

**ČESKÉ VYSOKÉ  
UČENÍ TECHNICKÉ  
V PRAZE**

**FAKULTA  
STROJNÍ**



**TEZE  
DISERTAČNÍ  
PRÁCE**



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

TEZE DISERTAČNÍ PRÁCE

# Analýza vlivu pilota na modální parametry soustavy řízení lehké letecké konstrukce

*Ing. Tomáš Sommer*

Doktorský studijní program: Strojní inženýrství

Studijní obor: Dopravní stroje a zařízení

Školitel: *doc. Ing. Svatomír Slavík CSc.*

Teze disertace k získání akademického titulu "doktor", ve zkratce "Ph.D."

Praha

*září 2019*

Název anglicky: Analysis of pilot influence on modal parameters of light aircraft control system

Disertační práce byla vypracována v prezenční formě doktorského studia na Ústavu letadlové techniky Fakulty strojní ČVUT v Praze.

Disertant: Ing. Tomáš Sommer

Ústav letadlové techniky, Fakulta strojní ČVUT v Praze  
Karlovo náměstí 13, 120 00, Praha 2

Školitel: doc. Ing. Svatomír Slavík, CSc.

Ústav letadlové techniky, Fakulta strojní ČVUT v Praze  
Karlovo náměstí 13, 120 00, Praha 2

Školitel–specialista: Ing. Miloslav Vilímek, Ph.D.

Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky, odbor biomechaniky, Fakulta strojní ČVUT v Praze  
Technická 4, 166 07, Praha 6

Školitel–specialista: Ing. Pavel Steinbauer, Ph.D.

Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky, odbor mechaniky a mechatroniky, Fakulta strojní ČVUT v Praze  
Technická 4, 166 07, Praha 6

Oponenti:

Teze byly rozeslány dne: .....

Obhajoba disertace se koná dne ..... v ..... hod.

v zasedací místnosti č. 17 (v přízemí) Fakulty strojní ČVUT v Praze,  
Technická 4, Praha 6

před komisí pro obhajobu disertační práce ve studijním oboru Dopravní stroje a zařízení

S disertací je možno se seznámit na oddělení vědy a výzkumu Fakulty strojní ČVUT v Praze, Technická 4, Praha 6.

doc. Ing. Oldřich Vítek, Ph.D.

předseda oborové rady oboru Dopravní stroje a zařízení  
Fakulta strojní ČVUT v Praze

## ***Resumé***

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 následné výpočty flutterové odolnosti malých sportovních letounů.

## ***Klíčová slova***

Flutter, Pozemní frekvenční zkoušky, UL, Svalová aktivace, EMG, Vliv pilota, Řídicí páka, Stavový model pilota

## ***Summary***

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 words***

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

## **Obsah**

Resumé .....	3
Klíčová slova .....	3
Summary.....	4
Key words .....	4
1. Současný stav .....	6
1.1. Popis pilota z dostupných zdrojů .....	6
2. Cíle práce .....	7
3. Řešení cílů .....	8
3.1. Experiment.....	9
3.2. Výpočet svalové činnosti, Hillův reversní model .....	11
3.3. Vnější popis pilota .....	13
3.4. Simulace vlivu pilota na reálné struktře.....	14
3.5. Flutterová analýza.....	15
3.6. Návrh inovace metodiky pozemních zkoušek .....	18
4. Závěry .....	19
4.1. Shrnutí .....	19
4.2. Další cíle .....	20
5. Literatura .....	21
5.1. Cizí prameny.....	21
5.2. Vlastní publikace .....	23

## ***1. Současný stav***

Práce je zaměřena na malé letouny, proto i popis současného stavu se zaměřuje především na přístup k problematice v této kategorii. 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 jako vstupní informace pro následný aeroelastický výpočet probíhají ve frekvenčním rozsahu 1 až 100 Hz a v několika konfiguracích letounu. Konfigurace letounu jsou voleny tak, aby pokryly všechny stavy, které se mohou běžně vyskytnout za letu. Metodika, dle které se na Ústavu letadlové techniky provádí pozemní frekvenční zkoušky, zahrnuje následující konfigurace: minimální hmotnost letounu, maximální hmotnost letounu, volné, blokové řízení a hmotnostní rozptyl kormidel [31].

V žádném ze současných postupů není zahrnutý stav, ke kterému dochází během letu letounů s mechanickou trasou řízení – a to vliv pilota na modální parametry konstrukce, tedy s dopadem na kritickou rychlost flutteru.

### ***1.1. Popis pilota z dostupných zdrojů***

Během rešeršní činnosti k této práci bylo nalezeno mnoho publikací popisující vlastnosti pilota. Nejčastěji se jednalo o popisy svalových aktivací pilota a jejich relaxaci v jednotlivých fázích letu [2], [7], [18], [8], [9], [21], [16], publikace [14], [15] porovnává rozdíly mezi svalovými aktivacemi začátečníků a zkušených pilotů. Často popisovanou problematikou je pilot ve vztahu k letovým vlastnostem, podrobený náhlým změnám výšky letu za různých frekvencí [19], [13], [1], [20], [12]. Rychlost změny podnětu dosahuje maximálně 16 Hz.

Z rešeršní činnosti je patrné, že vlastnosti pilota na vyšší frekvence nebyly nalezeny v žádné dosud publikované literatuře. Obecně lze říci, že byl popsán pilot z hlediska dynamiky řízení a svalové aktivace během jednotlivých fází letu.

Práce se však inspirovat zjištěnými skutečnostmi z rešeršní činnosti a využívá nástroje použité v těchto publikacích (měření svalové aktivace, výpočet svalové aktivace a popis vlastností pilota pomocí modelu stavového systému).



## 2. *Cíle práce*

Metodika provádění pozemních frekvenčních zkoušek malých sportovních letounů je známa s jejími okrajovými podmínkami. Frekvenční zkoušky primárního řízení jsou podle zavedené metodiky [5], [22] prováděny ve dvou konfiguracích, volné a blokové 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 do 70 Hz a vliv na podélnou trasu řízení. Požadavek na frekvenční rozsah a vliv na konkrétní trasu řízení vychází ze zpracované statistiky nestabilit letecké konstrukce k této práci.

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 svalovou aktivaci pažních svalů.
  - Nalézt vhodný matematický popis naměřených odezvových 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.

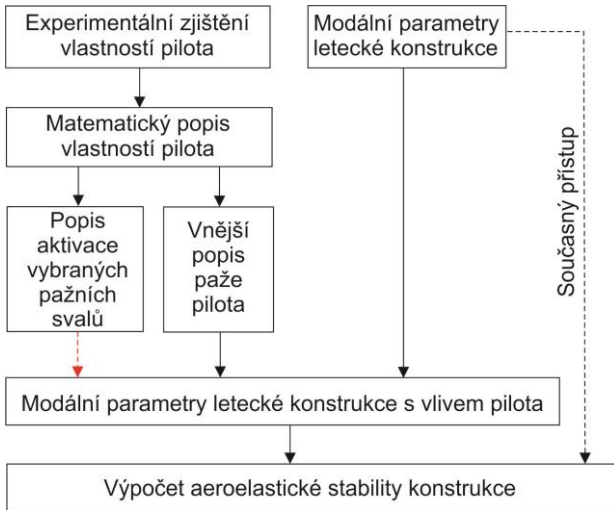
### 3. Řešení cílů

Zvolený postup řešení je uvedený na Obr 1. Vzhledem k faktu, že vliv pilota na modální parametry lehké letecké konstrukce nebyl nalezen v žádné literatuře, k úspěšnému vyřešení problematiky bylo nutné získat vstupní data.

Vstupní data byla získávána pomocí navrženého experimentu tak, aby na základě dat bylo možné sestavit alespoň jeden z níže uvedených modelů:

- Popis vlastností pilota včetně vybraných svalových aktivit. Jedná se o kompletní model popisu vlastností pilotovy paže. Kromě vnějšího popisu paže by model identifikoval svalové aktivity. Díky svalovým aktivitám by bylo možné do následujících výpočtů zahrnout například fuzzy logiku, popřípadě stanovit jakým způsobem drží pilot řídicí páku.
- Vnější popis pilotovy paže. Jedná se o výše zmíněný model pilotovy paže zredukovaný o svalové aktivity. I přes zmíněnou redukci by model obsahoval důležité informace o vlastnostech pilotovy paže v požadovaném frekvenčním pásmu.

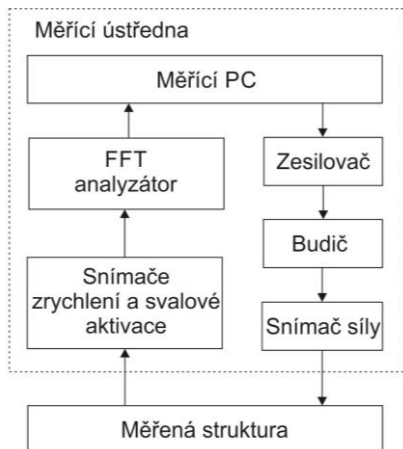
Získaný model byl následně propojen s reálnou leteckou konstrukcí a byla zjištěna změna modálních parametrů. Výpočet kritické rychlosti flutteru letecké konstrukce byl proveden jak pro samotnou konstrukci, tak i pro konstrukci s vlivem pilota.



Obr. 1 – Diagram postupu při řešení problematiky

### 3.1. Experiment

Měřicí řetězec pro experiment byl následující: měřicí ústředna sestávající z měřícího počítače, FFT analyzátoru, zesilovače, budiče, snímačů zrychlení, síly a svalové aktivity a měřená struktura - řídicí páka s pilotem.



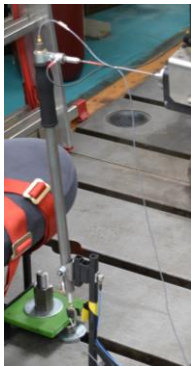
Obr. 2 – Schéma uspořádání experimentu – měřicí ústředny a měřené struktury

Jako měřená struktura byla využita řídicí páka s umožněným kyvem pouze v jedné rovině. Hmotnost řídicí páky byla 0,3662 kg. Experimentálně určený moment setrvačnosti páky z polohy těžiště a doby kyvu byl 0,027 kgm<sup>2</sup>. Statický moment činil 0,069 kgm. První naměřená vlastní frekvence řídicí páky byla 197,3 Hz. Z tohoto důvodu bylo možné prohlásit, že se řídicí páka chová v měřené oblasti jako tuhé těleso. 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 a Triceps dlouhá hlava.

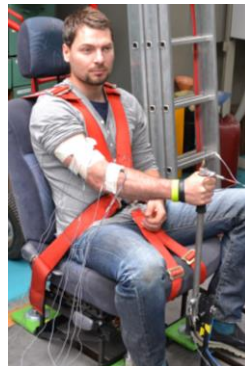
Během experimentu byly měřeny 4 základní konfigurace. Volná řídicí páka, blokováná řídicí páka, řídicí páka s pilotem ve „volném“ úchopu a řídicí páka s pilotem v „pevném“ úchopu. Volným úchopem je myšlen stav, kdy pilot drží řídicí páku a vědomě se nesnaží působit proti nucené výchylce páky. Pevným úchopem je myšlen stav, kdy se pilot vědomě snaží eliminovat a potlačovat nucené kmitání řídicí páky. Konfigurace byly rozšířeny o tři úrovně amplitud budičích signálů, značeno 1 V, 2 V a 3 V. Předpoklad okrajových podmínek je stav přímočarého ustáleného letu s nulovými počátečními silami v řízení.

Z důvodu měření několika pilotů při několika okrajových podmínkách bylo přistoupeno k následujícímu značení: Case\_A\_B\_C\_D.

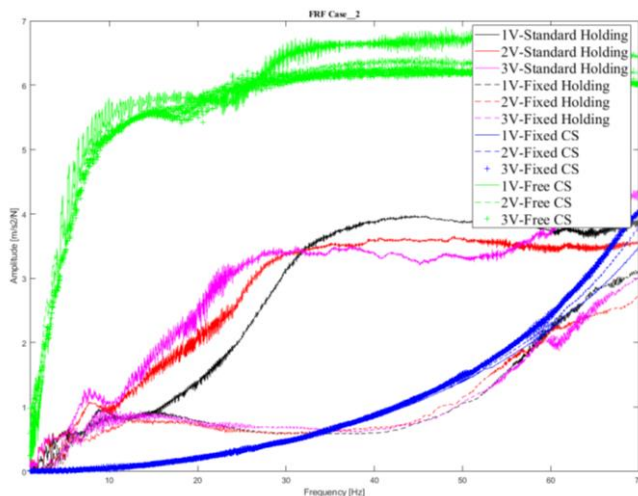
Příčemž písmeno A značí vzorek měřeného pilota a dosahuje hodnot  $\langle 1;5 \rangle$ . Číslo 6 značí průměrného pilota. Písmeno B značí pořadové číslo měření v dané konfiguraci. Hodnoty  $\langle 1;3 \rangle$  jsou měření bez průměrování. Hodnota 4. je měření s průměrováním. Písmeno C značí, zda šlo o standartní úchop (1), nebo pevný (2). Hodnota D značí amplitudy generovaných budících signálů jdoucích do zesilovače ve Voltech  $\langle 1;3 \rangle$ .



Obr. 3 – Řídící páka



Obr. 4 – Pilot se snímači EMG

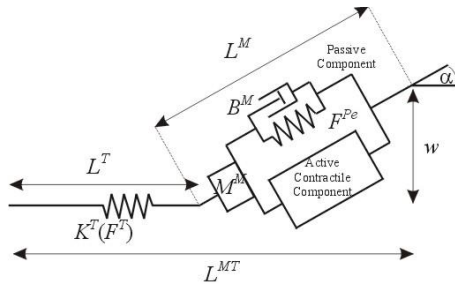


Obr. 5 – Naměřené frekvenční charakteristiky pilota č. 2

### 3.2. Výpočet svalové činnosti, Hillův reversní model

Kromě měření svalové aktivace proběhl výpočet aktivace metodou Hillova reversního výpočtu pro ověření získaných údajů. Pro reversní výpočet byla kinematika paže převedena do rovinné úlohy, rozměry lidské paže byly určeny dle [29], [28], [6]. Pohyb paže a předloktí byl řešen pomocí vektorové metody.

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 [11]. Model se skládá z aktivního kontrakčního prvku, sériové a paralelní pasivní pružiny.



Obr. 6 – Hillův model šlacho-svalového komplexu zdroj [24]

Celková síla svalu je dána součtem aktivních a pasivních sil:

$$F^M = F^{Pe} + F^{act} + B^M \dot{L}^M \quad (1)$$

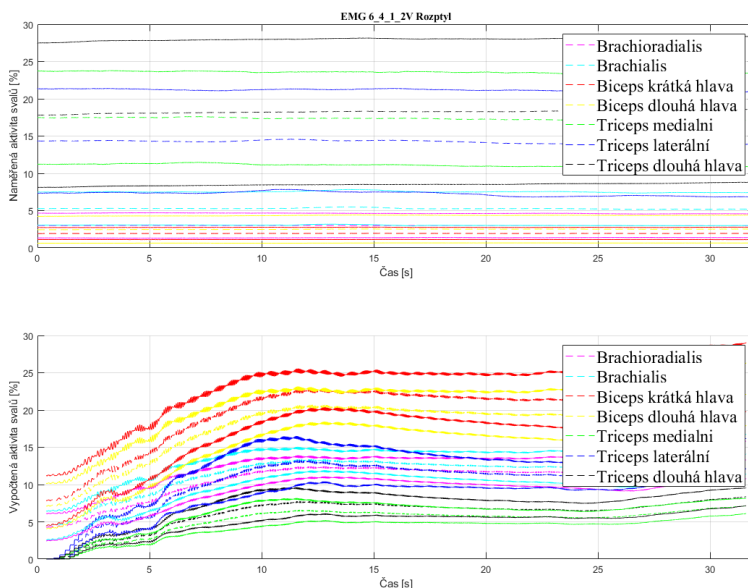
Kde  $F^M$  je celková síla ve svalu,  $F^{Pe}$  je síla v pasivním svalu,  $F^{act}$  je síla v aktivním svalu,  $B^M$  je tlumení svalu a  $L^M$  je rychlost zkracování svalu. Po úpravách a několika dosazení je možné vyjádřit rovnici svalové dynamiky:

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

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.

Využitý model je popsán v literatuře [24], [4], [25], [27]. 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 [26] 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  $\pm 10$  mm, u vyšších frekvencí se snižovala až na zanedbatelné výchylky. Svalové síly byly vypočítány technikou statické optimalizace [24]. Jako optimalizační kritérium bylo vybráno minimalizace na základě aktivační úrovně v druhé mocnině.



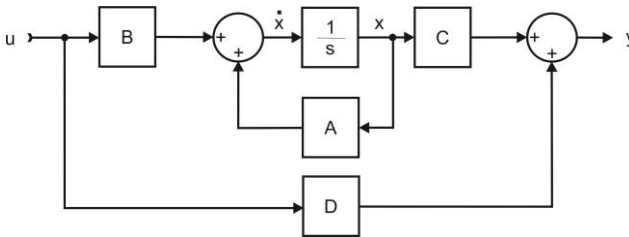
*Obr. 7 – Ukázka rozptylu naměřených a vypočtených svalových aktivit u jednoho pilota při jedné okrajové podmínce*

Vypočtená a experimentálně získaná data zcela neodpovídala. Největší rozpor byl zjištěn u pevného úchopu pilota, který není v souladu s předpokladem optimalizace modelu. Jak Obr. 7 napovídá, rozptyl mezi jednotlivými svalovými aktivitami byl značný. Z těchto důvodů nebyla problematika se svalovou aktivací dále rozpracovávána.

### 3.3. Vnější popis pilota

Pro vnější popis frekvenčních vlastností pilota byla využita zprůměrovaná data s 66,6% překrytím. K popsání systému byly využity dva kanály, jedná se tedy o SISO systém. Vstupním parametrem systému byla brána síla na siloměru  $F=f(t)$ , výstupním parametrem bylo zrychlení  $a=f(t)$  v oblasti dlaně.

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 [23]. Byl využit následující tvar stavového popisu:



Obr. 8 – Blokový diagram stavového modelu

$$dx(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (3)$$

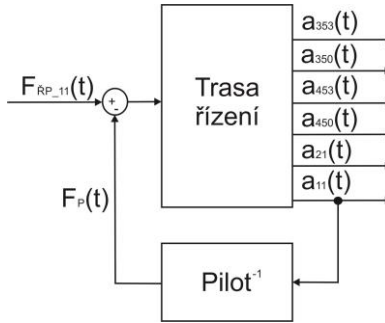
$$y(t) = Cx(t) + Du(t) \quad (4)$$

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.

Stavový popis každého pilota byl vytvořen od 2. do 20. řádu. Nejvhodnější řád modelu byl vybrán na základě největší shody s naměřenými daty pomocí Euklidovy normy metodou nejmenších čtverců [10]. K dalšímu využití modelů bylo zapotřebí jejich inverzní sestavení. Inverze byla sestavena dle publikace [3].

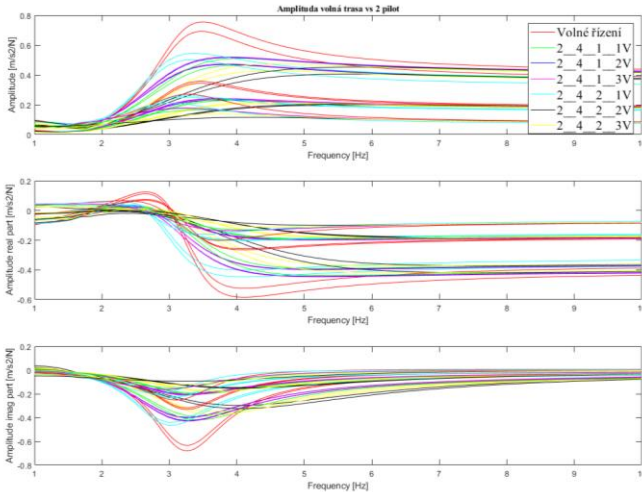
### 3.4. Simulace vlivu pilota na reálné struktře

K ověření funkce modelu byl sestavený stavový systém aplikován na matematickém modelu reálné konstrukce letounu s mechanickým řízením certifikovaným dle předpisů CS-23 a CS-VLA. Matematický model konstrukce byl sestaven na základě naměřených modálních parametrů volné trasy řízení. Matematický model byl propojen s modelem podélné trasy řízení, jak je znázorněno na Obr. 9.



Obr. 9 – Propojení modelů

Vliv pilota je znázorněn na Obr. 10, kde frekvenční přenosová funkce struktury bez vlivu pilota je znázorněna červeně, ostatní barvy znázorňují ovlivnění struktury pilotem za různých okrajových podmínek.



Obr. 10 – Frekvenční přenosové funkce propojených modelů v porovnání s volnou trasou řízení, výřez 1 až 10 Hz



### 3.5. Flutterová analýza

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" [30]. 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.

Pro flutterovou analýzu byly hmotnosti, momenty setrvačnosti a naměřené hodnoty modálních parametrů převzaty z [17]. Hmotnost prázdného letounu byla určena na 476,5 kg, maximální hmotnost činila 781,5 kg. Flutterová stabilita konstrukce při aplikaci vlivu pilota je vypočtena na obě hmotnostní konfigurace letounu a v letové hladině 0 m nad mořem.

Postup výpočtu flutterové odolnosti konstrukce byl identický s výpočtem prováděným za účelem certifikace letounů. Výpočet byl proveden pouze pro ocasní plochy. Vliv pilota byl zařazen i do přidavných momentů setrvačnosti trasy řízení.

Kritické rychlosti flutteru bez vlivu pilota a s vlivem pilota jsou uvedeny v následujících tabulkách, rychlosti jsou také znázorněny v Obr. 11 a Obr. 12.

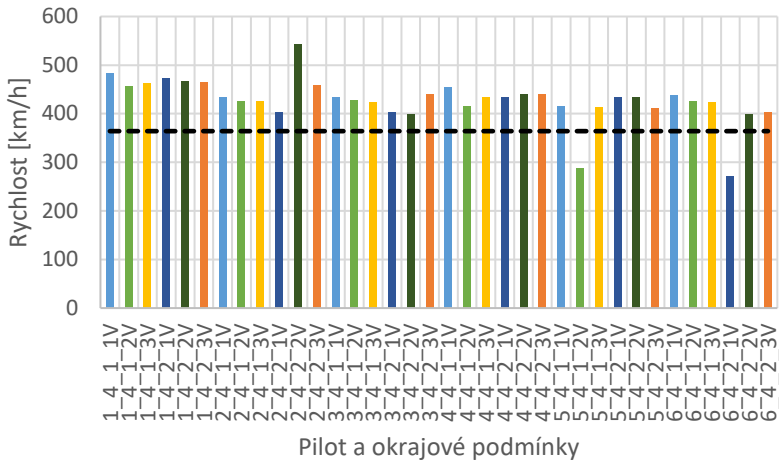
Případ	Lehká konfigurace				Těžká konfigurace			
	SY		NESY		SY		NESY	
	$V_{FL}$ [km/h]	$\Delta V_{FL}$ [%]	$V_{FL}$ [km/h]	$\Delta V_{FL}$ [%]	$V_{FL}$ [km/h]	$\Delta V_{FL}$ [%]	$V_{FL}$ [km/h]	$\Delta V_{FL}$ [%]
<b>Volné</b>	<b>364,1</b>	<b>0</b>	<b>615</b>	<b>0</b>	<b>338,9</b>	<b>0</b>	<b>591,4</b>	<b>0</b>
<b>Blokované</b>	–	–	<b>397,3</b>	<b>-35,4</b>	–	–	<b>402,3</b>	<b>-32,0</b>
<b>1_4_1_1V</b>	483,7	34,0	–	–	474,4	40,0	–	–
<b>1_4_1_2V</b>	457,1	26,6	–	–	438,7	29,4	–	–
<b>1_4_1_3V</b>	462,5	28,1	–	–	445,7	31,5	–	–
<b>1_4_2_1V</b>	471,9	30,7	–	–	457,5	35,0	–	–
<b>1_4_2_2V</b>	466,7	29,3	–	–	449,8	32,7	–	–
<b>1_4_2_3V</b>	464,0	28,5	–	–	446,1	31,6	–	–

Tab. 1 – Kritické rychlosti flutteru pro symetrické a nesymetrické tvary kmitání [34], Pilot 1

Případ	Lehká konfigurace				Těžká konfigurace			
	SY		NESY		SY		NESY	
	V <sub>FL</sub> [km/h]	ΔV <sub>FL</sub> [%]	V <sub>FL</sub> [km/h]	ΔV <sub>FL</sub> [%]	V <sub>FL</sub> [km/h]	ΔV <sub>FL</sub> [%]	V <sub>FL</sub> [km/h]	ΔV <sub>FL</sub> [%]
<b>Volné</b>	<b>364,1</b>	<b>0</b>	<b>615</b>	<b>0</b>	<b>338,9</b>	<b>0</b>	<b>591,4</b>	<b>0</b>
<b>Blokované</b>	–	–	<b>397,3</b>	<b>-35,4</b>	–	–	<b>402,3</b>	<b>-32,0</b>
<b>2 4 1 1V</b>	434,4	20,3	615,0	0,0	409,9	21,0	591,6	0,0
<b>2 4 1 2V</b>	425,7	17,9	615,0	0,0	399,3	17,8	592,9	0,3
<b>2 4 1 3V</b>	424,7	17,6	615,0	0,0	398,3	17,5	592,6	0,2
<b>2 4 2 1V</b>	402,7	11,6	615,0	0,0	374,3	10,4	591,8	0,1
<b>2 4 2 2V</b>	541,7	50,1	615,0	0,0	595,5	75,7	589,3	-0,4
<b>2 4 2 3V</b>	458,6	27,0	615,0	0,0	438,9	29,5	591,2	0,0
<b>3 4 1 1V</b>	433,4	20,1	615,0	0,0	409,3	20,8	590,9	-0,1
<b>3 4 1 2V</b>	426,8	18,2	615,0	0,0	400,9	18,3	592,6	0,2
<b>3 4 1 3V</b>	422,5	17,0	615,0	0,0	396,6	17,0	592,6	0,2
<b>3 4 2 1V</b>	401,7	11,3	615,0	0,0	373,5	10,2	593,8	0,4
<b>3 4 2 2V</b>	399,0	10,5	615,0	0,0	369,9	9,1	589,5	-0,3
<b>3 4 2 3V</b>	439,0	21,6	615,0	0,0	415,6	22,6	-	-
<b>4 4 1 1V</b>	453,1	25,5	615,0	0,0	423,1	24,8	592,1	0,1
<b>4 4 1 2V</b>	414,3	14,8	-	-	437,7	29,2	-	-
<b>4 4 1 3V</b>	433,5	20,1	-	-	409,7	20,9	-	-
<b>4 4 2 1V</b>	433,3	20,0	615,0	0,0	407,7	20,3	588,8	-0,4
<b>4 4 2 2V</b>	440,4	22,0	615,0	0,0	417,2	23,1	593,9	0,4
<b>4 4 2 3V</b>	440,0	21,9	615,0	0,0	416,1	22,8	591,4	0,0
<b>5 4 1 1V</b>	416,0	15,2	615,0	0,0	592,4	74,8	390,3	-34,0
<b>5 4 1 2V</b>	287,2	-20,4	615,0	0,0	247,1	-27,1	591,8	0,1
<b>5 4 1 3V</b>	412,9	14,4	-	-	386,6	14,1	-	-
<b>5 4 2 1V</b>	432,7	19,9	615,0	0,0	409,3	20,8	592,4	0,2
<b>5 4 2 2V</b>	432,6	19,8	615,0	0,0	411,1	21,3	495,3	-16,2
<b>5 4 2 3V</b>	411,7	14,0	615,0	0,0	385,3	13,7	592,4	0,2
<b>6 4 1 1V</b>	438,3	21,4	-	-	415,5	22,6	-	-
<b>6 4 1 2V</b>	425,5	17,9	-	-	400,2	18,1	-	-
<b>6 4 1 3V</b>	423,3	17,3	-	-	408,2	20,4	-	-
<b>6 4 2 1V</b>	270,9	-25,0	615,0	0,0	254,8	-24,8	590,3	-0,2
<b>6 4 2 2V</b>	399,3	10,6	615,0	0,0	370,1	9,2	591,1	-0,1
<b>6 4 2 3V</b>	402,3	11,4	615,0	0,0	373,9	10,3	-	-

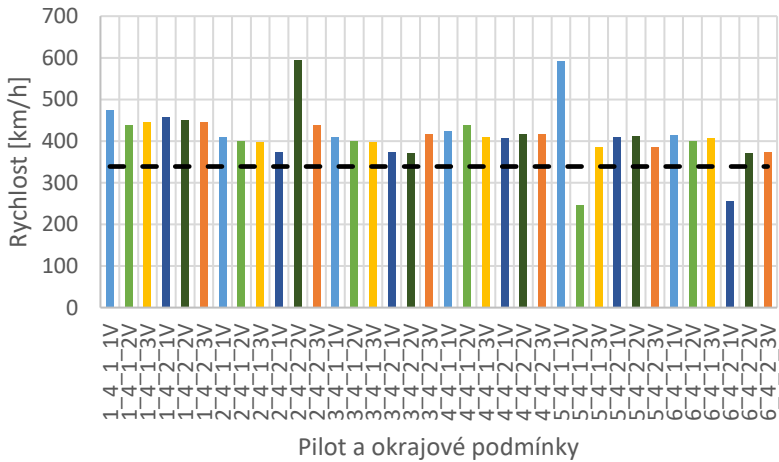
Tab. 2 – Kritické rychlosti flutteru pro symetrické a nesymetrické tvary kmitání [34], Pilot 2-6

## Rychlost flutteru



Obr. 11 – Vliv pilotů na kritické rychlosti flutteru při různých okrajových podmínkách pro lehkou konfiguraci letounu, symetrické tvary kmitání

## Rychlost flutteru



Obr. 12 – Vliv pilotů na kritické rychlosti flutteru při různých okrajových podmínkách pro těžkou konfiguraci letounu, symetrické tvary kmitání

### 3.6. 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“. 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. Při získávání parametrů dalších pilotů by bylo vhodné snímat aktivaci svalu *Palmaris longus*, který by kvalifikoval typ úchopu a zda testovaný pilot v průběhu času daný typ úchopu nemění.

Změna v provádění pozemních frekvenčních zkoušek [31] 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. S následnou identifikací modálních parametrů spojených systémů. Zbylý 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 [29], [28], 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.

## 4. Závěry

### 4.1. Shrnutí

V úvodní kapitole byl popsán současný postup pozemních frekvenčních zkoušek malých sportovních letounů a jejich zkoušených konfigurací. Byla také zmíněna oblast současného zkoumání vlastností pilota. V dalších kapitolách byla stanovena aktivace 7 pažních svalů ve zkoumaném frekvenčním rozsahu známou Hillovou reversní metodou. Následuje popis vnějších vlastností pilota získaných experimentálním pozorováním za využití stavového modelu. Další kapitola popisuje navržené propojení modelu pilota s matematickým modelem reálné konstrukce letounu a nastiňuje vliv pilota na změnu modálních parametrů podélné mechanické trasy řízení letecké konstrukce. Kapitola flutterová analýza ve stručnosti popisuje přístup k provedené flutterové analýze letecké konstrukce provedené standardní metodikou a pro lehkou a těžkou konfiguraci při volném a blokováném řízení, dále popisuje implementaci pilota do výpočtu kritické rychlosti flutteru. Poslední kapitola pojednává o úpravách metodiky provádění pozemních frekvenčních zkoušek leteckých konstrukcí tak, aby bylo možné začlenit vliv pilota do aeroelastických výpočtů.

U vypočtených svalových aktivací 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. 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 [35]. Výpočet se rozchází s naměřenými z důvodů optimalizace minimální svalové aktivace, která v tomto dynamickém stavu nenastává.

Jak u změřených, tak i u vypočtených svalových aktivací byl zjištěn značný rozptyl hodnot pro jednotlivé okrajové podmínky. Z tohoto důvodu je možné data hodnotit z hlediska svého průběhu v čase či budící frekvence, nikoliv však zařadit do vyhodnocovací fáze typu úchopu dle nabyté hodnoty svalové aktivace.

Hlavní přínos práce spočívá ve vnějším popisu pilota a začlenění vlivu pilota do výpočtu kritické rychlosti flutteru.

Za konkrétní přínosy této práce autor považuje:

- Vytvoření první série omezeného počtu vzorků pilotů za různých okrajových podmínek na základě experimentálního pozorování ve frekvenčním rozsahu od 1 do 70 Hz [33].
- Navržení propojení modelu pilota a modelu letecké konstrukce.
- Byl prokázán vliv pilota na modální parametry podélné mechanické trasy řízení letounu. Pilot změnil jak vlastní frekvence konstrukce, tak i tlumení. Změny vlastních frekvencí se pohybovaly v rozmezí  $\pm 15\%$ , změny tlumení se pohybovaly v rozmezí  $\pm 90\%$  [32].
- Byl proveden výpočet kritické rychlosti flutteru na konstrukci ovlivněné pilotem. Výsledky ve většině případů vykazují zvýšení kritické rychlosti flutteru o 10 až 20 % pro symetrické tvary kmitání vůči volné trase řízení. Pro nesymetrické tvary kmitání byla zjištěna změna kritické rychlosti flutteru v řádu desetin procent a tedy zanedbatelná. Dva případy vykazují snížení kritické rychlosti flutteru o 20 respektive 25 % [34].
- Byl stanoven postup pro provádění pozemních frekvenčních zkoušek tak, aby bylo možné vyhodnocovat kritickou rychlost flutteru nejen při stávajících okrajových podmínkách, ale i s vlivem pilota.

#### **4.2. Další cíle**

V této práci byly zpracovány modely 5 pilotů a jednoho průměrného pilota. Aby bylo možné metodiku zavést do certifikačního procesu pro malé sportovní letouny je zapotřebí rozšířit počet popsaných pilotů. Dalším důležitým krokem je stanovení vlivu pilota na zbylé trasy řízení - příčné a směrové.

## 5. *Literatura*

### 5.1. *Cizí prameny*

- [1] 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.
- [2] Brian R. Gaines,: Linear and Nonlinear Models of the Human Controller. International Journal of Man–Machine Studies, 1969, Volume 1, pp 333-360.
- [3] Buchholz, J.,J.,, Grünhagen W.,v., Inversion Impossible?, GRIN Publishing; 1 edition 2008, ASIN: B076X1ZCM8
- [4] 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
- [5] Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu CS-23, Evropská agentura pro bezpečnost letectví, Cologne. 2003.
- [6] 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
- [7] 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
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] Dokumentace všech využitých funkcí v prostředí Matlab, <https://ch.mathworks.com/help/matlab/ k 10.1.2019>

- [11] Freivalds A.: *Biomechanics of the Upper Limbs - Mechanics, Modeling, and Musculoskeletal Injuries*, CRC Press, 2004, ISBN 0-7484-0926-2
- [12] Hess, R.A., *Unified Theory for Aircraft Handling Qualities and Adverse Aircraft-Pilot Coupling*, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 20, No. 6 November - December, 1997, pp. 1141 - 1148.
- [13] Hess, R. A., Moore, J. K.: *Estimating Parameters of the Structural Pilot Model Using Simulation Tracking Data*, AIAA, Boston, 2013, 99259.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] Kratochvíl, A.; Slavík, S.; *Flutter Analysis of the Bristell B23 Airplane*. ČVUT v Praze, 2019. VZP/ULT/7/2019.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] McRuer, D; T., E Krendel.: *Dynamic response of human operators*, Tech. Rept. 56-524, Wright Air Development Center, Dayton, Ohio, Oct 1957
- [21] Seidel H. *Myoelectric reactions to ultra-low frequency and low-frequency whole body vibration*. *Eur J Appl Physiol* 1988; Volume 57, pp 558-562.



- [22] US Federal Aviation Administration: Advisory Circular – Means of Compliance with FAR 23.626, Flutter", US Department of Transportation, Washington, 1985.
- [23] Valášek M., a kol., Mechatronika, České Vysoké Učení Technické v Praze, Vydavatelství ČVUT, Praha, 1996, ISBN 80–01–01276–X
- [24] 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
- [25] 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
- [26] Winters.,J.,M. and S.,L.–Y.,Woo.,; Multiple Muscle Systems, Springer – Verlag, New York, 1990, pp 195-213
- [27] Zajac F. E., Muscle and tendon: properties, models, scaling, and application to biomechanics and motor control, Critical Rewiews in Biomedical Engineering, 1989, Volume 17, pp 359-411.
- [28] 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
- [29] 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

### ***5.2. Vlastní publikace***

- [30] Kratochvíl, A.; Sommer, T.; Slavík, S.; Flutterová analýza letounu BRISTELL NG5. ČVUT v Praze, 2013. TZP/ULT/4/2013.
- [31] 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.
- [32] Sommer,T., Steinbauer P, Vilímek, M., Kratochvíl, A., T., Slavík, S., Description of Influence of the Pilot on the Modal Parameters of the Mechanical Control System Lightweight Aircraft, Applied and Computational Mechanics, (odesláno ke schválení)

- [33] Sommer,T., Steinbauer, P., 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
- [34] 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,
- [35] 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)



