-30 Hz



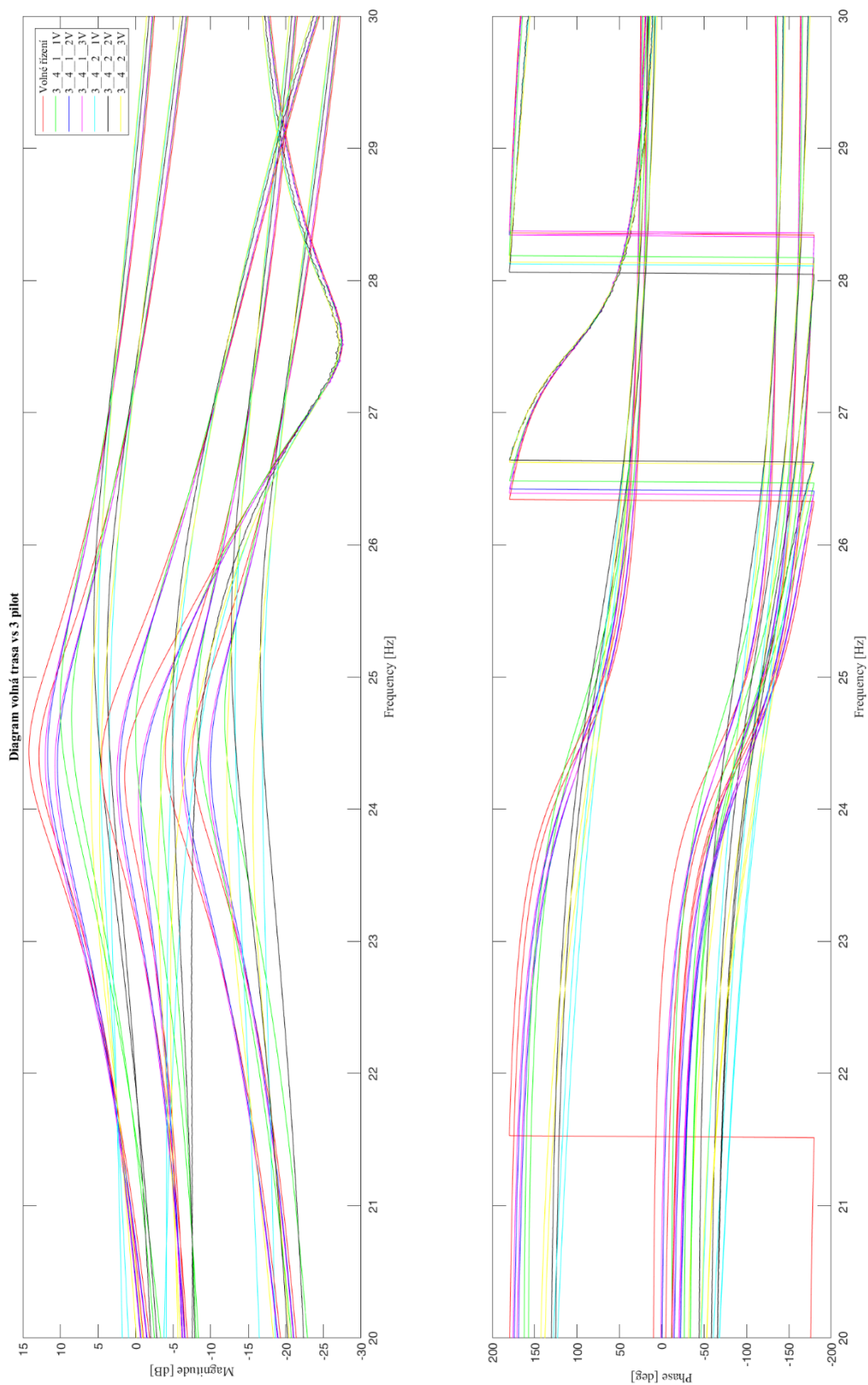
Obr. 122 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 3 ve formě amplitudy 1-10 Hz



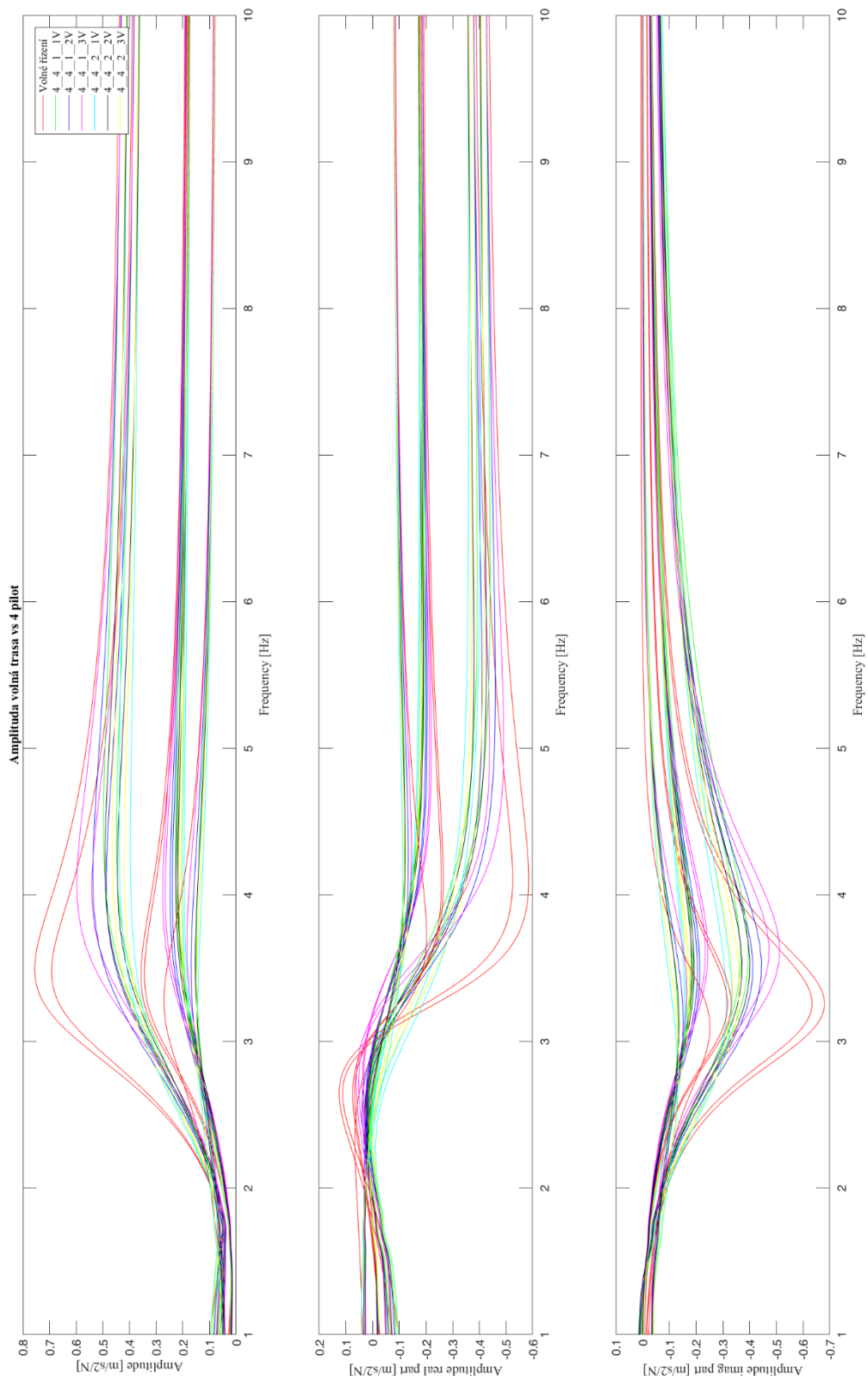
Obr. 123 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 3 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 1-10 Hz



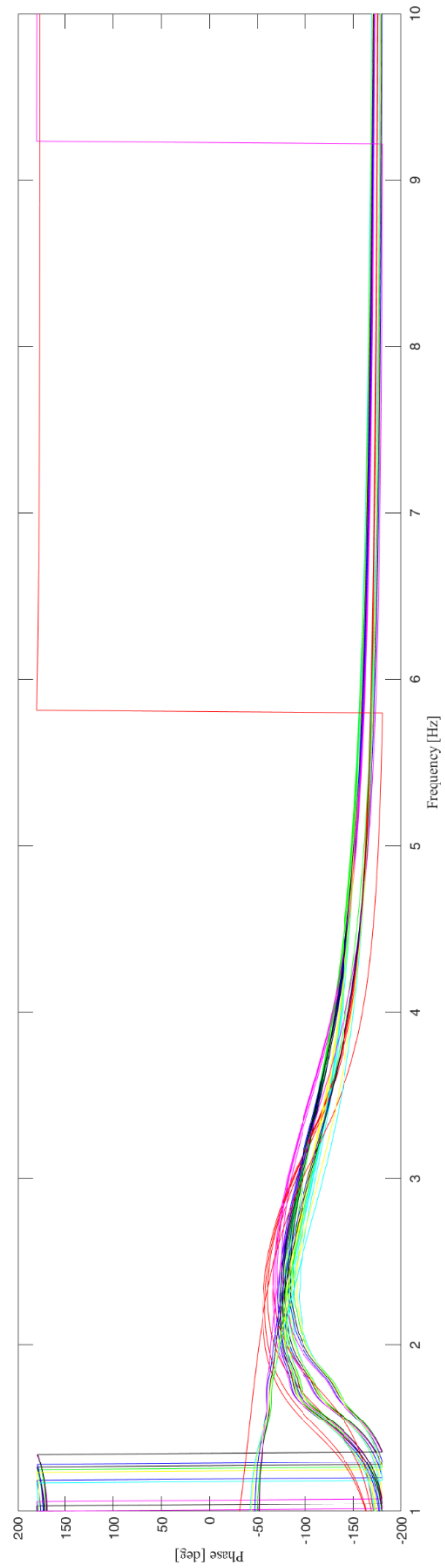
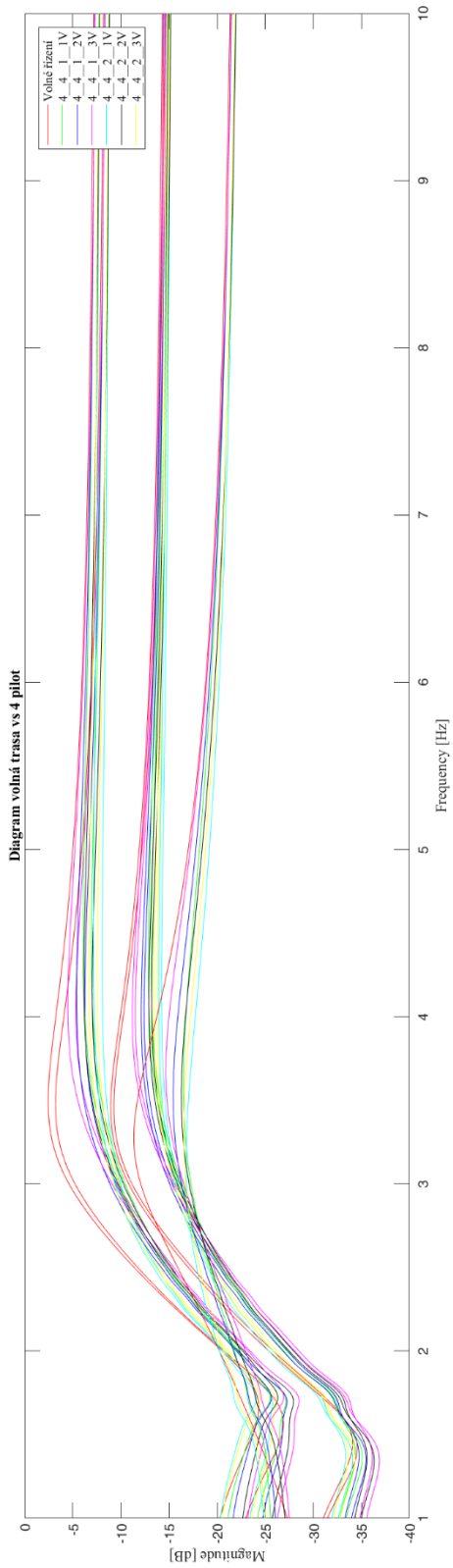
Obr. 124 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 3 ve formě amplitudy 1-10 Hz



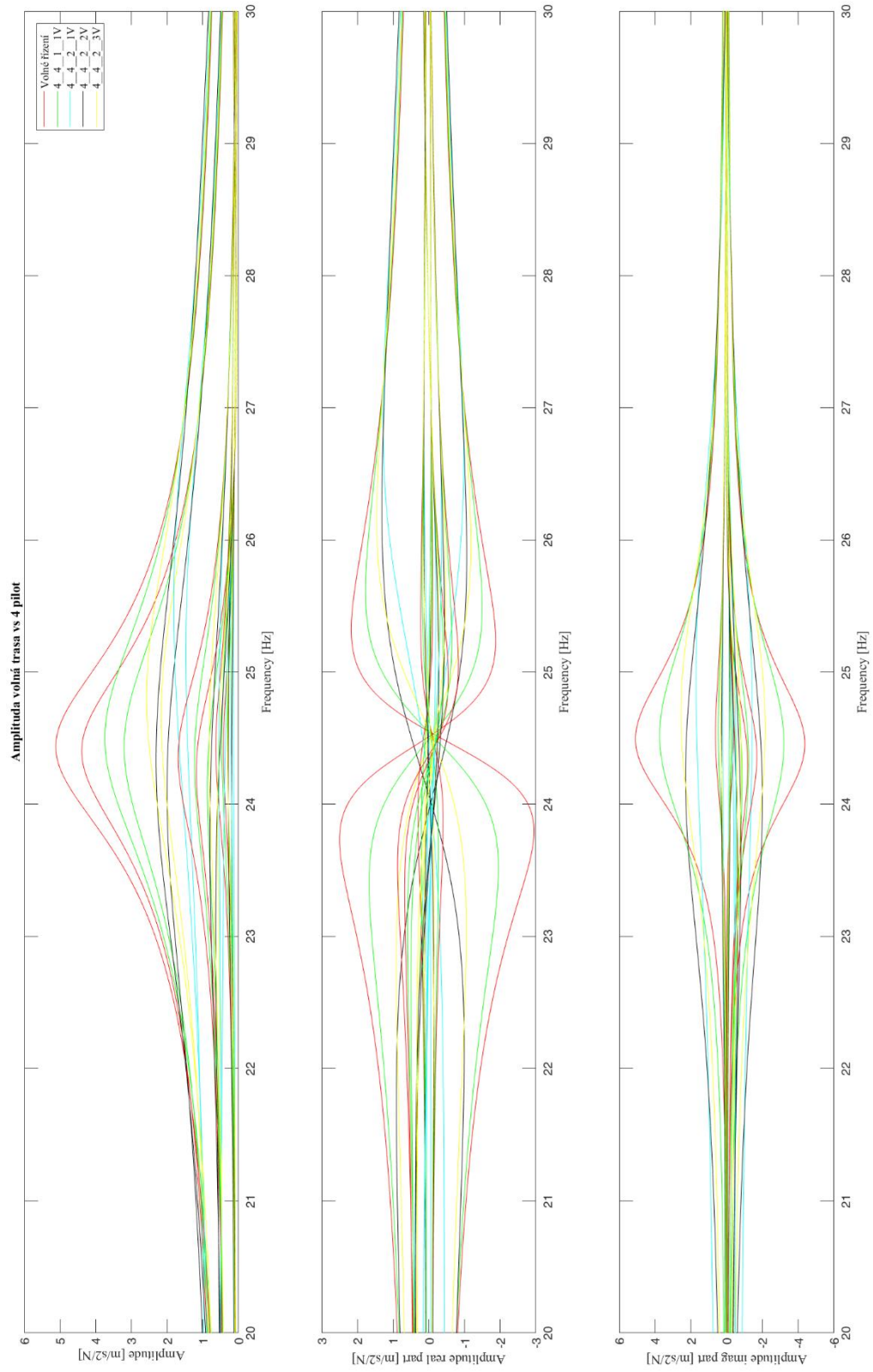
Obr. 125 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 3 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 20-30 Hz



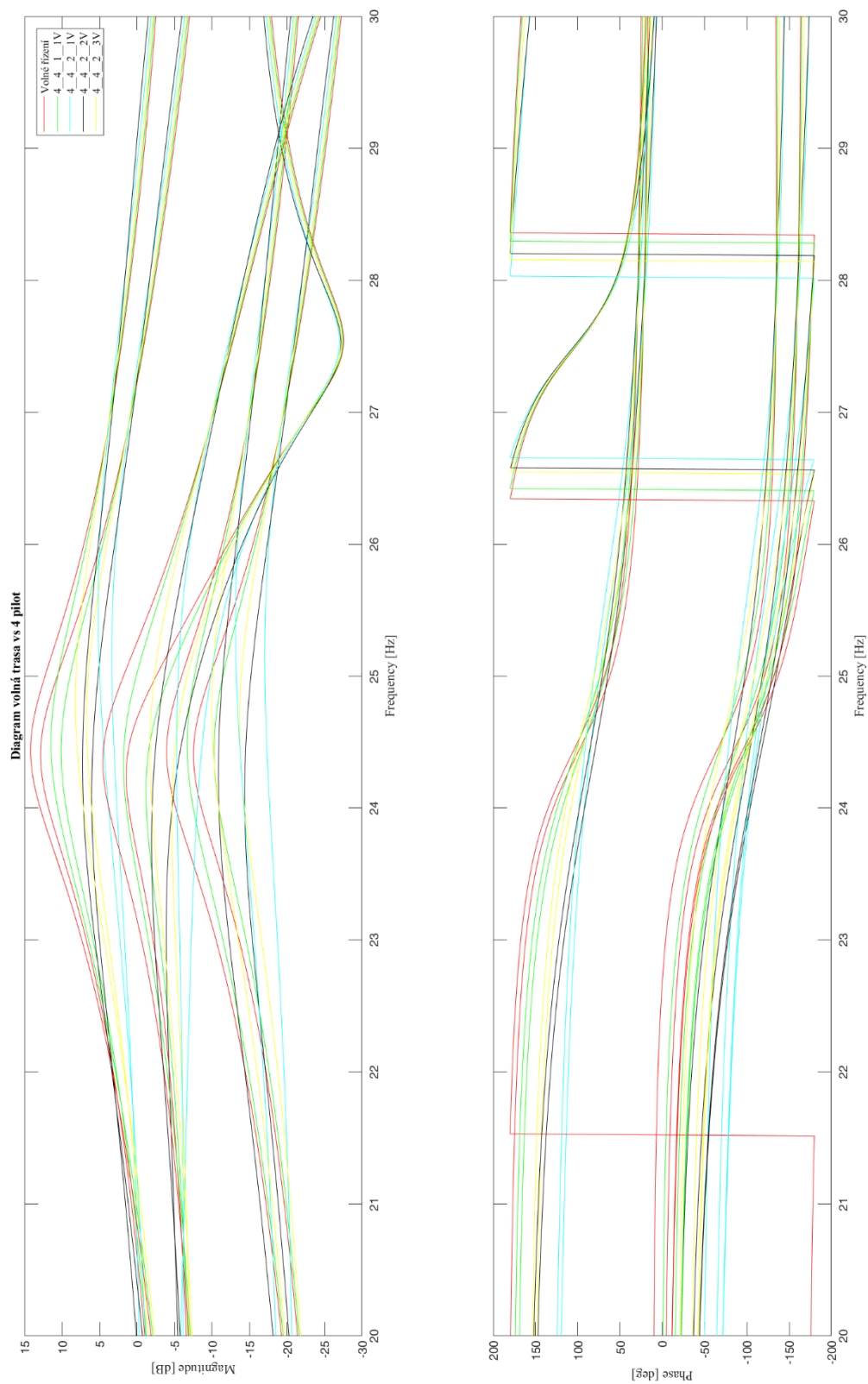
Obr. 126 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 4 ve formě amplitudy 1-10 Hz



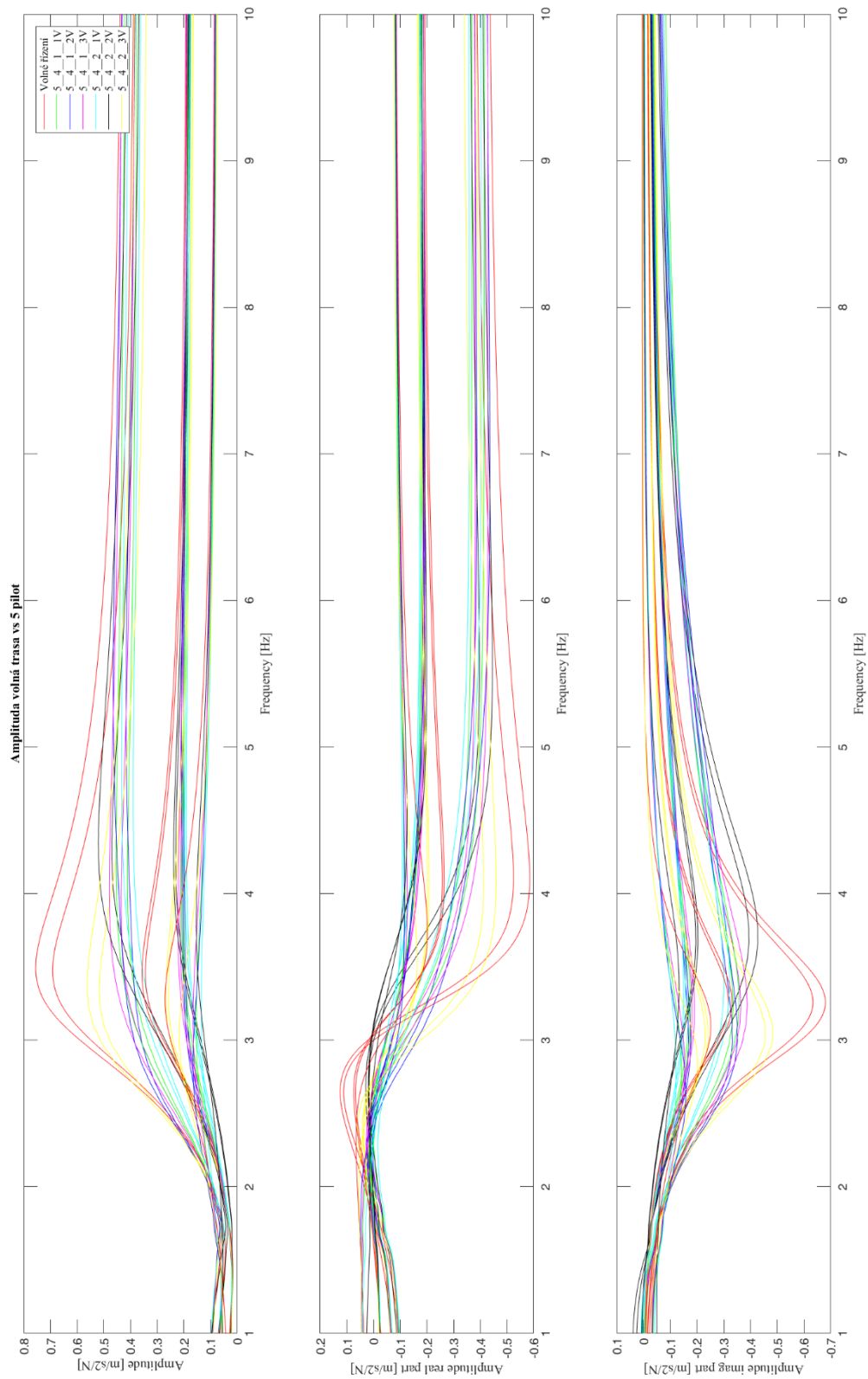
Obr. 127 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 4 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 1-10 Hz



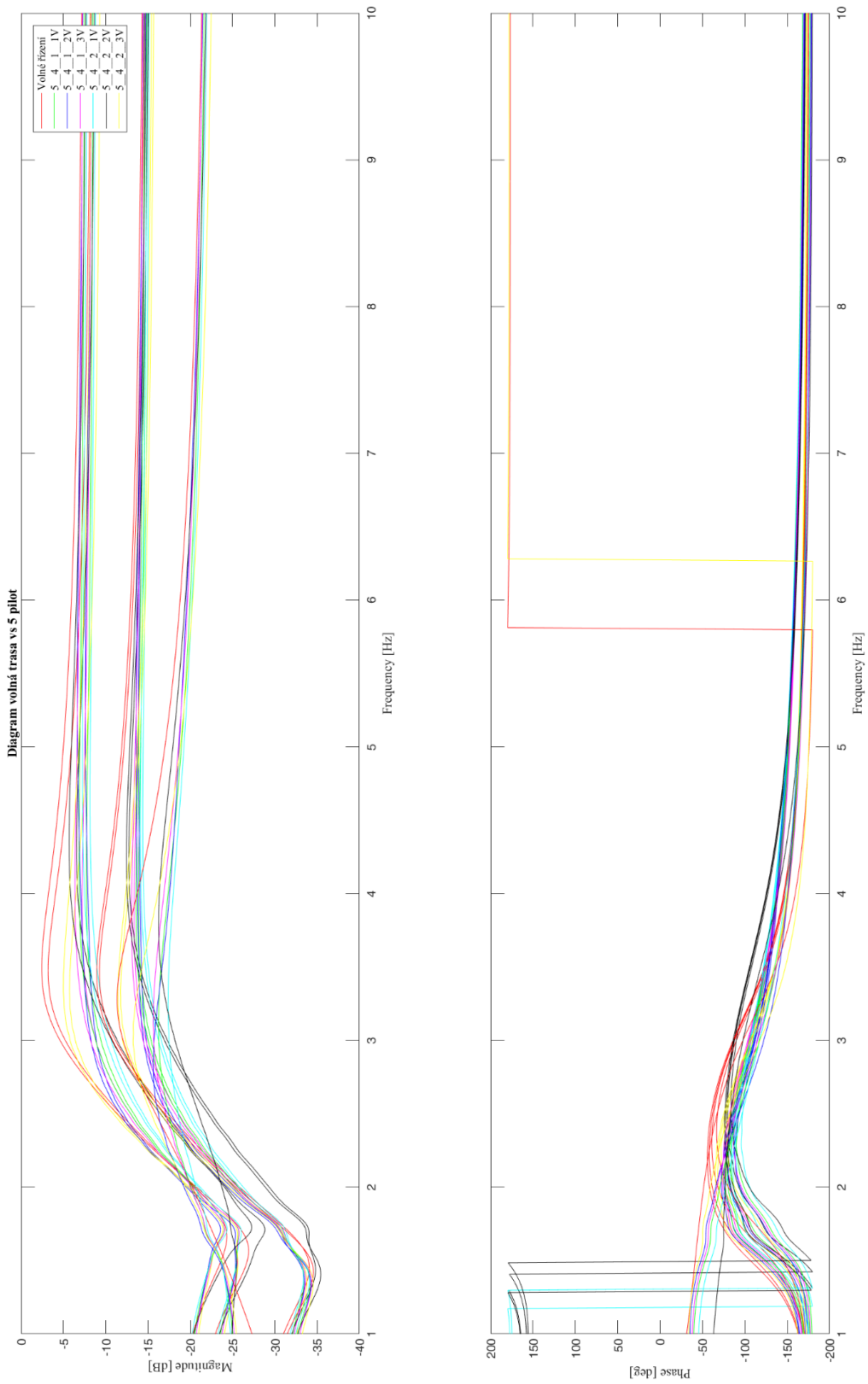
Obr. 128 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 4 ve formě amplitudy 20-30 Hz



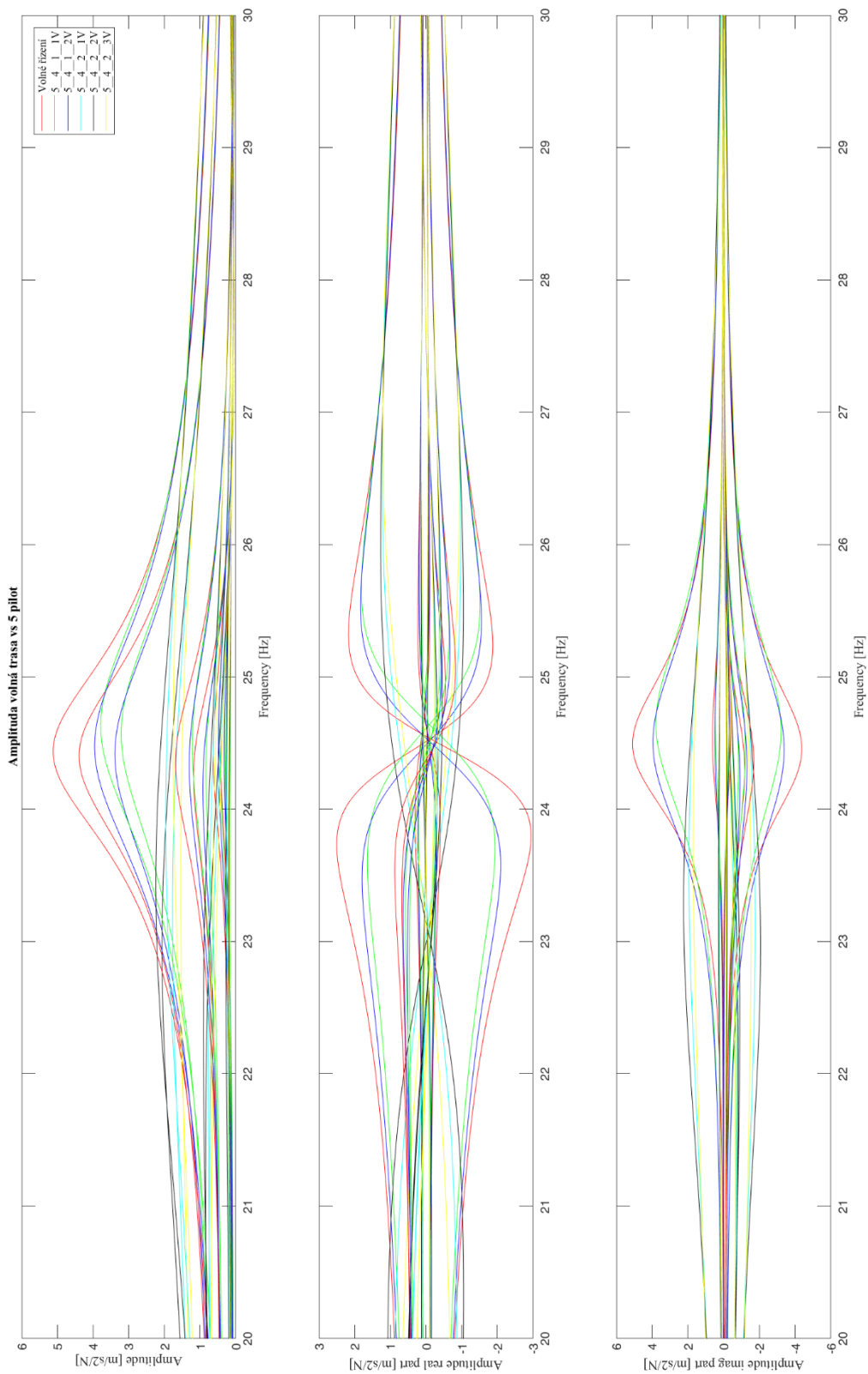
Obr. 129 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 4 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 20-30 Hz



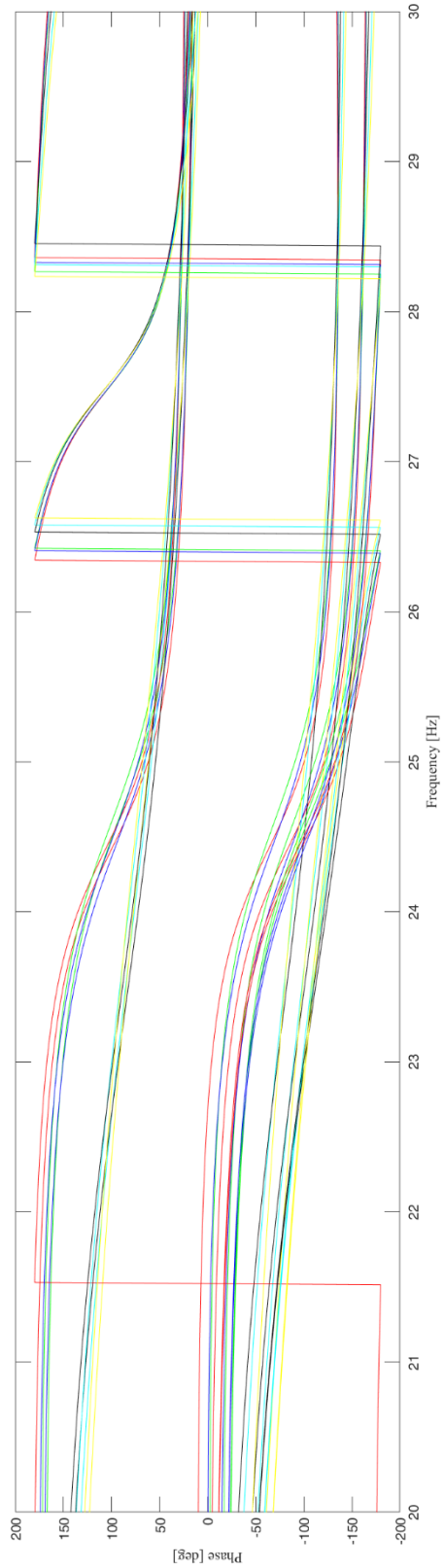
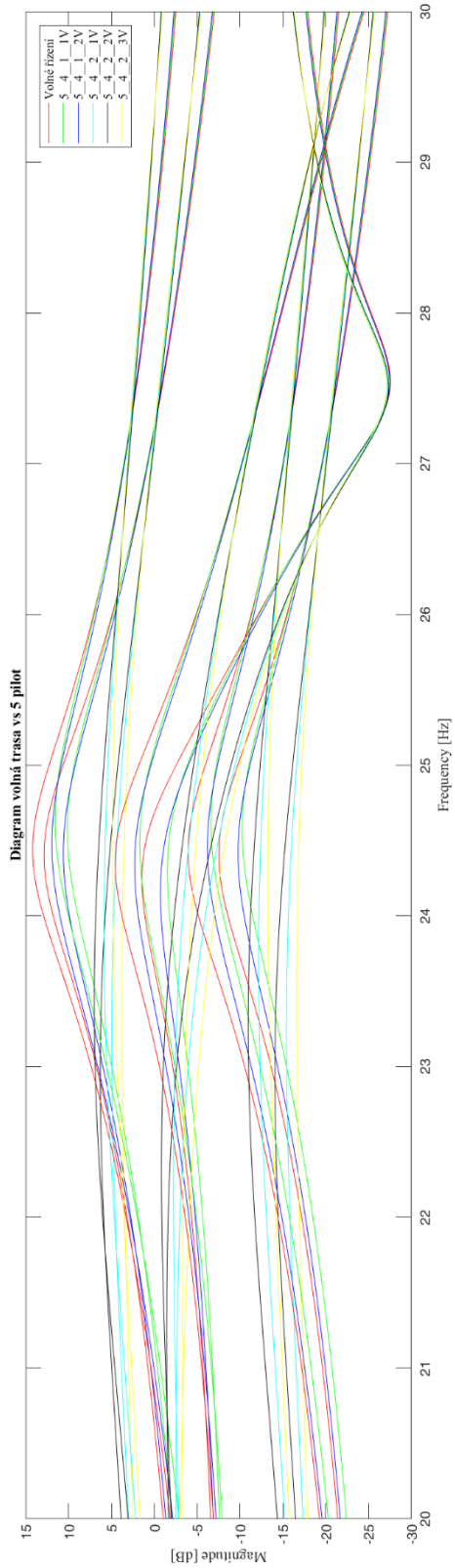
Obr. 130 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 5 ve formě amplitudy 1-10 Hz



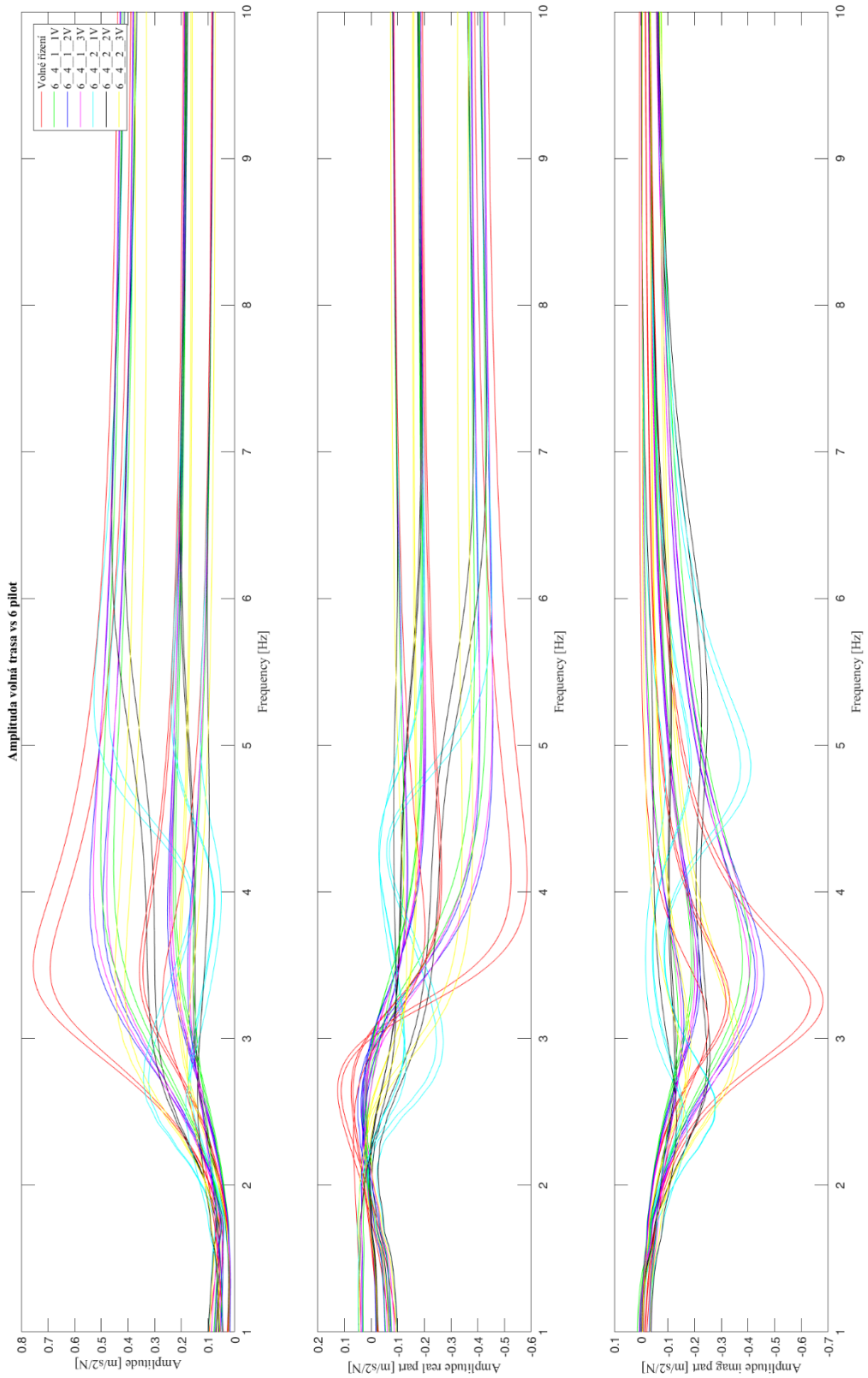
Obr. 131 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 5 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 1-10 Hz



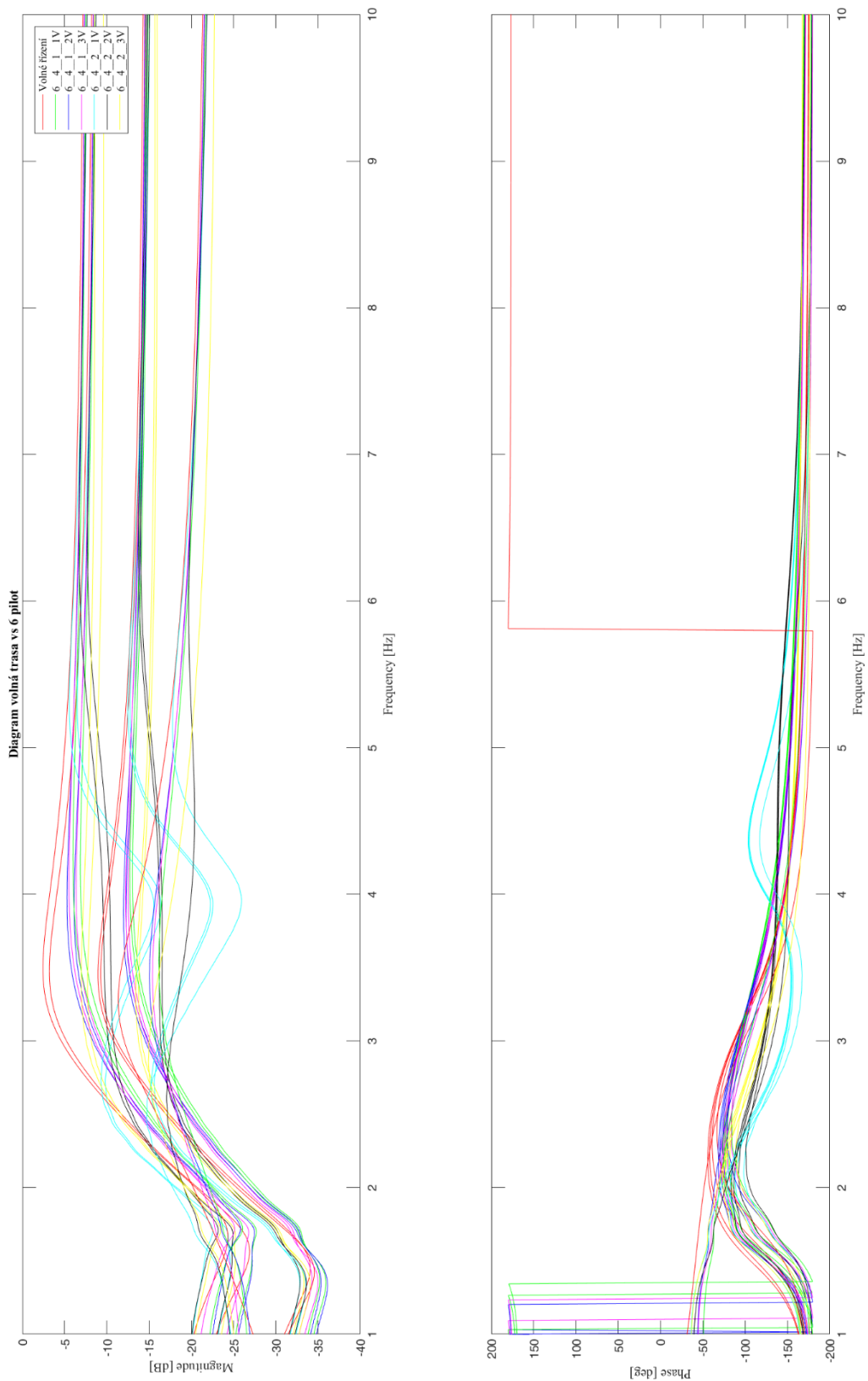
Obr. 132 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 5 ve formě amplitudy 20-30 Hz



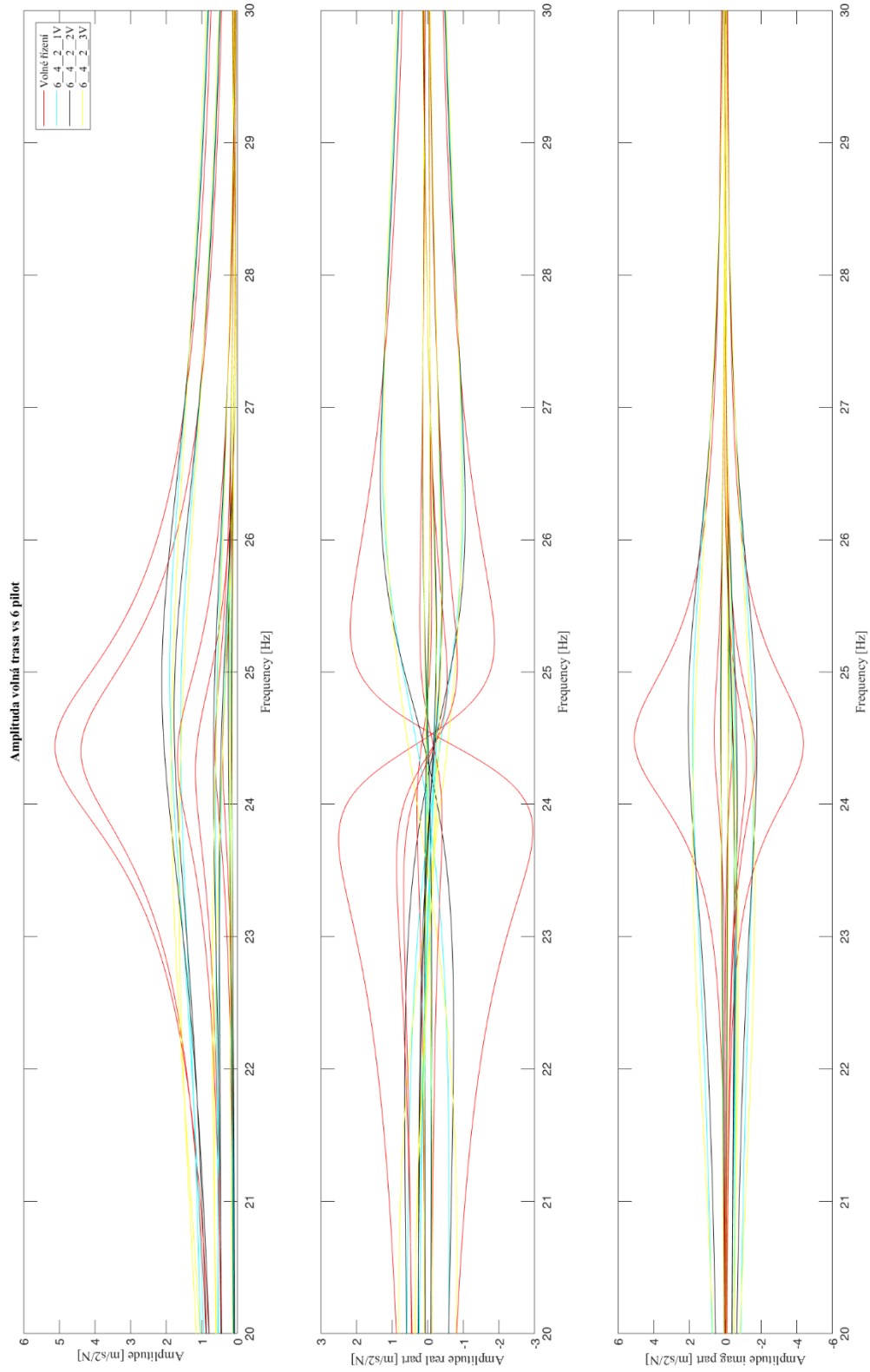
Obr. 133 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 5 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 20-30 Hz



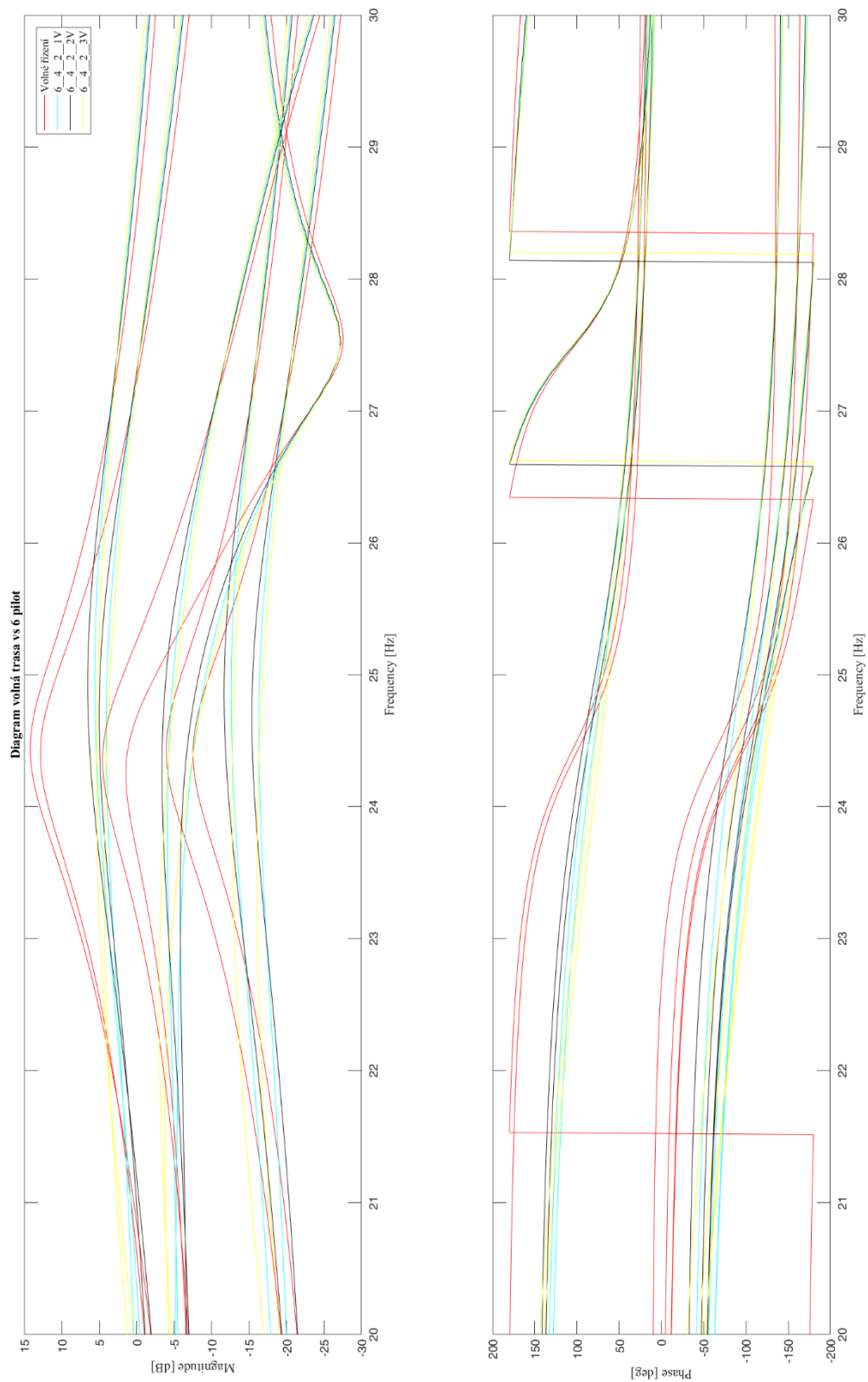
Obr. 134 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 6 ve formě amplitudy 1-10 Hz



Obr. 135 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 6 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 1-10 Hz



Obr. 136 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 6 ve formě amplitudy 20-30 Hz

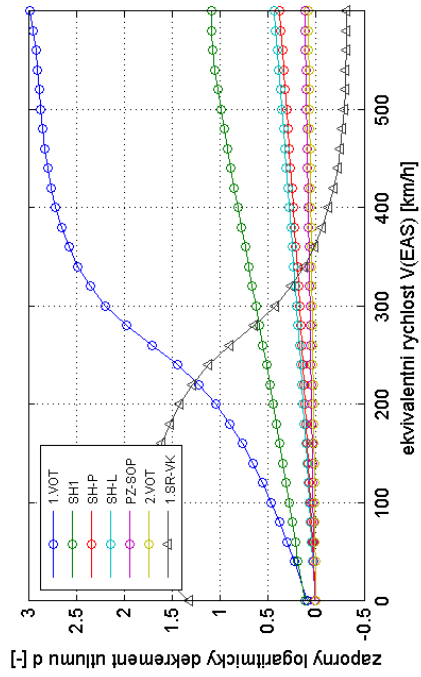


Obr. 137 – Graf frekvenčních přenosových funkcí spojených modelů – pilot 6 ve formě magnitudy, fáze v daných bodech konstrukce 20-30 Hz

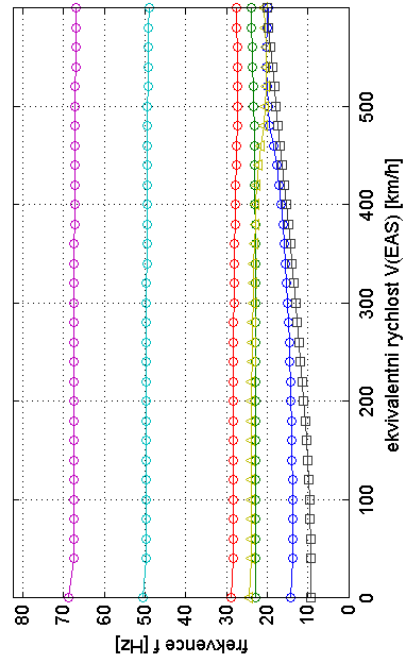
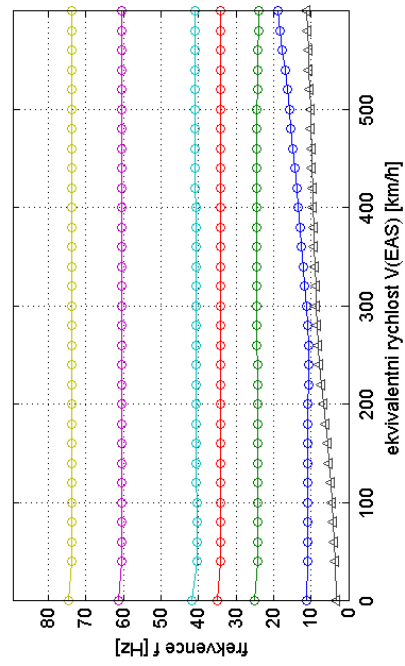
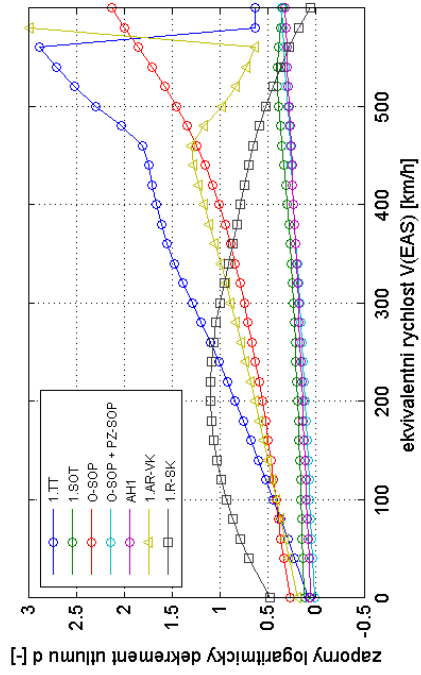
Příloha 7.

Příloha 7 obsahuje grafy průběhu frekvencí a tlumení v závislosti na rychlosti letu. Flutterová odolnost je zkoumána na jednom typu UL letounu s výše aplikovanými modely pilota. Výsledky jsou uvedeny pro výšku letu 0m a 2 hmotnostní konfigurace letounu. Okrajové podmínky volné a blokované trasy řízení a aplikovanými modely pilota

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



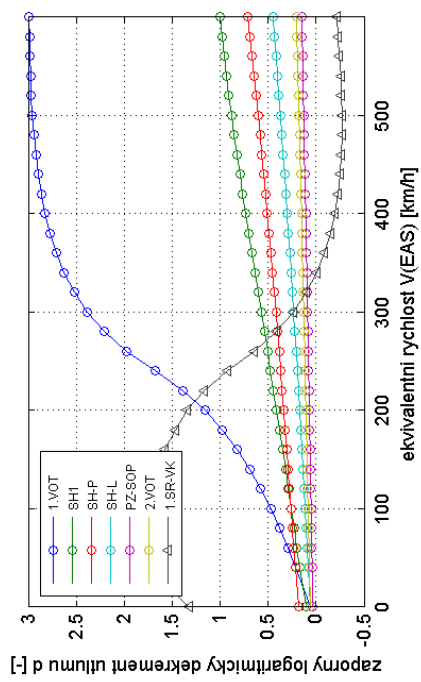
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



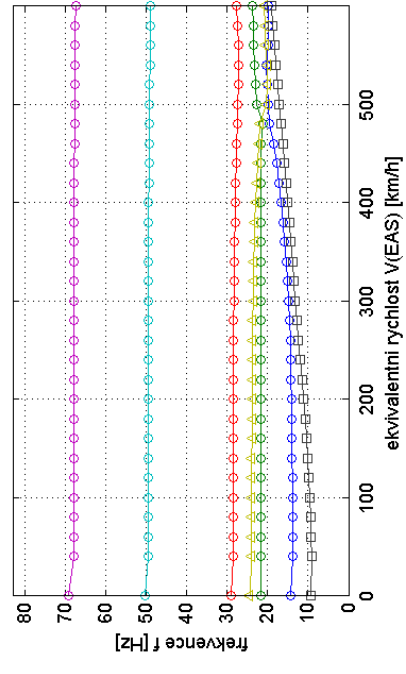
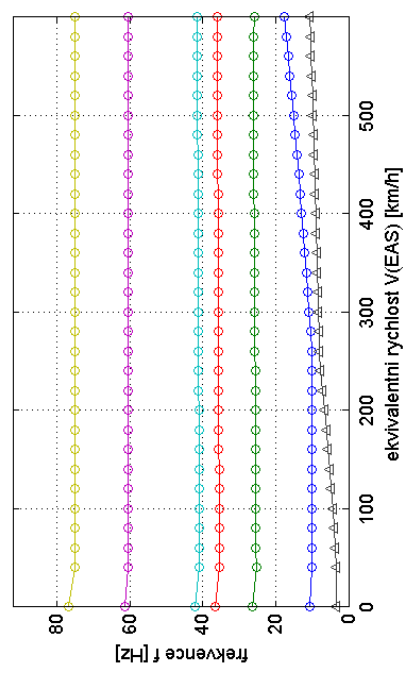
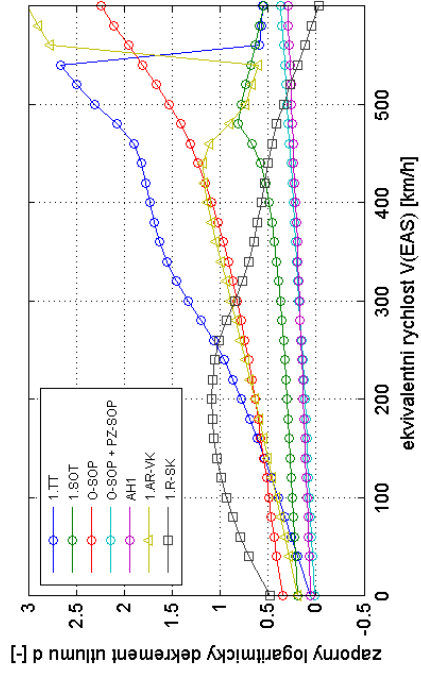
Obr. 139 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetricke vlastni tvary, volna trasa rizeni

Obr. 138 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, volna trasa rizeni

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



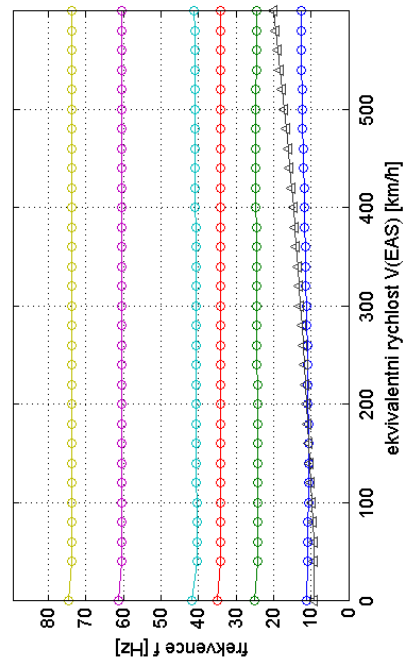
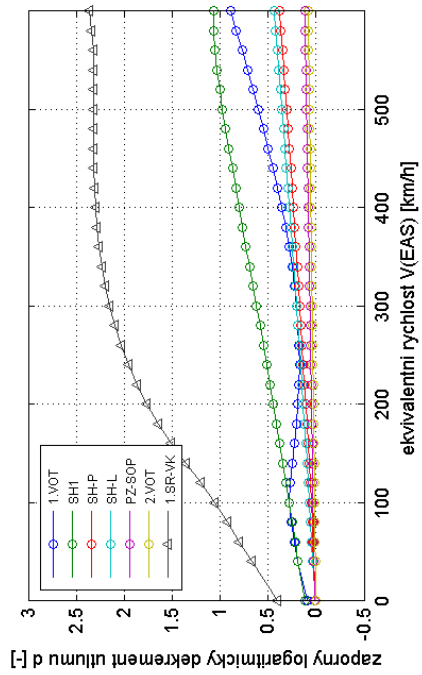
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



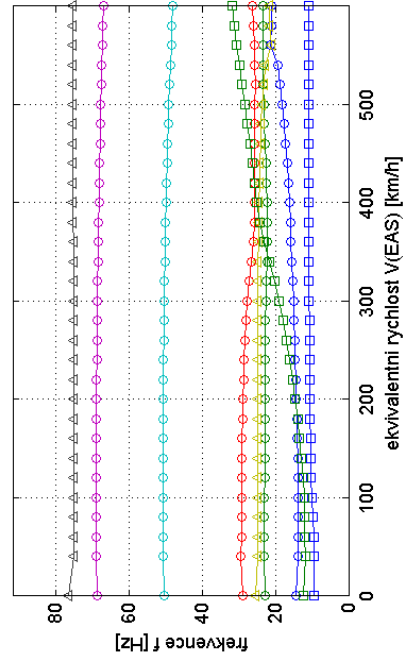
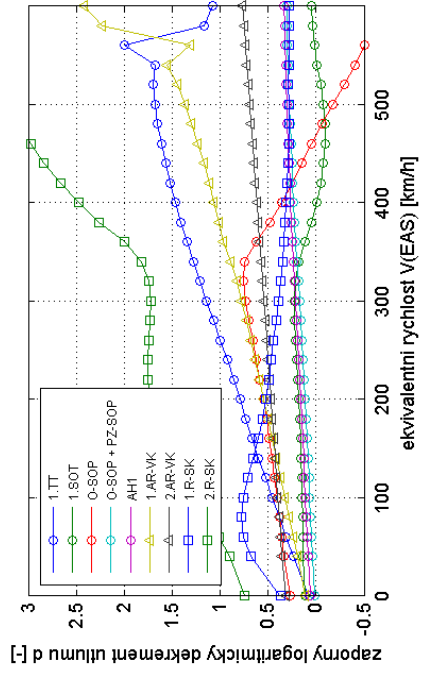
Obr. 141 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, volná trasa řízení

Obr. 140 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, volná trasa řízení

V-D-F diagram - Vyska (MSA) =0 m

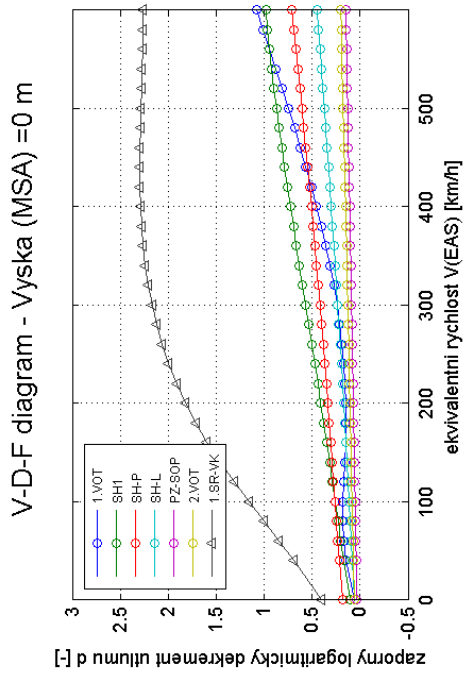


V-D-F diagram - Vyska (MSA) =0 m

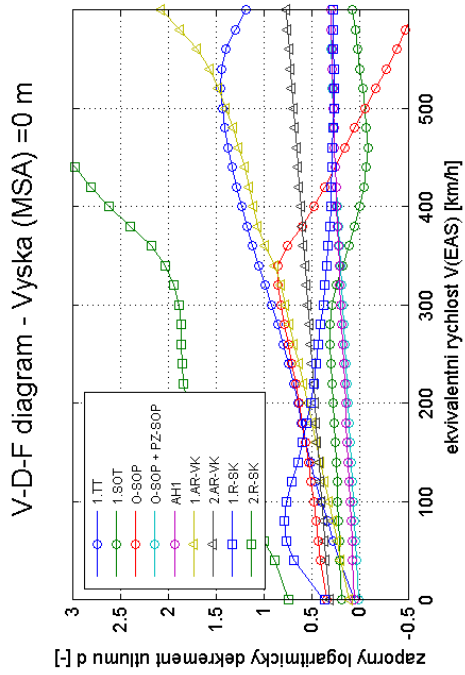


Obr. 143 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, blokovaná trasa řízení

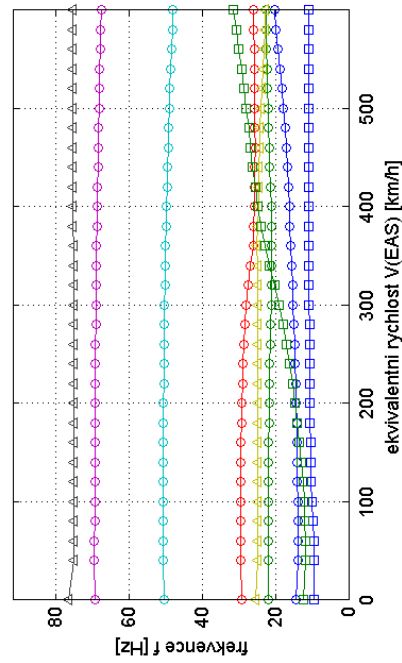
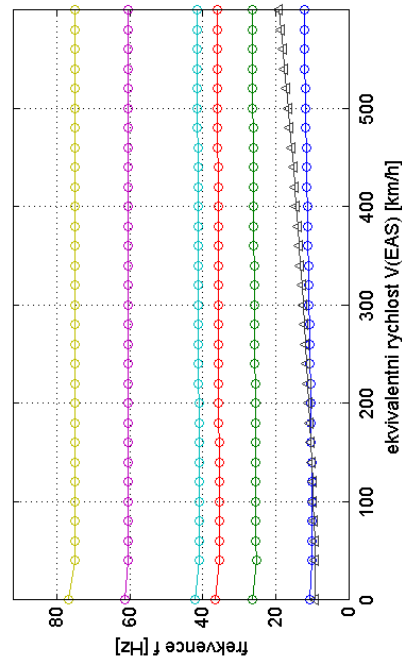
Obr. 142 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, blokovaná trasa řízení

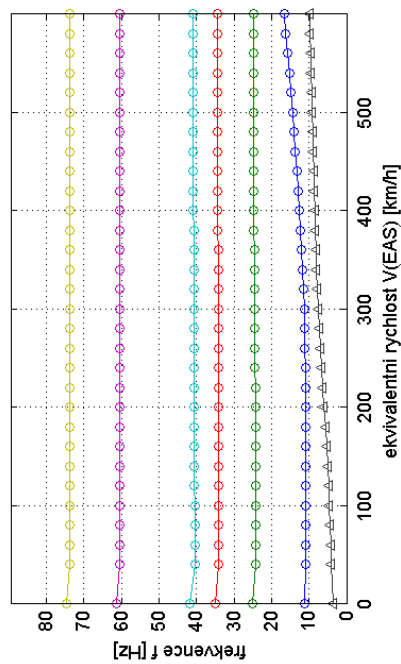
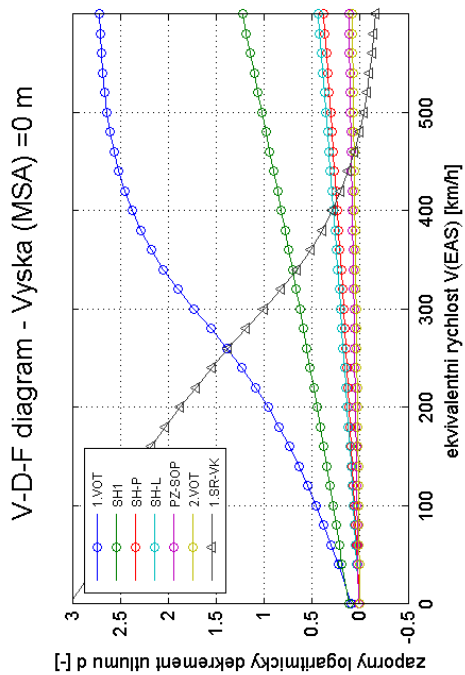


Obr. 145 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, blokovaná trasa řízení



Obr. 144 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, blokovaná trasa řízení



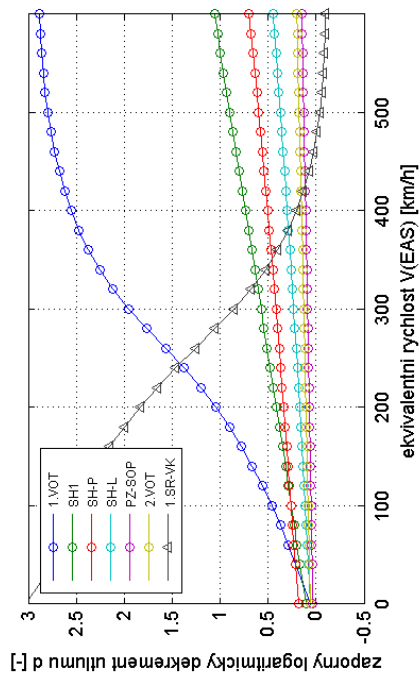


NESTABILNÍ MODEL

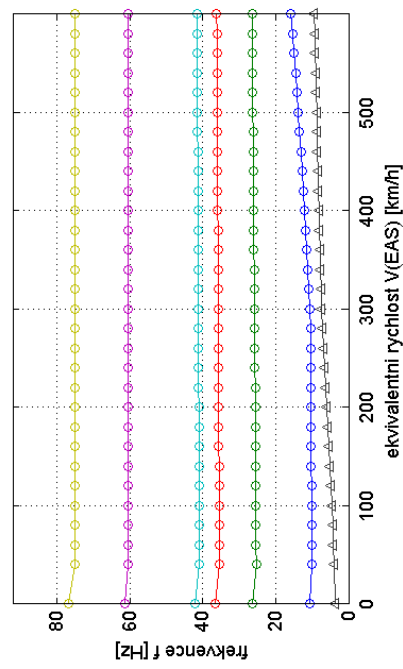
Obr. 147 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_IV

Obr. 146 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

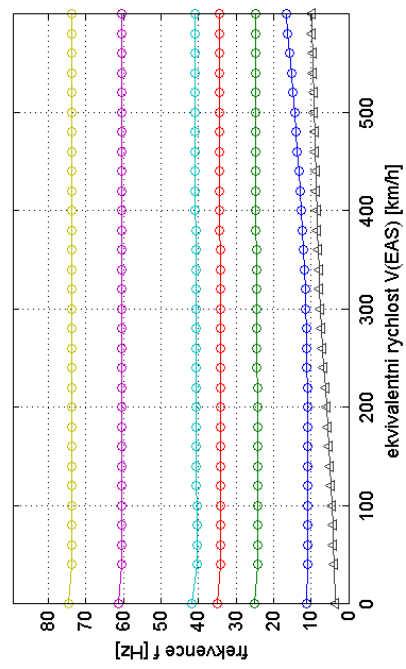
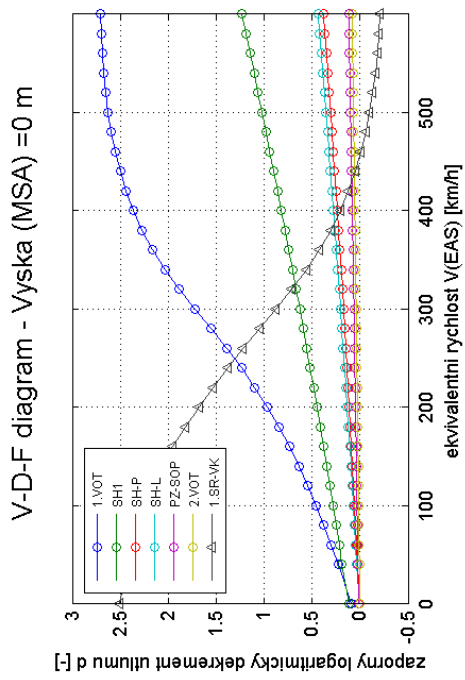


NESTABILNÍ MODEL



Obr. 149 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_IV

Obr. 148 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_IV

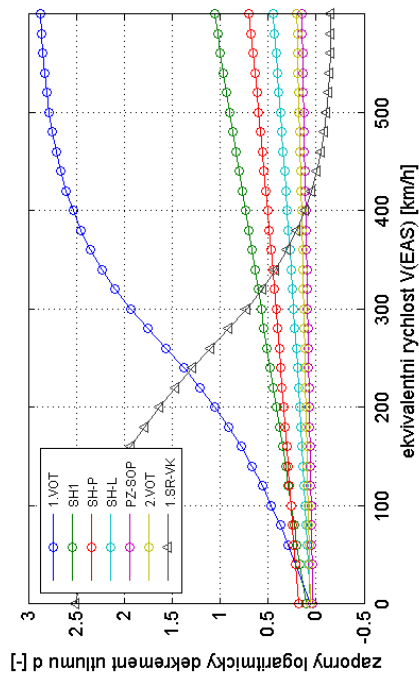


NESTABILNÍ MODEL

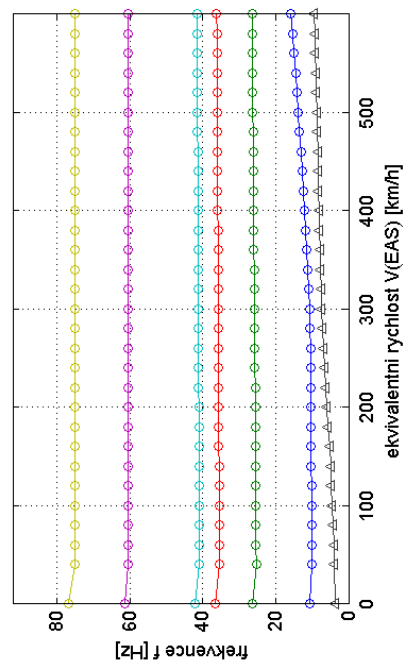
Obr. 151 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_2V

Obr. 150 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

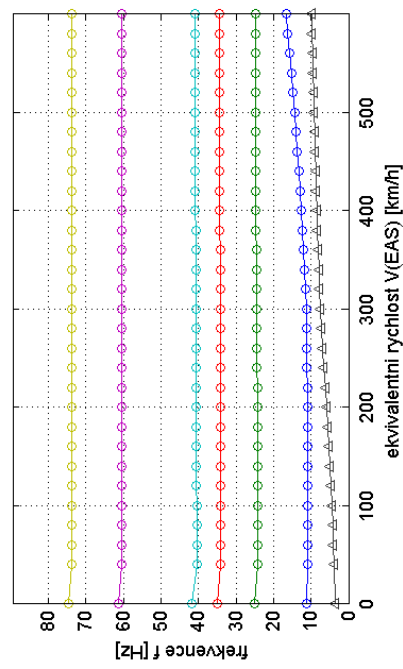
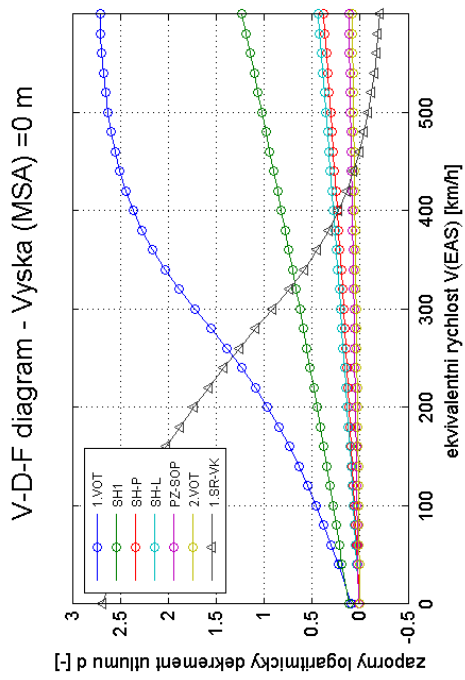


NESTABILNÍ MODEL



Obr. 153 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_2V

Obr. 152 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_2V

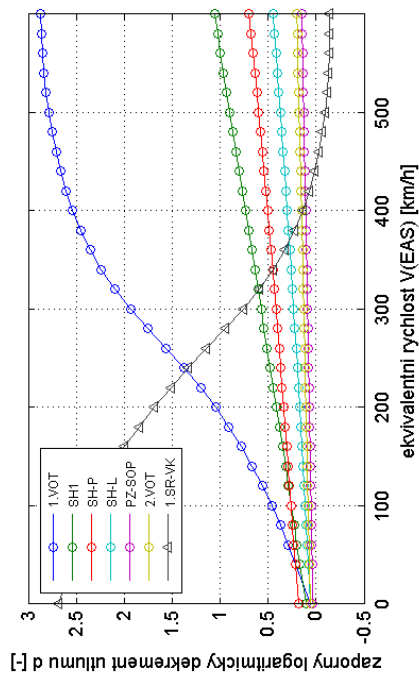


NESTABILNÍ MODEL

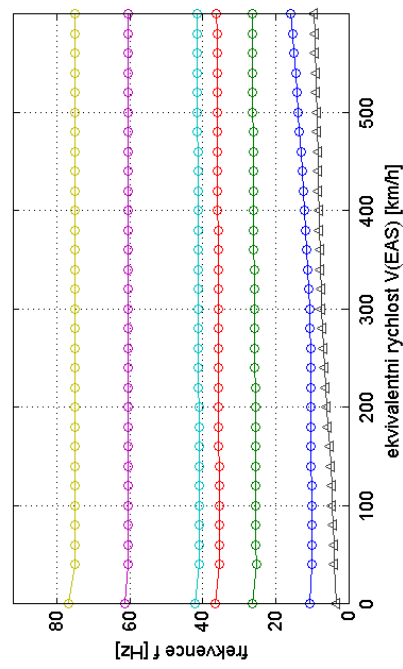
Obr. 155 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_3V

Obr. 154 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

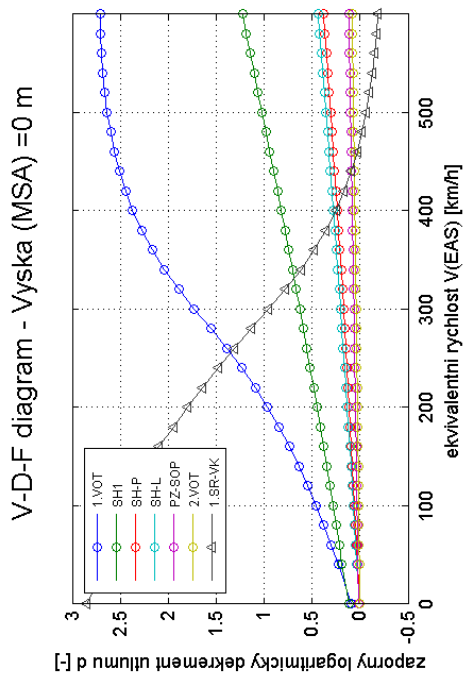


NESTABILNÍ MODEL

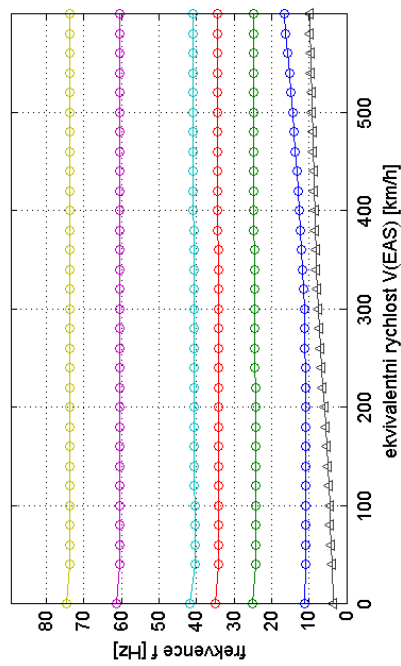


Obr. 157 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_3V

Obr. 156 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_1_3V

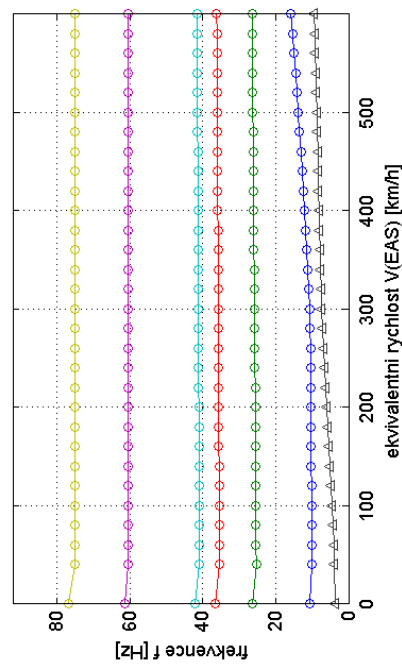
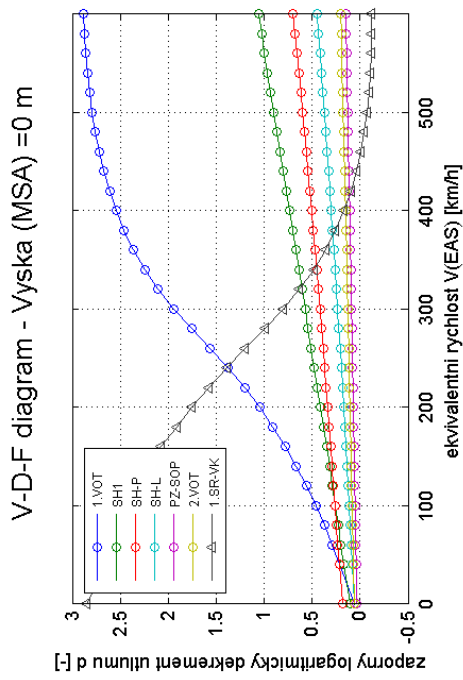


NESTABILNÍ MODEL



Obr. 159 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, případ Case_1_4_2_IV

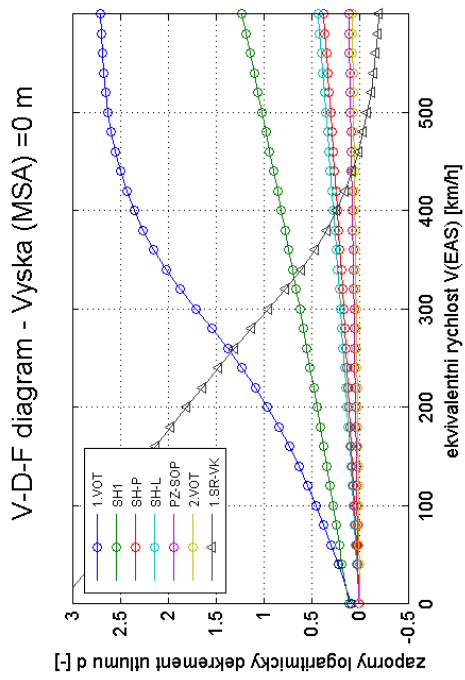
Obr. 158 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, případ Case_1_4_2_IV



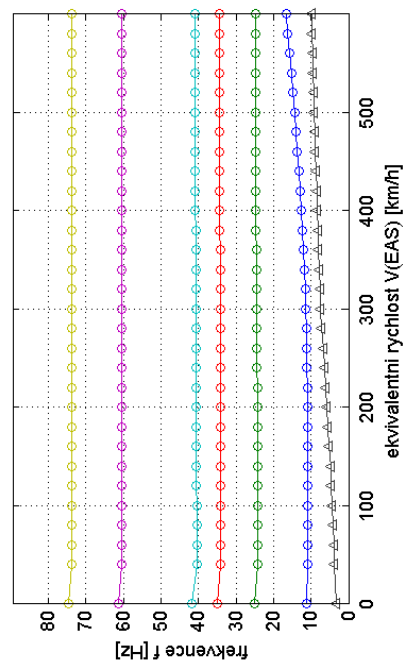
NESTABILNÍ MODEL

Obr. 161 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_2_IV

Obr. 160 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_2_IV

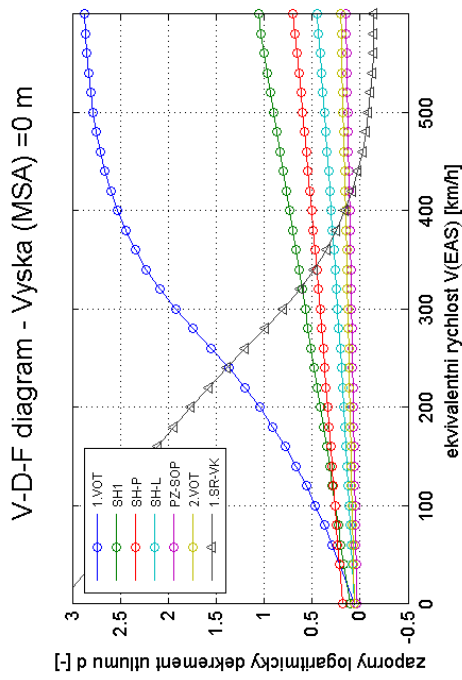


NESTABILNÍ MODEL

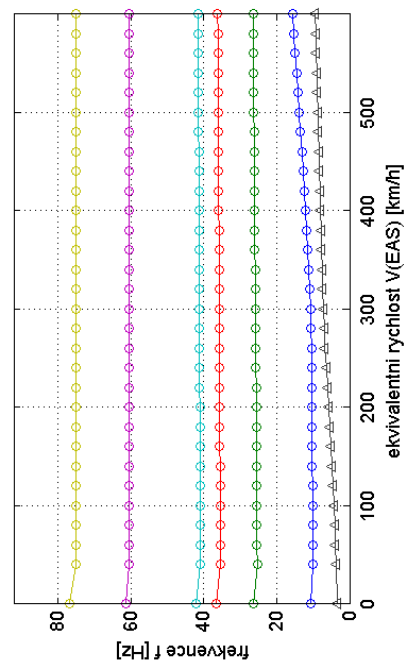


Obr. 163 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, případ Case_1_4_2_2V

Obr. 162 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, případ Case_1_4_2_2V

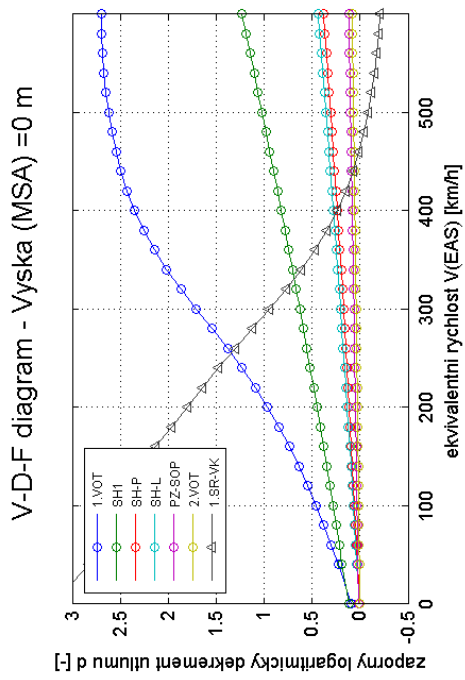


NESTABILNÍ MODEL

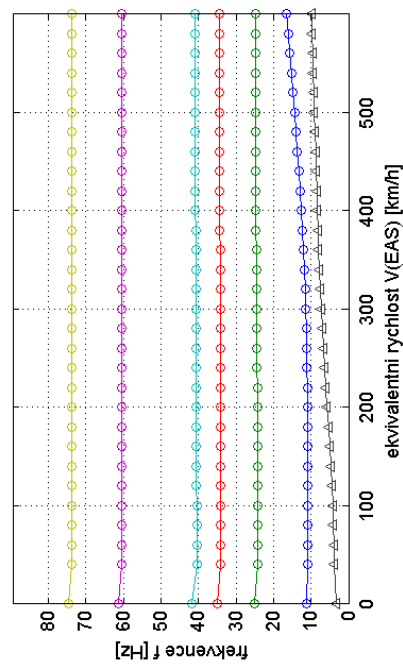


Obr. 165 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, případ Case_1_4_2_2V

Obr. 164 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, případ Case_1_4_2_2V

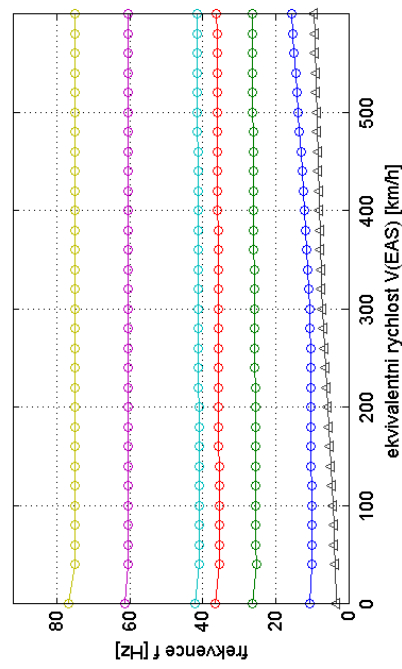
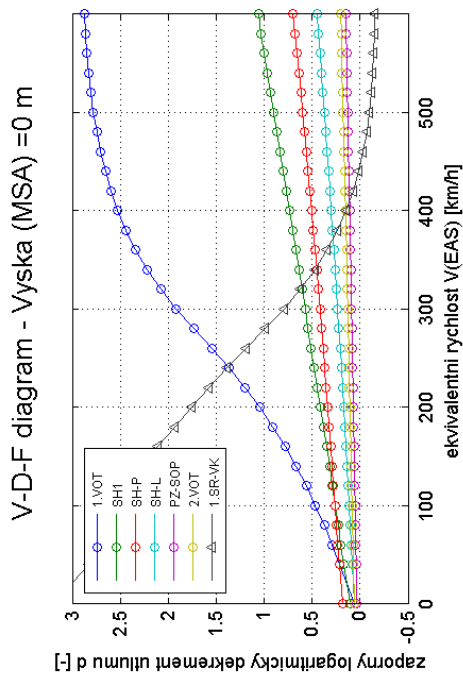


NESTABILNÍ MODEL



Obr. 167 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, případ Case_1_4_2_3V

Obr. 166 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, případ Case_1_4_2_3V

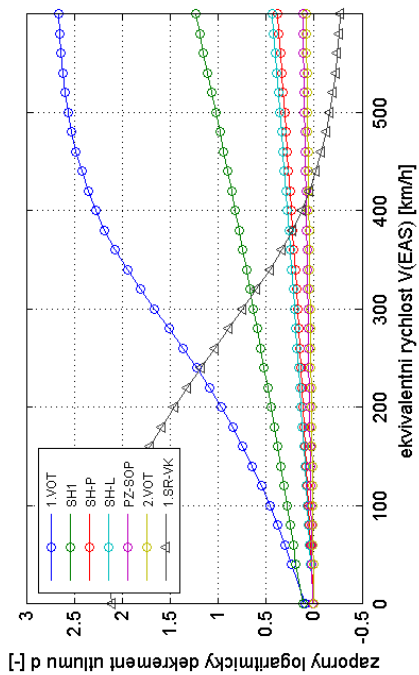


NESTABILNÍ MODEL

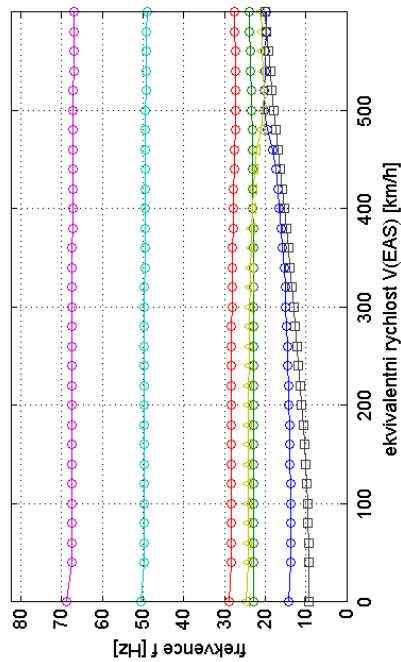
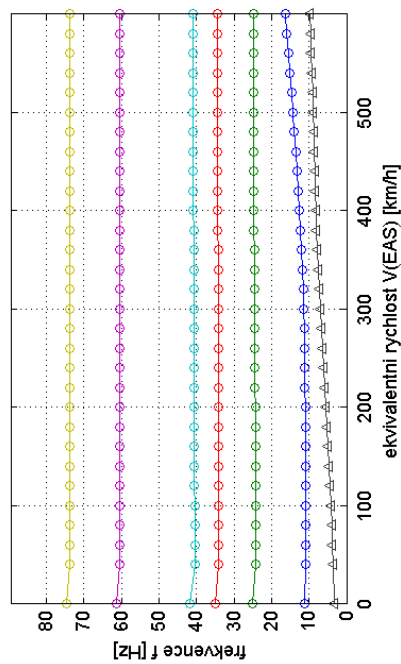
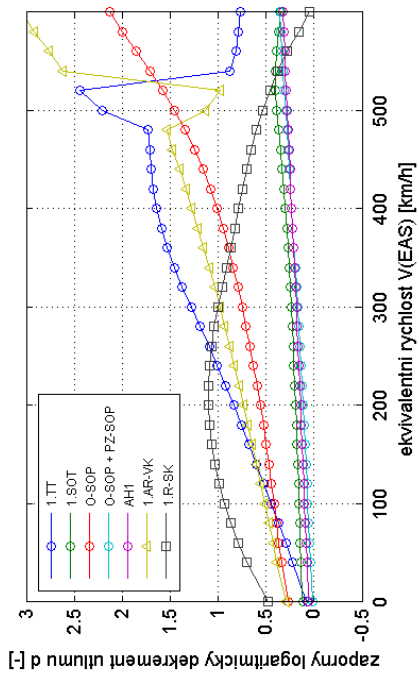
Obr. 169 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_2_3V

Obr. 168 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_1_4_2_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



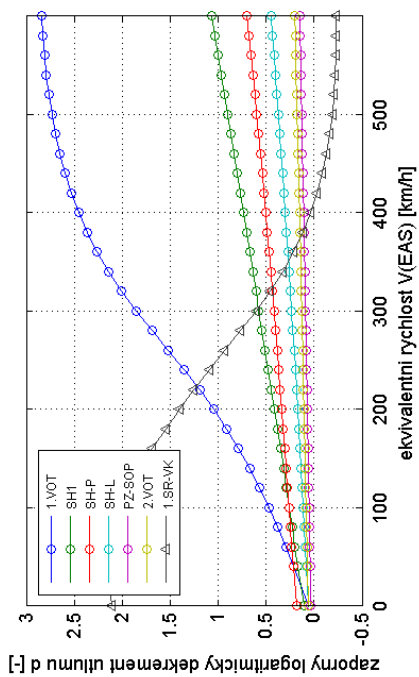
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



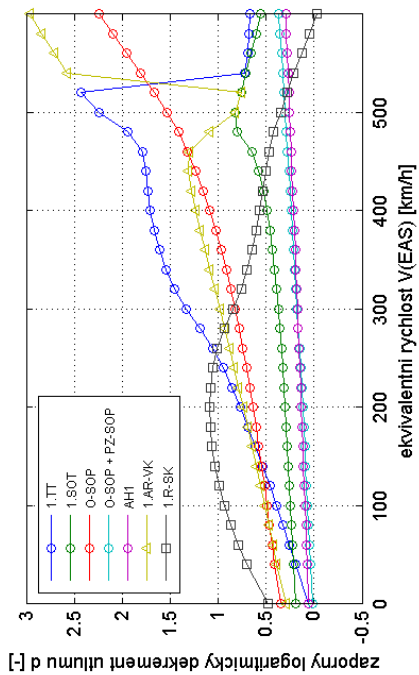
Obr. 171 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_1_IV

Obr. 170 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_1_IV

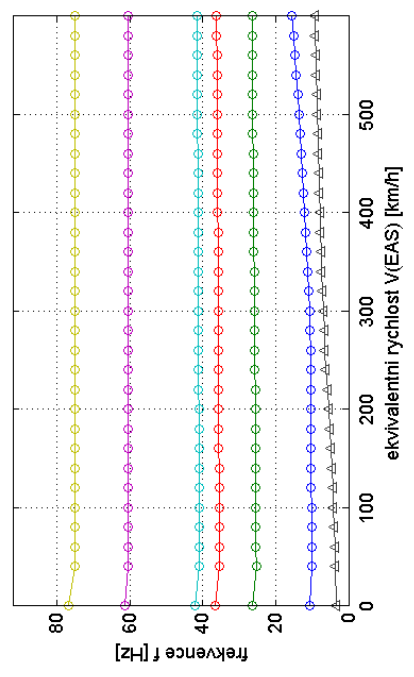
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



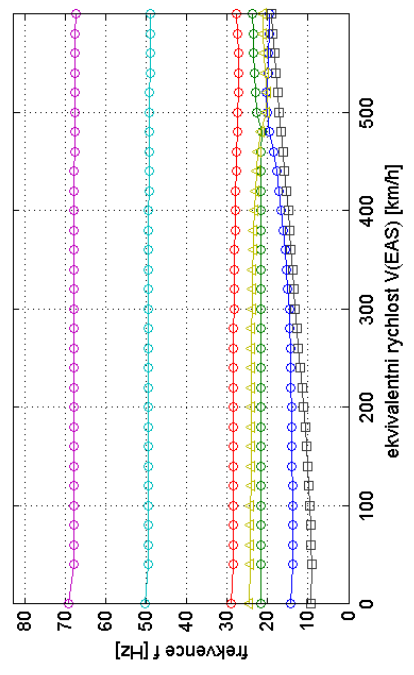
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



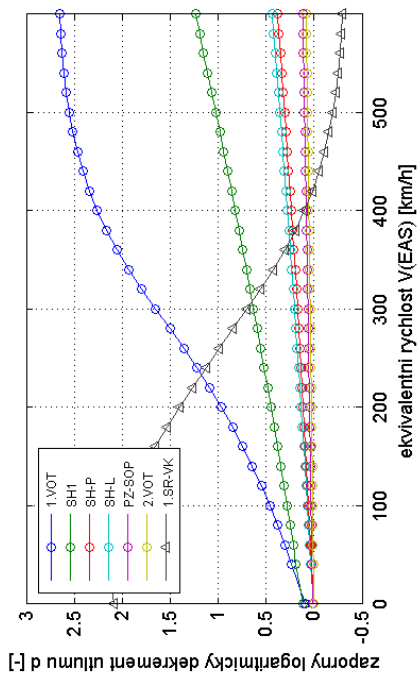
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



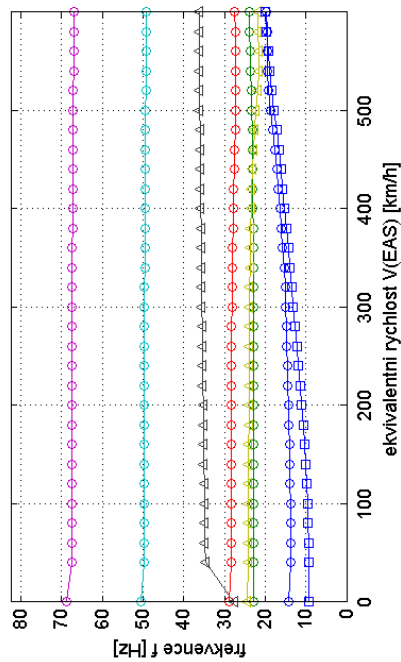
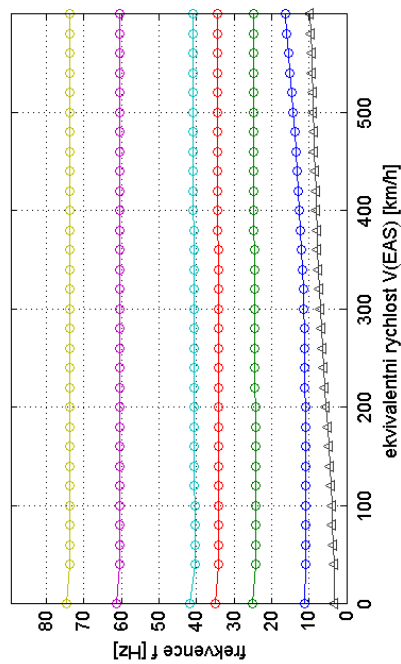
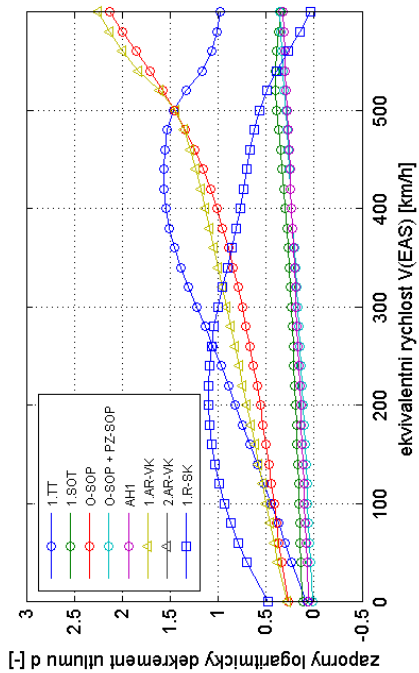
Obr. 173 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_1_IV

Obr. 172 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_1_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



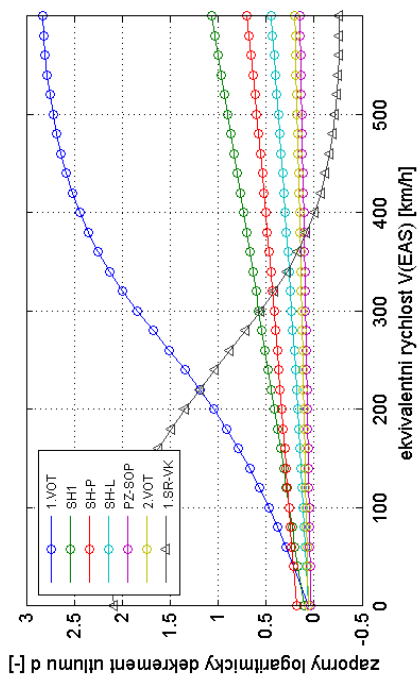
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



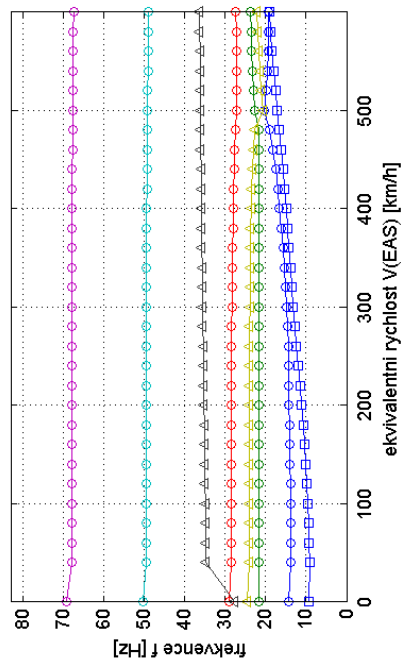
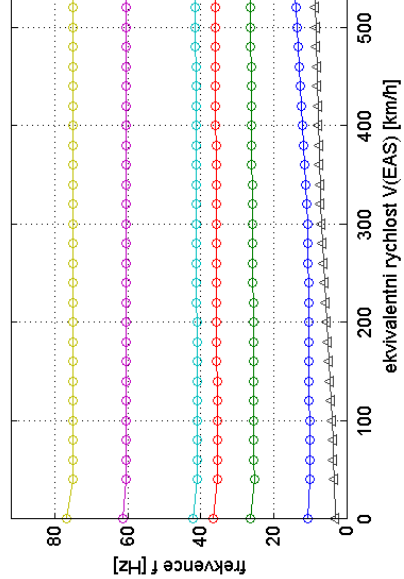
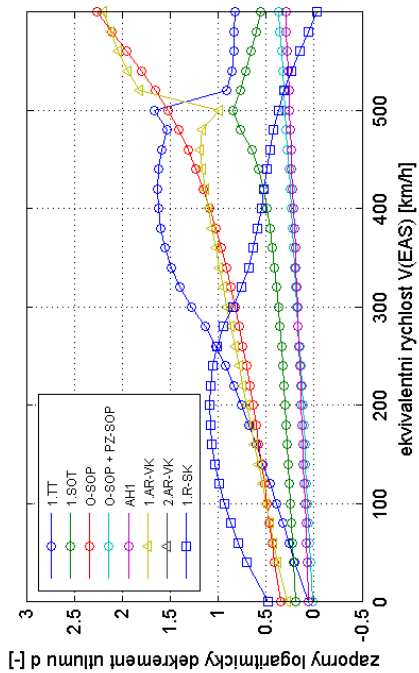
Obr. 175 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_I_2V

Obr. 174 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_I_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



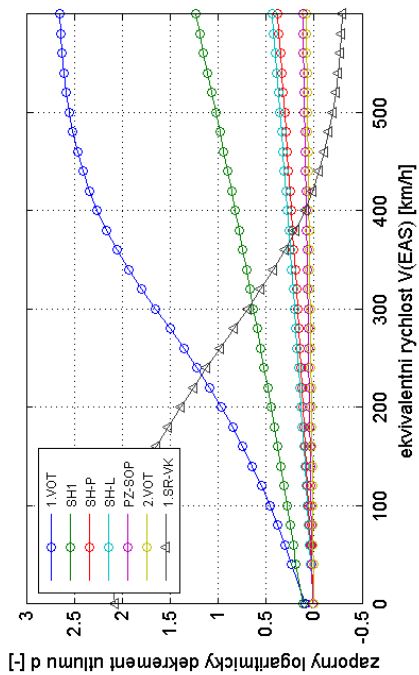
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 177 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_2_4_1_2V

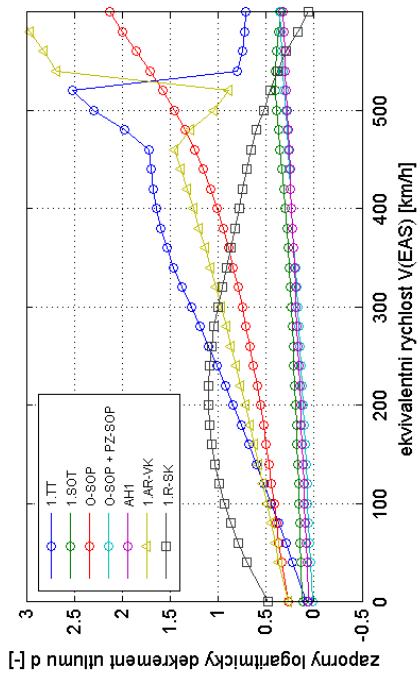
Obr. 176 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_2_4_1_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

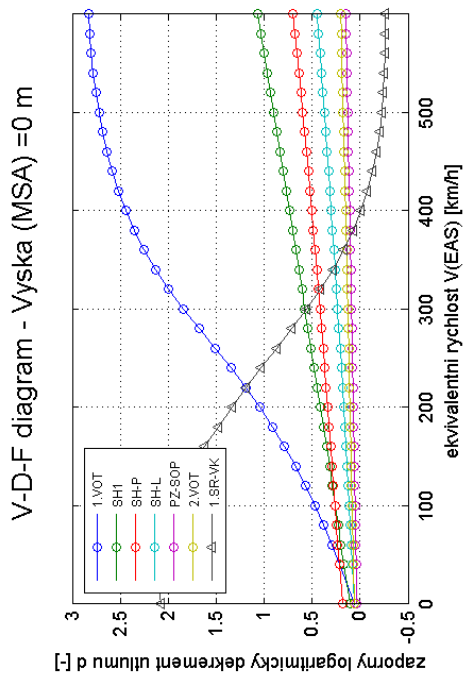


Obr. 179 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_I_3V

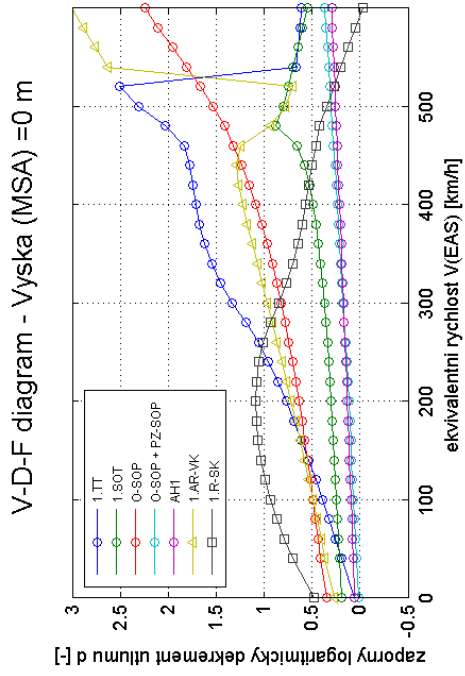
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



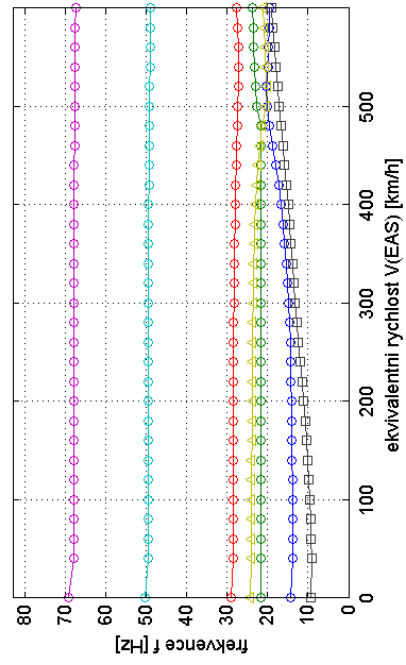
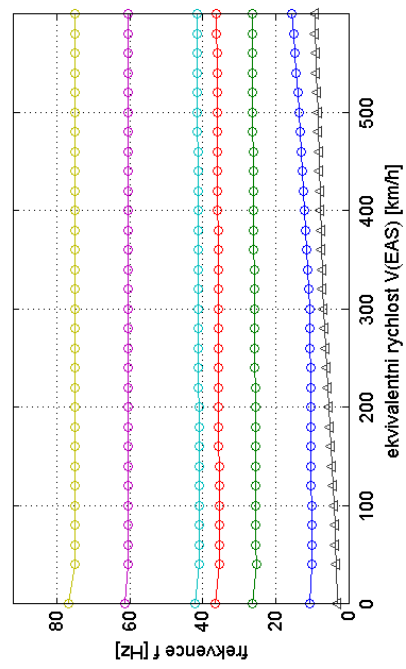
Obr. 178 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_I_3V



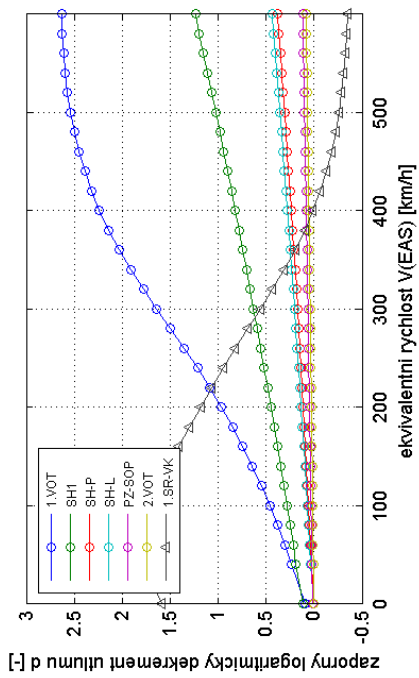
Obr. 181 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_1_3V



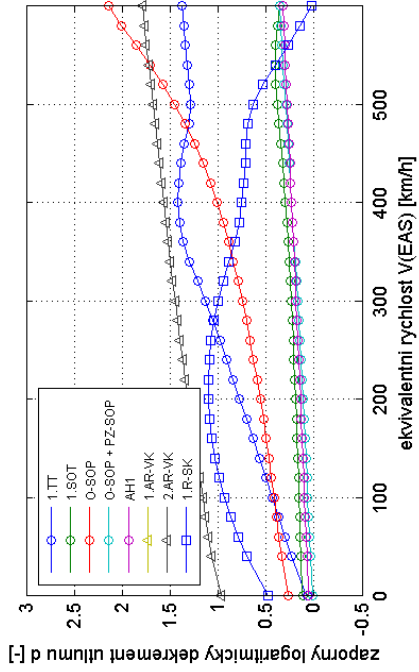
Obr. 180 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_1_3V



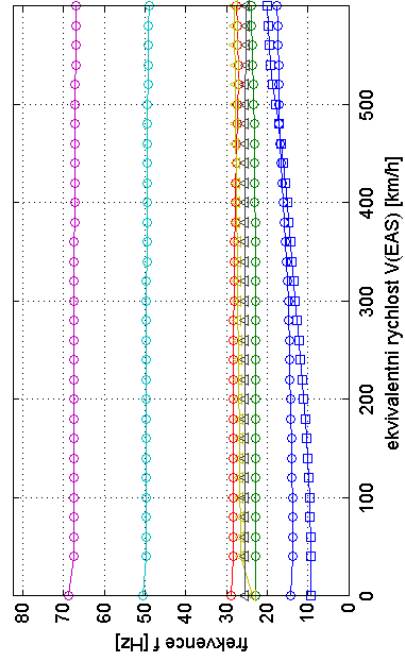
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

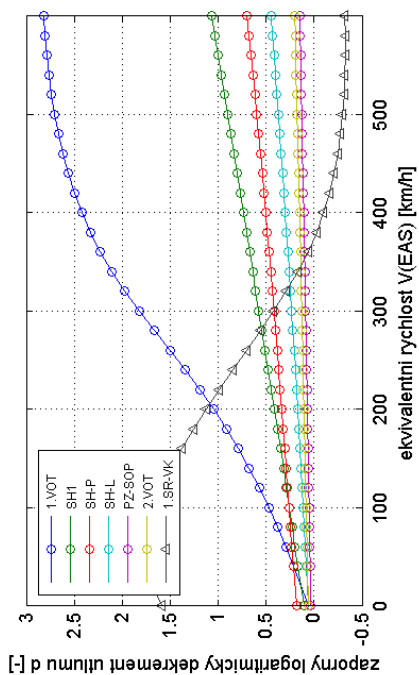


Obr. 183 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_IV

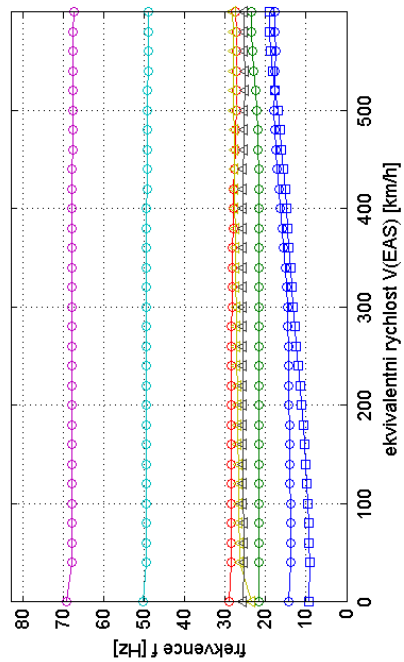
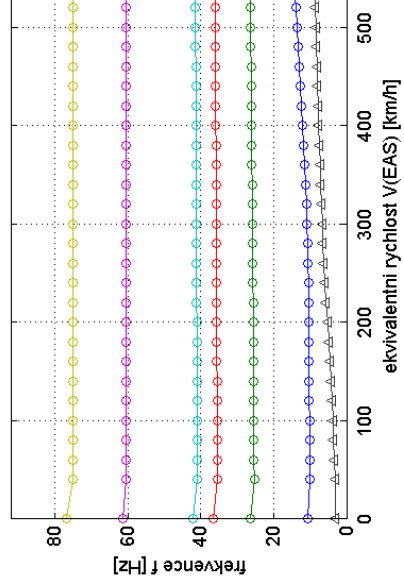
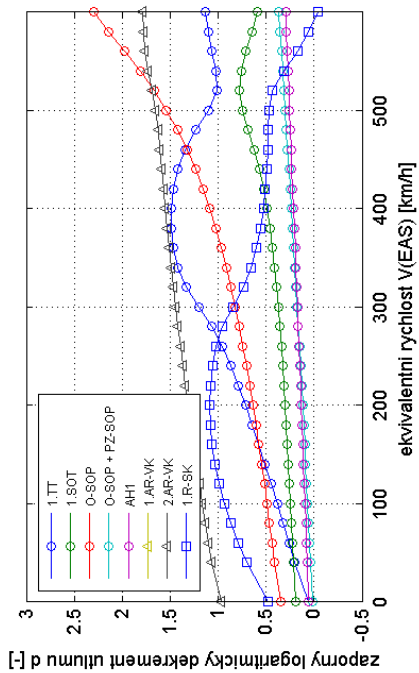


Obr. 182 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



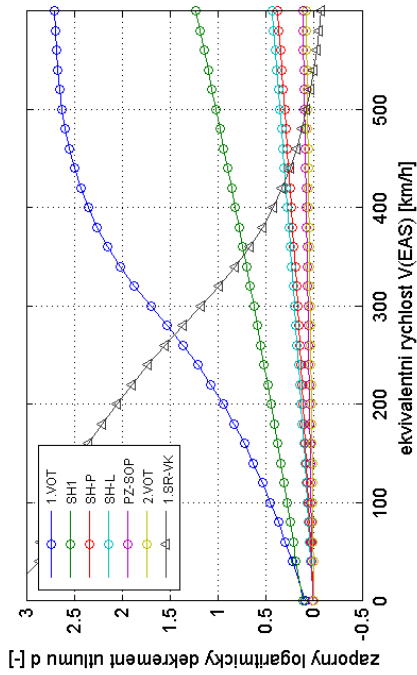
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



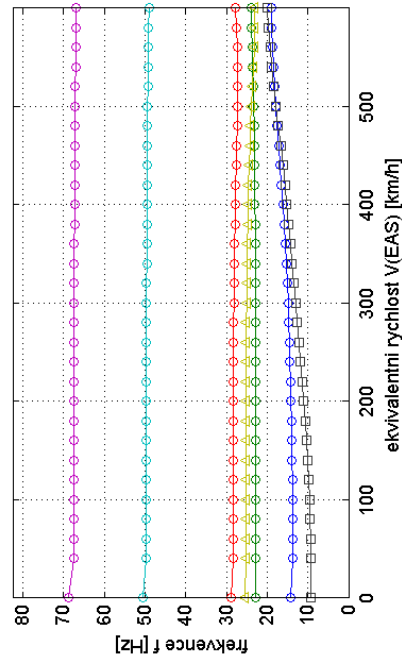
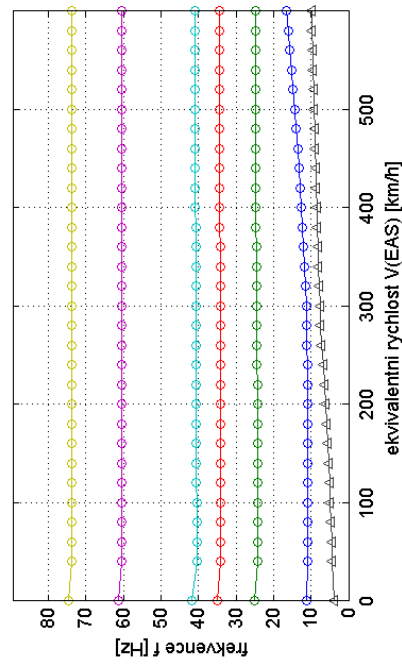
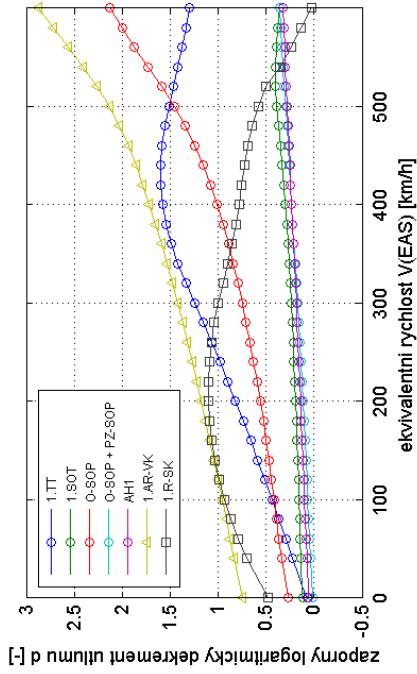
Obr. 185 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_IV

Obr. 184 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

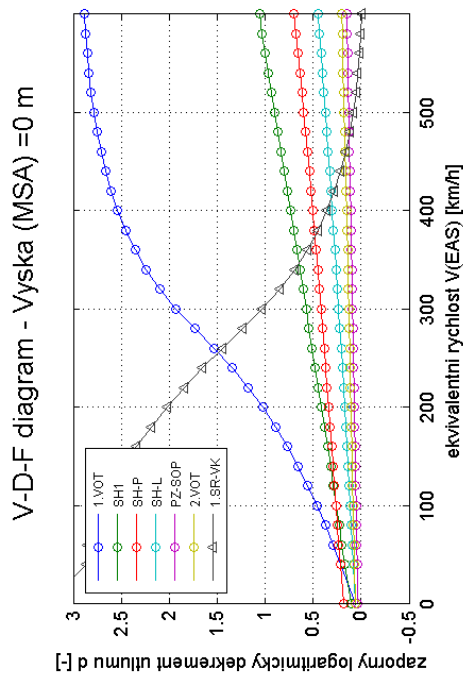


V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

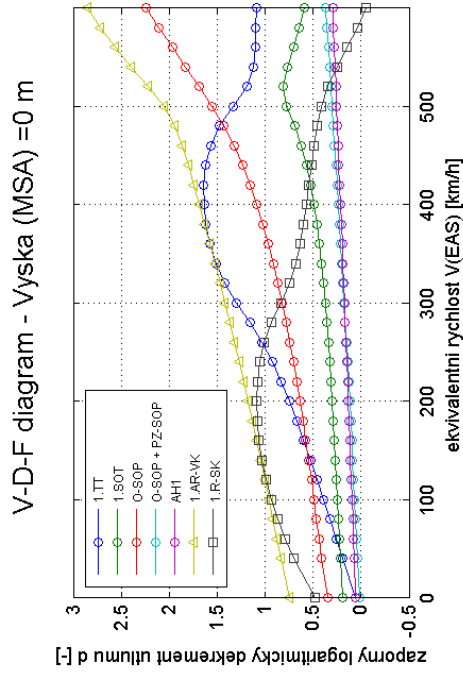


Obr. 187 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_2V

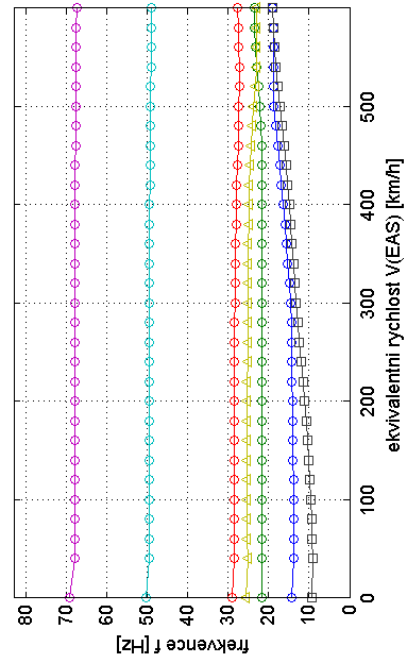
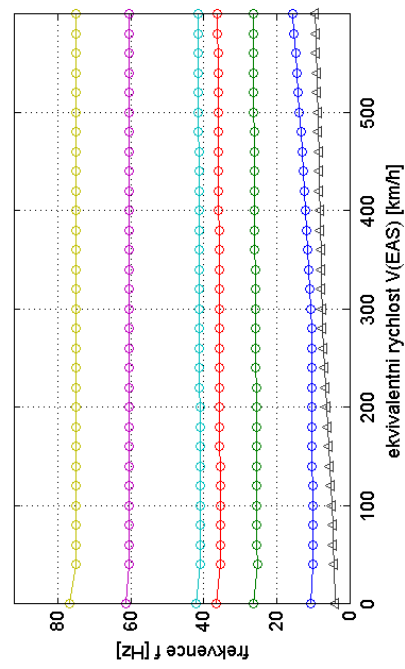
Obr. 186 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_2V



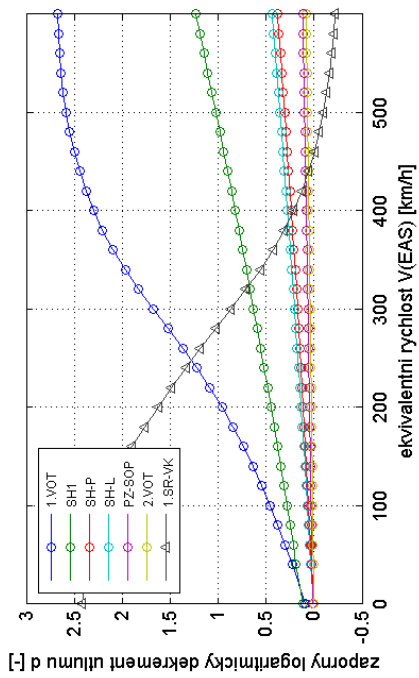
Obr. 189 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_2V



Obr. 188 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_2V

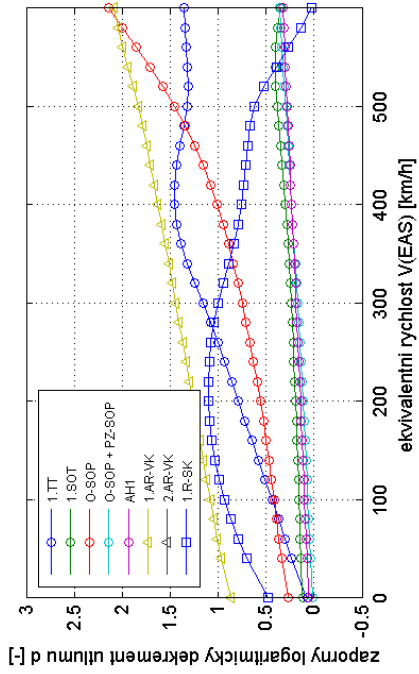


V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

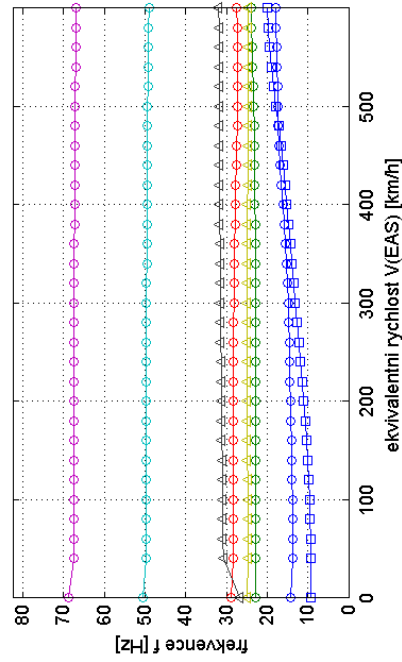
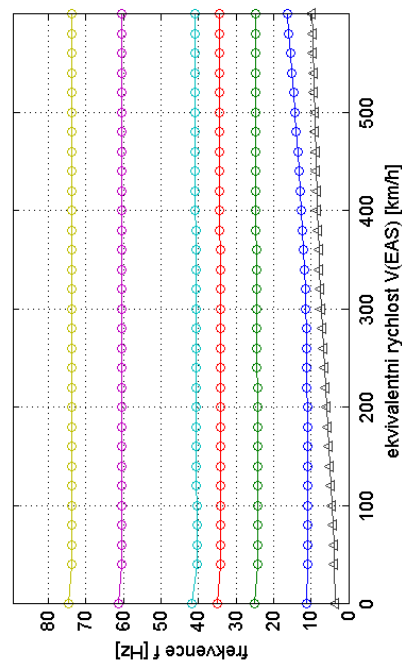


Obr. 191 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_3V

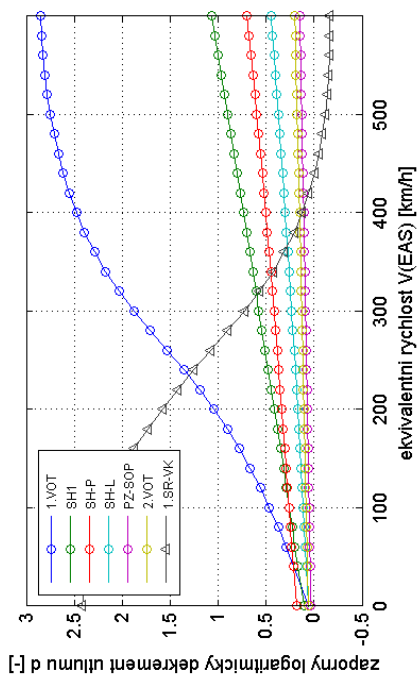
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 190 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_3V

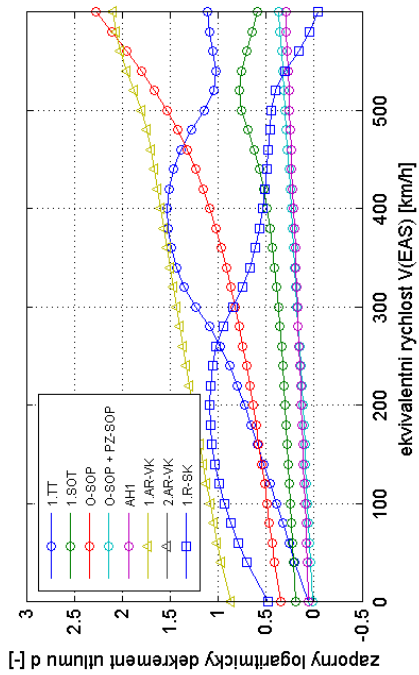


V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

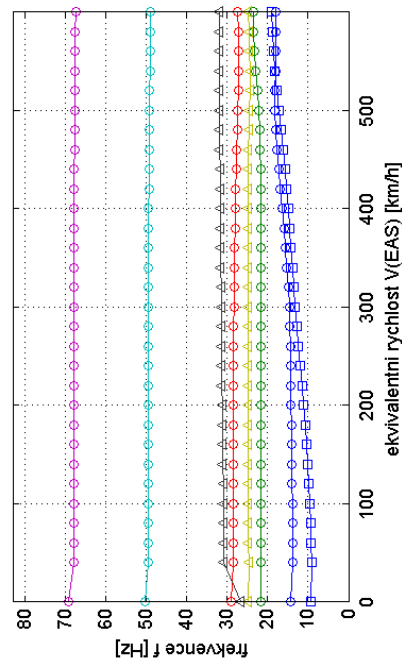
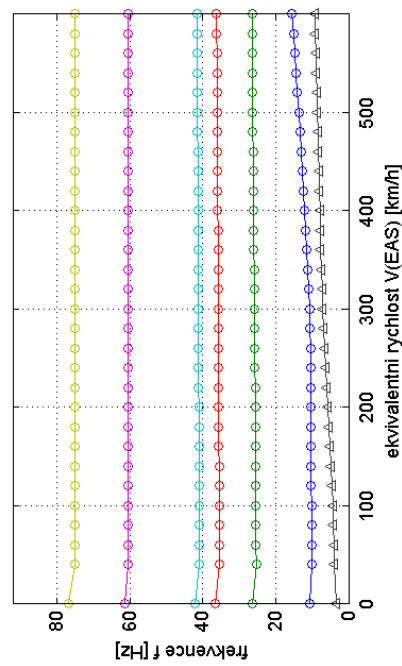


Obr. 193 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_3V

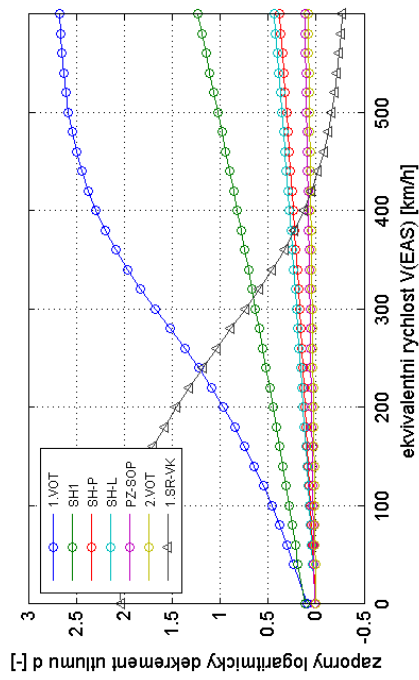
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



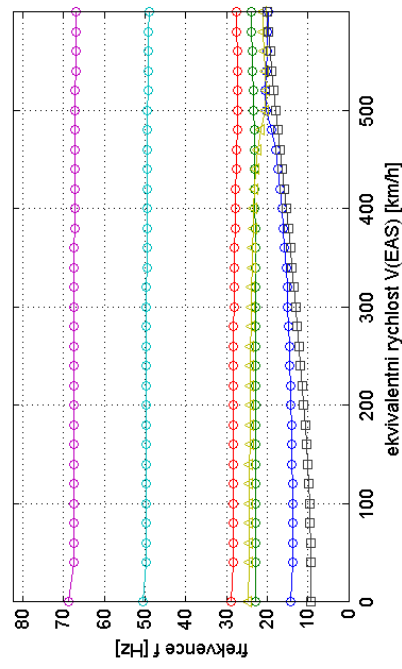
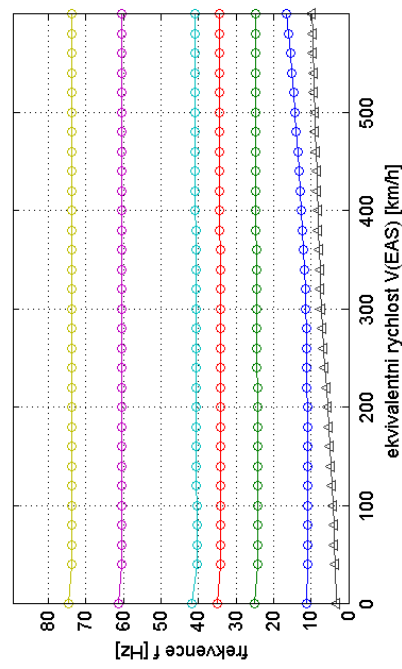
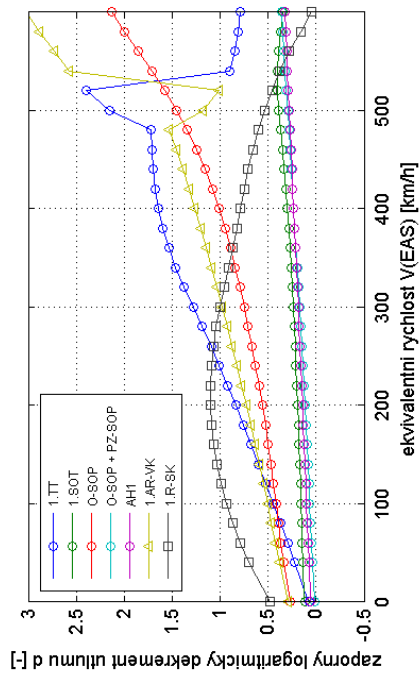
Obr. 192 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_2_4_2_3V



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



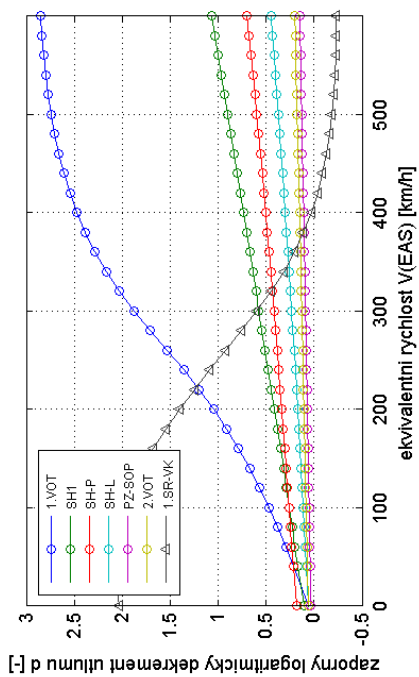
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



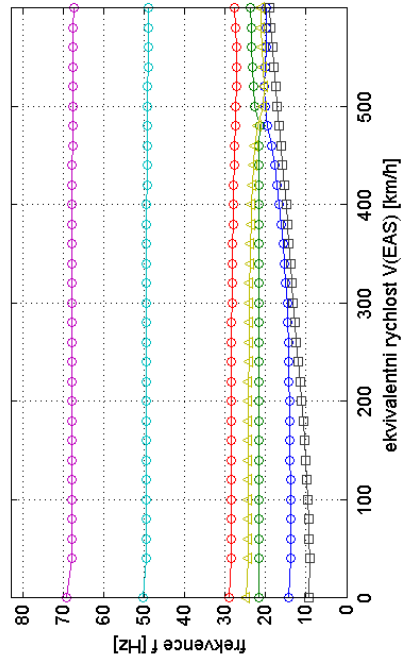
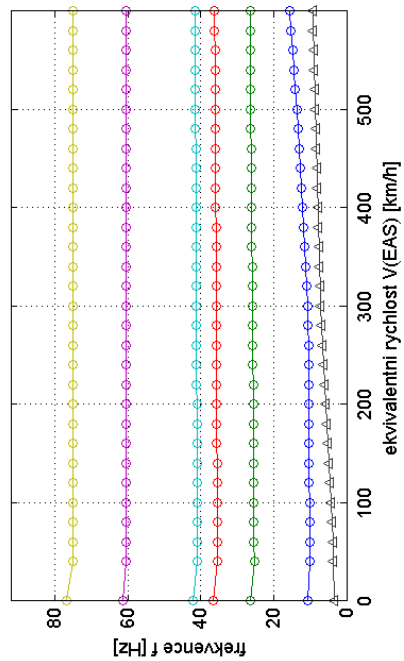
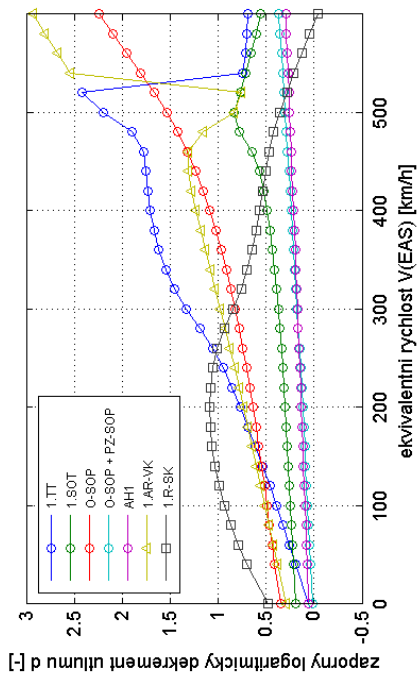
Obr. 195 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_IV

Obr. 194 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



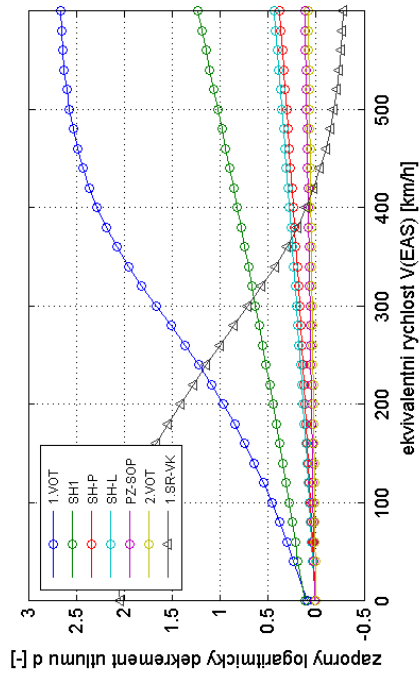
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



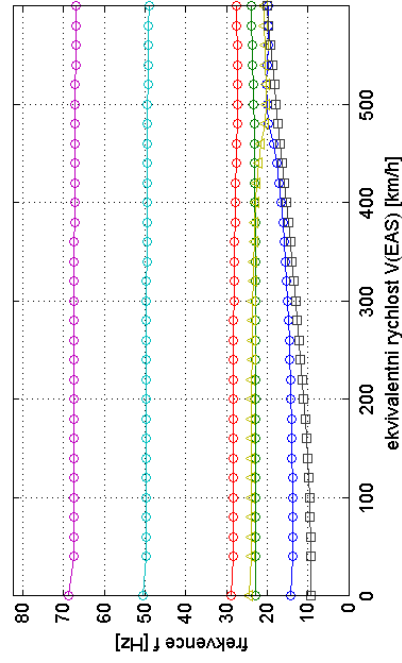
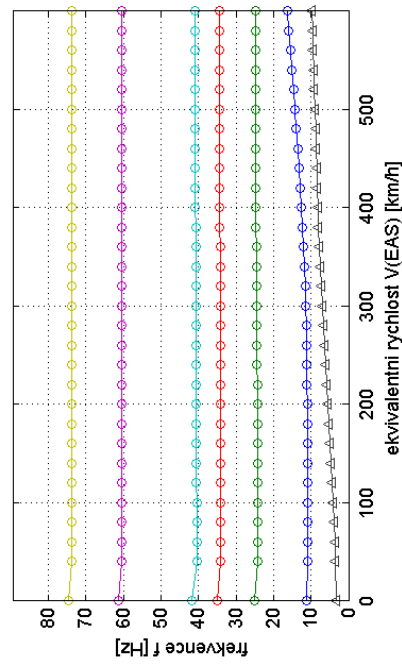
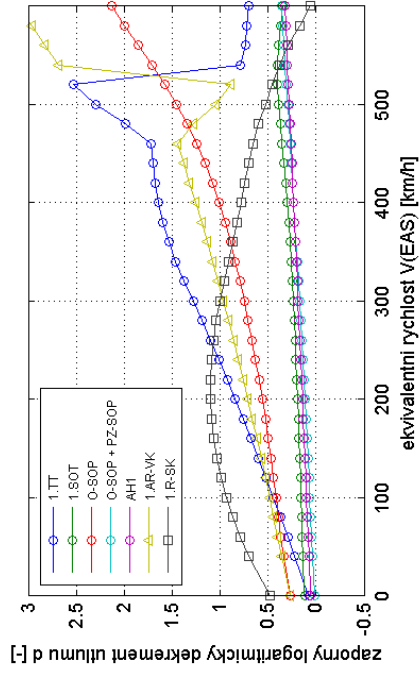
Obr. 197 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_IV

Obr. 196 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



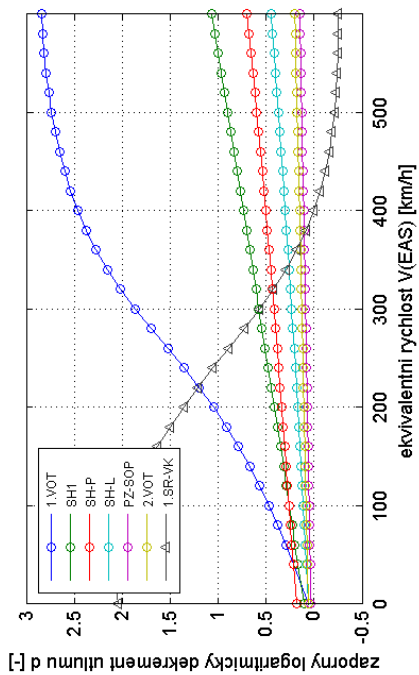
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



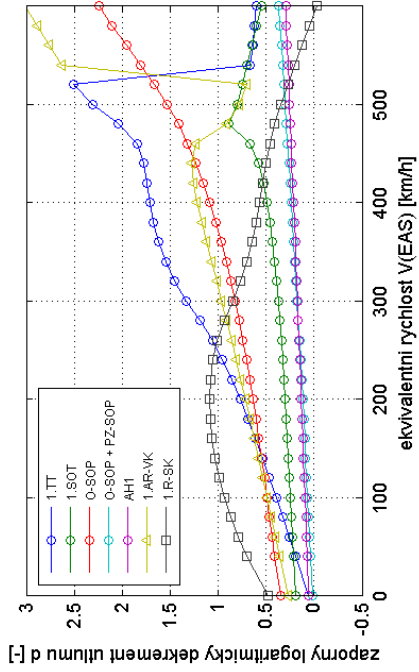
Obr. 199 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_2V

Obr. 198 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_2V

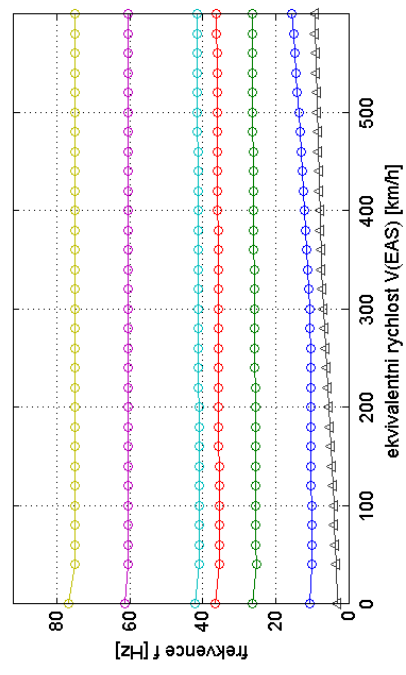
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



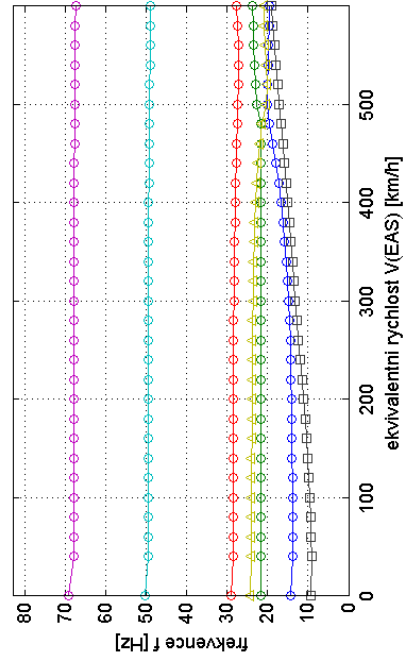
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



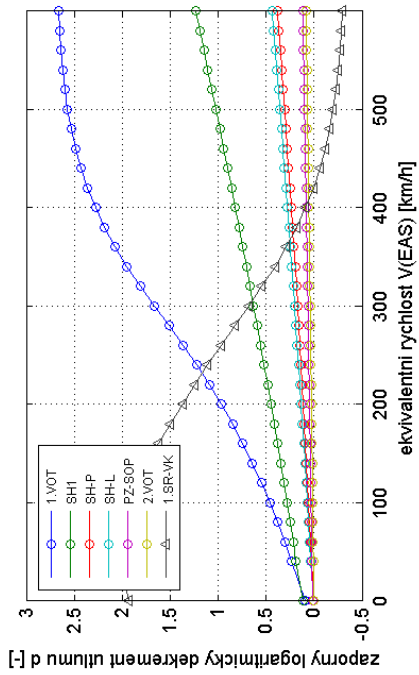
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



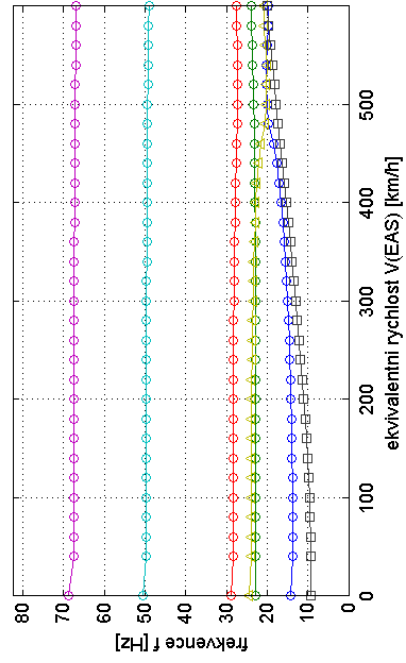
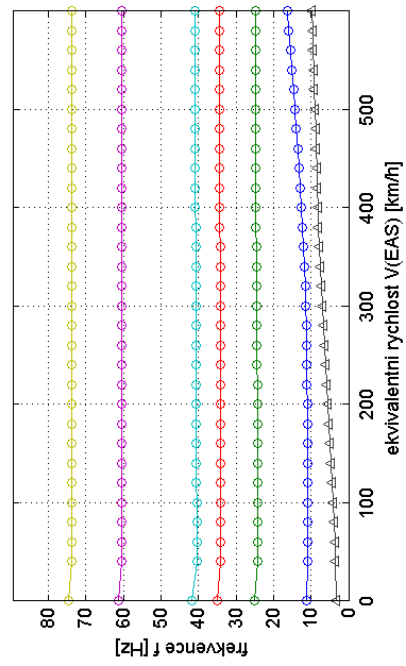
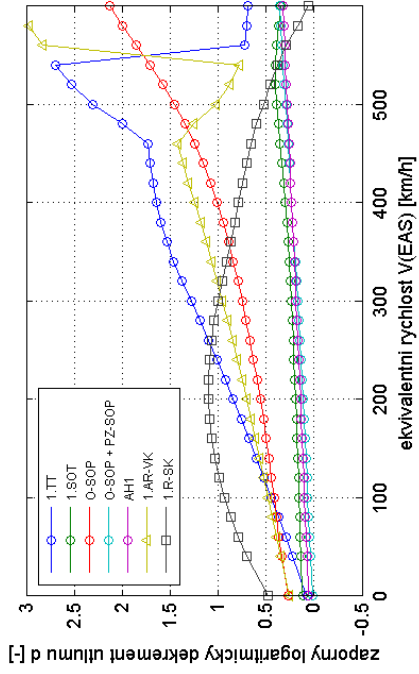
Obr. 201 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_2V

Obr. 200 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



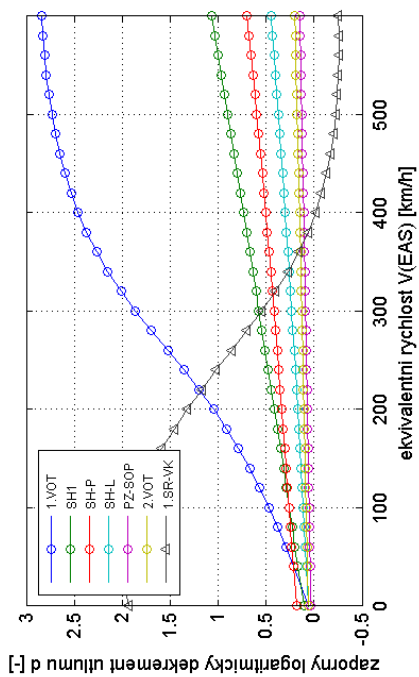
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 203 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_3V

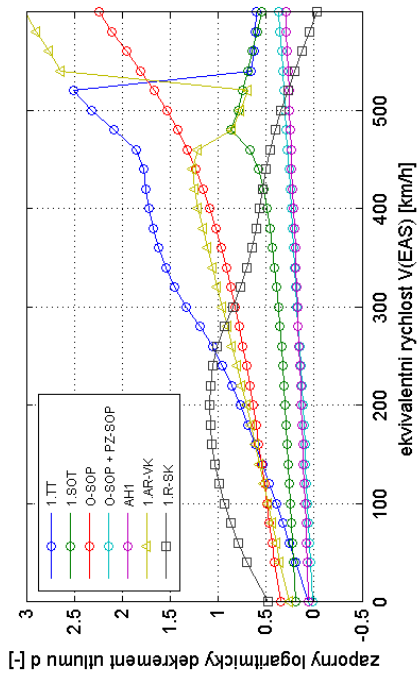
Obr. 202 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

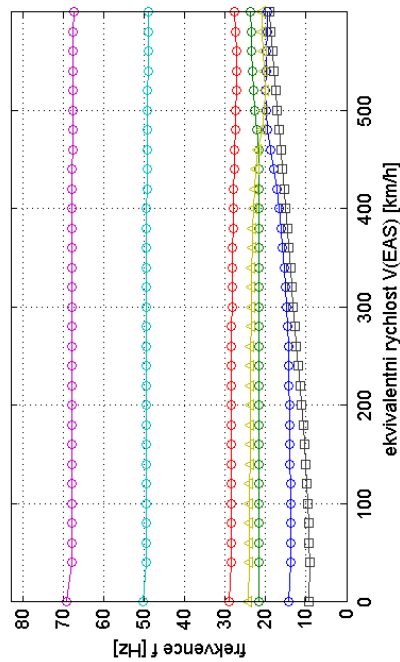
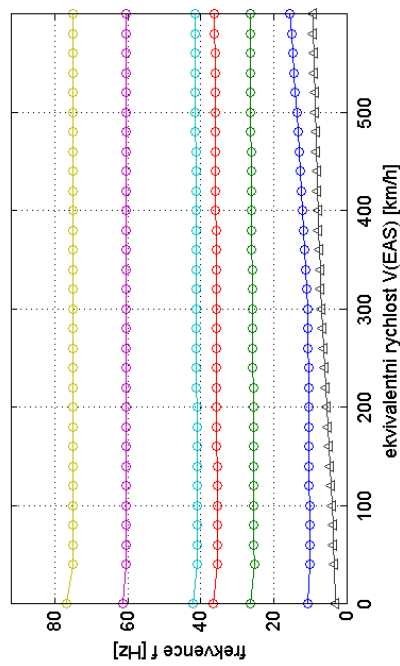


Obr. 205 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_3V

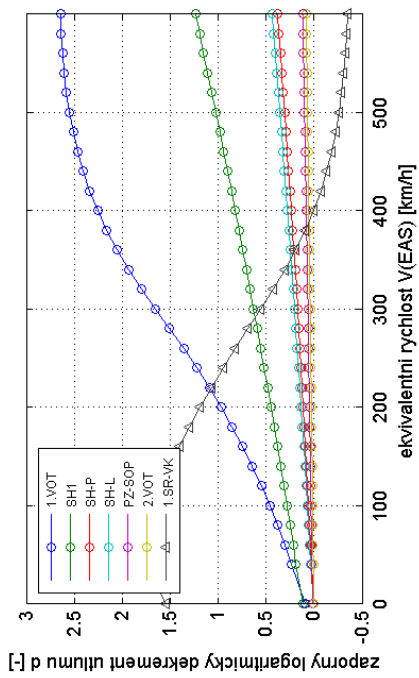
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 204 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_I_3V

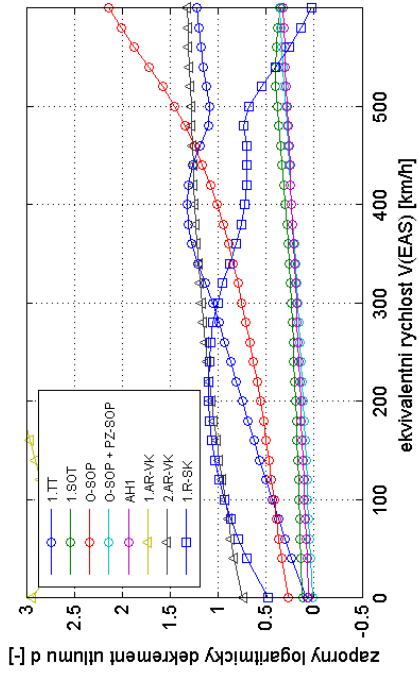


V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

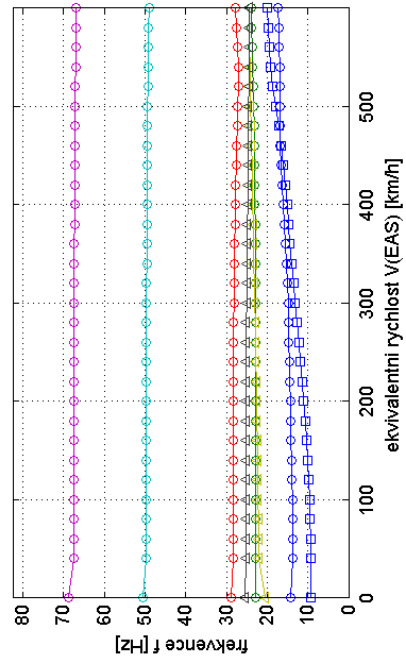
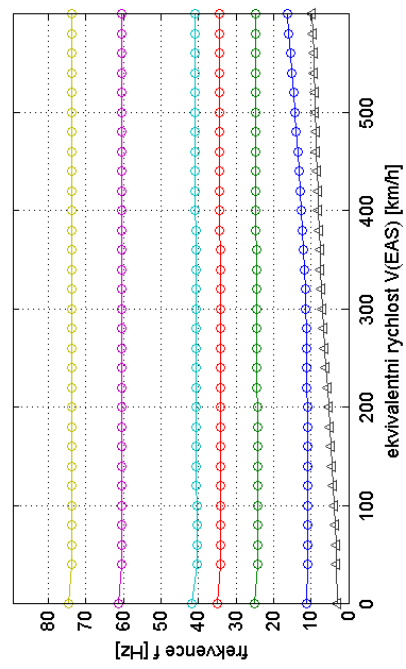


Obr. 207 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_IV

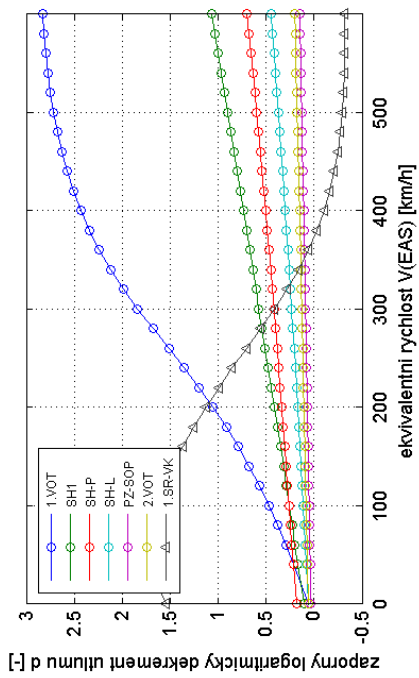
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



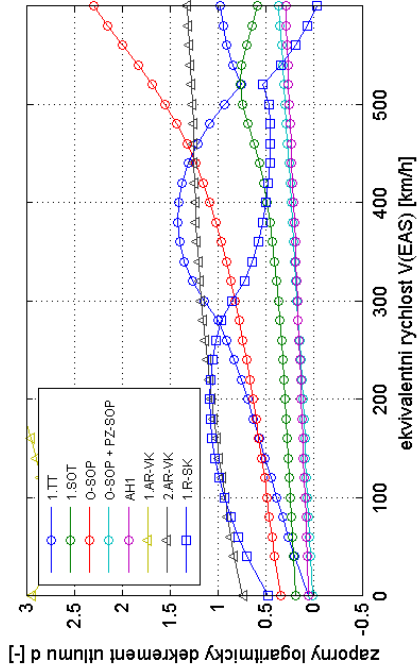
Obr. 206 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_IV



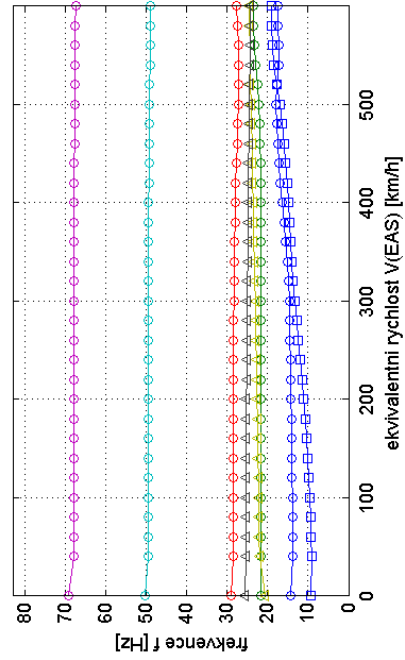
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



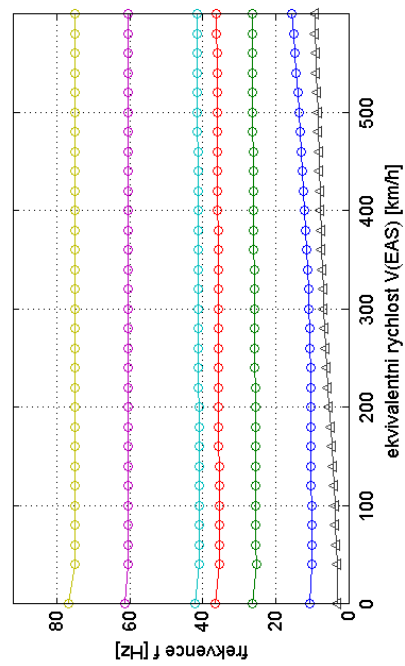
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



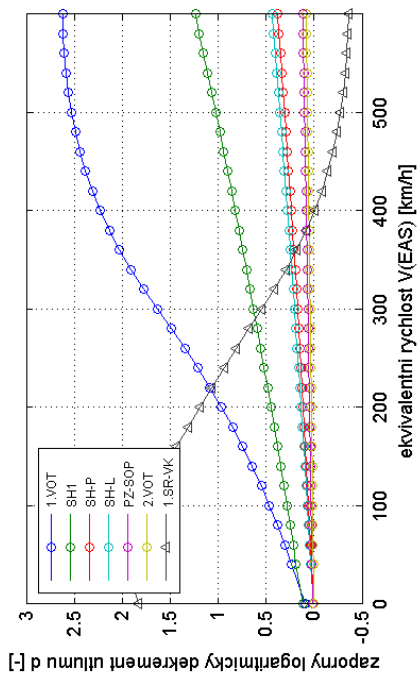
Obr. 209 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_IV



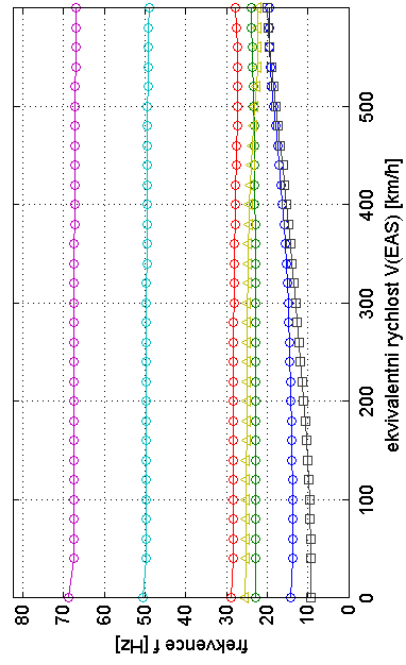
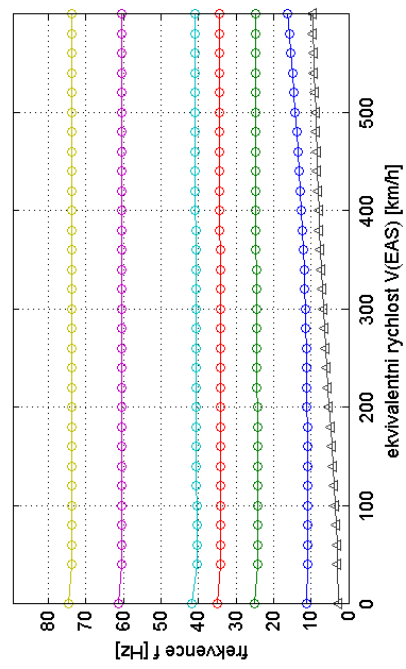
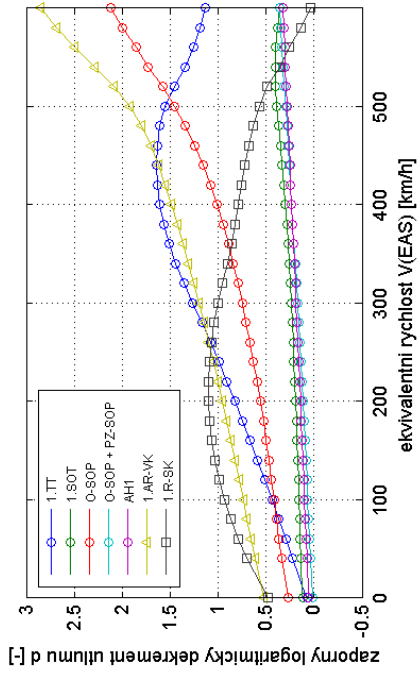
Obr. 208 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_IV



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

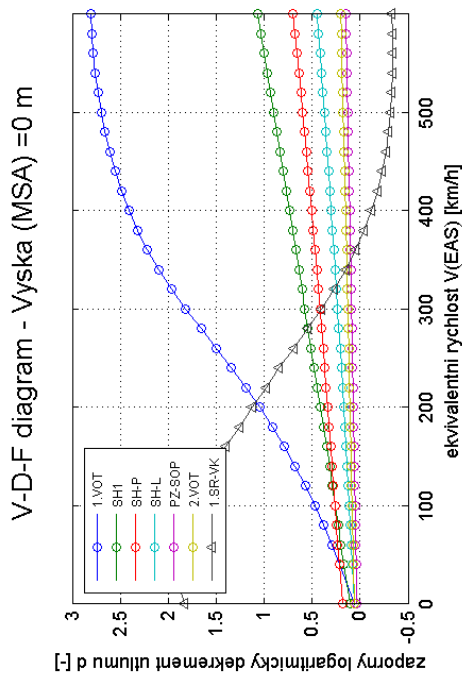


V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

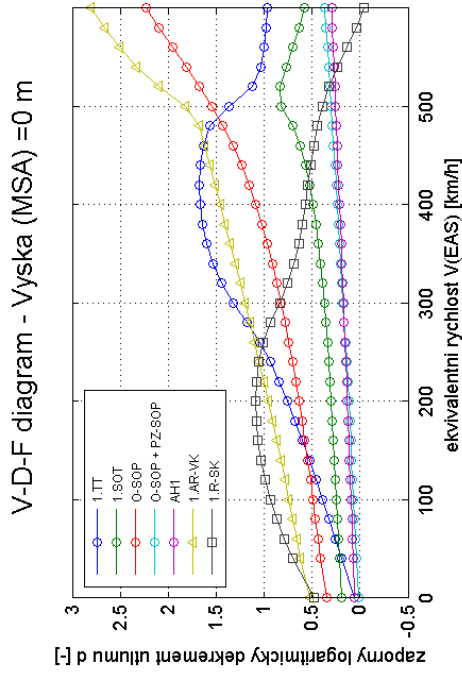


Obr. 211 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_2V

Obr. 210 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_2V

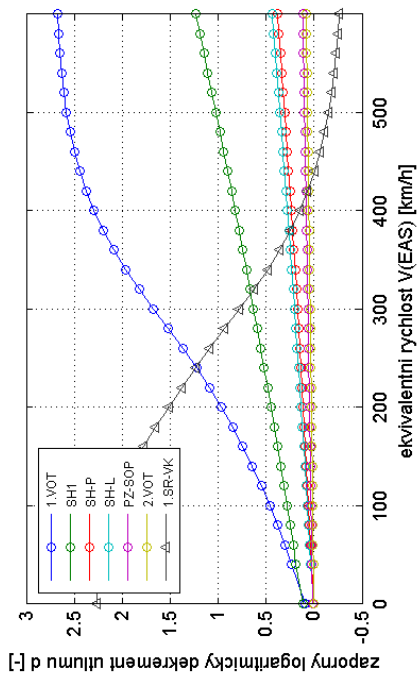


Obr. 213 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_2V

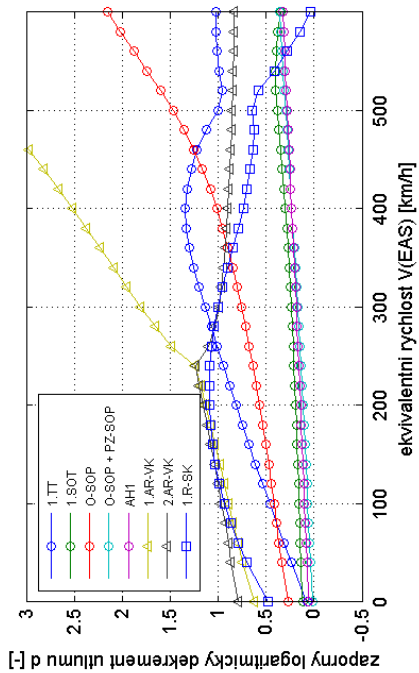


Obr. 212 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_2V

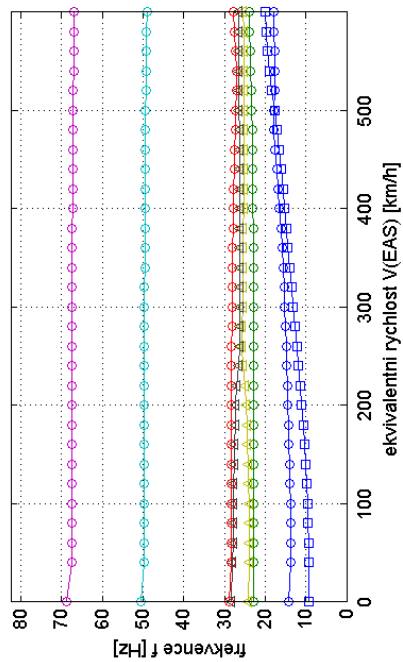
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



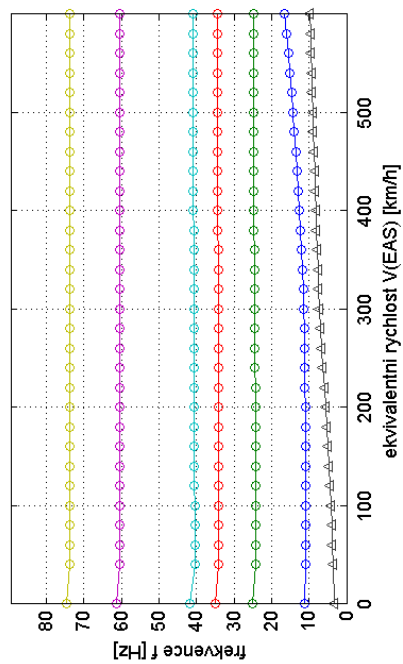
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



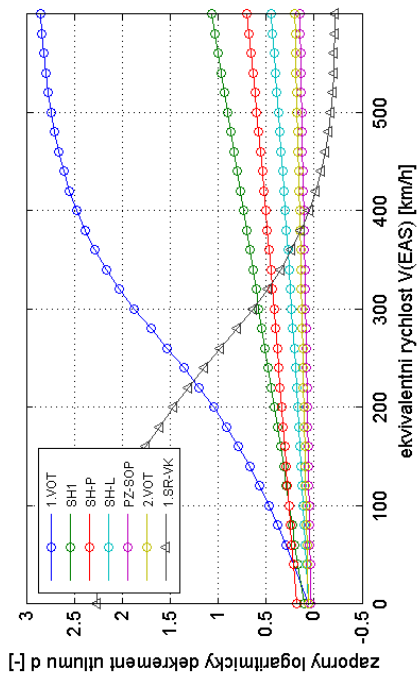
Obr. 215 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_3V



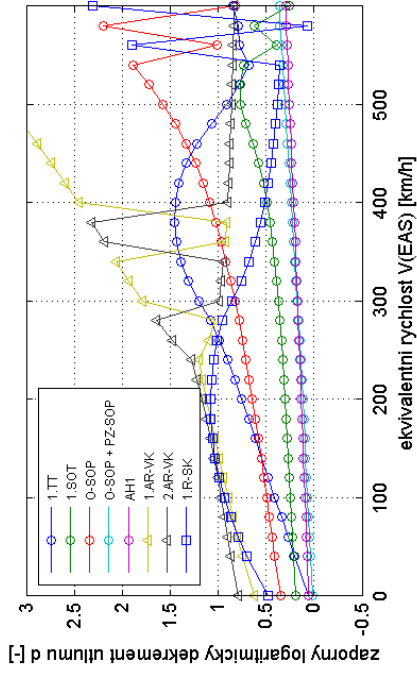
Obr. 214 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_3V



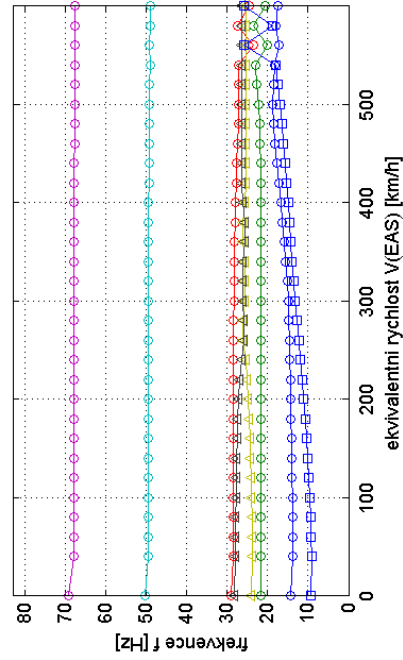
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



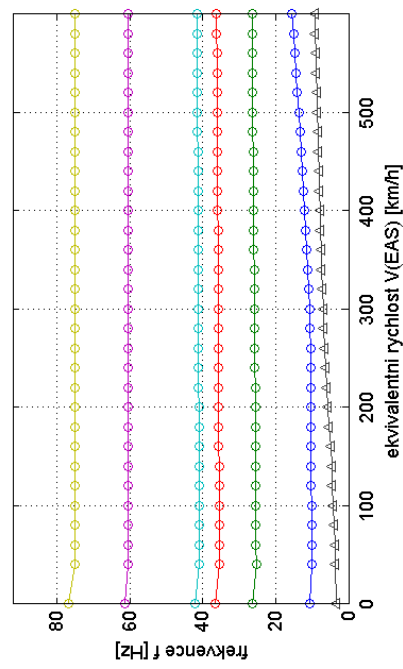
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



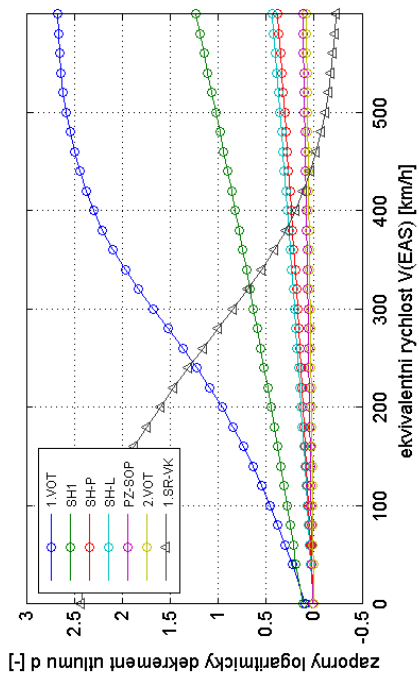
Obr. 217 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_3V



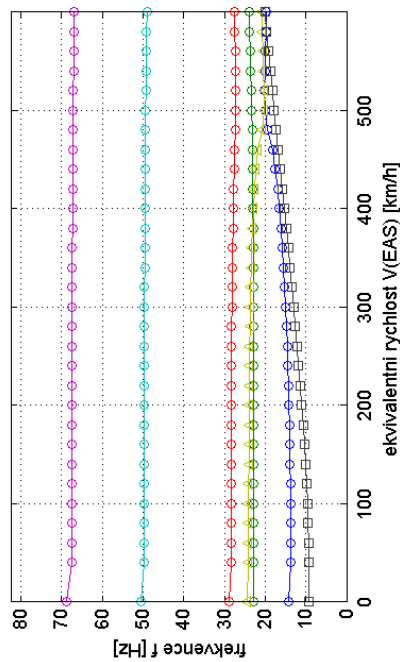
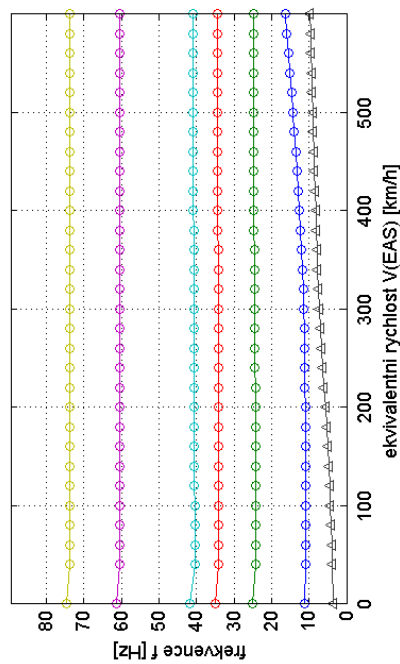
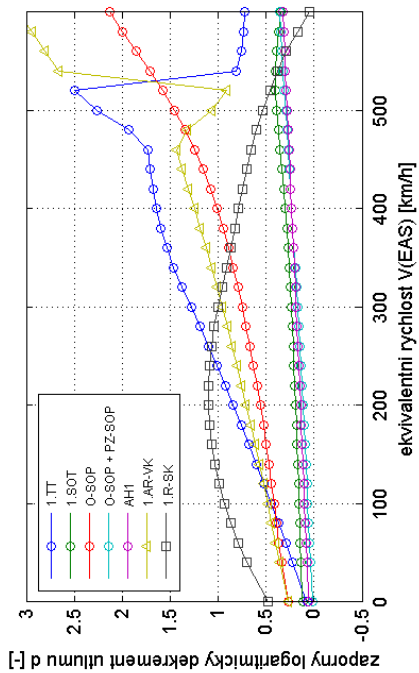
Obr. 216 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_3_4_2_3V



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



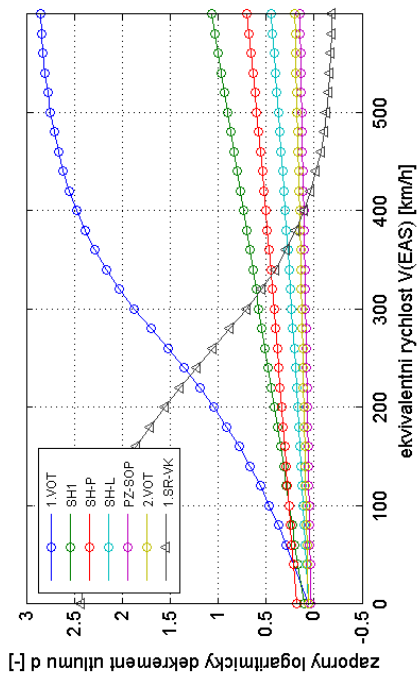
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



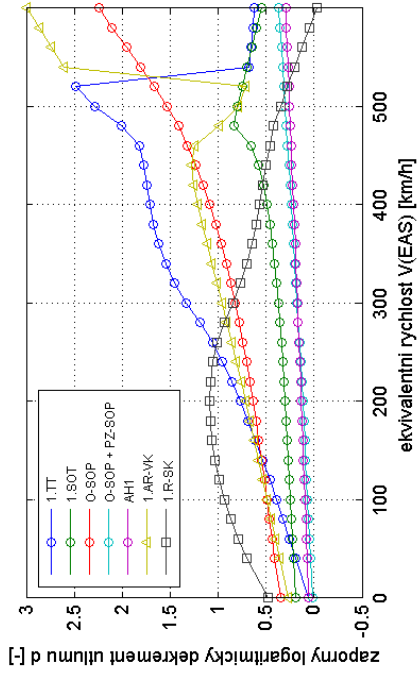
Obr. 219 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_4_4_I_IV

Obr. 218 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_4_4_I_IV

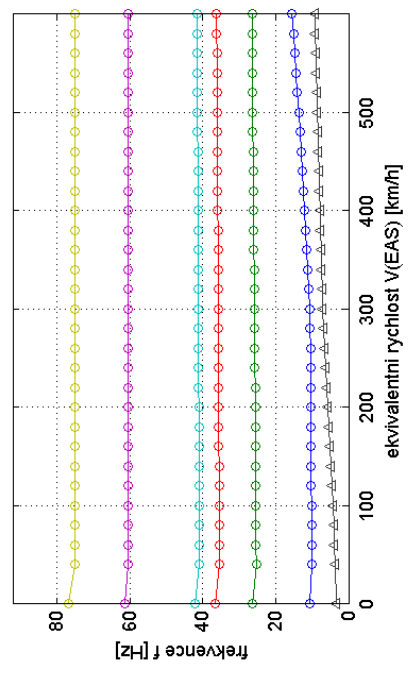
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



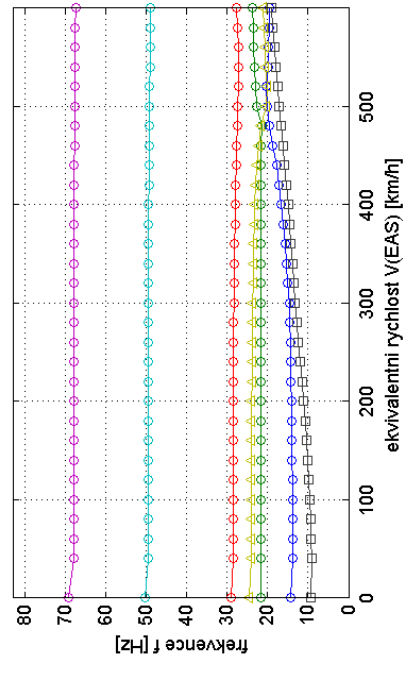
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



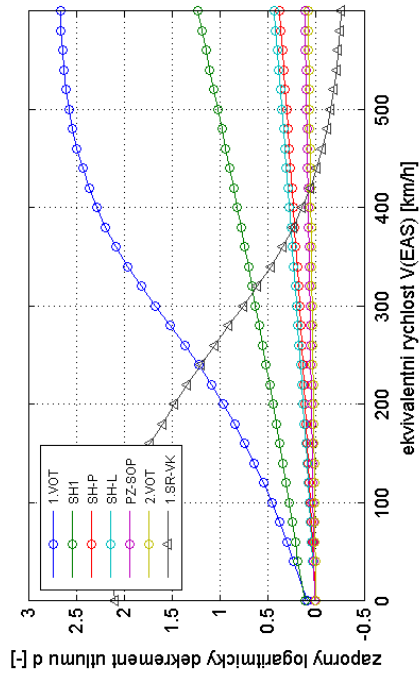
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



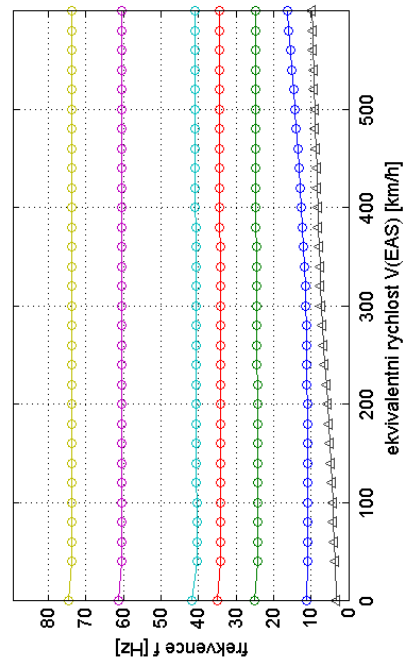
Obr. 221 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_4_1_IV

Obr. 220 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_4_1_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



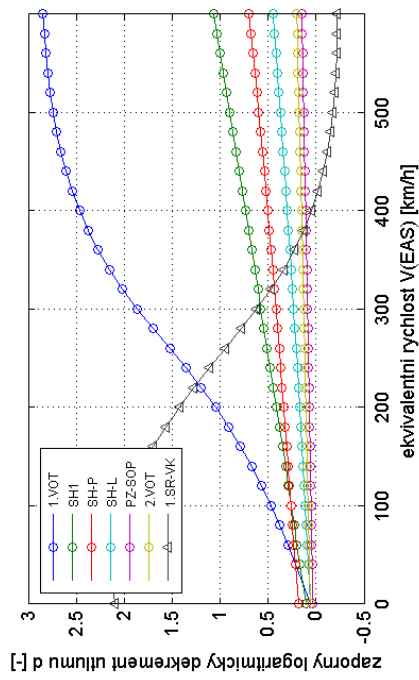
NESTABILNÍ MODEL



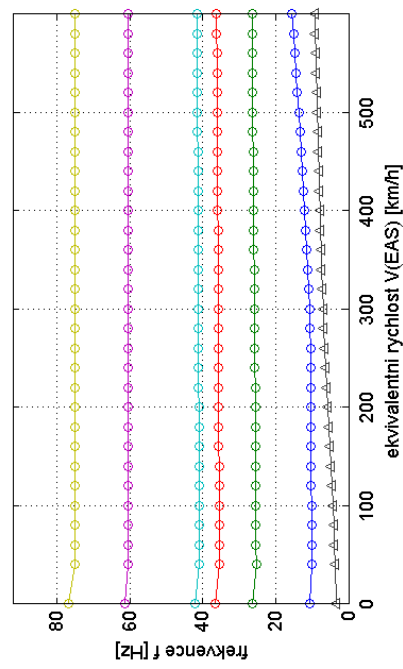
Obr. 223 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_4_4_I_2V

Obr. 222 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_4_4_I_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

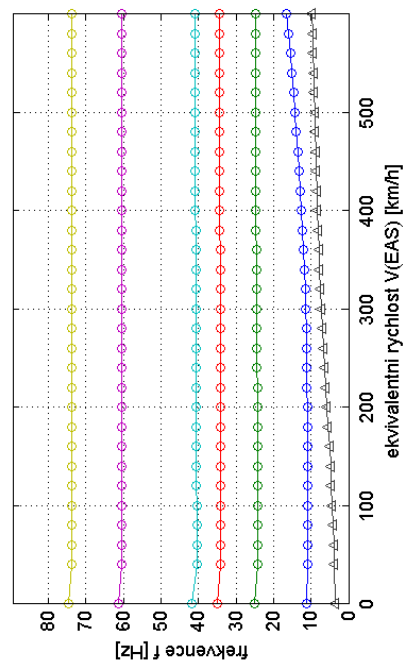
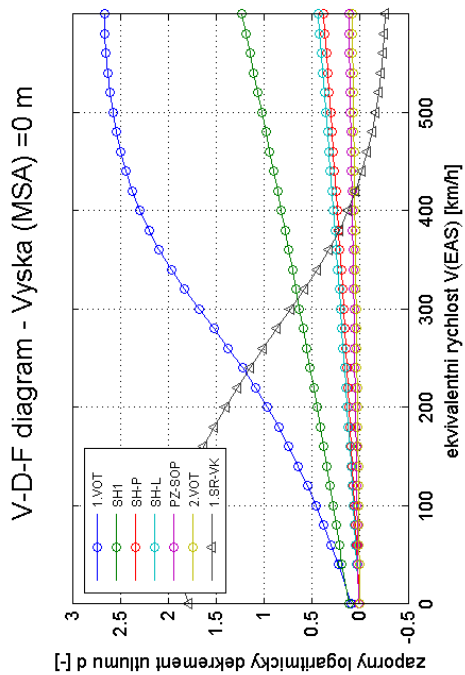


NESTABILNÍ MODEL



Obr. 225 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, případ Case_4_4_I_2V

Obr. 224 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, případ Case_4_4_I_2V

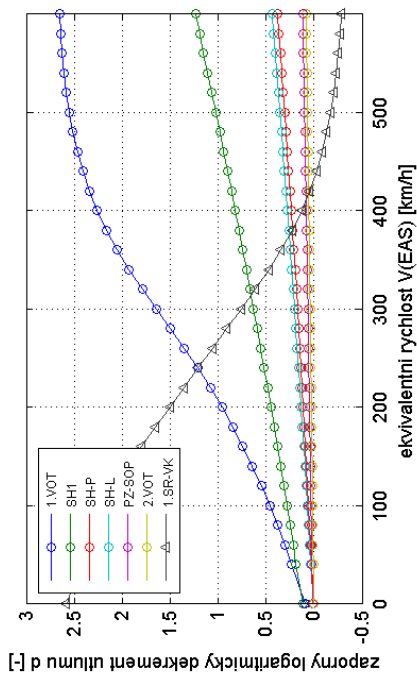


NESTABILNÍ MODEL

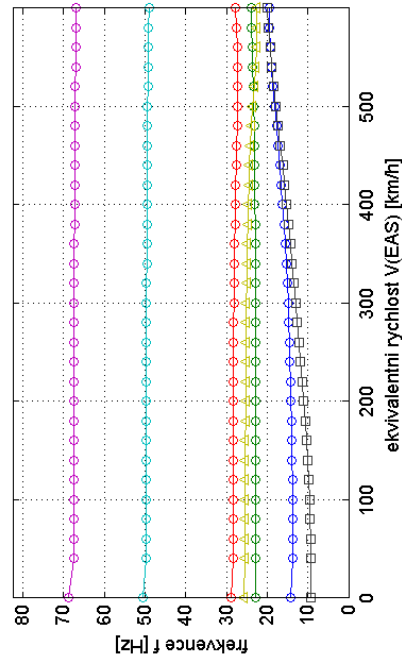
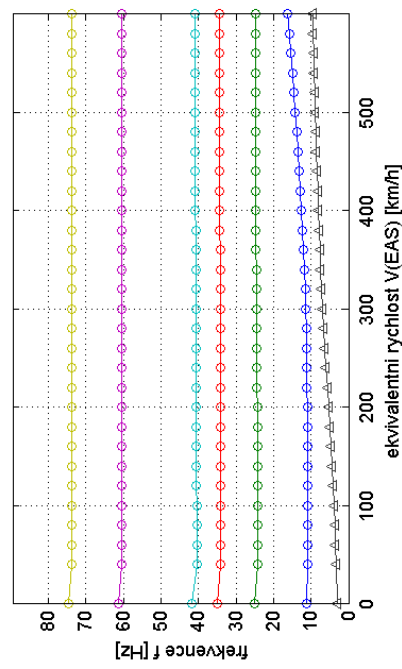
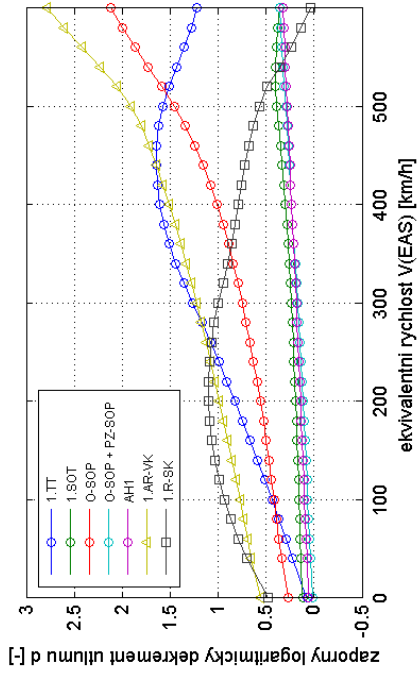
Obr. 227 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_4_4_I_3V

Obr. 226 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_4_4_I_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



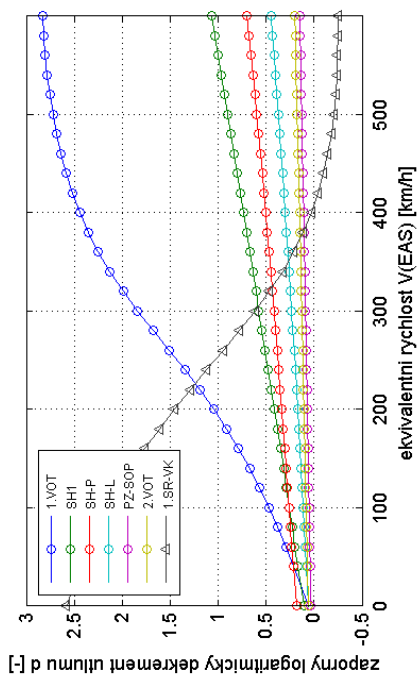
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



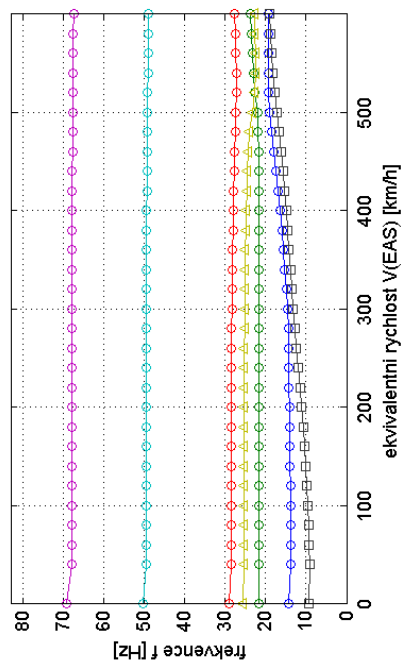
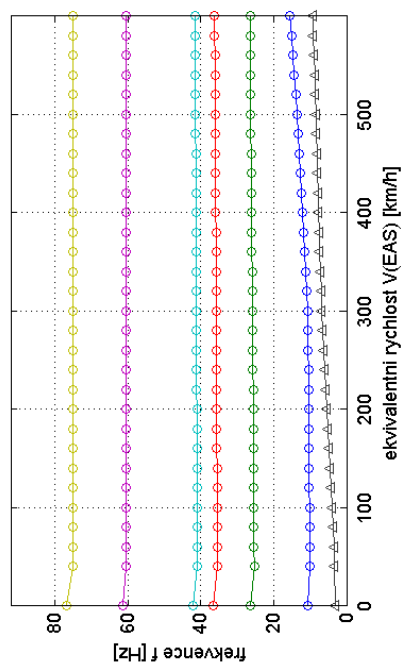
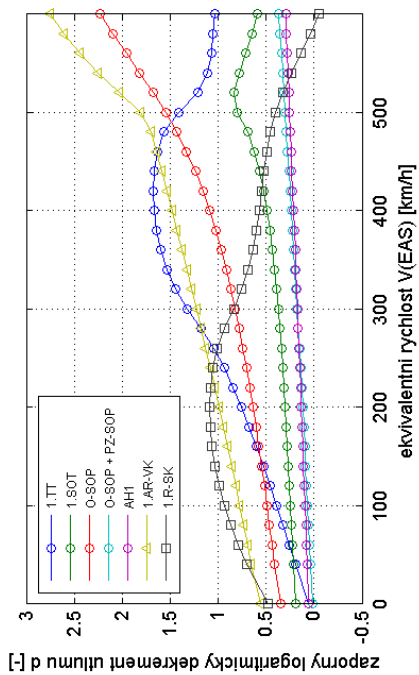
Obr. 229 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_4_1_3V

Obr. 228 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_4_1_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



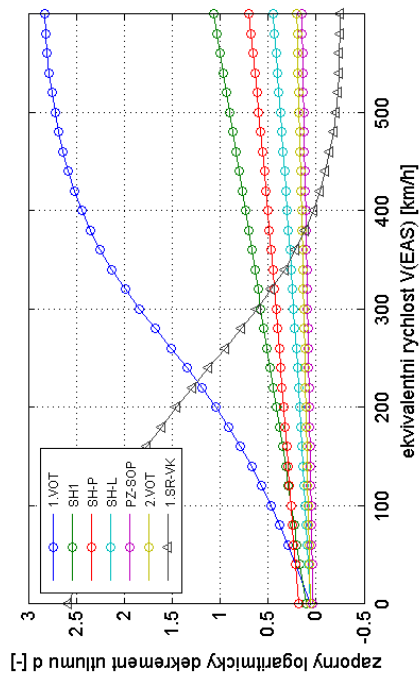
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



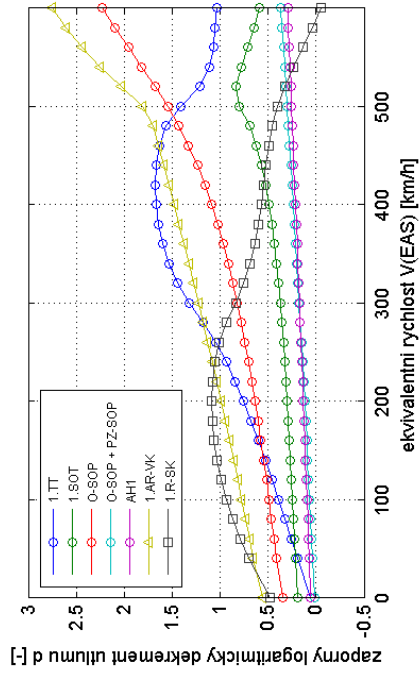
Obr. 231 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_4_2_IV

Obr. 230 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_4_2_IV

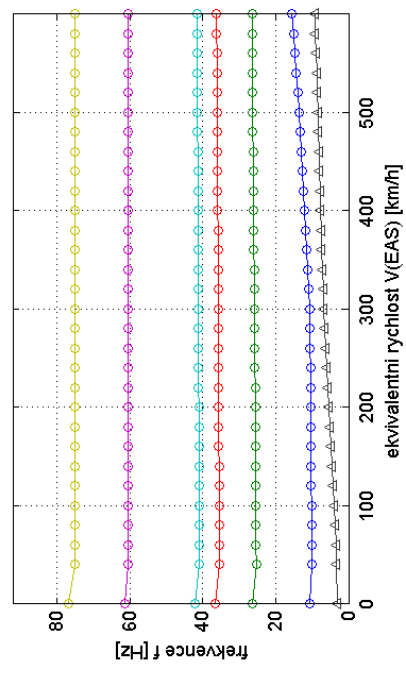
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



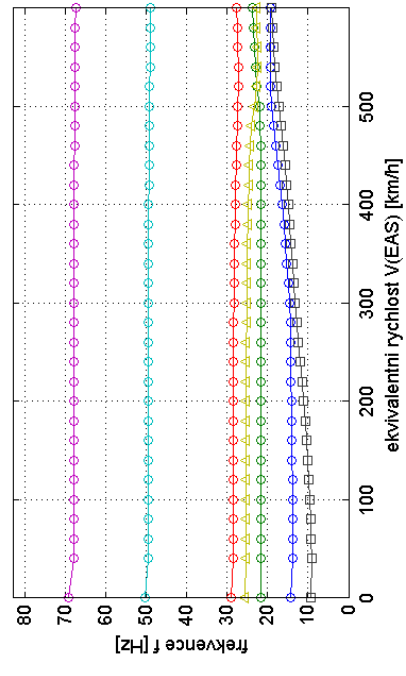
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



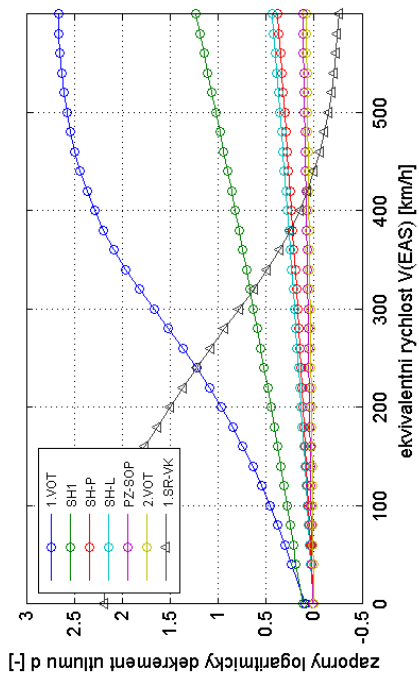
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



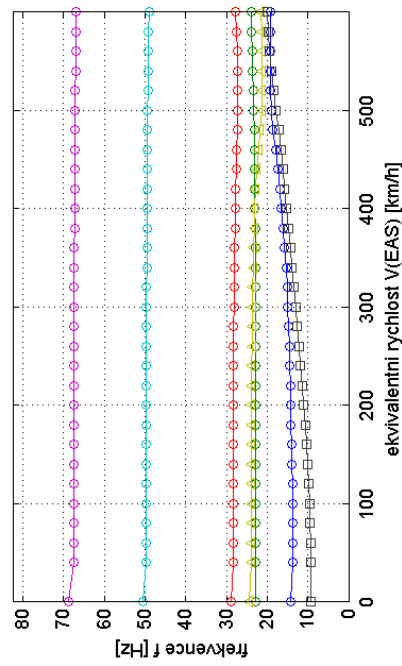
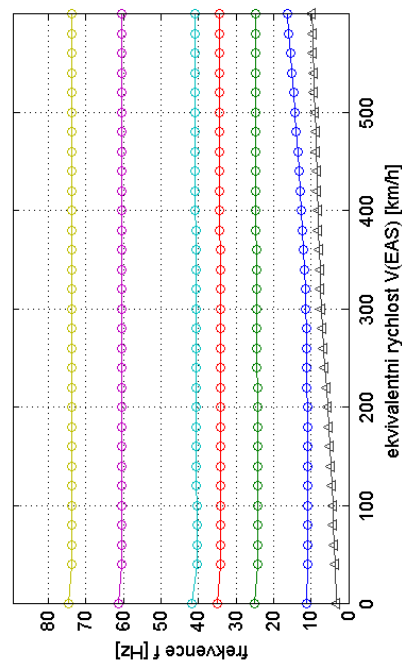
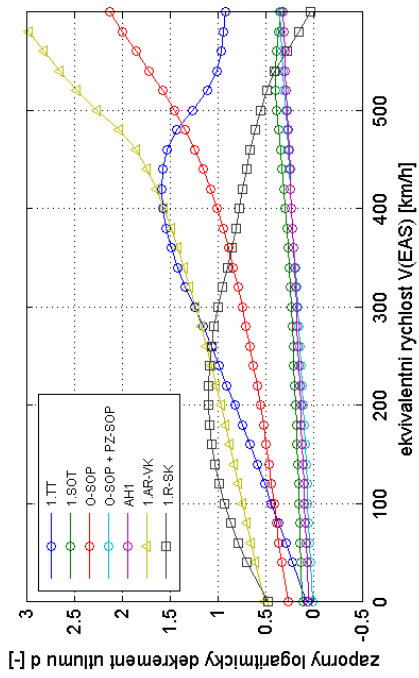
Obr. 233 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_4_2_IV

Obr. 232 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_4_2_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

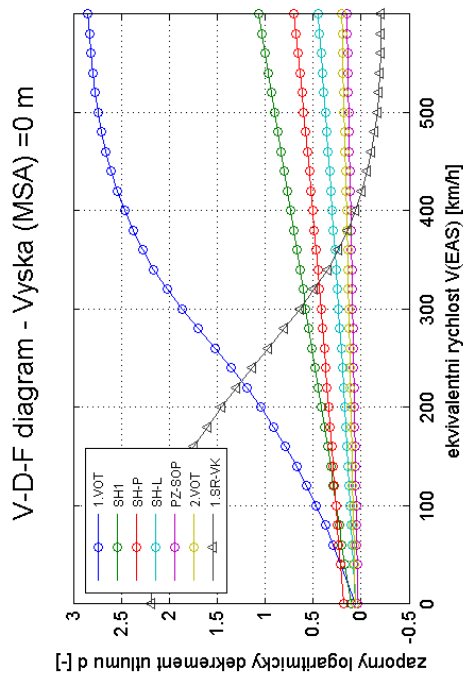


V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

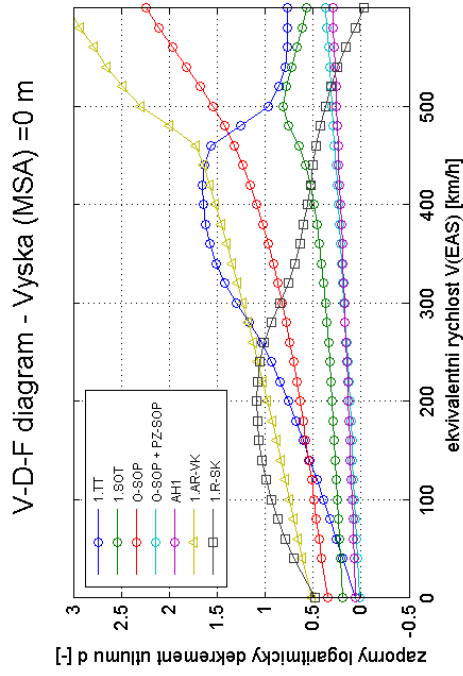


Obr. 235 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_4_4_2_2V

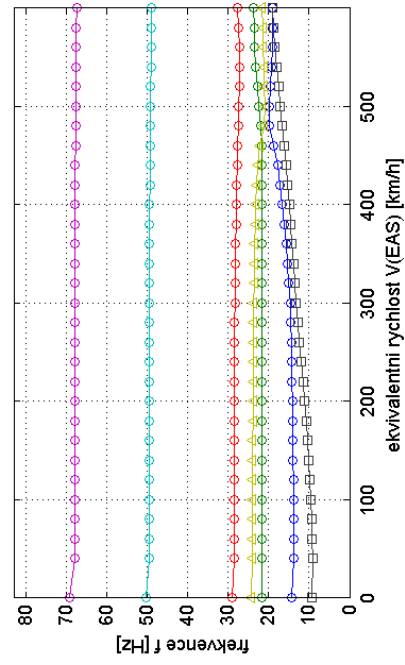
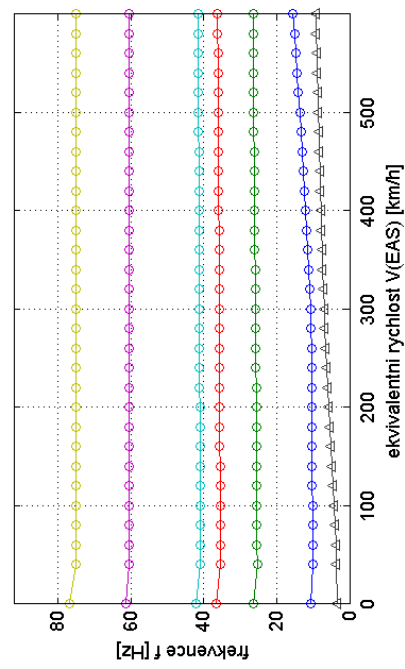
Obr. 234 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_4_4_2_2V



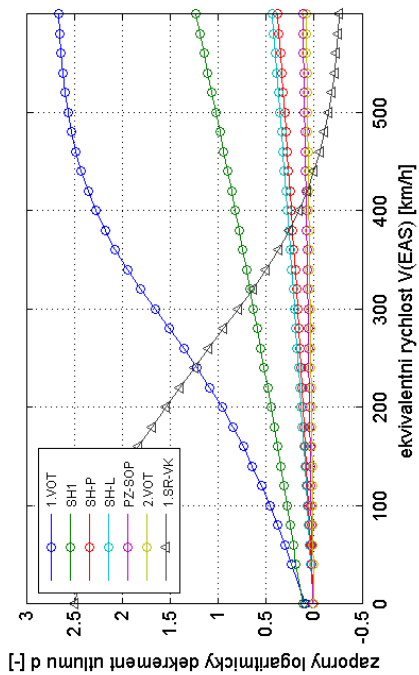
Obr. 237 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, prípad Case_4_2_2V



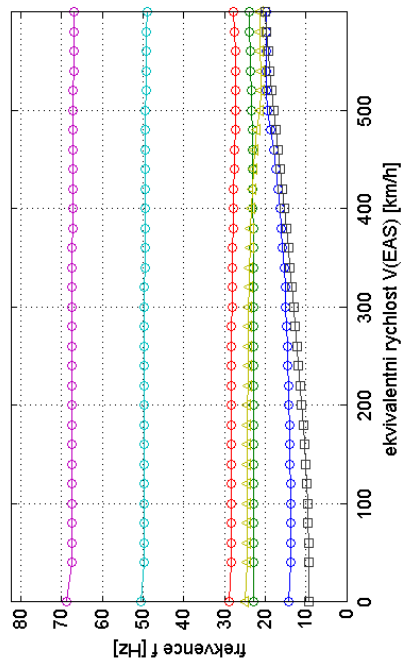
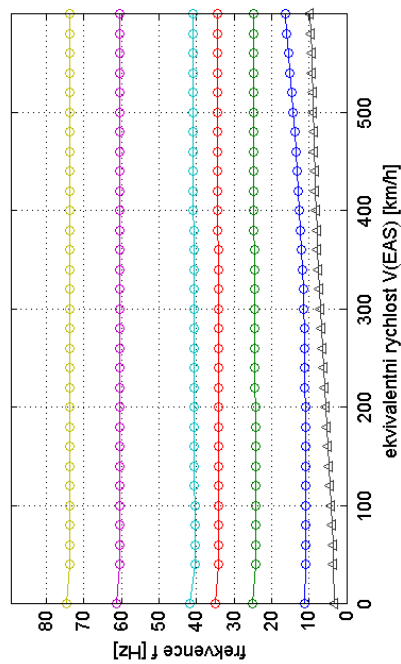
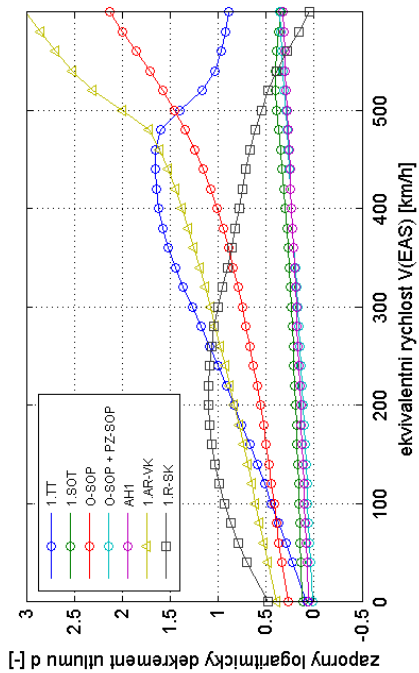
Obr. 236 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, prípad Case_4_2_2V



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



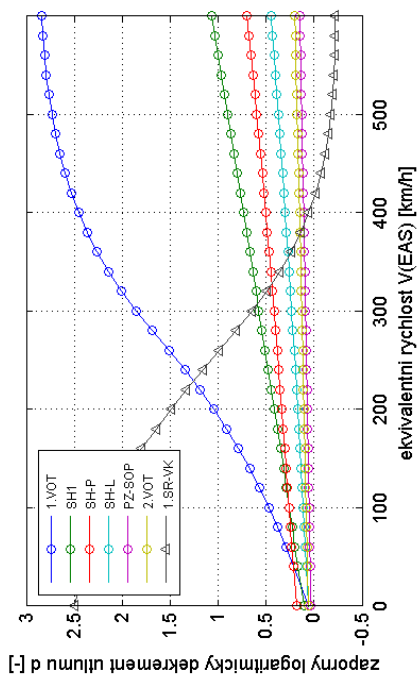
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 239 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_4_2_3V

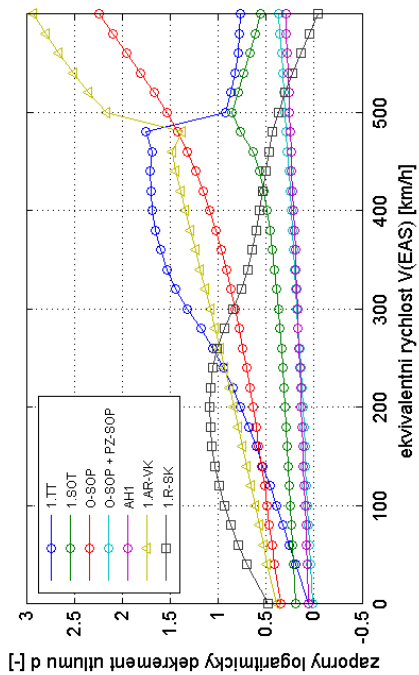
Obr. 238 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_4_2_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

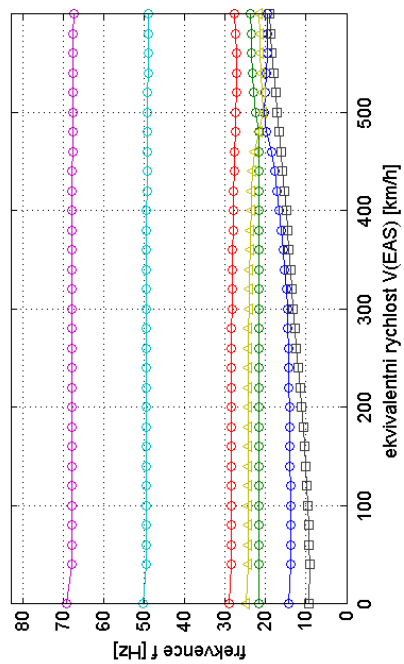
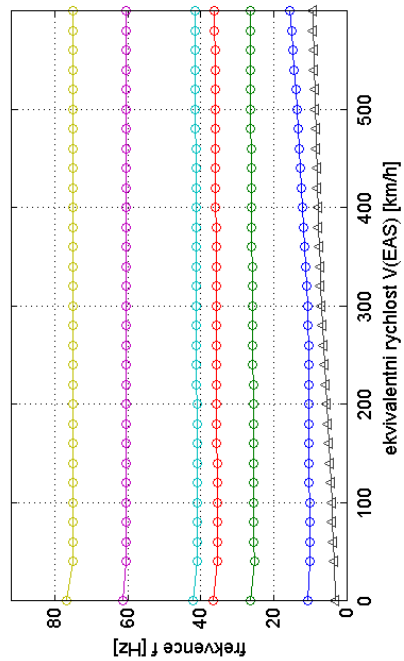


Obr. 241 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_4_4_2_3V

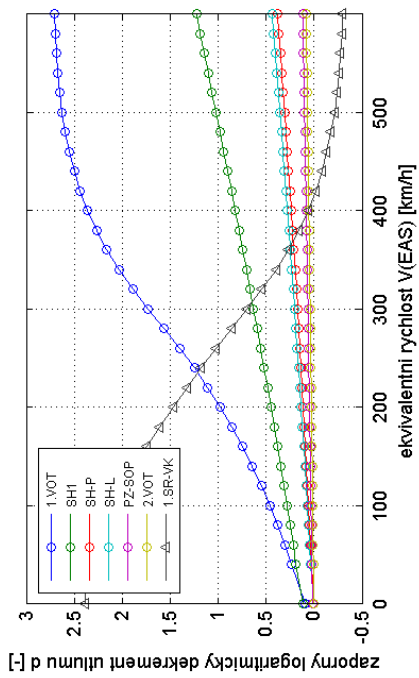
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



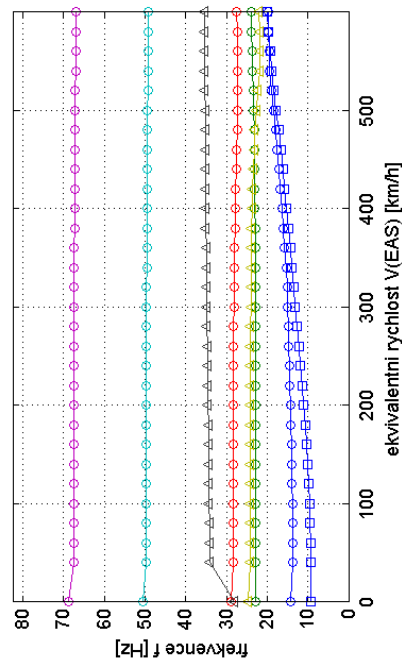
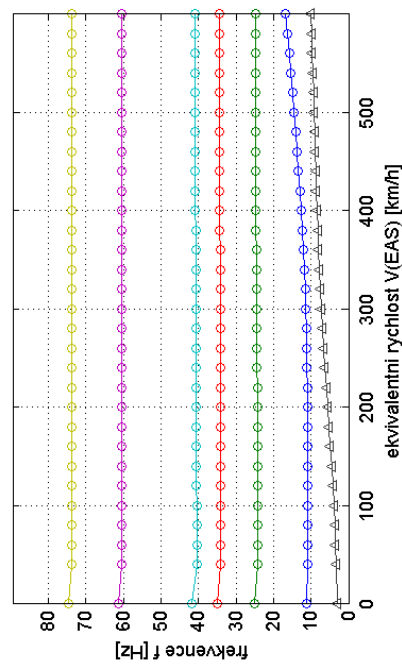
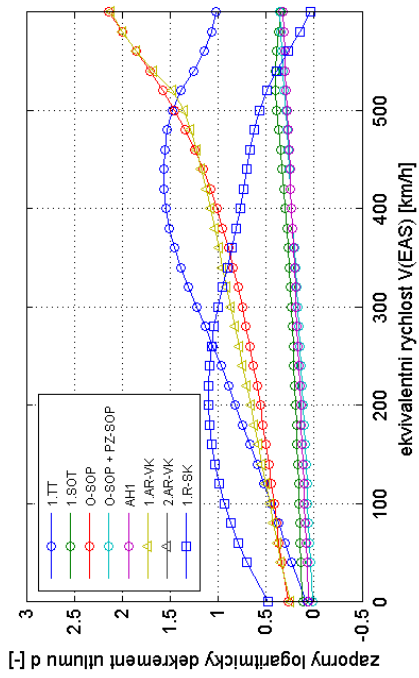
Obr. 240 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_4_4_2_3V



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



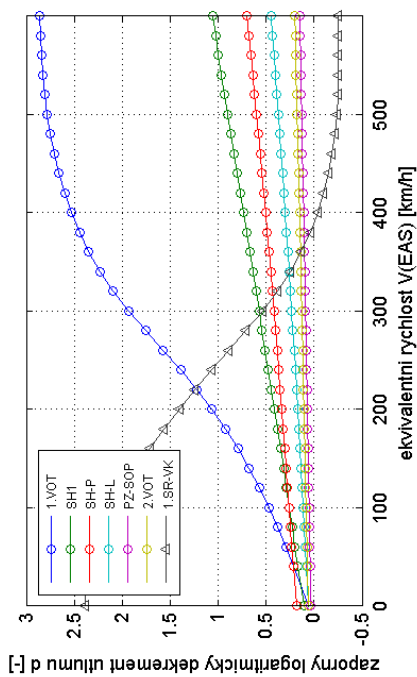
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



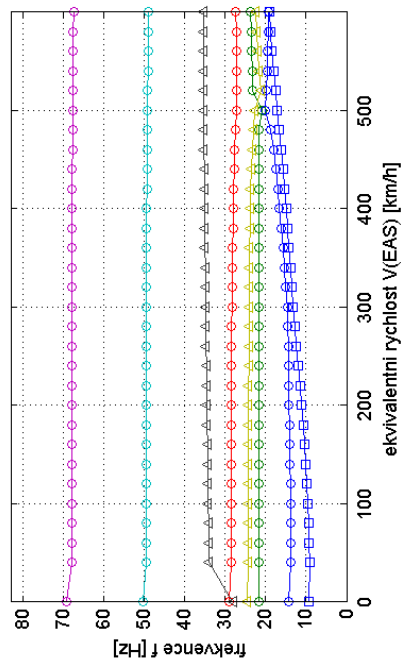
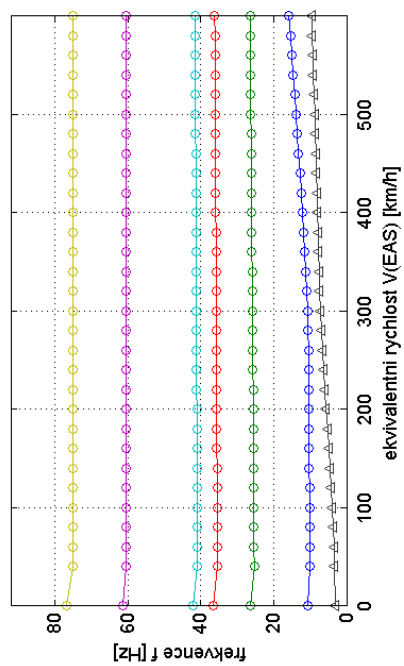
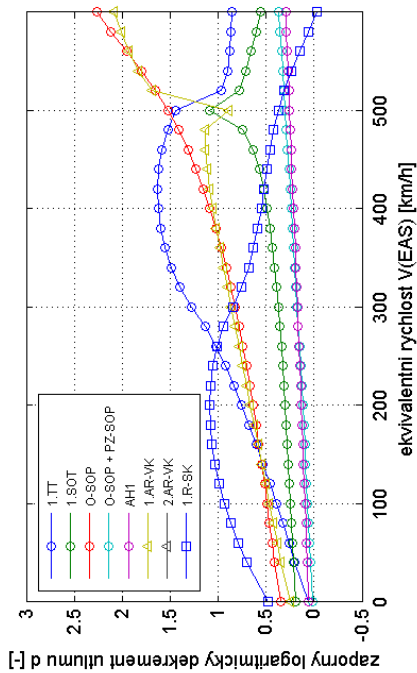
Obr. 243 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_I_IV

Obr. 242 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_I_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



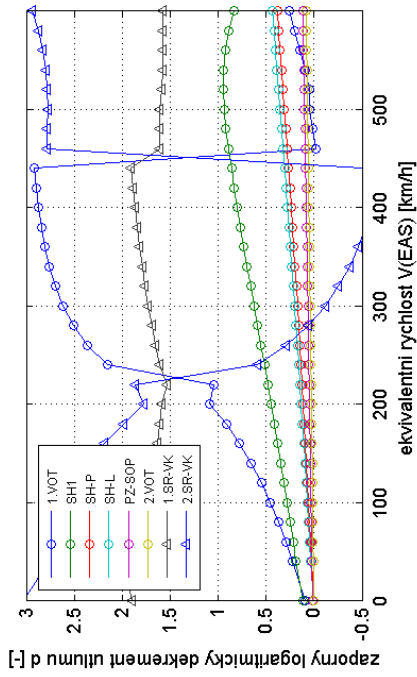
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



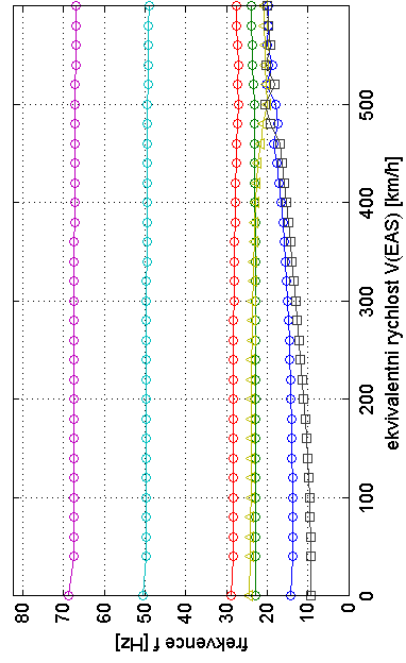
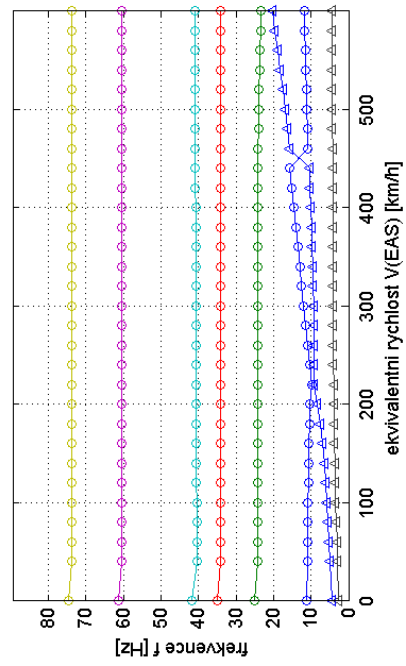
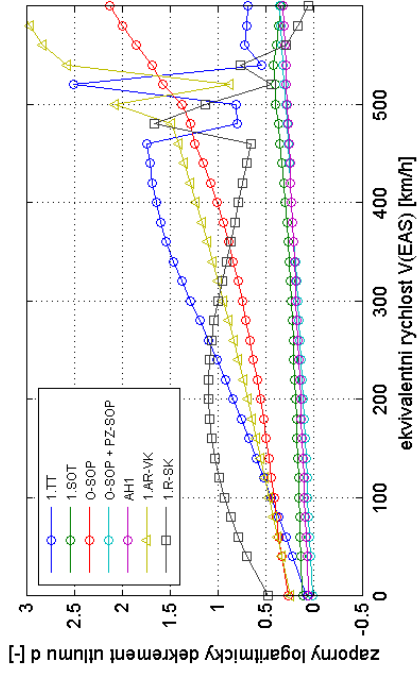
Obr. 245 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, prípad Case_5_4_I_IV

Obr. 244 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, prípad Case_5_4_I_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



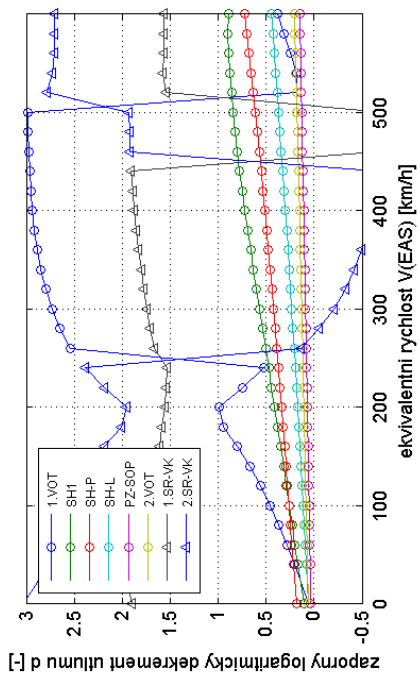
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



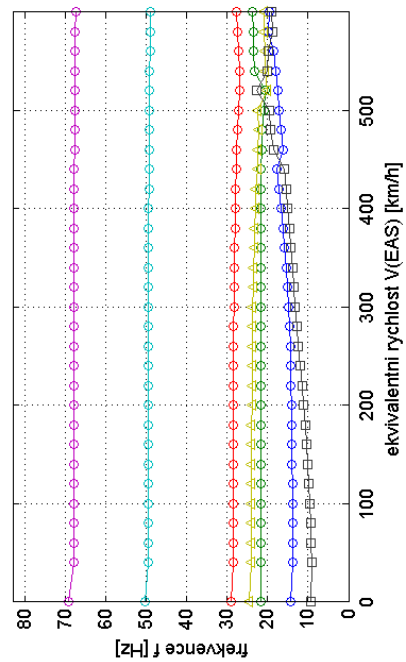
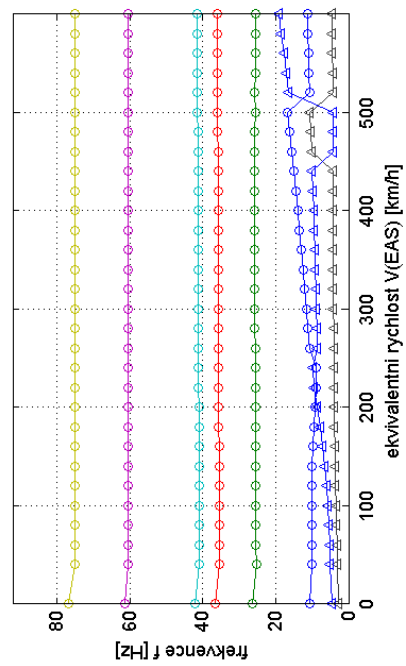
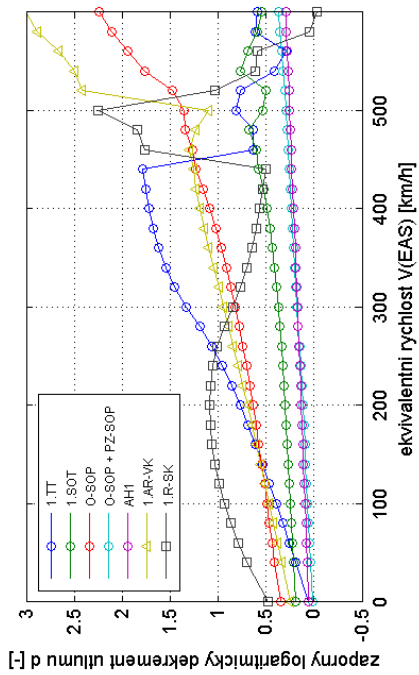
Obr. 247 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_I_2V

Obr. 246 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_I_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



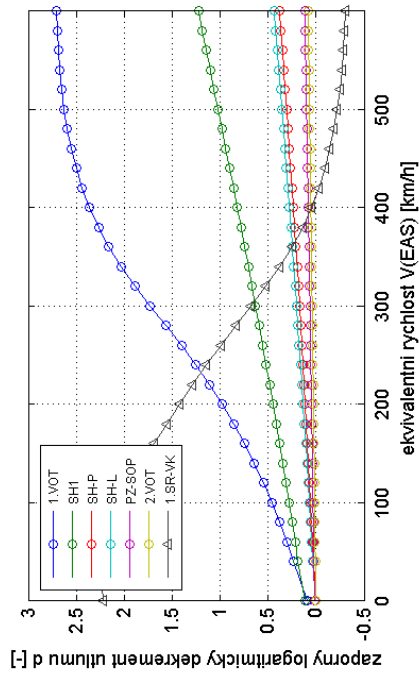
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



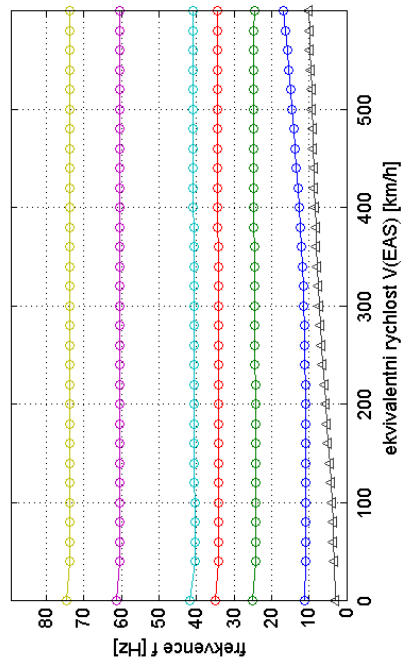
Obr. 249 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_I_2V

Obr. 248 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_I_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



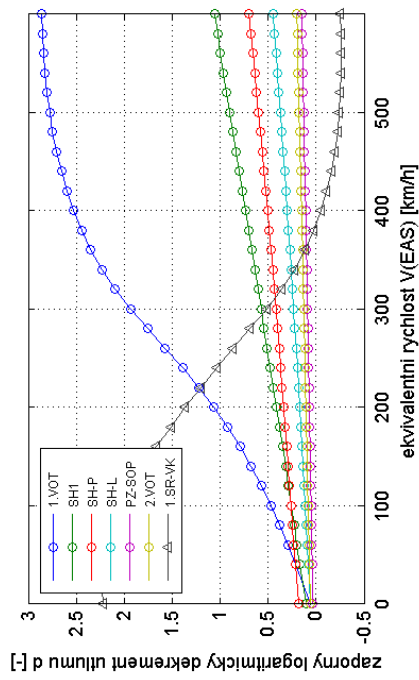
NESTABILNÍ MODEL



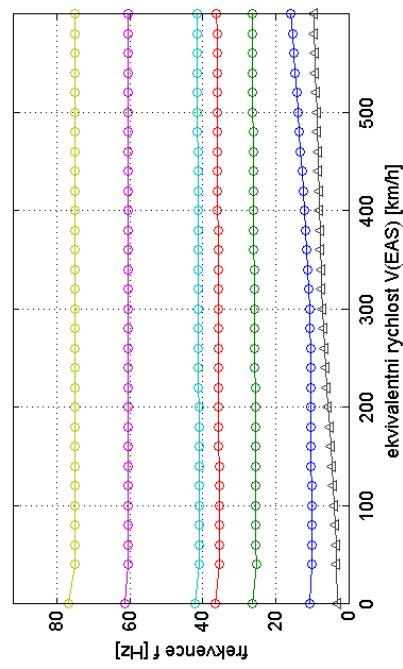
Obr. 251 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, případ Case_5_4_I_3V

Obr. 250 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, případ Case_5_4_I_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



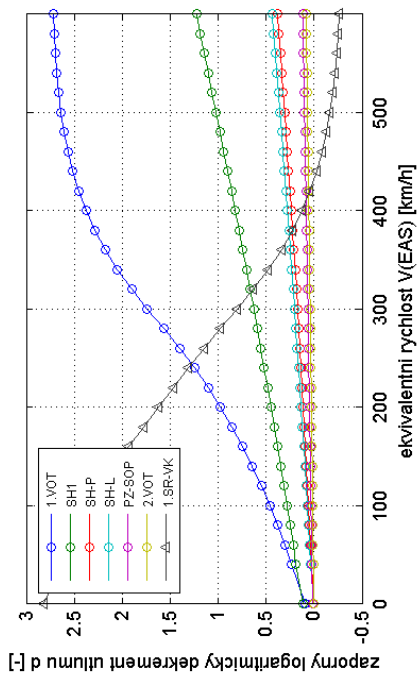
NESTABILNÍ MODEL



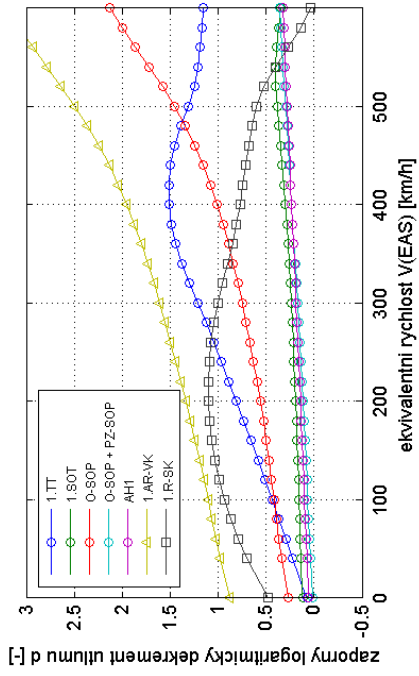
Obr. 253 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_5_4_I_3V

Obr. 252 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_5_4_I_3V

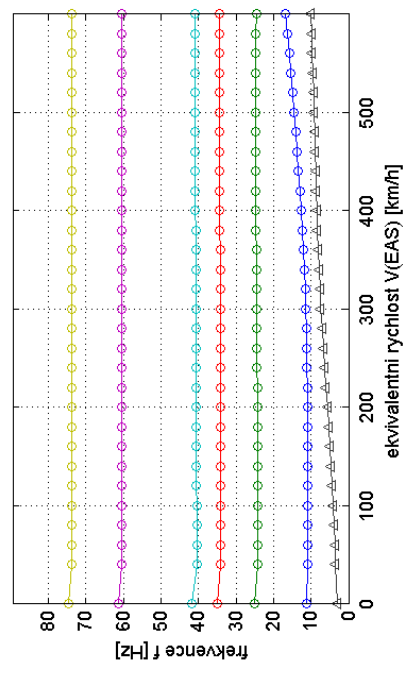
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



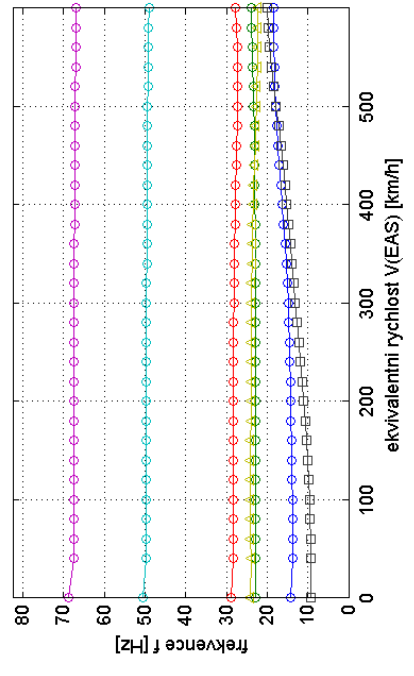
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



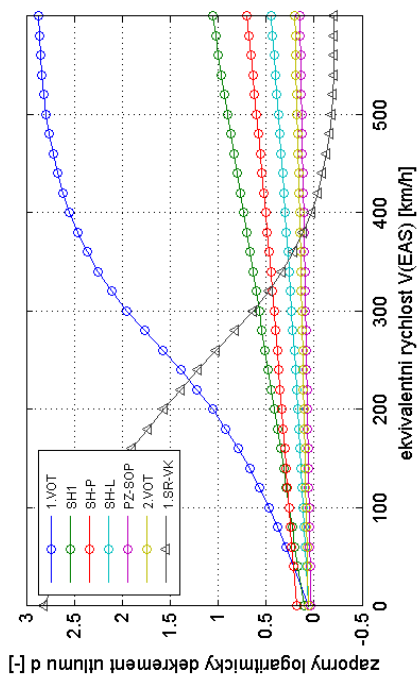
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



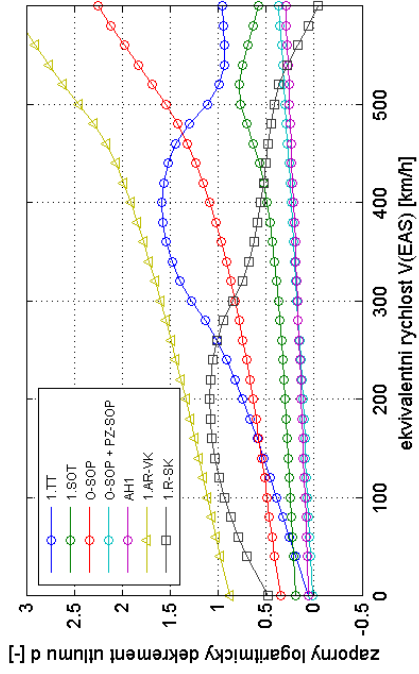
Obr. 255 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_IV

Obr. 254 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_IV

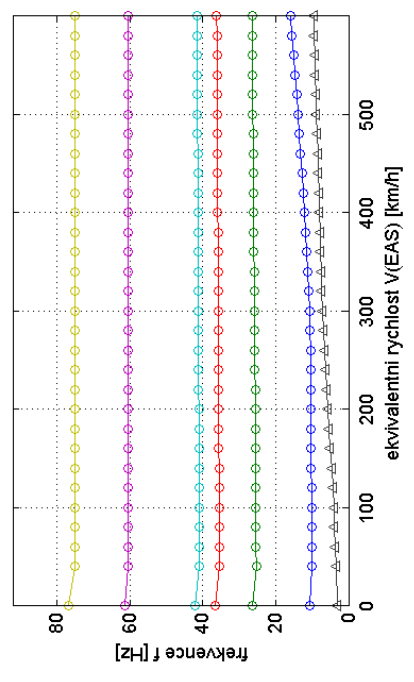
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



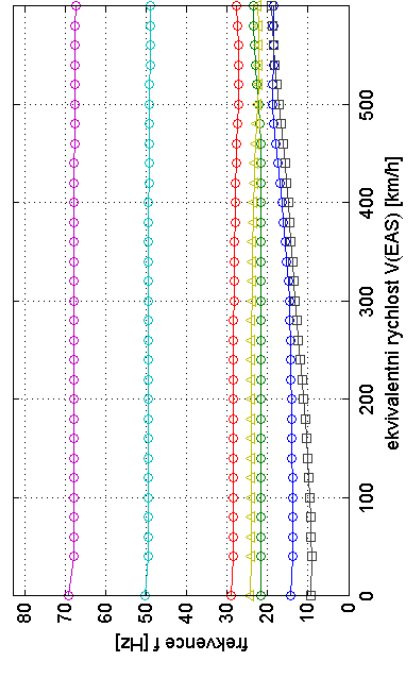
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



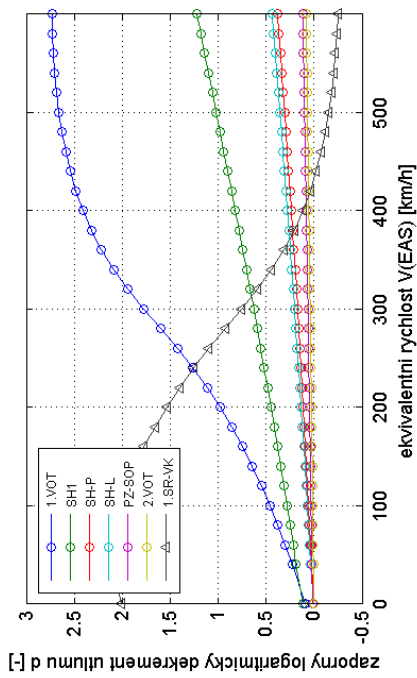
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 257 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_IV

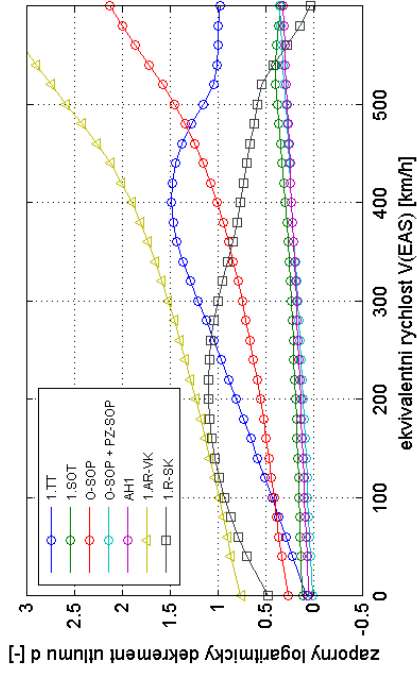
Obr. 256 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

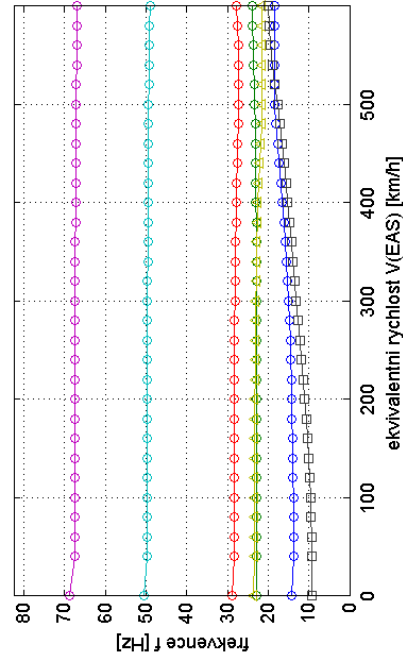
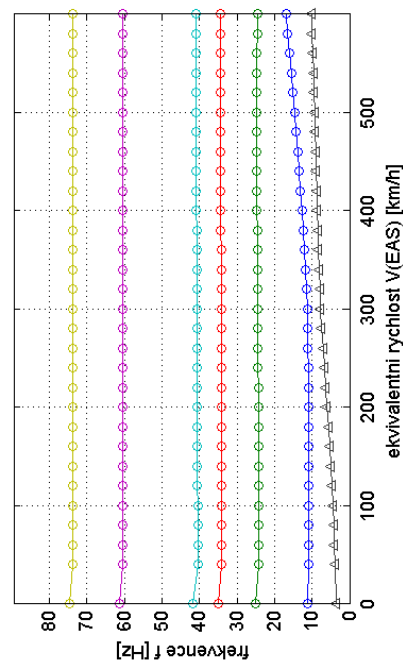


Obr. 259 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_2V

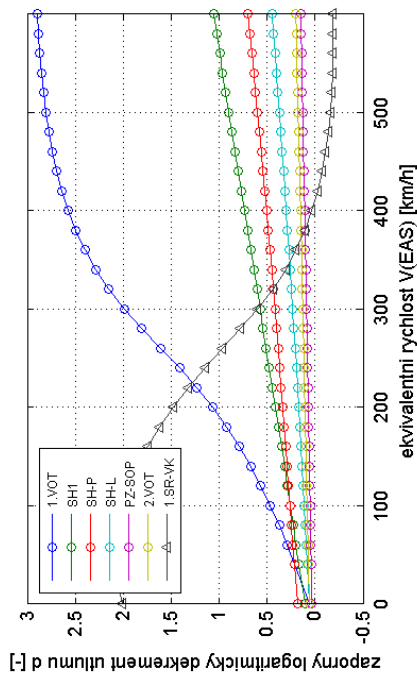
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 258 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_2V

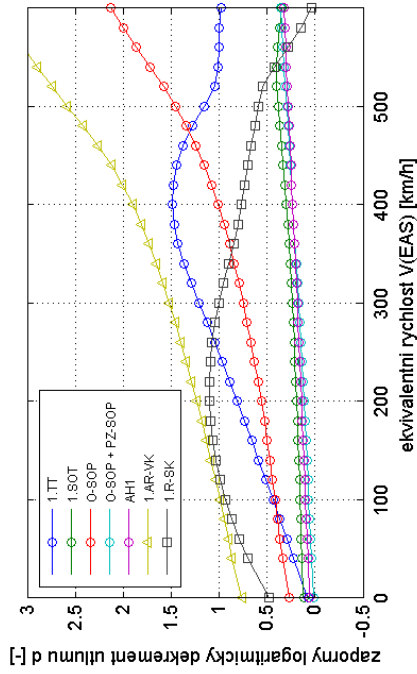


V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

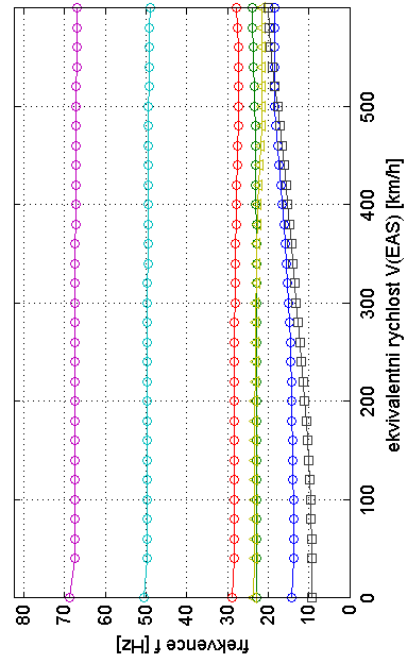
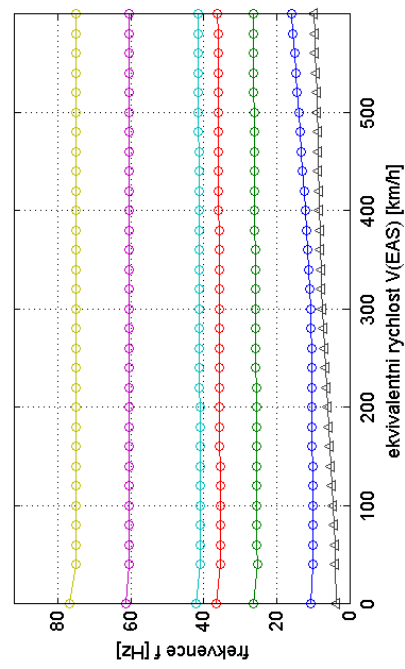


Obr. 261 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_5_4_2_2V

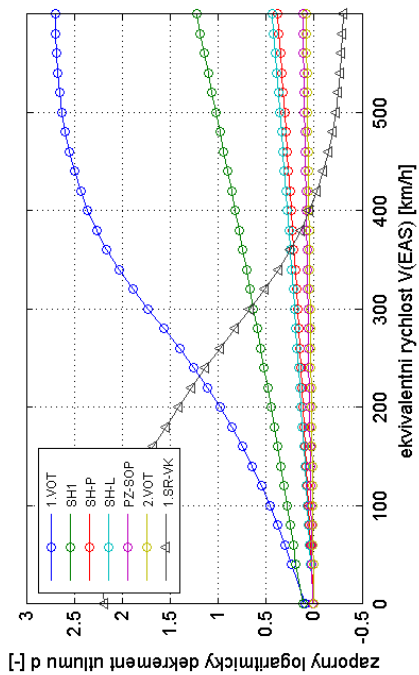
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



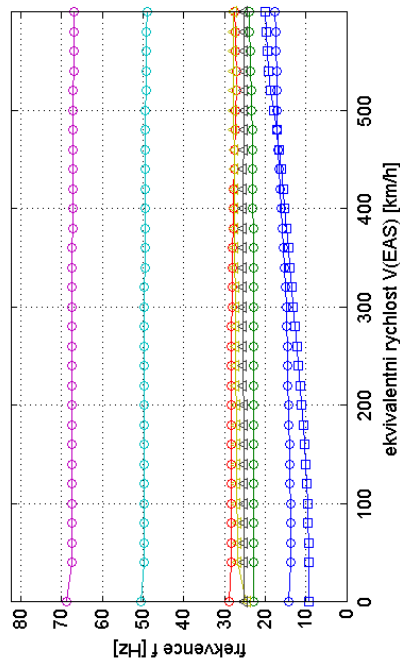
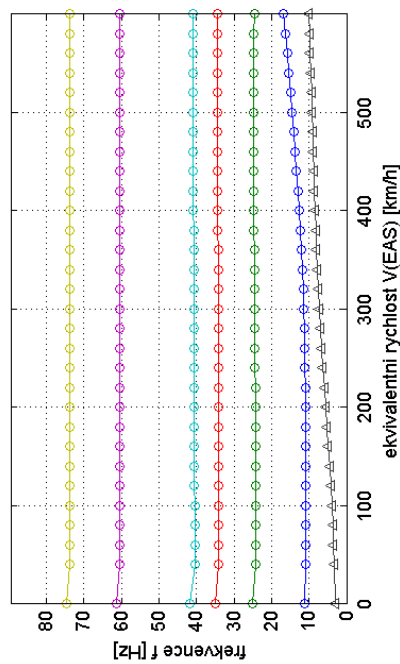
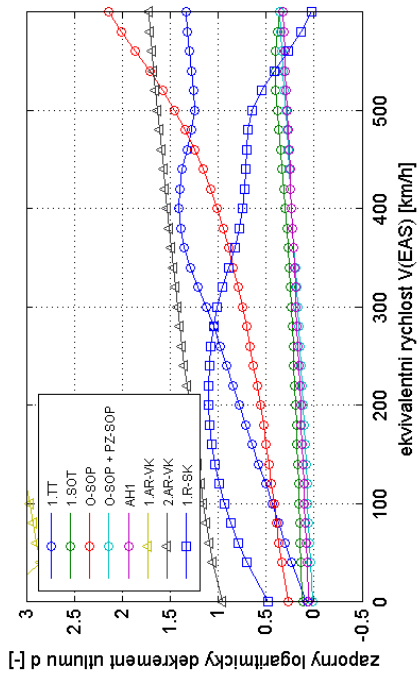
Obr. 260 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_5_4_2_2V



V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



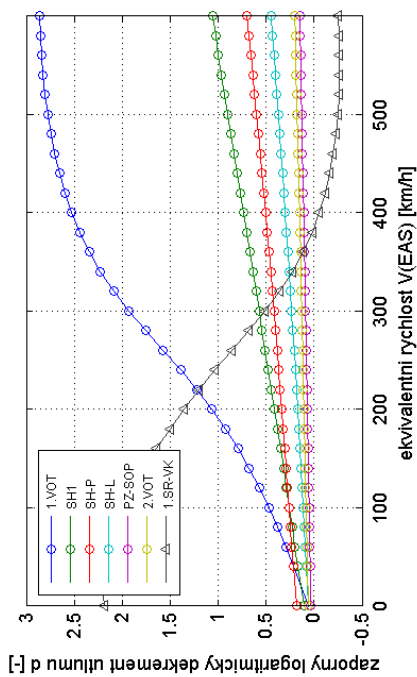
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 263 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_3V

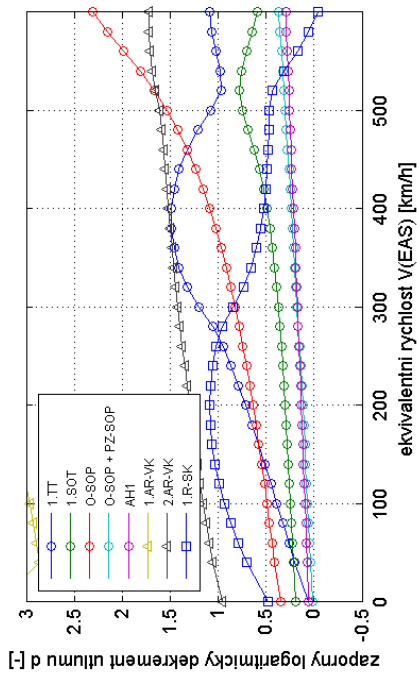
Obr. 262 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

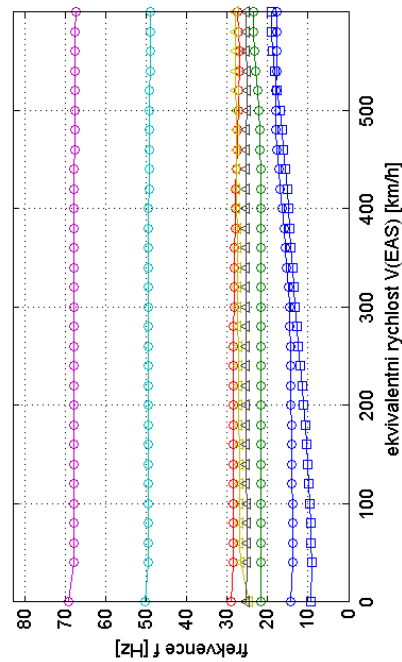
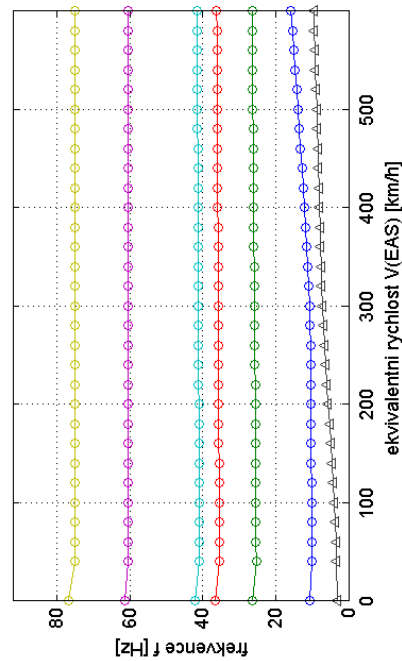


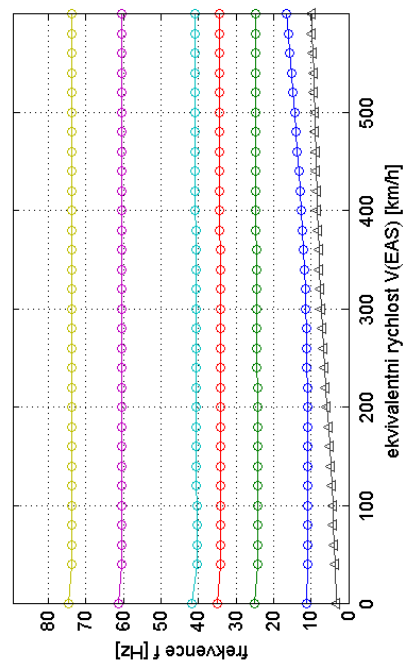
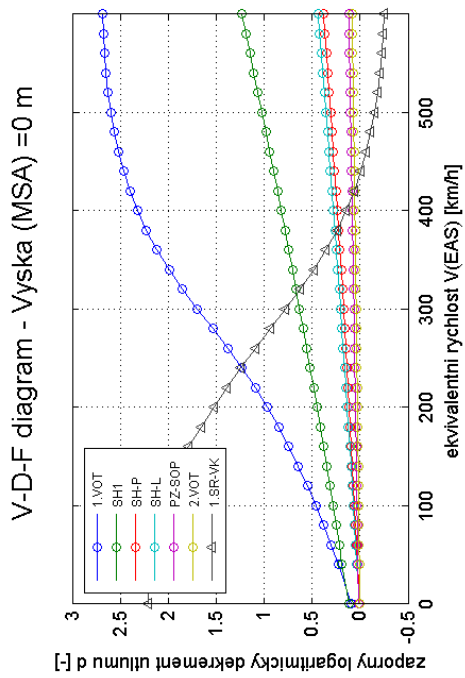
Obr. 265 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetricke vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 264 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetricke vlastni tvary, pripad Case_5_4_2_3V



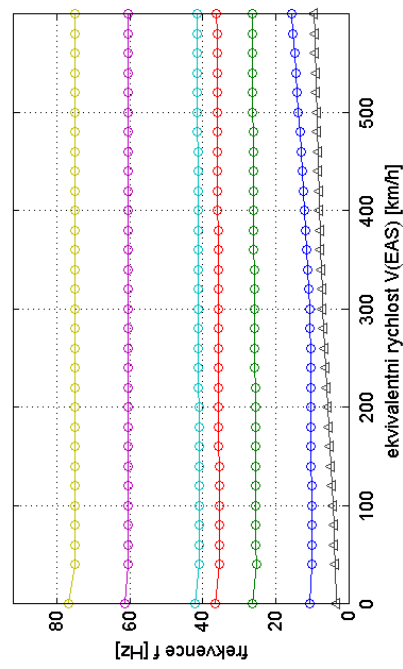
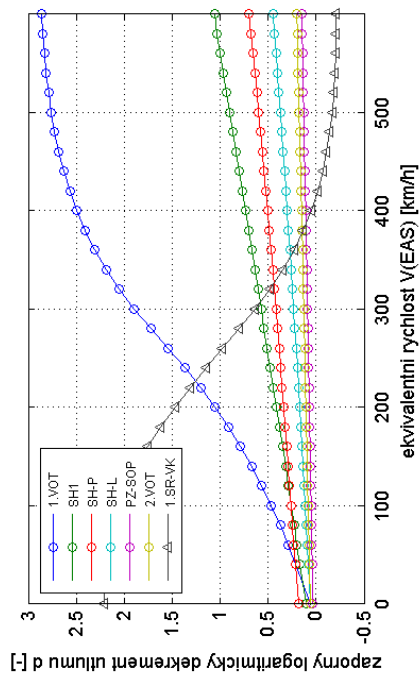


NESTABILNÍ MODEL

Obr. 267 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_IV

Obr. 266 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m

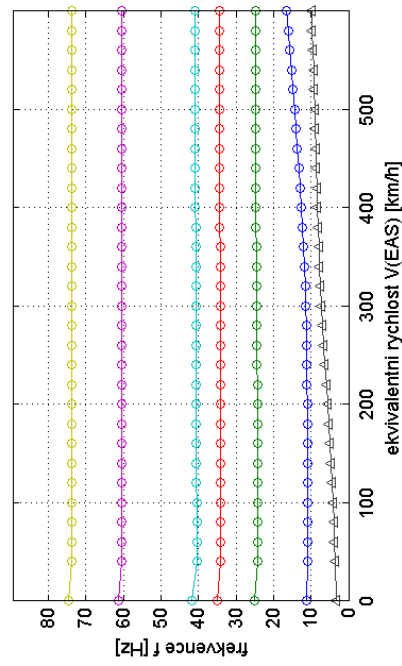
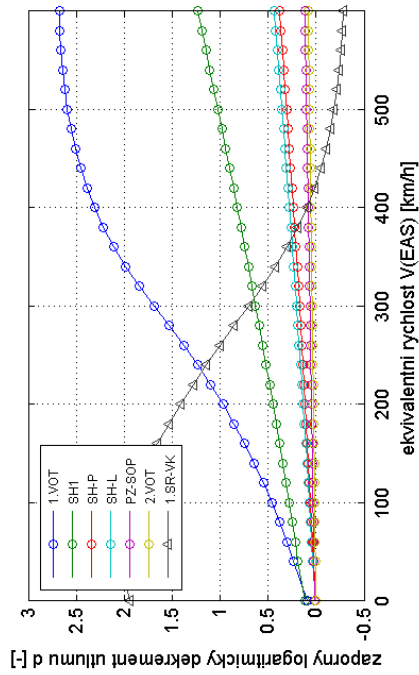


NESTABILNÍ MODEL

Obr. 269 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_IV

Obr. 268 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_IV

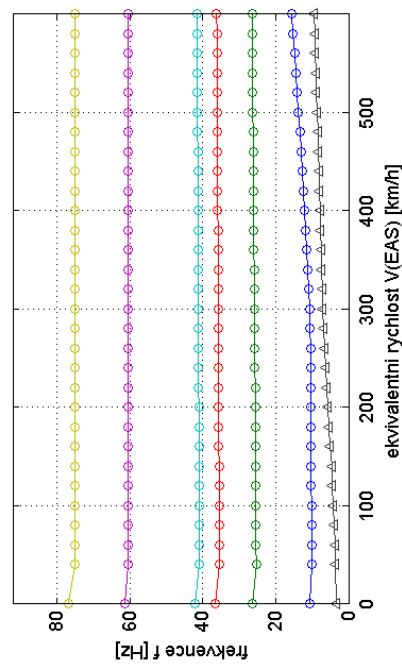
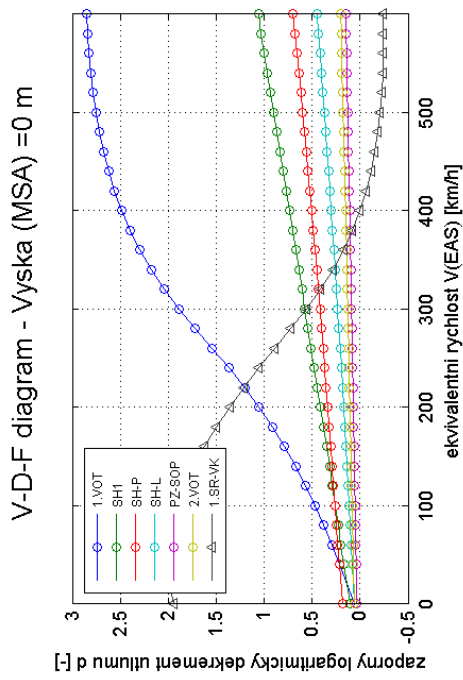
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



NESTABILNÍ MODEL

Obr. 271 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_2V

Obr. 270 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_2V

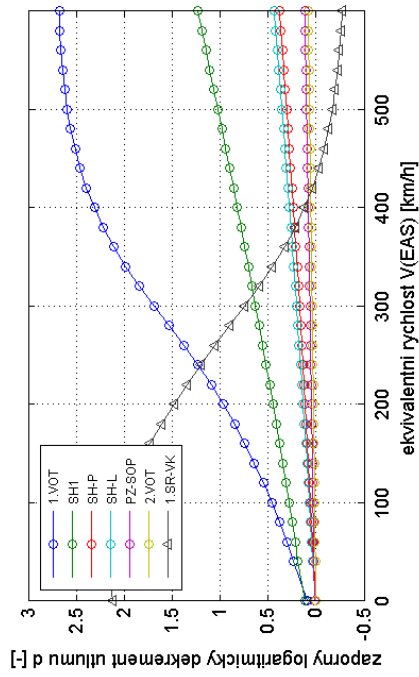


NESTABILNÍ MODEL

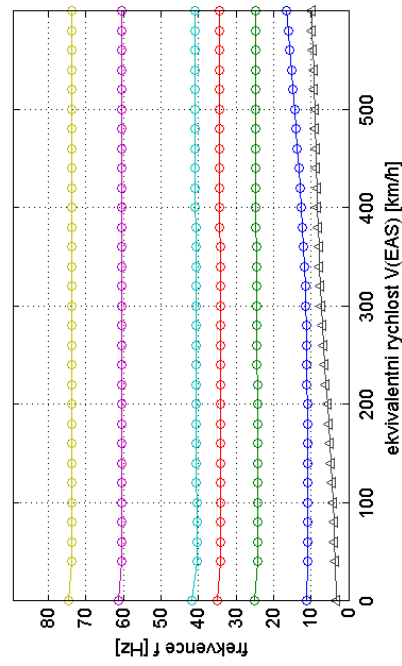
Obr. 273 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_2V

Obr. 272 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



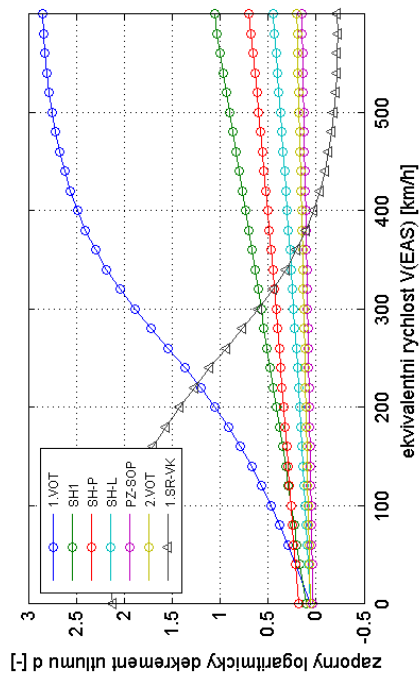
NESTABILNÍ MODEL



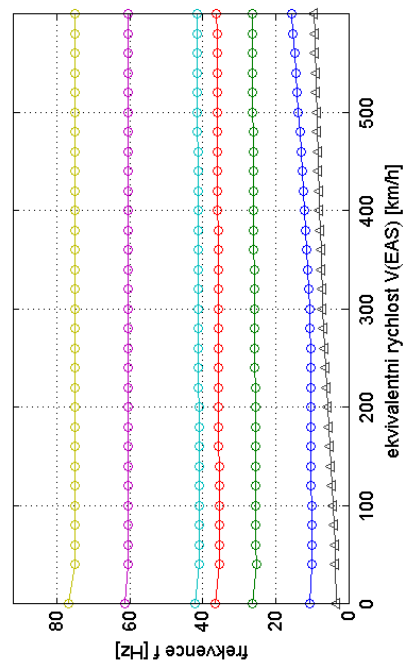
Obr. 275 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_3V

Obr. 274 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



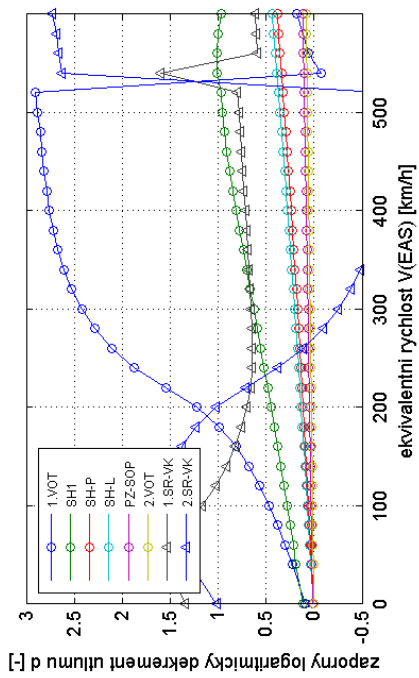
NESTABILNÍ MODEL



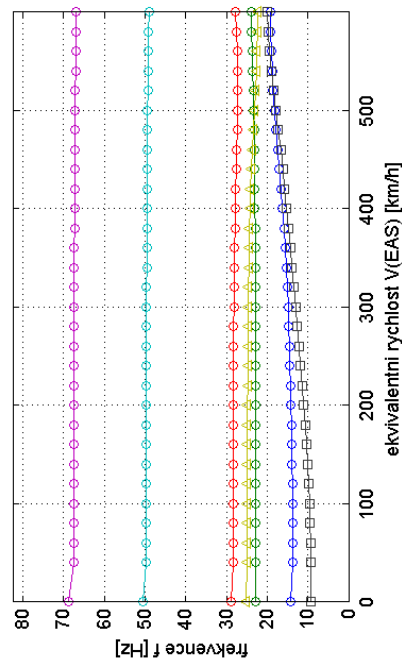
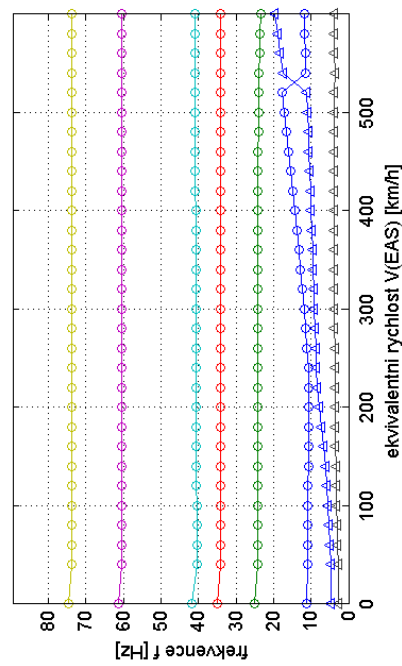
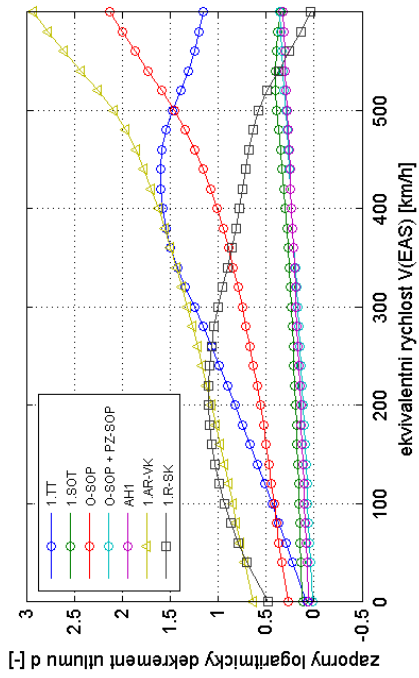
Obr. 277 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_3V

Obr. 276 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_I_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



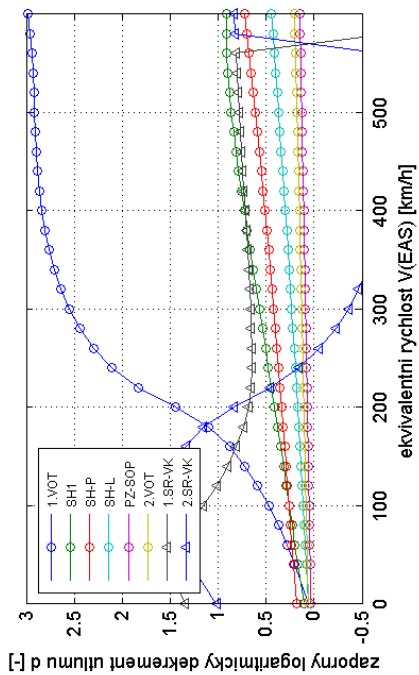
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



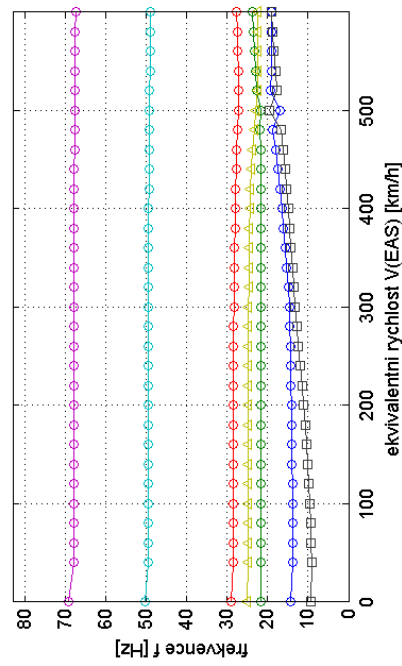
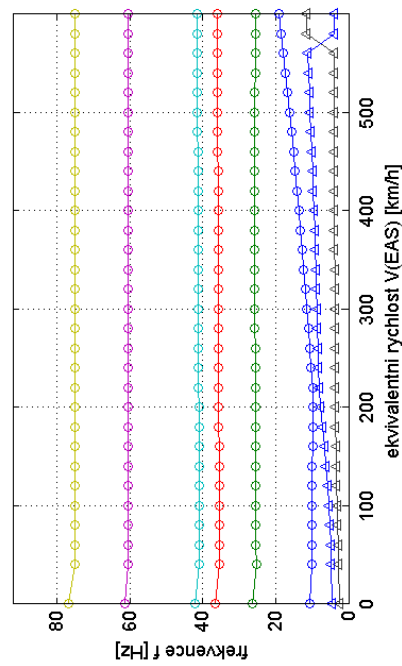
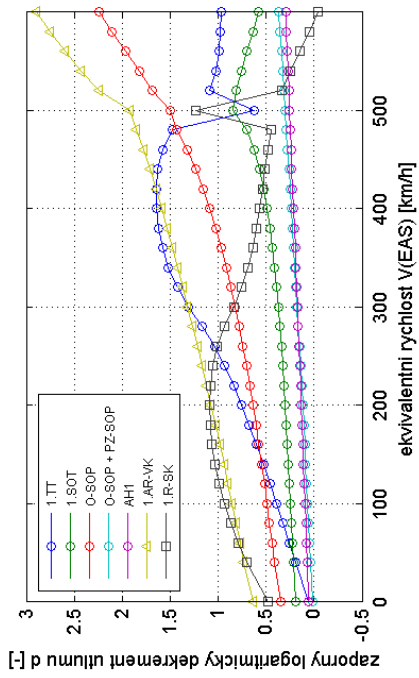
Obr. 279 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_6_4_2_IV

Obr. 278 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_6_4_2_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



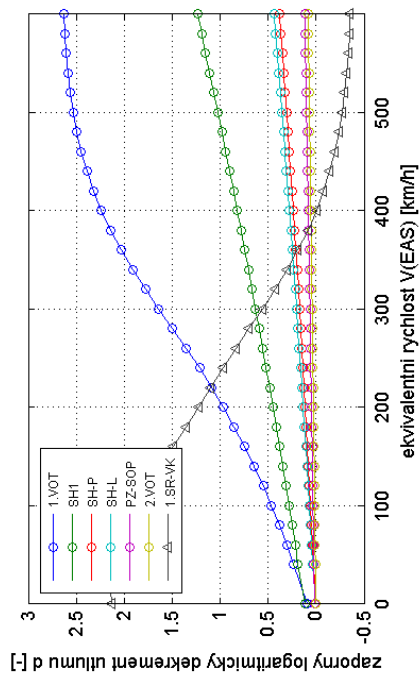
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



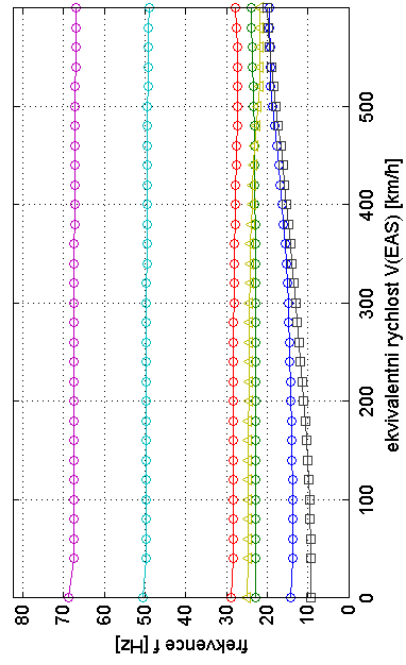
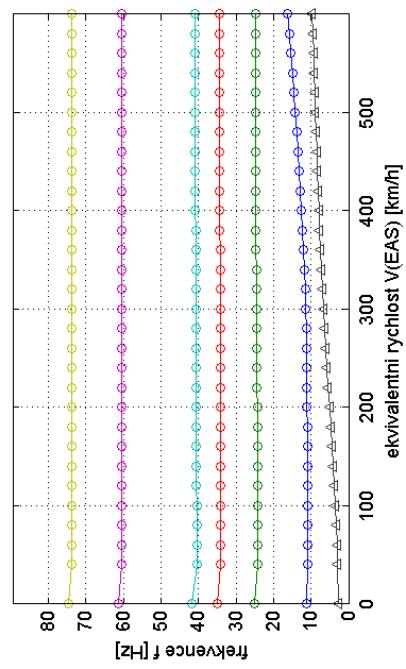
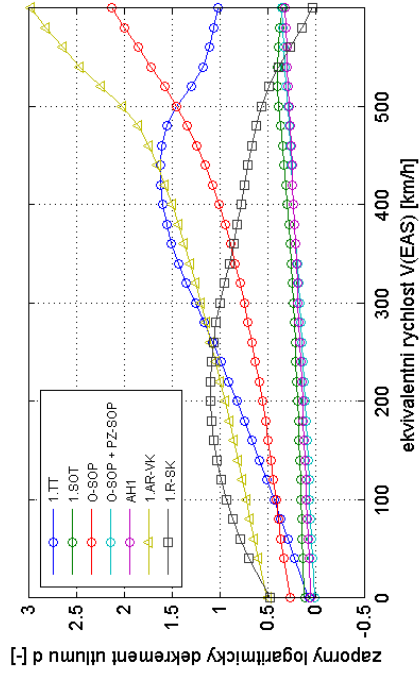
Obr. 281 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, prípad Case_6_4_2_IV

Obr. 280 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, prípad Case_6_4_2_IV

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



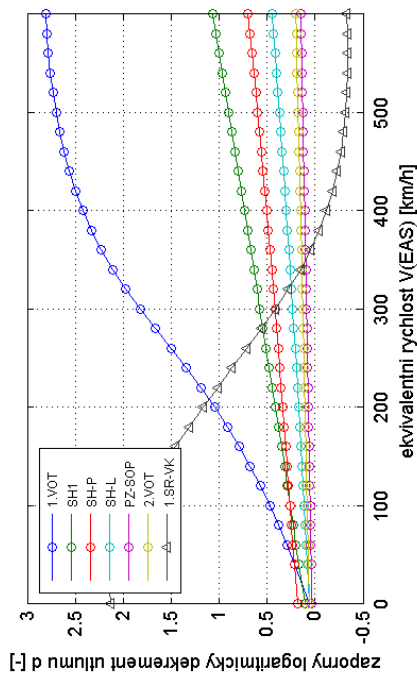
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



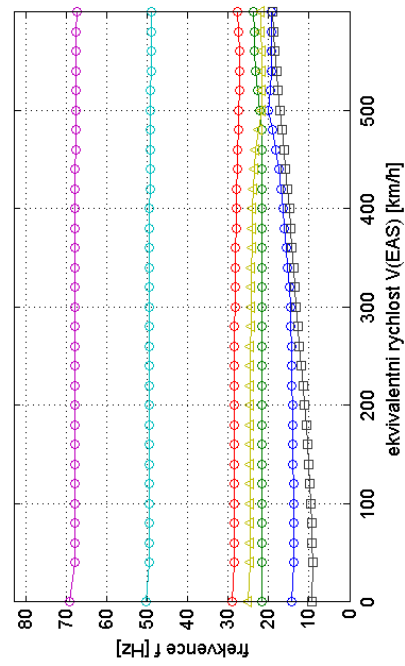
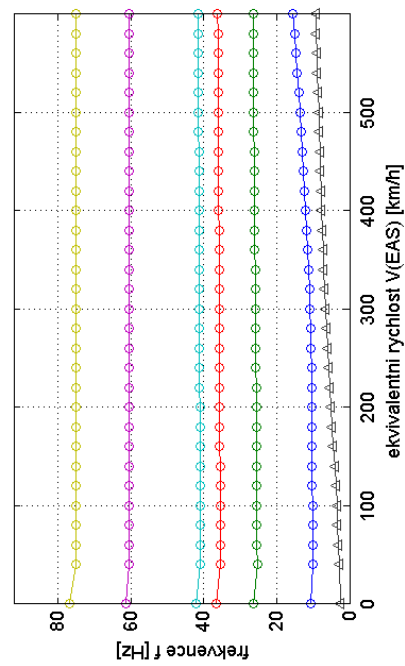
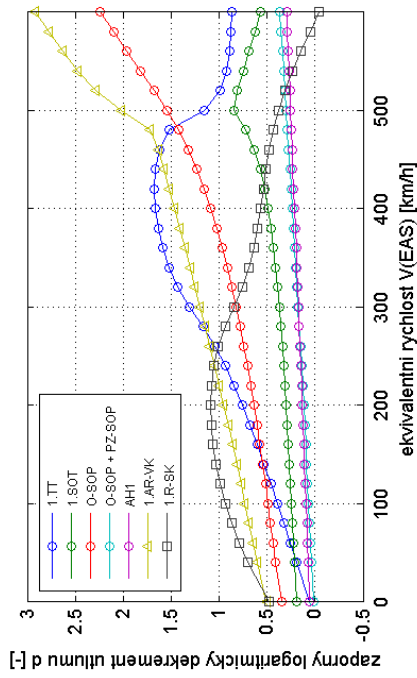
Obr. 283 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_6_4_2_2V

Obr. 282 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_6_4_2_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



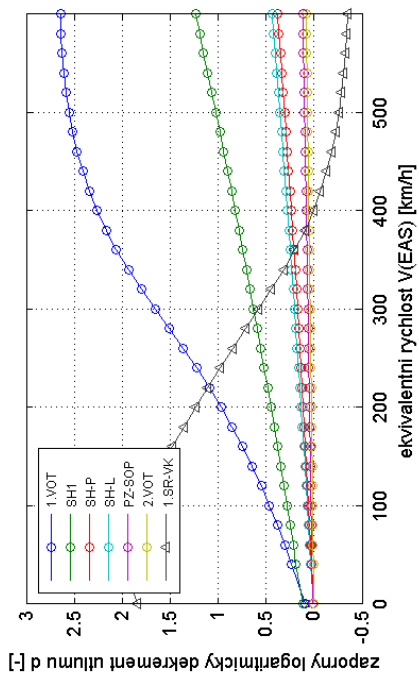
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



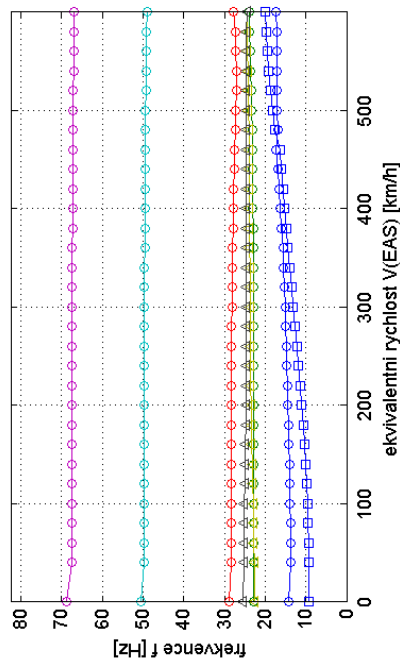
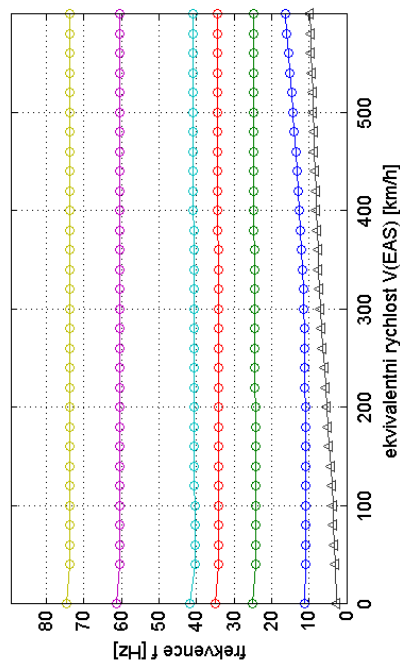
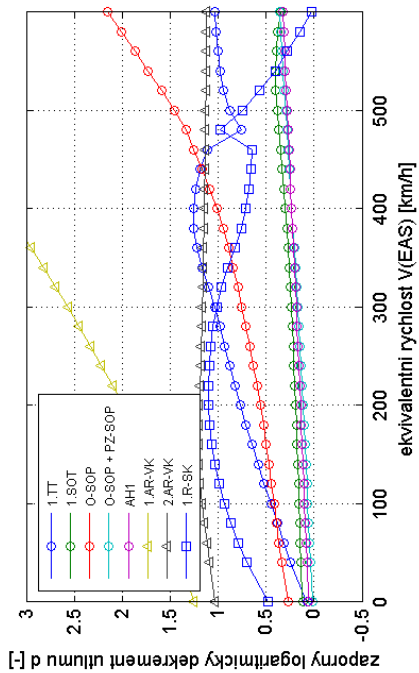
Obr. 285 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_2_2V

Obr. 284 - BRISTELL B23, ocasní plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastní tvary, případ Case_6_4_2_2V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



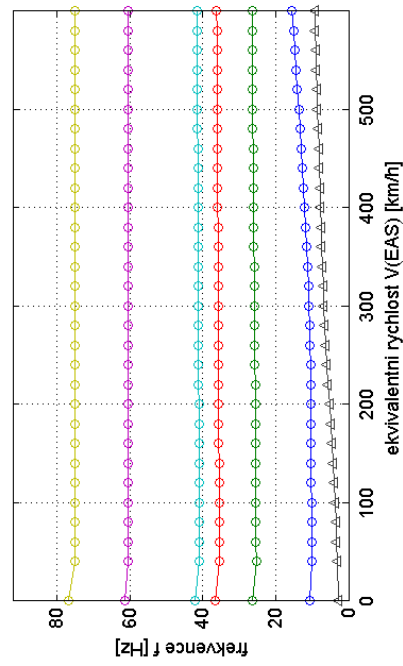
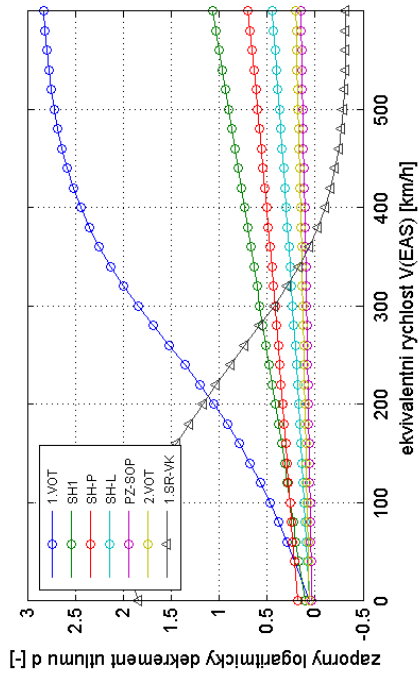
V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 287 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_6_4_2_3V

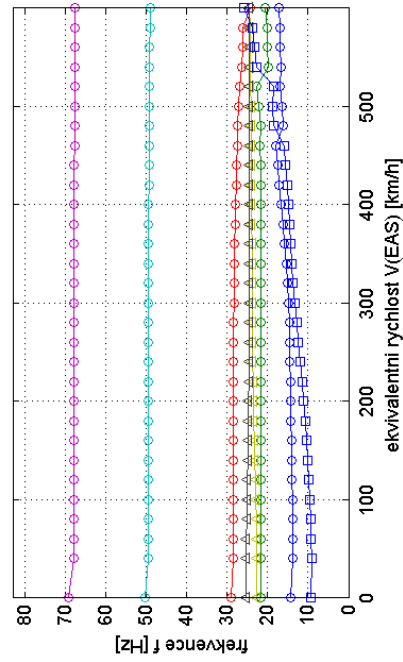
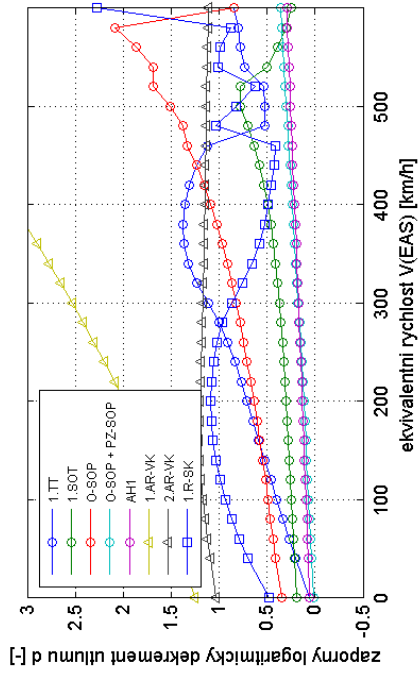
Obr. 286 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 476,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_6_4_2_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 289 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, symetrické vlastni tvary, pripad Case_6_4_2_3V

V-D-F diagram - Vyska (MSA) = 0 m



Obr. 288 - BRISTELL B23, ocasni plochy, hmotnost: 781,5 kg, nesymetrické vlastni tvary, pripad Case_6_4_2_3V