VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Ing. Martin Kouřil

METODIKA MĚŘENÍ A VYHODNOCOVÁNÍ STABILITY A ŘIDITELNOSTI LETOUNU

METHODOLOGY FOR AIRCRAFT STABILITY AND CONTROL MEASUREMENTS AND EVALUATIONS

ZKRÁCENÁ VERZE PH.D. THESIS

Obor: Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel: Doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Oponenti: Prof. Ing. Jaroslav Salga, CSc.
Ing. Miroslav Pešák

Datum obhajoby: 20. 8. 2004

KLÍČOVÁ SLOVA
zkoušení letadel za letu, metodiky letových měření, měřící systém, mechanika letu, stabilita, řiditelnost, dynamická stabilita, podélný a stranový pohyb

KEYWORDS
aircraft testing in flight, flight measurement methodology, flight mechanics, stability, control, dynamic stability, longitudinal and lateral-directional motion

Disertační práce je uložena na oddělení vědy a výzkumu
Fakulty strojního inženýrství VUT v Brně, Technická 2, 616 69 Brno.

© Martin Kouřil, 2004
ISBN 80-214-2752-3
ISSN 1213-4198

OBSAH

1 ÚVOD 5

2 OBSAH PRÁCE 5

3 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY 6

4 CÍLE PRÁCE 7

5 ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ 8

6 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE 8

6.1 Měřící soustava (letová laboratoř) 9

6.2 Provedená letová měření 9

6.2.1 Experimentální určování polohových úhlů letounu v prostoru 9

6.2.2 Měření dynamické stability letounu 11

6.3 Pohybové rovnice letounu 15

6.4 Programový modul pro výpočet dynamické stability letounu 16

6.5 Výpočtová část dynamické stability letounu 18

6.5.1 Komparace výpočtů dynamické stability s výsledky letových experimentů 18

6.5.2 Identifikace součinitelů sil a momentů ze záznamu letových měření 22

7 ZÁVĚR 25

8 SUMMARY 26

LITERATURA 28

AUTOROVY PUBLIKACE 29

ŽIVOTOPIS 31

1 ÚVOD

Letové zkoušky jsou již od prvopočátků letectví důležitou součástí, jak vývoje letounu, tak i jeho výroby a jsou velmi složitou, nákladnou a nutnou (certifikace letounu) záležitostí nejen při „realizaci“ nového letounu, ale i jeho „života“. Až do okamžiku prvního letu konstruktéři neví, jak se letoun bude „chovat“ při různých režimech letu, pojíždění, vzletu atd. Vzájemné působení jednotlivých částí se obvykle projeví až během letových zkoušek. Hodnocení letounu pilotem je závěrečným verdiktem pro posouzení jeho vlastností a konečné konstrukce. Výsledky zkoušek zpětně zasahují do konstrukce letounu a to někdy až do stádia celkového projektu (jedná se převážně o úpravy ocasních ploch a kormidel). Úpravy jsou důsledek nepřesností teoretických rozborů vlastností letounu, ale přesto jsou rozbory letových vlastností a vzájemných ovlivnění částí letounu důležitou součástí návrhu a vývoje letounu. Měření letových vlastností a řiditelnosti patří mezi nejsložitější úlohy letových měření a i při maximálním technickém vybavení jsou některé charakteristiky letu nezjistitelné, neboť jsou obvykle překryty nebo ovlivněny druhotnými účinky jiných charakteristik letu. Naměřené hodnoty se používají k dalším podrobnějším rozborům a popřípadě výpočtům letových vlastností měřeného letounu, případně jeho modifikací (prvotní přiblížení). Celkové letové zkoušky kladou veliké nároky na měřící techniku (přesné měření a zaznamenávání velkého množství veličin a dat), člověka (dobrá organizace, plánování a koordinace zkoušek) a v dnešní době na důležité finance (výběr vhodné metody a tím i potřebné přístroje atd.).

2 OBSAH PRÁCE

Disertační práce je svým obsahem především zaměřena na jednu z velmi významných oblastí letových vlastností a to problematiku dynamické stability letounu. Analýze stability letounu, z důvodu zvětšujících se nároků na bezpečnost letu, je v dnešní době věnována čím dál tím větší pozornost již od prvotních fází návrhu letounu.

V úvodu práce je nejprve uvedena část seznamující se specifičností letových měření, jejich rozdělení, popisu postupu realizace, zpracování záznamů atd. Následná část pojednává o možnostech měření charakteristických veličin letu, letadla a atmosféry a popisuje metodiky měření letových vlastností, jako je kontrola stability a řiditelnosti (ovladatelnosti, obratnosti, tíživosti, vyvažitelnosti). Součástí kapitoly je i nástin postupů zpracování časových záznamů letových veličin z „měřících“ letů za účelem identifikace součinitelů aerodynamických sil a momentů působících na letoun.

Primárním krokem pro realizaci naplánovaných experimentů bylo vybudování letové laboratoře zahrnující sestavení měřící soustavy, její oživení a ověření funkčnosti. Samotné experimenty lze rozdělit na dvě části. První oblastí zájmu, v rámci ověření funkčnosti soustavy, bylo uskutečnění experimentu za účelem posouzení různých metodik měření polohových úhlů letounu v prostoru. Záměrem

bylo podrobnější pozemní a letové testování optického gyroskopu, s kterým je počítáno jako se základním přístrojem letové zkušebny pro měření úhlových rychlostí a jim odpovídajících úhlů. Cílem zkoušek dynamické stability letounu bylo ověření vhodnosti výběru matematického popisu pohybu letounu a tím i výpočtů charakteristik dynamické stability. Průběh celého měření byl naplánován tak, aby získané záznamy letových veličin co nejlépe vyhovovaly pro uvažované zpětné vygenerování parametrů matematického modelu letounu jako lineárního dynamického systému. Získaný model posloužil k „odhadu" součinitelů sil a momentů působících na letoun.

V oblasti teoretických výpočtů byly nejprve odvozeny tzv. odchylkové pohybové rovnice letounu, které popisují jeho „chování" po poruše (např. poryv větru, zásah pilota do řízení) rovnovážného ustáleného přímočarého letu. Odvozené pohybové rovnice se staly základním prvkem vytvořeného programového modulu pro výpočet charakteristik hodnotících kvalitativně a kvantitativně dynamickou stability letounu. Zobrazené časové průběhy vypočtených letových veličin slouží pro vizuální hodnocení charakteru kmitání s možností jejich porovnání s průběhy získanými během provedených experimentů. Matematický model dynamiky letu byl také použit pro realizaci myšlenky využití experimentálních dat pro identifikaci či odhad součinitelů aerodynamických sil a momentů.

V závěrečné části předkládané práce jsou uvedeny výpočty zaměřené na stanovení charakteristik popisující dynamické vlastnosti letounu. Vstupní hodnoty do výpočtů odpovídají letovým podmínkám jednotlivých měřených úseků při zkouškách dynamické stability. Teoretické časové průběhy letových veličin jsou porovnány s jejich záznamy, které byly získány během měření. Následně po zhodnocení a porovnání výsledků měření s výpočty je popsána možnost identifikace parametrů matematického modelu pohybu letounu z naměřených vstupních (výchylky kormidel) a výstupních (úhel náběhu a vybočení, rychlost letounu, úhlové rychlosti, polohové úhly, atd.) dat. Odezvy získaného modelu na vstupní impulsy do řízení jsou zpětně porovnány s naměřenými daty.

3 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

Při ověřování nových teorií, poznatků a výsledků výzkumu se letecké výzkumné ústavy, výrobci letadel a také univerzity, zabývající se letectvím, bez letových zkoušek neobejdou. Z finančního a časového hlediska jsou však tyto zkoušky velice náročné a proto se hledají stále nové metodiky zjednodušující realizaci letových zkoušek.

Problematikou dnešní doby je, že nové metodiky měření a zpracovávaní dat nejsou ve velké míře publikovány a výrobci letadel či výzkumné ústavy si nové poznatky z letových měření a vývoje nových metodik pečlivě utajují. Pokud jsou letová měření publikovány tak se jedná převážně o konečné posudky a výsledky měření pro velké dopravní letouny nebo letouny pro vojenské využití.

V dnešní době se letové zkoušky (výrobci) provádí převážně z důvodů certifikace letounu dané kategorie podle příslušného leteckého předpisu a z důvodů vývoje

nových typů letounů, palubních snímačů a přístrojů (zkoušky prototypů). Tímto směrem jsou i vedeny letové zkoušky u výrobců letounů v České republice. Z velkou mírou se při těchto měření používá doporučených či daných certifikačních postupů. Někdy jsou použity všeobecně známé metodiky u kterých vývoj probíhá od počátku letectví a které jsou „zastaralé", ale v menších obměnách a s dnešní měřící technikou využívané.

Letová měření za účelem výzkumu (měření aerodynamických charakteristik profilů křídla, měření za účelem získání derivací součinitelů sil a momentů působících na letoun, měření letových vlastností nekonveční letounů, atd.) se v ČR neprovádí vůbec a pokud ano, tak jen velice v malém měřítku a sporadicky.

Rozvoj metodik pro měření letových vlastností a výkonů je přímo propojen s vývojem a s zdokonalováním měřicích a záznamových přístrojů a se zdokonalováním zařízení pro zpracování naměřených dat. Moderní snímače a záznamové přístroje umožňují efektivně provádět vyšetřování vlastností a výkonů letadel v provozních podmínkách.

4 CÍLE PRÁCE

Veškeré zkoušky v oblasti letectví (vlastností, výkonů nebo jen specifických soustav letounu, atd.) zaujímají, díky svým specifičnostem, přední místo mezi průmyslovými měřeními jakéhokoliv technického oboru. Místo na pomyslné špičce ledovce si právem „drží" jednak rozsáhlostí měření jednotlivých sekcí naplánovaných zkoušek, složitostí měření, používáním atypických metod a metodik, vývojem a použitím speciálních snímačů a přístrojů apod., ale i časovou a finanční náročností a nestálostí podmínek měření.

Rozsah měření v oboru letových vlastností letounu je sám o sobě široce obsáhlý. Při certifikaci letounu podle příslušného leteckého předpisu je nutné provést rozsáhlou kontrolu v jednotlivých oblastech letových vlastností, jako je řiditelnost (ovladatelnost, obratnost, vyvažitelnost a tíživost) a stabilita (s volným a pevným řízením). Jmenované oblasti obsahují další podoblasti, které jsou převážně rozděleny na charakteristiky podélného a stranového pohybu.

Z výše popsaných důvodů (rozsáhlost oboru letových vlastností) byla náplň disertační práce soustředěna na jednu z velmi významných součástí rozborů letových vlastností atmosférických letadel a to oblasti dynamické stability letounu. Teoretická a následně praktická kontrola dynamické stability rozhodující měrou ovlivňuje celkovou koncepci letounu a proto je analýze stability věnována mimořádná pozornost od prvotních fází jeho návrhu.

Problém, který byl v rámci předložené disertační práci řešen, lze formulovat následovně: Provedení výpočtové a experimentální analýzy dynamické stability letounu a vyšetření možnosti identifikace dynamického modelu letounu z výsledků měření.

Cíle disertační práce je možné definovat v následujících bodech:

- Analýza stavu letových měření do současné doby
- Kompletace měřící soustavy, příprava a uskutečnění letových měření
- Odvození matematického modelu popisující pohyb letounu po poruše letu
- Vytvoření programového modulu pro řešení dynamické stability letounu
- Experimentální ověření výpočtového modulu dynamické stability
- Identifikace matematického modelu dynamické stability letounu

5 ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ

Prvním a významným krokem v rámci řešení tématu disertační práce během doktorského studia bylo průběžné seznamování se s danou problematikou tématu. Seznámení probíhalo formou studia dostupných publikací a zúčastnění se odborných stáží ve vybraných podnicích. Následným krokem byl dlouhodobý a podrobný výběr nejvhodnějších přístrojů a snímačů v rámci budování letové laboratoře na Leteckém ústavu. Po kompletaci přístrojové základny se přistoupilo k jejímu postupnému využívání v oblasti měření za účelem seznámení se s její celkovou obsluhou.

V další fázi bylo přistoupeno k plnění samotného tématu disertační práce, které začalo výběrem užšího okruhu zájmů z široké oblasti letových měření. Zároveň s teoretickou přípravou experimentů byla sestavena výpočetní základna pro řešení vybraného okruhu letových vlastností. Do užšího okruhu zájmu byla vybrána problematika dynamické stability letounu. Po úspěšném provedení experimentů byla pozornost věnována na pečlivé zpracování získaných dat a jejich využití ve výpočtech charakteristik dynamické stability. V rámci řešení disertační práce byla také řešena možnost identifikace matematického modelu za pomocí naměřených dat.

6 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE

Hlavní cíle předkládané práce lze rozdělit na několik na sebe vzájemně propojených a navazujících částí. Prvním důležitým krokem bylo vybudování funkční měřící soustavy pro možnost uskutečnění plánovaných experimentů. Po ověření funkčnosti celé soustavy se přistoupilo k samotnému měření dynamické stability letounu za účelem ověření postupů teoretických výpočtů, které byly zahrnuty a použity v vytvořeném výpočetním modulu. Výpočetní modul slouží pro kvalitativní a kvantitativní posouzení dynamické stability daného letounu (v tomto případě „zkoušeného“ letounu). Výsledky komparace experimentu a výpočtů přiměly k myšlence využití záznamů letových veličin k identifikace matematického modelu letounu.

6.1 MĚŘÍCÍ SOUSTAVA (LETOVÁ LABORATOŘ)

Pro možnost uskutečnění plánovaných experimentů byla sestavena měřící soustava schopná pokrýt požadavky experimentů. Jednotlivé prvky soustavy jsou součástí letové laboratoře, která se buduje na Leteckém ústavu. Jako „výzkumný a nosný" letoun byl vybrán motorizovaný kluzák L-13 SE Vivat (obr.1). Prvky měřící soustavy zabudované do letounu a potřebné pro experimenty byly následující:

Obr.1: L-13 SE Vivat (OK-8130)

- vysokovýkonná sběrnice dat ESAM TRAVELLERplus – sběr dat, úpravu a zpracování analogových signálů z jednotlivých snímačů
- optický gyroskop DMU-FOG – měření lineárního zrychlení ve třech kolmých osách, úhlových rychlostí kolem těchto tří os a polohových úhlů (podélný a příčný sklon)
- pitot-statická sonda s korouhvičkami – snímaní statického tlaku, celkového tlaku, úhlu náběhu **α** a úhlu vybočení **β**
- tlakové snímače-snímač pro statický tlak HPB (barometr) a snímač pro diferenciaci statického a celkového tlaku PPT
- tříosý akcelerometr – měření lineárního zrychlení v rozsahu ±10 g
- elektromechanické snímače (potenciometr) – monitorování průběhu výchylek kormidel (výškové kormidlo, směrové kormidlo a křidélek)
- tenzometrický snímač sil v podélném a příčném řízení tzv.„druhá" řídící páka
- teploměry okolní atmosféry – využití lihového a odporového snímače
- satelitní přijímač GPSmap 76S – monitorování trajektorie letu během měření

6.2 PROVEDENÁ LETOVÁ MĚŘENÍ

6.2.1 Experimentální určování polohových úhlů letounu v prostoru

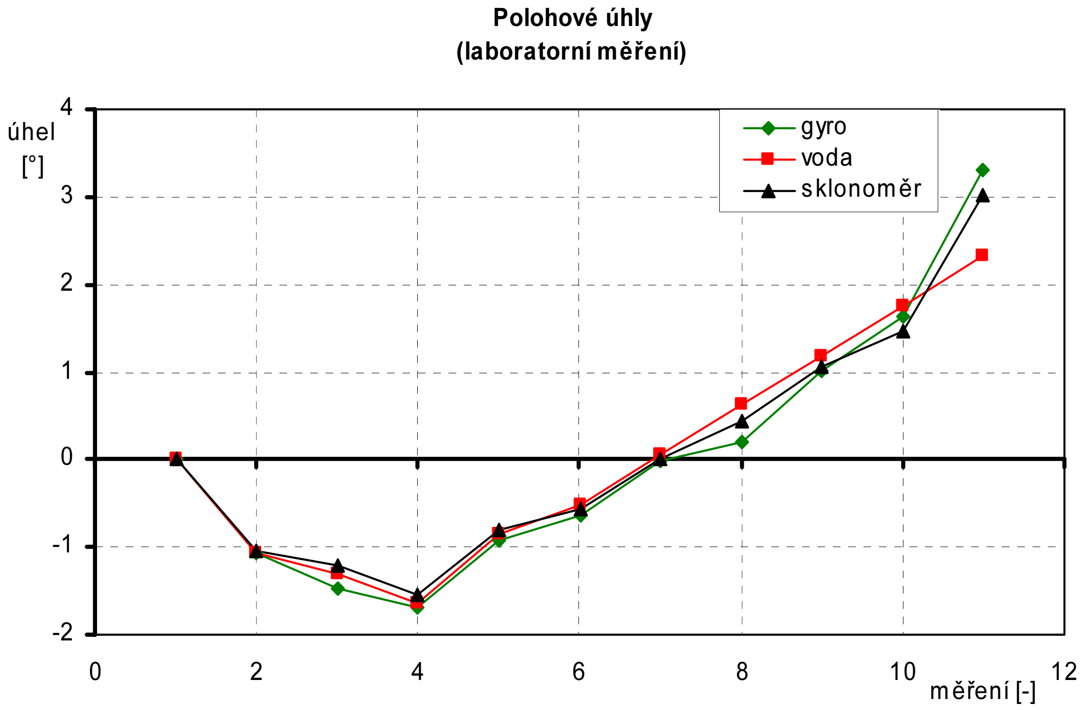
Hlavním cílem této části letového měření bylo experimentální stanovení polohových úhlů letounu v prostoru (podélný sklon, příčný sklon) více metodami, jejich vzájemné posouzení a vymezení použitelnosti (vytvoření přehledů o náročnosti jejich realizace). Pozornost byla věnována měřením pomocí jednoduchého kapalinového sklonoměru s manuálním odečtem měřené veličiny (dvě skleněné trubičky propojené hadicí a naplněné kapalinou), elektronického sklonoměru (dvě sandwichové desky – kondenzátor) a optického gyroskopu. Právě

na optický gyroskop byl zaměřen hlavní důraz s cílem získat důležité poznatky o možnostech optimálního nastavení parametrů optického gyroskopu a jejich případný vliv na výsledky měření.

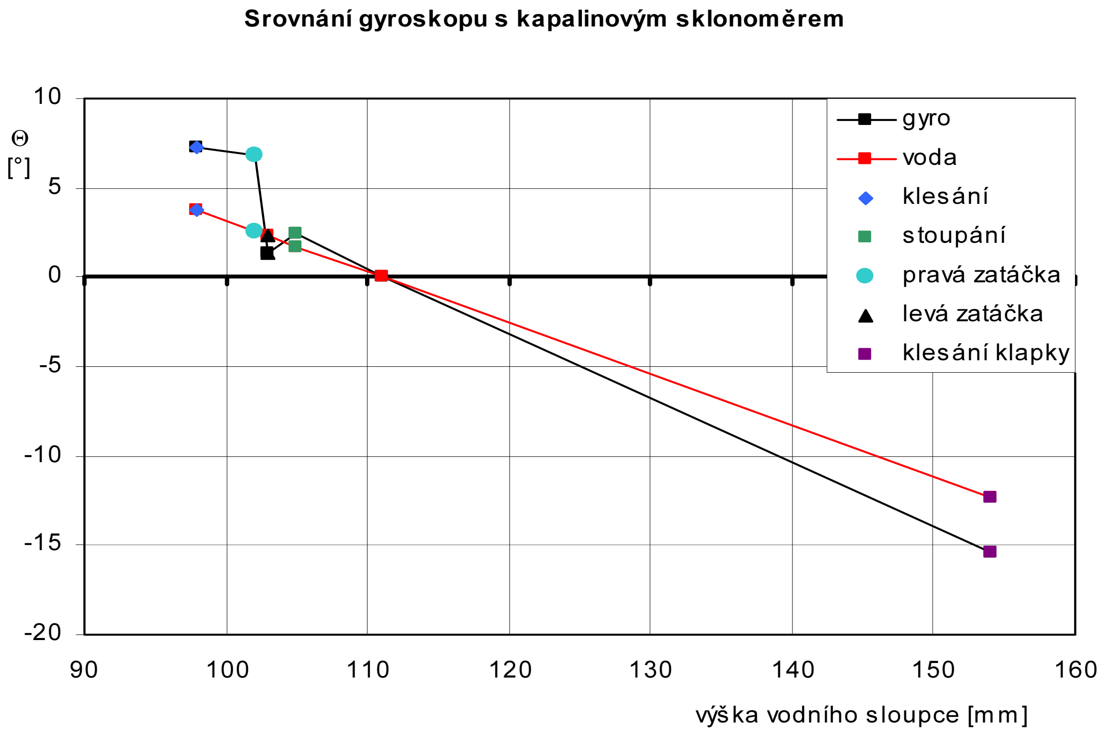
Řešení záměru probíhalo ve dvou fázích. Při pozemních testech bylo cílem ověřit funkčnost a vlastnosti jednotlivých měřících obvodů. Zvláštní pozornost byla věnována na stanovení rozdílů výsledků jednotlivých metod v laboratorních podmínkách.

Letové měření se zaměřilo na měření podélného sklonu letounu. Hlavní důraz byl kladen na ustálené režimy, ve kterých by měly správně pracovat všechny přístroje. Prováděly se ustálené horizontální lety různými rychlostmi, ustálené stoupání a klesání. V dalším kroku se prováděly ustálené zatáčky, které měly vytvořit podmínky konstantního zvýšeného přetížení ve vertikální ose letounu. V poslední fázi se zkoušely neustálené obraty (přechody ze zatáčky, let po „vlnovce“, pády) ve kterých se měnila velikost násobku v ose z letounu. Při těchto manévrech se měl projevit vliv zrychlení na jednotlivé přístroje a hlavně vliv patřičného nastavení gyroskopu.

Na základě provedených experimentů lze konstatovat, že pro měření úhlů ustálených režimů letu, lze v omezené míře používat i relativně „levné“ technologie např. kapalinový sklonoměr s manuálním odečtem. Během pozemního měření se použité metody dobře osvědčily (obr.2). Při letových měřeních se u kapalinového a elektronického sklonoměru projevil očekávaný a výrazný vliv letových násobků. Z uskutečněných měření vyplývá možnost jeho využití pro letová měření zejména v ustálených horizontálních letech. V těchto režimech letu se kapalinový a elektronický sklonoměry chovají stabilně a získané hodnoty polohových úhlů se shodují s hodnotami získanými z optického gyroskopu (viz. obr.3).



Obr.2: Statické pozemní měření



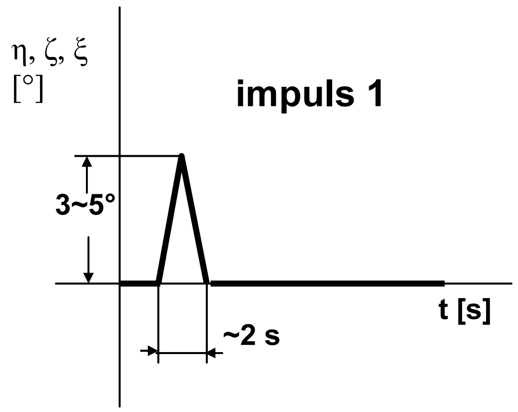
Obr.3: Srovnání podélného sklonu v definovaných režimech letu

6.2.2 Měření dynamické stability letounu

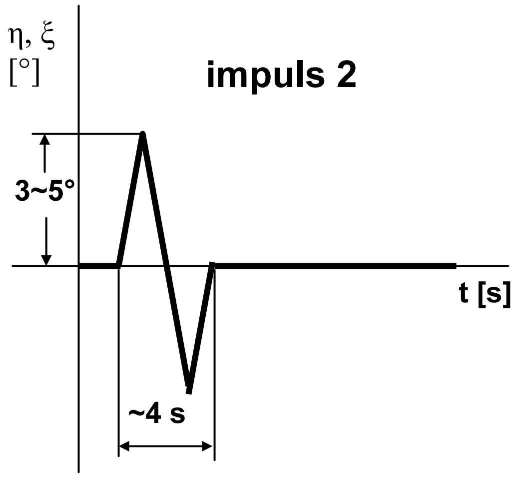
Významným úkolem disertační práce byla příprava a uskutečnění letových měření dynamické stability letounu za účelem úspěšného zvládnutí postupů měření, bezchybného záznamu dat, jejich následné vyhodnocení a zpracování pro další zamýšlená využití.

Metodiky a podmínky letových měření dynamické stability

U zkoušek dynamické stability letounu byla snaha tzv. „skloubit“ doporučené certifikační postupy [8] a [14] spolu s postupy vhodnými pro identifikaci dynamických systémů [23] a [25]. Jedná se především o provedení vstupních impulsů do řízení letounu (tzv. trojúhelníkový impuls) pro dosažení co nejlepších výsledků měření z hlediska certifikace a případného dalšího zpracování časových průběhů letových veličin (identifikace). V rámci metodik pro podélnou dynamickou stabilitu (výchylka výškového kormidla) byl použit tzv. „Impuls do řízení“ (označen impuls 1) a „Dvojitý impuls“ (označen impuls 2) obr.4 a obr.5. Pro stranovou dynamickou stabilitu se jednalo o metodiky se zásahy „Impuls do příčného řízení“ (impuls 1), „Impuls do směrového řízení“ (impuls 1) a „Impulsy do směrového kormidla“ (impuls 2).



Obr.4: Impuls do řízení VK, KR, SK



Obr.5: Impuls do řízení VK a SK

Před zavedením příslušného impulsu do řízení během všech měřících letů bylo požadováno, aby letoun byl stabilizován a pečlivě podélně, příčně a směrově vyvážen pro stanovenou konfiguraci (cestovní režim tj. zasunuty klapky a podvozek) a stanovené letové podmínky (přímočarý horizontální ustálený let). Kladen byl důraz na dodržení výchylek příslušných kormidel v rozsahu 3 až max. 5 stupňů. Tento rozsah impulsu odpovídá teorii malých výchylek, která je použita u matematického popisu pohybu letounu po poruše ustáleného přímočarého horizontálního letu.

Realizace měření

Mezi pozemní předletovou přípravu byla zahrnuta i laboratorní sestavení celé měřící soustavy, její oživení, kontrolu funkčnost, softwarové nastavení záznamové a měřící ústředny a případná kalibrace některých částí. Součástí pozemní přípravy letounu bylo jeho ustavení do horizontální polohy za účelem kontroly umístění optického gyroskopu a pitot-statické sondy. Dalším krokem bylo pečlivé zvážení letounu (před a následně po uskutečněných letech) pro zpětné stanovení hmotnosti a centráže v daných časových intervalech měření. Úbytek hmotnosti (tím i změna centráže) letounu byl během měření považován za lineární.

Frekvence záznamů všech sledovaných veličin byla na řídící a záznamové jednotce stanovena na 100 vzorků za sekundu. Letově-měřící výšky byly dle letového plánu 3000 ft (914 m) a 6000 ft (1829 m) QNH. Z důvodu nepoužitelnosti velkého množství záznamů z měření pro výšku 3000 ft (914 m) byly pro další potřeby cílů disertační práce zpracovány jen záznamy pro druhou měřící výšku. Charakteristiky zkušebních letu pro výšku 6000 ft (1829 m) QNH jsou v tab.1 a tab.2.

Tab.1: Měřené úseky podélné dynamické stability ve výšce 6000 ft (1829 m) QNH

Podélná dynamická stabilita			H = 6000 ft (1829 m) QNH		
měřený úsek	impulsu do řízení VK	požadovaná ref. rychlost V_R [km.h^{-1}]	přístrojová výška $H_{přís.}$ [ft] QNH	doba záznamu t_z [s]	poznámka
18p	1 VK	90	6000	56.31	
19p	2 VK	90	6010	59.84	
20p	1 VK	100	6020	136.4	
21p	2 VK	100	6040	69.47	
22p	1 VK	110	6100	91.78	
23p	2 VK	110	6000	74.23	
24p	1 VK	130	6040	66.91	vertikální poryv
25p	2 VK	130	6000	119.09	

Tab.2: Měřené úseky stranové dynamické stability ve výšce 6000 ft (1829 m) QNH

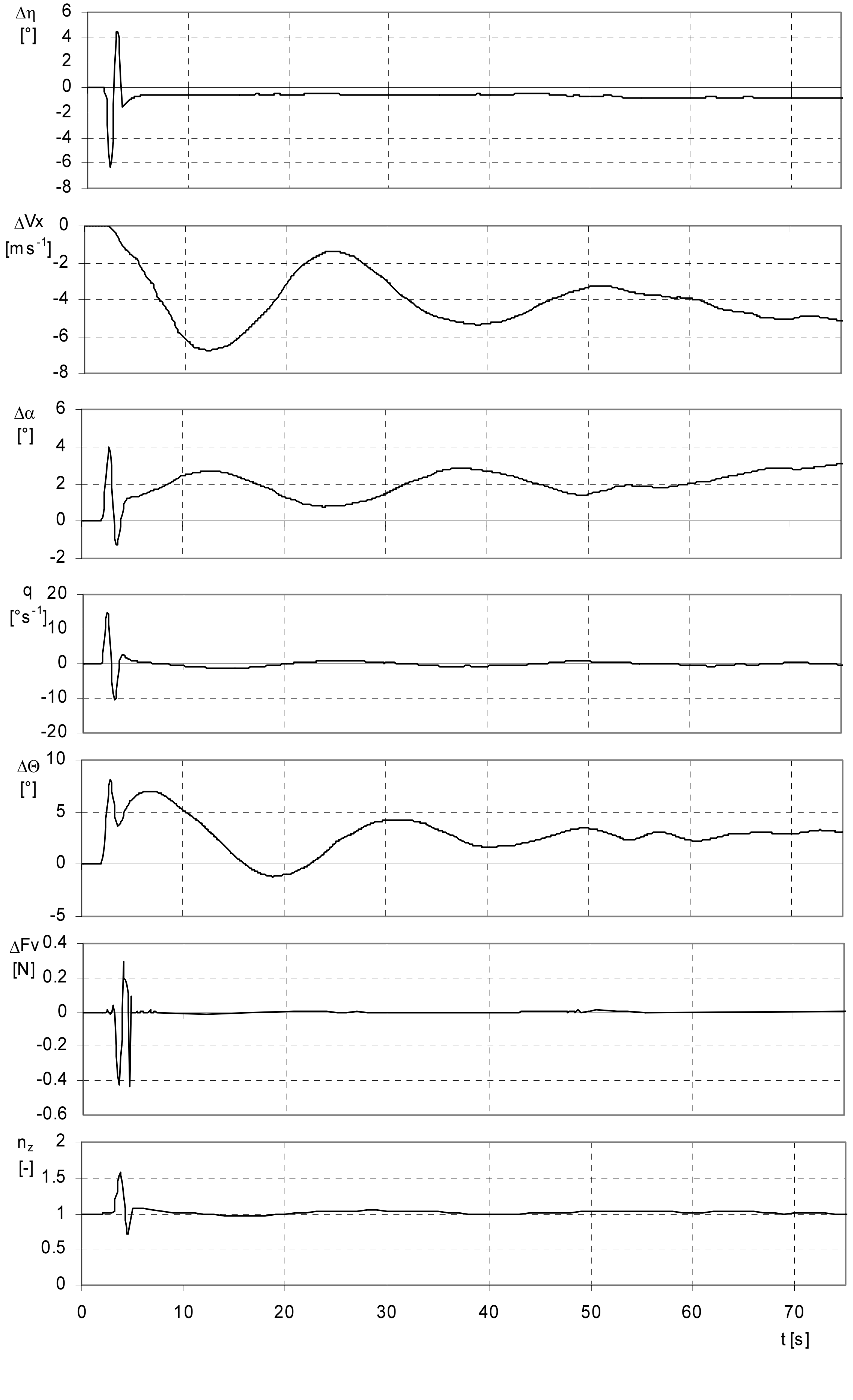
Stranová dynamická stabilita			H = 6000 ft (1829 m) QNH		
měřený úsek	impulsu do řízení KR a SK	požadovaná ref. rychlost V_R [km.h^{-1}]	přístrojová výška $H_{přís.}$ [ft] QNH	doba záznamu t_z [s]	poznámka
26s	1 KR	130	6080	56.31	
27s	1 SK	130	6020	59.84	
28s	2 SK	130	6000	136.4	
29s	1 KR	100	5940	69.47	špatný záznam dat
30s	1 SK	100	5920	91.78	vertikální poryv
31s	2 SK	100	6000	74.23	

Vyhodnocovací část měření

Po provedení všech plánovaných letů byla data, za pomocí ovládacího software záznamové jednotky, zpracována (kalibrace záznamů a jejich převod na požadované jednotky, filtrace, atd.) a následně použita pro výpočet dalších letových charakteristik zkoušených úseků letů (výška letu podle MSA, hustota vzduchu v dané výšce letu a kalibrovaná referenční rychlost letu). Data z pozemního měření (vážení letounu před a po letu) byla použita pro stanovení letové hmotnosti a centráže letounu během měřených úseků. Vypočtené letové veličiny a hustota vzduchu vztahující se k daným úsekům (pro výšku 6000 ft (1829 m) QNH) jsou zobrazeny v tab.3, tab.4 a ukázka časového záznamu letových veličin pro vybraný úsek je na obr. 6.

Shrnutí průběhů a výsledků měření

Úspěšná provedená měření dynamické stability letounu ověřila v první řadě funkčnost celé měřící aparatury, od jednotlivých snímačů, přístrojů, zapojení, záznamovou ústřednu až po softwarovou podporu. Během veškerých příprav, v samotném průběhu měření a při zpracování záznamů byly získány cenné zkušenosti související s organizací letových měření, které budou využity při dalších plánovaných experimentech. Hlavním přínosem celého experimentu bylo ověření použitých metodik pro vybuzení kmitání v podélném a směrovém pohybu pro potřeby získání kvalitních záznamů letových veličin během manévru.



Obr.6. Ukázka letového záznamu podélné dynamické stability – úsek 23p

6.3 POHYBOVÉ ROVNICE LETOUNU

Základním prvkem pro výpočet dynamické stability letounu je soustava rovnic popisující pohyb letounu po poruše horizontálního přímočarého ustáleného letu. Níže odvozené rovnice posloužily k sestavení výpočtového programového bloku pro výpočet dynamické stability letounu a ve formě stavových rovnic byly použity pro identifikaci modelu letounu ze záznamu měření.

Pro snadnější řešení pohybových rovnic letounu pohybu letounu (obyčejné diferenciální homogenní nelineární rovnice) jsou zavedeny předpoklady, které ale nemusí platit pro určité typy letounů nebo pro výpočty stability zvláštních režimů letu (let při velkém úhlu náběhu, odhoz nákladu, atd.).

Uvažované základní předpoklady:

- řešení platí jen v rozmezí malých odchylek od referenčního (výchozí režim letu) přímočarého ustáleného letu (zjednodušení diferenciálních rovnic)
- letoun je absolutně tuhý
- letoun má jednu rovinu souměrnosti xz
- zanedbání vlivu rotujících částí letounu (gyroskopický moment)
- uvažují se pouze výchylky kormidel (nezanedbání tření, atd.)
- zanedbání proměnlivosti hmotnosti letounu během manévru

Kinematické veličiny a síly obsažené v nelineárních diferenciálních rovnicích byly rozvinuty do Taylorovy řady a vybrány z ní jen lineární členy (součiny malých čísel a jejich mocnin byly zanedbány), tím se získala lineární závislost sil a momentů na uvažovaných proměnných. Další zjednodušení pohybových rovnic bylo docíleno zanedbáním některých součinitelů sil a momentů pro jejich malý význam či zanedbatelně malé hodnoty.

Odvozené linearizované odchylkové pohybové rovnice letounu byly zapsány ve tvaru:

- podélný pohyb

$$\left(\tilde{m}\frac{d}{dt} - 2c_{L_R} tg\Theta_R - c_{X_u}\right)u \quad - c_{x_\alpha}\Delta\alpha \quad + c_{L_R}\Delta\Theta \quad = 0 \tag{6.31}$$

$$\left(2c_{L_R} + c_{L_u}\right)u \quad + \left[\left(\tilde{m} + c_{L_{\dot{\alpha}}}\tilde{c}\right)\frac{d}{dt} - c_{z_\alpha}\right]\Delta\alpha \quad - \left[\left(\tilde{m} - c_{L_q}\tilde{c}\right)\frac{d}{dt} - c_{L_R} tg\Theta_R\right]\Delta\Theta \quad + c_{L_\eta}\Delta\eta \quad = 0 \tag{6.32}$$

$$-c_{m_u}u \quad - \left(c_{m_{\dot{\alpha}}}\tilde{c}\frac{d}{dt} + c_{m_\alpha}\right)\Delta\alpha \quad + \left(\tilde{I}_y\frac{d^2}{dt^2} - c_{m_q}\tilde{c}\frac{d}{dt}\right)\Delta\Theta \quad - c_{m_\eta}\Delta\eta \quad = 0 \tag{6.33}$$

$$q - \frac{d\Delta\Theta}{dt} \quad = 0 \tag{6.34}$$

kde $\tilde{m} = \frac{2m}{\rho S V_R}$, $\tilde{c} = \frac{\bar{c}}{2V_R}$, $\Delta\alpha \cong \frac{\Delta V_z}{V_R}$, $u = \frac{\Delta V_x}{V_R}$, $\tilde{I}_y = \frac{2I_y}{\rho V_R^2 S\bar{c}}$.

- stranový pohyb

$$\left(\tilde{m}\frac{d}{dt} - c_{Y_\beta}\right)\Delta\beta \quad - c_{Y_p}\tilde{b}p \quad + \left(\tilde{m} - c_{Y_r}\tilde{b}\right)r \quad - c_{L_R}\Delta\Phi \quad - c_{Y_\zeta}\Delta\zeta \quad = 0 \tag{6.35}$$

$$-c_{l_\beta}\Delta\beta \quad +\left(\tilde{I}_x\frac{d}{dt}-c_{l_p}\tilde{b}\right)p \quad -\left(\tilde{I}_{xz}\frac{d}{dt}+c_{l_r}\tilde{b}\right)r \quad -c_{l_\xi}\Delta\xi \quad -c_{l_\zeta}\Delta\zeta \quad =0 \tag{6.36}$$

$$-c_{n_\beta}\Delta\beta \quad -\left(\tilde{I}_{xz}\frac{d}{dt}+c_{n_p}\tilde{b}\right)p \quad +\left(\tilde{I}_z\frac{d}{dt}-c_{n_r}\tilde{b}\right)r \quad -c_{n_\xi}\Delta\xi \quad -c_{n_\zeta}\Delta\zeta \quad =0 \tag{6.37}$$

$$p \quad +tg\Theta_R r \quad -\frac{d\Delta\Phi}{dt} \quad =0 \tag{6.38}$$

$$\frac{1}{\cos\Theta_R}r \quad -\frac{d\Delta\Psi}{dt} \quad =0 \tag{6.39}$$

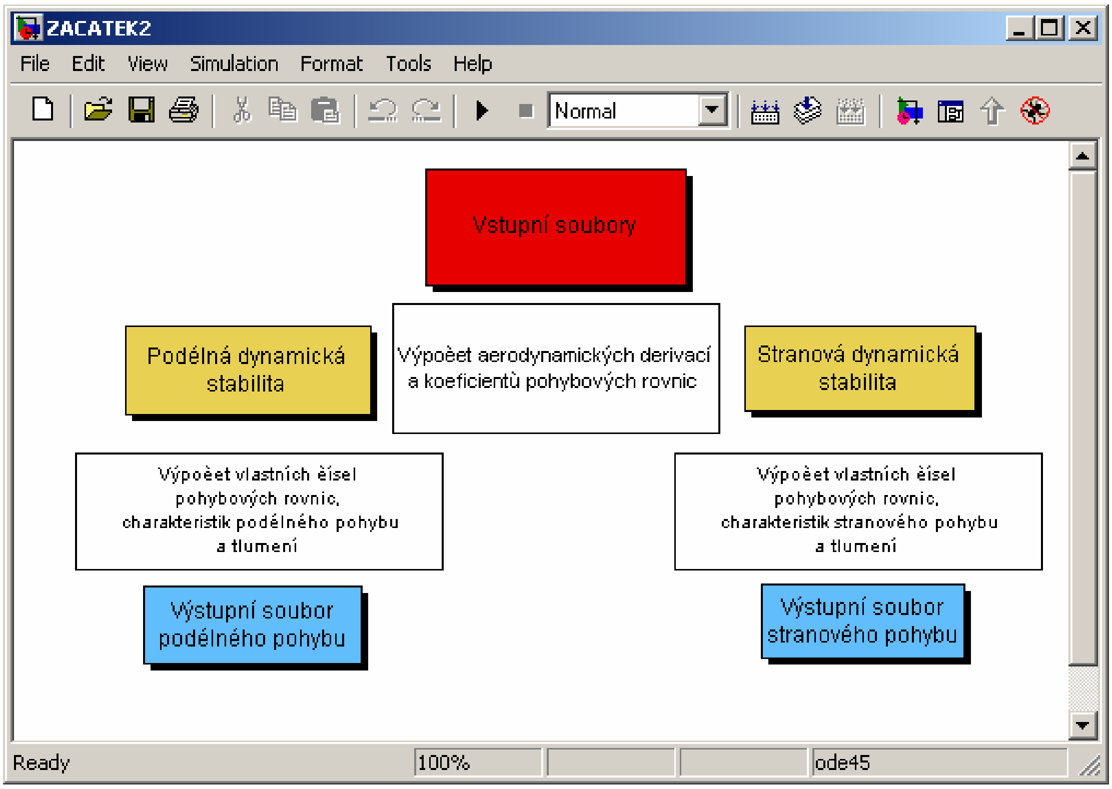
kde $\tilde{b}=\frac{b}{2V_R}$, $\Delta\beta\cong\frac{\Delta V_y}{V_R}$, $\tilde{I}_x=\frac{2I_x}{\rho V_R^2 Sb}$, $\tilde{I}_z=\frac{2I_z}{\rho V_R^2 Sb}$, $\tilde{I}_{xz}=\frac{2I_{xz}}{\rho V_R^2 Sb}$

6.4 PROGRAMOVÝ MODUL PRO VÝPOČET DYNAMICKÉ STABILITY LETOUNU

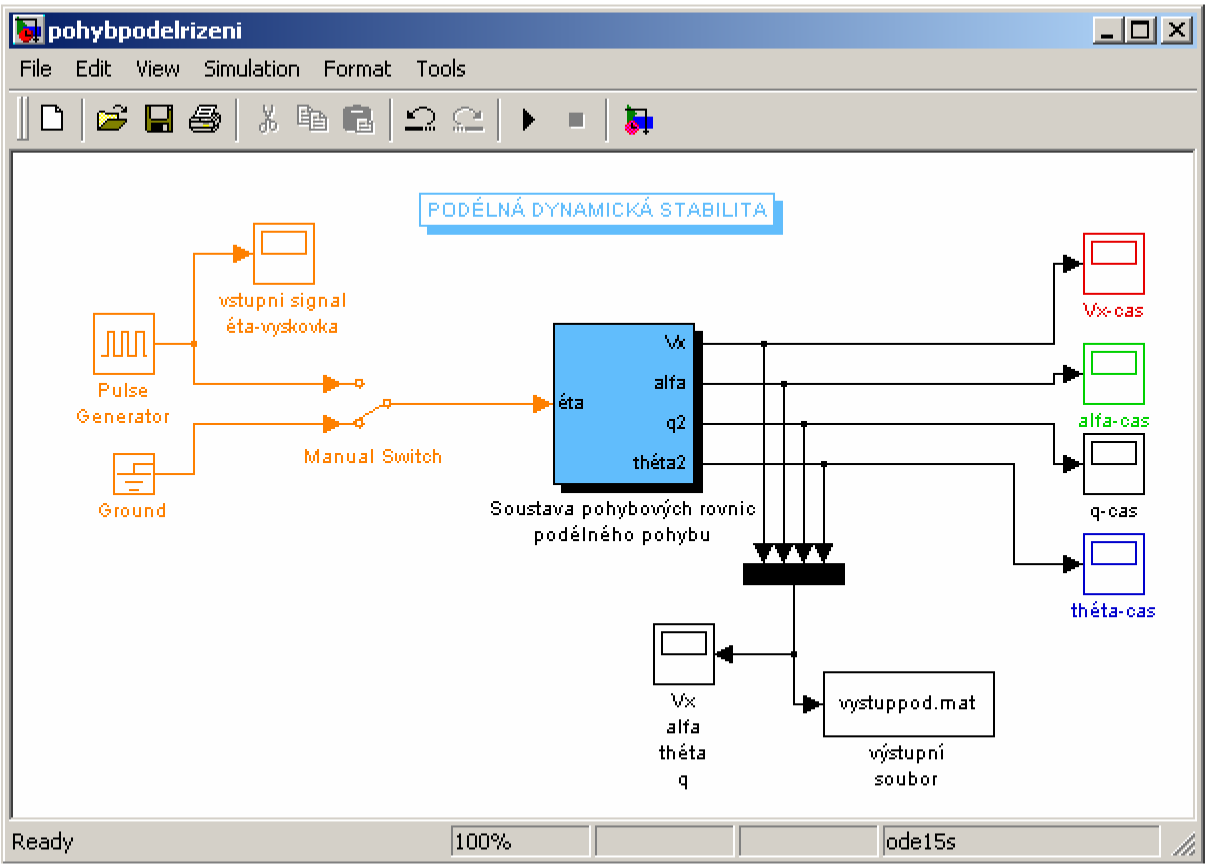
Pro možnost teoretického posouzení dynamické stability letounu byl vytvořen programový modul, který provádí kvantitativní hodnocení (čas útlumu kmitání, počet kmitů, logaritmický dekrement útlumu, atd.) podélného a stranového pohybu letounu po poruše počátečního tzv. referenčního režimu letu. Kromě kvantitativního hodnocení umožňuje i zobrazení časových průběhů letových veličin (průběhy úhlu náběhu, úhlu vybočení, rychlosti letu, atd.) pro vizuálního posouzení průběhů tlumení jednotlivých veličin s možností jejich porovnání se záznamy z měření.

Výpočtový modul byl vytvořen ve výpočetním a programovém prostředí Matlab a jeho simulační nadstavbě Simulink. V systému Simulink byly namodelovány odvozené pohybové rovnice letounu. V samostatném systému Matlab je prováděn výpočet a přepočet součinitelů sil a momentů, vlastních čísel soustavy a základních charakteristik pro posouzení dynamické stability letounu. Celý program je koncipován jako volně přístupný pro jeho uživatele za účelem různých modifikací výpočtů dle potřeb. Přehledná struktura namodelovaných rovnic umožňuje jednoduše zahrnout do výpočtu složky aerodynamických sil a momentů, které byly dříve z nějakého důvodu zanedbány (malý vliv na stabilitu, změna charakteru a podmínek letu, atd.).

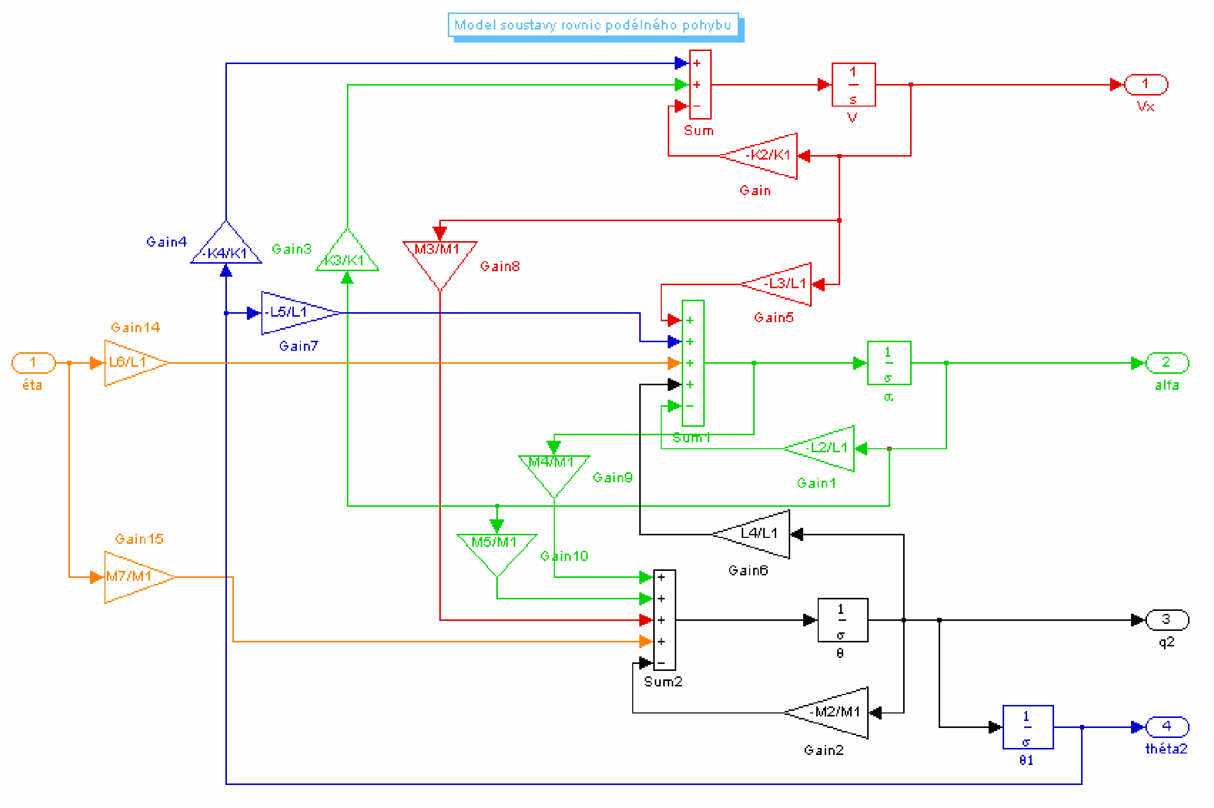
Program je rozdělen na osm na sebe navazující části (viz obr.7) První dvě části „Vstupní soubory“ a „Výpočet aerodynamických derivací a koeficientů pohybových rovnic“ jsou pro podélný a stranový pohyb společné. Vstupní m-soubory slouží pro zadávání aktuálních podmínek režimu letu, geometrických a aerodynamických charakteristik letounu a součinitelů sil a momentů, které nelze určit početně. Následně je program separován na výpočet podélného a stranového pohybu. Každá z těchto částí obsahuje v Simulinku namodelované příslušné rovnice (viz. obr.8 a obr.9), blok pro výpočet vlastních čísel soustav a specifických charakteristik pro posouzení stability letounu a m-soubory do kterých se postupně zapisují výsledné výpočty.



Obr.7: Rozdělení výpočtového modulu dynamické stability letounu



Obr.8: Schéma modelu podélné dynamické stability



Obr.9: Struktura modelu pohybových rovnic (podélný pohyb)

6.5 VÝPOČTOVÁ ČÁST DYNAMICKÉ STABILITY LETOUNU

6.5.1 Komparace výpočtů dynamické stability s výsledky letových experimentů

Pro výpočet časových průběhů letových veličin, charakteristik pohybu a tlumení „zkušebního" letounu L-13 SE Vivat byl použit sestavený programový modul pro výpočet dynamické stability letounu. Potřebné hodnoty do vstupních souborů výpočtového modulu tj. geometrických a aerodynamických charakteristik letounu byly převzaty z dokumentů od výrobce letounu [26], [27] a [28]. Aktuální podmínky letu pro výpočet byly totožné s podmínkami letu získanými během letových měření dynamické stability letounu. Jako vstupní impulsy do řízení byly převzaty záznamy výchylek příslušných kormidel z měření.

Výpočet byl proveden pouze pro podélnou a stranovou dynamickou stabilitu pro „měřící" výšku 6000 ft (1829 m) QNH, pro kterou byla naměřená data zpracována. Aktuální podmínky letu (měřené a vypočtené) pro podélný a stranový pohyb jednotlivých měřených úseků zahrnuté do výpočtu jsou znázorněny v tab.3 a tab.4. Vypočtené charakteristiky pohybu letounu po poruše jsou zobrazeny v tab.5 a tab.6.

Tab.3: Aktuální podmínky letu do výpočtu podélné dynamické stability

Podélná dynamická stabilita			**H = 6000 ft (1829 m) QNH**			
měřený úsek	referenční rychlost letu	referenční podélný sklon	výška letu	hustota vzduchu	hmotnost letounu	centráž
	V_{CAS_R} [km.h^{-1}]	Θ_R [°]	H [m] MSA	ρ_H [kg.m^{-3}]	m [kg]	x_T [%] SAT
18p	97.2	1.43	1725	1.024	731	38.58
19p	93.2	3.19	1738	1.021	730.9	38.56
20p	107.3	1.96	1776	1.017	730.5	38.53
21p	108.7	1.49	1738	1.021	729.8	38.47
22p	116	0.55	1738	1.022	729.5	38.44
23p	114.5	-0.1	1766	1.019	729	38.41
25p	136.1	-0.8	1775	1.018	728.2	38.33

Tab.4: Aktuální podmínky letu do výpočtu stranové dynamické stability

Stranová dynamická stabilita			**H = 6000 ft (1829 m) QNH**			
měřený úsek	referenční rychlost letu	referenční podélný sklon	výška letu	hustota vzduchu	hmotnost letounu	centráž
	V_{CAS_R} [km.h^{-1}]	Θ_R [°]	H [m] MSA	ρ_H [kg.m^{-3}]	m [kg]	x_T [%] SAT
26s	131	-2.3	1746	1.021	727.8	38.3
27s	133.9	-1.4	1738	1.021	727.6	38.27
28s	139.7	0.8	1727	1.023	727.3	38.25
31s	107.2	2	1717	1.032	726.5	38.18

Srovnáním časových průběhů vypočtených a naměřených letových veličin (ukázka obr.10) je patrná velice dobrá shoda obou průběhů a tím byla potvrzena správnost použití teoretického přístupu k řešení dynamické stability letounu. Tato shoda popřípadě nežádoucí rozdíly jsou velice náchylné na počáteční podmínky měření a výpočtů a na použitý přístup k získání stabilitních derivací.

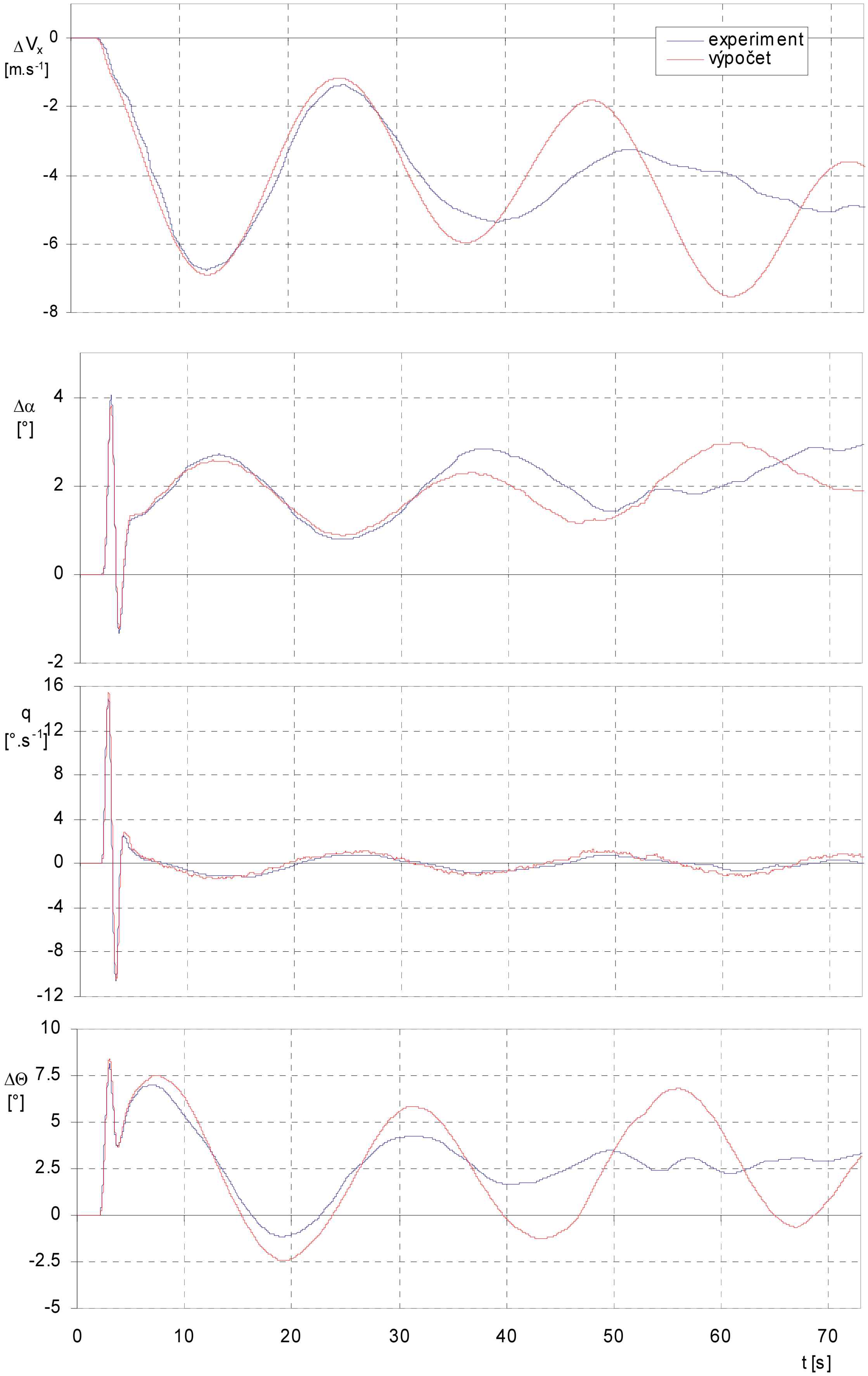
Z dosavadních výsledků řešení dynamické stability zahrnutých v této práci a ostatních prací autora zabývající se stejnou problematikou [A1], [A7], [A8], [A9], [A11], [A13], [A16], [A17], [A18] a [A19], lze usoudit o správnosti nastolené cesty a teoretického přístupu k řešení stability.

Tab.5: Výsledné charakteristiky podélného pohybu

	18p	19p	20p	21p	22p	23p	25p
vlastní čísla soustavy	$\lambda_{1,2}=-2.5169\pm1.0868i$ $\lambda_{3,4}=-0.0211\pm0.3108i$	$\lambda_{1,2}=-2.4111\pm1.0472i$ $\lambda_{3,4}=-0.0096\pm0.3242i$	$\lambda_{1,2}=-2.7605\pm1.2118i$ $\lambda_{3,4}=-0.0135\pm0.2842i$	$\lambda_{1,2}=-2.8077\pm1.2252i$ $\lambda_{3,4}=-0.0163\pm0.2802i$	$\lambda_{1,2}=-3.0012\pm1.3237i$ $\lambda_{3,4}=-0.0207\pm0.2634i$	$\lambda_{1,2}=-2.9517\pm1.3064i$ $\lambda_{3,4}=-0.0251\pm0.2669i$	$\lambda_{1,2}=-3.5051\pm1.5456i$ $\lambda_{3,4}=-0.0253\pm0.225i$
čas útlumu [s]	$t_{(1/2)1,2}=0.17298$ $t_{(1/2)3,4}=32.8585$	$t_{(1/2)1,2}=0.2875$ $t_{(1/2)3,4}=72.164$	$t_{(1/2)1,2}=0.22511$ $t_{(2)3,4}=51.4633$	$t_{(1/2)1,2}=0.2469$ $t_{(1/2)3,4}=42.4102$	$t_{(1/2)1,2}=0.2309$ $t_{(1/2)3,4}=33.4546$	$t_{(1/2)1,2}=0.2348$ $t_{(2)3,4}=27.6574$	$t_{(1/2)1,2}=0.1978$ $t_{(1/2)3,4}=27.4268$
počet kmitů	$N_{(1/2)1,2}=0.0476$ $N_{(1/2)3,4}=1.6251$	$N_{(1/2)1,2}=0.0479$ $N_{(1/2)3,4}=3.7239$	$N_{(1/2)1,2}=0.0484$ $N_{(2)3,4}=2.3276$	$N_{(1/2)1,2}=0.0481$ $N_{(1/2)3,4}=1.8911$	$N_{(1/2)1,2}=0.0487$ $N_{(1/2)3,4}=1.4024$	$N_{(1/2)1,2}=0.0488$ $N_{(2)3,4}=1.1752$	$N_{(1/2)1,2}=0.0486$ $N_{(1/2)3,4}=0.9822$
perioda kmitu [s]	$T_{1,2}=5.7812$ $T_{3,4}=20.219$	$T_{1,2}=6.0002$ $T_{3,4}=19.3789$	$T_{1,2}=5.1849$ $T_{3,4}=22.1103$	$T_{1,2}=5.1284$ $T_{3,4}=22.4268$	$T_{1,2}=4.7467$ $T_{3,4}=23.8555$	$T_{1,2}=5.1849$ $T_{3,4}=22.1103$	$T_{1,2}=4.0652$ $T_{3,4}=27.9228$
frekvence [Hz]	$f_{1,2}=0.1723$ $f_{3,4}=0.0495$	$f_{1,2}=0.1667$ $f_{3,4}=0.0516$	$f_{1,2}=0.1929$ $f_{3,4}=0.0452$	$f_{1,2}=0.1949$ $f_{3,4}=0.0446$	$f_{1,2}=0.2107$ $f_{3,4}=0.0419$	$f_{1,2}=0.2079$ $f_{3,4}=0.0425$	$f_{1,2}=0.2459$ $f_{3,4}=0.0358$
úhlová frekvence [rad.s^{-1}]	$\omega_{1,2}=1.0868$ $\omega_{3,4}=0.3108$	$\omega_{1,2}=1.0472$ $\omega_{3,4}=0.3242$	$\omega_{1,2}=1.2118$ $\omega_{3,4}=0.2842$	$\omega_{1,2}=1.2252$ $\omega_{3,4}=0.2802$	$\omega_{1,2}=1.3237$ $\omega_{3,4}=0.2634$	$\omega_{1,2}=1.3064$ $\omega_{3,4}=0.2669$	$\omega_{1,2}=1.5456$ $\omega_{3,4}=0.225$
dekrement útlumu	$\vartheta_{1,2}=14.5508$ $\vartheta_{3,4}=0.4265$	$\vartheta_{1,2}=14.4669$ $\vartheta_{3,4}=0.1861$	$\vartheta_{1,2}=14.313$ $\vartheta_{3,4}=0.2978$	$\vartheta_{1,2}=14.3991$ $\vartheta_{3,4}=0.3665$	$\vartheta_{1,2}=14.2458$ $\vartheta_{3,4}=0.4943$	$\vartheta_{1,2}=14.1964$ $\vartheta_{3,4}=0.5898$	$\vartheta_{1,2}=14.2489$ $\vartheta_{3,4}=0.7057$

Tab.6: Výsledné charakteristiky stranového pohybu

	26s	27s	28s	31s
vlastní čísla soustavy	$\lambda_1=-7.26079$ $\lambda_2=-0.04354$ $\lambda_{3,4}=-0.3469\pm1.3346i$	$\lambda_1=-7.4434$ $\lambda_2=-0.04441$ $\lambda_{3,4}=-0.3434\pm1.3596i$	$\lambda_1=-7.8181$ $\lambda_2=-0.0392$ $\lambda_{3,4}=-0.3421\pm1.4113i$	$\lambda_1=-5.64794$ $\lambda_2=-0.12614$ $\lambda_{3,4}=-0.3386\pm1.1079i$
čas útlumu [s]	$t_{(1/2)1}=0.0955$ $t_{(1/2)2}=15.9205$ $t_{(1/2)3,4}=1.9978$	$t_{(1/2)1}=0.09312$ $t_{(1/2)2}=15.7024$ $t_{(1/2)3,4}=2.0185$	$t_{(1/2)1}=0.0887$ $t_{(1/2)2}=17.6789$ $t_{(1/2)3,4}=2.0261$	$t_{(1/2)1}=0.1227$ $t_{(1/2)2}=5.4953$ $t_{(1/2)3,4}=1.7953$
počet kmitů	$N_{(1/2)3,4}=0.4244$	$N_{(1/2)3,4}=0.4368$	$N_{(1/2)3,4}=0.4551$	$N_{(1/2)3,4}=0.3166$
perioda kmitu [s]	$T_{3,4}=4.7078$	$T_{3,4}=4.6214$	$T_{3,4}=4.452$	$T_{3,4}=5.6709$
frekvence [Hz]	$f_{3,4}=0.2124$	$f_{3,4}=0.2164$	$f_{3,4}=0.2246$	$f_{3,4}=0.1763$
úhlová frekvence [rad.s^{-1}]	$\omega_{3,4}=1.3346$	$\omega_{3,4}=1.3596$	$\omega_{3,4}=1.4113$	$\omega_{3,4}=1.1079$
dekrement útlumu	$\vartheta_{3,4}=1.6334$	$\vartheta_{3,4}=1.5869$	$\vartheta_{3,4}=1.5231$	$\vartheta_{3,4}=2.1895$



Obr.10: Porovnání výpočtů a měření – podélná dynamická stabilita, úsek 23p

6.5.2 Identifikace součinitelů sil a momentů ze záznamu letových měření

Uspokojivé výsledky porovnání teorie a experimentu u podélného pohybu nastolila otázku možnosti získání součinitelů sil a momentů, působících na letounu, s pomocí dostupných metod pro identifikaci koeficientů lineárního modelu.

Jako matematický model letounu byly použity lineární odchylkové pohybové rovnice letounu zapsané ve formě stavových rovnic systému. Tyto pohybové rovnice posloužily k „namodelování“ letounu ve výpočtovém programu, který využívá identifikačních nástrojů obsažených v modulu System Identification Toolbox v rámci výpočtového a programového systému Matlab.

Celý postup pro identifikaci součinitelů sil a momentů z letového měření byl pro přehlednost rozepsána do tří skript pro jednotlivé pohyby (podélný a stranový) zvlášť. První část programu slouží k nastavení parametrů přenosu a samotnému načtení příslušných experimentálních dat. Druhá část byla pojata jako „příprava“ parametrů pro stavový model letounu.

Základem identifikačního procesu byla třetí výpočtová či odhadní část, v které probíhala příprava tzv. „datového objektu“ z experimentálních dat (výchylka kormidla, úhel náběhu, úhlové rychlosti, atd.) a vytvoření struktury modelu pro identifikaci pomocí nástřelných hodnot a parametrů definovaných v druhé části programu. V této části programu dochází k porovnání modelových (odhadnutých) výstupů (sestavené průběhy z odhadnutých koeficientů) s výstupy měřenými.

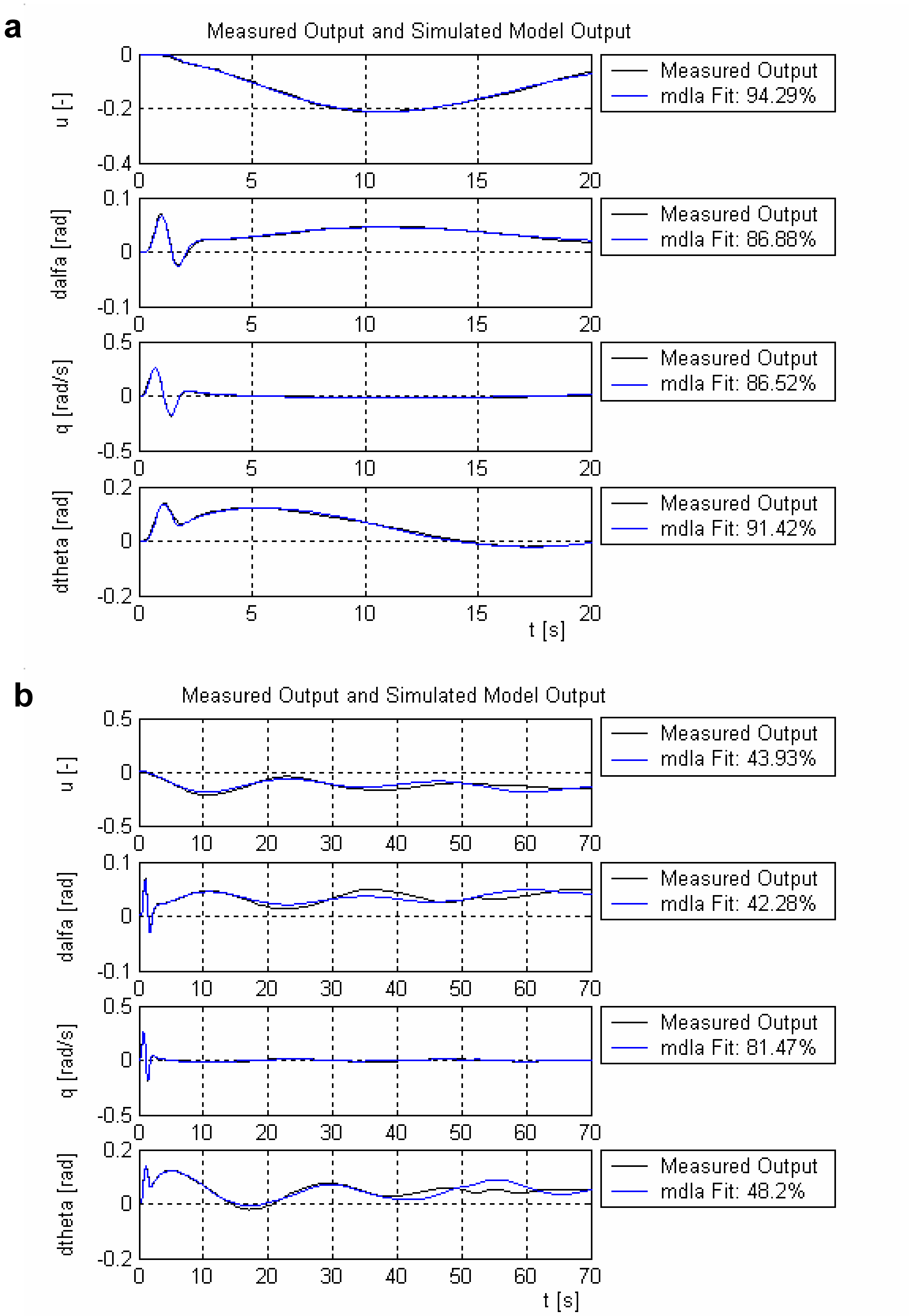
Vlastní identifikace součinitelů sil a momentů proběhla pomocí dat získaných z měření podélné dynamické stability letounu pro výšku 6000ft (1829 m) QNH. Z prvotního vizuálního posouzení časových průběhů naměřených a vypočtených veličin letu a následných zkušebních výpočtech, bylo stanoveno rozmezí použitelnosti časových průběhů měření pro identifikaci v rozsahu 20s od začátku manévru.

Na obr.11 je znázorněna ukázka grafického výstupy identifikace pro vybraný měřený úsek. První graf (index a) vyjadřuje vzájemnou shodu identifikovaného modelu s naměřenými výstupy, pro časový interval 0–20s. Pro takto uskutečněnou identifikaci jsou v tab.7, pro všechny příslušné úseky, zapsány odhadnuté (identifikované) součinitele sil a momentů. Identifikované součinitele z časového intervalu 0–20s a jim příslušné časové průběhy letových veličin byly následně použity pro porovnání s průběhy zahrnující celý čas záznamu měřených veličin (graf b).

Použitá identifikace koeficientů lineárního systému ukázala možnosti její aplikace na záznamy letových veličin získaných z měření předem definovaných manévrů. Pro podrobnější analýzu možností identifikace a její správnosti řešení je nutné provést více měření, pro pokud možno stejné konfigurace letounu a letové podmínky.

I přes úskalí provázející nasazení identifikace, pro stanovení derivací součinitelů sil a momentů, jsou výsledky uspokojivé. Hlavním přínosem identifikace, v uvedeném rozsahu, je odhad součinitelů sil a momentů jejíž hodnoty se výrazně neliší od hodnot stanovených teoretickými vztahy. Pokud jsou rozdíly jednotlivých výpočtů součinitelů (teorie×identifikace) výraznější, tak se jedná o jev, který je

společný pro všechny identifikované úseky (např. derivace součinitele vztlaku podle derivovaného úhlu náběhu, derivace součinitele vztlaku podle rychlosti klopení).



Obr.11: Identifikace lineárního modelu letounu – úsek 23p

Tab.7: Velikosti součinitelů sil a momentů stanovených identifikací lineárního modelu pohybu letounu

	18p		19p		20p		21p		22p		23p		25p	
	výpočet	identifikace	výpočet	identifikace	výpočet	identifikace	výpočet	identifikace	výpočet	identifikace	výpočet	identifikace	výpočet	identifikace
c_{L_0}	0.9502	0.9502	1.0357	1.0357	0.7851	0.7851	0.7616	0.7616	0.6667	0.6667	0.687	0.687	0.4862	0.4862
c_{L_α}	1.1984	15.112	1.1984	21.4433	1.1987	10.095	1.1987	14.87	1.1989	11.279	1.1989	14.361	1.1989	9.332
c_{L_q}	3.4099	12.398	3.4099	10.0396	3.4108	5.354	3.4108	6.876	3.4116	4.407	3.4116	7.768	3.4116	6.5941
c_{L_η}	-0.2939	-0.6547	-0.2939	-0.4319	-0.2939	-0.2462	-0.2939	-0.585	-0.2939	-0.584	-0.2939	-0.382	-0.2939	-0.5176
c_{L_u}	0.0056	0.0757	0.0056	0.1211	0.0056	0.0673	0.0056	0.0166	0.0056	0.0261	0.0056	0.0084	0.0056	0.0212
c_{x_α}	0.5519	0.1542	0.6016	0.0831	0.4561	0.5698	0.4424	0.3391	0.3873	0.2251	0.3991	0.5501	0.2824	0.4476
c_{x_u}	-0.1541	-0.0093	-0.1736	-0.2444	-0.121	-0.3579	-0.1168	-0.556	-0.1012	-0.3731	-0.1044	-0.1167	-0.0772	-0.0317
c_{t_α}	-5.5081	-1.533	-5.5146	-2.841	-5.4971	-4.307	-5.4971	-6.6939	-5.4905	-8.1683	-5.4915	-5.0405	-5.4825	-4.5802
c_{m_α}	-0.8838	-0.9117	-0.8838	-0.6719	-0.9048	-0.3528	-0.9048	-0.6249	-0.9102	-1.0536	-0.9102	-0.6502	-0.9102	-0.7651
$c_{m_{\dot\alpha}}$	-4.0836	-23.6433	-4.0836	-18.2827	-4.0856	-12.9644	-4.0856	-10.777	-4.0876	-7.4389	-4.0876	-10.9228	-4.0876	-9.312
c_{m_q}	-14.047	-25.5509	-14.047	-18.7463	-14.0537	-10.7475	-14.0537	-13.0139	-14.0605	-9.2517	-14.0605	-18.6188	-14.0605	-21.305
c_{m_u}	0.0019	0.0292	0.0019	0.0124	0.0019	0.0113	0.0019	0.0249	0.0019	0.0177	0.0019	0.00488	0.0019	0.0173
c_{m_η}	-1.2105	-2.3842	-1.2105	-1.5812	-1.2105	-1.4786	-1.2105	-1.6549	-1.2111	-1.4663	-1.2111	-1.2528	-1.2111	-1.6707

7 ZÁVĚR

Předkládaná práce prezentuje výpočtové a experimentální výsledky dosažené řešením problematiky dynamické stability letounu z oblasti letových měření. Vytýčené cíle, které byly na začátku práce formulovány, byly splněny.

K dosažení cílů disertační práce bylo nutné realizovat následující kroky související s uskutečnění zamýšlených experimentů:

- Vybudování letové laboratoře, která zahrnovala sestavení měřící soustavy z potřebných přístrojů a snímačů, zabezpečení jejich kalibrace, oživení a ověření funkčnosti celého systému a následné zabudování do „zkušebního“ letounu
- Důkladná příprava plánovaných experimentů, která obsahovala seznámení se s teorií používaných metodik měření dynamické stability a sestavení vlastního průběhu měření s cílem získat co nejlepších výsledky potřebné pro další zamýšlená početní využití.
- Uskutečnění vlastního měření dynamické stability, kterému předcházel experiment se zaměřením na ověření funkčnosti optického gyroskopu a jeho optimální nastavení pro měření uvažovaných manévrů. Důležitou součástí měření bylo důsledné zpracování a vyhodnocení dat.

K splnění vytýčených cílů z oblasti výpočetního modelování bylo nutné provést následující kroky:

- Po nastudování možností matematického modelování dynamiky letu byl sestaven matematický model popisující pohyb letounu po poruše rovnovážného přímočarého letu.
- Vytvoření výpočetního modulu pro analýzu dynamické stability letounu. Základem programu byl odvozený matematický model popisující pohyb letounu po poruše.
- Vzájemné porovnání výsledků měření s výsledky výpočetními a jejich kvalitativní a kvantitativní ohodnocení.
- Rozbor možností aplikace identifikačních metod na matematický model za účelem získání součinitelů sil a momentů z výsledků měření.

Jedním z nemalých přínosů práce je úspěšná realizace letových měření na poli „výzkumu“ zahrnující již zmíněné sestavení, ověření funkčnosti a oživení celé měřící soustavy (letová laboratoř), uskutečnění letových experimentů, zpracování naměřených dat a jejich využití k dalšímu zpracování a vyhodnocování s cílem získat podrobnější poznatky o daném letounu. Při plnění vytýčených experimentálních cílů byla snaha o co největší aplikaci moderních přístrojů a zařízení, které umožňují pokrýt větší obsáhlost a efektivitu jednoho měřeného letu.

Mezi hlavní přínosy disertační práce lze zahrnout praktickou část, která přispěla k úspěšnému ověření teoretického přístupu k hodnocení dynamické stability letounu. Stěžejním přínosem se v průběhu řešení dynamické stability stala možnost identifikace součinitelů sil a momentů působících na letoun z naměřených dat.

Základní kostra disertační práce se může stát prvotním návodem pro uskutečnění experimentů s podobnou tématikou a tím i přispět k dalšímu rozvoji letových měření.

8 SUMMARY

The thesis is focused almost on one of the main flight characteristics, i.e. aircraft dynamic stability. The analysis of aircraft stability is studied nowadays with great attention; the reason is the increasing demand on flight safety from the primary phases of the aircraft design.

The introduction presents firstly the specific of flight measurements, their distribution, description of the procedure of realisation, data processing, etc. The following part is dealing with the possibilities how to measure the characteristics of flight, aircraft, and atmosphere and also describes the methodology of the measurements of the flight characteristics, such as stability and controllability (manoeuvrability, controllability, heaviness, etc.). A part of this chapter is the draft of the approaches of time records` processing of the flight parameters obtained from "the measured flights" in order to identify the coefficients of aerodynamic forces and moments acting an aircraft.

First, the aircraft deviation movement equations were extrapolated describing the aircraft behaviour after a "failure" (e.g. wind gust, pilot´s affect) of a straight steady horizontal flight. The derived movement equations were the basis of the designed program module applied for the computation of the characteristics quantitatively and qualitatively evaluating the dynamic stability of an aircraft. The representation of the time histories of the computed flight parameters is used for the visual evaluation of oscillation that enables their comparing with the histories obtained during the performed experiments. The mathematical model of flight dynamic was also applied for the identification of the coefficients of the aerodynamic forces and moments.

The first step was to build a flying laboratory including the assembling and installation of the measurement system, its activation and the verification of its functionality. The experiments should be divided into two parts. Firstly, for the verification of the system functionality the experiment considering various methodologies of the measurements of aircraft positional angles in space was performed. A detailed land and flight testing of optical gyroscope was done, that is the basic instrument of the flying laboratory for the measurements of angle speeds and to them corresponding angles. The aim of the dynamic stability testing was the verification of the selected mathematical model describing the aircraft motion after a "failure", and thus also the verification of the computations of the dynamic stability characteristics. The process of the total measurement was designed so that the obtained records of the flight parameters the best suited to the expected backward generation of the parameters of the aircraft mathematical model presented as a linear dynamic system. The obtained model enabled the estimation of the coefficients of force and moments acting an aircraft.

The final part of the thesis presents the computations focused on the determination of the quantitatively evaluation (characteristics/values) of the dynamic characteristics of an aircraft. The input values of the computations correspond to the flight conditions of separate measured segments for the testing of dynamic stability. The theoretical time histories of the flight quantities are compared with their records obtained during the measurements. Then, after the evaluation and comparison of the measured results with the computations, the identification of the parameters of the mathematical model for the aircraft motion is described using the measured input (rudder deviation) and output (angle of attack and yaw, aircraft speed, angle speed, positional angles, etc.) data. The responses of the obtained model to the input impulses in controlling system are compared retrospectively with the measured data.

One of the considerable contribution of the work done is the successful realisation of flight measurements within the research including the setup, verification and activation of the whole measuring system, performing the flight experiments, processing of measured data and their application for further processing and evaluating in order to obtain detailed knowledge of given aircraft. The practical part helped to verify the theoretical approach of the evaluation of aircraft dynamic stability and to define the coefficients of forces and moments affecting an aircraft. Within the frame of the research the effort was to apply maximally the modern instruments and facilities that enabled to cover the extensiveness and efficiency of one measured flight.

LITERATURA

[1] SNĚŠKO, JU.I.: Issledovanija v polete ustojčivosti a upravljaemosti samoleta, izdat. “Mašinostroenie”, Moskva 1971

[2] KOTIK, M.G., PAVLOV, A.V., PAŠKOVSKIJ, I.M., ŠČITAEV, N.G.: Letnye ispytanija samoletov, izdat. “Mašinostroenie”, Moskva 1968

[3] STINTON, D.: Flying qualities and flight testing of the aeroplane, Blackwell Science Ltd., Oxford 1996

[4] ASKUE, V.: Flight testing homebuilt aircraft, Iowa state university press 1992

[5] DANĚK, M.: Zkoušení letadel za letu, VAAZ, Brno 1962

[6] DANĚK, M.: Mechanika letu I, Letové výkony, VUT v Brně, 1994

[7] DANĚK, M.: Letové vlastnosti, VAAZ, Brno 1956

[8] JOSEFÍK, M.: Metodiky měření letových výkonů, č.z. LU 20/2000/CLKV, VUT v Brně, Letecký ústav, CLKV Brno 2000

[9] MELICHÁREK, J., JOSEFÍK M.: Metodiky měření letových vlastností, č.z. LU 23/2001/CLKV, VUT v Brně, Letecký ústav, CLKV Brno 2001

[10] VĚK, V.: Měřící technika, ČVUT v Praze, FS, Praha 1990

[11] JENČÍK, J., VOLF, J. a kolektiv: Technická měření, ČVUT Praha 2003

[12] Revize provozní metodiky měření letových výkonů a vlastností, VZLU, č.z. Z 1441/66, Praha Letňany, 1966

[13] Provozní metodika–měření letových výkonů a vlastností letounů, VZLU, Praha Letňany,1967

[14] FAR 23, Flight test guide for certification of part 23 airplanes, AC 23-8 A, FAA Washington, 1996

[15] FAR 23, Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes, FAA Washington, 1997

[16] JAR 22, Sailplanes and Powered Saiplanes, JAA, UK, 1990

[17] VLK, F.: Zkoušení vozidel, VUT v Brně, FS, Brno 1984

[18] ETKIN, B.: Dynamics of atmospheric flight, John Wiley & Sons, Inc.,Toronto 1972

[19] ETKIN, B., REID L. D.: Dynamics of atmospheric flight – stability and control, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1997

[20] McCORMICK, B. W.: Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1979

[21] BROCKHAUS, R.: Flugregelung, Springer-Velger, Berlin 1994

[22] BOIFFIER, J. L.: The Dynamics of Flight, The Equations, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1998

[23] SOUKUP, J.: Identifikace soustav, SNTL, Praha 1990

[24] EYKHOFF, P.: Sovremennye metody identifikacii sistem, Mir Moskva 1983

[25] NOSKIEVIČ, P.: Modelování a identifikace systému, Montanex a.s., Ostrava 1999

[26] Technický popis, Návod k obsluze, údržbě a opravám, motorový kluzák L-13 SW Vivat, L-13 SE Vivat, Aerotechnik CZ, s.r.o., Kunovice 1999

[27] Výtah z typové zkoušky motorového kluzáku L-13 SW, podniková zpráva T-010/81, Aerotechnik CZ, s.r.o., Kunovice 1981
[28] Hmotné síly křídla, momenty setrvačnosti letounu L-13 SW, podniková zpráva SW/003/78/1, Aerotechnik CZ, s.r.o., Kunovice 1980
[29] JEBÁČEK, I.: Letová pevnostní měření, disertační práce, VUT v Brně, FSI Letecký ústav, 2002
[30] ESHELBY, M. E.: Aircraft Performance: Theory and Practice, AIAA, Inc., Reston, Virginia, 2000
[31] PAMADI, B. N.: Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes, AIAA, Inc., Reston, Virginia, 1998
[32] TANNER, R. R., MONTGOMERY, T. D.: Stability and Control Derivative Estimates Obtained from Flight Data for the Beech 99 Aircraft, NASA Technical Memorandum, 1979
[33] GRACEY, W.: Measurement of Aircraft Speed and Altitude, NASA RP 1046, 1980

AUTOROVY PUBLIKACE

[A1] DANĚK, V., KOUŘIL, M.: Dynamická stabilita atmosférických letadel, Zpráva o řešení grantového úkolu FP 379744, FS VUT Brno 1997
[A2] JEBÁČEK, I., KOUŘIL, M., ŠOŠOVIČKA, R.: Letová měření pevnostních veličin, letových výkonů a vlastností malých letadel, VUT v Brně, grant FV 380009/98, Brno 1998
[A3] DANĚK, V., KOUŘIL M., ŠOŠOVIČKA R.: Design of the flying airfoil testbed, Proceedings of the international conference on Development of Aeronautical Science and Technology, Košice, Slovenská republika, 1999
[A4] ŠOŠOVIČKA, R., KOUŘIL, M.: Předběžný návrh metodiky letových měření stranových derivací na letounu KAPA–2U SOVA. VUT v Brně, Letecký ústav,1999
[A5] ŠOŠOVIČKA, R., KOUŘIL, M.: Návrh metodiky letových měření stranových a podélných vlastností, konference AM 2000, Liberec, 3-6 dubna 2000
[A6] ŠOŠOVIČKA, R., KOUŘIL, M.: Konstrukční návrh nosné konstrukce kablo-modelu pro létající laboratoř L-13 SE, zpráva, výzkumný záměr MSM 262100005, VUT v Brně, 2000
[A7] DANĚK, V., KOUŘIL, M.: Analysis of the KP-3V airplane lateral-directional dynamic stability, mezinárodní konference IM 2000, Svratka, 15-18 května 2000
[A8] KOUŘIL M.: Application of Matlab package for analysis of aircraft dynamic stability, International conference RRDPAE2000, Warsaw, 30 November – 2 December 2000

[A9] KOUŘIL M.: Stranová a podélná dynamická stabilita letounu KP-3V, Pedagogicko-vědecká konference, FSI, ISBN 80-214-1764-1, Brno 5-6 prosince 2000
[A10] POPELA R., KOUŘIL M., ŠOŠOVIČKA R: Aerodynamická studie VUT 100, Projekt výzkumu a vývoje programu MPO ČR, Rozvoj center špičkových průmyslových výrobků a technologii, CVVL Brno 2000
[A11] KOUŘIL, M.: Programový blok pro výpočet dynamické stability letounu, č.z. LU 5/2001/CLKV, VUT v Brně, Letecký ústav, CLKV Brno 2001
[A12] KOUŘIL, M.: Zkoušení letadel za letu-letové vlastnosti, pojednání ke státní doktorské zkoušce, FSI VUT v Brně, Brno 2001
[A13] KOUŘIL, M., ŠOŠOVIČKA, R.: Studie letounu VUT 300, Aerodynamický výpočet – Letové vlastnosti, projekt výzkumu a vývoje programu MPO ČR, Rozvoj center špičkových průmyslových výrobků a technologií, CVVL, Brno 2002
[A14] KOUŘIL, M.: Komparační hodnocení dynamické stability letounu nové generace, mezinárodní konference Nové trendy v rozvoji letectva, Košice, Slovenská republika 2002
[A15] ŠOŠOVIČKA, R., KOUŘIL, M.: Kalibrace pitot-statického systému letounu různými metodami, grant Fond vědy FSI, FP 320054, Brno 2002
[A16] KOUŘIL, M.: Zkoušení letadel za letu–letové vlastnosti, pojednání ke státní doktorské zkoušce, FS VUT v Brně 2001
[A17] KOUŘIL, M., ŠOŠOVIČKA, R., DANĚK, V., JEBÁČEK, I.: The Dynamic Measurement Unit Application for The Measurement of Light Aircraft Flight Characteristics, International conference Transport means 2003, ISBN 9955-09-511-3, Kaunas Lithuinia 2003
[A18] KOUŘIL, M., ŠOŠOVIČKA, R.: Optické gyro v aplikaci pro měření dynamické stability letounu, konference PhD 2003, ISBN 80-7043-246-2, Srní 2003
[A19] PROKŠ, M., KOUŘIL, M., JEBÁČEK, I.: The Longitudinal Dynamic Stability Flight Measurements of Light Aircraft, článek v časopise Letecký zpravodaj, 3/2003, 3. ročník seminář CLKV, Praha
[A20] KOUŘIL, M.: The Dynamic Stability Analysis of the Next Generation Airplane for Pilot Training, článek v časopise AVIATION, 3/2003, ISSN 1648-7788, International conference RRDPAE 2002, Vilnius, Lithuania
[A21] KOUŘIL, M., ŠOŠOVIČKA, R.: Experimentální určování polohových úhlů letounu v prostoru, grant Fondu vědy FSI, FP 330056, Brno 2003

ŽIVOTOPIS

Jméno:
Martin Kouřil

Osobní data:
Stav: svobodný
Státní příslušnost: Česká republika
Národnost: česká
Datum a místo narození: 15. 3. 1974, Olomouc

Vzdělání:

1997–	Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav Doktorské studium Obor: Konstrukční a procesní inženýrství Specializace: Stavba letadel
1992–1997	Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav Magisterské studium Obor: Letadlová technika Specializace: Stavba letadel

Zaměstnání:

2000–	Centrum leteckého a kosmického výzkumu, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav Výzkumný pracovník, dílčí úkol B1: Letová měření a matematické modelování dynamiky letu atmosférických letadel
1997–	student PGS, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav

Jazykové znalosti: Anglicky, Rusky

Vědecko-výzkumná činnost:

2004–	spoluřešitel grantového úkolu č. BD 134 3068, Měření stoupacích rychlostí lehkého letounu
2003	spoluřešitel grantového úkolu č. FP 330056, Experimentální určování polohových úhlů letounu v prostoru
2002	spoluřešitel grantového úkolu č. FP 320054, Kalibrace pitot-statického systému letounu různými metodami
2000	účast na projektu „ Podpora vývoje letounu nové generace“, studie letounu VUT 100, Projekt výzkumu a vývoje programu MPO ČR,

	Rozvoj center špičkových průmyslových výrobků a technologii, CVVL
1998–	účast na výzkumném záměru „Experimentální výzkum aerodynamických charakteristik na létajících laboratoří“, č. MSM 262 100005
1998	spoluřešitel grantového úkolu č. FV 380009/98, Letová měření pevnostních veličin, letových výkonů a vlastností malých letadel
1997	spoluřešitel grantového úkolu č. FP 379744, Dynamická stabilita atmosférických letadel