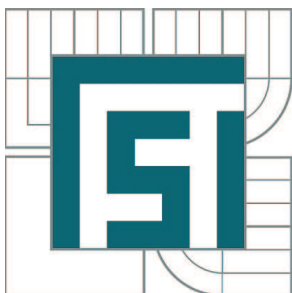


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

IDENTIFIKACE AERODYNAMICKÝCH CHARAKTERISTIK ATMOSFÉRICKÉHO LETADLA Z VÝSLEDKŮ LETOVÝCH MĚŘENÍ

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS IDENTIFICATION OF ATMOSPHERIC AIRPLANE FROM
FLIGHT MEASUREMENT RESULTS

DIZERTAČNÍ PRÁCE
DOCTORAL THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Ing. PAVEL ZIKMUND

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

doc. Ing. VLADIMÍR DANĚK, CSc.

BRNO 2013

Abstrakt

Dizertační práce je zaměřena na téma identifikace aerodynamických charakteristik z letových měření. Tematicky práce spadá do oblasti mechaniky letu a její podoblasti letových vlastností.

První, teoretická, část obsahuje charakteristiku tří identifikačních metod a to „Error equation method“, „Output error method“ a „Filter error method“. Dále je zde uveden popis matematického modelu letounu. Stejně jako praktická část, je i teorie zaměřená na pohyb letounu se třemi stupni volnosti v rovině symetrie letounu. Závěr teoretické části je věnován simulaci letových měření s ověřením identifikačních programů.

Praktická část se týká přípravy experimentu a jeho vyhodnocení. Pro měření byl vybrán letoun VUT 700 Specto a později jeho elektricky poháněná varianta VUT 700e Specto. Záznam měřených veličin na měřicí ústřednu byl rozšířen o telemetrická data z autopilota a dálkového řízení. Samotná měření pak proběhla s pomocí stabilizace letounu autopilotem při letu v rovině symetrie letounu. V rámci vyhodnocení byly srovnány výsledné odhady parametrů provedené zmíněnými identifikačními metodami s parametry získanými analytickou metodou a ze softwaru DATCOM+.

Abstract

The thesis deals with aerodynamic characteristics identification from flight measurement. The topic is part of flight mechanic – handling qualities.

The first theoretic part consists of three identification methods description: Error equation method, Output error method and Filter error method. Mathematical model of an airplane is defined and restricted to the motion with 3 degree of freedom. There is also introduced simulation of flight measurement for identification software validation.

Practical part is focused on experiment preparation, execution and evaluation. The airplane VUT 700 Specto had been chosen to carry out flight tests. The airplane was modified to the new electric powered VUT 700e Specto after first measurement flights with combustion engine. Data record from on-board measurement unit was completed by telemetric data from autopilot and remote control system. Flight tests were carried out in stabilised mode of autopilot in symmetric flight. The results were confronted with analytical analysis results and DATCOM+ software parameter estimation.

Klíčová slova

identifikace aerodynamických charakteristik, letová měření, bezpilotní prostředek, error equation method, output error method, filter error method

Key words

aerodynamic characteristics identification, flight measurement, unmanned aerial vehicle, error equation method, output error method, filter error method

Bibliografická citace

ZIKMUND, P. *Identifikace aerodynamických charakteristik atmosférického letadla z výsledků letových měření*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 79 s. Vedoucí dizertační práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Prohlášení autora o původnosti práce

Já, Pavel Zikmund, prohlašuji, že jsem dizertační práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl všechny použité prameny a literaturu.

V Brně dne 30. 5. 2013

Pavel Zikmund

Poděkování

Děkuji školiteli, doc. Ing. Vladimíru Daňkovi, CSc., za vedení v dizertační práci a Petru Dvořákovi a Janu Pejcharovi za pomoc s praktickým provedením letových měření. Děkuji všem dalším, kteří se přímo nebo nepřímo podíleli na vzniku této práce. Děkuji také rodičům za podporu při studiu.

Obsah

1	CÍLE DIZERTAČNÍ PRÁCE	6
2	ÚVOD	7
2.1	Historie identifikačních metod	8
2.2	Proč identifikace	8
2.3	Úlohy související s identifikací	9
3	MATEMATICKÝ MODEL	10
3.1	Charakteristika matematického modelu	10
3.2	Popis matematického modelu	10
3.2.1	<i>Matematický model v symetrickém letu</i>	12
4	IDENTIFIKAČNÍ METODY	14
4.1	Rozdělení	14
4.2	Error equation method	14
4.2.1	<i>Definice metody nejmenších čtverců:</i>	14
4.2.2	<i>Volba matematického modelu</i>	15
4.3	Output error method	16
4.3.1	<i>Metoda maximální věrohodnosti</i>	16
4.3.2	<i>Předpoklady pro odhad parametrů</i>	17
4.3.3	<i>Postup výpočtu</i>	17
4.4	Filter error method	17
4.4.1	<i>FEM algoritmus</i>	18
5	PŘÍPRAVA EXPERIMENTU	19
5.1	Simulace měření v Simulinku	19
5.2	příprava měřicího systému	21
5.2.1	<i>Letoun VUT 700e Specto</i>	21
5.2.2	<i>Příprava letounu</i>	21
5.2.3	<i>Elektricky poháněná verze letounu</i>	21
5.2.4	<i>SEDAQ</i>	22
5.2.5	<i>Použité snímače</i>	23
5.3	příprava letových měření	25
6	LETOVÁ MĚŘENÍ	28
6.1	Praktické provedení letových měření	28
6.2	Kalibrační letová měření	29
6.3	Dynamická měření	31
6.4	Měření pádové rychlosti	31
7	VYHODNOCENÍ VÝSLEDKŮ	32
7.1	Zpracování dat	32
7.2	Časová synchronizace a filtrování dat	33
8	ANALYTICKÉ ŘEŠENÍ HLEDANÝCH DERIVACÍ	34

8.1	Určení aerodynamických derivací v programu DATCOM	35
9	IDENTIFIKACE AERODYNAMICKÝCH CHARAKTERISTIK	36
9.1	Zhodnocení identifikovaných parametrů	41
9.1.1	<i>Rozvaha nad výsledky</i>	41
9.1.2	<i>Porovnání identifikačních metod</i>	44
9.1.3	<i>Volba optimálního modelu</i>	44
9.2	Doporučení pro další postup v projektu VUT 700e Specto.....	45
10	MODEL V RC SIMULÁTORU	46
11	ZÁVĚR	47
12	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	48
13	SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ	50
14	SEZNAM PŘÍLOH	51
15	PŘÍLOHY	52
15.1	Příloha 1 – Vstupní soubor programu DATCOM+	52
15.2	Příloha 2 – Grafy průběhu měřených a odhadnutých parametrů	54
15.3	Příloha 3 – Obrazová příloha z letových měření	78

1 CÍLE DIZERTAČNÍ PRÁCE

Dizertační práce je zaměřena na oblast mechaniky letu, a to konkrétně na identifikaci aerodynamických charakteristik. Už z názvu vyplývá, že práce není jen teoretická, ale směřuje i k praktickému provedení experimentu a jeho vyhodnocení. Hlavním cílem práce byla stanovena identifikace aerodynamických charakteristik týkajících se letu v rovině symetrie letounu. Tento úkol v sobě zahrnoval následující body: teoretická příprava, provedení letových měření a jejich vyhodnocení s provedením samotné identifikace parametrů. K původně dvěma identifikačním metodám „Error equation method“ a „Output error method“ byla v průběhu řešení práce zahrnuta ještě jedna komplexnější metoda „Filter error method“, která díky odhadu stavových veličin Kálmánovým filtrem dokáže eliminovat procesní chybu, kterou v našem případě představují zejména turbulence v atmosféře.

Důraz vlastního přínosu práce měl být zaměřen především na praktickou část měření. V rámci dizertační práce byl na Leteckém ústavu vyvíjen bezpilotní prostředek VUT 700 Specto a později jeho elektricky poháněná verze VUT 700e Specto. Zároveň s letounem vznikla měřicí ústředna SEDAQ navržená na míru do letounu za účelem provádění dynamických měření. Jedním z reálných výstupů práce měla být tedy i dokončená platforma VUT 700 Specto + SEDAQ pro provádění dynamických měření a jiných výzkumných úkolů na Leteckém ústavu.

*„Hymna života
Život je šance - využij ji
Život je krása - obdivuj ji
Život je blaženost - užívej ji
Život je sen - uskutečni ho
Život je výzva - přijmi ji
Život je povinnost - naplň ji
Život je hra - hrej ji
Život je bohatství - ochraňuj ho
Život je láska - potěš se s ní
Život je záhada - pronikni ji
Život je slib - splň ho
Život je smutek - překonej ho
Život je hymna - zpívej ji
Život je boj - přijmi ho
Život je štěstí - zasluj si ho
Život je život - žij ho.“
Matka Tereza*

2 ÚVOD

Identifikace je vědecká disciplína, která se zabývá problémem získání popisu zkoumaného systému na základě jeho chování a pozorování. Z naměřených vstupů a odezvy systému hledáme matematický model, který co nejlépe popisuje chování daného systému. Jednu z nejrozšířenějších definic identifikace publikoval prof. Zadeh v roce 1962¹. Ve volném překladu zní: „Identifikace je stanovení matematického modelu systému na základě pozorování vstupních a výstupních hodnot.“ Tato dizertační práce se týká identifikace v oblasti letectví, konkrétně oboru mechaniky letu. Systém k identifikaci představuje letadlo, jehož dynamické chování popisuje jeho matematický model. Identifikací aerodynamických charakteristik tedy rozumíme hledání koeficientů matematického modelu letadla. Identifikace se nezabývá aerodynamickým návrhem ani výpočtem stability letadla, protože se týká vždy už hotového letounu. Hlavní přínos identifikace aerodynamických charakteristik můžeme nalézt v prohloubení znalostí charakteristik zkoumaného letadla v oblasti aerodynamiky a mechaniky letu.

4 základní předpoklady úspěšné identifikace²:

- 1) Lze deterministicky určit stav systému.

Stavem systému rozumíme polohu letounu v daném čase, která je určena polohovými úhly, vektory rychlosti a rotace, ale také výchylkami kormidel. Pro potřebu identifikace je nutné všechny tyto parametry během letu měřit a zaznamenávat.

- 2) Fyzikální principy dynamického modelu mohou být popsány (modelovány).

Identifikace obecně nehledá pouze neznámé parametry systému, ale rovněž podobu a charakter matematického modelu. V našem případě je tato část zjednodušená, protože model letu se řídí známými pohybovými rovnicemi. To znamená, že jde spíše o to, určit které proměnné je možné z modelu vypustit a tak ho zjednodušit a které jsou v něm nezbytně nutné. Důležitým rozhodnutím také je to, zda je potřeba použít nelineární model, nebo jestli pro dané účely postačí model lineární.

- 3) Lze provést daný experiment.

- 4) Jsou k dispozici měření vstupu a výstupu systému.

Poslední dva předpoklady se týkají provedení experimentu a měření. Experiment a jeho záznam je výchozí bod pro prováděnou identifikaci. Na měření ale i provedení experimentu přímo závisí přesnost odhadovaných parametrů. Dobře naplánovaný experiment je klíčovým bodem pro získání uspokojivých výsledků.

2.1 HISTORIE IDENTIFIKAČNÍCH METOD

Základy moderní identifikace byly položeny v 18. století. V roce 1795 Gauss použil metodu nejmenších čtverců pro výpočet pohybu planet. V roce 1777 Bernoulli poprvé představil princip maximální věrohodnosti. Přesto tuto metodu poprvé publikoval až Fišer v roce 1912 jako obecnou metodu pro odhad parametrů. Dalším milníkem v identifikaci byl rok 1960, kdy Kálmán publikoval řešení problému metody filtrování (Filter Error Method)³. V šedesátých letech 20. století nastává nová éra v oblasti identifikace díky počítačům. Počítačové zpracování dat posunulo hlavní zaměření identifikačních metod z frekvenční do časové domény⁴.

2.2 PROČ IDENTIFIKACE

Metody identifikace aerodynamických charakteristik jsou známy už řadu desetiletí, přesto nebyla identifikace v průběhu dvacátého století moc rozšířenou disciplínou. Je tu pro to více důvodů. Za prvé, identifikace aerodynamických charakteristik je věc měření na hotovém letounu. Z hlediska certifikace podle leteckých předpisů nejsou výrobci letadel povinni se zabývat identifikací, ale pouze prokázáním požadavků na letové vlastnosti a výkony. Dalším z důvodů pomalého rozvoje identifikace v leteckém odvětví bylo velmi drahé měřicí vybavení. Byla to právě digitalizace dříve analogových systémů a rozvoj výpočetní techniky, která umožnila provádět komplexní dynamická letová měření potřebná pro identifikaci aerodynamických charakteristik širokému spektru leteckých výrobců i univerzitním pracovištím. Rozvoj a aplikace metod jde ruku v ruce s potřebou znalosti matematického modelu letounu v aplikacích pro řízení a provoz letounu. Identifikace aerodynamických charakteristik slouží mimo jiné následujícím účelům:

- 1) Zkoumání vlastností a výkonů systému.
- 2) Ověření analytických výpočtů a tunelových měření
- 3) Vytvoření databáze aerodynamických součinitelů pro simulace
- 4) Rozšiřování letové obálky během testování prototypu
- 5) Rekonstrukce trajektorie letu

Výše uvedené důvody k identifikaci lze obecně zahrnout do jednoho cíle, a to je získání co nejpřesnějšího matematického modelu daného letounu.

Aplikace na bezpilotní prostředky

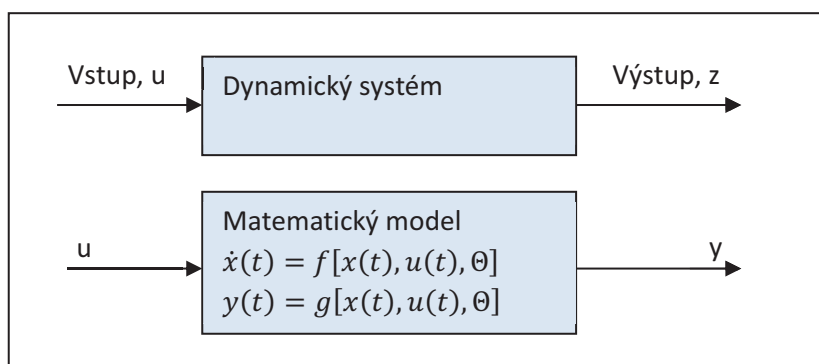
Bezpilotní prostředky patří v současné době mezi dynamicky se rozvíjející oblast letectví. Skutečnost, že jde o autonomní systém, přímo poukazuje na nezbytnost dobré znalosti matematického modelu. Pro cestovní režim si autopilot zpravidla vystačí s PID regulátorem udržujícím letoun v žádané poloze. Složitější systémy zajišťující bezpečné přistání nebo předcházející kolizím už si s tak jednoduchým řízením nevystačí.

Má-li být bezpilotní prostředek schopen složitějšího manévrování, je znalost matematického modelu popisujícího aerodynamické chování letounu důležitá.

2.3 ÚLOHY SOUVISEJÍCÍ S IDENTIFIKACÍ

Simulace

Identifikace systému je úzce spjata s dalšími úlohami, které jsou obvykle součástí identifikačního procesu. Jednou z těchto úloh je simulace. Simulace počítá odezvu systému u procesů, kde známe jak strukturu modelu, tak i jeho parametry. Pro dané vstupní parametry u a dané funkce popisující model f a g hledá neznámou odezvu y (Obr. 1). Aby dávala simulace smysluplné výsledky, je bezpodmínečně nutné znát dostatečně přesně funkce f a g a jejich parametry. Při identifikaci může být simulace využita iteračním postupem, kdy zpřesňováním hledaných parametrů získáváme postupně lepší shodu mezi měřením a simulací.



Obr. 1: Obecný popis systému

Odhad parametrů

Tato úloha je součástí identifikačního procesu systému. Obecně jde při odhadu parametrů o vyhodnocení neznámých parametrů systému. K výsledným hodnotám parametrů lze dojít pomocí optimalizačních metod a statistického vyhodnocení přesnosti výsledků.

Identifikační metody ve svém procesu zpravidla využívají zároveň simulaci i odhad parametrů. Identifikace v sobě zahrnuje celý proces od stanovení tvaru matematického modelu po odhad jeho parametrů z výsledků měření. Hledáme funkce a parametry modelu f a g z daného měření vstupu u a výstupu z (Obr. 1).

„Není moudrý ten, kdo ví mnoho,
ale ten, kdo ví, co je třeba.“
Ezop

3 MATEMATICKÝ MODEL

Matematický model letounu je systém rovnic, který popisuje dynamické chování zkoumaného objektu, v našem případě letounu. Dynamické systémy jsou zpravidla popsány pohybovými rovnicemi v diferenciálním tvaru. Je-li model známý, jsme z něj schopni vyšetřit průběh simulace. Řešení se provádí numerickou integrací diferenciálních rovnic z počátečních a okrajových podmínek. Okrajovými podmínkami jsou myšleny vnější vlivy a řídicí signál.

3.1 CHARAKTERISTIKA MATEMATICKÉHO MODELU

Fenomenologický model, někdy také označovaný jako model parametrický. Tento model je odvozen z teorie fyzikálních vlastností systému. V případě mechaniky letu je založen na pohybových rovnicích odvozených z Newtonova zákona. Model může být hodně složitý, proto se občas používá ve zjednodušené formě. Před provedením identifikace musíme znát aspoň přibližné hodnoty hledaných parametrů. V průběhu identifikace je možné model upravovat. Je možné přidávat nebo odebírat jednotlivé členy, ale charakter modelu daný pohybovými rovnicemi se nemění. Pro identifikaci v oblasti mechaniky letu se používá tento typ modelu. Odhadované parametry mají fyzikální význam⁵.

Behaviorální model, také označovaný jako neparametrický, funguje bez znalosti vnitřního chování systému. Je založen pouze na pozorování vstupu a výstupu systému, při identifikaci v oblasti mechaniky letu nemá tak velký význam jako model fenomenologický.

3.2 POPIS MATEMATICKÉHO MODELU

V obecném případě je matematický model popsán ve stavovém prostoru vztahy:

$$\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), \beta] + F(\lambda)w(t) \quad (1)$$

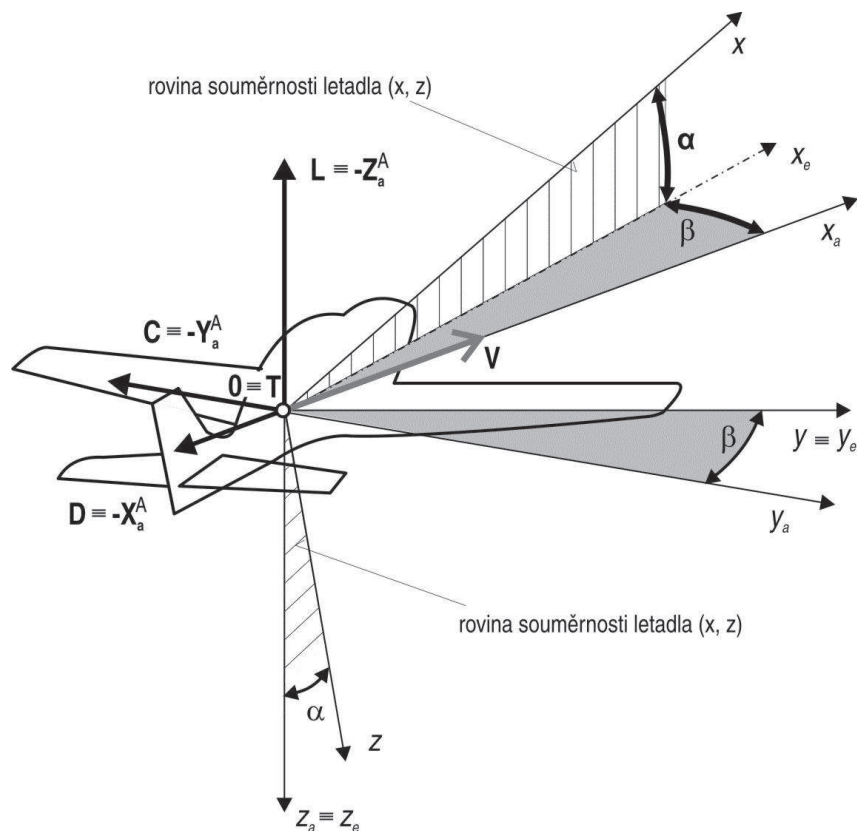
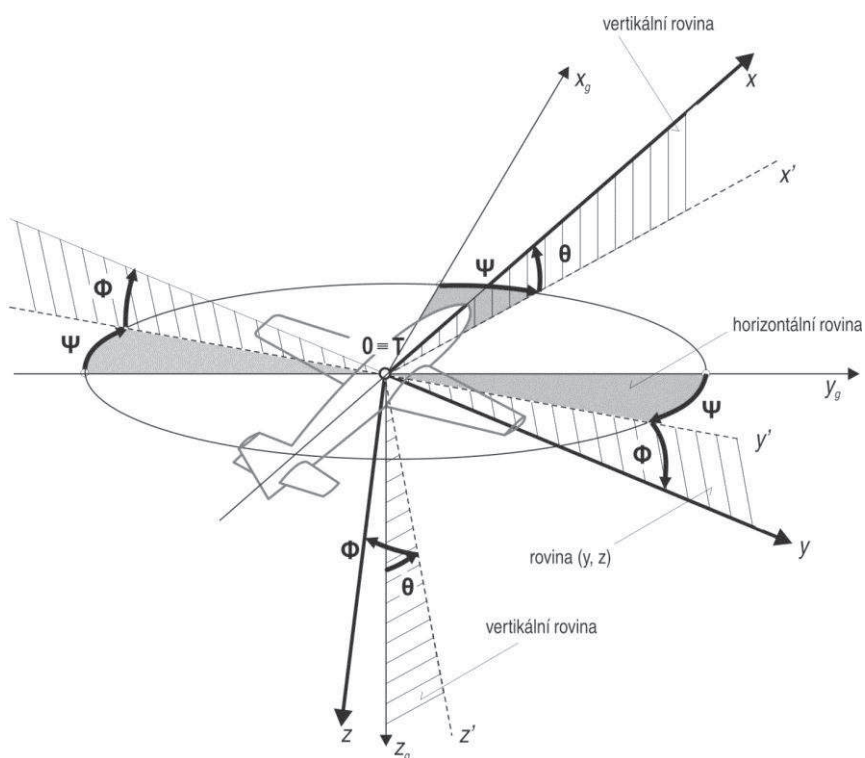
$$y(t) = g[x(t), u(t), \beta] \quad (2)$$

x je vektor stavových proměnných (např. rychlost, úhel náběhu). u je vektor řídicích vstupních hodnot (výchyly kormidel, tah motoru). Tyto proměnné jsou vstupním údajem do simulace, a proto musí být zadány pro celý časový průběh simulace. Vektor y obsahuje výstupní hodnoty simulace (poloha letounu) a β je vektor systémových parametrů (např. aerodynamické součinitele). Funkce f a g jsou obecné funkce. Při výpočtech se používají ve tvaru odvozeném z pohybových rovnic a rovnic pro kinematické vazby. Vektor w představuje náhodný šum, matice F reprezentuje jeho rozdělení. λ jsou elementy matice F a jsou to rovněž neznámé parametry. Protože nelze přímo měřit parametry β , musí být odhadnuty z diskrétního měření $z(t_k)$ z výstupu modelu $y(t_k)$. Rovnice výstupu s chybou měření má tvar:

$$z(t_k) = y(t_k) + Gv(t_k) \quad (3)$$

Matice G znázorňuje rozdělení chyby měření. Vektor neznámých parametrů můžeme zapsat následovně:

$$\Theta = [\beta^T \lambda^T x_0^T]^T \quad (4)$$

Souřadnicový systém letounuObr. 2: Definice aerodynamického a letadlového souřadnicového systému⁶Obr. 3: Definice kladných směrů polohových úhlů letounu⁶

3.2.1 Matematický model v symetrickém letu

V této podkapitole je uveden matematický model pro symetrické lety. Pro výpočet byla zvolena aerodynamická souřadnicová soustava. Určení aerodynamických sil působících na letoun je velmi komplexní úloha. Omezíme se tedy na linearizované rovnice charakteristické pro malé úhly náběhu. Další zjednodušující předpoklad je zanedbání vlivu aeroelastických jevů. Uvažujme absolutně tuhý letoun, který se pod vlivem zatížení nijak nedeformuje.

Aerodynamické součinitele – jednoduchá varianta

$$c_L = c_{L0} + c_{L\alpha} \cdot \alpha + c_{L\delta v} \cdot \delta_v \quad (5)$$

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (6)$$

$$c_m = c_{m0} + c_{m\alpha} \cdot \alpha + c_{m\delta v} \cdot \delta_v \quad (7)$$

V tomto kroku bylo provedeno velké zjednodušení. Jako hlavní parametry ovlivňující aerodynamické síly byly definovány absolutní úhel náběhu a výchylka výškového kormidla. Ve skutečnosti jsou tu další faktory, které ovšem mají řádově menší význam a proto byly zanedbány. Jsou to například rychlost letu, úhlová rychlost klopení, tah pohonné jednotky nebo vliv centraže.

Aerodynamické součinitele – rozšířená varianta

$$c_L = c_{L0} + c_{L\alpha} \cdot \alpha + c_{Lq} \cdot q \quad (8)$$

$$c_m = c_{m0} + c_{m\alpha} \cdot \alpha + c_{m\delta v} \cdot \delta_v + c_{mq} \cdot q \quad (9)$$

Úhlová rychlost klopení ovlivňuje aerodynamické součinitele zejména díky změně úhlu náběhu na vodorovných ocasních plochách. Tato veličina má vliv jak na součinitele vztlaku, tak i na součinitel momentu. Odhad derivací je ale více náchylný na chyby měření a složitost matematického modelu negativně ovlivňují provázané odezvy vztlakové síly na VOP a klopivého momentu.

Aerodynamické síly

$$L = \frac{1}{2} \cdot c_L \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (10)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (11)$$

$$M = \frac{1}{2} \cdot c_m \cdot \rho \cdot S \cdot c_{SAT} \cdot V^2 \quad (12)$$

Propulzní a tíhová síla

$$F_x = F_T \cdot \cos \alpha - m \cdot g \cdot \sin(\theta - \alpha) \quad (13)$$

$$F_z = -F_T \cdot \sin \alpha + m \cdot g \cdot \cos(\theta - \alpha) \quad (14)$$

Vzhledem k tomu že na experimentálním letounu je osa tahu vrtule téměř totožná s podélnou osou, není zde úhel nastavení φ_F vůbec uváděn a ani dál s ním není počítáno. V případě jeho nenulové hodnoty by byl započítán do uvedených rovnic. Uvedené síly jsou vyjádřeny v letadlovém souřadnicovém systému.

Výsledné síly působící na letoun

$$F_{ax} = F_x - D \quad (15)$$

$$F_{az} = F_z - L \quad (16)$$

Pohybové rovnice

$$a_x = \frac{F_{ax}}{m} \quad (17)$$

$$a_z = \frac{F_{az}}{m} + V \cdot q \quad (18)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_y} \quad (19)$$

$$\dot{\alpha} = q - \arctg\left(\frac{F_{az}}{m \cdot V} - q\right) \quad (20)$$

Časová derivace úhlu náběhu se uvádí i v následujícím tvaru (21)⁷, oba výrazy dávají při malých úhlech náběhu srovnatelné výsledky. Po eliminaci vlivu úhlu vybočení a asymetrického tahu dostaneme:

$$\dot{\alpha} = q + \frac{1}{V \cdot m} [-L - F_T \sin \alpha + mg(\cos \alpha \cdot \cos \theta + \sin \alpha \cdot \sin \theta)] \quad (21)$$

*„Pokud to neumíš vysvětlit JEDNODUŠE,
dostatečně tomu nerozumíš“
Albert Einstein*

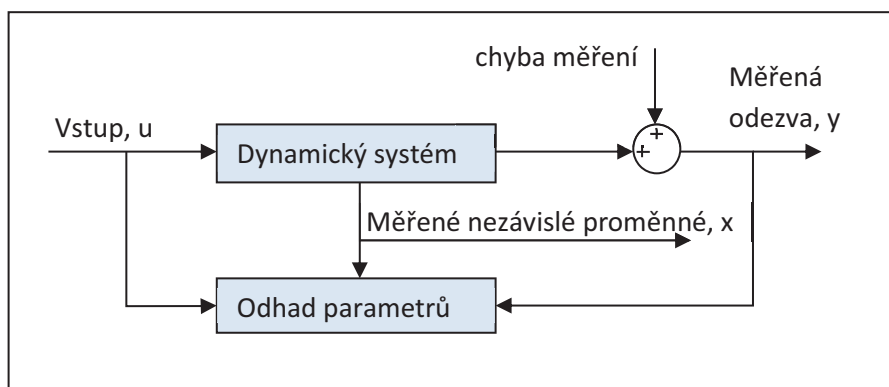
4 IDENTIFIKAČNÍ METODY

4.1 ROZDĚLENÍ

Základní rozdělení identifikačních metod je podle frekvenční a časové domény. Oba přístupy mají řadu výhod i nevýhod⁸. Mezi výhodami frekvenční domény je třeba vyzdvihnout eliminace vlivu šumu, dobrá schopnost konvergence numerických výpočtů a efektivita a rychlost identifikačních metod. Tyto metody se proto začaly úspěšně používat zejména v oblasti letadel s rotující nosnou plochou. V dnešní době se pro letadla s pevným křídlem používá převážně časová doména. Mezi hlavní výhody tohoto přístupu patří menší nároky na letová měření, přímá vazba modelu ve stavovém prostoru na fyzikální podstatu hledaných parametrů.

4.2 ERROR EQUATION METHOD

Tato metoda patří principiálně mezi nejjednodušší identifikační metody (Obr. 4). Odhad parametrů je prováděn metodou nejmenších čtverců a spočívá v minimalizaci sumy čtverce chyb mezi měřením a vypočítanými hodnotami. Metoda může být použita jak na lineární tak nelineární model. Hlavní omezení metody je zanedbání chyby a šumu u nezávisle proměnných. Díky tomuto předpokladu není odhad parametrů nestranný. Přesnost odhadovaných parametrů silně závisí na kvalitě měření. Výhodou metody je již zmíněná jednoduchost a možnost eliminovat nepřesnosti použitím přesných snímačů. Metoda je dále označována zkratkou EEM.



Obr. 4: Schéma Error equation method

4.2.1 Definice metody nejmenších čtverců:

Jsou dána data závislé proměnné $[y_i(1); y_i(2); \dots; y_i(N)]$ a data nezávisle proměnné $[x(1); x(2); \dots; x(N)]$. Jako závislé proměnné si můžeme představit součinitele vztlaku, odporu a momentů, zatímco nezávislé proměnné jsou například úhel náběhu či výchylka výškového kormidla. Vektor nezávisle proměnných je dán volbou matematického modelu letounu. Čím víc je model podrobný, tím dostaneme více proměnných. Mezi proměnné se pak můžou přidat další veličiny jako rychlost, tah nebo úhlové rychlosti letounu. Předpokládáme, že měřená závislá proměnná $y_i(k)$ v každém bodě k závisí lineárně na nezávislé proměnné:

$$y_i(k) = \theta_1 x_1(k) + \theta_2 x_2(k) + \dots + \theta_n x_n(k) + \varepsilon(k). \quad (22)$$

Kde $\theta = (\theta_1 \theta_2 \dots \theta_n)^T$ je vektor neznámých parametrů a $\varepsilon(k)$ je chyba závisle proměnné y .

V případě identifikace aerodynamických charakteristik je θ vektorem neznámých derivací a koeficientů. Mezi tyto koeficienty patří například sklony vztahové a momentové čáry nebo hodnoty součinitelů při nulovém úhlu náběhu. U vektoru θ se předpokládá, že je v celém rozsahu měření konstantní, tzn. všechny jeho prvky jsou konstanty.

Základní rovnice EEM lze zapsat v obecném tvaru:

$$Y = X\theta + \varepsilon \quad (23)$$

Chyba se předpokládá v podobě bílého šumu, tzn. s nulovou střední hodnotou a s rozptylem σ^2 . Metoda nejmenších čtverců minimalizuje hodnotu kvadrátu chyby ε . Váhová funkce pro odhad parametrů metodou nejmenších čtverců:

$$J(\theta) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \varepsilon^2(k) = \frac{1}{2} [Y^T - \theta^T X^T][Y - X\theta] \quad (24)$$

Je-li $\varepsilon(k)$ lineární funkcí parametrů θ , můžeme minimum váhové funkce získat položením její derivace nule. Odhad parametrů θ je značen $\hat{\theta}$. Řešení uvedené váhové funkce je výsledkem této identifikační metody. EEM má spoustu dalších rozšíření (např. nelineární varianta, ortogonální regrese uvažující s chybou u nezávisle proměnné, či metoda instrumentální proměnné pro případ korelovaných reziduí).

4.2.2 Volba matematického modelu

Pro samotnou identifikaci není vhodné použití analytické poláry ve tvaru (6). Platí zde, že součinitel odporu je závislý na součiniteli vztahu s druhou mocninou. Dostáváme se tedy k následujícímu problému. Oba součinitele jsou závislé proměnné a přitom jedna závisí na druhé s druhou mocninou. Závislost s druhou mocninou zde není překážkou, protože metoda je z hlediska odhadovaných parametrů stále lineární. Větší rozptyl u vyšších hodnot způsobený druhou mocninou lze podchytit variantou metody vážených nejmenších čtverců. Závislost na závisle proměnné můžeme řešit třemi následujícími způsoby:

- 1) Použití závislé proměnné jako nezávislé. Zavádíme tím do výpočtu dodatečnou chybu kvůli korelovaným reziduí. Chyba z výpočtu součinitele vztahu se promítne znovu do chyby odhadu součinitele odporu. Odhad parametrů pak už není nestraný, metoda funguje dobře pouze v případě měření nezátíženého téměř žádnou chybou.
- 2) Nahrazení závislé proměnné nezávislou. Místo druhé mocniny součinitele vztahu můžeme použít mocninu úhlu náběhu a výchylky výškového kormidla, což jsou parametry, na kterých součinitel vztahu závisí lineárně. Rovnice pro součinitel vztahu dostaneme ve tvaru:

$$c_D = \theta_1 + \theta_2 \alpha^2 + \theta_3 \delta_{VK}^2 + \theta_4 \alpha \cdot \delta_{VK} + \theta_5 \alpha + \theta_6 \delta_{VK} + \varepsilon. \quad (25)$$

Uvedená náhrada má na první pohled značnou nevýhodu ve velkém počtu odhadovaných parametrů. Proto se nabízí ještě třetí zjednodušený způsob náhrady.

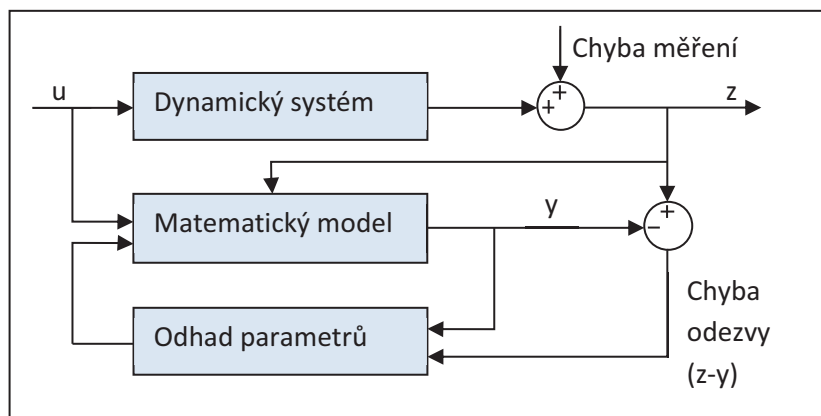
- 3) Zjednodušené nahrazení závislé proměnné za nezávislou. Úhel náběhu má významnější vliv na odpor než úhel výchylky výškového kormidla. Účinek výchylky VK se projeví zejména právě změnou úhlu náběhu. Můžeme proto rovnici zjednodušit do tvaru:

$$c_D = \theta_1 + \theta_2 \alpha^2 + \varepsilon \quad (26)$$

Tato uvedená rovnice byla použita při identifikaci.

4.3 OUTPUT ERROR METHOD

Tato metoda spolu s Filter error method patří mezi dvě nejrozšířenější identifikační metody. Tyto metody patří do obecné třídy output error. Parametry jsou odhadovány iterativně minimalizací chyby mezi měřením odezvy systému a jeho modelu. Output error method (dále OEM) vychází z předpokladu, že procesní chyba je zanedbatelná, a zavádí pouze přídatnou chybu měření (Obr. 4). Pod procesní chybou si zde můžeme představit turbulence v atmosféře působící chybu měření.



Obr. 5: Schéma Output error method

4.3.1 Metoda maximální věrohodnosti

OEM využívá maximálně věrohodný odhad parametrů. Mějme vzorek N náhodných nezávislých pozorování $(z_1, z_2, \dots, z_N)$. Pravděpodobnostní funkce je pak definována následujícím způsobem:

$$p(z|\Theta) = \prod_{k=1}^N p(z_k|\Theta) \quad (27)$$

p je pravděpodobnost že při určitém Θ nastane hodnota nezávislého pozorování z . Metoda maximální věrohodnosti potom hledá parametry Θ v určitém intervalu tak, že maximalizuje tuto pravděpodobnost. Pravděpodobnostní funkce představuje hustotu pravděpodobnosti měřených proměnných. Neznámé parametry na náhodě nezávisí. Vzhledem k tomu, že hustota pravděpodobnosti má často exponenciální tvar, užívá se logaritmus jako optimální tvar pravděpodobnostní funkce. Odhad parametrů metodou maximální věrohodnosti má proto následující tvar:

$$\hat{\Theta}_{ML} = \arg \left\{ \min_{\Theta} \ln p(z|\Theta) \right\} \quad (28)$$

Pro normální rozdělení pravděpodobnosti dostaneme výsledný vztah, kde y značí stejně jako v metodě EEM vektor závisle proměnných pozorování²:

$$\begin{aligned} J(\Theta, R) &= L(z|\Theta, R) = \\ &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N [z(t_k) - y(t_k)]^T R^{-1} [z(t_k) - y(t_k)] + \frac{N}{2} \ln[\det(R)] + \frac{N n_y}{2} \ln(2\pi) \end{aligned} \quad (29)$$

4.3.2 Předpoklady pro odhad parametrů

Aby bylo možné provést odhad parametrů pomocí pravděpodobnostní funkce, je třeba splnit následující předpoklady.

- 1) Vstupní signál je nezávislý na výstupu systému.
- 2) Chyba měření je v různém čase nezávislá, její střední hodnota nulová a ve výpočtu je zastoupena kovarianční maticí R .
- 3) Systém je zatížen pouze chybou měření.
- 4) Řídící vstup je dostatečný a je měněn tak, aby přímo či nepřímo vybudil všechny možné odezvy systému.

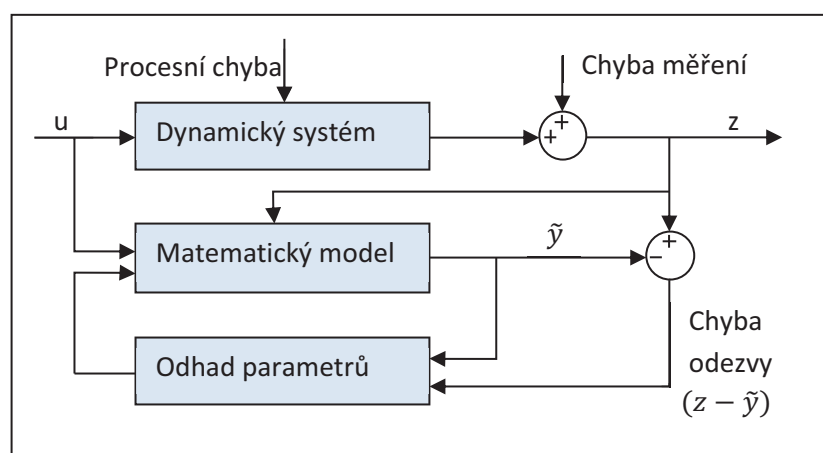
První předpoklad, že řídicí signál není závislý na odezvě systému, je snadné splnit u stabilních letadel. Nestabilní letouny, které v řízení používají zpětnou vazbu, vyžadují proto speciální řešení této metody. Jsou-li uvedené předpoklady splněny, odhad parametrů bude nestranný a konzistentní.

4.3.3 Postup výpočtu

Výpočet má iterační charakter, v prvním kroku se určí počáteční hodnoty odhadovaného vektoru Θ . Tyto hodnoty je možno určit buď analytickým výpočtem, nebo například metodou EEM z předcházející kapitoly. Následují dva iterační body. První se týká výpočtu výstupu systému y , reziduí $(y-z)$ a odhadu kovarianční matice R . Druhý krok minimalizuje funkci $J(\Theta, R)$ pomocí zvolené optimalizační metody. Tyto dva kroky probíhají tak dlouho, dokud výpočet nezkonverguje podle předem zadaného kritéria.

4.4 FILTER ERROR METHOD

OEM z minulé kapitoly dává dobré výsledky pouze v klidné atmosféře. Je to dané tím, že se uvažuje pouze s chybou měření, ale nebere se v úvahu procesní chyba. V přítomnosti turbulencí je proto vhodné zvolit komplexnější metodu. Filter error method, dále jen FEM, je metoda, která s procesní chybou počítá. Jiným způsobem zahrnutí turbulence je měření větru nebo dalších odvozených parametrů, ze kterých je možné turbulence určit. Zahrnutí procesní chyby se pak provede v rámci preprocessingu a může následovat OEM. Další možností je modelovat matematicky turbulenci a provést odhad souvisejících parametrů.



Obr. 6: Schéma Filter error method

Kromě zahrnutí procesní chyby do výpočtu, má FEM i další výhody. Metoda je méně náchylná na chyby měření a vede k optimalizaci s menším počtem lokálních minim a rychlejší konvergenci. Metoda využívá

v algoritmu zpětnou vazbu, která numericky stabilizuje výpočet a na rozdíl od OEM dovoluje identifikovat i nestabilní letouny.

Dynamický model obsahuje jak procesní chybu w , tak i chybu měření v jak bylo uvedeno v kapitole Popis matematického modelu. Matice F a G reprezentují jejich distribuční matice. Cenovou funkci pro tuto metodu lze zapsat v následujícím tvaru:

$$J(\Theta, R) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N [z(t_k) - \tilde{y}(t_k)]^T R^{-1} [z(t_k) - \tilde{y}(t_k)] + \frac{N}{2} \ln[\det(R)] + \frac{Nm}{2} \ln(2\pi) \quad (30)$$

Od OEM se metoda liší v tom, že výstup systému $\tilde{y}$ je založen na odhadu stavu systému. Vzhledem k zavedení procesní chyby do výpočtu, není možné stav systému určit deterministicky jednoduchou integrací. Pro odhad stavu systému se proto užívá Kálmánův filtr⁹ pro lineární systémy, resp. rozšířený Kálmánův filtr pro nelineární systémy. V případě již uvedených nelineárních pohybových rovnic bude dále pracováno s rozšířeným KF. Podmínkou dobré numerické stability je statistická nezávislost mezi procesní chybou a chybou měření¹⁰. V případě korelace nezávislých a závislých parametrů je lepší použít robustnější metodu než samotný KF. Jednou z možností je metoda dekompozice singulárních hodnot pro rozšířený Kálmánův filtr¹¹.

4.4.1 FEM algoritmus

Algoritmus výpočtu má tyto body:

- 1) Určení počátečních hodnot hledaného vektoru Θ .
- 2) Určení vhodné startovací hodnoty matice R .
- 3) Odhad stavu systému užitím Kálmánova filtru.
- 4) Určení kovarianční matice reziduí.
- 5) Užití optimalizační metody pro zpřesnění parametrů Θ .
- 6) Iterace kroků 3-5.

„Vesmír vždy stojí při nás, když jdeme za svými sny,
jakkoli hloupé by se mohly zdát. Jsou to naše sny a
jen my víme, jakou cenu za ně platíme.“

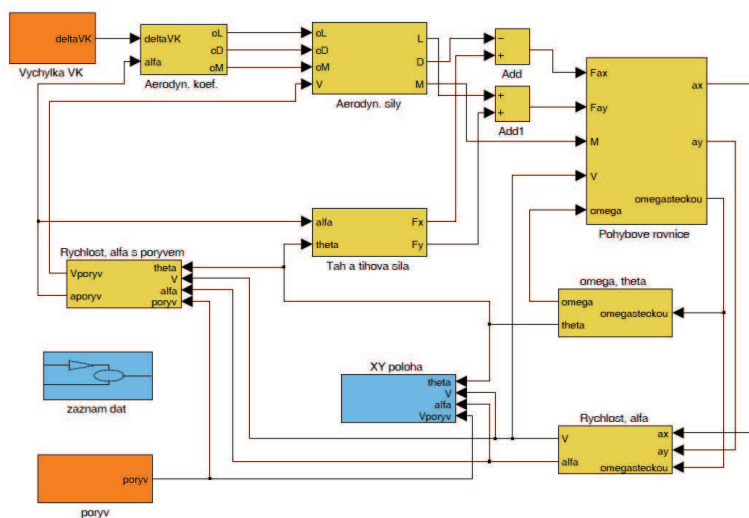
Paulo Coelho

5 PŘÍPRAVA EXPERIMENTU

5.1 SIMULACE MĚŘENÍ V SIMULINKU

V rámci přípravy na letová měření a provedení identifikace aerodynamických charakteristik byl v Matlabu v modulu Simulink¹² sestaven model letového měření¹³. Cílem simulace bylo ověření kódu identifikačních metod a ověření vlivu simulovaných chyb měření na výsledky odhadu parametrů. Celá úloha obsahovala simulaci letového měření, záznamu dat, vyhodnocení dat a samotnou identifikaci pomocí metody EEM. Díky tomu, že ze zadání byly známy všechny odhadované parametry, bylo možné zpětně vyhodnotit přesnost odhadu jednotlivých parametrů i vliv procesní chyby a chyby měření. Simulační proces se skládal z následujících podprogramů:

- 1) Nastavení dat potřebných pro simulaci, parametry manévru
- 2) Simulace letu včetně letového měření
- 3) Preprocessing, úprava měřených dat
- 4) Odhad neznámých parametrů metodou nejmenších čtverců

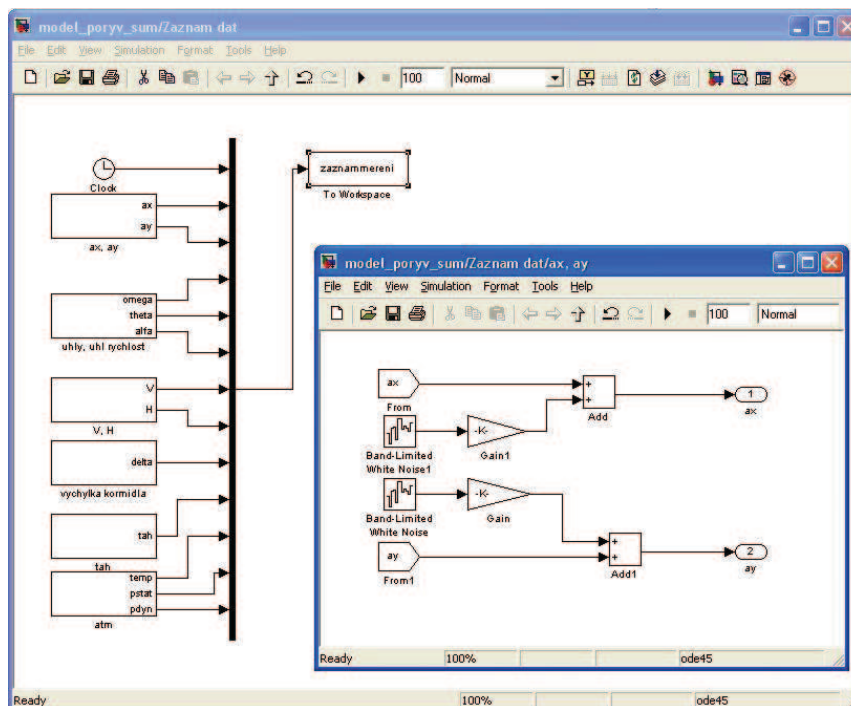


Obr. 7: Schéma simulace v programu Matlab Simulink

Na obrázku 7 je znázorněno schéma simulace skládající se z jednotlivých subsystémů. Oranžové subsystémy znázorňují vstup do systému, žluté smyčky simulačního algoritmu a modré jsou výstupem ze simulace. Simulace začíná výpočtem aerodynamických součinitelů ze zadané výchylky výškového kormidla a počátečního úhlu náběhu. Poté jsou z nich vypočítány aerodynamické síly a moment a paralelně dochází k výpočtu složek gravitační síly a tahu, který je rovněž zadán. Po sečtení sil v aerodynamické souřadné soustavě signál přichází do subsystému, ve kterém jsou namodelovány pohybové rovnice. Řešením pohybových rovnic získáváme translační a rotační zrychlení letounu. Následuje integrace na úhlovou rychlost, polohový úhel, úhel náběhu a rychlost. Z těchto údajů je vykreslena trajektorie letu. Úhel náběhu a rychlost letu jsou ještě přepočítány o případný vertikální poryv. Subsystém záznam dat není graficky propojen s ostatními částmi simulace, protože by schéma bylo značně nepřehledné.

Výpočty jsou prováděny převážně v aerodynamické souřadnicové soustavě, kde osa x směřuje ve směru letu a osa y kolmo nahoru ve směru vztahové síly. Vstupním signálem do simulace je buď puls výškovým kormidlem, nebo změna rovnovážného režimu letu úpravou tahu vrtule a výchylkou výškového kormidla. Procesní chyba je simulována jako vertikální poruv.

Chyba měření je generována jako bílý šum a přičtena k měřeným veličinám. Na obrázku 8 je znázorněn subsystém měření včetně jednoho sub-subsystému, ve kterém je rozkreslen záznam zrychlení.



Obr. 8: Sub-systém záznamu měření

Výstupem simulace je záznam dvanácti parametrů v závislosti na čase. Všechny data byla zaznamenána do matice, která je následně využita při identifikaci neznámých parametrů. Vzorkovací frekvence měřených parametrů byla zvolena 100 Hz, což je stejně jako na záznamové ústředně SEDAQ. Výsledky simulace byly publikovány v lit.¹³, kde byl stanoven vliv procesní chyby a šumu na rozptyl odhadovaných parametrů.

5.2 PŘÍPRAVA MĚŘICÍHO SYSTÉMU

5.2.1 Letoun VUT 700e Specto



Obr. 9: Složený letoun na zkušebně LÚ

Základní charakteristiky letounu:

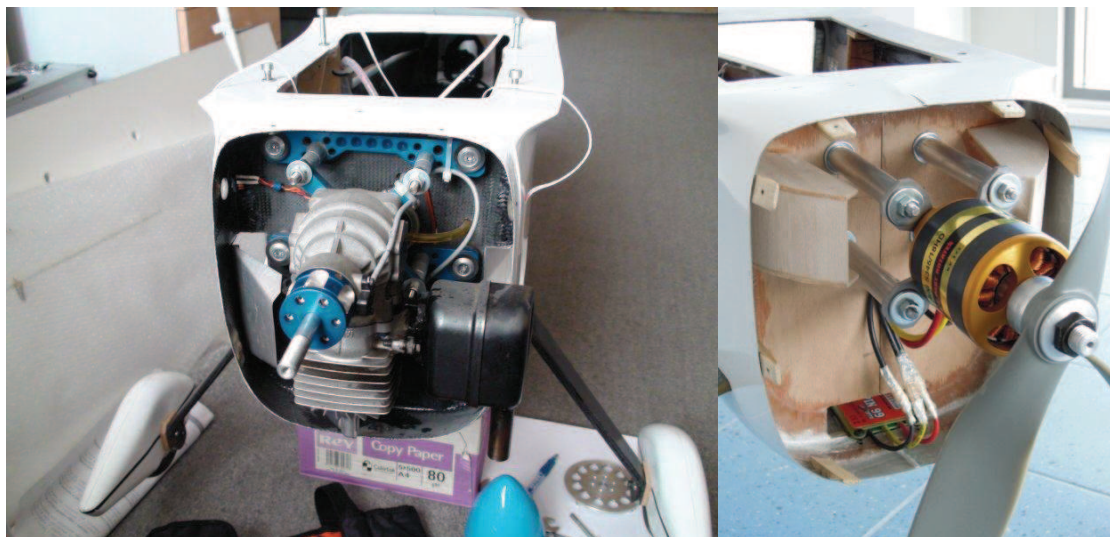
plocha křídla	$S = 1,3 \text{ m}^2$	hmotnost	$m = 15,5 \text{ kg}$
rozpětí	$b = 4,2 \text{ m}$	centráž	$x_T = 28 \% c_{SAT}$
délka	$l = 2,71 \text{ m}$	střední aerodynamická třetina	$c_{SAT} = 0,34 \text{ m}$

5.2.2 Příprava letounu

Letoun VUT 700 Specto¹⁴ byl poprvé zalétán v roce 2009. V původní verzi byl vybaven spalovacím motorem MVVS 45. S postupem času byl letoun modifikován a byly odstraněny některé nedostatky. První problém který nastal, bylo elektromagnetické rušení dálkového řízení s měřicí ústřednou. Rušení bylo eliminováno změnou frekvence dálkového ovládání z 35 MHz na 2,4 GHz. Dalším nedostatkem se ukázalo velmi silné vibrování trupu způsobené spalovacím motorem. Poměrně lehký trup nebyl schopen utlumit vibrace jednoválcového spalovacího motoru. To se projevilo zejména v naprosto znehodnoceném záznamu z akcelerometrů. Při nastavení motoru na volnoběh se dokonce trup rozkmital na jedné z vlastních frekvencí. Pro dynamická měření za účelem identifikace aerodynamických charakteristik bylo žádoucí získat co nejméně šumem a vibracemi znehodnocený záznam. Bylo proto přestoupeno na elektrický pohon. Nový letoun dostal označení VUT 700e Specto. Typ využívá křidel a ocasních ploch starší verze VUT 700 ale má nový trup se zabudovanými snímači vylepšené ústředny SEDAQ. Místo otočné kamery zabudované v přídě byl letoun vybaven statickou kamerou a sondou pro měření úhlu náběhu.

5.2.3 Elektricky poháněná verze letounu

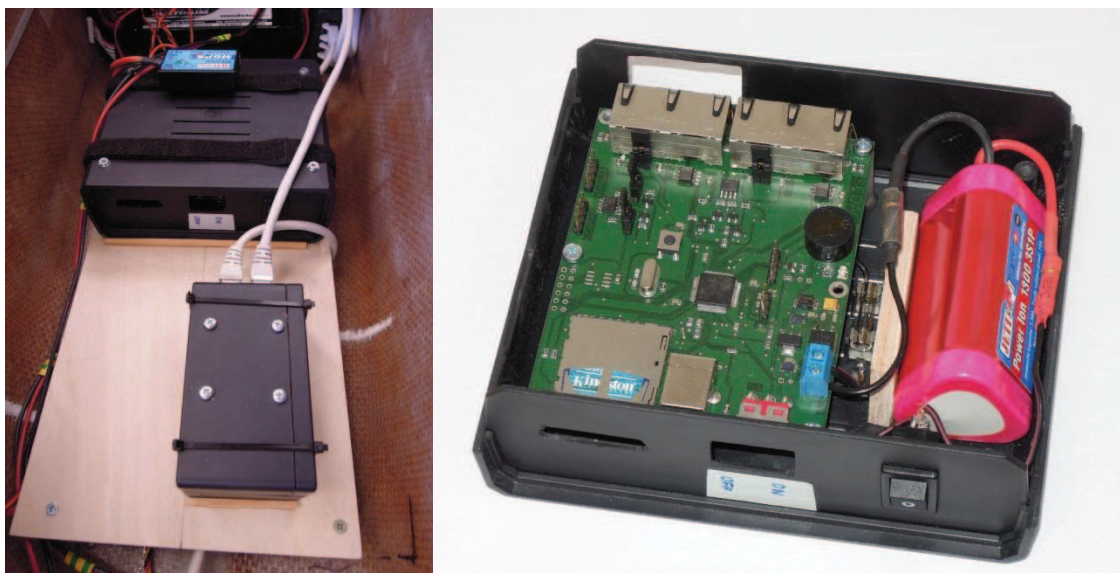
Velký rozvoj baterií v posledních letech umožnil osazení elektromotoru s kapacitou baterií pro krátký několikaminutový let¹⁵. Z hlediska hmotnosti neměla změna motoru výrazný vliv, hmotnost vybaveného letounu pro letová měření díky bateriím stoupla o 10 %. Maximální výkon motoru byl zachován, pro zajištění bezpečného startu. Významný pokles výkonů letounu nastal pouze u doletu a vytrvalosti. Letoun byl vybaven motorem AXI 5345/18 HD GOLD LINE se dvěma pohonnými Lithium-Polymer bateriemi. Tyto šesti článkové baterie s kapacitou 5000 mAh dávají v sériovém zapojení napětí 44,4 V. Výkon na hřídeli motoru je tak 2,8 kW, což je hodnota srovnatelná s maximálním výkonem motoru MVVS 45 bez použití výrobcem dodávaného tlumiče, který se do letounu nevejde.



Obr. 10: Instalace spalovacího a elektrického motoru

5.2.4 SEDAQ

Měřicí ústředna SEDAQ¹⁶ (Sensor Data Acquisition) Vznikla na základě spolupráce mezi Leteckým ústavem FSI a Ústavem inteligentních systémů na FIT na VUT v Brně. Projekt vznikl téměř souběžně se stavbou letounu VUT 700 Specto. SEDAQ je tedy navržen přesně na míru tomuto letounu. Ústředna zaznamenává data z jednotlivých snímačů s frekvencí 100 Hz na SD kartu. Po prvním odladění chyb z provozu ústředny byla vytvořena druhá a stabilnější verze, která byla použita pro měření¹⁷. SEDAQ se skládá z hlavní záznamové jednotky, do které jsou po sběrnici zapojené jednotlivé snímače. Každý snímač je připojen přes AD převodník. Převodníky zároveň zajišťují komunikaci mezi hlavní jednotkou a jednotlivými snímači. Při upgradu ústředny se přešlo od paralelního zapojení senzorů k sériovému. Jednotlivé převodníky jsou propojené stíněným síťovým kabelem. Stíněné kabely byly užity poté, co s první verzí ústředny SEDAQ docházelo k elektromagnetickému rušení dálkového ovládání letounu.

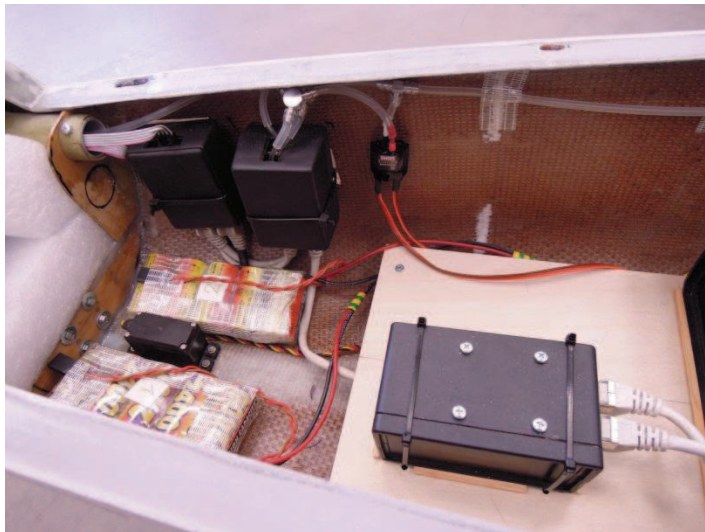


Obr. 11: Instalace ústředny SEDAQ a jednotky IMU, ústředna SEDAQ

5.2.5 Použité snímače

Statický a dynamický tlak

Měření tlaku zajišťují dva tlakoměry série HCE od firmy SensorTechnics. Statický tlak je snímán otvory na boku trupu letounu. Dynamický tlak je měřen diferenčním snímačem z rozdílu statického a celkového tlaku, který je odebírán na pitotově trubici. Snímač statického tlaku má rozsah 800 – 1100 mbar. Diferenční tlakový snímač měří rozdíl tlaků do 10 mbar což odpovídá dynamickému tlaku v 0 m MSA při rychlosti 150 km/h.



Obr. 12: Převodníky pro měření tlaku, úhlu náběhu a IMU

Teplota

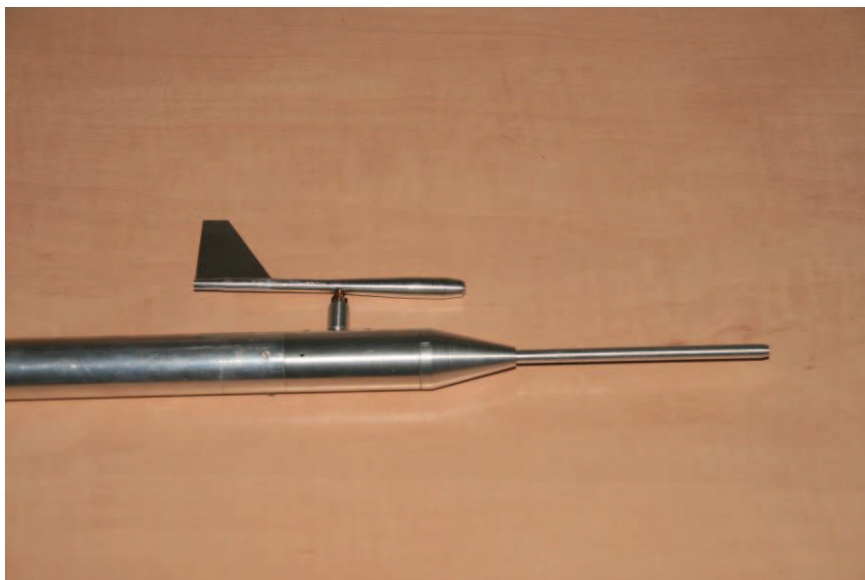
K měření teploty bylo vybráno čidlo Pt1000. Hlavice teploměru byla umístěna do vnějšího proudy vzduchu na bok trupu. Poloha pod křídlem zajišťuje měření ve stínu.

Zrychlení, úhlové rychlosti a směr k magnetickému pólu

Tyto všechny údaje poskytuje inerciální měřicí jednotka (IMU) ADIS 16405 od firmy Analog Devices. Tříosý akcelerometr a tříosý gyroskop funguje na principu technologie MEMS. Ve srovnání s mechanickými gyroskopy tato technologie přinesla tyto hlavní výhody: malé rozměry, nízká hmotnost a příznivá pořizovací cena. Jednotka obsahuje také tříosý magnetometr. Výstupem z magnetometru jsou složky vektoru magnetického pole, ze kterého se dají se znalostí některého polohového úhlu určit další dva zbývající polohové úhly.

Úhel náběhu

Měření úhlu náběhu zajišťuje korouhev umístěná na pitotově trubici. Korouhev je umístěná před trupem kvůli eliminaci ovlivnění proudového pole trupem. Úhel náběhu snímá magnetický encodér AS5045. Natočení korouhvičky je měřeno pomocí snímání magnetického pole magnetu, který je napevno spojen s korouhví.



Obr. 13: Korouhvička - sonda pro měření úhlu náběhu

Výchyvky kormidel

V ideálním případě jsou výchyvky měřeny stejně jako úhel náběhu přímou metodou měření natočení kolem osy otáčení. Na letounu bylo použito zjednodušené měření záznamem řídicího signálu mezi přijímačem a servem daného kormidla. Měření tak nezohledňuje vůle a deformace v mechanické části převodu mezi servem a kormidlem.

Otáčky motoru

Otáčky motoru byly použity pro nepřímý výpočet tahu vrtule. K měření byl použit modelářský snímač MRPM-AC od firmy Jeti Model. Snímač není napojený na měřicí ústřednu SEDAQ, ale signál byl zaznamenán v modulu Jeti Box. Záznam s frekvencí 1 Hz je pro měření otáček naprosto dostačující pokud pilot nezasahuje do řízení motoru. Záznam se změnou otáček byl vyhodnocen ze záznamu kanálu ovládajícího regulátor z autopilota. Tyto hodnoty byly kalibrovány pomocí senzoru MRPM-AC.

GPS poloha

K měření polohy byl použit modul GPS od firmy Jeti Model. Stejně jako otáčky motoru není signál napojen na ústřednu SEDAQ. Záznam se ukládá do samotného GPS modulu a bude připojen k měření až v rámci vyhodnocení letových měření.

Autopilot

Autopilot (ArduPilot Mega 2.5+) má primární funkci udržet letoun v požadovaném letovém režimu a řídit ho po zadané trajektorii. Při letových měřeních byl autopilot použit ve stabilizovaném módu, aby udržel letoun v letu bez příčného sklonu a zároveň umožnil zásahy do řízení od pilota. Výhodou autopilota je také záznam letových dat do počítače pomocí telemetrie. Záznam nelze použít k identifikaci, kvůli malé frekvenci 5-10 Hz, ale lze velmi dobře použít jako reference hodnot k záznamu z měřicí ústředny SEDAQ. V průběhu vyhodnocení byly využity naměřené polohové úhly, úhlové rychlosti a zrychlení.

5.3 PŘÍPRAVA LETOVÝCH MĚŘENÍ

Měření rychlosti

Měření dynamické odezvy na impuls v řízení musí předcházet kalibrace a měření základních letových výkonů. Mezi tyto výkony, bez kterých se pro složitější měření neobejdeme, patří kalibrace rychloměrného systému, měření poláry a tahových charakteristik. Na zemi bylo možné kalibrovat snímače tlaku, ze kterých získáme za letu indikovanou rychlost V_{IAS} . Rychlost je daná následujícím vztahem.

$$V_{IAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_c - p_s)}{\rho_0}} \quad (31)$$

Tuto rychlost je třeba opravit o polohovou chybu pitot-statického systému. První měření proto zpravidla obsahují létání báze, ze kterého je možné získat aerodynamickou opravu δ_{Va} . Byl zaveden ještě předpoklad nestlačitelného proudění. Předpokládaná maximální horizontální rychlost letounu je zhruba 150 km/h, což je rychlost, při které je vliv stlačitelnosti zanedbatelně malý. Pak můžeme s aerodynamickou opravou určit rychlost kalibrovanou V_{CAS} , která se zároveň rovná rychlosti ekvivalentní V_{EAS} .

$$V_{CAS} = V_{EAS} = V_{IAS} + \delta_{Va} \quad (32)$$

Skutečná vzdušná rychlost V_{TAS} je pak daná přepočtem přes hustotu vzduchu.

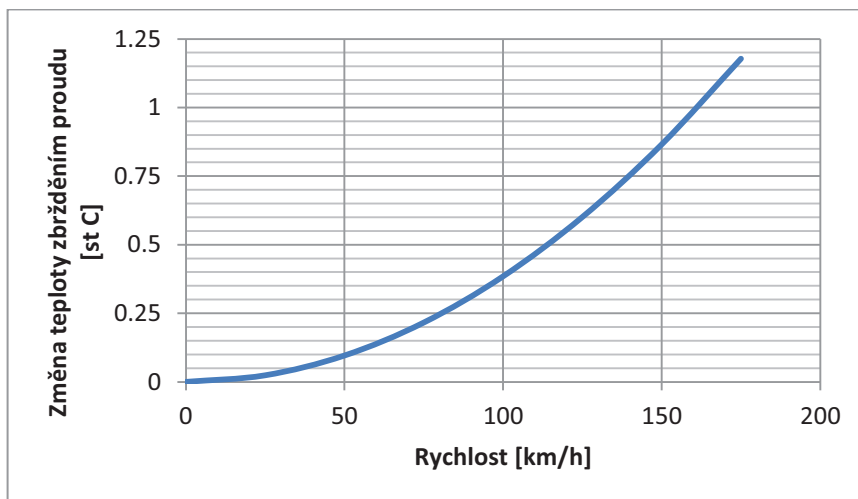
$$V_{TAS} = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \quad (33)$$

Měření letové výšky

Měření nadmořské výšky nemá pro zamýšlené účely identifikace velký význam. Reálné podmínky jsou vždy aspoň minimálně odlišné od stavu mezinárodní standardní atmosféry, kde dané výšce odpovídá určitý tlak, teplota a hustota vzduchu. V praxi se proto využívá přepočtení na teplotní hustotní nebo tlakovou výšku. Nejčastěji užívaná, tlaková výška, je nadmořská výška, která odpovídá určité výšce MSA podle tlaku. Určení letových hladin není tedy dáno nadmořskou výškou ale tlakem. Přesná znalost výšky u letounu VUT 700 Specto nevychází z potřeby dynamických měření, ale ze záměru použití autopilota při automatickém přistání. To je jediný případ, kdy se bez znalosti nadmořské výšky letoun neobejde. V případě letových měření za účelem identifikace aerodynamických charakteristik si vystačíme se znalostí tlakové výšky.

Měření teploty

Měření teploty je důležité pro znalost hustoty vzduchu. Můžeme se setkat se dvěma definicemi teploty. Jedna je okolní teplota a druhá teplota zbrzděného proudu. Pomocí druhého Bernoulliho integrálu lze určit rozdíl teplot daný zbrzděním proudu¹⁸.



Obr. 14: Nárůst teploty vlivem zbrždění okolního proudu

Obtékání reálného teploměru je velmi složité a hodnota měřená teploměrem se pohybuje mezi teplotou skutečnou a teplotou v bodě nulové rychlosti. Výsledná teplota se určí pomocí parametru β , který udává právě polohu naměřené teploty mezi zmíněnými hodnotami. V případě dynamických teploměrů, které měří teplotu zbržděného proudu je hodnota konstanty β rovno přibližně jedna. To znamená, že teploměr měří teplotu zbržděného proudu. S uvažováním tvaru teploměru a rozsahu rychlostí na letounu VUT 700 Specto je brána konstanta β rovna 0, tím je vliv zbrždění proudu zanedbáván.

Vážení letounu a určení centráže

Malé rozměry letounu umožňují vážení pomocí zavěšení letounu na závěsnou váhu. Tak byla zároveň určena poloha těžiště.



Obr. 15: Vážení letounu a kontrola centráže

Spolu s určením hmotnosti je třeba ještě provést určení momentu setrvačností letounu. V případě letu v rovině symetrie si vystačíme s momentem setrvačnosti kolem osy y . Pro stanovení momentů

setrvačnosti existují dva základní principy a to přímý a nepřímý. Přímý je výpočet pomocí rozložení jednotlivých hmot z hmotnostního rozboru. Metoda je přibližná a její přesnost závisí na přesnosti a podrobnosti hmotnostního rozboru. Další možností je metoda nepřímá a to je měření doby kyvu zavěšeného letounu dle principu fyzikálního kyvadla. Ačkoliv se jedná o velmi malé kmity, nepřesnost metody plyne ze zanedbání odporu vzduchu. Výpočet momentu setrvačnosti z doby kmitu popisuje následující vztah¹⁹.

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{I_{yo}}{m \cdot g \cdot d}} \rightarrow I_{yo} = \left(\frac{T}{2\pi}\right)^2 \cdot m \cdot g \cdot d \quad (34)$$

Veličina T je zde doba kmitu, což je doba, za kterou kyvadlo přejde z jedné krajní polohy do druhé a zpět. Poloměr otáčení, tedy vzdálenost těžiště od osy otáčení kyvadla je rameno d . Tímto způsobem určený moment setrvačnosti I_{yo} je vztažen k ose otáčení. Abychom získali moment setrvačnosti v těžišti, je třeba výsledek přepočítat pomocí Steinerovy věty:

$$I_y = I_{yo} - m \cdot r^2 \quad (35)$$

kde r je rameno osy otáčení od těžiště letounu. Měření momentu setrvačnosti vyžaduje velkou přesnost dodržení vzdálenosti osy otáčení od těžiště. Vzhledem k velkým rozměrům letounu a komplikacím při jeho zavěšování, byl moment setrvačnosti nakonec určen výpočtem z hmotnostního rozboru letounu.

„Daleko snáze se hledá chyba, než pravda.“

Johann Wolfgang von Goethe

6 LETOVÁ MĚŘENÍ

Cílem letových měření bylo získání záznamu měření, který lze použít k identifikaci aerodynamických charakteristik letounu v symetrickém letu. Jak již bylo zmíněno, všechny lety byly provedeny se stejnou hmotností $m = 15,5 \text{ kg}$ a centráží $x_T = 28 \% c_{SAT}$. Tím bylo dosaženo výhody, že jednotlivá letová měření jsou vzájemně časově zaměnitelná. Nezáleží-li na pořadí, bylo možné efektivně rozložit všechna potřebná měření do menšího počtu letů.

6.1 PRAKTICKÉ PROVEDENÍ LETOVÝCH MĚŘENÍ

S finální podobou letounu VUT 700e Specto bylo provedeno pět letových měření. První tři lety byly ještě bez stabilizace pomocí autopilota, druhé už s nainstalovaným autopilotem. Rozdíl mezi těmito lety byl tak velký, že první tři lety byly použity pouze pro některá kalibrační měření. Ukázalo se, že pilot ze země není schopen rozpoznat příčný sklon letounu letícího ve výšce 300 m nad zemí s přesností na 10 – 15 stupňů. Pro srovnání jsou na dalším obrázku č. 16 uvedeny dva screen-shoty z kamery umístěné na přídí letounu v horizontálním letu řízený RC pilotem a autopilotem.



Obr. 16: Udržení nulového příčného sklonu RC pilotem a autopilotem v horizontálním letu

Atmosférické podmínky pro dynamická měření byly následující:

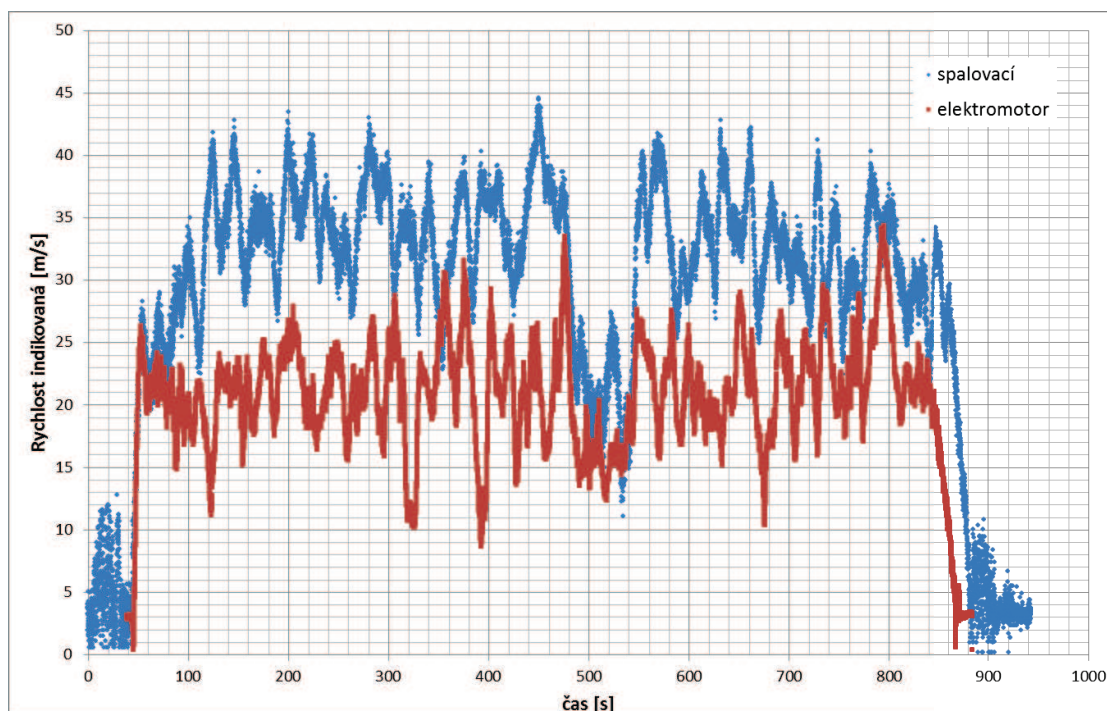
	Teplota	Tlak	Rychlost větru
	[°C]	[Pa]	[m/s]
Let č. 1	14,2	$9,73 \times 10^4$	5
Let č. 2	13,3	$9,77 \times 10^4$	6

Tab. 1: Atmosférické podmínky při letových měřeních

Vytrvalost a rychlost letu elektricky poháněného letounu

Vytrvalost letounu s pohonem na baterie je ve srovnání se spalovacím pohonem velmi nízká. Reálná doba letu letounu VUT 700e Specto s pohonem na elektrickou energii z baterií se pohybovala v rozmezí 12 – 15 minut v závislosti na využitém výkonu motoru. Ačkoliv je maximální výkon obou motorů srovnatelný, s elektromotorem se létalo mnohem pomaleji v oblasti režimů pro maximální vytrvalost kvůli dosažení co nejvyšší vytrvalosti a využití času pro měření. Při snaze létat na elektřinu při návrhovém cestovním režimu pro letoun s pístovým pohonem by byla vytrvalost zhruba pouhých 5 min. Průměrná hodnota součinitele

vztaku se u spalovacího motoru pohybovala kolem $c_L = 0,16$ zatímco u elektrického pohonu dosahovala hodnot $c_L = 0,44$. Na letu se to projevilo znatelným snížením směrové a příčné stability.



Obr. 17: Srovnání dvou záznamů indikovaných rychlostí letounu VUT 700e Specto se spalovacím a elektrickým pohonem

6.2 KALIBRAČNÍ LETOVÁ MĚŘENÍ

Báze

Létání báze bylo provedeno v rozsahu rychlostí předpokládaných při dalším měření. Při měření byly vybrány následující rychlosti: 18, 22 a 26 m/s. Okruhy byly prováděny nad VPD ve výšce přibližně 250 m nad zemí. Z hlediska pilotáže se jako nejvhodnější ukázaly okruhy s 500 m dlouhým přímým úsekem. Tyto úseky letoun proletí za cca 20 - 25 s. Dle literatury²⁰ je doporučený úsek pro měření báze odpovídající letu jedné až dvou minut. S letounem v RC režimu řízení nelze tak dlouhé měření provádět, proto byly létány kratší úseky s měřením zatíženým větší chybou. Výsledky měření byly použity na opravu polohové chyby pitot-statického systému.

Měření poláry

Měření poláry klasickým měřením se provádí ustálením letounu do různých rovnovážných režimů letu v klouzání bez vlivu tahu motoru. V případě letounu Specto je tento způsob časově i z hlediska pilotáže náročný, proto byla polára určena grafickou metodou z vybraných částí záznamu letových měření. Pro výpočet posloužily úseky, kdy letoun letěl v symetrickém letu s vrtulí v praporu. Polára byla řešena numericky z rovnice odvozené z rovnice rovnováhy pro let s vrtulí v praporu (zanedbán odpor vrtule):

$$L \cdot \cos \alpha + \sin \alpha \cdot \left(\frac{L \cdot \sin \alpha - m a_x}{\cos \alpha} \right) + m a_z = 0 \quad (36)$$

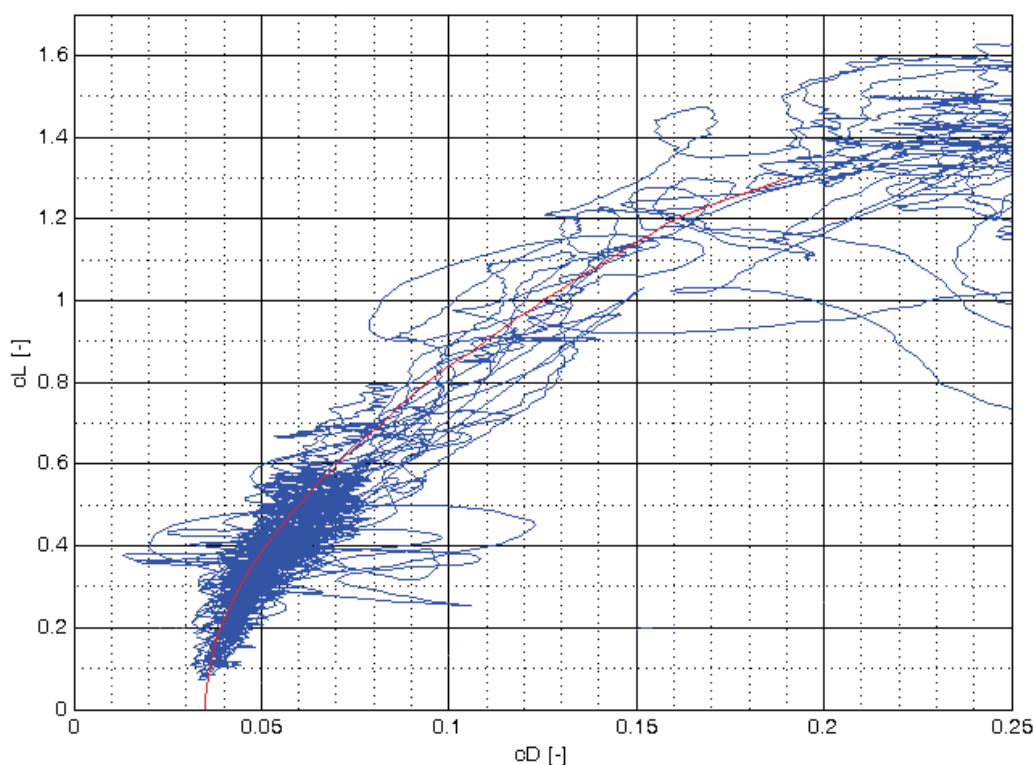
$$D = \frac{L \cdot \sin \alpha - m a_x}{\cos \alpha} \quad (37)$$

odtud součinitele vztlaku a odporu:

$$c_L = \frac{2L}{\rho S V^2} \quad (38)$$

$$c_D = \frac{2D}{\rho S V^2} \quad (39)$$

Získaná data byla graficky proložena s uvážením zanedbaného odporu vrtule. Protože nešlo zajistit během měření nulový úhel vybočení, proložená křivka byla volena částečně jako průměr naměřených hodnot a částečně jako obalová křivka. Měřené hodnoty v oblasti maximálního vztlaku jsou velmi rozhozené díky pádům s příčným sklonem po přetažení letounu za vrchol poláry.



Obr. 18: Grafické určení poláry z měřených dat

Měření tahu vrtule

Měření tahu vrtule se zpravidla provádí nepřímou metodou z pilových letů. Protože tento způsob je časově i z hlediska pilotáže RC letadel také příliš náročný, byl tah určen výpočtem z rovnic rovnováhy letounu se znalostí vztlaku a odporu určeného ze vztlakové čáry a poláry. Postup určení tahu byl následující:

$$\alpha \rightarrow c_L \rightarrow c_D \quad (40)$$

$$F_T = ma_x + c_D \frac{1}{2} \rho S V^2 \cos \alpha - c_L \frac{1}{2} \rho S V^2 \sin \alpha \quad (41)$$

Z vypočítaného tahu vrtule byla provedena kalibrace mezi měřenými otáčkami motoru. Takto získaná závislost pro určení tahu z otáček s uvážením vlivu rychlosti letu byla využita při identifikaci.

6.3 DYNAMICKÁ MĚŘENÍ

Dynamická měření byla iniciována jednoduchým impulzem do výškového kormidla. Celý manévr byl opakovaně prováděn s různou intenzitou impulzu a při různých rychlostech. Měření probíhalo ve stabilizovaném módu autopilota, který držel letoun v poloze s nulovým příčným sklonem a v konstantním kurzu. Velikost buzení kmitů byla nastavena různým ziskem regulátoru autopilota na kanálu výškového kormidla v kombinaci s jednoduchým zásahem pilota do řízení. Největší dynamické odezvy bylo dosaženo nastavením tak velkého zisku na regulátoru v autopilotu, že autopilot ve snaze vrátet letoun do horizontální polohy letoun sám rozkmitával.

6.4 MĚŘENÍ PÁDOVÉ RYCHLOSTI

Měření pádové rychlosti bylo posledním úkolem prováděných měření. Znalost pádové rychlosti je důležitá zejména pro fázi přiblížení k VPD před přistáním. Měření bylo prováděno se staženým plynem. Opakovaný manévr pokaždé skončil pádem po křídle.

„Logika tě dostane z bodu A do bodu B.
Představitivost tě dostane všude.“

Albert Einstein

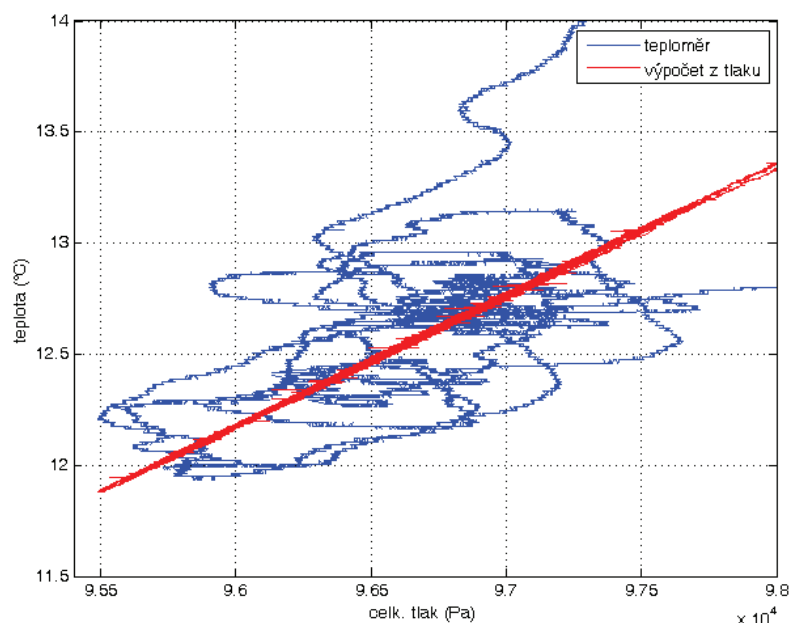
7 VYHODNOCENÍ VÝSLEDKŮ

7.1 ZPRACOVÁNÍ DAT

V průběhu zpracování dat bylo odhaleno několik nedostatků v naměřených veličinách. Šlo především o měření teploty a rychlosti.

Teplota

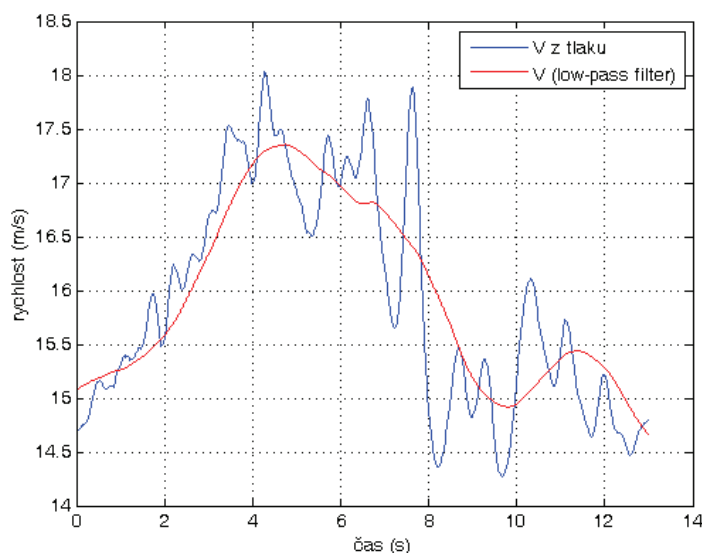
Teplota byla při vyhodnocení použita pro výpočet hustoty vzduchu ze stavové rovnice plynu. Údaj zaznamenaný z teploměru měl velké zpoždění. Při rychlé změně výšky pak teploměr dával špatné hodnoty. Problém zpoždění byl vyřešen přepočtem z okolního tlaku. Ze závislosti teploty na celkovém tlaku byl získán vztah mezi celkovým tlakem a teplotou. Tento vztah posloužil v dalším průběhu vyhodnocení ke stanovení teploty. Vztah pro přepočet teploty z tlaku byl stanoven pro každý let zvlášť.



Obr. 19: Srovnání teploty z teploměru a přepočtené hodnoty z tlaku

Rychlost

Rychlost je určena z dynamického tlaku. V průběhu vyhodnocení se ukázalo, že polohová chyba pitot-statického systému je závislá na úhlu náběhu. Tento problém lze odstranit provedením kalibrace v aerodynamickém tunelu. Se znalostí úhlu náběhu pak bude možné stanovit opravu rychlosti o polohovou chybu mnohem přesněji. Protože tyto měření zatím nebyly provedeny, byla rychlost stanovena pomocí filtru s nízkou pásmovou propustí.



Obr. 20: Vypočítaná a filtrovaná hodnota rychlosti

7.2 ČASOVÁ SYNCHRONIZACE A FILTROVÁNÍ DAT

Záznam na měřicí ústřednu obsahuje šum způsobený samotným měřícím zařízením ale také vibracemi letounu. Největší potřeba filtrování dat byla u vypočtené rychlosti z tlaku. Kvůli vlivu úhlu náběhu na měření tlaku byl záznam velmi rozkmitaný (Obr. 20). Tento filtr měl nastavenou propust 5 Hz. Ostatní naměřená data bylo možné filtrovat s mnohem vyšší frekvencí propusti. Filtr způsobil malý časový posun měřeného signálu, proto byl aplikován ještě před časovou synchronizací s daty z autopilota.

Data použitá pro vyhodnocení dynamických měření byla zaznamenána pomocí dvou různých zařízení. Ústředna SEDAQ zaznamenala údaje měřené na palubě letounu s frekvencí 100 Hz a telemetrický přenos dat pomocí ARDU autopilota zaznamenal údaje s frekvencí kolem 5 Hz. Samotný autopilot pracuje s mnohem vyšší frekvencí, ale na zem posílá už jen filtrovaná data. To je dáno kvůli velkému počtu kanálů a tím pádem i objemu telemetricky přenášených dat. Ke stanovení polohové chyby byl ještě použit záznam stažený z GPS modulu. Tyto všechny data bylo potřeba časově synchronizovat. Nešlo jen o posunutí ale i opravu různě běžícího času na jednotlivých přístrojích. Během patnáctiminutového letu se měřicí ústředna s autopilotem rozešla zhruba o jednu vteřinu. Zajímavostí je, že například modelářský otáčkoměr se za tu stejnou dobu letu časově rozešel přibližně o 24 s.

„Že nedostanete vždy, co chcete, je někdy obrovské štěstí.“

Dalajláma

8 ANALYTICKÉ ŘEŠENÍ HLEDANÝCH DERIVACÍ

Identifikované parametry jsou dané kombinací mnoha zejména geometrických vlivů. Některé parametry lze víceméně přesně odhadnout i analytickými metodami, u jiných parametrů se odhady mohou lišit i v desítkách procent. Analytický výpočet byl proveden podle metodiky shrnuté panem Daňkem⁶.

Sklon vztlakové čáry

Sklon vztlakové čáry konfigurace křídlo-trup byl určen pomocí CFD výpočtů provedených při návrhu letounu VUT 700 Specto²¹. Sklon vztlakové čáry VOP byl určen panelovou metodou v programu AVL²². Derivace srázového úhlu na VOP byla odhadnuta vtažením $2a_{KT}/(\pi A)$.

$$\begin{aligned} a &= a_{KT} + a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = \\ &= 5,0887 + 4,1539 \cdot 1,02 \cdot \frac{0,252}{1,3} (1 - 0,2387) = 5,7139 \text{ rad}^{-1} \end{aligned} \quad (42)$$

Sklon momentové čáry

Momentová čára je dána rozdílem polohy těžiště a aerodynamického středu letounu vynásobeným sklonem vztlakové čáry. Aerodynamický střed letounu byl stanoven dle vztahu:

$$c_{m\alpha} = a(\bar{x}_T - \bar{x}_A) = 5,7139 \cdot (0,28 - 0,5) = -1,257 \text{ rad}^{-1} \quad (43)$$

Derivace podle výchylky výškového kormidla

Tyto derivace vyjadřují vliv výchylky výškového kormidla na součinitele vzlaku a momentu. K jejich stanovení potřebujeme znát rameno $\tilde{l}_{VOP}$ a z něj určenou mohutnost $\tilde{V}_{VOP}$. Toto rameno bylo určeno graficky z výkresu letounu se znalostí polohy těžiště a aerodynamickým středem VOP v jedné čtvrtině hloubky VOP. Účinnost kormidla $\partial\alpha/\partial\delta$ byla určena dle lit⁶.

$$c_{L\delta} = a_{VOP} k_{VOP} \left(\frac{\partial\alpha}{\partial\delta}\right) \frac{S_{VOP}}{S} = 4,1539 \cdot 1,02 \cdot 0,57 \frac{0,252}{1,3} = 0,4681 \text{ rad}^{-1} \quad (44)$$

$$c_{m\delta} = -a_{VOP} k_{VOP} \left(\frac{\partial\alpha}{\partial\delta}\right) \tilde{V}_{VOP} = -4,1539 \cdot 1,02 \cdot 0,57 \cdot 0,672 = -1,623 \text{ rad}^{-1} \quad (45)$$

Derivace podle bezrozměrové rychlosti klopení

Tyto derivace vyjadřují vliv úhlové rychlosti klopení na součinitele vzlaku a momentu. Hlavní vliv derivace se projeví změnou úhlu náběhu na VOP. Derivace se vztahuje k bezrozměrové úhlové rychlosti klopení dané vztahem:

$$\bar{q} = \frac{q \cdot c_{SAT}}{2u_R} \quad (46)$$

$$c_{Lq} \doteq -c_{Zq} = 2a_{VOP}k_{VOP}\tilde{V}_{VOP} = 2 \cdot 4,1539 \cdot 1,02 \cdot 0,672 = 5,696 \quad (47)$$

$$c_{mq} = -2,3a_{VOP}k_{VOP}\tilde{V}_{VOP}\frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = -2,3 \cdot 4,1539 \cdot 1,02 \cdot 0,672 \frac{1,181}{0,34} = -22,712 \quad (48)$$

Uvedené derivace mají významný vliv na podélnou stabilitu, ovladatelnost a obratnost letounu. Jejich předběžná znalost je vyžadována pro posouzení kritérií letových vlastností při návrhu letounu. Přesnější znalost těchto derivací lze složitějšími metodami jako je CFD simulace, tunelové měření nebo právě letová měření.

8.1 URČENÍ AERODYNAMICKÝCH DERIVACÍ V PROGRAMU DATCOM

Software DATCOM, celým názvem „THE USAF STABILITY AND CONTROL DIGITAL DATCOM²³“ je program pro předběžnou analýzu aerodynamických charakteristik. Software obsahuje analytické metody pro stanovení derivací potřebných pro předběžné posouzení stability a říditelnosti letounu. Vzhledem k textovému rozhraní programu a poměrně komplikovanému zadávání kódu byla použita komerční verze DATCOM+²⁴, která zjednodušuje komunikaci se softwarem DATCOM a nabízí i grafické výstupy pro ověření správně zadaných vstupních dat. Textový soubor použitý jako vstup do programu je v příloze. Výsledné derivace jsou uvedeny v následující tabulce.

	analytické řešení	DATCOM	
c_{La}	5.7139	6.24	rad-1
c_{ma}	-1.257	-1.498	rad-1
c_{Ld}	0.4681	0.2807	rad-1
c_{md}	-1.623	-0.907	rad-1
c_{Lq}	5.696	7.014	-
c_{mq}	-22.712	-	-

Tab 2. Derivace součinitelů z analytického řešení a DATCOMu

Výsledky získané oběma způsoby se relativně dost liší. Oba přístupy představují nástroj pro předběžné stanovení aerodynamických charakteristik potřebných pro analýzu stability a říditelnosti letounu. Nejlepší přesnost DATCOMu můžeme očekávat u větších letounů s lidskou posádkou, pro které byl program sestaven. Program má omezený rozsah použitelných Reynoldsových čísel. Obtékání křidel a OP letounu VUT 700 Specto je mimo udávaný rozsah. Hodnoty jsou extrapolovány a jejich přesnost je třeba brát s rezervou. Program také nezahrnuje vliv laminární mezní vrstvy. Výsledky je tedy možné brát pouze jako informativní a poslouží k porovnání identifikovaných hodnot.

„Trojí cestou můžeme dojít k moudrosti: za první cestou přemýšlení, cestou to nejušlechtilejší; za druhé cestou napodobování, cestou to nejlehčí, a za třetí cestou zkušenosti, cestou to nejtěžší.“

Konfucius

9 IDENTIFIKACE AERODYNAMICKÝCH CHARAKTERISTIK

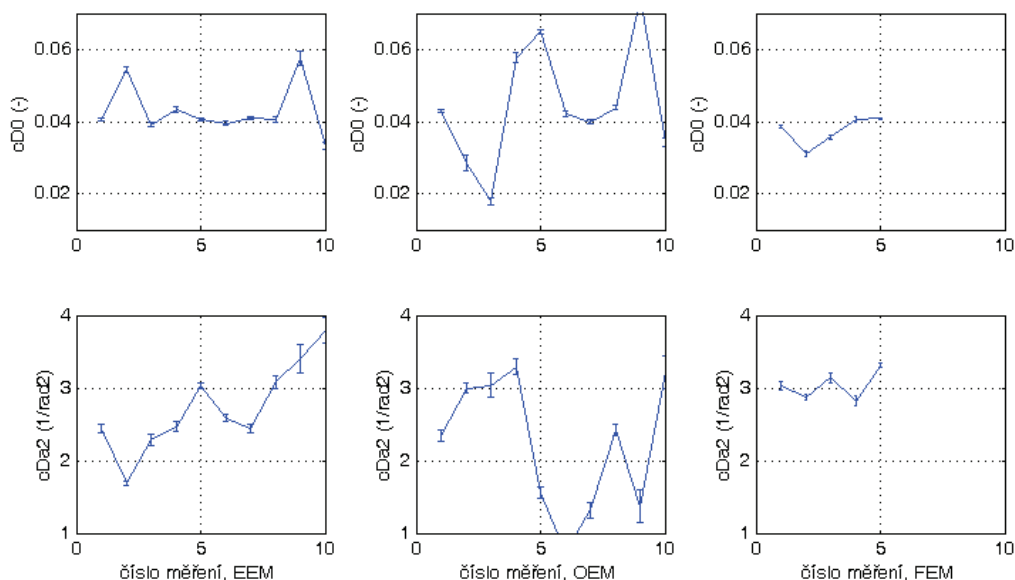
Výběr letových měření

Pro zpracování dat byly použity záznamy z posledních dvou letů provedených se stabilizací autopilotem. Ze záznamu byly vybrány úseky, které splňovaly podmínky malého příčného sklonu do 3° a také minimální úhlové rychlosti zatáčení s maximy do $2,5^\circ/\text{s}$. Tato kritéria splňovalo 15 úseků o délkách 8 – 25 s. Výsledný počet analyzovaných úseků byl pak omezen, protože u některých úseků nebylo dosaženo konvergence u metod OEM a FEM. V případě rozšířených rovnic byla dosažena konvergence ještě u menšího počtu úseků. Dodatečně byly vyhodnoceny i části jednotlivých úseků obsahující právě jeden vstupní signál výškovým kormidlem. Tyto krátké výřezy obsahovaly záznam o délce 2 – 5 s. Vybrané úseky obsahují lety s různými nastaveními plynu a různými úrovněmi buzení kmitů.

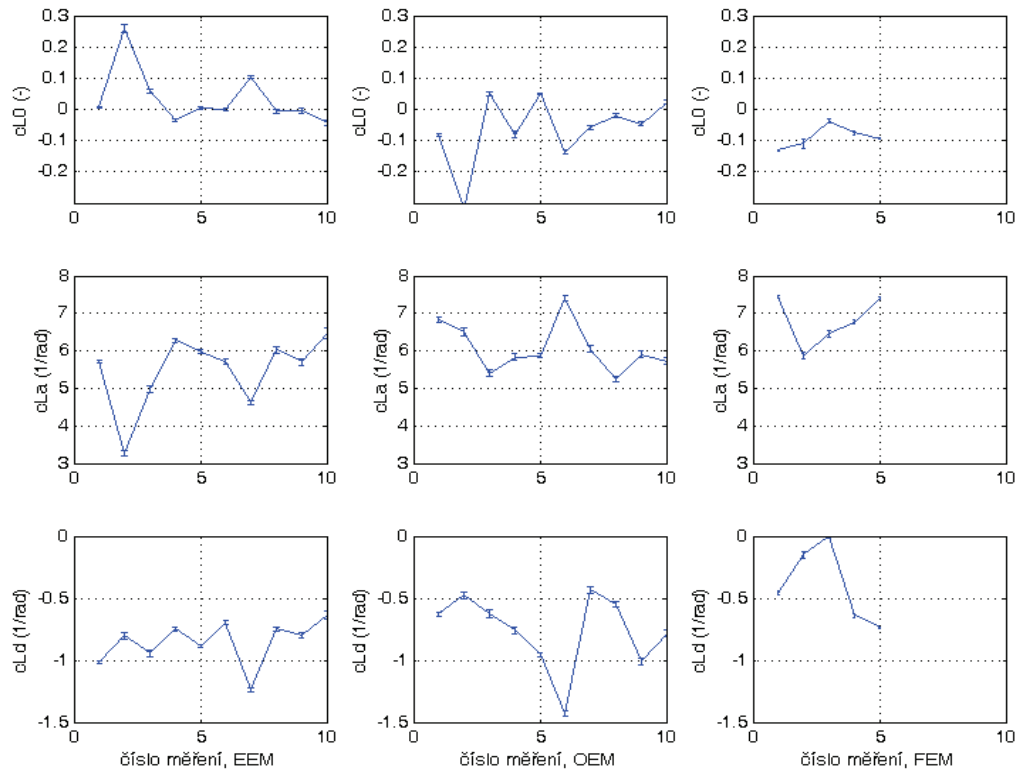
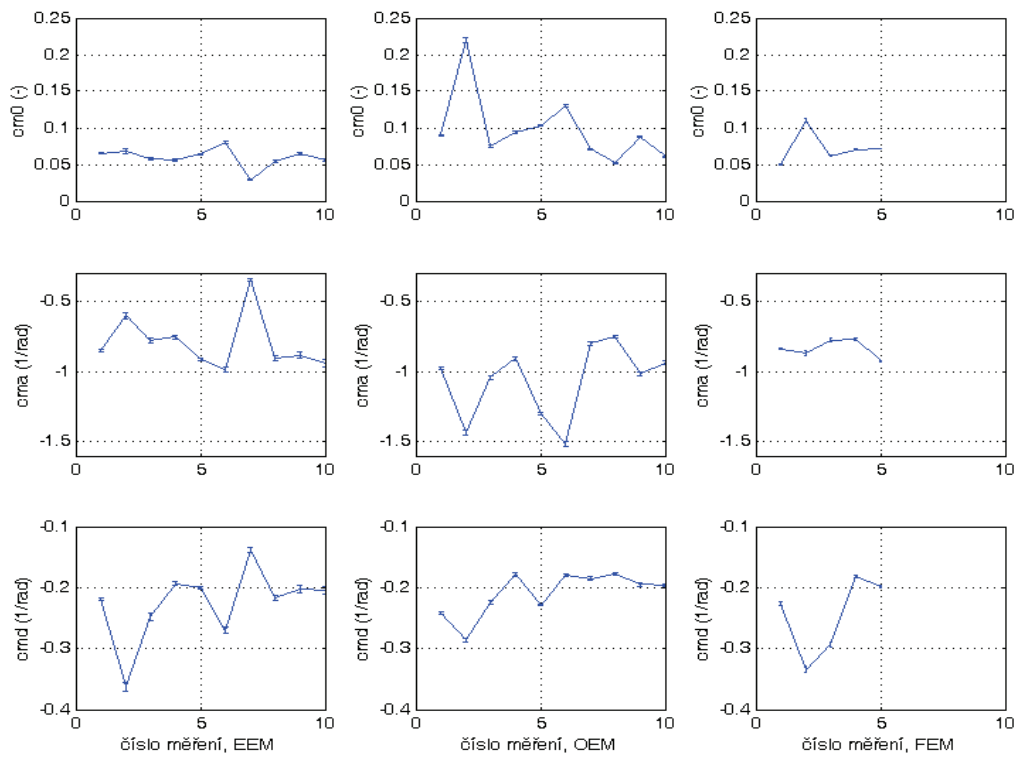
Vyhodnocení identifikovaných parametrů

Následující obrázky 21 – 27 shrnují porovnání odhadu parametrů jednotlivými metodami pro všechny konvergující úseky měření. Na ose x je vyneseno číslo měření. První tři hodnoty jsou z prvního letu, další byly získány z druhého měřicího letu. První tři obrázky odpovídají identifikovaným parametrům podle rovnic (5), (7) a (26), další čtyři obrázky jsou pro rovnice (8), (9) a (26).

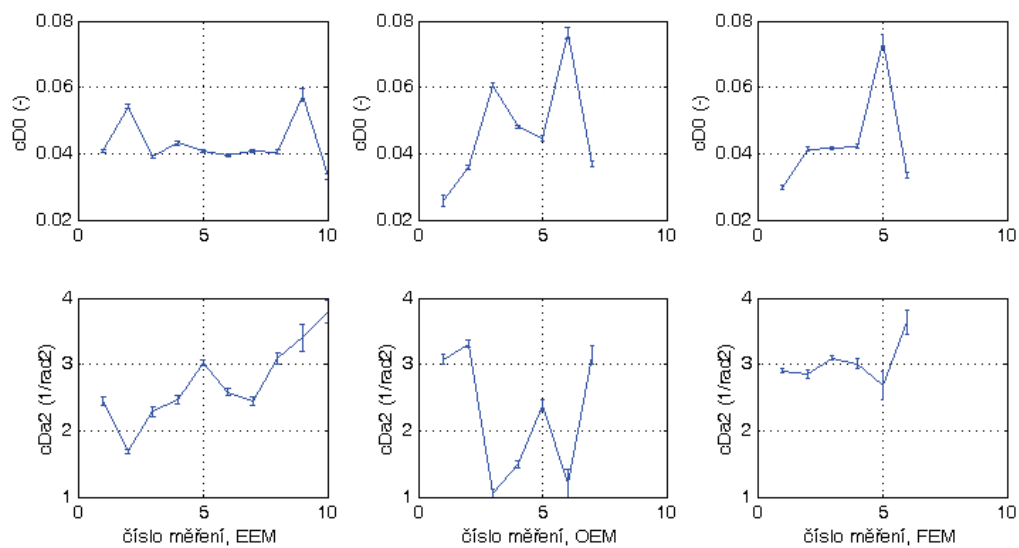
Odhady parametrů pro variantu rovnic (5), (7) a (26)



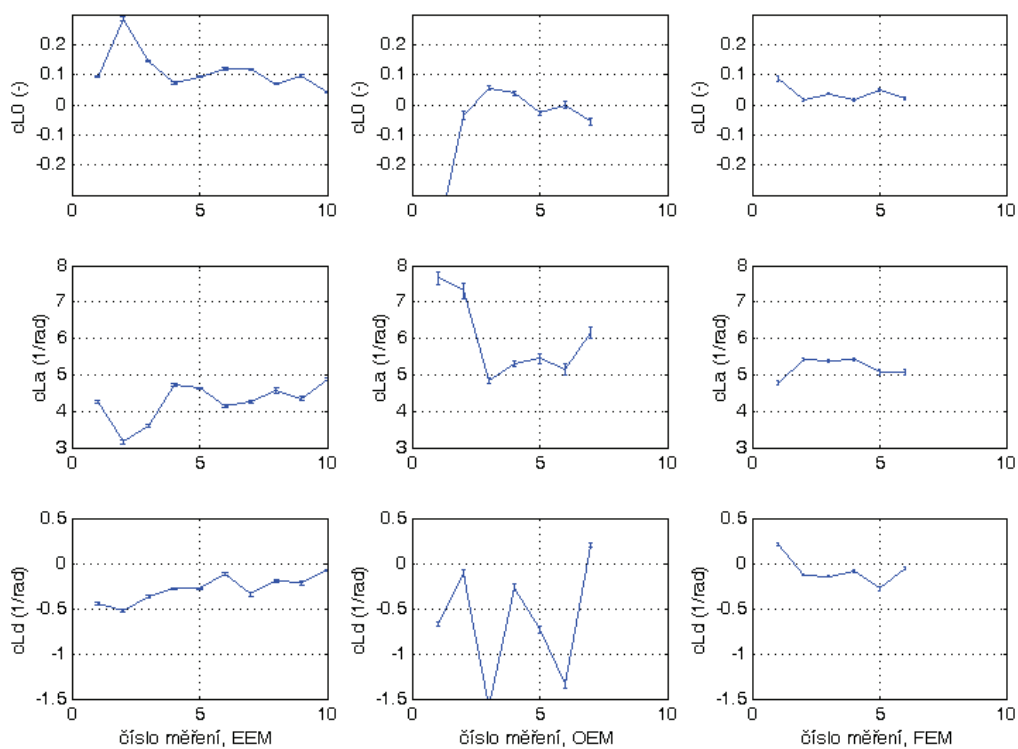
Obr. 21: Srovnání odhadů c_{D0} a c_{Da2} jednotlivými identifikačními metodami

Obr. 22: Srovnání odhadů c_{L0} , $c_{L\alpha}$ a $c_{L\delta}$ jednotlivými identifikačními metodamiObr. 23: Srovnání odhadů c_{m0} , $c_{m\alpha}$ a $c_{m\delta}$ jednotlivými identifikačními metodami

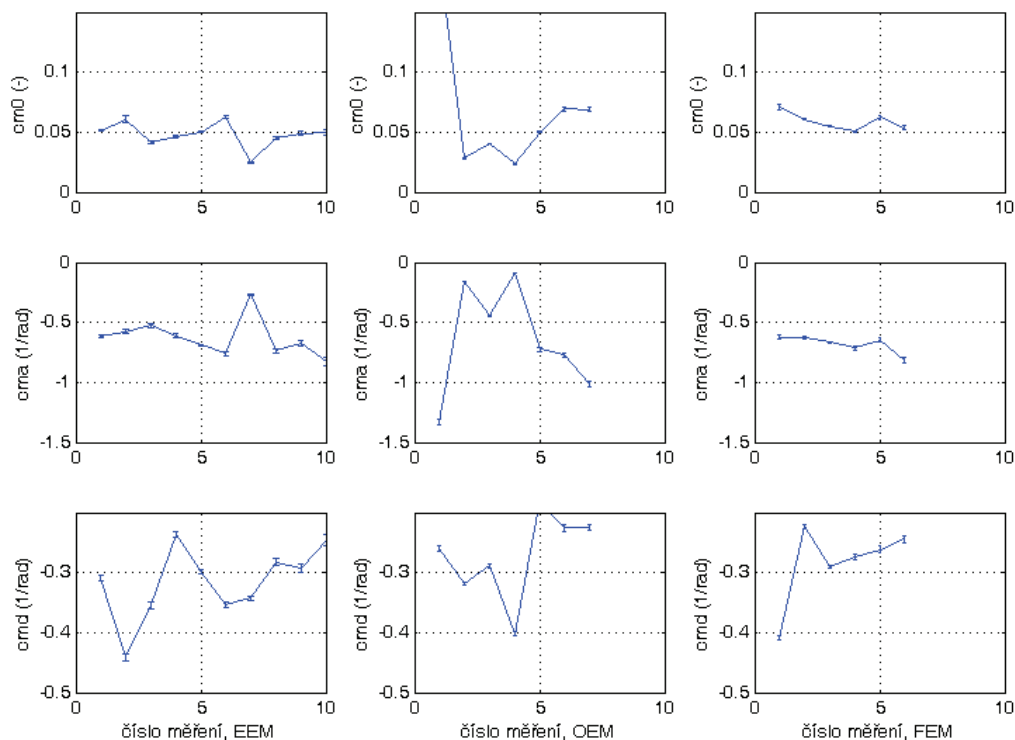
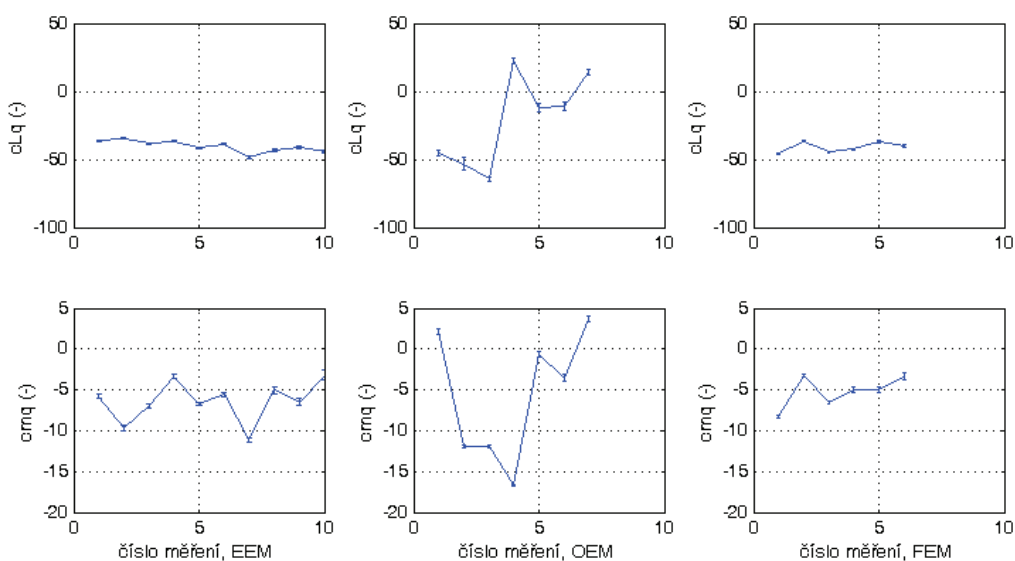
Odhady parametrů z rovnic (8), (9) a (26)



Obr. 24: Srovnání odhadů c_{D0} a c_{Da2} jednotlivými identifikačními metodami



Obr. 25: Srovnání odhadů c_{L0} , c_{La} a c_{Ld} jednotlivými identifikačními metodami

Obr. 26: Srovnání odhadů c_{m0} , $c_{m\alpha}$ a $c_{m\delta}$ jednotlivými identifikačními metodamiObr. 27: Srovnání odhadů c_{mq} a c_{Lq} jednotlivými identifikačními metodami

Z uvedených výsledků byl následně určen vážený průměr (49) a vážená směrodatná odchylka (50) pro odhad parametrů p jednotlivými identifikačními metodami²⁵. Váhy n_i byly určeny jako převrácená hodnota směrodatných odchylek s_{xi} odhadu parametrů při jednotlivých měření. Rozsahy náhodného výběru pro výpočet směrodatné odchylky jsou dány počtem řádků v datovém záznamu každého měřeného úseku.

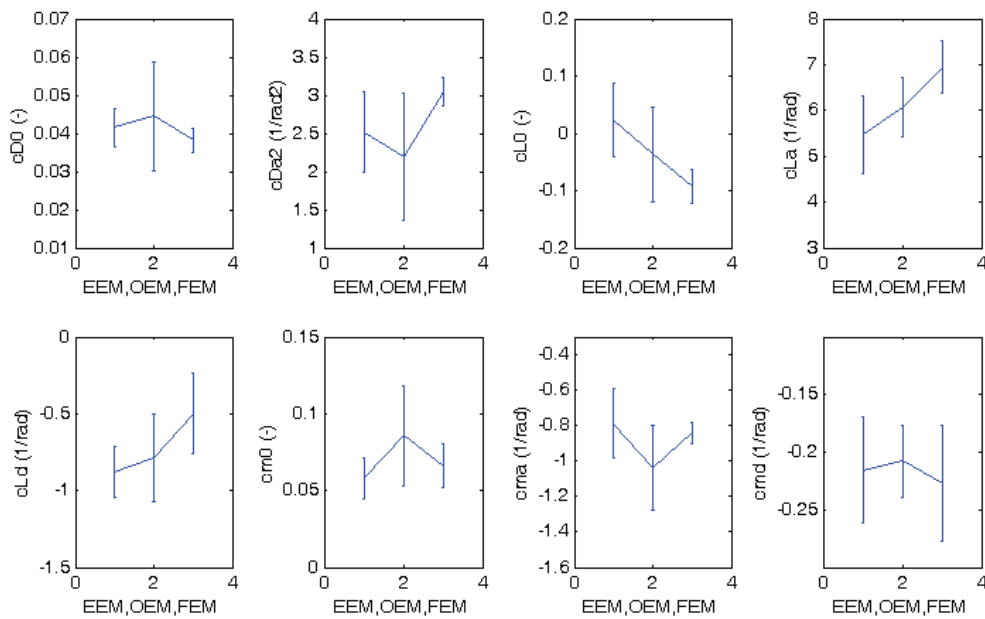
$$\bar{p} = \frac{1}{n} \sum p_i \cdot n_i \quad (49)$$

$$s_x = \sqrt{\frac{1}{n-1} \left[\sum p_i^2 \cdot n_i - \frac{1}{n} \left(\sum p_i \cdot n_i \right)^2 \right]} \quad (50)$$

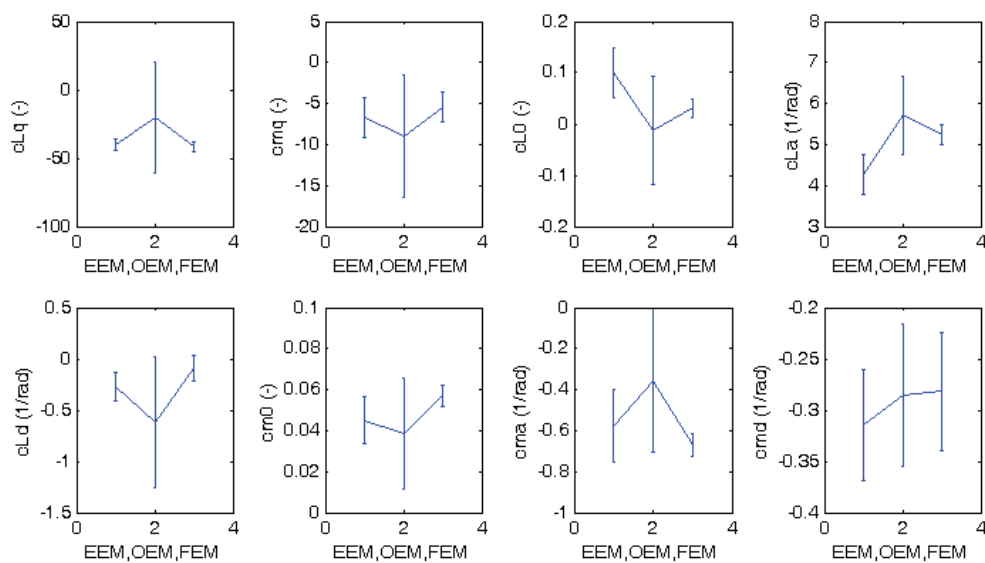
kde platí:

$$n = \sum n_i \quad (51)$$

$$n_i = \frac{1}{s_{xi}} \quad (52)$$



Obr. 28: Výsledné odhady parametrů – pro rovnice (5), (7) a (26)



Obr. 29: Výsledné odhady parametrů – pro rovnice (8), (9) a (26)

9.1 ZHODNOCENÍ IDENTIFIKOVANÝCH PARAMETRŮ

Následující tabulka shrnuje odhady parametrů z identifikace a porovnává s předběžným odhadem analytickým výpočtem a programem DATCOM+. Index 1 značí jednodušší variantu rovnic (5), (7) a (26), index 2 rozšířenou variantu rovnic (8), (9) a (26).

	EEM ₁	OEM ₁	FEM ₁	EEM ₂	OEM ₂	FEM ₂	Analytic.	DATCOM	
c_{D0}	0.0416	0.0445	0.0383	0.0416	0.0469	0.0406	-	-	[-]
c_{Da2}	2.5165	2.1976	3.0486	2.5165	2.2887	2.9941	-	-	[rad ⁻²]
c_{L0}	0.0240	-0.0368	-0.0925	0.1001	-0.0132	0.0308	-	-	[-]
c_{La}	5.4744	6.0817	6.9494	4.2786	5.7137	5.2370	5.7139	6.24	[rad ⁻¹]
c_{Ld}	-0.8768	-0.7876	-0.4977	-0.2720	-0.6211	-0.0907	0.4681	0.2807	[rad ⁻¹]
c_{m0}	0.0582	0.0857	0.0663	0.0449	0.0387	0.0570	0.0878	-	[-]
c_{ma}	-0.7868	-1.0363	-0.8409	-0.5775	-0.3557	-0.6705	-1.257	-1.498	[rad ⁻¹]
c_{md}	-0.2154	-0.2077	-0.2269	-0.3151	-0.2858	-0.2819	-1.623	-0.907	[rad ⁻¹]
c_{mq}	-	-	-	-6.7295	-8.9390	-5.4566	-22.712	-	[-]
c_{Lq}	-	-	-	-40.089	-20.527	-41.521	5.696	7.014	[-]

Tab. 3: Srovnání výsledných parametrů

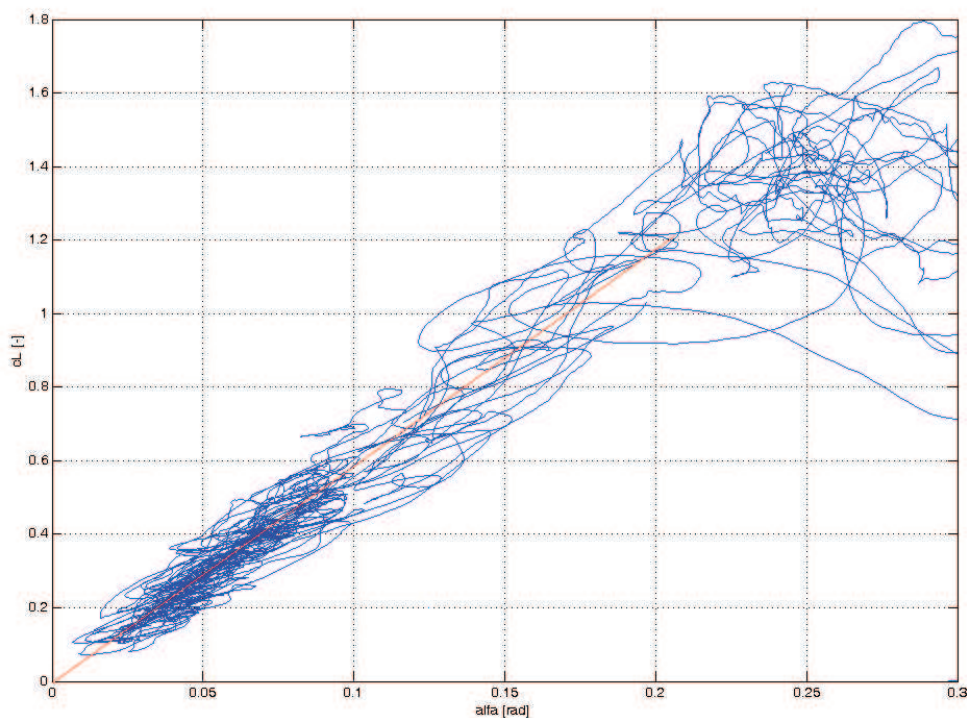
9.1.1 Rozvaha nad výsledky

Součinitel odporu při $\alpha = 0^\circ$ c_{D0} a derivace c_{Da2}

Derivace součinitele odporu podle druhé mocniny úhlu náběhu zastupuje derivaci podle druhé mocniny součinitele vztaku z analytické poláry. Odhad derivace podle součinitele vztaku je problematický, protože do odhadu c_D se promítanou chyby z odhadu c_L . Proto byla použita derivace podle úhlu náběhu. Aby bylo možno náhradu součinitele vztaku za úhel náběhu provést s dodržением tvaru analytické poláry (6), měla by náhrada obsahovat následující členy:

$$c_D = c_{D0} + c_{D\alpha} \cdot \alpha + c_{Da2} \cdot \alpha^2 \quad (53)$$

Na obrázku 30 je znázorněn grafický odhad vztakové čáry určené z měření dynamického manévru v rovině symetrie. Odhad vztakové čáry prochází přibližně počátkem, proto byl člen $c_{D\alpha} \cdot \alpha$ vynechán s tím, že c_{D0} při nulovém vztaku bude odpovídat c_{D0} při nulovém úhlu náběhu. Ve srovnání s grafickým odhadem $c_{D0} = 0,035$ z měření na obr. 18 vyšel odhad identifikačními metodami trochu vyšší. Derivaci c_{Da2} pro odlišný rozměr srovnávat s hodnotou $1/(\pi Ae)$ z rovnice (6) nelze.



Obr. 30: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu z dynamického měření

Součinitel vztlaku při $\alpha = 0^\circ$ c_{L0}

Z grafického odhadu vztlakové čáry vychází součinitel přibližně roven nule. Identifikovaný parametr se od této hodnoty výrazně neliší. Největší shoda s grafickým odhadem z obr. 30 nastala pro metodu OEM, která na druhou stranu vykazala největší směrodatnou odchylku obr. 28 a 29.

Derivace $c_{L\alpha}$

Sklon vztlakové čáry je jednou z nejdůležitějších aerodynamických derivací letadel. Derivace $c_{L\alpha}$ ovlivňuje značnou část letových vlastností letounu a je od ní odvozeno například zatížení křídla od poryvu. Analyticky určená hodnota $5,7139 \text{ rad}^{-1}$ je velmi blízká hodnotě $5,854 \text{ rad}^{-1}$ získané graficky z obr. (30). Nicméně, měřený sklon vztlakové čáry je sklonem rovnovážným, to znamená s vlivem výchylky výškového kormidla do rovnovážného stavu pro různé rychlosti. Analyticky určený sklon můžeme do rovnovážného stavu přepočítat⁶:

$$(c_{L\alpha})_R = c_{L\alpha} \frac{l_{VOP}^*}{\bar{l}_{VOP}} = 5,7139 \frac{1,111}{1,181} = 5,3753 \text{ rad}^{-1} \quad (54)$$

Z identifikačních metod je opět nejbližší metoda OEM ve tvaru rovnic (5), (7) a (26). Vzhledem k rozptylu identifikovaných hodnot se jeví jako nej přesnější metoda měření v ustálených režimech letu. Ze znalosti rychlosti a úhlu náběhu lze pak sklon vztlakové čáry jednoduše dopočítat.

Derivace $c_{L\delta}$

Derivace součinitele vztlaku podle výchylky výškového kormidla vyjadřuje vliv vychýlení kormidla na celkový součinitel vztlaku. Kladná výchylka dolů znamená kladný přírůstek vztlaku, proto má být hodnota derivace kladná. Identifikované odhady všemi metodami se tuto derivaci nepodařilo změřit. Naměřená derivace má opět charakter rovnovážné derivace, která v tomto případě má opačné znaménko. Zvýšení vztlaku na VOP po vychýlení výškového kormidla se projeví zvýšením klopivého momentu a ve výsledku pak snížením celkového součinitele vztlaku letounu. Příčina výsledku nespočívá v identifikačních metodách, ale v samotném měření a zpracování dat. Jako hlavní příčina byla stanovena nedostatečná přesnost měření. Mezi úhly α a δ existuje z principu vzájemná korelace. Má-li být měření obou derivací přesné, je třeba docílit v rámci měření jejich odlišné odezvy. To principiálně není možné v ustáleném režimu, ale jen při vybuzení rychlých kmitů. Hlavní důvody nedostatečné přesnosti měření byly tyto:

- 1) Ne zcela tuhé nosníky ocasních ploch. V předpokladech této práce byl uvažován letoun jako tuhé těleso, ve skutečnosti jsou nosníky pružné a při zatížení dochází k deformaci a natočení VOP, což znehodnocuje měření.
- 2) Druhým důvodem je záznam výchylky výškového kormidla. Záznam byl proveden ze signálu serva řídicího výškové kormidlo. Skutečná výchylka se vlivem zatížení, deformací a vůlí mechanického převodu liší.
- 3) Nedostatečně přesná data z hlediska nízké tuhosti a kmitání bylo třeba filtrovat na příliš nízkou frekvenci.

Z těchto důvodů má identifikovaná hodnota derivace $c_{L\delta}$ charakter rovnovážné hodnoty, která zahrnuje vliv změny úhlu náběhu po vyrovnání letounu do rovnovážné polohy po vychýlení výškového kormidla.

Součinitel momentu při $\alpha = 0^\circ$ c_{m0}

Analyticky stanovená hodnota vychází z předpokladu, že rovnovážný režim s nulovou výchylkou výškového kormidla nastane při úhlu náběhu 4° . Identifikované hodnoty se pro rovnice (5), (7) a (26) významně neliší, u rozšířených rovnic byly odhadnuty hodnoty nižší. Velikost odhadnutého parametru souvisí s následující derivací vyjadřující sklon momentové čáry.

Derivace $c_{m\alpha}$

Analytická hodnota derivace je určena ze vzdálenosti polohy těžiště a aerodynamického středu letounu. Vyšší shody s analytickým výpočtem a hodnotou získanou z DATCOMu bylo dosaženo u jednodušší varianty rovnic (5), (7) a (26). Sklon momentové čáry vyjadřuje míru stability letounu, která se u RC modelů používá relativně vysoká, kvůli snadnější pilotáži. Lze tedy předpokládat, že blíže realitě jsou analytické odhady derivace než ty identifikované. Důvod je daný přesností odhadu následující derivace.

Derivace $c_{m\delta}$

V tomto případě jde o analogický výsledek k derivaci vztlaku podle výchylky výškového kormidla. Identifikované hodnoty jsou oproti analytickému odhadu menší, protože jde i v tomto případě o derivaci pro rovnovážný režim zahrnující změnu úhlu náběhu. Nicméně díky shodnému znaménku derivací $c_{m\alpha}$ a $c_{m\delta}$ nejde v tomto případě o tak velký rozdíl jako u derivací součinitele vztlaku.

Derivace c_{mq} a c_{Lq}

Tyto dvě derivace vyjadřují vliv úhlové rychlosti klopení na součinitele momentu a vztlaku. Derivace c_{mq} se také nazývá derivace tlumení momentu klopení. Tyto derivace vyžadují stejně jako derivace podle výchylky kormidla velmi přesné měření. Vliv zmíněných nedostatků se tedy projevil stejným způsobem i zde a identifikované parametry nelze považovat za reálné hodnoty. V praxi se někdy navíc derivace udávají jako součtové i s derivacemi podle časové změny úhlu náběhu²⁶. Důvod je ten, že úhlová rychlost klopení a časová derivace úhlu náběhu mají velmi podobný časový průběh a odhad obou derivací zároveň může působit nestabilitu numerických výpočtů.

9.1.2 Porovnání identifikačních metod

Všechny tři metody mají své výhody a nevýhody. Původně plánované metody EEM a OEM neumí zpracovávat procesní chybu. Metoda EEM je principiálně nejjednodušší, jako hlavní nevýhodu oproti OEM lze spatřit ve statistickém odhadu parametrů. Odhad metodou nejmenších čtverců je nestranný pouze v případě, že nezávisle proměnné jsou měřeny bez chyby, čehož nelze ve skutečnosti dosáhnout. Maximálně věrohodný odhad využívající OEM dává nestranný odhad parametrů i při měření nezávislých proměnných s chybou.

Rozptyl hodnot jednotlivých metod je způsoben především dvěma činiteli. První z nich jsou turbulence v atmosféře. Vzhledem k časovým možnostem týmu zajišťující letová měření a nestálosti počasí nebylo možné provést v průběhu vyhrazených dvou měsíců měření v klidné atmosféře. Druhým činitelem působícím rozptyl odhadovaných parametrů se týká metody OEM. V kapitole o této metodě bylo řečeno, že vstupní signál musí být nezávislý na výstupu systému. Vstupní signál byl při použití stabilizovaného módu kombinován ze zásahů pilota a autopilota, což znamená, že jedna ze základních podmínek použití metody nebyla splněna. Série dynamických manévru bez vlivu autopilota na výškové kormidlo byla odlétána pouze bez příčné stabilizace autopilotem a tato měření byla pro nedodržený příčný sklon pro identifikaci aerodynamických charakteristik v symetrickém letu nepoužitelná.

9.1.3 Volba optimálního modelu

Rozšíření rovnic o derivace podle úhlové rychlosti klopení se projevily na odhad ostatních parametrů negativně. Protože naměřená data neumožnila identifikaci těchto parametrů, nepřesnost se díky tomu přenesla i na další parametry jako derivace podle úhlu náběhu a součinitele při nulovém úhlu náběhu. Nejpresnějších hodnot v případě použitého měření tedy dostaneme při tvaru aerodynamických součinitelů:

$$c_L = c_{L0} + c_{L\alpha} \cdot \alpha \quad (55)$$

$$c_D = \theta_1 + \theta_2 \alpha^2 + \varepsilon \quad (56)$$

$$c_m = c_{m0} + c_{m\alpha} \cdot \alpha + c_{m\delta v} \cdot \delta_v + c_{mq} \cdot q \quad (57)$$

9.2 DOPORUČENÍ PRO DALŠÍ POSTUP V PROJEKTU VUT 700E SPECTO

V průběhu práce na projektu došlo k velkým změnám a vylepšením letounu i měřicí ústředny. Přesto bylo určeno několik bodů vhodných k úpravě pro další rozvoj letounu jako prostředku pro dynamická letová měření a autonomní provoz:

- 1) Instalace snímače výchylky výškového kormidla, protože záznam signálu řízení je zatížen již zmíněnými chybami. Dále rozšíření o snímání úhlu vybočení, výchylek směrových kormidel a křidélek pro identifikaci plného matematického modelu s šesti stupni volnosti.
- 2) Kalibrace pitot-statického systému v aerodynamickém tunelu za účelem získání opravy způsobené úhlem náběhu a vybočení.
- 3) Zvýšení tuhosti nosníků ocasních ploch. Trubkové kompozitové nosníky jsou díky svým rozměrům poměrně složité na technologii výroby. Alternativní možností k výrobě nových nosníků je vyztužení těch stávajících.

*„Inteligentní lidé se snaží problémy řešit,
geniální se je snaží nedělat!“*

Albert Einstein

10 MODEL V RC SIMULÁTORU

Jednou z možných aplikací výsledků dynamických měření je přenesení vlastností reálného letounu na model v leteckém simulátoru. Připravovaný virtuální model letounu VUT 700 Specto má dva základní cíle. Zaprvé jde o cvičný nástroj pro piloty. VUT 700 Specto je především studentský projekt a to znamená, že je třeba stále hledat nové piloty, kteří mají zkušenosti s většími RC modely. Stabilizovaný mód autopilota sice řízení velmi usnadňuje, ale dokud nebude projekt dotažen do plně autonomního systému, letoun se bez zkušeného pilota neobejde. Druhým cílem simulátoru je možnost interaktivní prezentace projektu při různých popularizačních akcích pro studenty, kde je potřeba prezentovat výsledky vědecké práce populární formou a zaujmout v silné konkurenci ostatních oborů.



Obr. 31: Geometrický model v RC simulátoru

Z velkého množství RC simulátorů byl zvolen ClearView RC Simulator. Jde o komerční simulátor, který ovšem nabízí velmi dobrý poměr kvality a ceny. Zadávání parametrů modelů se neprovádí přímo skrze aerodynamické derivace, ale přes parametry, které jim více či méně odpovídají. Pro co nejvěrnější nastavení bude použito částečně výsledků měření a částečně pocitově srovnáním pilota se skutečným modelem. Nastavení dynamiky modelu už není obsahem této práce a bude řešeno v rámci dalších studentských projektů a aktivit na Leteckém ústavu.

*„Hvězdy jsou krásné, protože je na nich květina, kterou není vidět...“
"Ano, jistě," řekl jsem a mlčky jsem pozoroval vlnu písku ve svitu měsíce.
"Poušť je krásná...", "dodal.
A měl pravdu. Vždycky jsem miloval poušť. Usedneme na pískový přesyp... Nevidíme nic...
Neslyšíme nic...
A přece něco září v tichu...
"Poušť je krásná právě tím, že někde skrývá studnu...", "řekl malý princ.
Byl jsem překvapen, že pojednou chápu to tajemné záření písku. Když jsem byl malým
chlapcem, bydlil jsem ve starobylém domě a pověst vyprávěla, že je tam zakopán poklad.
Nikdy jej ovšem nikdo nedovedl objevit a snad jej ani nehledal. Ale dodával kouzlo
celému tomu domu. Můj dům skrýval ve svých hlubinách tajemství...
"Ano," řekl jsem malému princ, "ať je to dům, hvězdy nebo poušť, to, co je dělá
krásnými, je neviditelné!"
Saint Antoine De Exupéry, Malý princ*

11 ZÁVĚR

Dizertační práce se týká identifikace aerodynamických charakteristik v symetrickém letu. Podoba celé práce se odvíjela od rozhodnutí provést identifikaci na vznikajícím bezpilotním letounu VUT 700 Specto.

V první části práce bylo zpracováno teoretické pojednání o identifikačních metodách. Tato část práce byla završena simulací letového měření s provedením identifikace aerodynamických charakteristik metodou EEM. V průběhu řešení práce byla mezi vybrané metody zahrnuta ještě metoda FEM, která dokáže eliminovat procesní chybu, kterou představují zejména turbulence v atmosféře.

Hlavní cíl identifikace aerodynamických charakteristik z provedených letových měření byl splněn, ale identifikované parametry v plné výši nedosáhly očekávaných hodnot. U derivací se podařilo získat pouze hodnoty odpovídající vlivu na rovnovážný let. Pro získání derivací dle výchylky výškového kormidla a úhlové rychlosti klopení je třeba provést několik navržených opatření, aby bylo dosaženo očekávaných výsledků.

Reálným výstupem dizertační práce je dotažení projektu Specto do stavu provozuschopného experimentálního letounu. Letoun je vybaven sondou pro měření úhlu náběhu a elektromotorem zajišťujícím klidný chod letounu. Na míru navržená ústředna provádí záznam měřených dat na frekvenci 100 Hz plně postačující pro dynamická měření. Přínosem dizertační práce je kromě částečné znalosti matematického modelu letounu zejména samotný letoun VUT 700e Specto, připravený k dalším letovým měřením.

12 SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] ZADEH, L. A. From circuit theory to system theory. *Proceedings of the IRE*, 1962, pp. 856-865.
- [2] JATEGAONKAR, R. V. *Flight vehicle system identification*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. 534 s. ISBN 1-56347-836-6.
- [3] KALMAN, R. E. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems. *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, Series D, Journal of Basic Engineers*, 1960, Vol. 82, pp. 35-45.
- [4] HAMEL, P. G., JATEGAONKAR, R. V. Evolution of flight vehicle system identification. *Journal of Aircraft*, 1996, pp. 9-28.
- [5] NOSKIEVIČ, P. *Modelování a identifikace systémů*, Montanex a.s., Ostrava, 1999. 276s. ISBN 80-7225-030-2.
- [6] DANĚK, V. *Mechanika letu II: Letové vlastnosti*. Akademické nakladatelství CERM, Brno, 2011. 334 s. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [7] DUKE, E. L., ANTONIEWITZ, R. F.: KRAMBEER, K. D.: Derivation and Definition of a Linear Aircraft Model, *NASA Reference Publication 1207*, Ames Research Center, Edwards, California, 1988.
- [8] TISCHLER, M. B., REMPLE, R. K. *Aircraft and rotorcraft system identification*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, 2006. 523 s. ISBN 1-56347-837-4.
- [9] BILGINS, E. *Bilgin's blog*, 2009, [cit. 2013-05-30] Dostupné z: <http://bilgin.esme.org/BitsBytes/KalmanFilterforDummies.aspx>
- [10] WANG, L., LIBERT, G., MANNENBACK, P. Kalman Filter Algorithm Based on Singular Value Decomposition, In *Proceedings of the 31st Conference on Decision and Control*, Tuscon, Arizona, 1992.
- [11] ZHANG, Y. A SVD-based extended Kalman filter and applications to aircraft flight state and parameter estimation. In *American Control Conference*, 1994. IEEE, 1994. pp. 1809-1813.
- [12] MathWorks, Inc., Documentation Center – Simulink, 2013, [cit. 2013-05-30] Dostupné z: <http://www.mathworks.com/help/simulink/index.html>
- [13] ZIKMUND, P. Aerodynamic Characteristics Identification: Methods Overview and Application of Error Equation Method, In *Research Bulletin, international READ conference*, 28. – 30. 6., Warszawa PL, 2010, vol. 2010, ISSN 1425-2104.
- [14] ZIKMUND, P., DOUPNÍK, P. VUT „SPECTO“ Mini-UAV Aerodynamic Design, *Czech Aerospace Proceedings*, 2008, No.2, pp. 17-19, ISSN 1211-877X.
- [15] VERBOUW, M. *Conceptual Study of Electric Powered VUT 700 SPECTO UAV*, VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. Vedoucí bakalářská práce Ing. Pavel Zikmund
- [16] DRAHANSKÝ, M., POPELA, R., MARVAN, A. SEDAQ - Ústředna pro sběr dat ze senzorů v UAV, In: *Sborník příspěvků 9. mezinárodní vědecké konference MDS-PSL 2009*, Brno, UNOB, 2009, s. 28-31, ISBN 978-80-7231-670-0.
- [17] ZIKMUND, P. Rozšíření měřicí ústředny SEDAQ a její ověření letovým měřením, *FSI Junior konference*, 2010, ISBN 978-80-214-4116-3.
- [18] DANĚK, M. *Zkoušení letadel za letu*, Vojenská akademie Antonína Zápotockého, Brno, 1962.
- [19] HALLIDAY, D., RESNICK, R., WALKER, J. *Fyzika*. 1. vyd. Brno: VUTIUM, 2000.
- [20] ŠOŠOVIČKA, R. *Metodika měření a vyhodnocování letových výkonů letounu*, VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2006, Školitel Doc. Ing. Vladimír Daněk CSc.
- [21] DOUPNÍK, P.; URÍK, T.; KRÍPAL, L. Návrh, aerodynamická optimalizace a výroba křídla pro malý bezpilotní prostředek. In *FSI Junior konference 2007*. Brno, VUT v Brně. 2008. p. 43 - 50. ISBN 978-80-214-3565-0.

- [22] DRELA, M., YOUNGREN, H. *Athena vortex lattice*. Software Package, Ver. 3, 2006.
- [23] WILLIAMS, J. E., VUKELICH, S. R. *The USAF stability and control digital DATCOM*. Vol. 1. Users manual. MCDONNELL DOUGLAS ASTRONAUTICS CO ST LOUIS MO, 1979.
- [24] GALBRAITH, B. *Datcom+ Pro*, Users Manual, Holy Cows, Inc. Orlando, Florida, 2011.
- [25] REKTORYS, K. a spol. *Přehled užité matematiky*, 1. vyd. SNTL, Praha, 1968.
- [26] KLEIN, V., MORELLI, E. A. *Aircraft system identification: theory and practice*. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. ISBN 1-56347-832-3.

13 SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

A	[-]	štíhlost křídla
a	[m.s ⁻²]	zrychlení
b	[m]	rozpětí křídla (efektivní)
c _{SAT}	[m]	hloubka střední aerodynamické tětiny letounu
c _D	[-]	součinitel odporové síly
c _{Dα2}	[rad ⁻²]	derivace součinitele odporové síly podle mocniny úhlu náběhu
c _L	[-]	součinitel vztahové síly
c _{Lα}	[rad ⁻¹]	sklon vztahové čáry letounu
c _m	[-]	součinitel momentu klopení
c _x	[-]	součinitel podélné síly
c _z	[-]	součinitel kolmé síly
D	[N]	odporová síla
D _{VRT}	[m]	průměr vrtule
e	[-]	Osvaldův koeficient
F _{AX} , F _{AZ}	[N]	složky sil působící na letoun v aerodynamické soustavě
F _T	[N]	řídící síla, tah vrtule
g	[m.s ⁻²]	tíhové zrychlení
H	[m]	výška letu dle MSA
I _{yo}	[kg.m ²]	moment setrvačnosti kolem osy otáčení
I _y	[kg.m ²]	moment setrvačnosti k těžišti
J	[-]	váhová funkce
k _{VOP}	[-]	součinitel zvýšení dynamického tlaku na VOP
L	[N]	vztahová síla
$\tilde{l}_{VOP}$	[m]	rameno VOP (vzdálenost těžiště od AS VOP)
l_{VOP}^*	[m]	rameno VOP (vzdálenost AS letounu od AS VOP)
M	[Nm]	klopivý moment
m	[kg]	hmotnost
q	[rad.s ⁻¹]	rychlost klopení
$\dot{q}$	[rad.s ⁻²]	časová derivace rychlosti klopení
S	[m ²]	plocha křídla
S _{VOP}	[m ²]	plocha VOP
t	[s]	čas
u	[-]	vektor vstupních signálů
u _R	[m.s ⁻¹]	rychlost ve referenčním režimu letu
V, V _{TAS}	[m.s ⁻¹]	rychlost letu
V _{CAS}	[m.s ⁻¹]	kalibrovaná rychlost
V _{EAS}	[m.s ⁻¹]	ekvivalentní rychlost
V _{IAS}	[m.s ⁻¹]	indikovaná rychlost
$\tilde{V}_{VOP}$	[-]	mohutnost VOP
$\bar{x}_A$	[-]	poloha aerodynamického středu letounu, vztažené k SAT
$\bar{x}_T$	[-]	poloha těžiště letounu, vztažené k SAT
x	[-]	vektor nezávisle proměnných
y	[-]	vektor závisle proměnných

α	[°, rad]	úhel náběhu
β	[°, rad]	úhel vybočení
δ_{va}	[-]	aerodynamická oprava pitot-statického system
δ	[°, rad]	výchylka výškového kormidla
ε	[-]	chyba měření
ε	[°, rad]	srázový úhel v místě VOP
φ_F	[°]	úhel osy vrtule (tahu) vůči ZRT
θ	[-]	vektor neznámých parametrů
θ	[°]	úhel podélného sklonu
ρ	[kg.m ⁻³]	hustota vzduchu

seznam použitých indexů

α,a	derivace podle úhlu náběhu
δ,d	derivace podle výchylky výškového kormidla
q	derivace podle rychlosti klopení
0	součinitel při nulovém úhlu náběhu
KT	křídlo-trup

seznam použitých zkratek

AD	Analog – Digital (převodník)
BLDC	Brushless Direct Current (motor)
EEM	Error equation method
FEM	Filter error method
GPS	Global Position System
KF	Kálmánův filtr
MEMS	Micro-Electro-Mechanical Systems
OEM	Output error method
VOP	vodorovné ocasní plochy
VPD	vzletová a přistávací dráha

14 SEZNAM PŘÍLOH

Příloha 1 – Vstupní soubor programu DATCOM+

Příloha 2 – Grafy průběhu měřených a odhadnutých parametrů (2.1 – 2.24)

Příloha 3 – Obrazová příloha z letových měření

15 PŘÍLOHY

15.1 PŘÍLOHA 1 – VSTUPNÍ SOUBOR PROGRAMU DATCOM+

Specto by Pavel Zikmund 2013

DIM M
DERIV RAD
DAMP
PART

\$FLTCON NMACH=1.0,MACH(1)=0.07,NALPHA=11.0,WT=15.5,LOOP=1.0,
ALSCHD(1)=-4.0,-2.0,0.0,2.0,4.0,8.0,9.0,10.0,12.0,
14.0,16.0,
NALT=1.0,ALT(1)=0.0\$
\$OPTINS SREF=1.3,CBARR=0.34,BLREF=4.2\$

\$INERTA IXX=2.02, IYY=2.7, IZZ=2.8, IXZ=0.19,
NFUEL=1.0,
FUELRD(1)= 1.0, FUELCP(1)= 0.2, FUELQT(1)= 0.1,
ACTYPE=0.0, METHOD=1.0\$

\$SYNTHS XCG=0.85,ZCG=0.15,XW=0.69,ZW=0.28,ALIW=0.0,XH=1.98,ZH=0.53,
ALIH=-0.7,XV=1.76,
YV=0.49, ZV=0.27, PHIV=-30.0,
SCALE=1.0,
VERTUP=.TRUE.\$
\$BODY NX=12.0,ITYPE=1.0,METHOD=1.0,
X=0.0, 0.04, 0.08, 0.32, 0.54, 0.63, 0.91, 1.11, 1.21, 1.25, 1.28,
S=0.0, 0.0178, 0.0276, 0.0545, 0.066, 0.0684, 0.0684, 0.0571, 0.0326,
0.0182, 0.0044,
P=0.0, 0.474, 0.592, 0.85, 0.954, 0.987, 0.987, 0.89, 0.665, 0.498, 0.232,
ZU=0.13, 0.205, 0.23, 0.273, 0.28, 0.28, 0.28, 0.28, 0.267, 0.26, 0.25,
ZL=0.13,0.052,0.03,0.0,0.0,0.0,0.0,0.01,0.045,0.08,0.175,
R=0.0,0.0725,0.088,0.114,0.1245,0.125,0.125,0.1125,0.08,0.06,0.04,\$

\$WGSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=34.0, DWASH=1.0,
XCORD=0.0, 0.00020, 0.00085, 0.00190, 0.00757, 0.01803, 0.03280, 0.05186,
0.07507, 0.10227, 0.13325, 0.16775, 0.20546, 0.24606, 0.28920, 0.33452,
0.38161, 0.43009, 0.47956, 0.52962, 0.57982, 0.62974, 0.67883, 0.72649,
0.77213, 0.81514, 0.85494, 0.89098, 0.92272, 0.94961, 0.97118, 0.98701,
0.99672, 1.00000,
YUPPER=0.0, 0.00130, 0.00304, 0.00493, 0.01109, 0.01840, 0.02578, 0.03293,
0.03964, 0.04574, 0.05111, 0.05561, 0.05914, 0.06163, 0.06300, 0.06324,
0.06231, 0.06025, 0.05712, 0.05301, 0.04811, 0.04262, 0.03683, 0.03098,
0.02526, 0.01985, 0.01490, 0.01056, 0.00694, 0.00410, 0.00207, 0.00079,
0.00017, 0.00000,
YLOWER=0.0, -0.00096, -0.00205, -0.00314, -0.00737, -0.01138, -0.01516, -0.01864,
-0.02159, -0.02385, -0.02542, -0.02638, -0.02681, -0.02678, -0.02635, -0.02556,
-0.02444, -0.02304, -0.02140, -0.01957, -0.01761, -0.01553, -0.01339, -0.01124,
-0.00918, -0.00725, -0.00553, -0.00405, -0.00283, -0.00185, -0.00111, -0.00052,

-0.00013, 0.00000\$

\$WGPLNF CHRDP=0.186,SSPNE=1.946,SSPN=2.071,CHRDBP=0.4,SSPNOP=1.571,
CHRR=0.4,TWISTA=2.0,SAVSI=0.0,SAVSO=0.0,CHSTAT=1.0,TYPE=1.0\$

CASEID Specto: Body, Wing, and flaps

\$SYMFLP FTYPE=1.0,NDELTA=3.0,DELTA(1)=0.0,10.0,45.0,
PHETE=0.0722,PHETEP=0.055,CHRDFI=0.1,CHRDFO=0.08,SPANFI=0.645,SPANFO=1.225,
NTYPE=1.0\$

SAVE

NEXT CASE

CASEID Specto: Ailerons

\$ASYFLP STYPE=4.0,NDELTA=3.0,
DELTA(1)=-10.0,0.0,10.0,
DELTAR(1)=10.0,0.0,-10.0,
SPANFI=1.225,
SPANFO=1.985,
PHETE=0.0722,
CHRDFI=0.08,
CHRDFO=0.055\$

SAVE

NEXT CASE

CASEID Specto: Wing, Body, Tail horizontal, vertical

NACA-V-4-0009

\$VTPLNF CHRR=0.25, CHRDP= 0.374, SSPN=0.49, SSPNE=0.49, SAVSI=-20.0,CHSTAT=1.0,
TWISTA=0.0, DHDADI=-68.5795,TYPE=1.0\$

NACA-H-4-0009

\$HTPLNF CHRR=0.25, CHRDP= 0.25, SSPN=0.49, SSPNE=0.49, SAVSI=0.0, CHSTAT=1.0,
TWISTA=0.0, DHDADI=0.0, TYPE=1.0\$
\$SYMFLP FTYPE=1.0, PHETE=0.0522,PHETEP=0.0523,
NDELTA=9.0,DELTA(1)=-25.0,-20.0,-15.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,20.0,
CHRDFI=0.065,CHRDFO=0.065,SPANFI=0.0,SPANFO=0.355,TC=0.012,NTYPE=1.0\$

SAVE

NEXT CASE

CASEID Specto: Engines tah0

\$PROPWR AIETLP=0.0, NENGSP=1.0, PHALOC=1.295, PHVLOC=0.215, THSTCP=0.0,
PRPRAD=0.28, ENGFC=0.8, NOPBPE=2.0, CROT=.TRUE.\$

SAVE

NEXT CASE

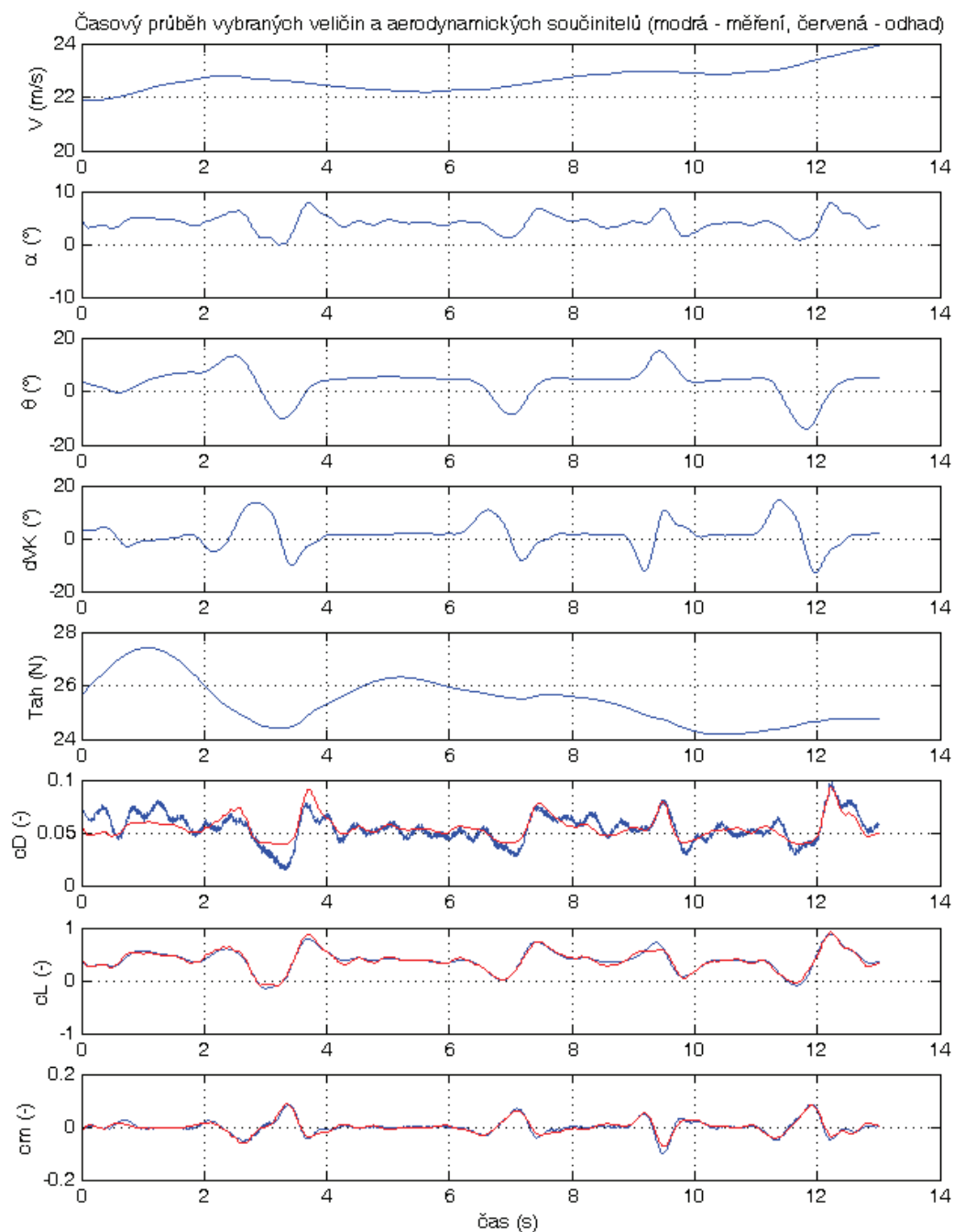
CASEID Specto: Engines tah1

\$PROPWR THSTCP=0.2\$

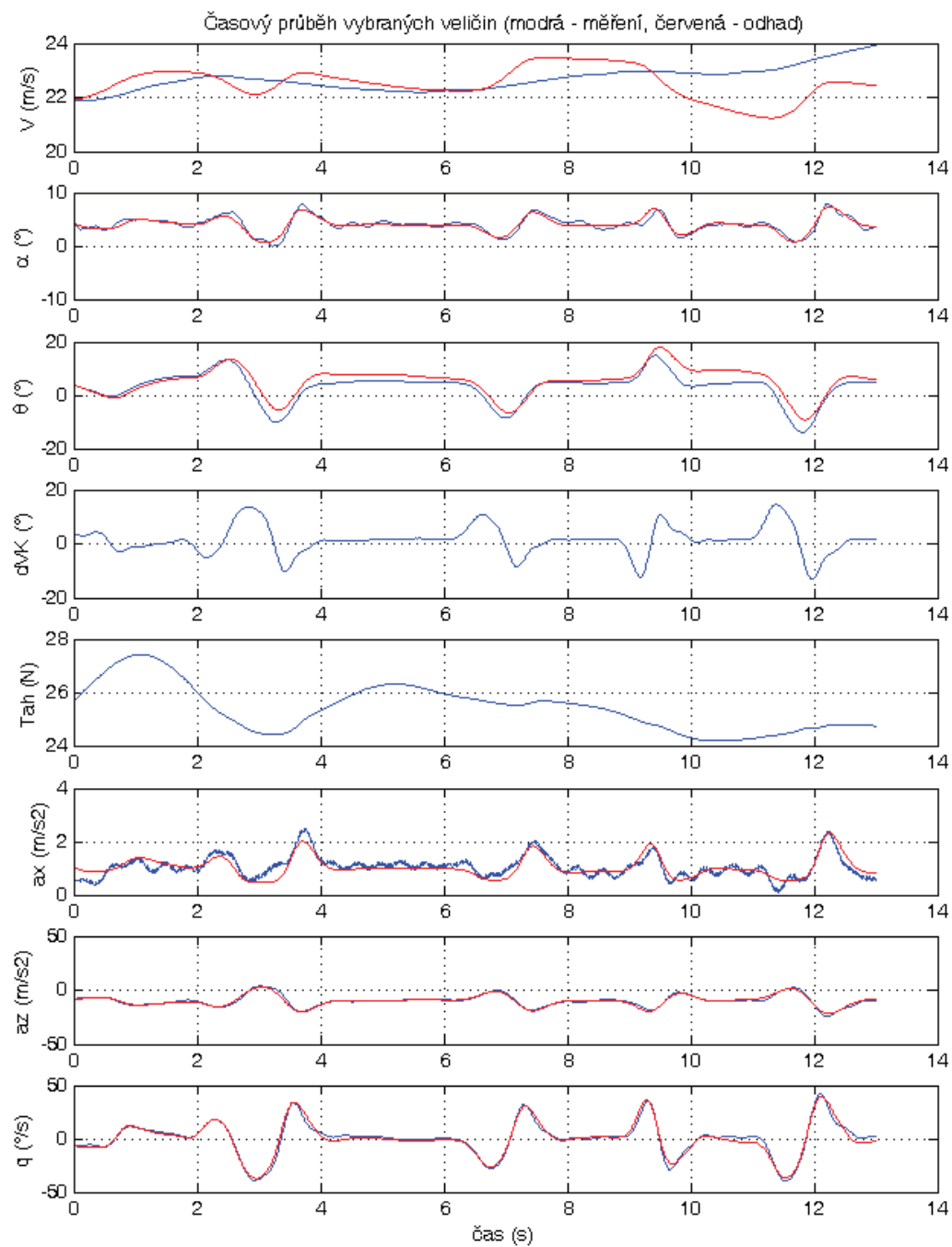
SAVE

NEXT CASE

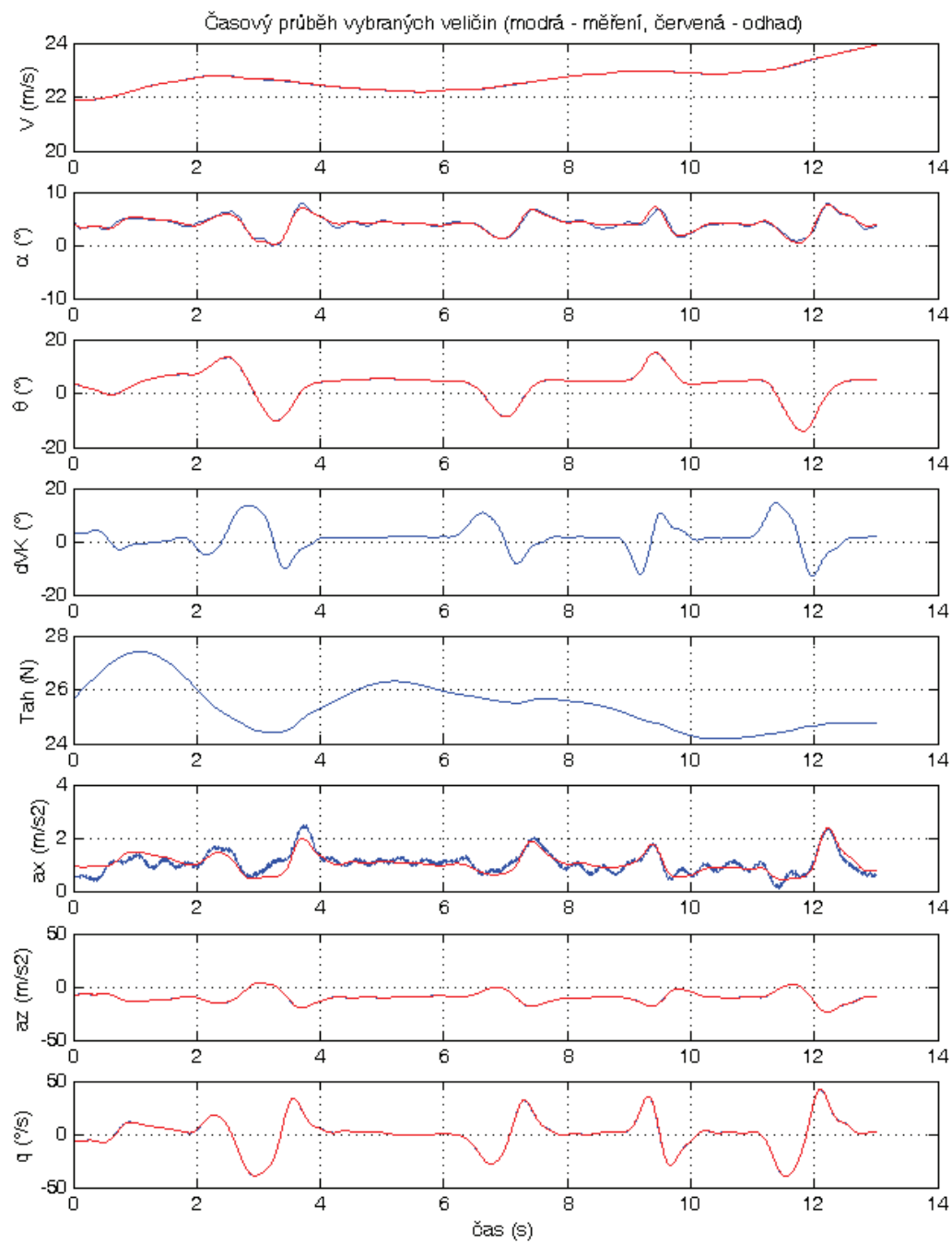
15.2 PŘÍLOHA 2 – GRAFY PRŮBĚHU MĚŘENÝCH A ODHADNUTÝCH PARAMETRŮ



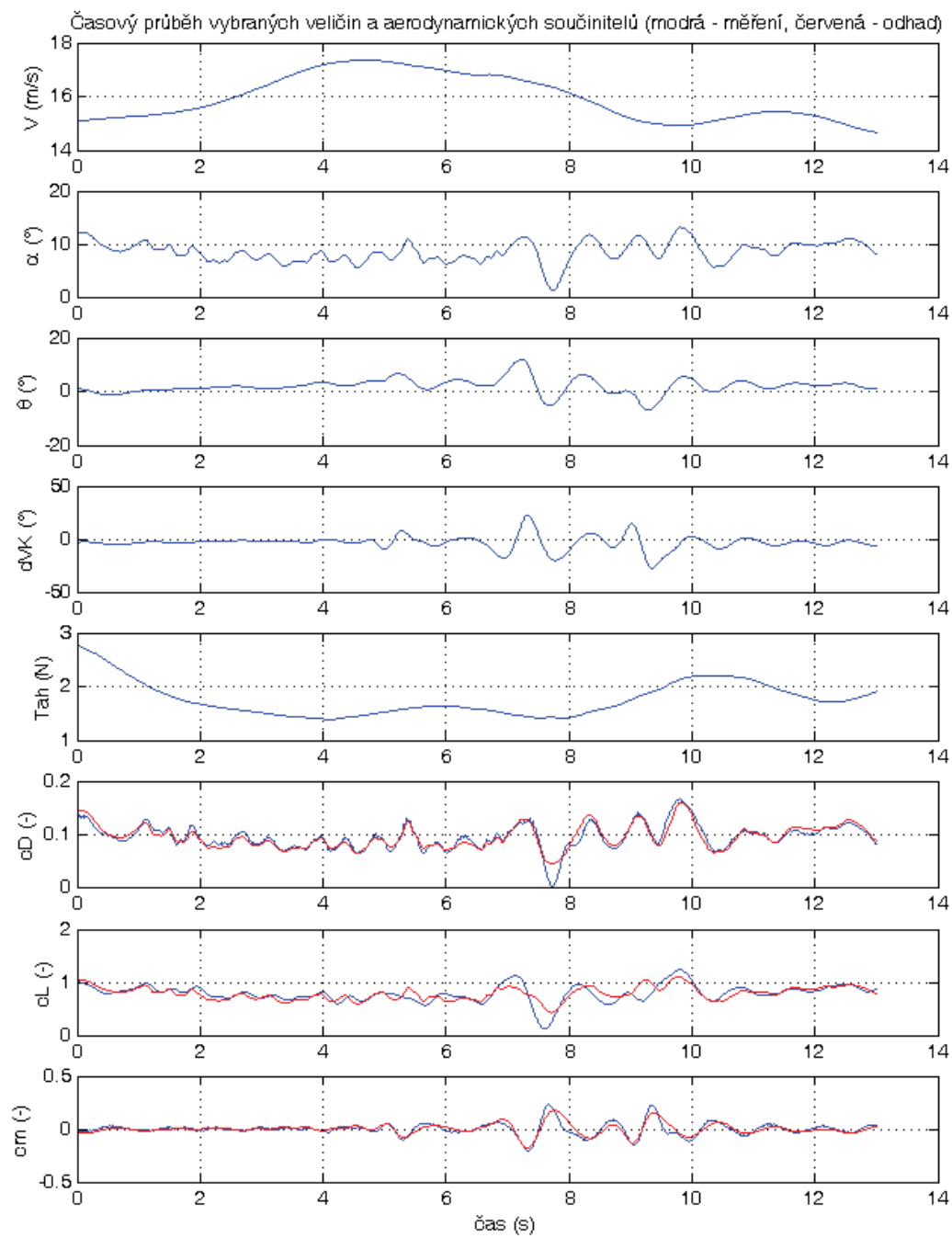
Příloha 2.1: Měřený úsek č. 1, EEM



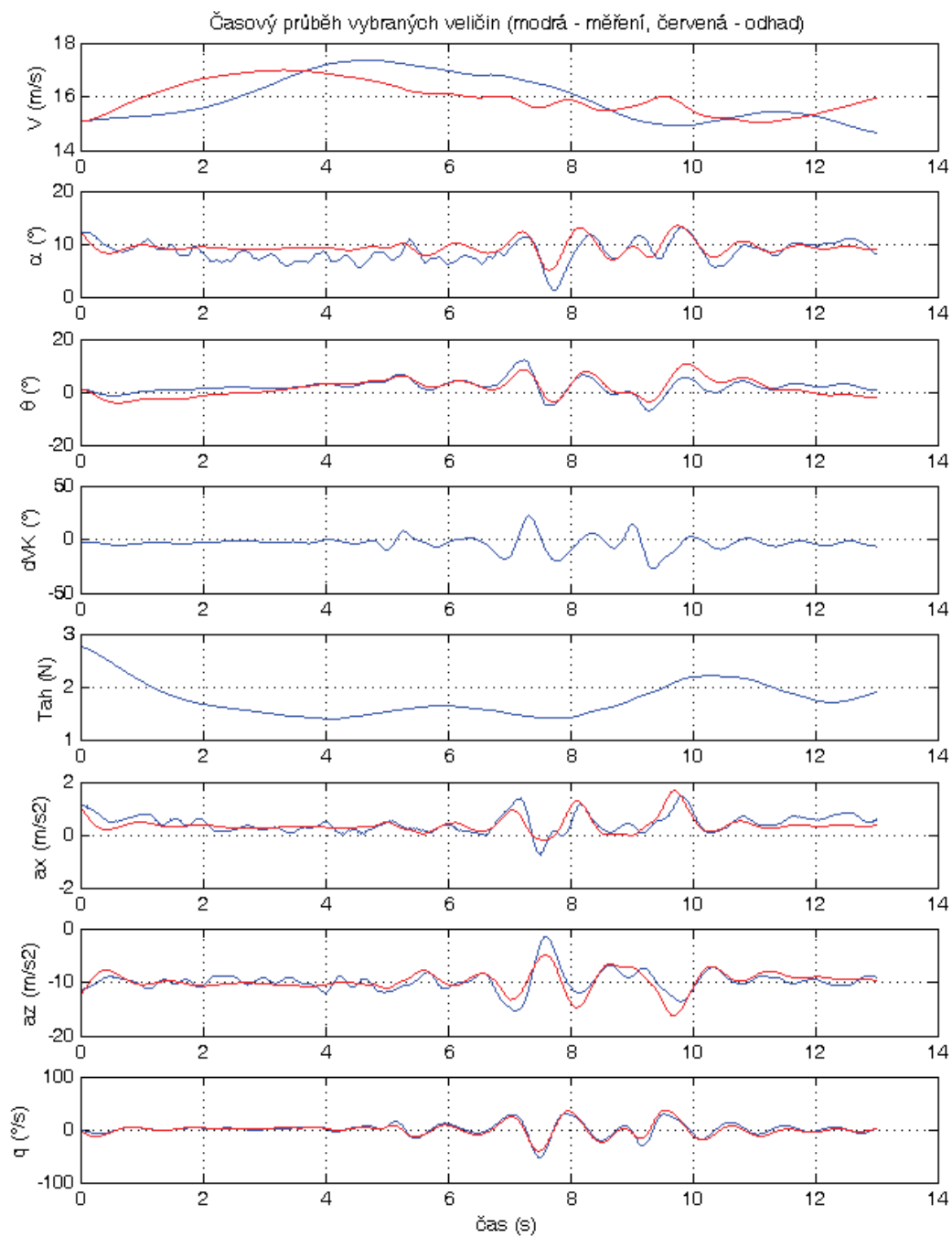
Příloha 2.2: Měřený úsek č. 1, OEM



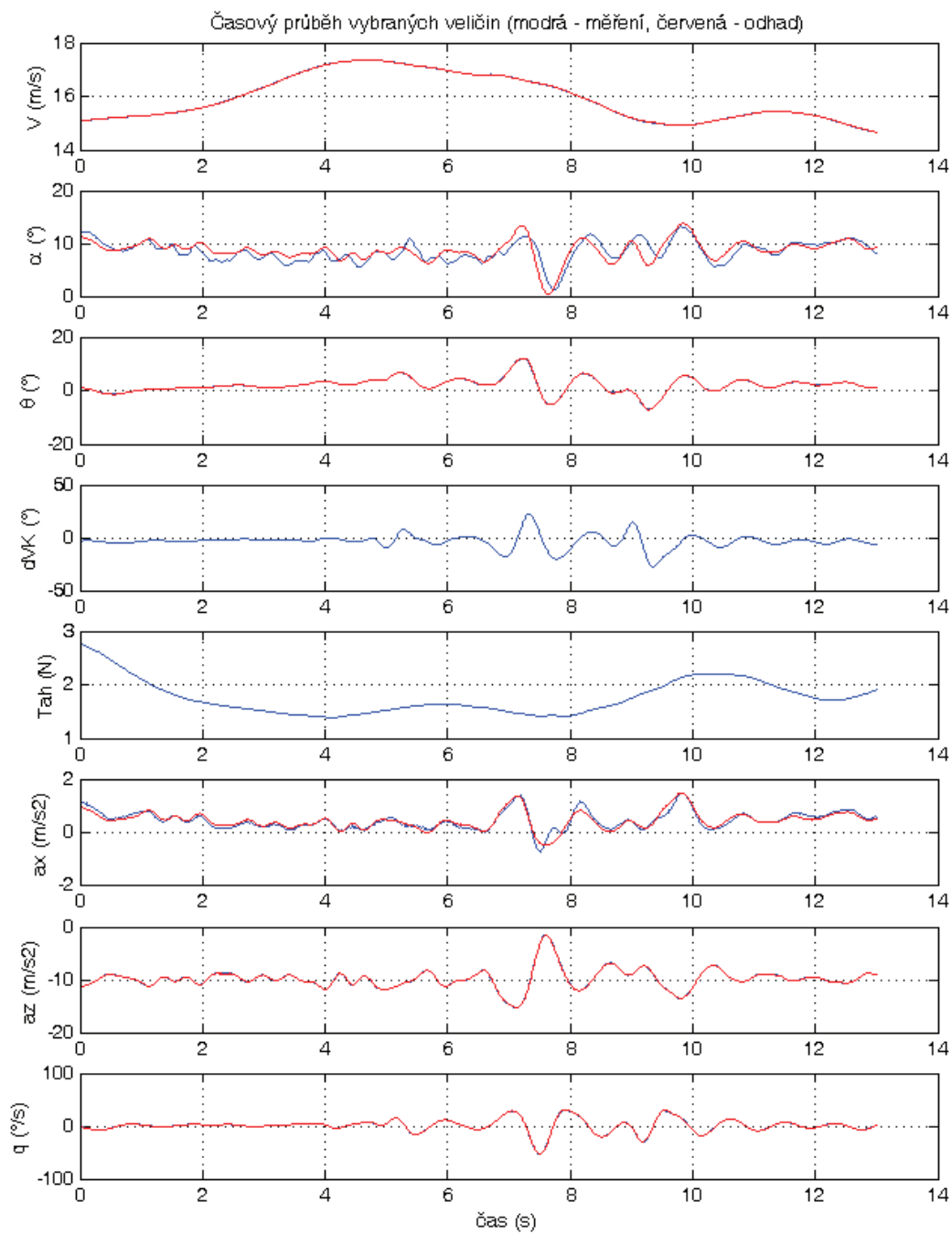
Příloha 2.3: Měření úsek č. 1, FEM



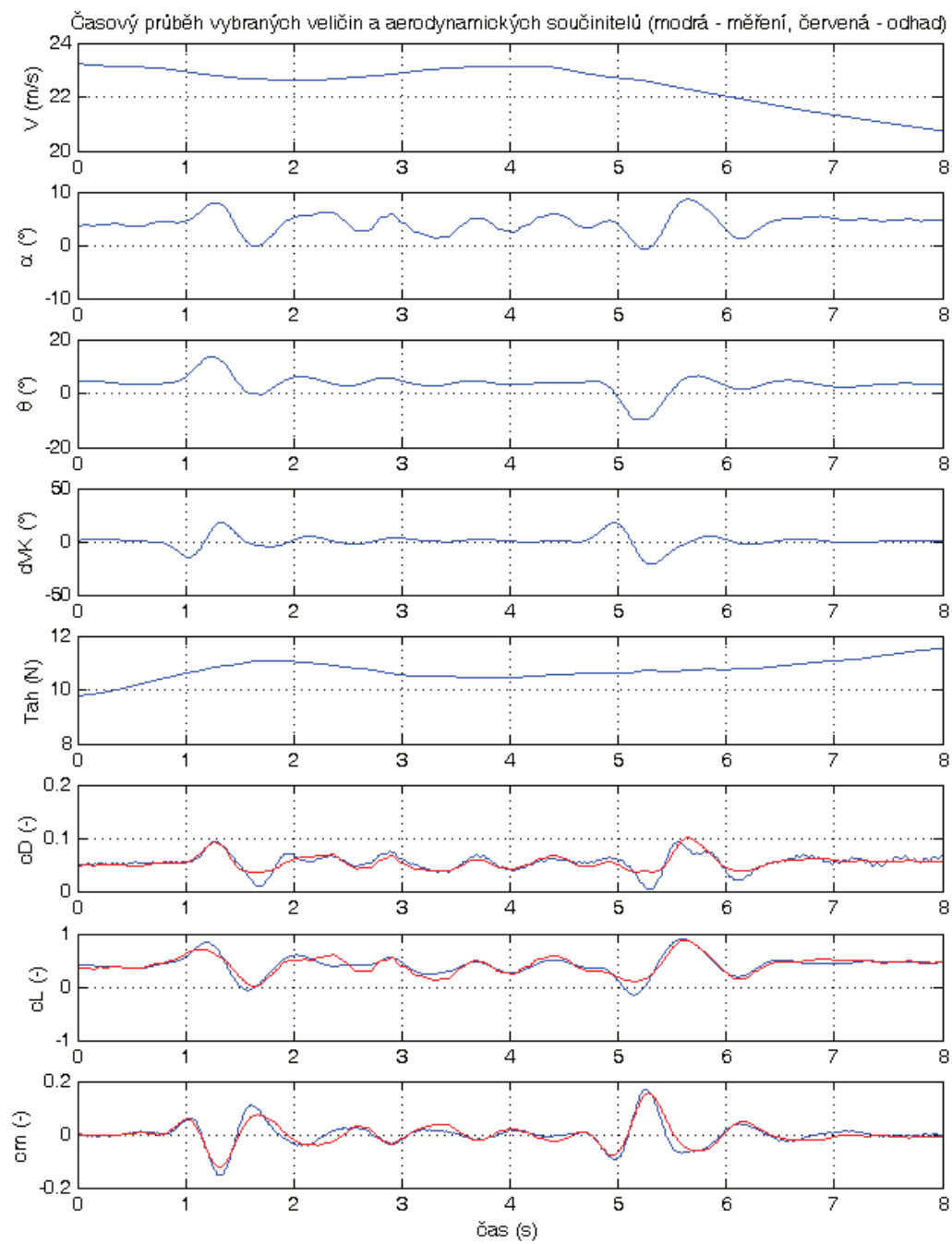
Příloha 2.4: Měřený úsek č. 2, EEM



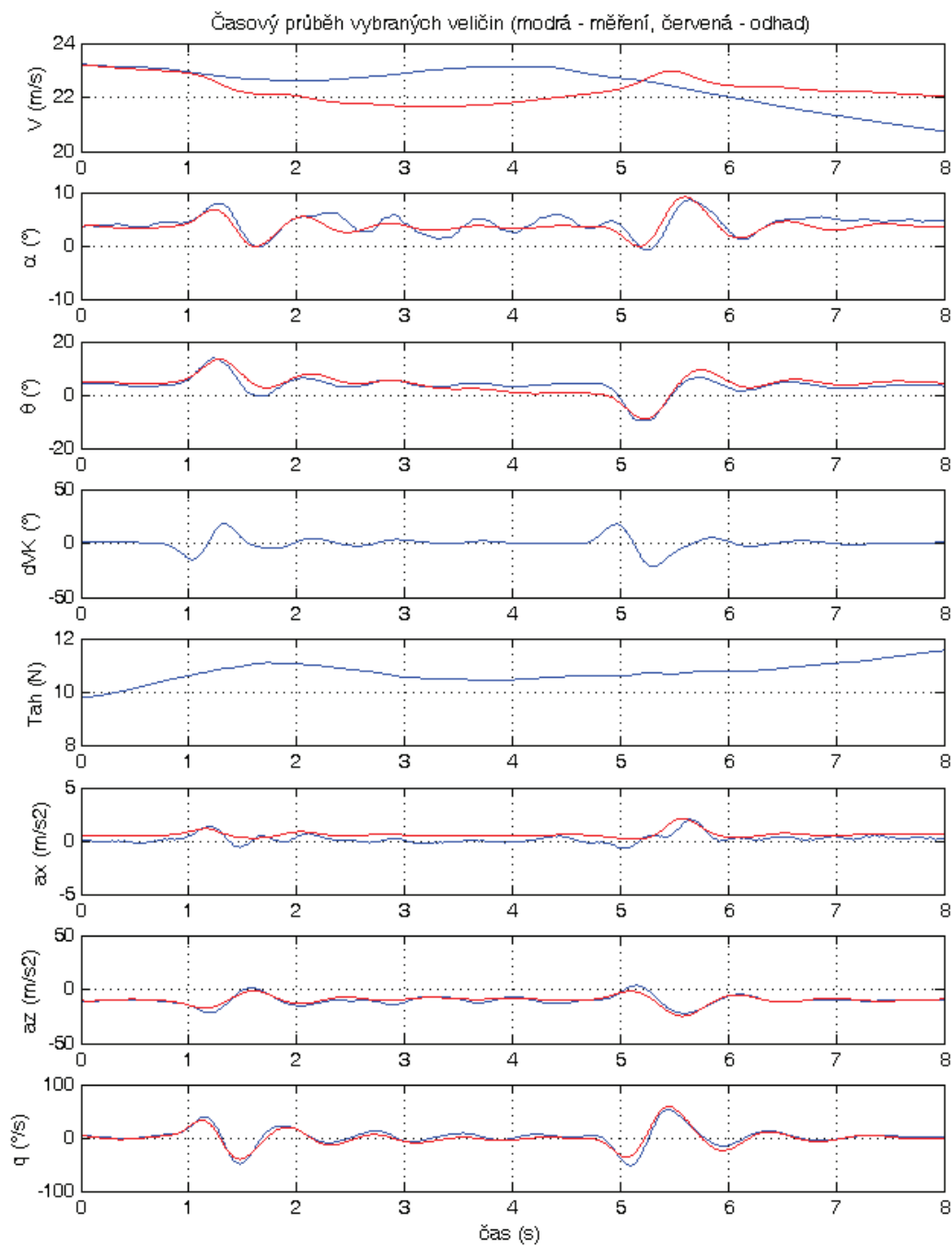
Příloha 2.5: Měřený úsek č. 2, OEM



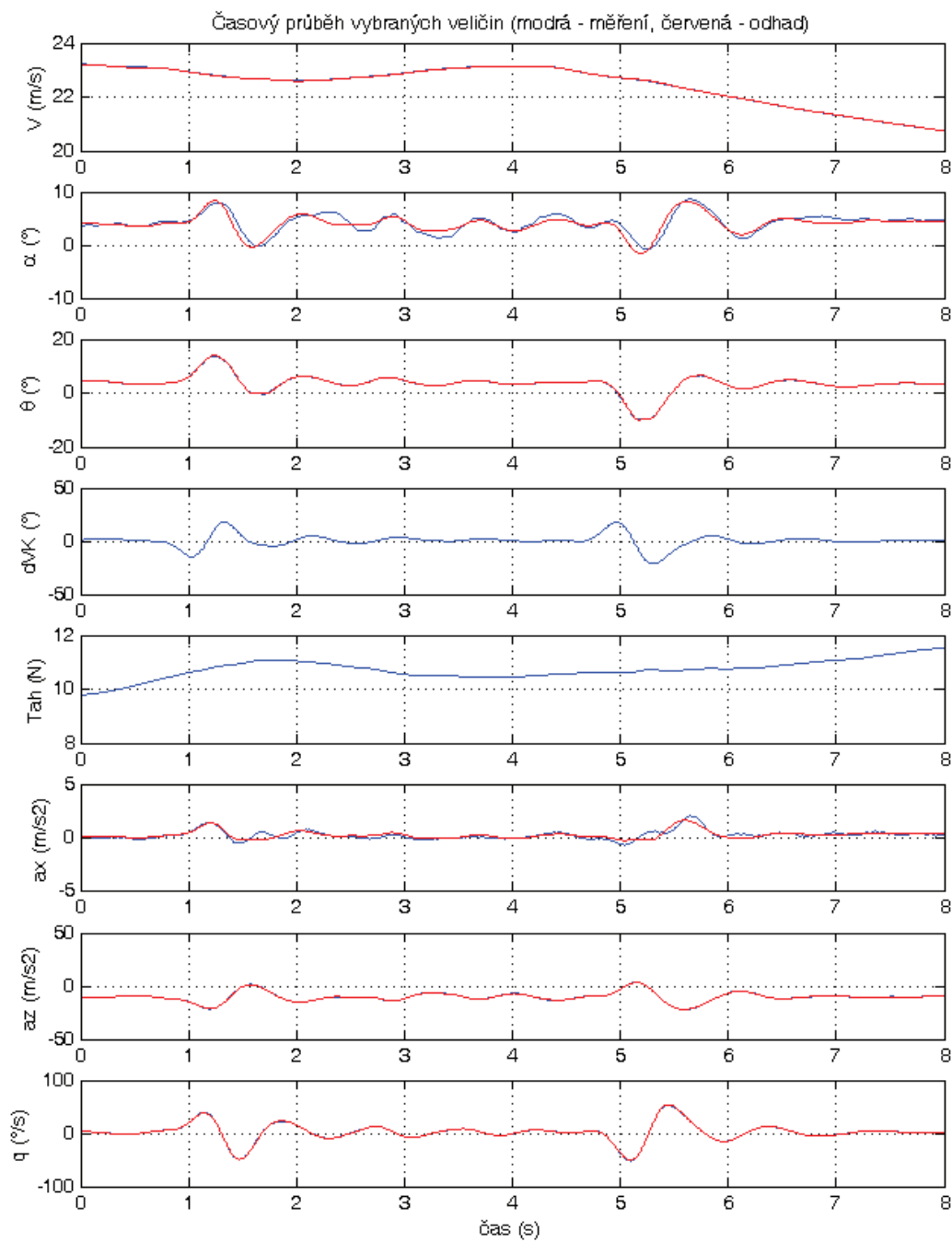
Příloha 2.6: Měření úsek č. 2, FEM



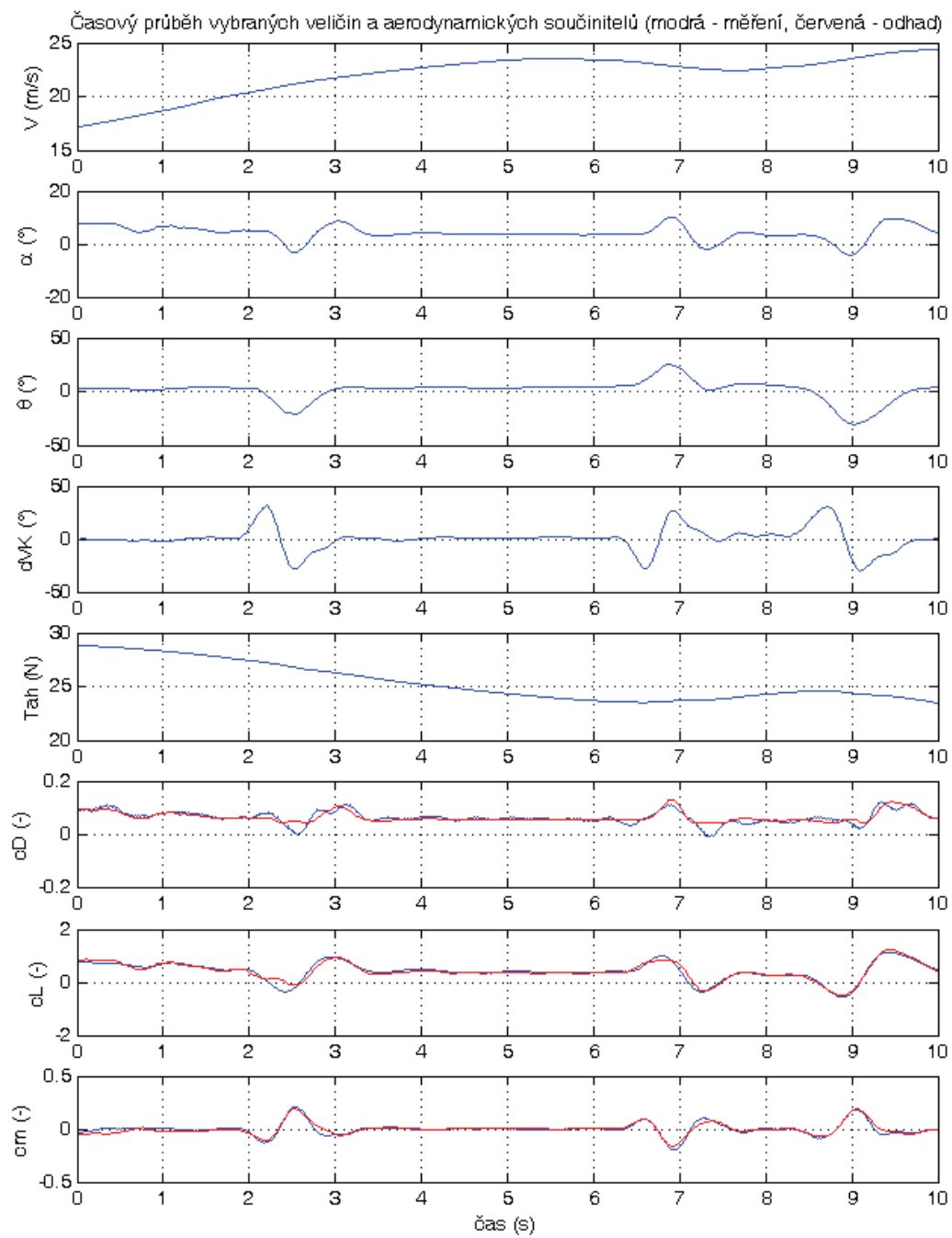
Příloha 2.7: Měřený úsek č. 3, EEM



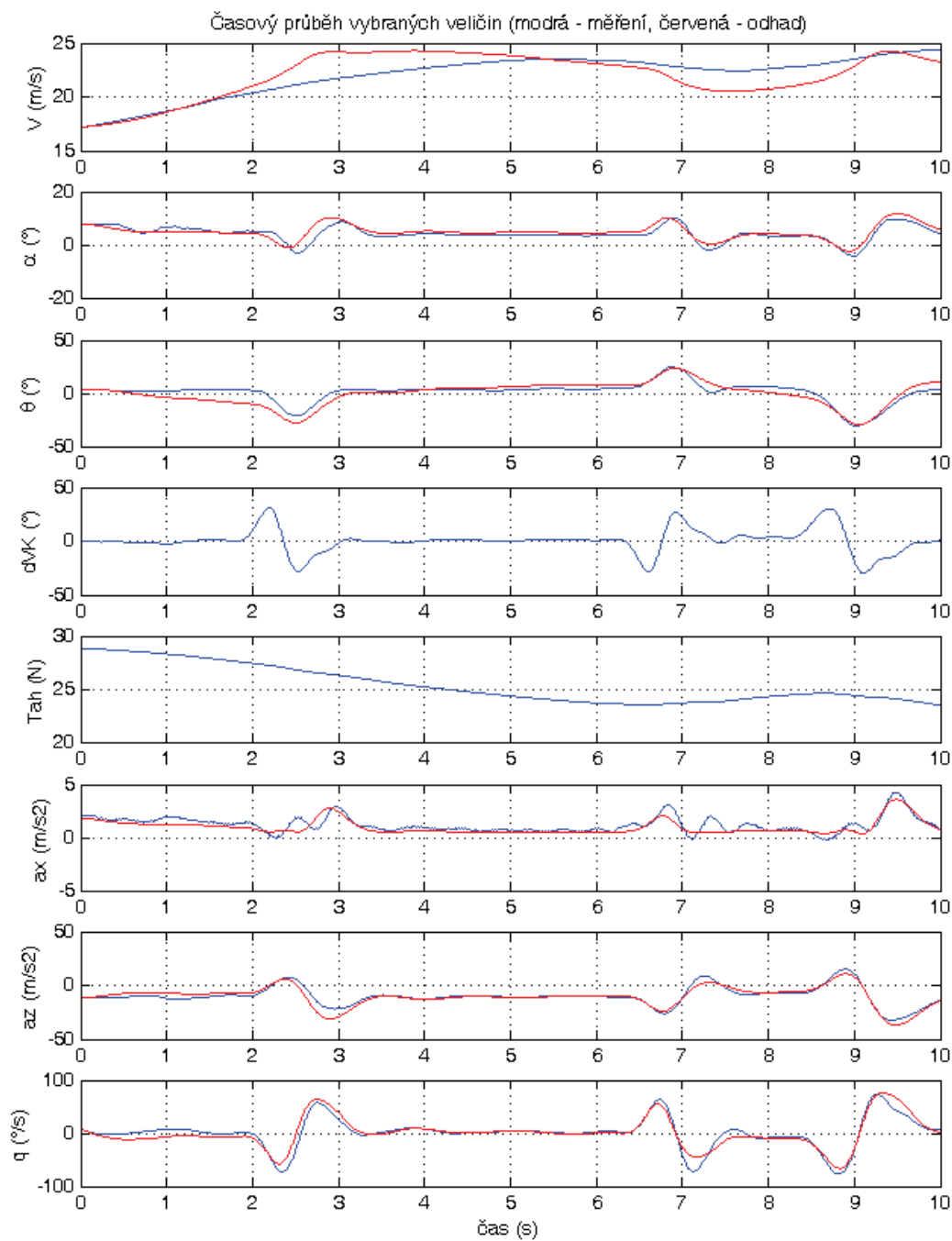
Příloha 2.8: Měřený úsek č. 3, OEM



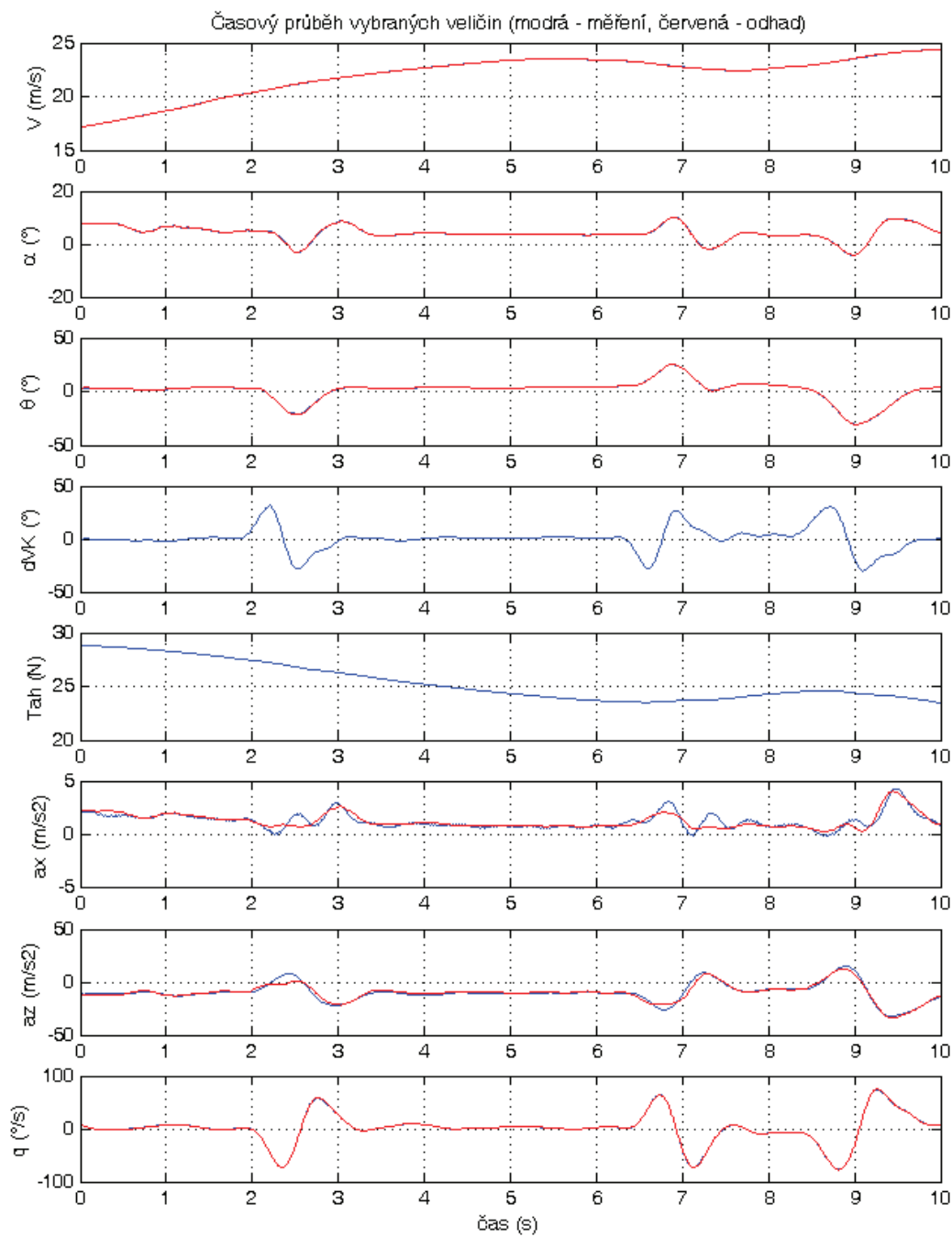
Příloha 2.9: Měřený úsek č. 3, FEM



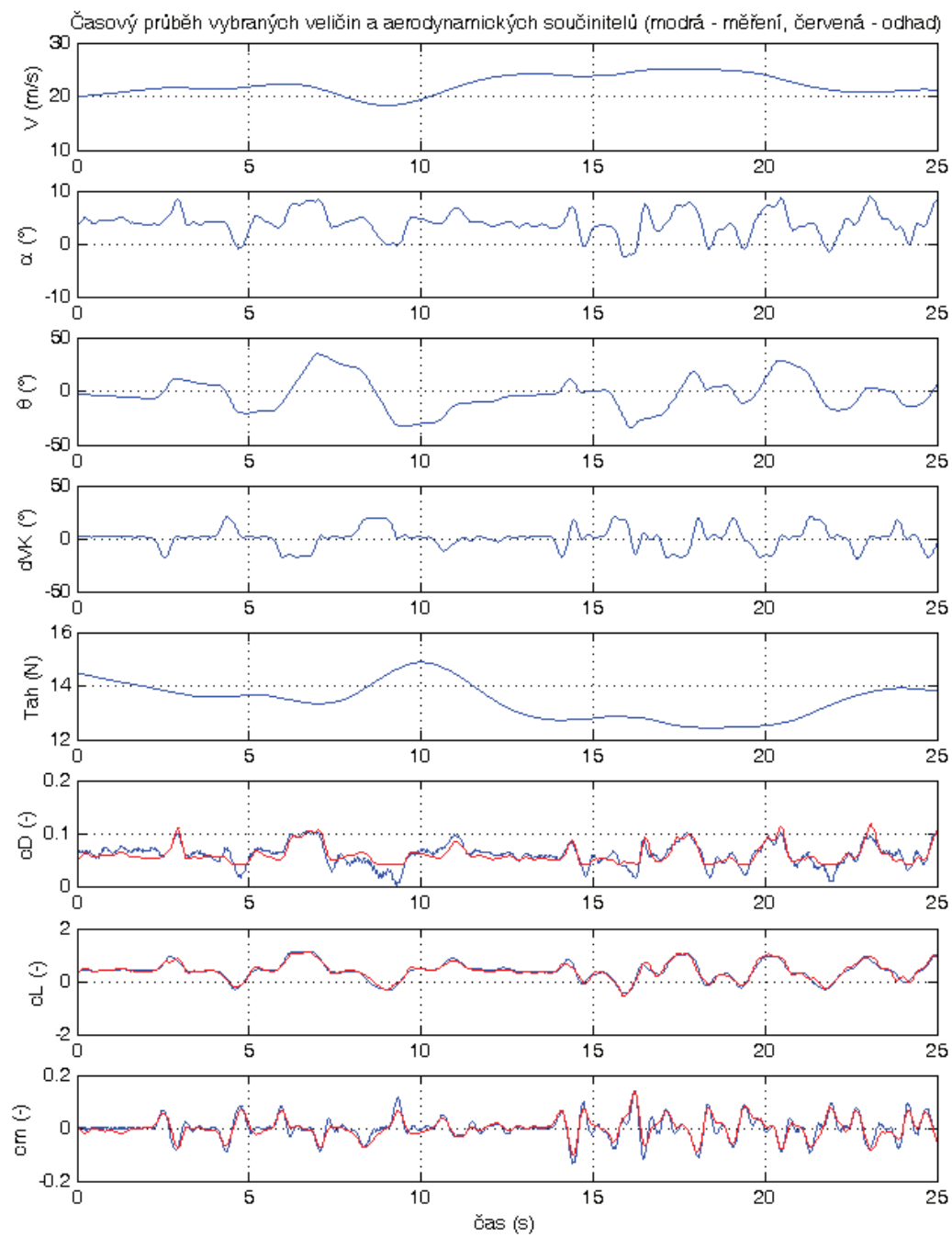
Příloha 2.10: Měření úsek č. 4, EEM



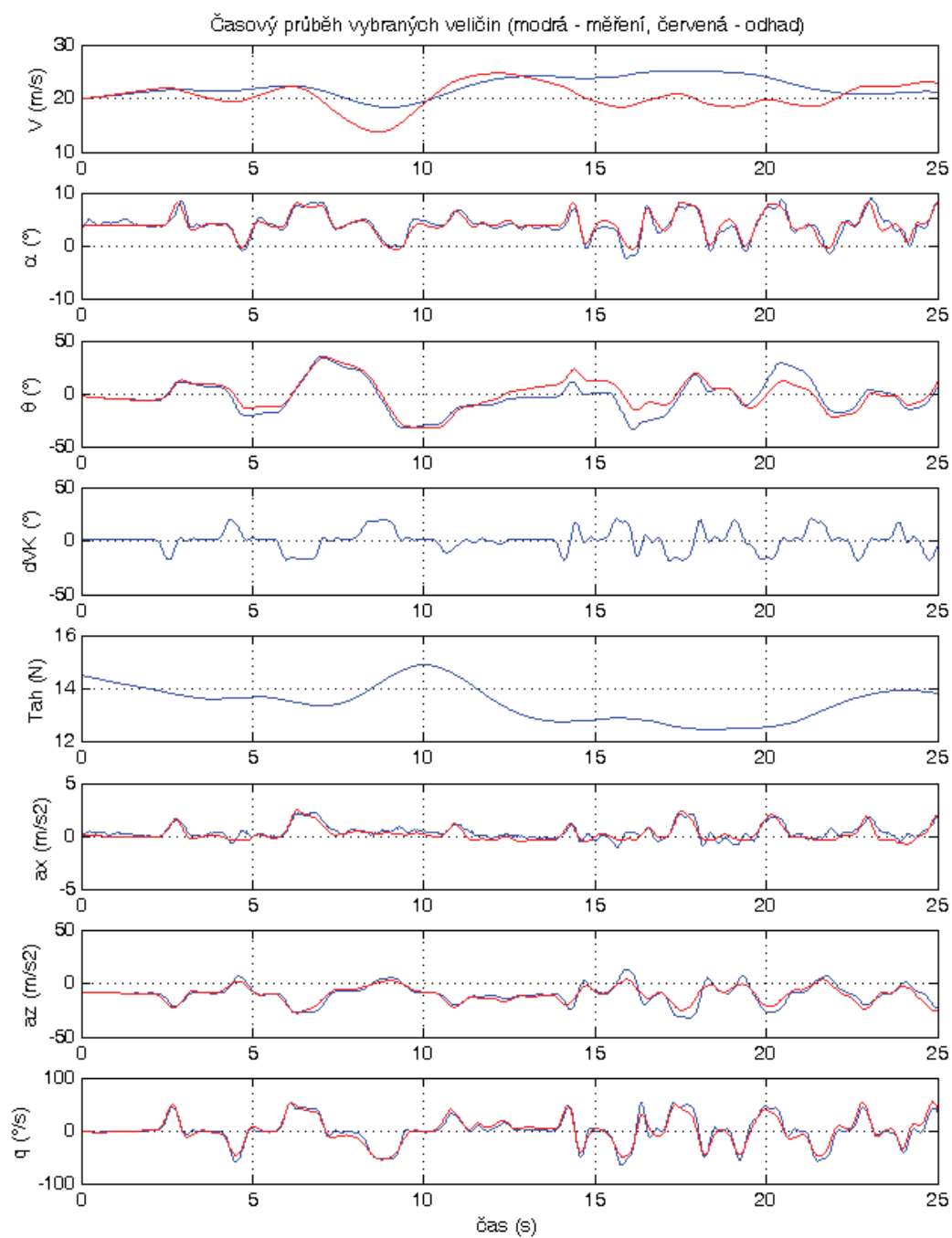
Příloha 2.11: Měření úsek č. 4, OEM



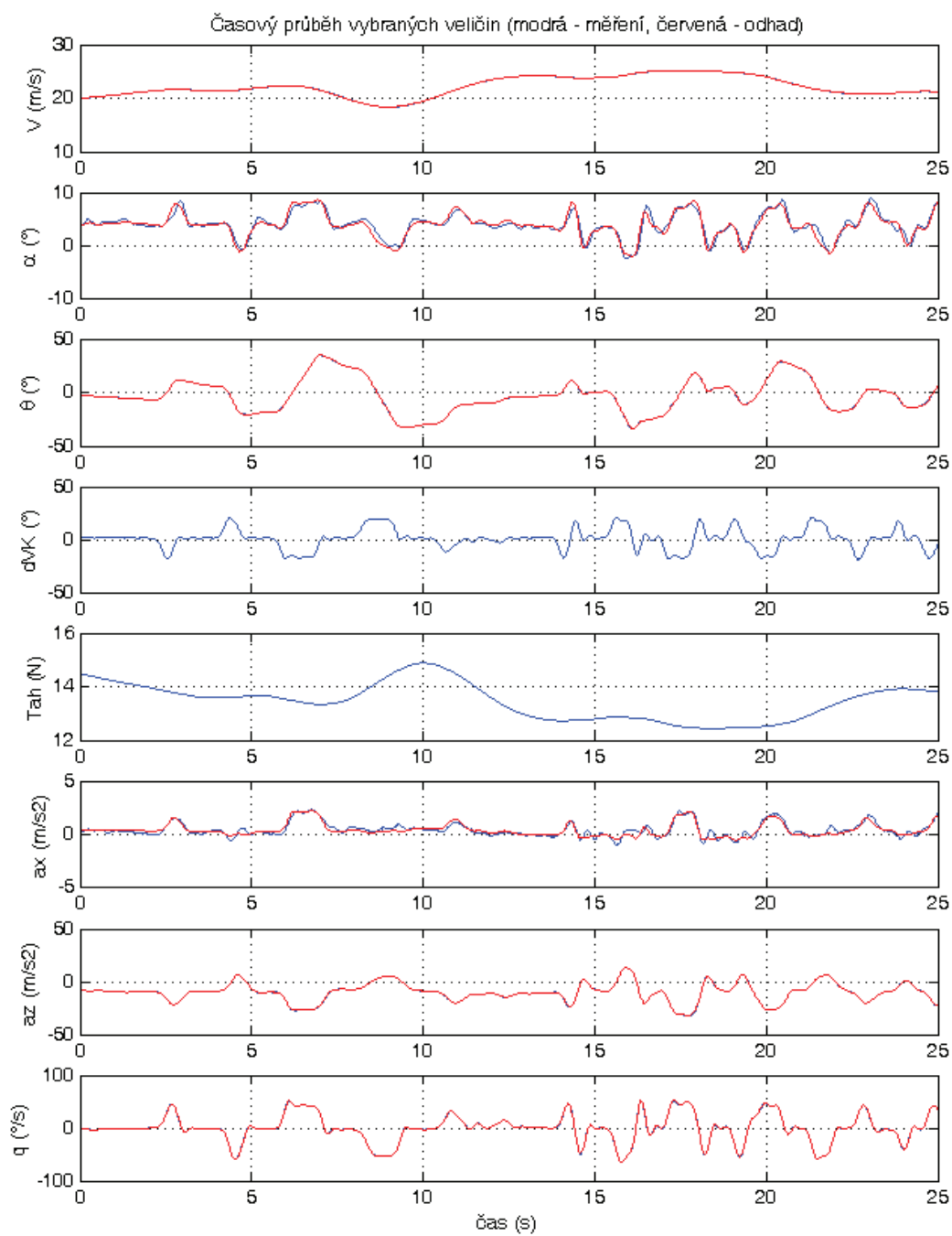
Příloha 2.12: Měření úsek č. 4, FEM



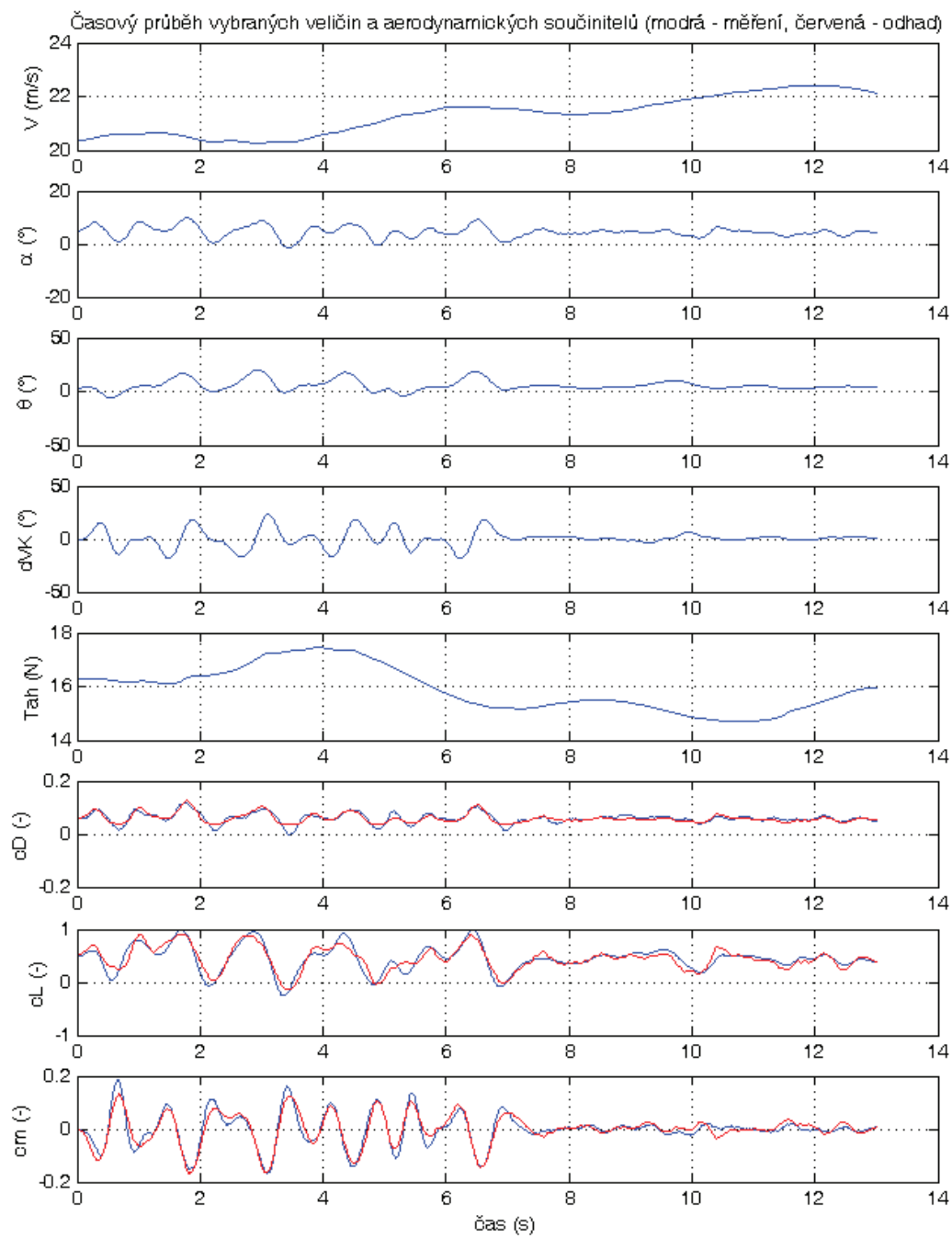
Příloha 2.13: Měření úsek č. 5, EEM



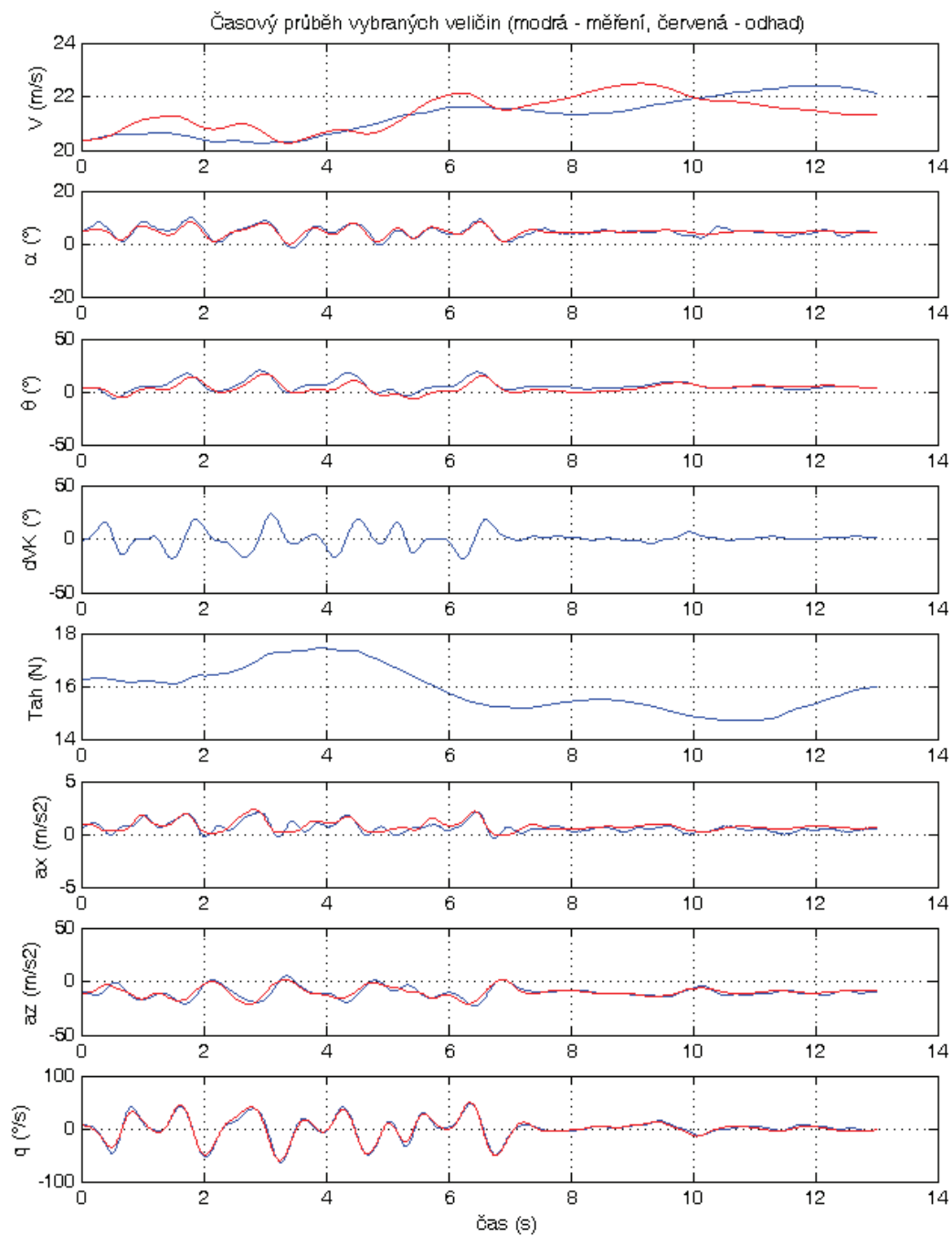
Příloha 2.14: Měřený úsek č. 5, OEM



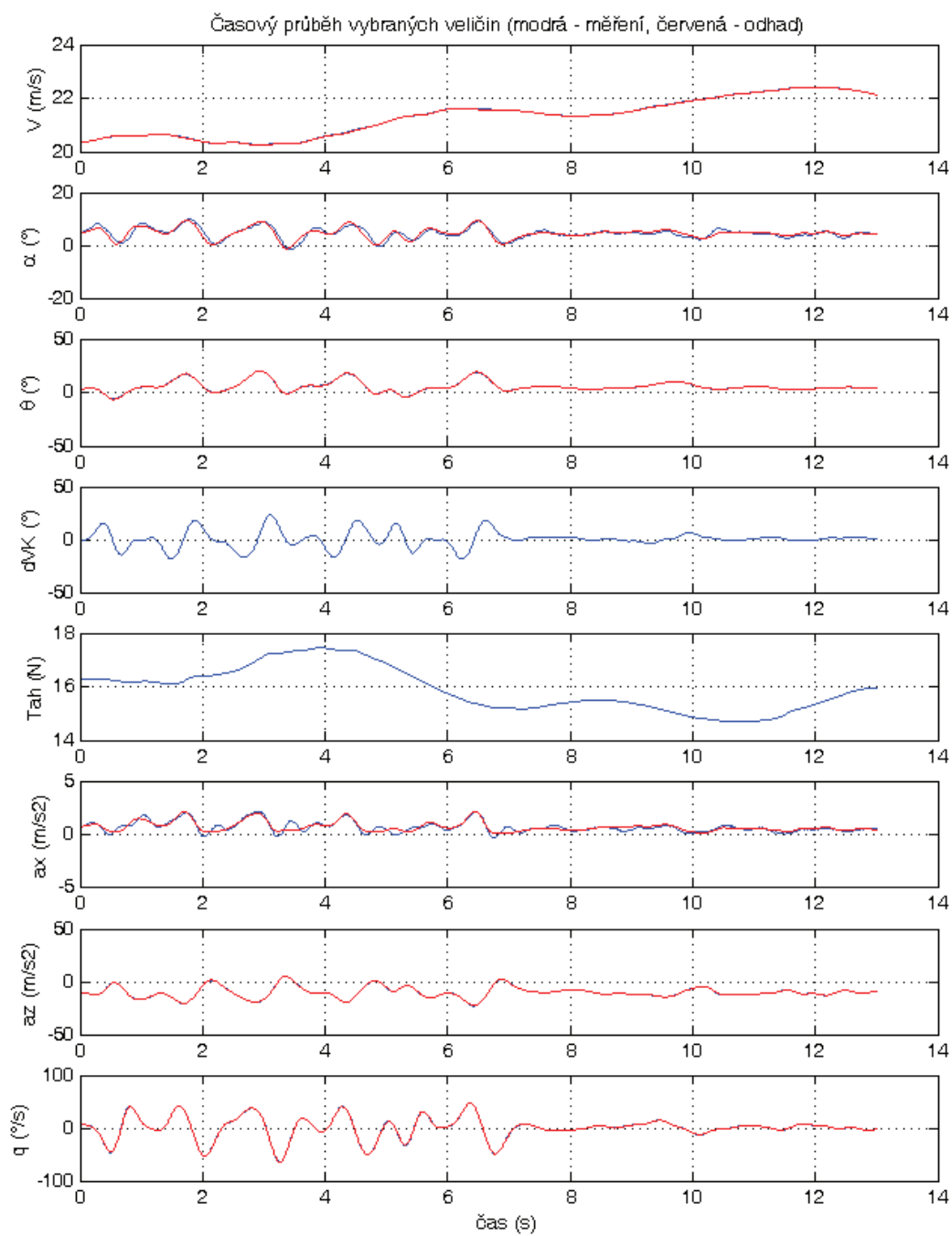
Příloha 2.15: Měření úsek č. 5, FEM



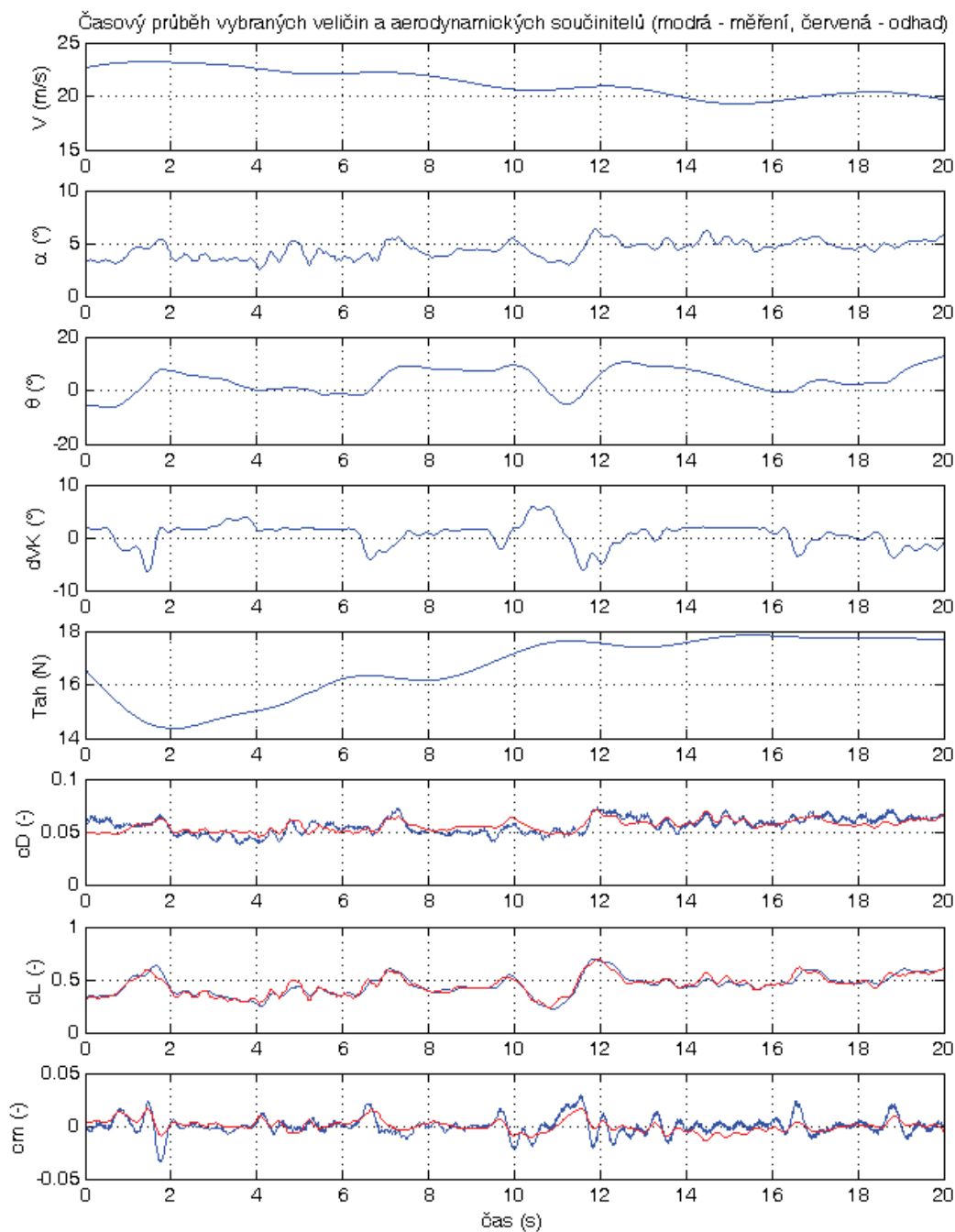
Příloha 2.16: Měření úsek č. 6, EEM



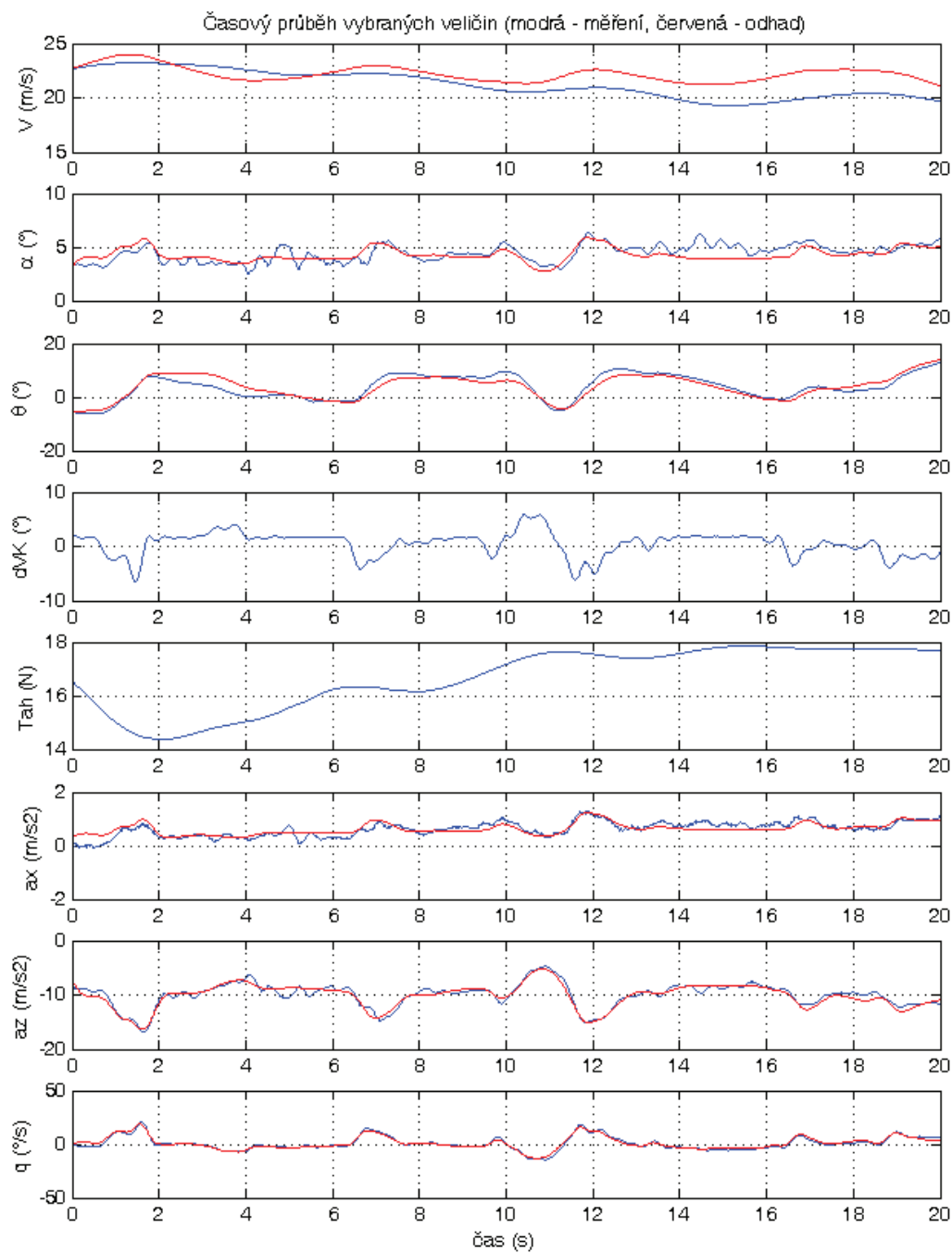
Příloha 2.17: Měřený úsek č. 6, OEM



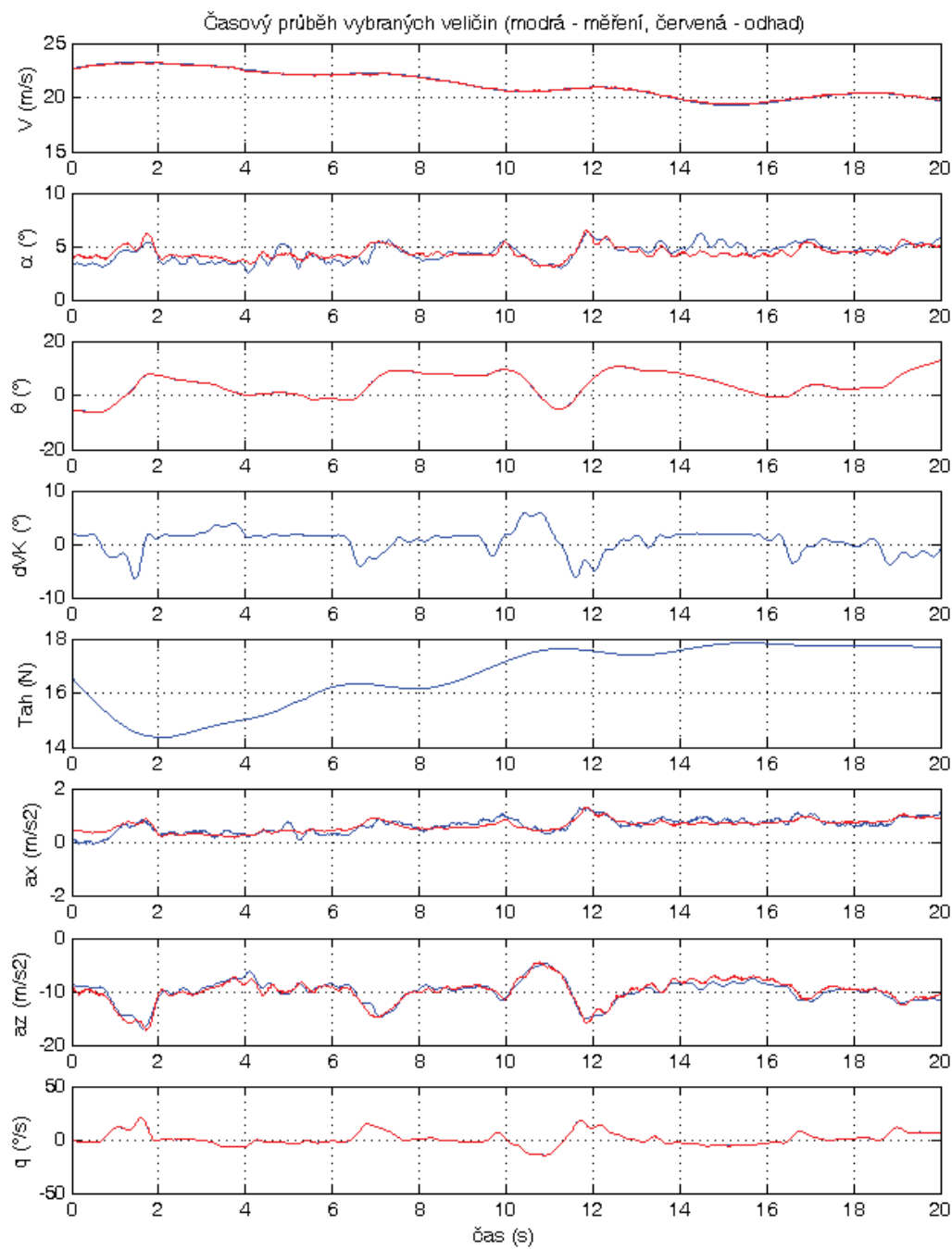
Příloha 2.18: Měření úsek č. 6, FEM



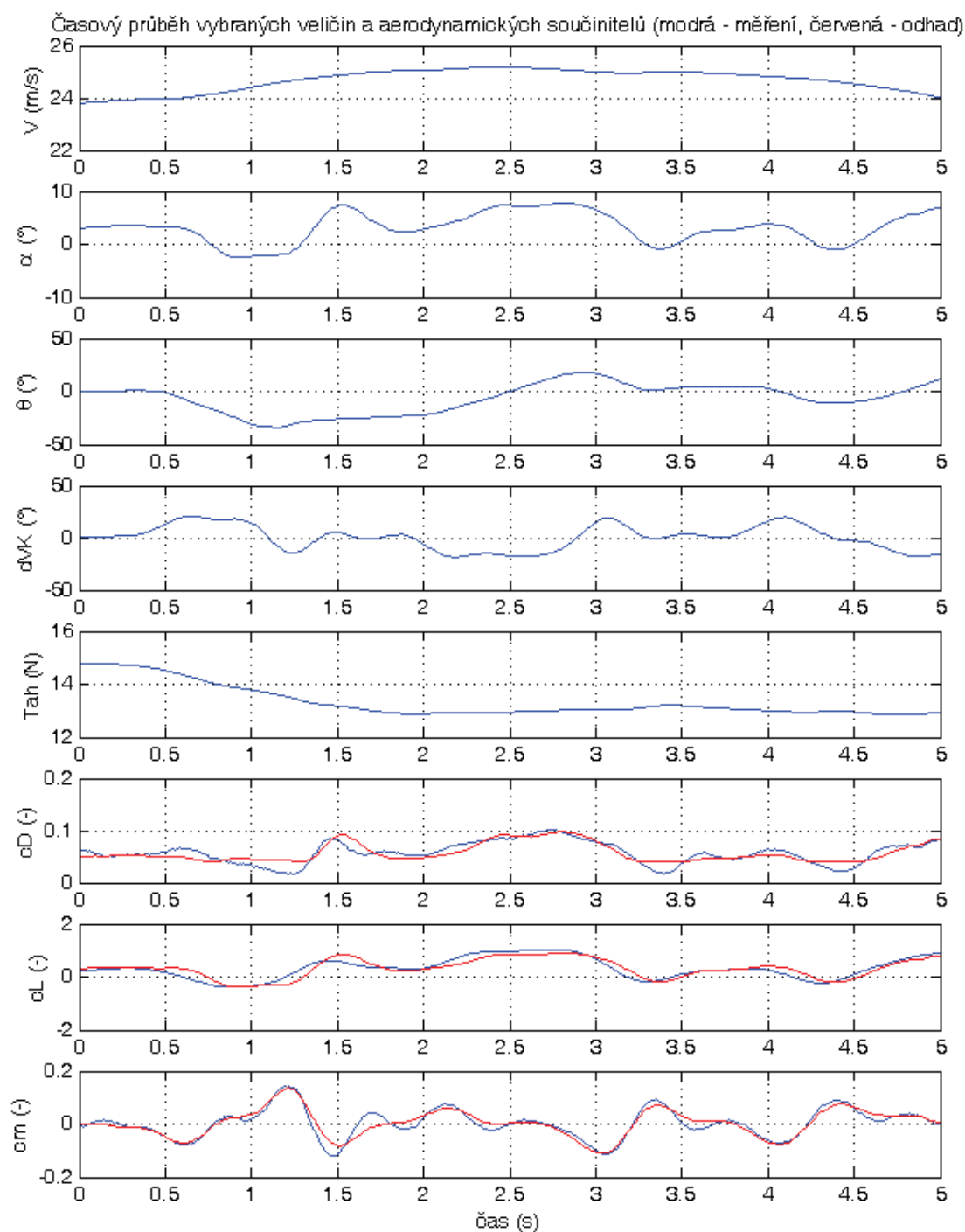
Příloha 2.19: Měření úsek č. 7, EEM



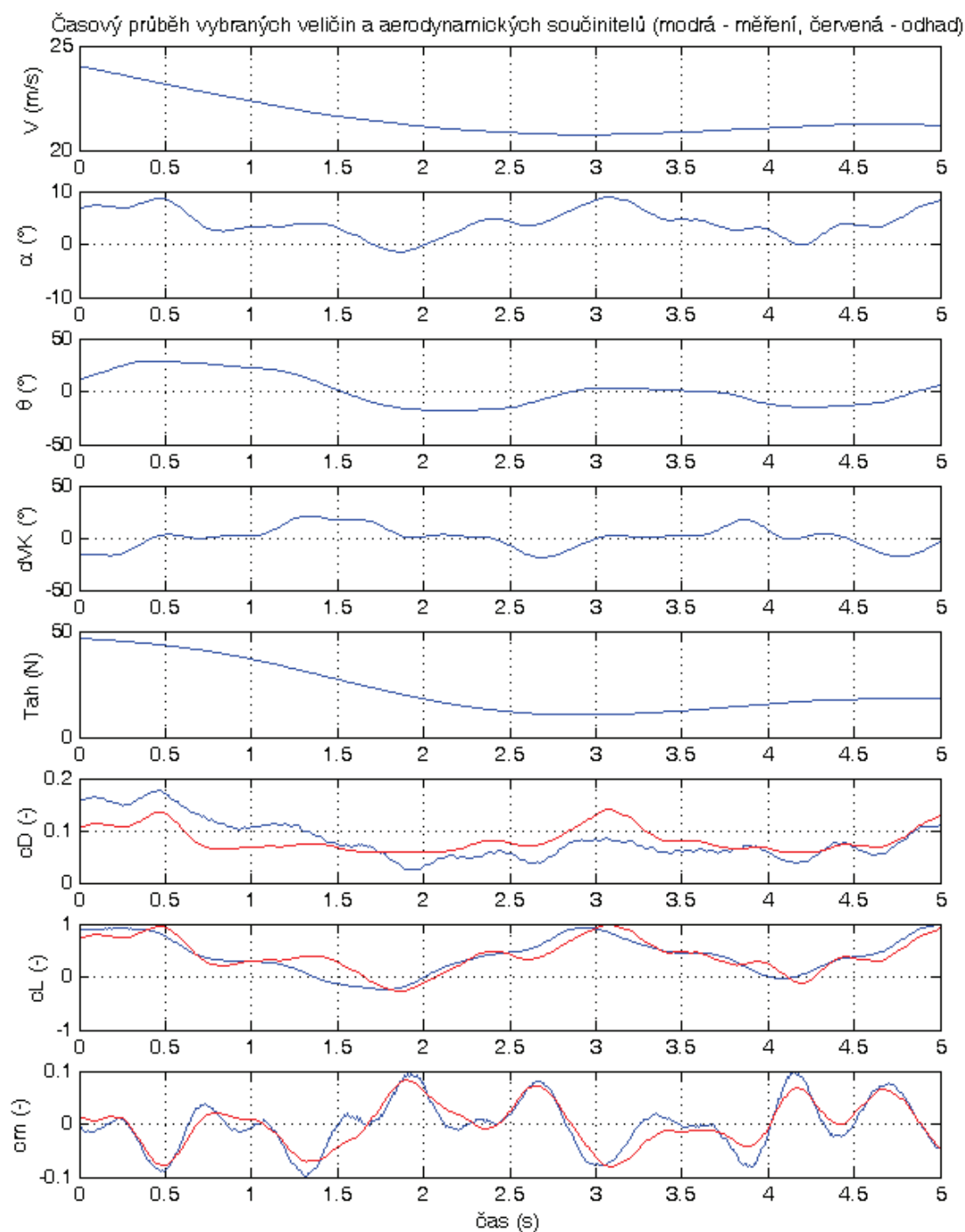
Příloha 2.20: Měřený úsek č. 7, OEM



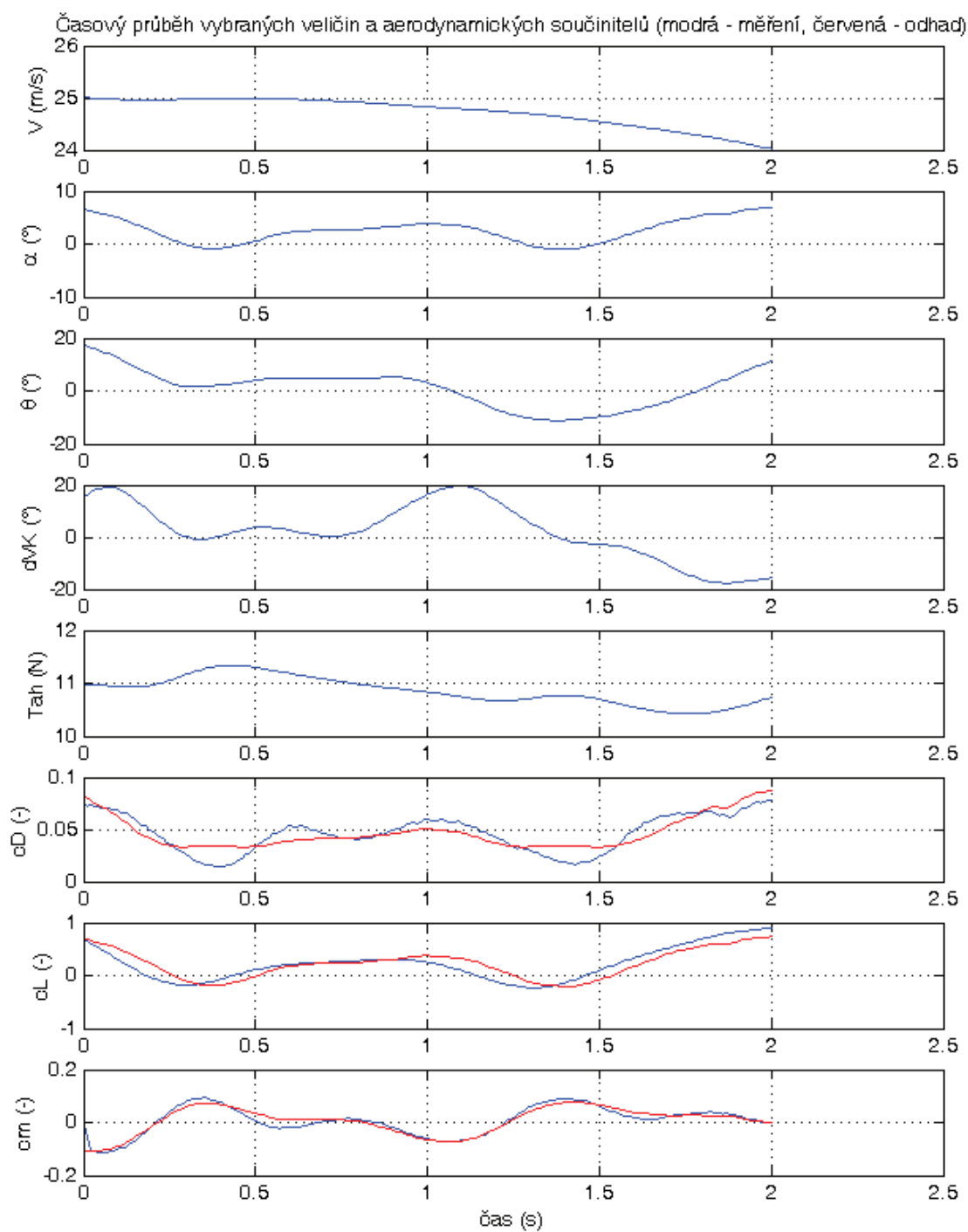
Příloha 2.21: Měření úsek č. 7, FEM



Příloha 2.22: Měření úsek č. 8, EEM

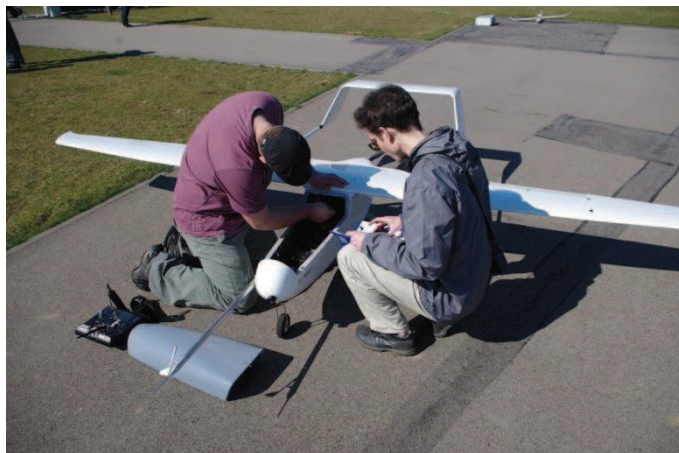


Příloha 2.23: Měření úsek č. 9, EEM



Příloha 2.24: Měření úsek č. 10, EEM

15.3 PŘÍLOHA 3 – OBRAZOVÁ PŘÍLOHA Z LETOVÝCH MĚŘENÍ





Letová měření Ivančice 14. 4. 2013, Foto: Tomáš Zikmund, Jan Pejchar