

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Ing. Pavel Zikmund

**Identifikace aerodynamických charakteristik atmosférického
letadla z výsledků letových měření**

**Aerodynamic Characteristics Identification of Atmospheric
Airplane from Flight Measurement Results**

Zkrácená verze PhD Thesis

Obor: Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel: doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Oponenti:

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

Místo pro uložení práce:

Oddělení pro vědu a výzkum FSI VUT v Brně.

© Ing. Pavel Zikmund
ISBN 80-214-
ISSN 1213-4198

Obsah

1	CÍLE DIZERTAČNÍ PRÁCE	5
2	ÚVOD	5
2.1	Proč identifikace.....	5
2.2	Aplikace na bezpilotní prostředky.....	6
3	MATEMATICKÝ MODEL	6
3.1	Matematický model v symetrickém letu	6
4	IDENTIFIKAČNÍ METODY	7
4.1	Rozdělení.....	7
4.2	Error equation method	7
4.3	Output error method	8
4.4	Filter error method	8
5	PŘÍPRAVA EXPERIMENTU	8
5.1	Simulace měření v Simulinku	8
5.2	příprava měřicího systému	9
5.2.1	<i>Letoun VUT 700e Specto</i>	<i>9</i>
5.2.2	<i>Příprava letounu.....</i>	<i>9</i>
5.2.3	<i>Elektricky poháněná verze letounu</i>	<i>9</i>
5.2.4	<i>SEDAQ</i>	<i>10</i>
5.2.5	<i>Použité snímače.....</i>	<i>10</i>
6	LETOVÁ MĚŘENÍ	11
6.1	Kalibrační letová měření	12
6.2	Dynamická měření	12
7	ANALYTICKÉ ŘEŠENÍ HLEDANÝCH DERIVACÍ	13
7.1	Určení aerodynamických derivací v programu DATCOM	13
8	IDENTIFIKACE AERODYNAMICKÝCH CHARAKTERISTIK	13
8.1	Zhodnocení identifikovaných parametrů.....	14
8.1.1	<i>Rozvaha nad výsledky</i>	<i>14</i>
8.1.2	<i>Porovnání identifikačních metod</i>	<i>16</i>
8.1.3	<i>Volba optimálního modelu.....</i>	<i>16</i>
9	MODEL V RC SIMULÁTORU	17
10	ZÁVĚR	17
11	SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY	18
12	CIRRICULUM VITAE.....	19
13	ABSTRAKT	20

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.

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.
- 2) Fyzikální principy dynamického modelu mohou být popsány (modelovány).
- 3) Lze provést daný experiment.
- 4) Jsou k dispozici měření vstupu a výstupu systému.

2.1 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.

2.2 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.

3 MATEMATICKÝ MODEL

Matematický model letounu je systém rovnic, který popisuje dynamické chování zkoumaného objektu, v našem případě letounu. 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. V identifikaci aerodynamických charakteristik se používá fenomenologický model, někdy také označovaný jako model parametrický. Tento model je odvozen z teorie fyzikálních vlastností systému, což znamená, že odhadované parametry mají fyzikální význam³.

3.1 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

$$c_L = c_{L0} + c_{L\alpha} \cdot \alpha + c_{L\delta v} \cdot \delta_v \quad (1)$$

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

$$c_m = c_{m0} + c_{m\alpha} \cdot \alpha + c_{m\delta v} \cdot \delta_v \quad (3)$$

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 centráže.

Aerodynamické součinitele – rozšířená varianta

$$c_L = c_{L0} + c_{L\alpha} \cdot \alpha + c_{Lq} \cdot q \quad (4)$$

$$c_m = c_{m0} + c_{m\alpha} \cdot \alpha + c_{m\delta v} \cdot \delta_v + c_{mq} \cdot q \quad (5)$$

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.

Náhrada analytické poláry

Pro samotnou identifikaci není vhodné použití analytické poláry ve tvaru (2). Platí zde, že součinitel odporu je závislý na součiniteli vztlaku 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 závislé proměnné byla řešena následujícím způsobem. Vzhledem k předběžně stanovené vztlakové čáře ve tvaru $c_L = k \cdot \alpha$, byl součinitel vztlaku nahrazen úhlem náběhu.

$$c_D = c_{D0} + c_{Da2} \alpha^2 \quad (6)$$

4 IDENTIFIKAČNÍ METODY

4.1 ROZDĚLENÍ

Základní rozdělení identifikačních metod je podle frekvenční a časové domény. Oba přístupy mají řadu výhod i nevýhod⁴. 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. 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.

4.3 OUTPUT ERROR METHOD

Tato metoda spolu s Filter error method (dále FEM) 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. Na rozdíl od EEM uvažuje chybu u nezávisle proměnných. Odhad parametrů probíhá metodou maximální věrohodnosti. Touto metodou lze získat nestranný a konzistentní odhad parametrů, jsou-li dodrženy 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) Řídicí 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.

4.4 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. Další výhodou metody je zpětná vazba v algoritmu, která numericky stabilizuje výpočet a na rozdíl od OEM dovoluje identifikovat i nestabilní letouny.

Od OEM se metoda liší v tom, že výstup systému 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 filtr⁵ pro lineární systémy, resp. rozšířený Kálmánův filtr pro nelineární systémy. V případě již uvedených nelineárních pohybových rovnic bude dále pracováno s rozšířeným KF. Podmínkou numerické stability je statistická nezávislost mezi procesní chybou a chybou měření⁶.

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 Simulink⁷ sestaven model letového měření⁸. 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.

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.⁸, 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. 1: 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 tětiva	$c_{SAT} = 0,34 \text{ m}$

5.2.2 Příprava letounu

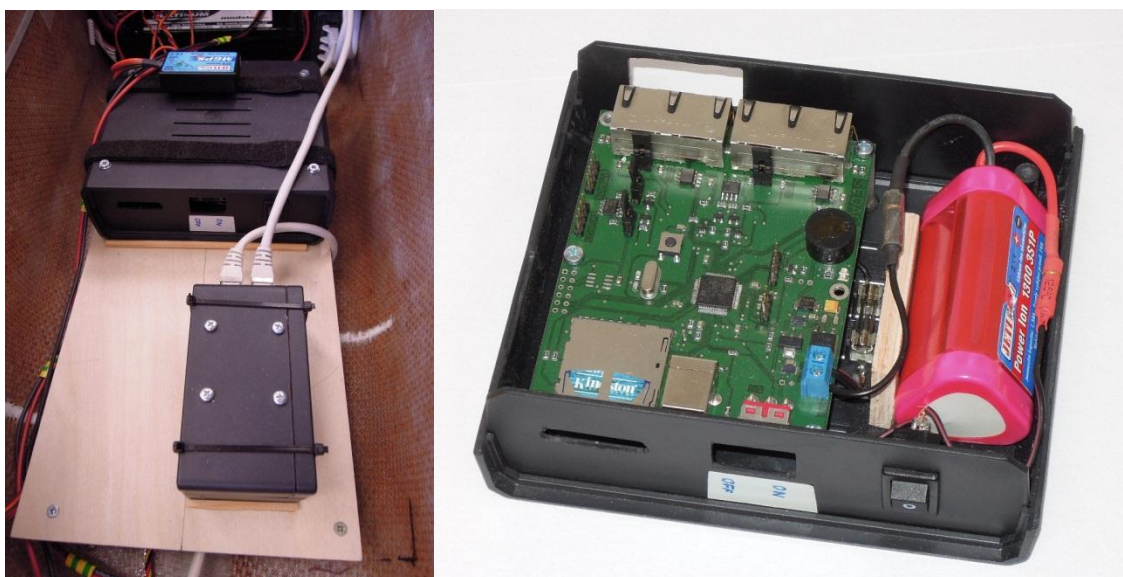
Letoun VUT 700 Specto⁹ byl poprvé zalétán v roce 2009. V původní verzi byl vybaven spalovacím motorem MVVS 45. S postupem času byl letoun modifikován a byly odstraněny některé nedostatky. První problém který nastal, bylo elektromagnetické rušení dálkového řízení s měřicí ústřednou. Rušení bylo eliminováno 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 přídi 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 let¹⁰. Z hlediska hmotnosti neměla změna motoru výrazný vliv, hmotnost letounu 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.

5.2.4 SEDAQ

Měřicí ústředna SEDAQ (Sensor Data Acquisition) Vznikla na základě spolupráce mezi Leteckým ústavem FSI a Ústavem inteligentních systémů na FIT na VUT v Brně¹¹. 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 měření¹². 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. 2: Instalace ústředny SEDAQ a jednotky IMU, ústředna SEDAQ

5.2.5 Použité snímače

	hlavní snímač	záložní data z telemetrie
statický tlak	tlakoměr CHCE, SensorTechnics	ArduPilot Mega 2.5+
dynamický tlak	tlakoměr CHCE, SensorTechnics	ArduPilot Mega 2.5+
teplota	Pt1000	ArduPilot Mega 2.5+
zrychlení	ADIS 16405, Analog Devices	ArduPilot Mega 2.5+
úhlové rychlosti	ADIS 16405, Analog Devices	ArduPilot Mega 2.5+
polohové úhly	ADIS 16405, Analog Devices	ArduPilot Mega 2.5+
úhel náběhu	korouhev, mag. Encodér AS5045	
výchylka VK	SEDAQ, signál řízení	ArduPilot Mega 2.5+
otáčky motoru	SEDAQ, signál řízení	ArduPilot Mega 2.5+

Tab. 1: přehled použitých snímačů

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.

6 LETOVÁ MĚŘENÍ

Cílem letových měření bylo získání záznamu, 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.



Obr. 3: Dokumentační foto letových měření, Foto: Tomáš Zikmund, Jan Pejchar

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 nebyly při identifikaci aerodynamických charakteristik vůbec použity. 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 přední letounu v horizontálním letu řízený RC pilotem a autopilotem.



Obr. 4: 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. 2: 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 vztlaču 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.

6.1 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 literatury¹³ je doporučený úsek pro měření báze odpovídající letu jedné až dvou minut. S letounem v RC režimu řízení tak dlouhé měření nelze provádět, proto byly létány kratší úseky a měřením zatíženým větší chybou. Na létání báze na vybraných rychlostech bylo potřeba devět okruhů. 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 vykreslené závislosti c_L na c_D . Hodnoty součinitelů vztlaču a odporu byly stanoveny na základě měření zrychlení a úhlu náběhu vybraných částí záznamu letových měření. Pro výpočet posloužily úseky, kdy letoun letěl v symetrickém letu s vrtulí v praporu. Polára byla řešena numericky z rovnic rovnováhy pro let s vrtulí v praporu (zanedbán odpor vrtule).

Měření tahu vrtule

Měření tahu vrtule se zpravidla provádí nepřímou metodou z pilových letů. Protože tento způsob je časově i z hlediska pilotáže náročný, byl tah určen výpočtem z rovnic rovnováhy letounu se znalostí vztlaču a odporu určeného ze vztlačové čáry a poláry. Z vypočítaného tahu vrtule byla provedena kalibrace mezi měřeními otáčkami motoru. Takto získaný vztah pro určení tahu z otáček s uvážením vlivu rychlosti letu byl využit při identifikaci.

6.2 DYNAMICKÁ MĚŘENÍ

Dynamická měření byla iniciována jednoduchým impulzem do výškového kormidla. Celý manévry byl opakovaně prováděn s různou intenzitou impulsu 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 příliš velkého zisku na regulátoru v autopilotu. Autopilot tak ve snaze vracet letoun do horizontální polohy sám letoun rozkmitával.

7 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 Daňkem¹⁴. Hodnoty z analytického výpočtu i softwaru DATCOM jsou uvedeny níže v tabulce srovnání s identifikovanými parametry (Tab. 3).

7.1 URČENÍ AERODYNAMICKÝCH DERIVACÍ V PROGRAMU DATCOM

Software DATCOM, celým názvem „THE USAF STABILITY AND CONTROL DIGITAL DATCOM¹⁵“ 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+¹⁶, která zjednodušuje komunikaci se softwarem DATCOM a nabízí i grafické výstupy pro ověření správně zadaných vstupních dat. Výsledné derivace jsou uvedeny v (Tab. 3).

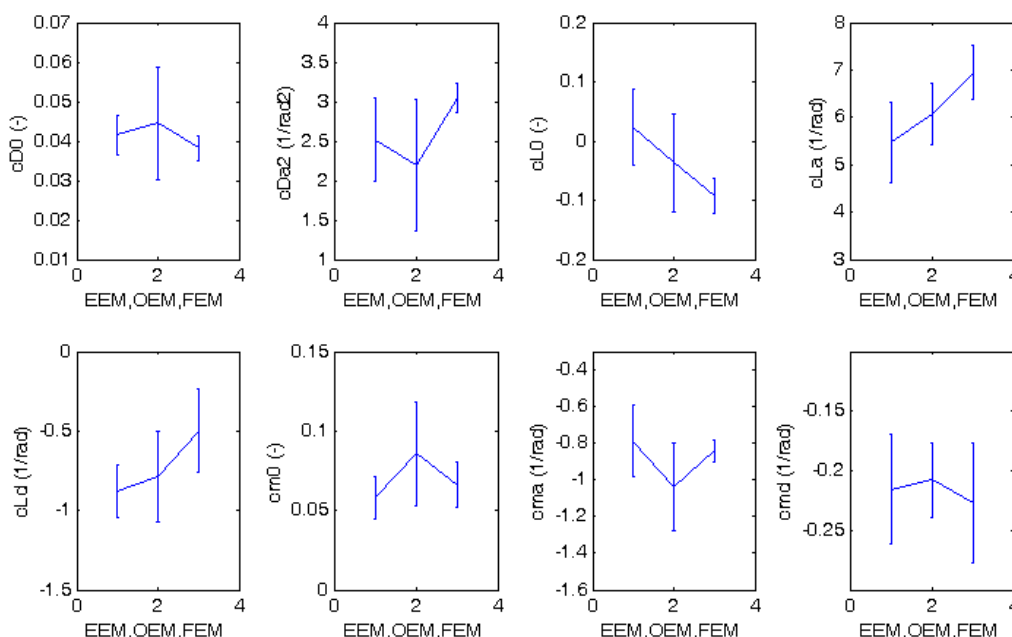
8 IDENTIFIKACE AERODYNAMICKÝCH CHARAKTERISTIK

Výběr letových měření

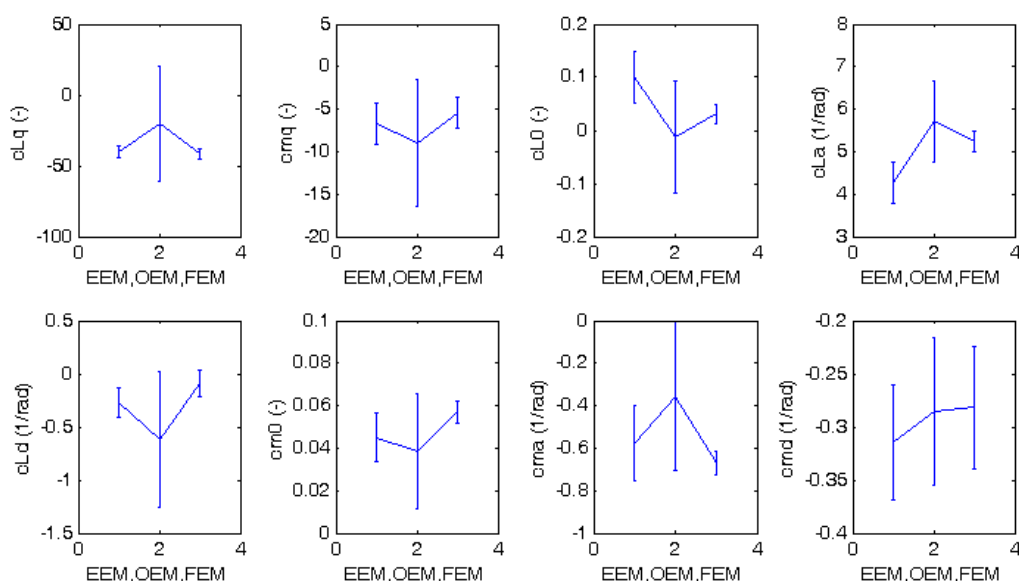
Pro zpracování dat byly použity záznamy z posledních dvou letů provedených se stabilizací autopilotem. Ze záznamu byly vybrány úseky, které splňovaly podmínky malého příčného sklonu do 3° a také minimální úhlové rychlosti zatáčení s maximy do 2,5°/s. Tato kritéria splňovalo 15 úseků o délkách 8 – 25 s.

Vyhodnocení identifikovaných parametrů

Z výsledků pro jednotlivé měřené úseky byl následně určen vážený průměr a vážená směrodatná odchylka pro odhad parametrů jednotlivými identifikačními metodami¹⁷.



Obr. 5: Výsledné odhady parametrů – pro rovnice (1), (3) a (6)



Obr. 6: Výsledné odhady parametrů – pro rovnice (4), (5) a (6)

8.1 ZHODNOCENÍ IDENTIFIKOVANÝCH PARAMETRŮ

Následující tabulka shrnuje odhady parametrů z identifikace a porovnává s předběžným odhadem analytickým výpočtem a programem DATCOM+. Index 1 značí jednoduší variantu rovnic (1), (3) a (6), 2 rozšířenou variantu rovnic (4), (5) a (6).

	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

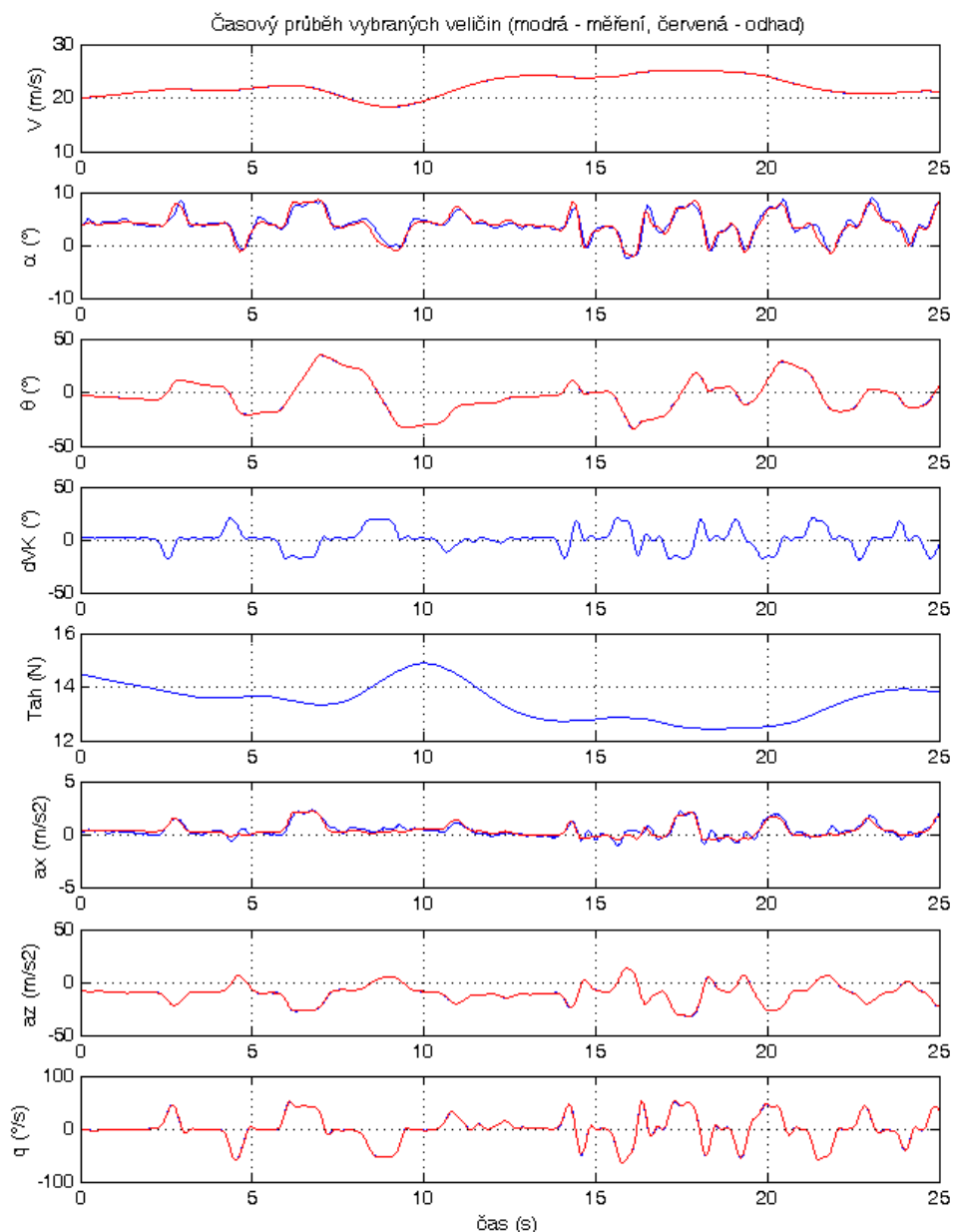
8.1.1 Rozvaha nad výsledky

Srovnání analytického výpočtu s DATCOMem

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 křídla 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.

Derivace podle výchylky výškového kormidla

Derivace součinitele vztaku podle výchylky výškového kormidla c_{Lq} vyjadřuje vliv vychýlení kormidla na celkový součinitel vztaku. Kladná výchylka dolů znamená kladný přírůstek vztaku, 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 vztaku na VOP po vychýlení výškového kormidla se projeví zvýšením klopivého momentu a ve výsledku pak snížením celkového součinitele vztaku 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.



Obr. 7: Ukázka srovnání měřených a odhadovaných parametrů metodou FEM

Má-li být měření obou derivací přesné, je třeba docílit v rámci 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_{Ld} charakter rovnovážné hodnoty která zahrnuje vliv změny úhlu náběhu po vyrovnaní letounu do rovnovážné polohy po vychýlení výškového kormidla. V případě derivace c_{md} jde o analogický výsledek k derivaci vztaku podle výchylky výškového kormidla.

Derivace podle úhlové rychlosti klopení

Tyto dvě derivace c_{Lq} a c_{mq} vyjadřují vliv úhlové rychlosti klopení na součinitele momentu a vztaku. 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 náběhu¹⁸. 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.

8.1.2 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.

8.1.3 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.

Nejpřesnějších hodnot v případě použitého měření tedy bylo dosaženo při tvaru aerodynamických součinitelů:

$$c_L = c_{L0} + c_{L\alpha} \cdot \alpha \quad (7)$$

$$c_D = \theta_1 + \theta_2 \alpha^2 + \varepsilon \quad (8)$$

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

9 MODEL V RC SIMULÁTORU

Jednou z možných aplikací výsledků dynamických měření je přenesení vlastností reálného letounu na model v leteckém simulátoru. Přípravovaný 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. 8: 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.

10 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 praktické části 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 odpovídajícím 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.

11 SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [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] NOSKIEVIČ, P. *Modelování a identifikace systémů*, Montanex a.s., Ostrava, 1999. 276s. ISBN 80-7225-030-2.
- [4] 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.
- [5] BILGINS, E. *Bilgin's blog*, 2009, [cit. 2013-05-30] Dostupné z: <http://bilgin.esme.org/BitsBytes/KalmanFilterforDummies.aspx>
- [6] WANG, L., LIBERT, G., MANNENBACK, P. Kalman Filter Algorithm Based on Singular Value Decomposition, In *Proceedings of the 31st Conference on Decision and Control*, Arizona, 1992.
- [7] MathWorks, Inc., Documentation Center – Simulink, 2013, [cit. 2013-05-30] Dostupné z: <http://www.mathworks.com/help/simulink/index.html>
- [8] 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.
- [9] ZIKMUND, P., DOUPNÍK, P. VUT „SPECTO“ Mini-UAV Aerodynamic Design, *Czech Aerospace Proceedings*, 2008, No.2, pp. 17-19, ISSN 1211-877X.
- [10] VERBOUW, M. *Conceptual Study of Electric Powered VUT 700 SPECTO UAV*, VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. Vedoucí bakalářská práce Ing. Pavel Zikmund
- [11] 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.
- [12] ZIKMUND, P. Rozšíření měřicí ústředny SEDAQ a její ověření letovým měřením, *FSI Junior conference*, 2010, ISBN 978-80-214-4116-3.
- [13] ŠOŠOVIČKA, R. *Metodika měření a vyhodnocování letových výkonů letounu*, VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2006, Školitel Doc. Ing. Vladimír Daněk CSc.
- [14] DANĚK, V. *Mechanika letu II: Letové vlastnosti*. Akademické nakladatelství CERM, Brno, 2011. 334 s. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [15] 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.
- [16] GALBRAITH, B. *Datcom+ Pro*, Users Manual, Holy Cows, Inc. Orlando, Florida, 2011.
- [17] REKTORYS, K. a spol. *Přehled užití matematiky*, 1. vyd. SNTL, Praha, 1968.
- [18] 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.

12 CIRRICULUM VITAE

Osobní údaje

Jméno	Pavel Zikmund
Adresa:	Bendlova 26, 613 00, Brno
Státní příslušnost:	Česká republika
Datum a místo narození:	17. července 1982, Brno
E-mail:	zikmund@fme.vutbr.cz

Vzdělání

2006 – 2013	VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav Specializace: Konstrukční a procesní inženýrství – postgraduální studium
2000 – 2006	VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav Specializace: stavba letadel – magisterské studium
1996 – 2000	Biskupské gymnázium, Barvičova 85, 602 00, Brno

Zaměstnání

2011 – 2013	Technicko-hospodářský pracovník – Letecký ústav
2007 – 2011	Technický pracovník Centra leteckého a kosmického výzkumu, Obojí na: VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Pedagogická praxe

2007 – 2013	Vedení cvičení z předmětů Mechanika letu I a Mechanika letu II
-------------	--

Jazykové znalosti

Angličtina – středně pokročilý
Němčina – začátečník

Další činnosti

2008	řešitel grantového projektu FSI BD1383012, „Měřicí systém pro identifikaci aerodynamických součinitelů na bezpilotním prostředku“
2009	řešitel grantového projektu FSI BD1393005, „Rozšíření měřicí ústředny SEDAQ a její ověření letovým měřením“
2009	řešitel grantového projektu FRVŠ G1 2774/2009, „Návrh vrtule a měření tahu vrtule pro bezpilotní letoun“
2009	účast v mezinárodní studentské soutěži firmy Airbus „Fly Your Ideas“, postup do druhého kola
2010	spoluřešitel grantového projektu FRVŠ G1 2542/2010, „Studentská konstrukční soutěž“
2012	šestiměsíční stáž ve firmě Innovation Works EADS Ottobrunn, Německo Téma práce, výzkum znečištění povrchu hmyzem, zahrnovalo analytické aerodynamické analýzy, návrh experimentálního zařízení a provedení experiment v aerodynamickém tunelu.
2012	čestné uznání prorektora pro tvůrčí rozvoj VUT v Brně „Úspěšný ohlašovatel za rok 2012“ za podání evropské přihlášky vynálezu No. 12008096.5 "Impact testing device; wind tunnel apparatus and testing method"

13 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.