



ÚSTAV PRO ODBORNÉ ZJIŠŤOVÁNÍ
PŘÍČIN LETECKÝCH NEHOD
Beranových 130
199 01 PRAHA 99

Č.j.: CZ 09-046

ZÁVĚREČNÁ ZPRÁVA

**o odborném zjišťování příčin letecké nehody
SLZ typu UFM 13 Lambáda, poz. značky OK-NUA 09
dne 21.3.2009**

Praha
prosinec 2009

Závěrečná zpráva, zjištění a závěry v ní uvedené, týkající se leteckých nehod a incidentů, eventuálně systémových nedostatků ohrožujících provozní bezpečnost, mají pouze informativní charakter a nemohou být použity jinak než jako doporučení pro realizaci opatření, která by zabránila vzniku dalších leteckých nehod a incidentů s obdobnými příčinami. Zhotovitel Závěrečné zprávy výslovně prohlašuje, že Závěrečná zpráva nemůže být použita pro stanovení viny či odpovědnosti v souvislosti s určením příčin letecké nehody či incidentu a nemůže být použita ani pro uplatnění nároků v případě vzniku pojistné události.

Použité zkratky

AGL	- nad úrovní zemského povrchu
ATS	- letové a provozní služby
ČHMÚ	- Český hydrometeorologický ústav
E	- východní zeměpisná délka
EAS	- ekvivalentní rychlost letu
GLD	- kluzák
GPS	- globální systém určení polohy
GS	- traťová rychlost
FI	- letecký instruktor
FS-ČVUT	- Strojní fakulta Českého vysokého učení technického v Praze
IAS	- indikovaná vzdušná rychlost
HZS	- hasičský záchranný sbor
LAA ČR	- Letecká amatérská asociace České republiky
LCHČ	- Letecká chemická činnost
LKHS	- letiště Hosín
LKR	- omezený prostor
MEP	- vícemotorový letoun s pístovým motorem
N	- severní zeměpisná šířka
NTSB	- Národní úřad pro bezpečnost v dopravě USA
RWY	- vzletová a přistávací dráha
RZS	- rychlá záchranná služba
SEP	- jednomotorový letoun s pístovým motorem
SLZ	- sportovní létající zařízení
S-LSA	- lehký letoun s MTOM do 600 kg
TMG	- motorový kluzák
ULLa	- sportovní létající zařízení s aerodynamicky říditelnými plochami
ÚZPLN	- Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod
VFR	- pravidla letu za viditelnosti

Jednotky:

m	- metr, jednotka vzdálenosti
km/h	- jednotka rychlosti
kg	- jednotka hmotnosti

A) Úvod

Název provozovatele: fyzická osoba
Výrobce a model letadla: Urban Air s.r.o, typ UFM 13 Lambáda
Poznávací značka: OK-NUA 09
Místo: jižně obce Nákří u Hluboké nad Vltavou
Datum a čas: 21.3.2009, 13:20 (všechny časy jsou UTC)

B) Informační přehled

Dne 21.3.2009 obdržel ÚZPLN oznámení o letecké nehodě SLZ u obce Nákří. Během letu došlo k rozlomení trupu a pádu SLZ. K záchraně posádka použila záchranný systém. Při dopadu na zem nedošlo ke zranění dvoučlenné posádky, SLZ bylo nárazem do země poškozeno.

Komise podle dokumentace letounu a fyzickým porovnáním hlavních konstrukčních částí zjistila, že předmětné letadlo neodpovídalo Typovému průkazu ULL – 021/98, včetně doplňků, vydaného LAA ČR a přesto neslo označení jako UFM-13 Lambáda, modifikace s nástavci křídel UFM 13/15 (dále viz 1.6.). Pod tímto označením bylo letadlo registrováno a zařazeno do evidence správy LAA ČR jako SLZ kategorie ULLa. Komise v dalším postupu zjišťování příčin a při vypracování závěrečné zprávy o příčinách vzniku letecké nehody postupovala tak, jako by se jednalo o nehodu SLZ, k čemuž je používáno i odpovídající názvosloví.

Příčinu události zjišťovala komise ÚZPLN ve složení:

Předseda komise: Ing. Lubomír Střihavka
Členové komise: Milan Pecník
Ing. Petr Chvojka, LAA ČR

Závěrečnou zprávu vydal :

ÚSTAV PRO ODBORNÉ ZJIŠŤOVÁNÍ PŘÍČIN LETECKÝCH NEHOD

Beranových 130
199 01 PRAHA 99

dne 21. prosince 2009

C) Hlavní část zprávy obsahuje:

- 1) Faktické informace
- 2) Rozbory
- 3) Závěry
- 4) Bezpečnostní doporučení
- 5) Příloha č. 1

1 Faktické informace

1.1 Průběh letu

Průběh letu byl sestaven na základě výpovědi pilota a další osoby na palubě, dále jsou údaje zpřesněny na základě záznamu zařízení „logger“ a záznamu odpovídače sekundárního radaru. Let byl proveden jako let podle pravidel pro let za viditelnosti (VFR) bez letového plánu.

1.1.1 Průběh letu podle výpovědi obou pilotů SLZ

Pilot prováděl let z letiště LKHS na západ v omezeném prostoru LKR 8 a dále zamýšlel přistát zpět na letiště vzletu. Na palubě byla další osoba s leteckými kvalifikacemi (dále jen „druhý pilot“). Vzlet byl proveden z RWY 24 v 13:15 h. Cílem letu bylo ověření správné činnosti odpovídače sekundárního radaru a ověření spotřeby motoru v horizontálním letu SLZ. Asi po 10 min letu dosáhl výšky cca 500 m AGL a pokračoval kurzem 300°- 315°. Ve vzdálenosti cca 14 km od letiště při indikované rychlosti 190 km/h došlo k náhlému a rychlému zakmitnutí řízení výškového kormidla a vzápětí došlo k náhlé změně polohy SLZ do polohy „na záda“. Pilot zjistil, že zadní část trupu s ocasioní plochami se vůči kabině nachází v nezvyklé poloze a začal řešit záchranu pomocí aktivace pyrotechnického záchranného systému. Druhý pilot se aktivně zapojil do řešení kritické situace, převzal řízení SLZ a snažil se stabilizovat jeho polohu. Tato snaha byla bez odezvy a SLZ padalo k zemi přídí dolů. V tomto momentu proběhla mezi členy posádky komunikace o beznadějnosti situace. Pilot však druhému sdělil, že *...jsme již na padáku...* a posádka očekávala náraz do země. SLZ se po nárazu do země překlopilo na záda. Oba piloti se odpoutali z bezpečnostních pásů a provedli vypnutí zapalování a zavřeli benzín. Po uvolnění střepin zasklení kabiny oba urychleně opustili SLZ.

V důsledku nárazu do země nedošlo ke zranění posádky, které by vyžadovalo ošetření. U SLZ došlo k ulomení ocasioní části trupu a k poškození nárazem.

1.1.2 Průběh letu podle zařízení „logger“

Na palubě SLZ bylo zařízení typu Filser LX 5000 tzv. „logger“. Zařízení zaznamenává data (čas, traťovou rychlost, nadmořskou výšku, polohu ...) ze systému GPS, proto v tomto odstavci údaje výšky byly přepočítány na výšku nad zemí (AGL) a rychlost je vztažena k pohybu SLZ vůči zemi (GS).

Podle zaznamenaných dat byl vzlet proveden v čase 13:15:11 z RWY 24 LKHS. Po jedné minutě a pěti vteřinách od rozjezdu dosáhl výšky 237 m a rychlosti 150 km/h. Po další minutě dosáhl letoun výšky 352 m a rychlosti 180 km/h. Po dalších dvou minutách bylo dosaženo výšky 403 m a rychlosti 192 km/h. V čase 13:20:26 letěl letoun kurzem 319°, ve výšce 371 m rychlostí 194 km/h. Deset vteřin po tomto údaji skokově klesla rychlost na hodnotu 0 km/h a hodnota výšky byla 308 m. V čase 13:21:16 byla hodnota rychlosti a výšky nula.

Z uvedených hodnot vyplývá, že let trval šest minut a pět vteřin a ke kritické události došlo ve výšce (AGL) 371 m při rychlosti (GS) 194 km/h. Podle zařízení flydat, typ TL-3724STD otáčky motoru nepřekročily 5 300 ot/min.

Hodnota vertikální rychlosti oscillovala v jednotlivých traťových úsecích rozmezí ± 1 m/s. Shodné údaje byly zaznamenány ze systému odpovídače sekundárního radaru.

1.2. Zranění osob

Zranění	Posádka	Cestující	Ostatní osoby (obyvatelstvo apod.)
Smrtelné	0	0	0
Těžké	0	0	0
Lehké/bez zranění	0/2	0/0	0

1.3 Poškození SLZ

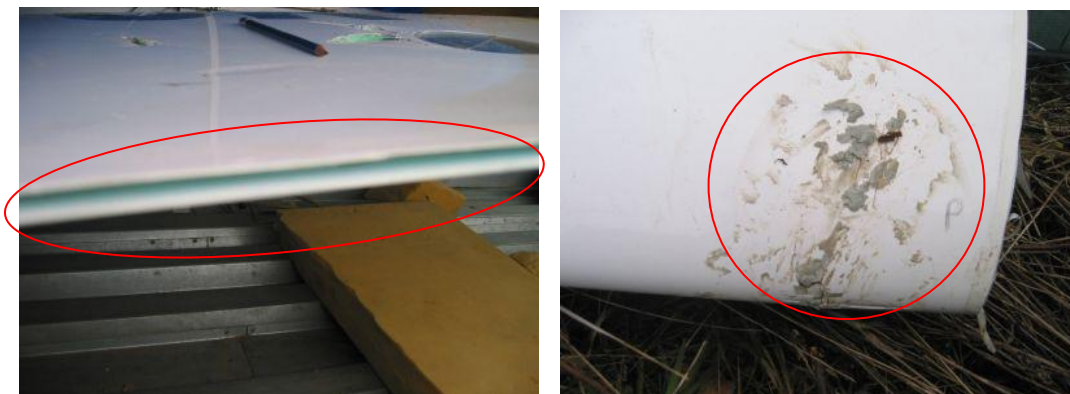
Za letu došlo ke zlomení trupu za křídly v místě přechodu do vřetenovité ocasní části trupu. Dále byly poškozeny vodorovné ocasní plochy, bylo rozbité zasklení a rám kabiny, poškozeny kryty motoru, zničená vrtule a došlo k delaminaci odtokové hrany levé poloviny křídla. Na náběžné hraně pravé poloviny křídla byla prasklina 10 cm od kořene křídla, čímž byla porušena těsnost dutiny integrální nádrže.



Poškození trupu



Poškození VOP, motorových krytů a vrtule



Poškození levé a pravé poloviny křídla

1.4 Ostatní škody

Nedošlo k dalším škodám.

1.5 Informace o osobách

1.5.1 Pilot

věk/pohlaví:

42 let/muž

kvalifikace:

pilot - instruktor GLD, TMG

pilot - instruktor ULLa

platnost průkazu:

platný

zdravotní způsobilost:

platná, bez omezení

celkový nálet na GLD:

2 600 h

celková nálet na TMG:

200 h

celková nálet na ULLa:

450 h

1.5.2 Druhý pilot

věk/pohlaví:

46 let/muž

kvalifikace:

pilot - instruktor SEP land, MEP land,

TMG, FI(TM)

pilot-instruktor ULLa

platnost průkazu:

platný

zdravotní způsobilost:

platná, bez omezení

celkový nálet:

2 000 h

Oba členové posádky jsou zkušenými piloty, tímto letem zamýšleli provést prověrku funkce a správnosti údajů odpovídače sekundárního radaru a ověřit spotřebu motoru při horizontálním letu nejvyšší možnou dosažitelnou rychlostí letu, jako přípravu k pozdějšímu pokusu o sportovní rekord v disciplíně výdrže a doby letu kategorie TMG.

1.6 Informace o SLZ

SLZ kategorie ULLa, typ UFM 13 Lambáda, modifikace UFM 13/15 je určeno pro rekreační a turistické létání s omezením na neakrobatický provoz. SLZ je dvoumístný, jednomotorový, samonosný středplošník s posádkou sedící vedle sebe, celokompozitové konstrukce. Ocasní plochy jsou ve tvaru „T“. Podvozek je pevný dvoukolový, s řízenou ostruhou. Modifikace SLZ UFM 13/15 může být vybavena odnímatelnými nástavci křídla. Pro let nebyly nástavce použity.

Bylo zjištěno, že havarované SLZ bylo osazeno křídly, která nebyla vybavena tzv. flaperony, ale pouze křídélky, bez vztlakových klapek. Zjištěný konstrukční rozdíl je v rozporu s platným textem znění Typového průkazu ULL – 021/98 vč. doplňků, vydaného LAA ČR dne 22.12.1998. Takto sestavená modifikace je dodávána na trh do USA, kde jsou tyto letouny provozovány v kategorii S-LSA.

Maximální vzletová hmotnost SLZ v základním provedení se záchranným systémem je 472,5 kg.

Poznávací značka:	OK-NUA 09
Výrobce:	Urban Air s.r.o
Rok výroby:	2008
Výrobní číslo:	108/13
Prázdňá hmotnost:	317 kg (váženo dne 10.3.2008)
Povolená hmotnost posádky při 25 l paliva:	138 kg

Dne 14.3.2008 byl vystaven Registrační list SLZ s platností do 14.3.2010.

SLZ bylo vybaveno motorem Rotax 912 UL, v.č. 44008900 a vrtulí Varia Prop. 160-2-R v.č. PA 10848716013. Na SLZ byl nainstalován záchranný systém Galaxy 6/473 Soft B/R v.č. 3613-08-189-4345. Dále bylo SLZ vybaveno vlečným zařízením typu E85, v.č. 159765.

SLZ bylo provozovatelem udržováno v souladu s letovou a provozní příručkou. Poslední údržba byla provedena dne 18.11.2008 při náletu 109:30 hodin. V době nehody mělo SLZ celkově odpracováno 149:40 hodin z toho 122:46 na motorový režim. Počet přistání byl 257. Provozovatel uvedl, že i když bylo SLZ vybaveno vlečným zařízením, nebylo toto používáno. Komise doporučila ověření stavu vlečného zařízení na odborném pracovišti.

Před vzletem bylo do nádrží naplněno celkem 25 l automobilového benzínu Natural 95. MTOM v době vzletu byla vypočítána na 471,5 kg.

1.6.1 Konstrukce SLZ

SLZ bylo navrženo jako celokompozitová konstrukce. Křídlo letounu bylo pevnostně zkoušeno na VÚT Brno. Tyto zkoušky neobsahovaly hodnocení odolnosti konstrukce na působení aeroelastických jevů. V roce 2008 byl na pracoviště aeroelasticity Centra leteckého a kosmického výzkumu Ústavu letadlové techniky FS-ČVUT v Praze zadán požadavek výrobce pro průkaz flutterové odolnosti ocasních ploch SLZ typ UFM 13. Tento projekt nebyl dokončen, ale data z měření byla nasnímana. Komise využila tohoto projektu a zadala vyhodnocení nasnímaných dat a stanovení závěrů. Zpráva byla doplněna o konkrétní hodnoty z havarovaného SLZ, závěry jsou uvedeny v Příloze č. 1.

SLZ je vyrobeno převážně z kompozitů za použití skelných nebo uhlíkových tkanin prosycených pryskyřicí, některé části jsou vyztuženy polyuretanovou pěnou. Podle písemných záznamů o výrobě SLZ výrobní číslo 108/13 a fyzickou prohlídkou hlavních

částí nebylo zjištěno, že by došlo k zásadním výrobním vadám nebo nedodržení technologie výroby letounu jako celku, kterou stanovil výrobce. Avšak pro potřebu získání vstupních hodnot k ověření hmotnostních charakteristik výškového kormidla byl tento díl rozřezán na jednotlivé segmenty a bylo zjištěno, že technologie výroby při použití ručního kladení vrstev a prosycování tkaniny pryskyřicí nezaručuje stejnoměrné prosycení vrstev a dochází k nerovnoměrnému rozložení hmotnosti po hloubce profilu kormidla. Bylo také zjištěno, že při výrobě došlo k tvarové a rozměrové odchylce výškového kormidla (viz Příloha č. 1). Pro doplnění informací k tomuto zjištění si komise od výrobce nechala doložit podklady z výroby předešlých sestav vodorovných ocasních ploch (VOP) a zjistila, že do výrobního čísla 53/13 byla výhradně používána skelná tkanina a hmotnost VOP byla 7,9 kg. Od výrobního čísla 55/13 do 86/13 došlo ke změně složení vrstev kompozitu a hmotnost sestavy se pohybovala od 6,1 do 6,85 kg. Výrobce měl stanovenou výrobní toleranci na 5%. Z vypočítané průměrné hodnoty hmotností vyrobených VOP je 5% tolerance 0,31 kg. Od roku 2007 a výrobního čísla 91/13 až 126/13 byla sestava kormidlo/stabilizátor vážena každá zvlášť. Hmotnost kormidel se pohybovala od 2,06 do 2,5 kg a stabilizátoru od 4,07 do 4,95 kg. Hmotnost sestavených VOP od 6,13 do 7,35 kg. Hmotnost sestavy VOP z předmětného SLZ byla 6,62 kg. Dále bylo zjištěno, že od r. 2008 a od výrobního čísla 107/13 byla výroba VOP zadána jiné výrobní organizaci. Výrobce stanovena tolerance byla ponechána na 5%. VOP z této série byly osazeny do obou havarovaných letounů (OK-NUA 09 v.č. 108/13 a N17UA v.č. 111/13).

Výrobce k montáži modifikací SLZ tohoto typu používá řadu shodných celků a částí. Konstrukční uspořádání vodorovných a svislých ocasních ploch a trupu je shodné pro všechny modifikace SLZ a letouny S-LSA. Vodorovná ocasní plocha je ke kýlové ploše připojena pomocí dvojice čepů zajištěných šroubem. Táhlo řízení je spojeno s výškovým kormidlem pomocí rychlospoje a kormidlo je zavěšeno na pěti kompozitových závěsech. Poslední část systému podélného řízení - táhlo ovládání výškového kormidla je vyrobeno ze silnostěnného ocelového materiálu, které zároveň plní funkci hmotového vyvážení soustavy podélného řízení. V této souvislosti v Příloze č. 1 i přes toto konstrukční řešení je soustava hmotově vyvážena na 85,2%. Statická nevyvaha 14,8% odpovídá chybějícímu statickému momentu 194 kgm před osou otáčení kormidla. Kormidlo bylo na odtokové hraně osazeno vyvažovací ploškou z lehkého kovu. Výrobce k této plošce doložil výrobní dokumentaci, ale ploška nebyla zakreslena do dokumentace montáže SLZ. Podélně je SLZ také vyváženo umístěním akumulátoru o hmotnosti cca 5 kg do kýlové plochy svislých ocasních ploch.

1.6.2 Registrace SLZ – postup LAA ČR

Dne 10.3.2008 byl vyplněn zkušební protokol SLZ, ve kterém je uvedeno označení SLZ jako UFM-13 Lambáda. V protokolu o přezkoušení SLZ byl proškrtnut záznam „vztlakové klapy“. Registrační list SLZ byl vystaven dne 14.3.2008 pod označením UFM-13 Lambáda. K registračnímu listu byl přiložen doklad o úhradě pojistného a SLZ bylo na základě těchto dokumentů zaregistrováno do rejstříku LAA ČR a byl vydán technický průkaz s platností do 14.3.2010. SLZ mělo přidělenou poznávací značku OK-NUA 09.

1.6.3 Provozní omezení SLZ – letová příručka

SLZ mělo vydanou letovou příručku pro typ UFM-13, výr. č. 108/13. V letové příručce není odlišena konkrétní modifikace SLZ a letová příručka obsahuje úkony, včetně nouzových, jako pro typ UFM-13 s předovým podvozkem a křídlem vybaveným flaperony.

Barevné označení rychlostního omezení na rychloměru neodpovídalo údajům v letové příručce. V_{NE} byla vyznačena na hodnotě 220 km/h. Tato hodnota platí pro letouny kategorie S-LSA.



Barevné vyznačení rychlostního omezení SLZ na rychloměru

Letová příručka pro ultralehký letoun UFM – 13

2.1 Úvod

Kapitola 2 obsahuje provozní omezení, značení přístrojů a základní štítky nutné pro bezpečný provoz letounu, jeho motoru, standardních systémů a vybavení.

2.2 Letové rychlosti

Omezení letových rychlostí a jejich význam pro provoz jsou uvedeny v následující tabulce :

Rychlost		IAS [km/h]	Význam
V_{NE}	Nepřekročitelná rychlost	200	Nepřekročujte tuto rychlost v žádném případě
V_A	Návrhová obrátová rychlost	135	Nad tuto rychlost nepoužívejte plné výchylky kormidel ani nevykonávejte rychlé zásahy do řízení – mohlo by dojít k přetížení letounu
V_{NO}	Maximální konstrukční cestovní rychlost	145	Nepřekračujte tuto rychlost s výjimkou letu v klidném vzduchu a i tehdy pouze s opatrností
V_{FE}	Max. rychlost při vysunutých klapkách	110	Nepřekračujte tuto rychlost při vysunutých klapkách

Výňatek z letové příručky OK-NUA 09

1.7 Meteorologická situace

Popis meteorologické situace byl sestaven ze zprávy ČHMÚ a přílohy-výpisu SYNOP stanice Temelín.

Zpráva ČHMÚ:

Situace: *Sláboující hřeben vysokého tlaku vzduchu.*

Přízemní vítr: *340-360/6-12KT*

Výškový vítr: *2000FT AGL 260/12KT/+04°C, 5000FT AGL 300/18KT/-02°C*

Dohlednost: *nad 10 km*

Stav počasí: *oblačno, beze srážek.*

Oblačnost: *BKN CU 4000 FT AGL*

Turbulence: *NIL*

Výška nulové izotermy: *3500 FT AMSL*

Námraza: *NIL*

Příloha:

SIVOK - Výpis ze zpráv SYNOP stanice 11538 - Temelín

N=celkove pokryti MAX=naraz vetru v prubehu A=automaticka stanice

DDHH N VITR/NAR. DOHL. STAV OBLACNOST TEPL. R.BOD MAX

ST.\KT M/KM POCASI FT AGL ST.C ST.C MPS

----- Zpracovano 30.03.2009 10:31:50 UTC -----

2111 7 340 8 45km 7 CU 3900 0.7 -8.1

2112 7 350 12 45km 7 CU 4000 1.5 -7.3

2113 4 360 4 40km 4 CU 4100 2.2 -8.1

Meteorologické podmínky byly také popsány pilotem letounu, který prováděl LCHČ v LKR 8 asi 10-15 km severně od místa nehody. Pilot uvádí, že v dopoledních hodinách bylo zpočátku jasno a pak oblačnost dosáhla 6/8 pokrytí oblohy a současně v přízemních výškách do 50 m AGL začala vznikat silná turbulence. Odpoledne oblačnost ubývala a začaly vznikat jednotlivé kumuly se středně silnými stoupavými proudy.

1.8 Radionavigační a vizuální prostředky

NIL

1.9 Spojovací služba

Po přechodu do horizontálního letu byl pilot na spojení se stanovištěm ATS Praha Terén.

1.10 Informace o letišti

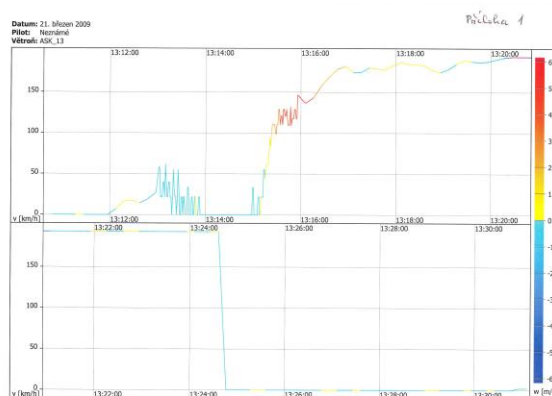
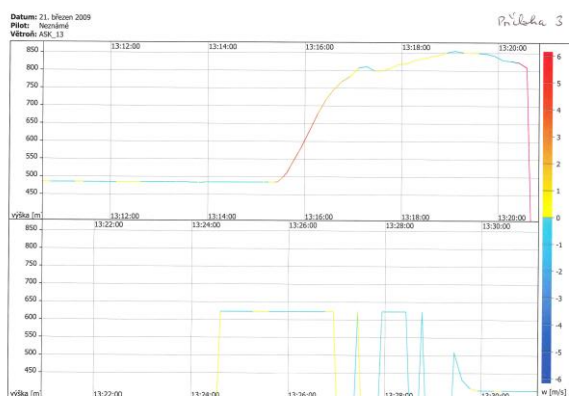
Vzlet byl proveden z vnitrostátního veřejného letiště Hosín. SLZ přistálo pomocí záchranného systému v blízkosti obce Nákří na pole.

1.11 Letové zapisovače a ostatní záznamové prostředky

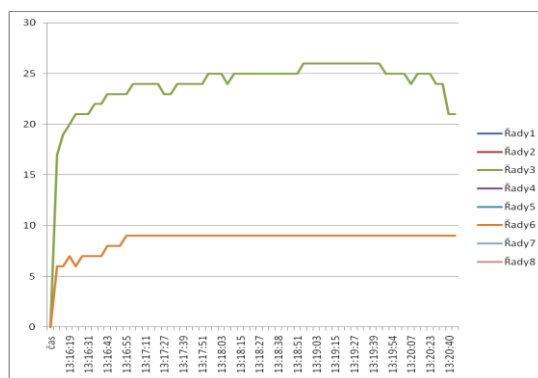
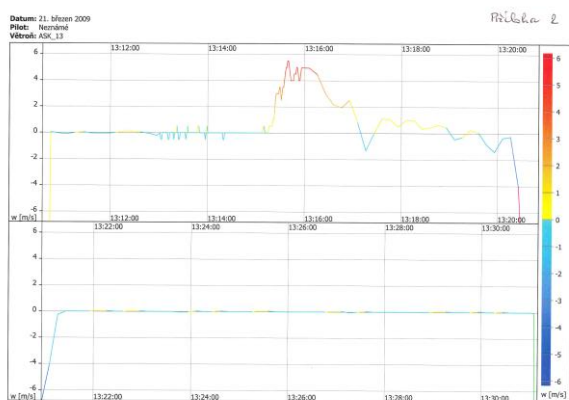
Na palubě SLZ bylo záznamové zařízení „logger“, typ Filser LX 5000 IGC-220 GPS, výrobní číslo 01445. Zařízení bylo odpojeno z činnosti po vypnutí el. napětí po dopadu letounu. Zařízení nebylo viditelně poškozeno a zaznamenaná data bylo možno vyhodnotit. Záznam byl vyhodnocen pomocí výpočetní techniky a programu, který byl poskytnut provozovatelem.

Pozn. čas Loggeru je nastaven na hodnotu místního času a identifikace letounu je ASK 13.

Průběh výšky a rychlosti letu



Průběh vertikální rychlosti a záznamu odpovídající sekundárního radaru



1.12 Popis místa nehody a trosek

Místo letecké nehody se nacházelo na jižním okraji obce Nákří u Hlubobé nad Vltavou. Souřadnice místa nehody jsou : N 49°06'44'' a E 014°20'12'' a nadmořská výška 332 m.

Po dopadu na zem se SLZ nacházelo v poloze na zádech. Zadní část trupu byla oddělena a visela pouze na zbytcích lan směrového řízení a kabeláže akumulátoru. Přední část trupu byla poškozena nárazem, levá polovina křídla měla poškozený závěs. Poutací pásy byly rozepnuty. Záchranný padák byl připojen k trupu. V okolí místa nehody byl volné plochy bez překážek, asi 50 m za troskami se nacházelo elektrické vedení.

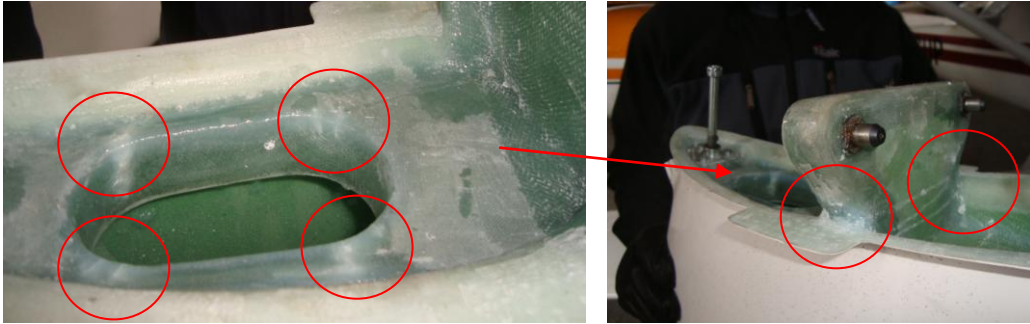


SLZ po dopadu na zem a po zásahu HZS přetočeno vzad

Na levé straně trupu vznikla trhлина orientovaná radiálně v úhlu 45-50° k ose trupu. Zbytek táhla řízení výškového kormidla, kabeláž, lana a potrubí byly vychýleny doleva. Chybějící část skořepiny o rozměrech 10 x 10 cm byla nalezena asi 200 m proti směru letu od místa dopadu SLZ. Po demontáži výškovky byla zjištěna delaminace spoje konzoly pro připojení výškovky ke kýlové ploše a delaminace vnitřní konstrukce kýlové plochy.

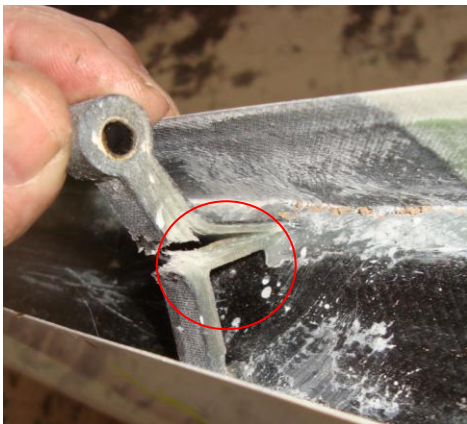


Poškození levé strany trupu



Poškození vnitřní konstrukce kýlové plochy a závěsu výškovky

Po demontáži výškovky bylo zjištěno poškození třech závěsů výškového kormidla. Páka pro připojení táhla ovládání směrového kormidla byla ohnuta cca o 15° směrem dolů.



Poškození závěsu a ovládací páky výškového kormidla

1.13 Lékařské a patologické nálezy

Oba piloti neutrpěli zranění vyžadující ošetření.

1.14 Požár

NIL

1.15 Pátrání a záchrana

Pátrání nebylo organizováno. Na místo letecké nehody se dostavila RZS, Policie ČR a jednotka HZS, které přivolali účastníci nehody telefonem.

1.15.1 Záchranný systém

SLZ bylo vybaveno záchranným systémem Galaxy 6/473 Soft B/R v.č. 3613-08-189-4345. Analýzou dat „logger“ bylo zjištěno, že k aktivaci systému došlo asi 5-7 sec. po rozlomení trupu letounu ve výšce cca 300 m nad zemí. Pouzdro vrchlíku záchranného padáku po aktivaci bylo vyvrženo mírně šikmo směrem pod padající letoun. Tato poloha

potvrzuje výpověď pilotů, že se po rozlomení trupu nacházeli „hlavou dolů“. Vypočítaná dráha nutná pro stabilizaci pádu letounu byla 120-150 m. Posledních 5-7 sec. doby pádu se letoun snášel ve stabilizované poloze vertikální rychlostí cca 6 m/s. Při aktivaci záchranného systému nedošlo k překročení rychlosti aktivace, neboť nedošlo k roztržení trhacích švů chlopní vrchlíku padáku. Lze předpokládat, že rychlost pádu SLZ v době aktivace systému a při plnění vrchlíku padáku byla snížena pod 120 km/h.

1.16. Testy a výzkum

Komisi ÚZPLN bylo zadáno provedení:

- dokončení a vyhodnocení podkladů pro průkaz flutterové odolnosti konstrukce SLZ z měření provedeného v roce 2008 pracovištěm aeroelasticity Centra leteckého a kosmického výzkumu Ústavu letadlové techniky FS-ČVUT v Praze;

- posouzení opotřebení vlečného zařízení na pracovišti mechanoskopie KÚ Policie ČR.

16.1. Vyhodnocení flutterové odolnosti konstrukce SLZ

Výsledky výpočtu „flutteru“ na základě experimentálních podkladů z pozemních frekvenčních zkoušek a podrobného hmotového rozboru originálu výškového kormidla z havarovaného SLZ ukazují na reálnou možnost samobuzeného rozkmitání ocasních ploch. Nejnižší teoretická (výpočtová) rychlost „flutteru“ při letu ve výšce 800 m MSA je dosažena při rychlosti 163 km/h EAS.

Zpráva rovněž poukázala na některé konstrukčně-technologické aspekty ruční výroby, které za určitých podmínek mohou přiblížit vznik aeroelastického jevu během letu.

Pozn.: - znění celé zprávy o výpočtu flutterové odolnosti konstrukce SLZ je uvedeno v příloze k této závěrečné zprávě.

16.2. Posouzení opotřebení vlečného zařízení

Z výsledků zkoumání vyplynulo, že na činných částech vlečného zařízení nebyly zjištěny žádné stopy způsobené jeho používáním k vlečení. Na spodní straně mechanismu směřující k zemi byly zjištěny mnohačetné vrypy, rýhy a vtisky způsobené nárazy zařízení do pevné překážky. Podle vyjádření provozovatele byly tyto vrypy způsobeny kontaktem zadní části SLZ při pohybu po zemi při přejíždění rozmezí betonové a travnaté plochy na letišti a které provozovatel vnímal jako „lehké škrtnutí“.

1.17 Informace o provozních organizacích

NIL

1.18 Doplnkové informace

Dne 23.6.2009 došlo na území USA k letecké nehodě letounu kategorie S-LSA typu UFM-13 Lambáda poznávací značky N17UA, vyr. číslo 111/13 (nehoda je v databázi NTSB registrována pod číslem CEN09LA379).



Snímek z letecké nehody UFM 13, pozn. zn. N17UA v USA

Podle následků na letoun lze nehodu v ČR a USA s největší pravděpodobností ztotožnit. Bezprostředně byla zahájena vzájemná výměna informací o obou událostech. Bylo dohodnuto, že NTSB bude očekávat výsledky výpočtu flutterové odolnosti konstrukce SLZ a závěrečnou zprávu ÚZPLN o zjištění příčin nehody v ČR.

18.1 Výrobce SLZ

Po vzniku LN proběhlo jednání u výrobce. Výsledkem bylo vydání závazného bulletinu č. UFM 13-1/2009, ve kterém byla stanovena provozní omezení a nařízena kontrola závěsů výškových kormidel. Bulletin by rozeslán i zahraničním provozovatelům. Od té doby ještě výrobce poskytl několik informací o výrobě SLZ a poté přestal komunikovat a několik výzev k navázání kontaktu bylo bez úspěchu. Bylo zjištěno, že výrobce přešel do správy konkurzního správce, pokusy o kontakt byly také neúspěšné.

1.19 Způsoby odborného zjišťování příčin

Při odborném zjišťování příčin nehody bylo postupováno v souladu s předpisem L13. V souvislosti s nehodou v USA, nebyly komisí ÚZPLN přezkoumávány postupy pro rozdílové letové zkoušky UFM 13 modifikace S-LSA. Kategorie S-LSA není v ČR provozována.

2 Rozbory

Z dostupných informací a závěrů z provedených analýz vyplynulo, že s největší pravděpodobností došlo ke vzniku aeroelastického jevu – „flutteru“ na vodorovné ocasní ploše, který způsobil ztrátu celistvosti konstrukce trupu a oddělení jeho zadní části během letu.

2.1. Vliv konstrukce SLZ na vznik flutteru

Na vznik aeroelastických jevů během letu má vliv celkové uspořádání a konstrukce letounu. Některé technologicko-konstrukční a výrobní odchylky mohou přispět k přiblížení vzniku tohoto jevu během letu i v rozsahu provozních omezení pro daný letoun, zejména tehdy není-li dostatečně průkazně doložena reálná možnost vzniku těchto jevů. Zjištění, že při výrobě kormidla došlo k nerovnoměrnému rozložení hmotnosti (stečení pryskyřice, montáž vyvažovací plošky...), které způsobilo zhoršení

statické nevyváhy výškového kormidla, přiblížilo podmínky vzniku flutteru na této části vodorovné ocasní plochy. Z hlediska konstrukce reálné tlumení samobuzeného kmitání u kompozitové konstrukce nemusí nutně mít za následek vznik kritického stavu. Na vzniku aeroelastického jevu mělo pravděpodobně vliv i uspořádání ocasních ploch do tvaru „T“, a možná interference svíslé a vodorovné plochy. Na základě dostupných výsledků z měření je velmi nepravděpodobné, že by destrukci trupu mohl vyvolat pouze jediný faktor. V rámci opatření výrobce k provedení kontrol závěsů VK byl registrován malý počet defektů těchto závěsů. Provozovateli SLZ s poškozenými závěsy nebyl popsán žádný podobný případ chvění řízení. V tomto směru výrobce vydal bulletin UFM 13-2/2009 k postupu oprav poškozených závěsů.

2.2. Vliv letových podmínek na vznik flutteru

K destrukci trupu došlo za letu, který lze na základě výpovědi pilotů a záznamů „loggeru“ vyhodnotit jako let horizontální, ustálený a z hlediska dosažené rychlosti provedený blízko horní hranice provozních omezení pro tento typ SLZ. Horní hranice provozních omezení nebyla jednoznačně stanovena. Barevně vyznačená omezení na rychloměru a údaje v letové příručce byly rozdílné. Vliv meteorologických podmínek na let nelze, vzhledem k dostupným informacím, jednoznačně posoudit. Vzhledem k ročnímu období není možné vyloučit působení stoupavých termických proudů. Výrobce v letové příručce blíže nespecifikuje uvedený termín „klidný vzduch“ od něhož jsou závislá provozní omezení z hlediska rychlosti letu.

3 Závěry

- oba piloti měli odpovídající kvalifikaci a platné osvědčení o zdravotní způsobilosti;
- meteorologické podmínky vyhovovaly provedení letu za podmínek VFR;
- nebyly překročeny provozní limity dané příručkou pro toto SLZ;
- ustanovení v letové příručce pro dané SLZ výr. číslo 108/13 neodpovídaly reálnému stavu a uspořádání SLZ;
- SLZ mělo vydané osvědčení o letové způsobilosti v rozporu se zněním Typového průkazu ULL – 021/98 včetně doplňků, vydaného LAA ČR dne 22.12.1998;
- SLZ bylo správou LAA ČR registrováno na základě nesprávného posouzení reálného stavu SLZ;
- SLZ nebylo provozováno nad limitem maximální vzletové hmotnosti;
- nebyla prokázána souvislost s nálezy delaminace kompozitových závěsů kormidel VK;
- nebyla prokázána souvislost s nálezy zjištěnými na spodní části vlečného zařízení a jeho kontaktu s terénními nerovnostmi;
- místo vzletu nemělo vliv na vznik nehody.

3.1 Příčina nehody

Pravděpodobnou příčinou nehody byl vznik aeroelastického jevu „flutteru“ na vodorovné ocasní ploše, který vyvolal nepříznivou odezvu do konstrukce trupu, vedoucí k destrukci zadní části trupu SLZ. Ke vzniku „flutteru“ došlo v rozsahu provozních omezení SLZ.

4 Bezpečnostní doporučení

a/ Výrobce SLZ typu UFM 13 Lambáda, modifikace UFM 13/15 ve spolupráci s odborným dozorem a hlavním technikem LAA ČR navrhne technické řešení pro kategorii ULLa a S-LSA, které zvýší odolnost konstrukce SLZ proti vzniku aeroelastického jevu v rozsahu výpočtových a provozních omezení. Toto řešení doporučuji ověřit na vybraném odborném pracovišti. Po vyhodnocení dat stanovit nová provozní omezení SLZ.

Pozn. - pokud toho řešení nebude schopen navrhnout výrobce, technické řešení navrhne odborný dozor ve spolupráci s hlavním technikem LAA ČR.

b/ Navržené a ověřené technické řešení realizovat u všech vyrobených kusů SLZ typu UFM 13. Do doby provedení technické úpravy ponechat provozní omezení ve smyslu vydaného závazného bulletinu UFM 13-1/2009;

c/ Výrobci SLZ doporučuji zavést přiměřená opatření k zajištění kvality výroby SLZ;

d/ Správou LAA ČR přijmout přiměřená opatření v systému registrace SLZ;

e/ Znění této závěrečné zprávy poskytnout leteckému úřadu USA k přehodnocení průkazu letové způsobilosti těchto letadel v kategorii S-LSA.

Přílohy

Poř.č.	Název přílohy	Počet listů
1.	Technická zpráva – Odborné zjišťování příčin možnosti poškození ocasní části letounu OK-NUA 09 „UFM-13 Lambáda“ výskytem flutteru.	53



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

Centrum leteckého a kosmického výzkumu

ODBORNÉ ZJIŠŤOVÁNÍ PŘÍČIN MOŽNOSTI POŠKOZENÍ OCASNÍ ČÁSTI LETOUNU OK-NUA 09 "UFM-13 LAMBADA" VÝSKYTEM FLUTTERU

Technická zpráva

Datum vydání: 30. 8. 2009
Počet stran: 51
Počet příloh: 2

Číslo zprávy: TZP/CLKV/13/09
Stupeň utajení: -

Obsah

Obsah	1
Úvod	2
Použitá symbolika	3
1. Frekvenční zkoušky	4
2. Geometrické a hmotnostní podklady	12
3. Výpočty flutterových charakteristik	20
Závěr	23
Literatura	25
Příloha I- Diagramy tlumení a frekvence	26
Příloha II- Experimentální zjištění vybraných hmotnostních charakteristik výškového kormidla	33
Anglická anotace	49

Úvod

V souvislosti s odborným zjišťováním příčin letecké nehody ze dne 21. 3. 2009 letounu UFM-13 Lambada imatrikulační značky OK-NUA 09, při které došlo za letu k náhlému oddělení zadní části trupu s ojedinělými plochami, bylo pracoviště aeroelasticity Centra leteckého a kosmického výzkumu Ústavu letadlové techniky FS-ČVUT v Praze požádáno Ústavem pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod (dále ÚZPLN) o posouzení možnosti vzniku flutteru ojedinělých ploch.

Pro aeroelastické šetření byla použita standardní metodika používaná pracovištěm pro hodnocení flutterové odolnosti malých sportovních letounů. Metodika spočívá v provedení pozemních frekvenčních zkoušek pro experimentální stanovení vlastních způsobů kmitání konstrukce (vlastních tvarů a frekvencí) a hmotové analýze aerodynamických ploch a kormidel. Frekvenční charakteristiky společně s rozložením hmotových charakteristik podél aerodynamických ploch a kormidel tvoří podklady pro návazné výpočty závislosti aerodynamických tlumení a frekvencí jednotlivých módů kmitání v závislosti na rychlosti letu. Nestacionární aerodynamický model v těchto výpočtech používá dvourozměrné analytické schéma Theodorsenova tenkého kmitajícího profilu s klapkou. Kritické rychlosti flutteru jsou hodnoceny z těchto průběhů tlumení dle metodiky FAR 23 626.

Vzhledem k tomu, že se za účelem budoucích flutterových průkazů realizovaly v roce 2008 pozemní frekvenční zkoušky letounu Lambada s 15m křídlem navrženým pro kategorii LSA (dále označovaná jako USM-15), byly tyto frekvenční charakteristiky použity i pro flutterové analýzy ojedinělých ploch šetřeného letounu UFM-13. To umožnila stejná konstrukce trupu a ojedinělých ploch obou variant včetně zabudovaných vlekačích zařízení. Zkoušky provedené s minimální a maximální hmotností současně prokázaly prakticky nezávislost frekvenčních charakteristik ojedinělých ploch na změně hmotnosti letounu v oblasti jeho těžiště, což potvrdilo opodstatněnost převzetí výsledků frekvenčních zkoušek ojedinělých ploch z letounu s modifikovaným 15m křídlem LSA.

Hmotnostní charakteristiky byly zpracovány na základě výkresové dokumentace a technologických postupů poskytnutých výrobcem.

Z rozboru stavu havarované konstrukce v místě závěsů kormidla výškového se ukázala reálná možnost flutteru vázaná na výškové kormidlo. Proto, pro co nejdříve získání hmotových charakteristik do výpočtového modelu flutteru, bylo u výškového kormidla provedeno podrobné laboratorní vyšetření hmotnostních charakteristik originálního kusu z havarovaného letounu.

Zpráva v jednotlivých kapitolách podává stručný přehled o metodice pozemních frekvenčních zkoušek, jejich výsledcích, vyhodnocených hmotnostních charakteristikách s detailnějším rozбором laboratorního šetření hmotnostních parametrů originálu výškového kormidla. Dále jsou prezentovány výsledky výpočtů flutteru ve formě klasických diagramů tlumení a frekvencí v závislosti na rychlosti, jejich zhodnocení a vyjádření k možnosti a podmínkám vzniku flutteru.

V Praze dne 30. 8. 2009

Použitá symbolika

d	[1]	záporný logaritmický dekrement útlumu (záporný přirozený logaritmus poměru dvou následných amplitud kmitu)
f	[Hz]	frekvence
h	[m]	výška letu dle MSA
m	[kg]	hmotnost letounu
m(x), m(x), m(z)	[kg/m]	měrná délková hmotnost
$x_{Tbez}(y,z)$	[1]	bezrozměrná poloha těžišť řezů od náběžné hrany
x	[m]	délkový rozměr ve směru trupu
y	[m]	délkový rozměr ve směru rozpětí VOP
z	[m]	délkový rozměr ve směru rozpětí SOP
$J_T(y), J_T(z)$	[kgm ² /m]	měrný moment setrvačnosti k těžišti řezu
$J_{oo}(y), J_{oo}(z)$	[kgm ² /m]	měrný moment setrvačnosti k ose otáčení
$S_{NH}(y), S_{NH}(z)$	[kgm/m]	měrný statický moment k náběžné hraně
$S_{oo}(y), S_{oo}(z)$	[kgm/m]	měrný statický moment k ose otáčení kormidla
V	[km/h]	rychlost letu
V_D	[km/h]	návrhová konstrukční rychlost
V_{krit}	[km/h]	nejnižší přípustná rychlost do které se nesmí vyskytnout nepřípustné samobuzené kmitání
V_{FL}	[km/h]	rychlost flutteru = nejnižší rychlost, při které dochází k nepřípustnému samobuzenému kmitání dle metodiky FAR
γ	[1]	konstrukční tlumení
ρ	[kg/m ³]	hustota vzduchu
Φ	[m]	amplituda ohybové složky vlastního tvaru
Φ_x	[m]	amplituda předo-zadní ohybové složky vlastního tvaru
Θ	[rad]	amplituda torze vlastního tvaru

Indexy a zkratky

EAS	ekvivalentní rychlost
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
MTOW	maximální vzletová hmotnost
OP	ocasní plocha
SK	směrové kormidlo
SOP	svislá ocasní plocha
TAS	skutečná rychlost
VF	vlastní frekvence
VK	výškové kormidlo
VOP	vodorovná ocasní plocha
VT	vlastní tvary
VZK	vlastní způsob kmitání
tr	trup

1. Frekvenční zkoušky

V období od 4.8. do 8.8. 2008 byly provedeny pozemní frekvenční zkoušky letounu USM-15 Lambada v prostorách výrobního podniku Urban Air s.r.o v Ústí nad Orlicí. Účelem těchto měření bylo získání frekvenčních podkladů pro návazné průkazy flutterové odolnosti konstrukce. Vzhledem ke shodné části trupu a ocasních ploch lze výsledky těchto frekvenčních zkoušek přímo využít pro flutterovou analýzu ocasních ploch letounu UFM-13 Lambada dle zadání ÚZPLN.

Hmotnostní konfigurace

Frekvenční měření se prováděla ve dvou krajních hmotnostních variantách. V "lehké" variantě se napodoboval stav jednočlenné posádky a letounu bez zásoby paliva. Do kokpitu letounu se vložilo závaží o hmotnosti 65kg, tj. lehčího pilota. "Těžká" varianta odpovídá maximální vzletové hmotnosti letounu (plná palivová nádrž, kompletní posádka). Letoun byl dovážen na celkovou hmotnost 599,9kg pro průkaz v kategorii LSA (MTOW 600kg).

Hmoty v kabině byly rozmístěny tak, aby simulovaly polohu pilota/-tů při letu. Vždy před samotným měřením byla hmotnost letounu kontrolována třemi elektronickými váhami.

1) Lehká varianta:

Prázdný letoun	322,6 kg
<u>Pilot</u>	65 kg
Celkem	387,6 kg

2) Těžká varianta:

Prázdný letoun	322,6 kg
Palivo	75 kg
<u>Posádka</u>	202,3 kg
Celkem	599,9 kg

Na základě rozborů naměřených vlastních frekvencí (viz odstavec "Výsledky") byly pro vyšetřování flutteru ocasních ploch použity frekvenční charakteristiky lehčí, tj. varianty 388kg.

Popis zkoušky

Zkouška vychází ze standardních postupů experimentální modální analýzy letecké konstrukce buzené harmonickou silou s postupně proměnnou budicí frekvencí. Budiče jsou umístěny na vhodných místech pro vybudění jednotlivých vlastních způsobů kmitání (VZK). Odezvy konstrukce jsou snímány akcelerometry v bodech navržené sítě – viz Obr. 1.1.



Obr. 1.1 – Rozmístění měřících bodů na VOP

Data ze snímačů sil v místě kontaktu budiče s konstrukcí a z akcelerometrických snímačů se zpracovávají rychlou Fourierovou transformací (FFT), která slouží k převodu signálu z časové do frekvenční oblasti pro identifikaci vlastních frekvencí.

Použitý výpočtový model flutteru [4] vyžaduje frekvenční charakteristiky základní konstrukce s pevnými kormidly (fixovaná kormidla k aerodynamické ploše) a samostatné frekvenční charakteristiky kormidel při pevné (fixované) konstrukci. Z těchto důvodů se VZK základní konstrukce zjišťují ve stavu, v němž se letoun pohybuje ve vzduchu (pohybová volnost v prostoru, stejná rozložení hmotností). Letoun je proto zavěšen na odpružený rám s vlastní frekvencí nižší než 6 Hz – viz Obr. 2.2. Při měření frekvenčních charakteristik kormidel je naopak letoun spuštěn na zem a pevné nosné plochy, k nimž jsou příslušná kormidla uchycena jsou zafixovány. Tím je zajištěna izolovanost kormidel vůči základní konstrukci letounu.



Obr. 2.2 – Zavěšení letounu do pružného závěsu

Pro vyhodnocení účinku pilota na frekvenční charakteristiky kormidla (kontakt pilota s řídicí pákou či pedály) je efekt "držení" řídicí páky simulován 1kg závažím na její rukojeti. Tyto frekvenční charakteristiky tzv. "pevného řízení" jsou doplněny charakteristikami tzv. "volného řízení", které odpovídá opaku, tj. bezkontaktnímu stavu řízení (řídicí páky bez závaží).

Buzení konstrukce se provádí jednak symetricky (budiče symetricky rozmístěné vůči rovině symetrie letounu a budí ve fázi), jednak antisymetricky (budiče v téže poloze, avšak na jedné straně roviny symetrie budí v protifázi vůči budičům na opačné straně roviny symetrie).

Detailnější rozbor a metodika zkoušky jsou uvedeny v [7] a [8].

Metodický postup

a) Rozvržení sítě měřících bodů po povrchu letounu

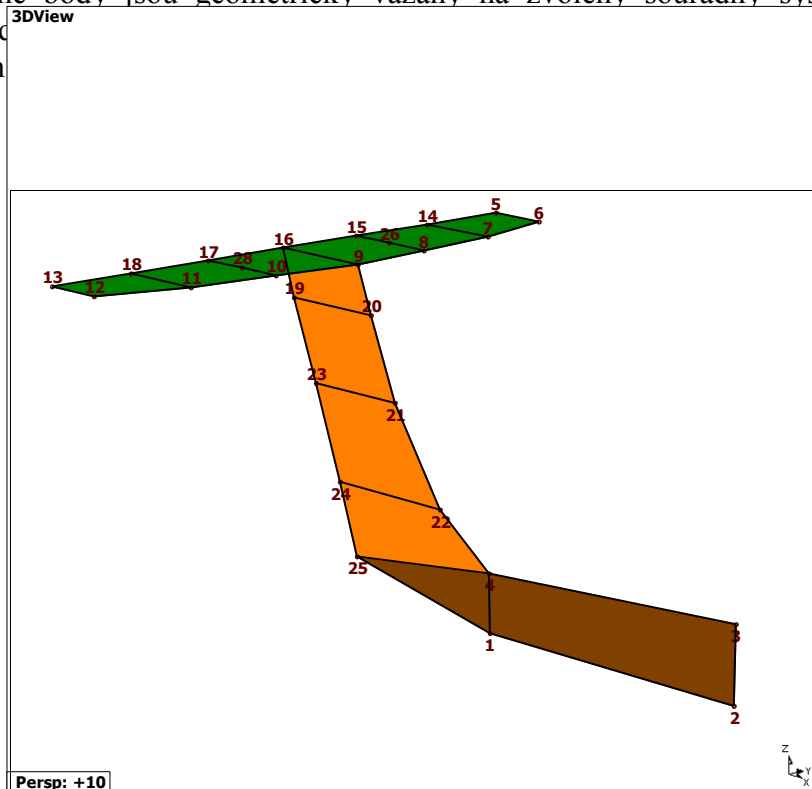
Body pro umístění akcelerometrických snímačů se navrhnou v optimální hustotě podél rozpětí pevných aerodynamických ploch a kormidel, zejména s ohledem na vyhodnocení průběhů vlastních tvarů.

Aby bylo možné určit translační a rotační složky vlastních tvarů příčných řezů, dávají se měřicí body po hloubce (podél tělivy) aerodynamických ploch do blízkosti náběžné a odtokové hrany.

V místě kormidel se přidává další měřicí bod mezi náběžnou hranu pevné aerodynamické plochy a odtokovou hranu kormidla. Bod se umísťuje na pevnou plochu před osu otáčení kormidel. Tři měřicí body na tělivě umožní určit rotační složky vlastních tvarů kormidel plochy s fixovaným kormidlem i rotační složku kormidla k ose otáčení vůči ploše – viz Obr. 1.1 pro VOP.

b) Vytvoření prostorového modelu se sítí měřicích míst

Na základě rozvržené sítě se generuje prostorový model bodů se snímači a budicími body. Číslované body jsou geometricky vázány na zvolený souřadný systém. Zavedený prostorový model je vizualizován v postprocesingovém prostředí a animací vlastních tvarů



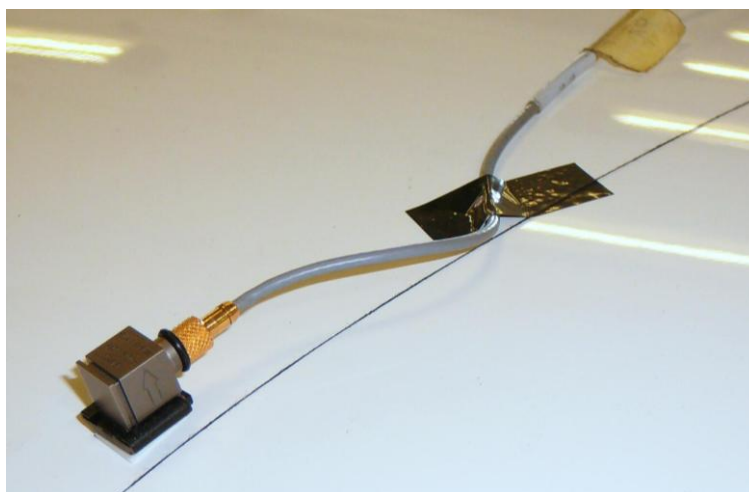
Obr. 3.1 – Prostorový síťový model měřicích bodů OP bez koormidel

c) Zavěšení letounu na rám s nízkou vlastní frekvencí

Dle nejnižší vlastní frekvence základní konstrukce letounu je zavěšen letoun na rám přes pružiny s odpovídající tuhostí (resp. vlastní frekvencí) – viz výše odst. Popis zkoušky, Obr. 2.1:

d) Upevnění akcelerometrů na měřicí místa sítě

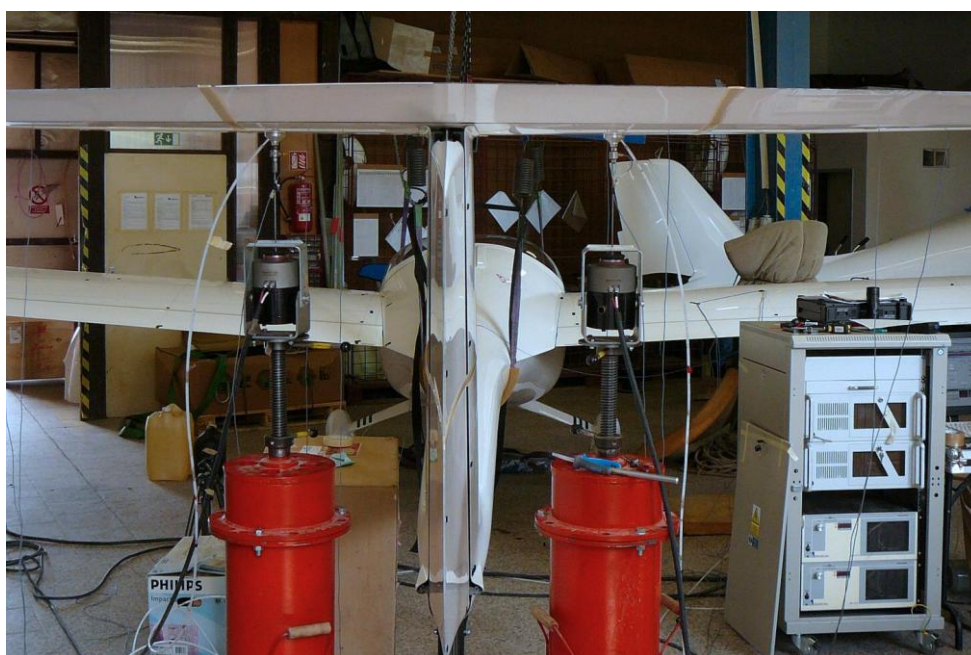
Akcelerometry se uchycují do umělohmotných kleštin, které se přilepí oboustrannou lepící pěnovou hmotou k povrchu konstrukce - viz Obr. 4.1.



Obr. 4.1 – Uchytení jednoosého akcelerometru

e) Umístění budičů a připevnění k letounu

Do elektrodynamického budiče je zašroubována pružná tyčka. Druhý konec tyčky je opatřen snímačem síly a vakuově přichycen ke konstrukci letounu, jak ukazuje Obr. 5.1. Tyčinka zaručuje, že vyvozuující síla na konstrukci je normálová k povrchu konstrukce.



Obr. 5.1 – Elektrodynamické budiče s přísavkovým upevněním ke konstrukci

f) Buzení nosné konstrukce s aretací kormidel v obou hmotnostních variantách

Řízení kormidel bylo při zkoušce aretováno pomocí řetězů a rozpěrek v kabině. Na ocasních plochách se budiče ustavily poloviční hloubky stabilizátoru v řezu 350 mm od osy symetrie kluzáku – Obr. 5.1.

Buzení bylo provedeno funkcí "sweep-sine" v rozsahu (0,5–100)Hz. Během symetrického buzení byly funkce ve společné fázi a pro nesymetrické buzení s polovičním posunutím fází. Frekvenční rozlišení bylo nastaveno na krok 0,125 Hz. Pro přesnější výsledky se budící cyklus opakoval ve stanoveném frekvenčním rozsahu s deseti průměrováními. Tato operace významně prodlužuje dobu měření. Pro částečné urychlení se stanovuje 2/3 překrytí budících cyklů.

Hodnoty budičích signálů ze snímačů síly na budičích a signálů ze snímačů zrychlení jsou zpracovávány a vyhodnocovány v reálném čase rychlou Fourierovou analýzou analyzátozem Pulze BRÜEL&KJAER s programovým vybavením PULSE LabShop.

Vzhledem k omezenému počtu snímačů je frekvenční zkouška nosné konstrukce rozložena do několika návazných etap s postupným přemísťováním bloku snímačů.

g) Buzení řídicích ploch na nezavěšeném letounu a fixovanou nosnou konstrukcí

Výškové kormidlo bylo měřeno dvěma způsoby. Nejprve se celá řídicí soustava ponechala volná, letoun byl spuštěn na zem a horizontální stabilizátor byl fixován – tzv. "volné řízení". V druhém případě se simulovalo částečné tlumení od pilota držícího řídicí páku přidáním 1kg závaží na rukojeť při téže konfiguraci letounu – tzv. "pevné řízení". Směrové kormidlo bylo měřeno pouze jako volné. Kýlová plocha SOP při buzení směrového kormidla nebyla fixována, neboť se uvažovalo malé ovlivnění VZK směrového kormidla deformacemi kýlové plochy v místech zavěšení kormidla.

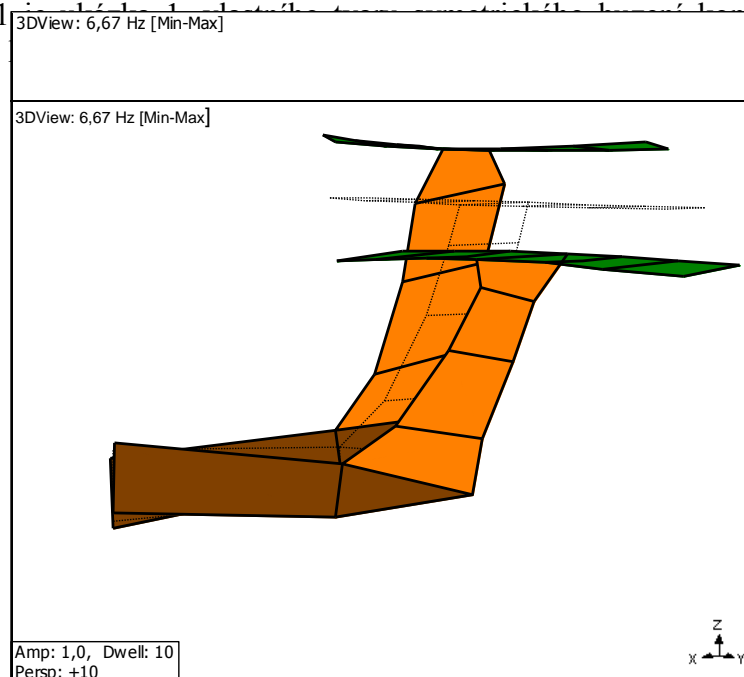
Pro výškové kormidlo byly použity dva budiče, buzení bylo pouze symetrické. Směrové kormidlo bylo buzeno jedním budičem. Budič byl vždy uchycen k odtokové hraně kormidla. Poloha výškového kormidla byla 526mm od středové osy letounu.

Metodicky probíhá buzení stejně jako buzení nosné plochy ("sweep-sine" funkce, opakování). Rovněž vyhodnocení a zpracování signálů rychlou Fourierovou analýzou analyzátozem Pulze BRÜEL&KJAER s programovým vybavením PULSE LabShop je analogické.

h) Vyhodnocení rezonančních stavů – vlastní frekvence a vlastní tvary

Vyhodnocená data byla exportována do programu ME'Scope, který umožní vyhodnotit vlastní frekvence podle vhodných kritérií a příslušné deformační tvary v bodech sítě modelu vytvořeného v bodu "b" pro libovolnou (tím i vyhodnocenou vlastní) budičí frekvenci ze škály generovaných frekvencí funkcí "sweep-sine".

Na Obr. 6.1 je zobrazen vlastní tvar nosné konstrukce ocasních ploch s fixovanými



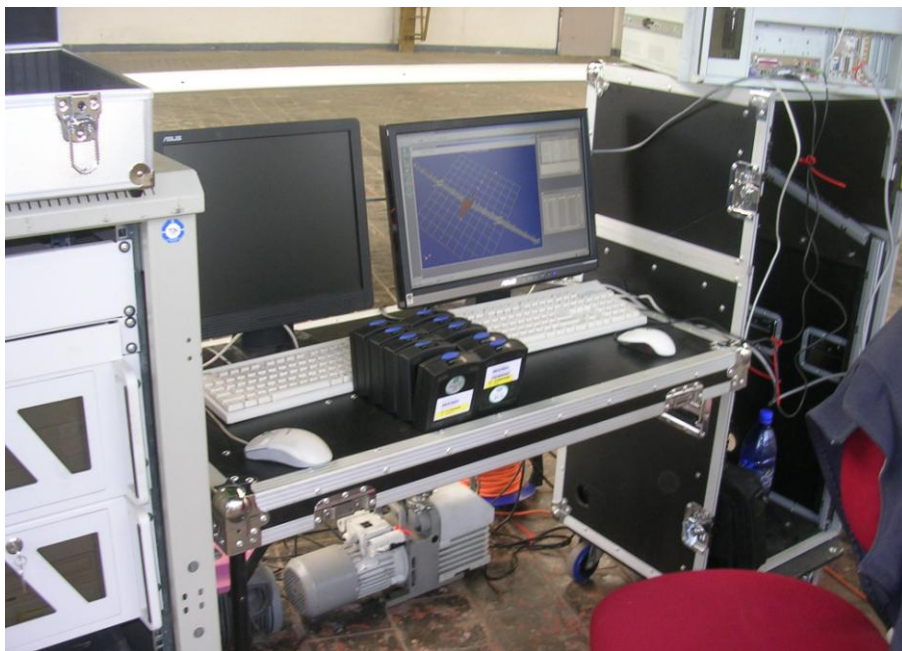
Obr. 6.1 – 1. vlastní tvar OP symetrického buzení při frekvenci 6,7Hz

Použité zařízení a vybavení

Frekvenční zkoušky byly zrealizovány pomocí zkušebního zařízení pro modální analýzu TL-5412_CDD s post-procesingovým programem ME'ScopeVES – viz Obr. 7.1.

Při zkouškách bylo použito následující přístrojové vybavení:

- modální analyzátor TL-5412_CDD;
- dva elektrodynamické budiče;
- dva piezoelektrické snímače síly;
- osm piezoelektrických snímačů zrychlení;
- dynamický analyzátor Pulze BRÜEL&KJAER.



Obr. 7.1 – Měřicí ústředna TL-5412_CDD s příslušenstvím

Výsledky

Vlastní frekvence

V tabulkách Tab. 1.1 a Tab. 1.2 jsou pro obě hmotnostní konfigurace uvedeny vyhodnocené vlastní frekvence symetrických a nesymetrických módů konstrukce s fixovanými kormidly. Porovnání těchto hodnot potvrzuje předpoklad, že celková hmotnost ovlivňuje frekvenční charakteristiky ocasních ploch minimálně (nepárově vyhodnoceny jen dvě frekvence: 9,4Hz lehké varianty a 33,5Hz těžké varianty u symetrických případů). Proto jsou pro aeroelastické výpočty použity pouze frekvenční charakteristiky jedné, a to lehké hmotnostní konfigurace.

Vlastní frekvence prvních tvarů izolovaného výškového a směrového kormidla s pevným a volným řízením jsou obsaženy v Tab. 1.3 a Tab. 1.4.

Vlastní tvary	Lehká varianta – 388kg	
	Symetrické buzení [Hz]	Nesymetrické buzení [Hz]
1. Tvar	6,69	4,94
2. Tvar	8,13	8,56
3. Tvar	9,44	10,31
4. Tvar	22,44	15,56
5. Tvar	27,88	21,19
6. Tvar	60,13	33,69
7. Tvar	-	55,81

Tab. 1.1 – Vlastní frekvence OP - hmotnost 388kg

Vlastní tvary	Těžká varianta – 600kg	
	Symetrické buzení [Hz]	Nesymetrické buzení [Hz]
1. Tvar	6,75	4,88
2. Tvar	8,87	8,00
3. Tvar	20,70	10,00
4. Tvar	27,88	16,00
5. Tvar	33,5	21,13
6. Tvar	58,00	33,60
7. Tvar		56,69

Tab. 1.2 – Vlastní frekvence OP - hmotnost 600kg

Vlastní tvary	Symetrické buzení	
	Vlastní frekvence [Hz] (volné řízení)	Vlastní frekvence [Hz] (1kg na páce)
1. Tvar	5,25	3,5
2. Tvar	13,125	13,125
3. Tvar	20,875	16,8

Tab. 1.3 – Vlastní frekvence výškového kormidla

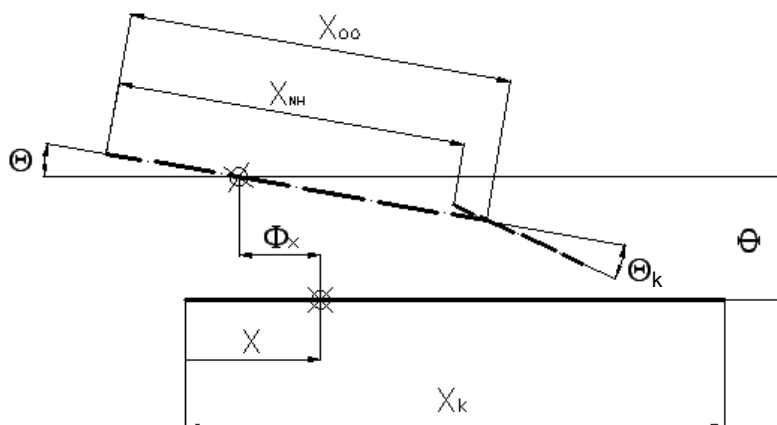
Vlastní tvary	Vlastní frekvence [Hz] (volné řízení)
1. Tvar	52,8125
2. Tvar	74,375

Tab. 1.4 – Vlastní frekvence směrového kormidla

Vlastní tvary

Z vyhodnocených amplitud vlastních tvarů v bodech sítě akcelerometrických snímačů byly stanoveny potřebné složky vlastních tvarů ve formě vyžadované výpočtovým modelem flutterových charakteristik – viz [4]. Tyto složky představují u pevné plochy konstrukce ohybový posuv těživ profilů podél rozpětí plochy, a to ve dvou rovinách a rotace těchto těživ. U kormidel pak relativní rotační výchylku těživ kormidla k ose otáčení kormidla, jak ukazuje schéma na Obr. 6.1:

- ohybová složka ve vztahné ose Φ
- předozadní ohybová složka Φ_x
- torzní složka Θ
- torzní složka kormidla Θ_k .



Obr. 6.1 – Složky vlastních tvarů nosné plochy s kormidlem

Průběhy složkových amplitud příslušných vlastních tvarů konstrukce i kormidel z Tab. 1.1 – Tab. 1. 5 nejsou ve zprávě z rozsahových důvodů prezentovány.

2. Geometrické a hmotnostní podklady

V kapitole je uvedena geometrie ocasních ploch a grafy vyhodnocených rozložení měrných délkových hmotností, statických momentů a momentů setrvačnosti po rozpětí v rozsahu potřebném pro program výpočtu flutterových charakteristik.

Hmotnostní charakteristiky byly zpracovány na základě výkresové dokumentace a technologických postupů poskytnutých výrobcem.

U výškového kormidla charakteristiky (vyjma rozložení momentů setrvačnosti) odpovídají laboratorním měřením skutečného kormidla z havarovaného letounu - viz PŘÍLOHA II.

Geometrické charakteristiky

Základní geometrie ocasních ploch je patrná z náčrtů na Obr. 2.1 a Obr. 2.2 a následně uvedeného přehledu základních geometrických údajů pevných ploch a kormidel.

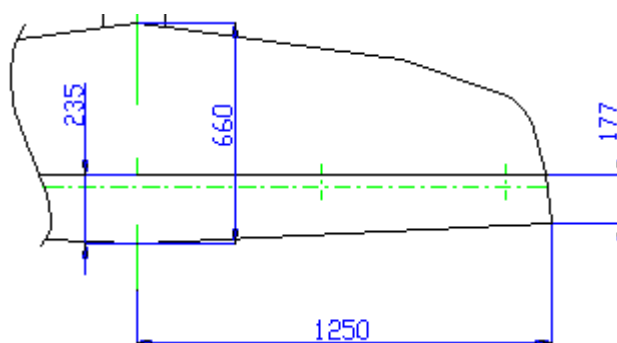
Přehled základních geometrických parametrů ocasních plocha kormidel

Vodorovné ocasní plochy:

poloha kořenové tětiny od roviny symetrie:	0 m
poloha koncové tětiny od roviny symetrie:	1,25 m
hloubka kořenového profilu:	0,66 m
hloubka koncového profilu:	0 m

Výškové kormidlo:

poloha kořenové tětiny od roviny symetrie:	0 m
poloha koncové tětiny od roviny symetrie:	1,25 m
hloubka kořenového profilu:	0,235 m
hloubka koncového profilu:	0,177 m
poloha osy otáčení od NH kormidla:	0,040 m



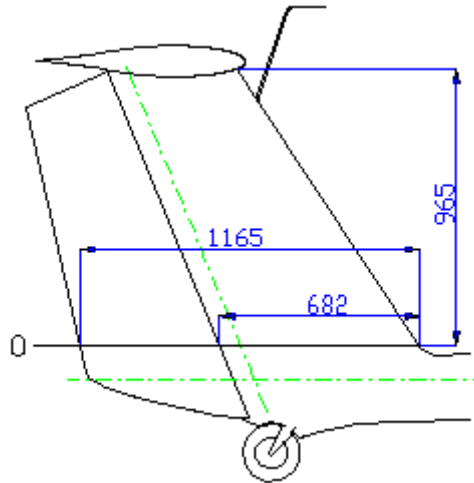
Obr. 2.1 – Geometrie stabilizátoru VOP a výškového kormidla

Svislá ocasní plocha:

poloha kořenové tětiny od koncové tětiny:	0,97 m
hloubka kořenového profilu:	0,68 m
hloubka koncového profilu:	0,45 m

Směrové kormidlo:

poloha kořenové tětiny od koncové tětiny:	0,92 m
hloubka kořenového profilu:	0,55 m
hloubka koncového profilu:	0,10 m
poloha osy otáčení od NH kormidla:	0,070 m



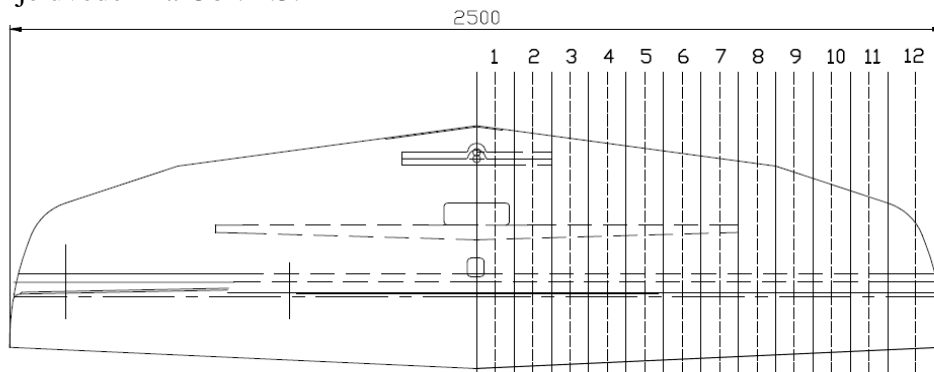
Obr. 2.2 - Geometrie kýlové plochy a směrového kormidla

Hmotnostní charakteristiky

Hmotnostní charakteristiky představují průběhy délkových měrných veličin podél rozpětí (měrná délková hmotnost, měrný statický moment, měrný moment setrvačnosti). Délková měrná hodnota v dané poloze (řezu) podél rozpětí odpovídá hodnotě prizmatického nosníku o délce 1m s geometrií a materiálovou strukturou příslušející tomuto řezu (konstantní podél celého 1m dlouhého prizmatického nosníku).

Prakticky je měrná délková hodnota získávána rozdělením konstrukce na úseky podél rozpětí, u kterých se geometrie a konstrukční struktura mění jen pozvolně, případně je konstantní. U jednotlivých úseků se stanoví jejich hmotnosti a hmotnostní momenty. Následným podělením délkou úseků se získají délkové měrné hmotnostní charakteristiky, které se přiřadí řezům ve středu těchto úseků.

Uvedená inženýrská metodika byla použita i pro níže prezentované hmotnostní charakteristiky letounu Lambada. Příklad dělení horizontálního stabilizátoru s výškovým kormidlem je uveden na Obr. 2.3.

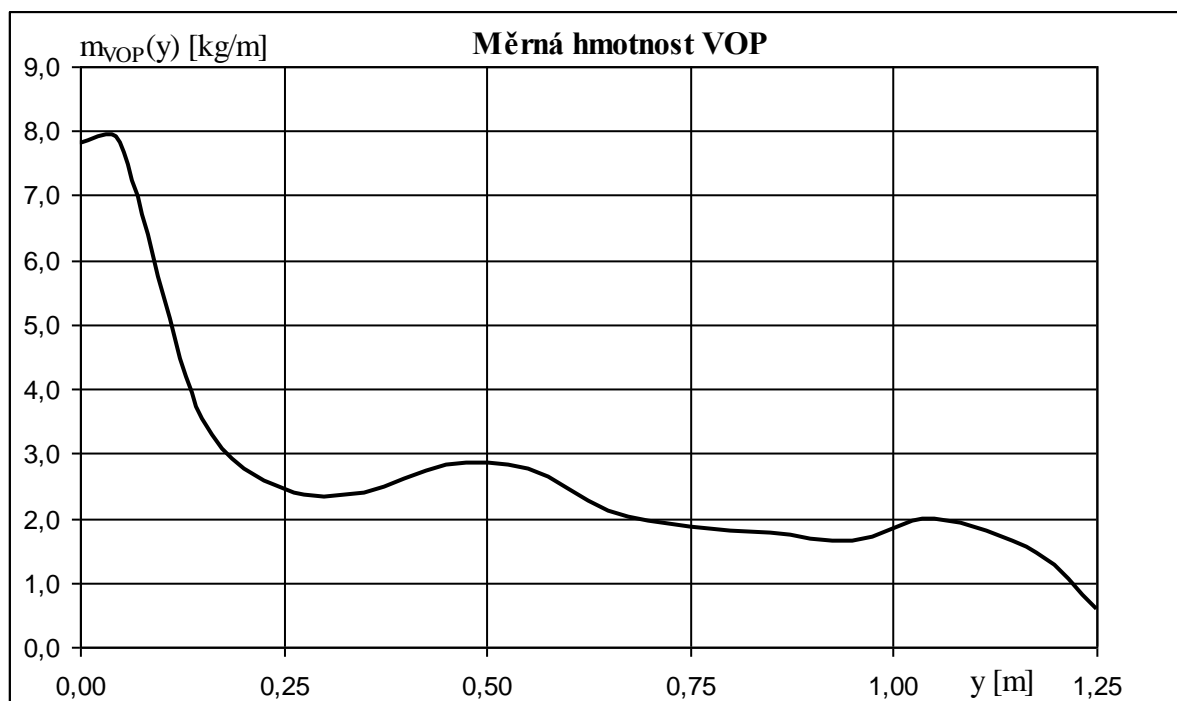


Obr. 2.3 – Schéma řezů pro výpočet délkových měrných charakteristik stabilizátoru a výškového kormidla

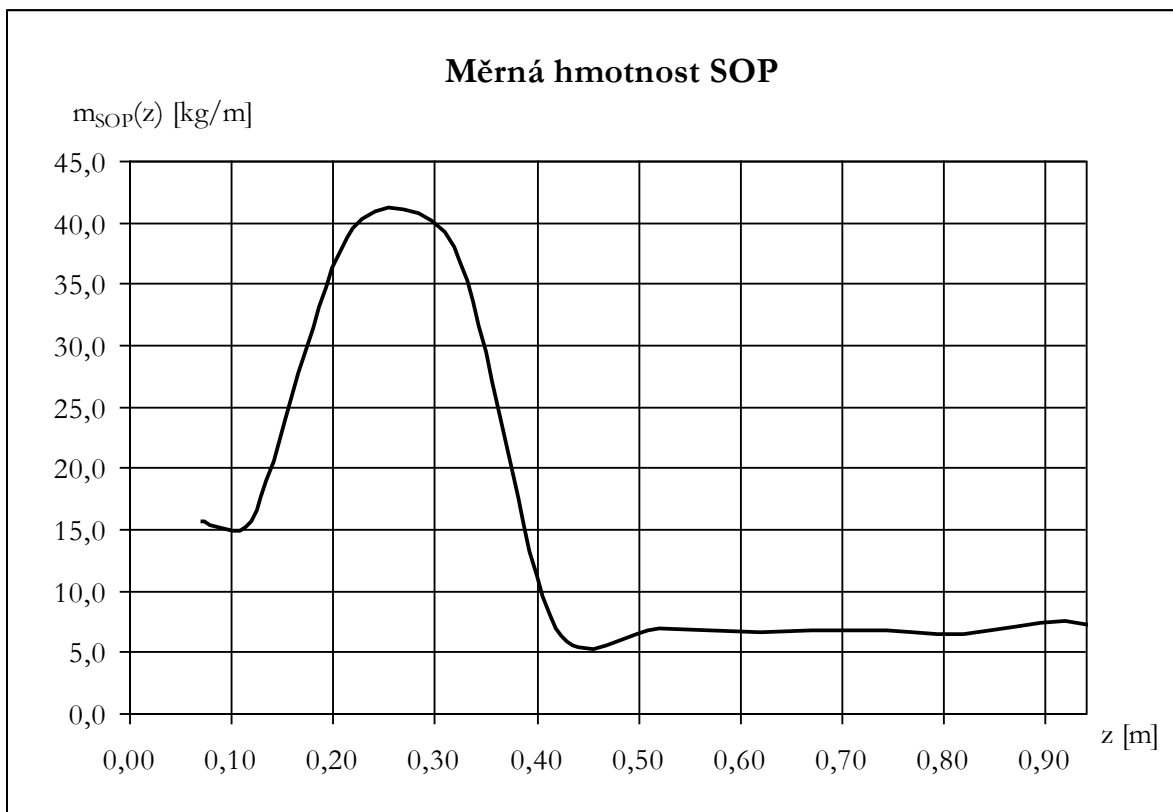
Průběhy specifických délkových hmotnostních parametrů konstrukce VOP a SOP obsahující kormidla, u trupu pouze požadována měrná délková hmotnost, jsou vyneseny v grafech na obrázcích Obr. 2.4 – Obr. 2.10. Parametry výškového a směrového kormidla pak na obrázcích Obr. 2.11 – Obr. 2.14 (u kormidel se nevyžaduje měrná hmotnost).



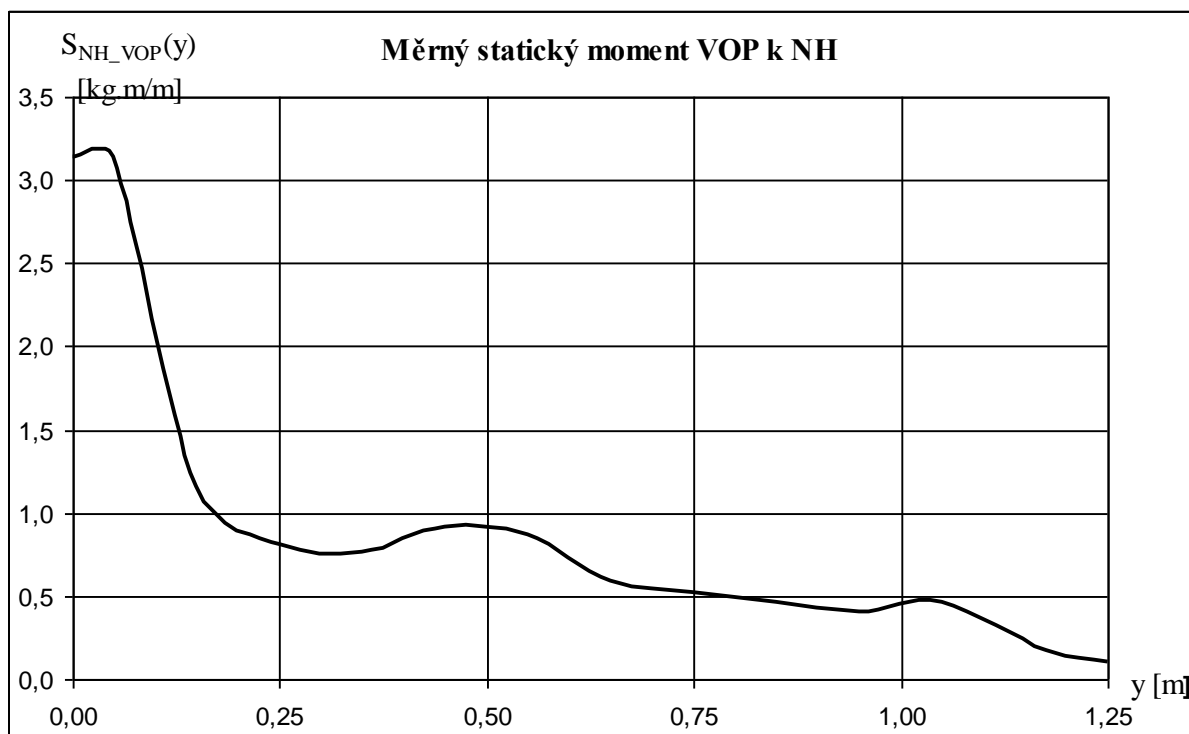
Obr. 2.4 – Měrná hmotnost zadní části trupu



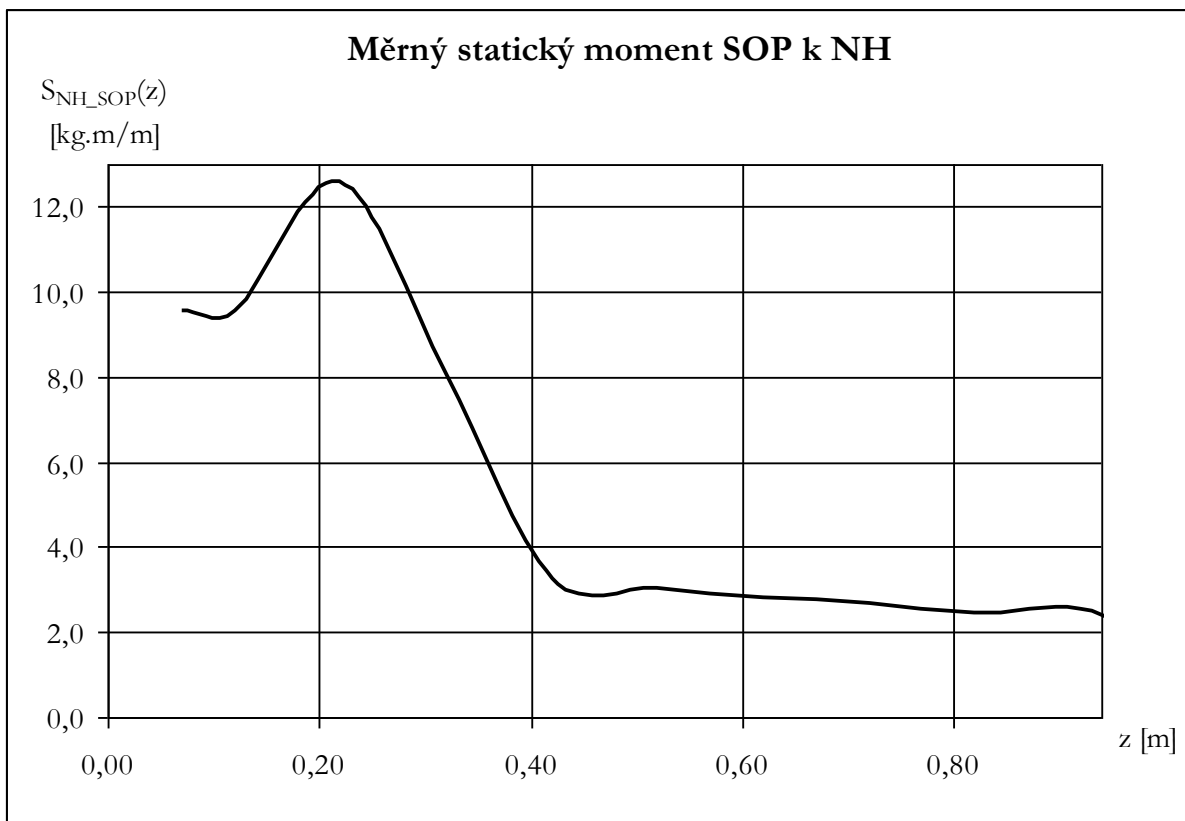
Obr. 2.5 – Měrná hmotnost vodorovných ocasních ploch



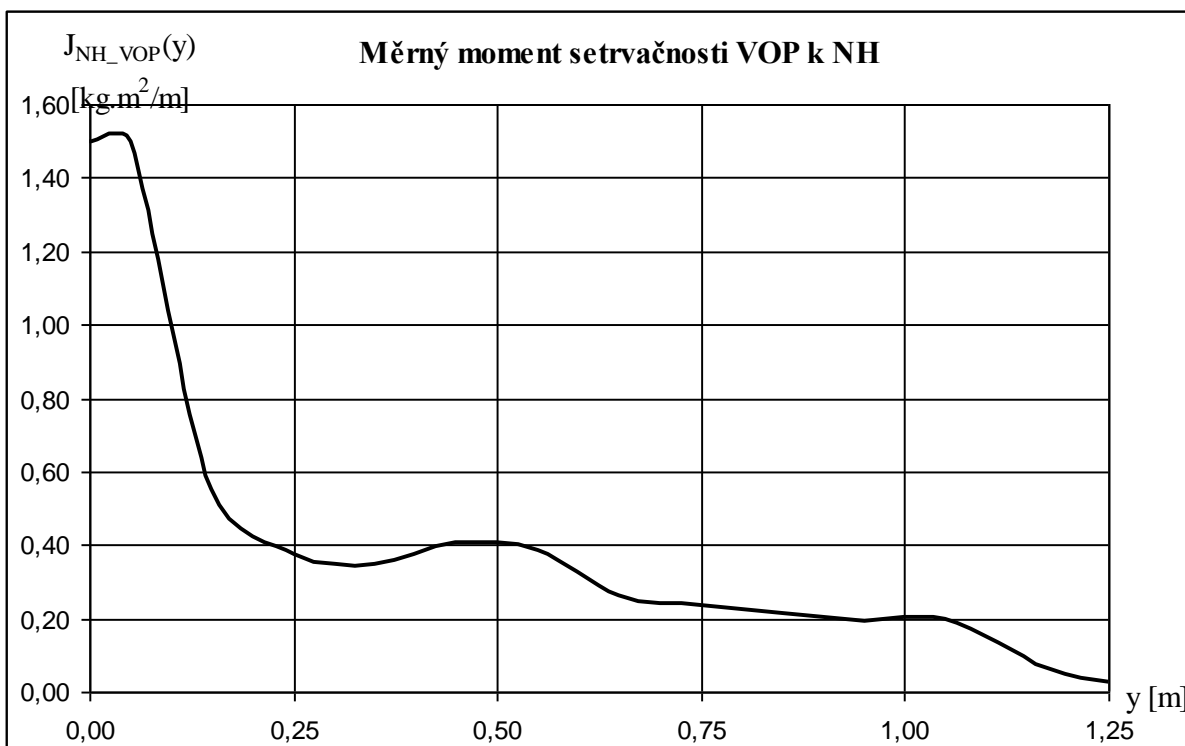
Obr. 2.6 – Měrná hmotnost svislých ocasních ploch



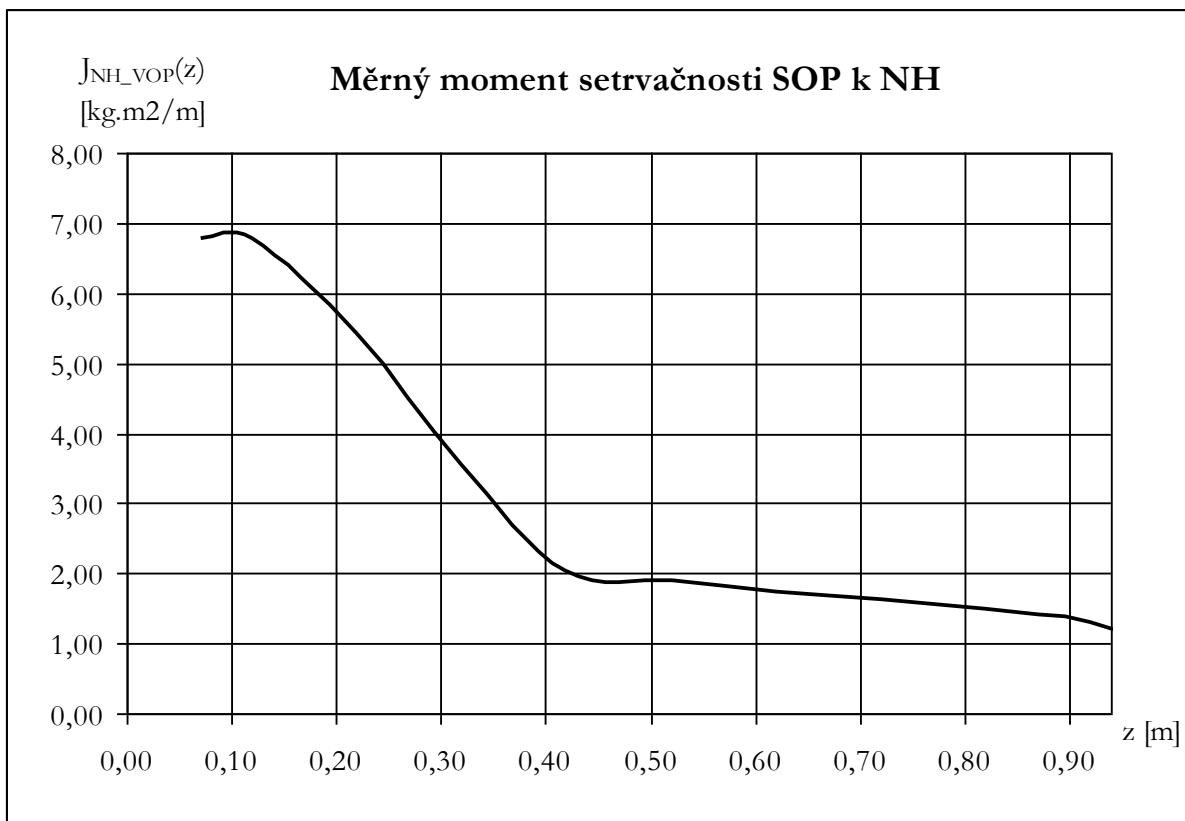
Obr. 2.7 – Měrný statický moment vodorovných ocasních ploch k náběžné hraně



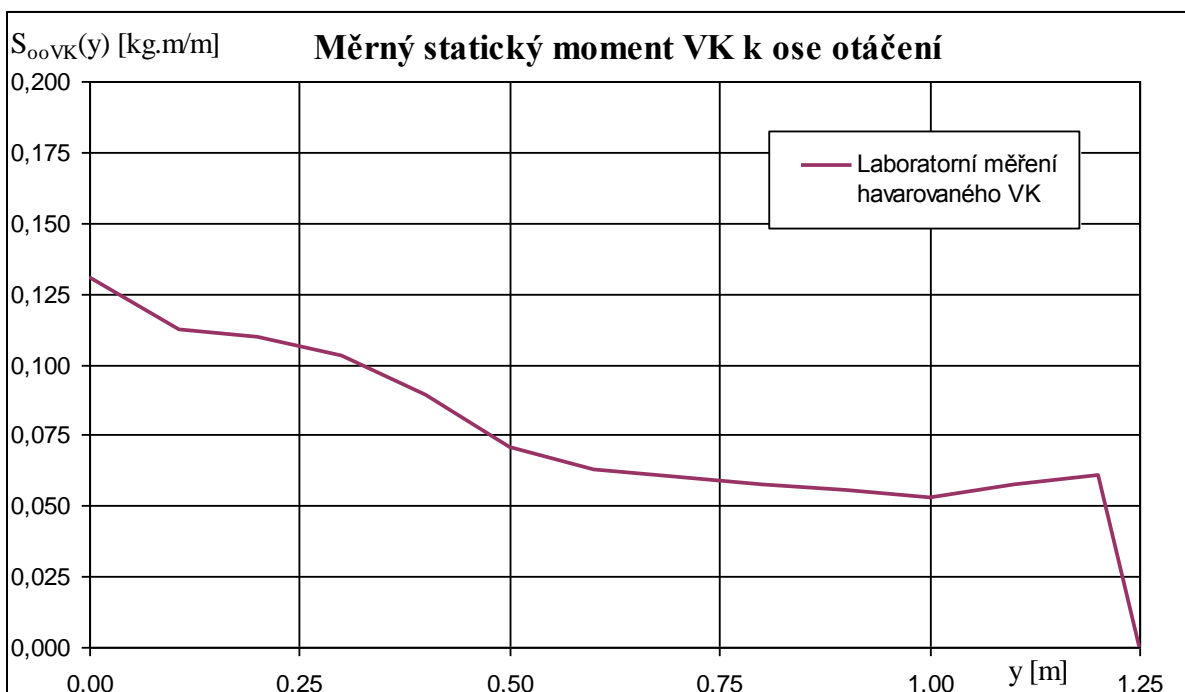
Obr. 2.8 – Měrný statický moment svislých ocasních ploch k náběžné hraně



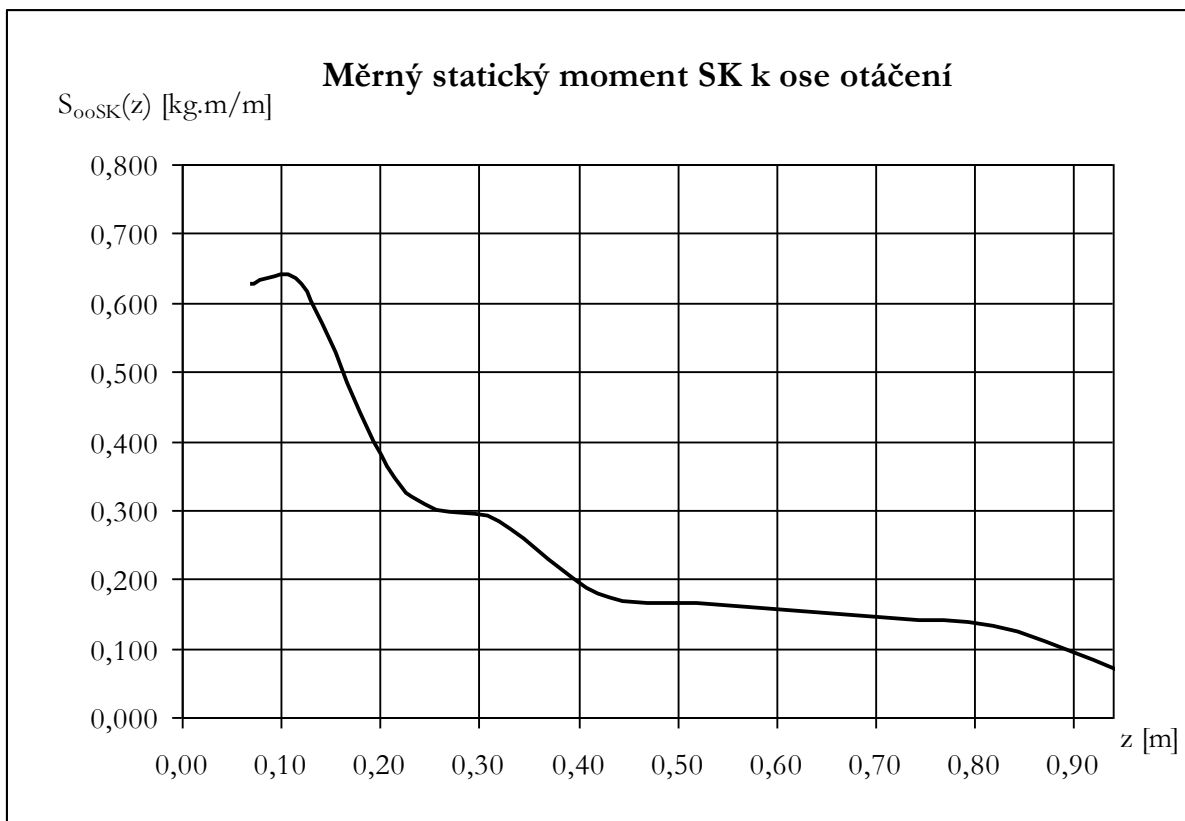
Obr. 2.9 – Měrný moment setrvačnosti vodorovných ocasních ploch k náběžné hraně



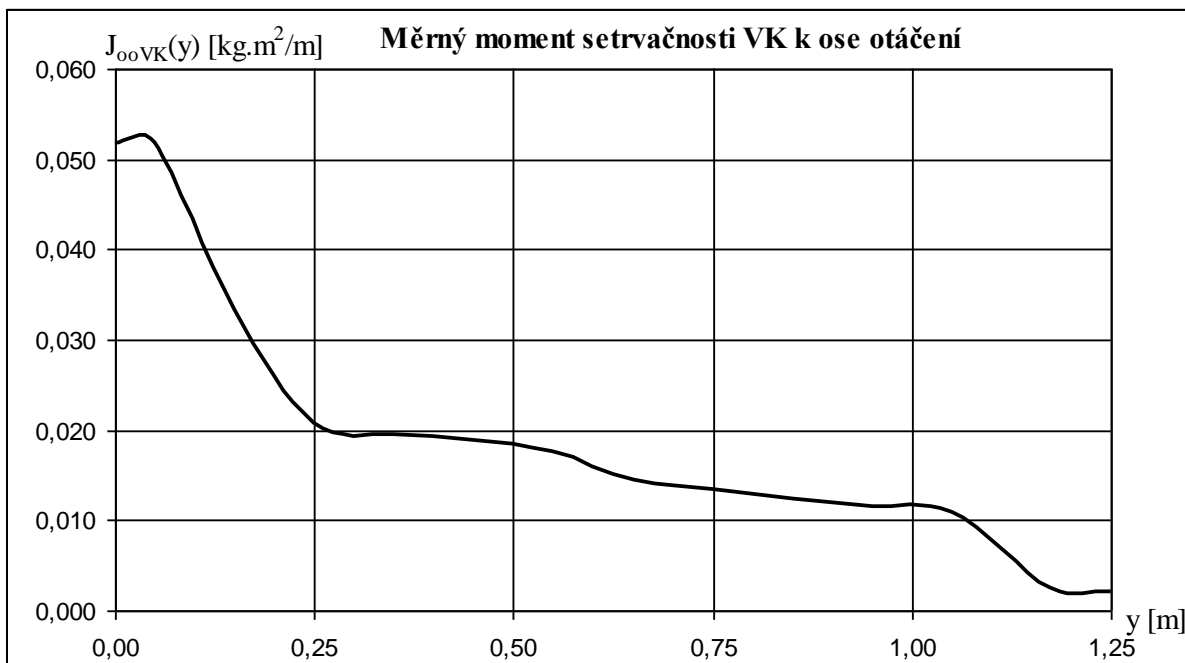
Obr. 2.10 – Měrný moment setrvačnosti svislých ocasních ploch k náběžné hraně



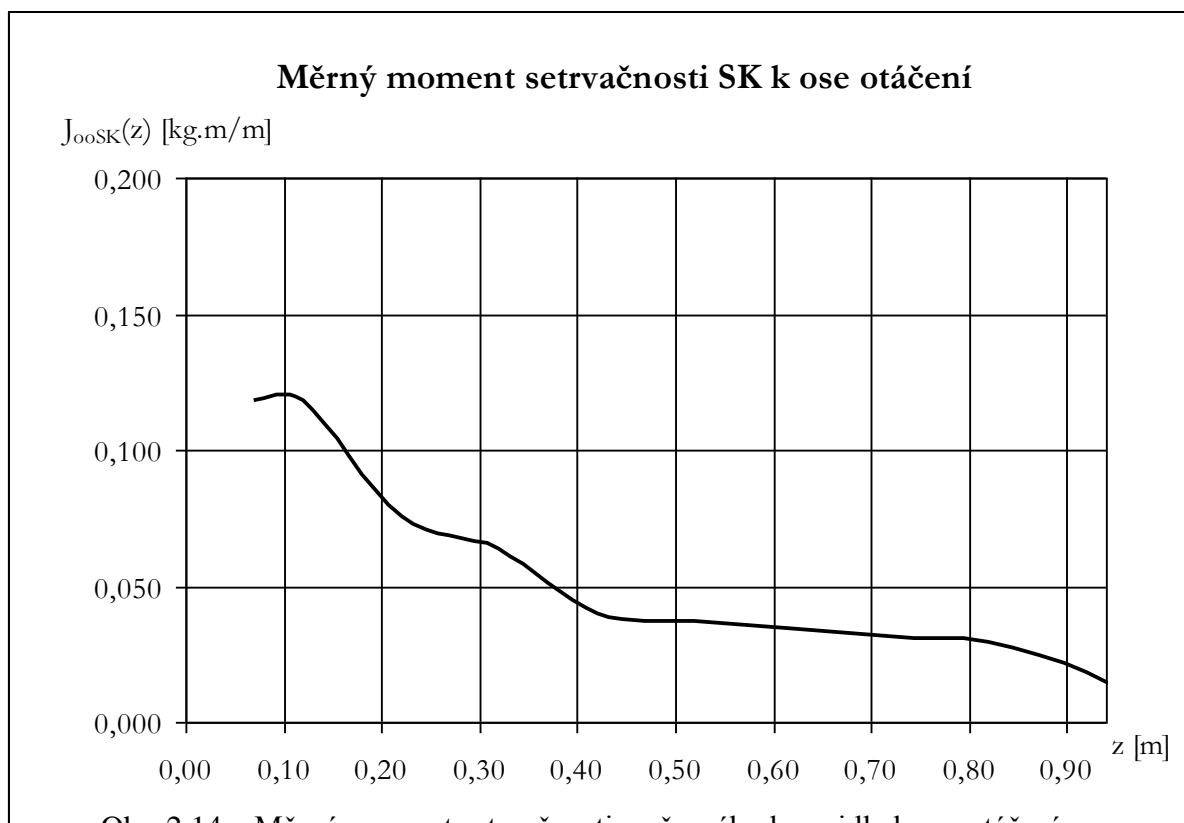
Obr. 2.11 – Měrný statický moment výškového kormidla k ose otáčení
- laboratorní analýza havarovaného výškového kormidla



Obr. 2.12 – Měrný statický moment směrového kormidla k ose otáčení



Obr. 2.13 – Měrný moment setrvačnosti výškového kormidla k ose otáčení



Vliv řízení

Dle metodiky [5] byly stanoveny přídatné efektivní momenty setrvačnosti k ose otáčení jednotlivých kormidel, které zahrnují setrvačné účinky pohybujeících se hmot táhel a pák řízení spojených s pohybem kormidla.

Pokud se řízení projevuje jako tuhé, pak metodika [5] udává efektivní přírůstek momentu setrvačnosti kormidla jako součet součinů kvadrátu převodu s hmotností všech táhel mezi kormidlem a řídicí pákou resp. pedály (převod = posun těžiště při jednotkové výchylce kormidla vztažený na tuto výchylku, tj. $ds/d\beta$). K těmto posuvným účinkům se přičítají momenty setrvačnosti ramenných pák a vahadel, zejména pak řídicí páky, vynásobené úhlovým převodem $da/d\beta$ (úhlový převod = výchylka páky k jednotkové výchylce kormidla):

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

V případě pružných elementů je nutno jednotlivé převody násobit faktorem v rozmezí 1 až 0, který postihuje efektivní změnu převodu daného elementu v systému vlivem pružnosti.

Jestliže vlastní vedení řízení kmitá prvním vlastním módem (vznik uzlu), pak [5] doporučuje násobit všechny posuvné členy před i za módem hodnotou 0,5 a člen s módem vynechat.

Tabulka Tab. 2.1 udává přehled výsledných efektivních přírůstků momentů setrvačnosti podélného a směrového řízení. Do výpočtů byl tento efekt zaveden jako spojitý měrný moment setrvačnosti na úseku 100mm (VK) a 50mm(SK) v oblasti koncového členu řízení.

	podélné řízení	směrové řízení
volné	0,0442 kgm ²	0,0175
pevné (dva piloti)	0,0638 kgm ²	0,0216

Tab. 2.1 – Efektivní změny momentů setrvačnosti kormidel od řízení

3. VÝPOČTY FLUTTEROVÝCH CHARAKTERISTIK

Výpočtový model a program

Program pro výpočet flutteru pracuje s přímým modelem (často označovaným jako "p-k" model – viz [1]), který umožňuje pro zadanou rychlost letu výpočet aerodynamického tlumení (buzení) a odpovídající frekvence kmitání jednotlivých stupňů volnosti soustavy prezentované vlastními tvary konstrukce a kormidel.

Je použito schéma zobecněných hmot konstrukce s pevnými kormidly a samostatných zobecněných hmot izolovaných kormidel. Zobecněné hmoty jsou počítány na základě experimentálně zjištěných vlastních tvarů (kapitola 1) a vyhodnocených specifických hmotových charakteristik (kapitola 2). Nestacionární aerodynamický model představuje Theodorsenova teorie harmonicky kmitajícího tenkého profilu s klapkou v ideálním nestlačitelném proudu.

Charakteristiky tlumení jsou prezentovány ve formě poměru dvou následných amplitud kmitu jednotlivých stupňů volnosti – tj. ve formě logaritmického dekrementu útlumu, resp. jeho záporné hodnoty, aby aerodynamické tlumení bylo vyjádřeno kladným parametrem (obdoba koeficientu konstrukčního tlumení). Blíže viz níže "Poznámka".

Program je zpracován jak pro řešení samostatného křídla s kormidly (křídélka, vztlakové klapky), tak pro ocasní plochy (zadní část trupu s vodorovnou a svislou ocasní plochou) s výškovým a směrovým kormidlem.

Detailnější popis fyzikálně-matematického modelu, postupu řešení, struktury vstupních dat a poskytovaných výsledků je obsažen v [4].

Poznámka k interpretaci grafů tlumení "V-d"

Pro tlumené kmity má záporný logaritmický dekrement d kladnou hodnotu a netlumené kmity kladnou. Diagramy tlumení se záporným logaritmickým dekrementem útlumu d mají tak opačný znaménkový smysl vůči klasickým formám prezentace "V- γ " diagramu (často označovaný též jako "V- g ") s hodnotami fiktivního konstrukčního tlumení " γ " (resp. g) potřebného pro dosažení právě harmonických kmitů (viz klasický, tzv. "k" model [1]). Diagramy se však shodují v bodech (rychlostech) s nulovým tlumením (odpovídá stavům s konstantními amplitudami kmitů), často deklarované jako kritické rychlosti flutteru.

Pro malé hodnoty tlumení (buzení) platí mezi oběma typy grafů jednoduchý přepočít přes konstantu π : $(g) = \gamma = -d/\pi$.

Výpočtové konfigurace a parametry

Vlastní módy a jejich frekvence jsou převzaty z výsledků pozemních frekvenčních zkoušek pro případ lehké hmotnostní konfigurace letounu se závěsným vlekačím zařízením a akumulátorem v koncové části trupu – viz tabulky Tab. 1.1, Tab. 1.3 a Tab. 1.4.

Hmotové charakteristiky konstrukce a kormidel ocasních ploch jsou uvedeny v grafech na Obr. 2.1 – Obr. 2.14. Hmotové charakteristiky VK odpovídají skutečnému kormidlu havarovaného letounu – vyvažovací táhlo 1,87kg, pevná trimovací ploška (plech za odtokovou hranou levé části VK).

Výpočty byly provedeny pro výšku: 800m MSA v rozsahu rychlostí do průkazné hodnoty $1,2V_D(\text{EAS})$ – viz dále odst. "Kriterium flutterové bezpečnosti".

Pro posouzení vlivu pilota byly počítány případy s volným i pevným řízením. Pevné řízení (zatížené řízení 1kg hmotou na řídicí páce) pouze u výškového řízení jedním pilotem. U SK bylo použito pouze volné řízení.

Momenty setrvačnosti kormidel byly zvýšeny o vliv řízení formou přídavných efektivních momentů setrvačnosti – viz Tab. 2.1.

U symetrických případů ocasních ploch bylo ve výpočtech uvažováno samostatné SK.

Výsledky výpočtů

Diagramy závislosti aerodynamických tlumení jednotlivých stupňů volnosti konstrukce i kormidel jsou uvedeny v PŘÍLOZE I. Rychlost odpovídá EAS.

Kriterium flutterové bezpečnosti

Doporučení [9]: "Advisory Circular – Means of Compliance with FAR 23.626, Flutter", stanovuje průkaznou rychlost, pod kterou se nesmí vyskytnout flutter, hodnotou 120% návrhové ekvivalentní rychlosti, tj. podmínkou: $V_{FL}(EAS) > 1,2V_D(EAS)$.

Za rychlost flutteru V_{FL} se dle doporučení této směrnice u výpočtů bez zahrnutí konstrukčního tlumení považuje:

A: v případě pozvolného přechodu tlumeného módu do buzeného ta rychlost, při které je buzení ekvivalentní konstrukčnímu tlumení – tj. dle výše uvedeného "Advisory Circular" hodnotě $\gamma=0,03$. Protože pro přepočítání mezi konstrukčním tlumením a záporným logaritmickým dekrementem útlumu platí (viz výše uvedená "Poznámka"):

$$\gamma = -d/\pi,$$

je kritická velikost záporného logaritmického dekrementu (v záporné oblasti tlumení grafů $d - V$) rovna $d = -0,1$.

B: v případě ostrých změn tlumení (blízké skokovým) je rychlost flutteru rovna rychlosti v místě přechodu kritické větve z tlumení do buzení – tj. $d = 0$.

Při výskytu více módů dle **A** a **B** je rychlost flutteru rovna nejnižší z těchto rychlostí.

Je-li návrhová ekvivalentní rychlost $V_D(EAS)$ konstantní pro různé výšky, pak průkazná rychlost skutečná, pod kterou se nesmí vyskytnout flutter (hranice průkazu flutterové odolnosti vyjádřená skutečnou rychlostí), roste s výškou podle vztahu:

$$1,2V_D(EAS) = 1,2 \sqrt{\frac{\rho_{ref}}{\rho}} V_D(TAS, h=0) = 1,2 \frac{1}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{0,0065}{288}\right)h\right]^{4,256}}} V_D(TAS, h=0) .$$

Pro letoun UFM-13 Lambada s návrhovou rychlostí V_D rovnou:

$$V_D(EAS) = V_D(TAS, h=0) = 245\text{km/h}$$

se dle výše uvedeného kritéria FAR nesmí rychlost flutteru vyskytnout do průkazné rychlosti $1,2V_D(EAS)$, tj.:

Výška [m]	V(EAS)	V(TAS)
0	294km/h	294km/h
800	294km/h	320km/h

Tab. 3.1 – Průkazné rychlosti flutterové odolnosti letounu Lambada

Vyhodnocení možnosti kritického stavu samobuzeného kmitání – kritická rychlost flutteru

Dle kritéria FAR je reálná možnost vzniku flutteru dána dosažením (resp. překročením) kritické rychlosti flutteru V_{FL} , která je stanovena na základě charakteru a míry aerodynamického tlumení (resp. buzení).

V Tab. 3.2 jsou prezentovány vyhodnocené rychlosti V_{FL} symetrických a v Tab. 3.3 antisymetrických případů buzení z diagramů tlumení uvedených v PŘÍLOZE I.

SYMETRICKĚ	$V_{FL}(EAS)$	rozbor
pevné řízení	163km/h	a) 1. tvar OP (svislé kývání), nemusí být kritický, vratný charakter do tlumení po dosažení 173% kritické hodnoty buzení při 211km/h, b) 6. tvar systematický nárůst buzení, kritické hodnoty dosaženo při 198,1km/h (EAS)
volné řízení	nevyskytuje se do rychlosti $1,2V_D(EAS)$	

Tab. 3.2 – Kritické rychlosti flutteru symetrických případů ocasních ploch letounu Lambada dle kriteria FAR 23.626

ANTISYMETRICKĚ	$V_{FL}(EAS)$	rozbor
pevné řízení	248km/h	6. tvar OP, systematický nárůst buzení
volné řízení	nevyskytuje se do rychlosti $1,2V_D(EAS)$	

Tab. 3.3 – Kritické rychlosti flutteru antisymetrických případů ocasních ploch letounu Lambada dle kriteria FAR 23.626

Závěr

Pro posouzení možnosti výskytu samobuzeného rozkmitání konstrukce ocasních ploch letounu UFM-13 Lambada s imatrikulačním označením OK-NUA 09, které by mohlo způsobit destrukci trupu, jež nastala u tohoto stroje při letecké nehodě dne 21. 3. 2009, byla provedena početní analýza flutteru ocasních ploch na základě pozemních frekvenčních zkoušek.

Frekvenční charakteristiky ocasních ploch byly vyhodnoceny z pozemních frekvenčních zkoušek ocasní části letounu USM-15 Lambada (varianta LSA), které byly provedeny v roce 2008 u výrobce Urban Air s.r.o. Výsledky zkoušek ocasních ploch na variantě USM-15 jsou přenositelné i na vyšetřovaný letoun UFM-13 Lambada, neboť ocasní části jsou konstrukčně shodné (rozdíl v nastavcích křídel 13m UFM-13 na 15m USM-15). Měřená konfigurace ocasních ploch USM-15 odpovídá vyšetřovanému letounu OK-NUA 09, tj. má shodné hmotové vyvážení výškového kormidla svislým táhlem podélného řízení, stejné umístění akumulátoru v koncové části trupu, má rovněž nainstalované vlekačí zařízení a výškové kormidlo je vybaveno pevnou trimovací ploškou.

Vyhodnocení frekvenčních zkoušek potvrdilo nevýznamnou závislost frekvenčních charakteristik ocasních ploch na celkové hmotnosti letounu, proto pro vstupní data programu výpočtu flutterových charakteristik byly použity výsledky frekvenčních zkoušek lehké varianty, tj. letounu o celkové hmotnosti 388kg. Metodika zkoušky a její výsledky jsou obsaženy v kapitole 1.

Protože metodika výpočtu flutterových charakteristik zavedená na Ústavu letadlové techniky FS-ČVUT v Praze [4] vyžaduje kromě frekvenčních charakteristik rovněž rozložení specifických hmotnostních charakteristik podél aerodynamických ploch a kormidel, byly tyto hmotnostní podklady vyhodnoceny z konstrukčních podkladů a výrobních postupů poskytnuté výrobcem a jsou uvedeny v grafech kapitoly 2.

Hmotnostní charakteristiky výškového kormidla byly získány laboratorním rozbořem originálního kusu z havarovaného letounu – viz protokol v PŘÍLOZE II.

Metodika programového výpočtu flutterových charakteristik [4], včetně kritéria vyhodnocení hranic pravděpodobného výskytu flutteru dle metodiky FAR [9], je nastíněna v úvodu kapitoly. 3. V druhé části této kapitoly jsou prezentována vyhodnocení těchto kritérií na výpočtech flutterových charakteristik ocasních ploch pro výšku letu 800m MSA, a to pro případy vlastních tvarů a frekvencí získaných při symetrickém i antisymetrickém buzení. Oba případy buzení byly provedeny jednak pro simulaci pevného řízení výškového kormidla jedním pilotem při současném volném směrovém řízení, jednak pro obě řízení volná.

Výsledky jsou uvedeny v Tab. 3.2 a Tab. 3.3 a ukazují na riziko flutteru ocasních ploch při rychlosti nad 163km/h EAS.

Posouzení možnosti vzniku flutteru na letounu UFM-13 Lambada OK-NUA

Výsledky výpočtu flutteru na základě experimentálních podkladů z pozemních frekvenčních zkoušek a podrobného hmotového rozboru originálu výškového kormidla z havarovaného letounu ukazují na reálnou možnost samobuzeného rozkmitání ocasních ploch (flutteru).

Nejnižší teoretická (výpočtová) rychlost flutteru při letu ve výšce 800m MSA je dosažena při rychlosti 163km/h EAS v režimu standardního držení (kontaktu) pilota výškového řízení při uvolněném nožním řízení v případě symetrického impulzu na vodorovné ocasní plochy. Tento mód není vývojově explozivní, má od rychlosti 211km/h EAS vratný charakter, přičemž jeho nevyšší buzení nepřekročí dvojnásobek konzervativní hodnoty běžně

předpokládaného konstrukčního tlumení kovových leteckých konstrukcí. Je tak možné, že se mód nemusí v závislosti na reálném tlumení u kompozitní konstrukce letounu Lambada kriticky projevit.

Druhá kritická rychlost flutteru za stejných podmínek (kontakt pilota, symetrické buzení) odpovídá rychlosti 211km/h EAS, v tomto případě jde již o nevratný, tvarově kombinovaný mód.

Antisymetrický impulz vykazuje kritickou rychlost pro stejný případ kontaktu pilota s řízením rychlost flutteru až od rychlosti 248km/h EAS. Jedná se opět o vyšší kombinovaný, tlumeně nevratný mód.

Volné řízení pro symetrické ani antisymetrické impulzy nevykazují flutter v celém vyšetřovaném rychlostním rozsahu do $1,2V_D$ (EAS), tj. 320km/h EAS.

Vznik flutteru podporuje staticky nevyvážené výškové kormidlo. Statická vývaha kormidla (včetně vyvažovacího svíslého táhla řízení kormidla o hmotnosti 1,88kg) dosahuje pouze 85,2%, tj. nevyvaha (14,8%) odpovídá chybějícímu statickému momentu 194kgm před osou otáčení.

Laboratorní analýza – viz PŘLOHA II – ukázala na koncentraci matrice kompozitu v podél odtokové hrany výškového kormidla zkoumaného letounu ("stečení" matrice směrem k odtokové hraně) na rozdíl od teoretického předpokladu výrobních kladacích plánů s rovnoměrnou prosyceností výztuže maticí. Na výškovém kormidle se tak těžištní osa posunula vzad vůči technologicky ideálnímu kormidlu, což se projeví jako statická nevyvaha ve výše uvedeném smyslu. Nemusí však odpovídat celé nevyváze 194kgm.

Literatura

- [1] Dewey H., Hodges H., Pierce G .A: Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity, Cambridge University Press, 2002, ISBN 0-521-80698-4
- [2] Fürsching H.W.: Grunlagen der Aeroelastik, Springer Verlag, Berlin 1974 (ruský překlad: Osnovy aerouprugosti, Mašinstrojenie, Moskva 1984)
- [3] Schwochow J.: Aeroelasticity in Sailplane Design, Proceedings, Motorless Flight Symposium, Varese, 8-10. October 2004
- [4] Slavík S., Weigl K.: Flutter Calculation Model with Isolated Modal Characteristics of Control Surfaces for Small Sport Airplanes, Czech Aerospace Proceedings (Journal for Czech Aerospace Research), Czech Aerospace Manufacturers Association / ALV, Prague, No. 2/2008, ISSN 1211-877X
- [5] Stender W., Kiessling F.: Aeroelastic Flutter Prevention in Gliders and Small Aircraft, DLR-Mitteilung 91-03, 1991
- [6] Theodorsen T., Garrick I. E J.: Nonstationary Flow a Wing-AileronTab Combination Including Aerodynamic Balance, Rep. No. 736, NACA, 1943
- [7] Weigl K., Slavík S., Kostroun T.: Industrial measurements of Frequency Characteristics of Small Sport Aircraft, Czech Aerospace Proceedings (Journal for Czech Aerospace Research), Czech Aerospace Manufacturers Association / ALV, Prague, No. 3/2007, ISSN 1211-877X
- [8] Weigl K.: Návrh a realizace laboratoře pro vyšetřování frekvenčních charakteristik lehkých letounů s ohledem na aeroelastickou analýzu, disertační práce, České vysoké učení technické v Praze – Fakulta strojní, 2009
- [9] US Federal Aviation Administration: Advisory Circular – Means of Compliance with FAR 23.626, Flutter", US Department of Transportation, Washington, 1985

PŘÍLOHA I

DIAGRAMY TLUMENÍ A FREKVENCÍ

Symetrické buzení

Výška: 800m MSA

Řízení:

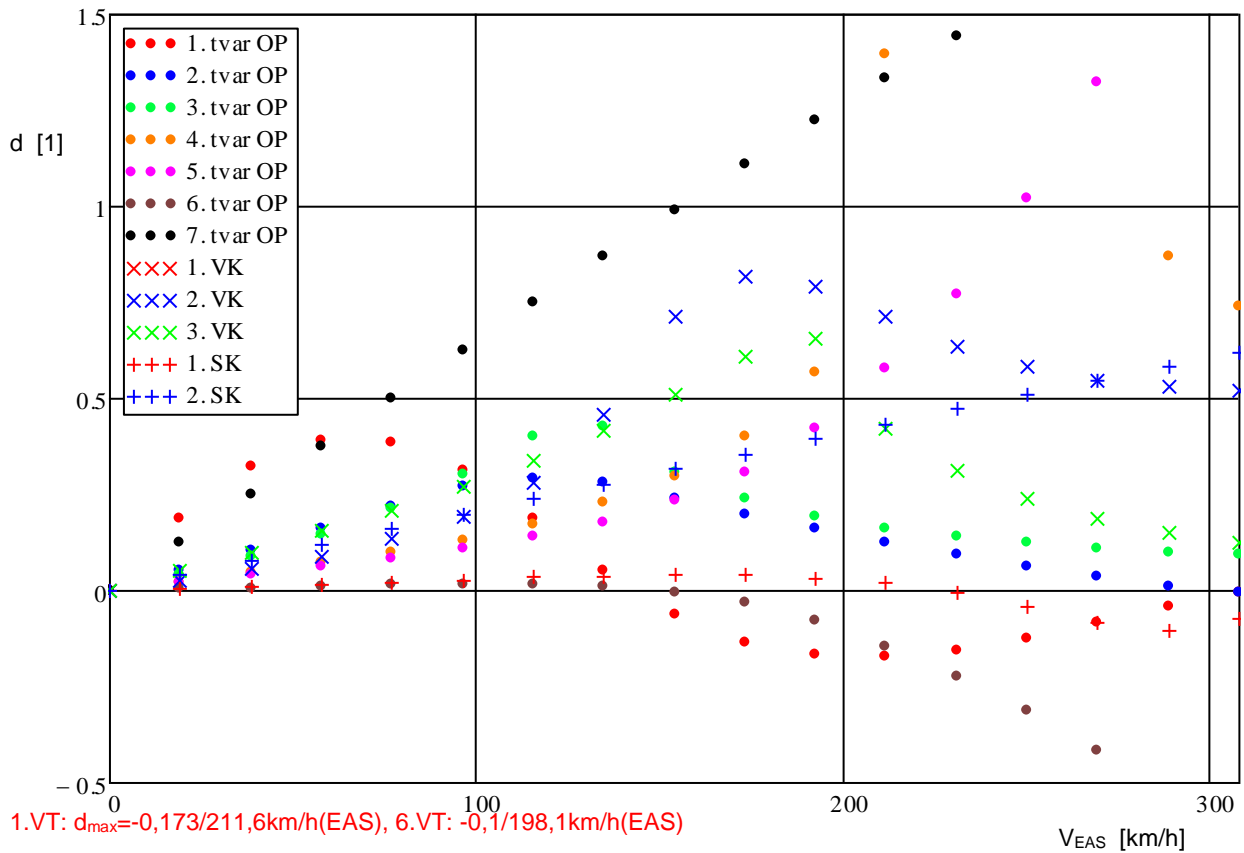
výškové – pevné, 1 pilot
směrové – volné

Statické vyvážení výškového kormidla:

85,2% (stav havarovaného letounu – nedováženo)

DIAGRAM TLUMENÍ A FREKVENCÍ

UFM 13 Lambda – LSA exper. VK vliv řízení zaveden jako konst. spoj. na int: VK <-0,05 0,05>m SK <0,1 0,15>m
 Případ: Symetrický – OP + VK + SK 7+3+2 Hmotnost: 388 kg $J_{\text{offiz_pev}} = 100\%$ (=0,0638) Výška: 800 m
Pevné řízení: VK (1pilot) Volné řízení: SK vývaha VK: -0,165kgm (vyváž. na 85,2%) $V_{FL}(EAS) = 163,1\text{km/h}$
 Logaritmický dekrement útlumu



Frekvence

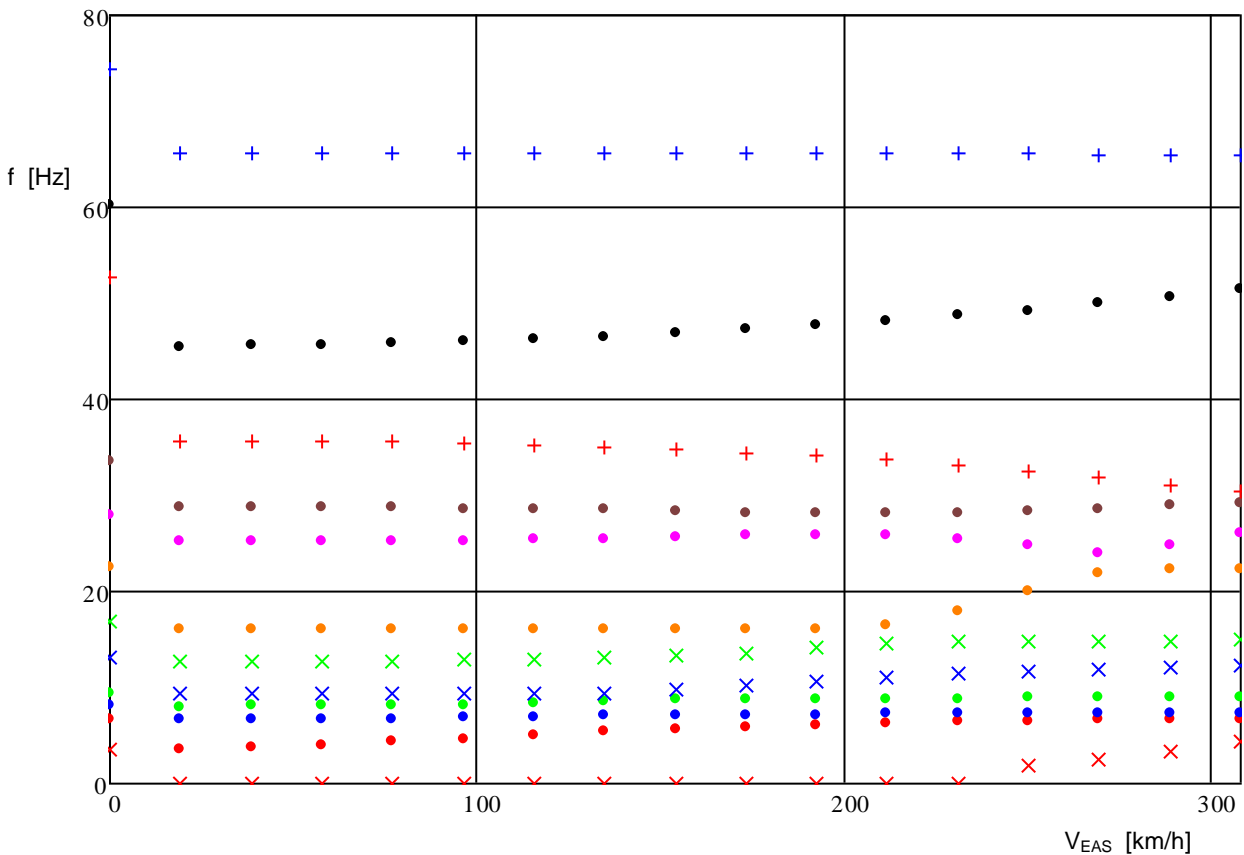
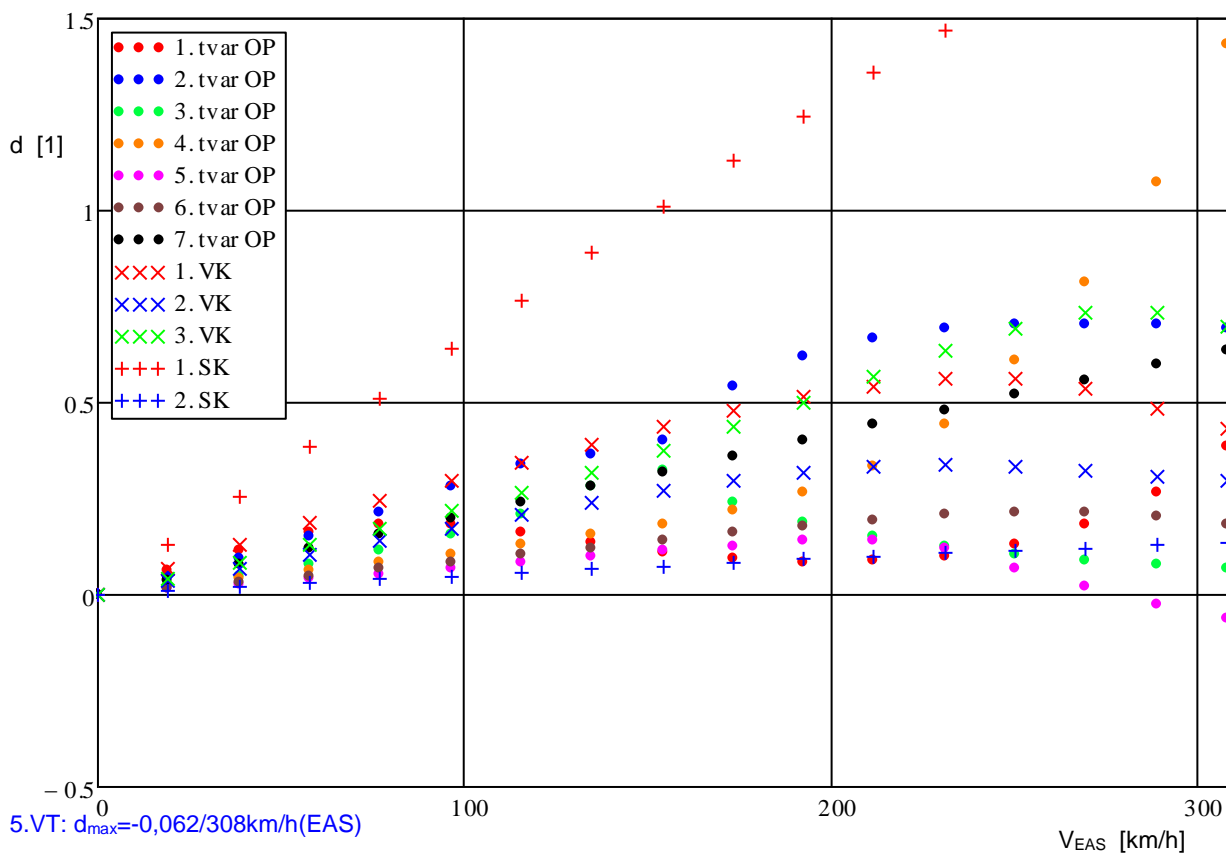
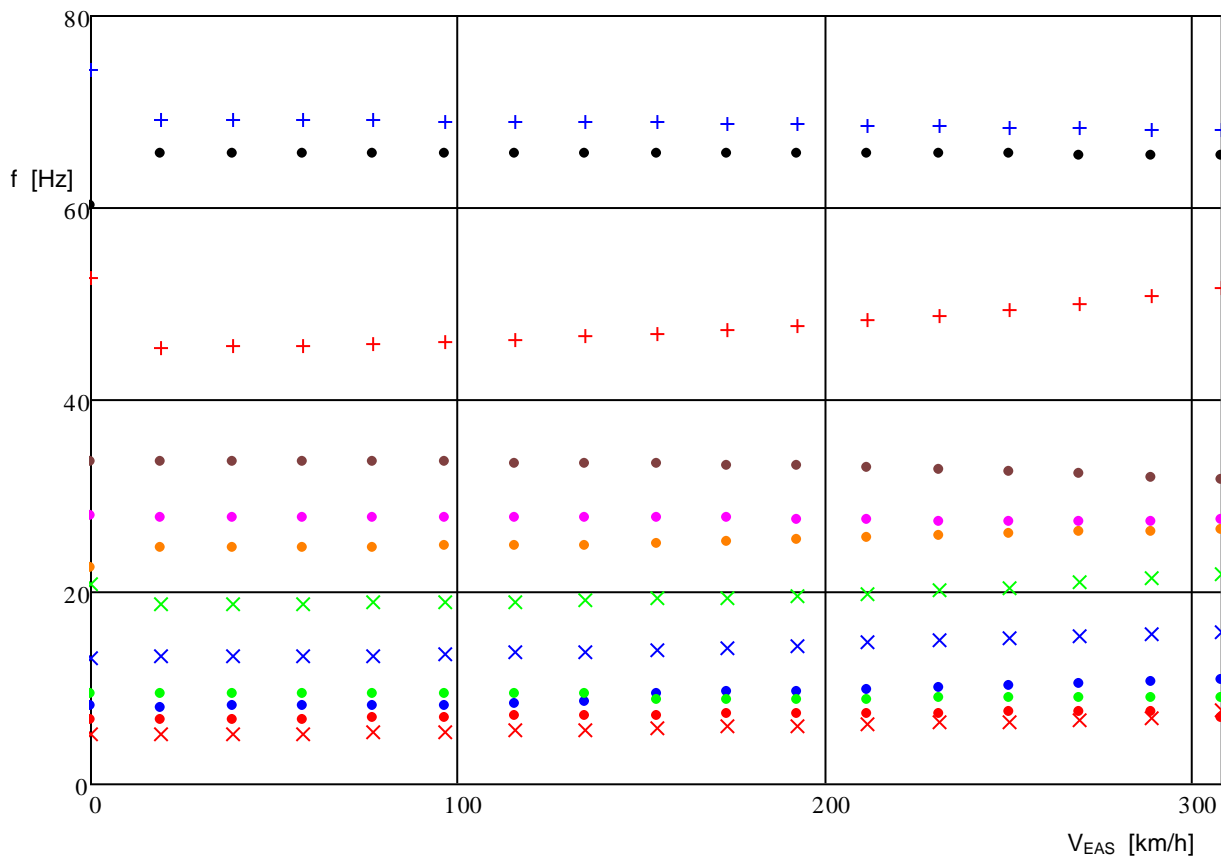


DIAGRAM TLUMENÍ A FREKVENCÍ

UFM 13 Lambda – LSA exper. VK vliv řízení zaveden jako konst. spoj. na int: VK <-0,05 0,05>m SK <0,1 0,15>m
 Příklad: Symetrický – OP + VK + SK 7+3+2 Hmotnost: 388 kg $J_{\text{offz,vol}}=100\%$ (=0,0442) Výška: 800 m
Volné řízení: VK **Volné řízení: SK** vývaha VK: -0,165kgm (vyváž. na 85,2%) $V_{FL}(EAS) > 308\text{km/h}$
 Logaritmický dekrement útlumu



Frekvence



Antisymetrické buzení

Výška: 800m MSA

Řízení:

výškové – pevné, 1 pilot
směrové – volné

Statické vyvážení výškového kormidla:
85,2% (stav havarovaného letounu – nedováženo)

DIAGRAM TLUMENÍ A FREKVENČÍ

UFM 13 Lambda – LSA exper. VK

vliv řízení zaveden jako konst. spoj. na int: VK <-0,05 0,05>m SK <0,1 0,15>m

Případ: Antisymetrický – OP + VK + SK 7+3+2

Hmotnost: 388 kg $J_{\text{ofiz_pev}} = 100\%$ (=0,0638)

Výška: 800 m

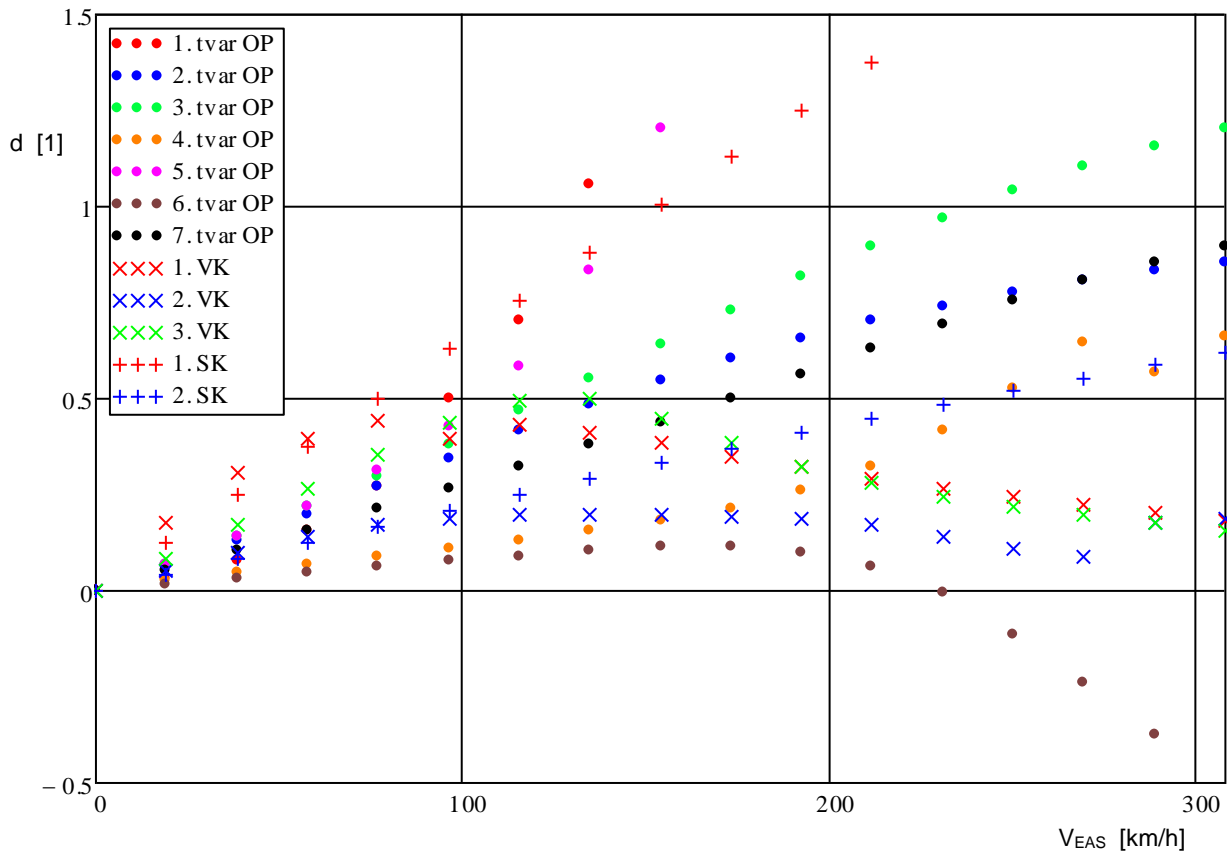
Pevné řízení: VK (1 pilot)

Volné řízení: SK

vývaha VK: -0,165kgm (vyváž. na 85,2%)

$V_{FL}(EAS) = 248,0\text{km/h}$

Logaritmický dekrement útlumu



Frekvence

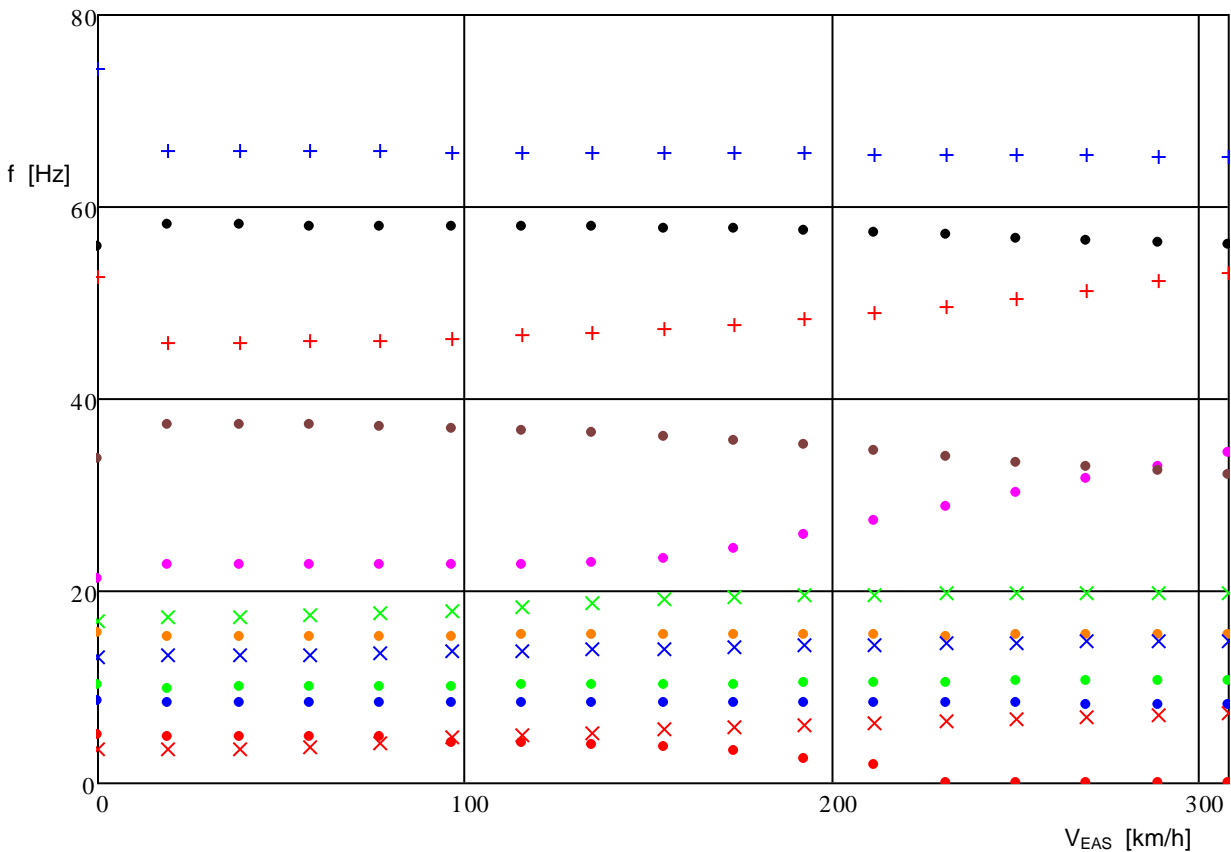
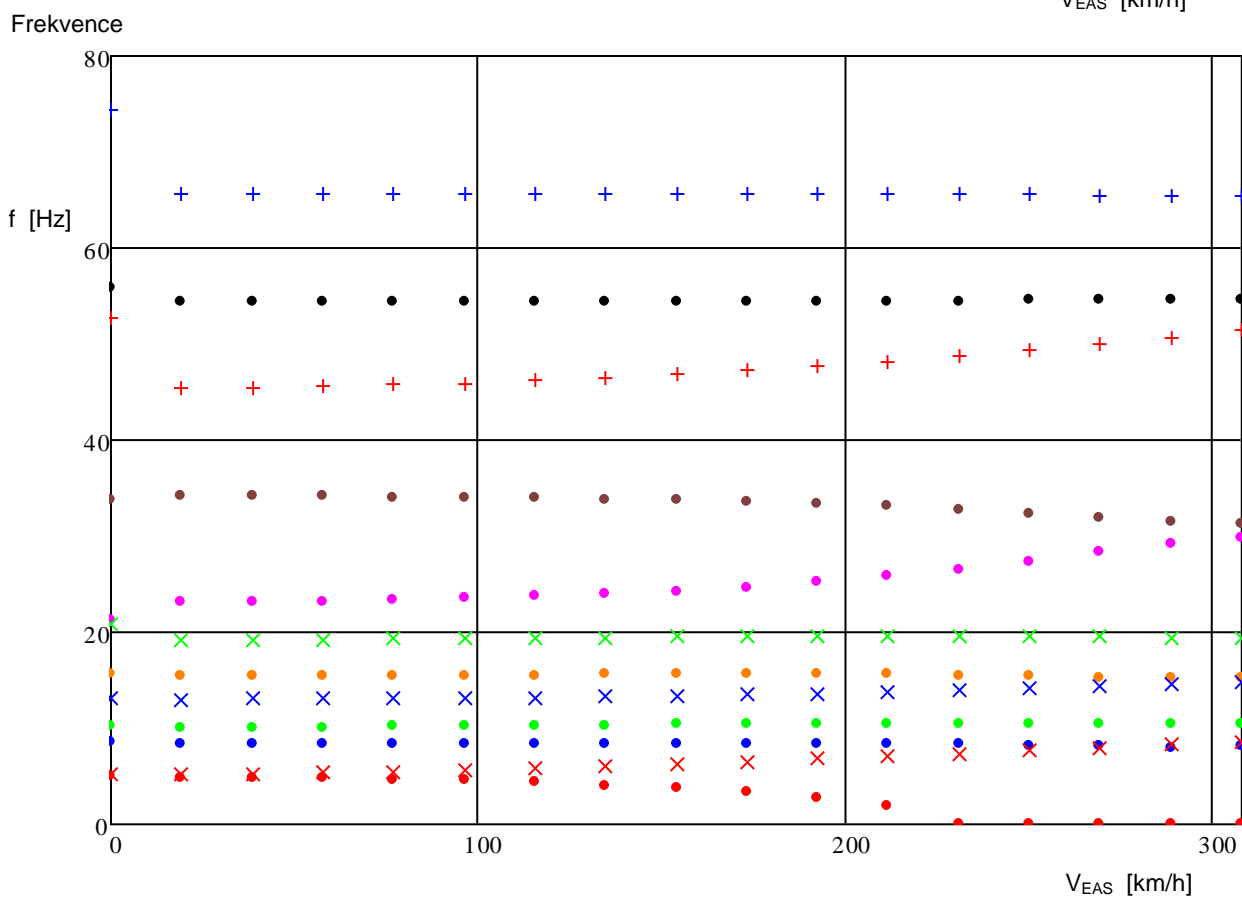
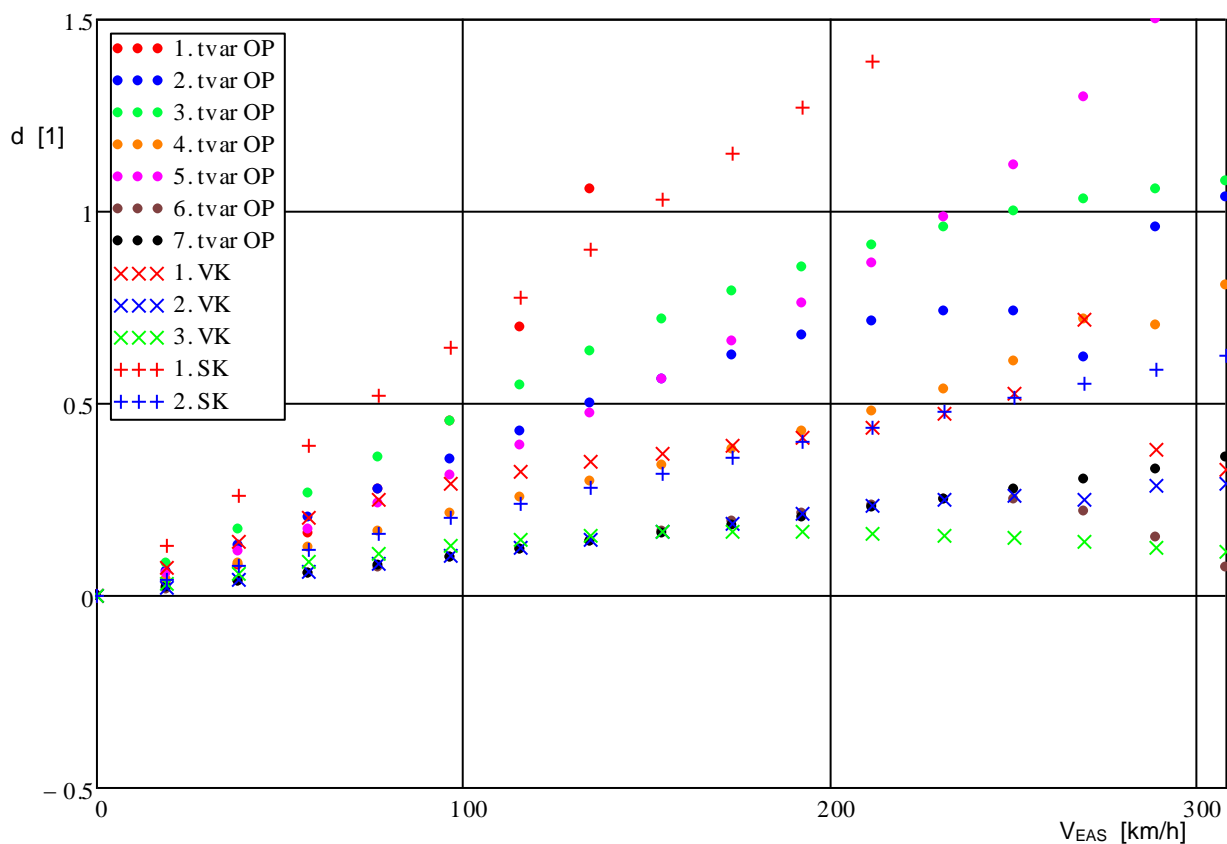


DIAGRAM TLUMENÍ A FREKVENCÍ

UFM 13 Lambda – LSA exper. VK vliv řízení zaveden jako konst. spoj. na int: VK <-0,05 0,05>m SK <0,1 0,15>m
 Případ: Antisymetrický – OP + VK + SK 7+3+2 Hmotnost: 388 kg $J_{\text{offiz,vol}} = 100\%$ (=0,0442) Výška: 800 m
Volné řízení: VK **Volné řízení: SK** vývaha VK: -0,165kgm (vyváž. na 85,2%) $V_{FL(EAS)} > 1,2V_D(EAS)$
 Logaritmický dekrement útlumu



PŘÍLOHA II

EXPERIMENTÁLNÍ ZJIŠTĚNÍ VYBRANÝCH
HMOTNOSTNÍCH CHARAKTERISTIK VÝŠKOVÉHO
KORMIDLA

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY



Experimentální zjištění vybraných hmotnostních charakteristik VK ultralehkého letounu Lambada

Obsah:

1. Seznam použitých značek	- 35 -
2. Úvod	- 36 -
3. Geometrická dispozice	- 36 -
4. Měření.....	- 36 -
4.1. Příprava měření.....	- 36 -
4.2. Stanovení geometrie a hmotnosti segmentů	- 39 -
4.3. Stanovení polohy těžiště a měrného statického momentu k O.O.....	- 40 -
4.4. Stanovení měrné hmotnosti a polohy těžištní osy	- 41 -
4.5. Stanovení měrného momentu setrvačnosti k O.O.	- 42 -
5. Zpracování dat.....	- 45 -
6. Závěr	- 48 -

Vypracoval: **Konvalinka Michael**
V Praze, 07. června 2009

1. Seznam použitých značek

NH	náběžná hrana
OH	odtoková hrana
O.O.	osa otáčení výškového kormidla
VK	výškové kormidlo
b	středí hloubka segmentu
d	vzdálenost těžiště segmentu od osy závěsu
g	tíhové zrychlení ($9,81 \text{ m/s}^2$)
J	moment setrvačnosti k ose závěsu
$J_{O.O.}$	měrný moment setrvačnosti k O.O. VK
$J_{O.O.}$	moment setrvačnosti k O.O. VK
l	šířka segmentu
m	hmotnost segmentu
r	vyvažovací hmotnost segmentu
$s_{O.O.}$	měrný statický moment k ose otáčení
$S_{O.O.}$	statický moment k ose otáčení
T	doba kyvu
x_T	vzdálenost těžiště segmentu od NH kormidla
$x_{O.O.}$	vzdálenost osy otáčení od NH kormidla
$x_{T.O.}$	poloha těžištní osy
Δ	vzdálenost břitů

2. Úvod

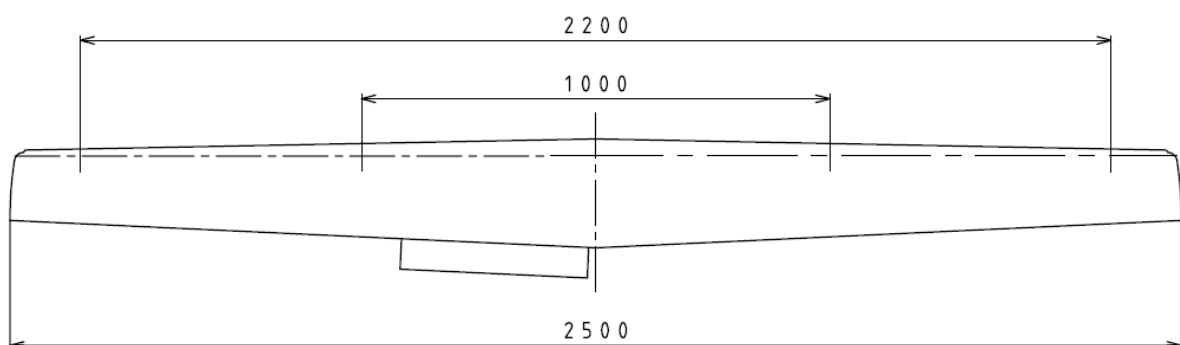
Cílem tohoto měření bylo experimentálně zjistit vybrané hmotnostní charakteristiky VK ultralehkého letounu Lambada pro jejich další zpracování aeroelastickými výpočty. Před samotným měřením se jednotlivé hmotnostní charakteristiky stanovily teoreticky na základě technické dokumentace (výkresy, kladecí plány) dodané výrobcem. Tyto teoretické hodnoty se později korigovaly tak, aby jejich celková hmotnost a výsledný statický moment odpovídaly jejich skutečným hodnotám změřeným na reálném kormidle. Jak se však ukázalo, ani tato korekce nedokázala postihnout některé technologické vlivy výroby, proto bylo nutné stanovit hmotnostní charakteristiky po rozpětí VK experimentálně. Veškerá měření proběhla na Ústavu letadlové techniky ČVUT v Praze.

3. Geometrická dispozice

VK z havarovaného letounu Lambada bylo k dispozici pro všechna měření s možností provést destrukční zásahy do jeho konstrukce za účelem přesnějšího změření požadovaných charakteristik. (viz. Obr.1). Základní geometrická dispozice VK včetně polohy závěsů je uvedena na Obr.2.



Obr. 2



Obr. 3

4. Měření

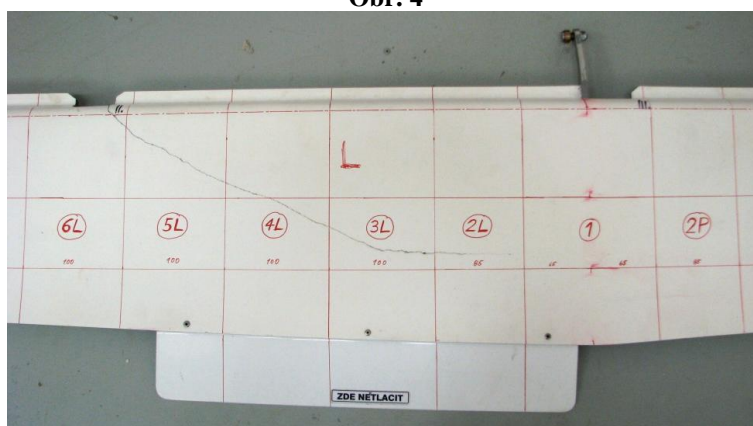
4.1. Příprava měření

Příprava měření spočívala v nanesení pravoúhlé geometrické sítě na horní potah VK (viz. Obr. 3 až 6). Tato síť rozděluje kormidlo na celkem 27 segmentů, jejichž šířka byla zvolena s

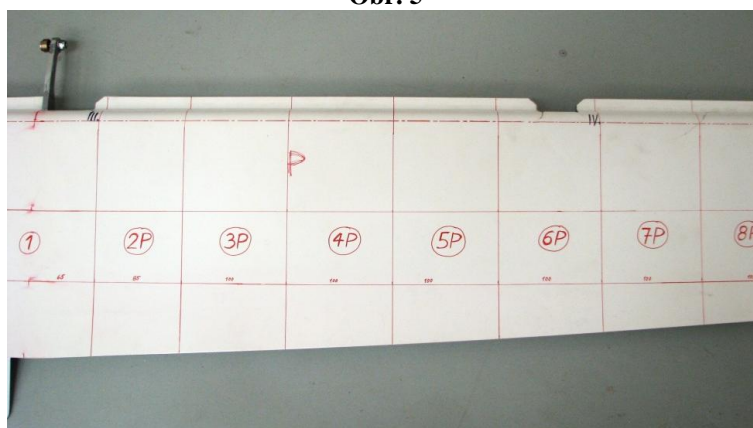
ohledem na požadovanou přesnost výsledků a také s ohledem na umístění diskretních hmot (kyvná páka, čepy závěsů atd.). Číslování jednotlivých segmentů je patrné ze schématu na Obr. 7, jejich polohu a šířku pak udává Tab. 1. Dalším krokem poté bylo nařezání kormidla na jednotlivé části (viz. Obr. 8).



Obr. 4



Obr. 5



Obr. 6



Obr. 7



Obr. 8



Obr. 9

č. segmentu	hmotnost [g]	vzdálenost od osy VK [mm]		šířka segmentu [mm]	střed segmentu [m]
		řez 1	řez 2		
13 L	91,9	-1150	-1250	100	-1,200
12 L	108,7	-1050	-1150	100	-1,100
11 L	80,0	-950	-1050	100	-1,000
10 L	76,8	-850	-950	100	-0,900
9 L	76,7	-750	-850	100	-0,800
8 L	77,8	-650	-750	100	-0,700
7 L	79,6	-550	-650	100	-0,600
6 L	109,9	-450	-550	100	-0,500
5 L	100,3	-350	-450	100	-0,400
4 L	106,4	-250	-350	100	-0,300
3 L	112,4	-150	-250	100	-0,200
2 L	101,8	-65	-150	85	-0,108
1	279,8	-65	65	130	0,000
2 P	85,5	65	150	85	0,108
3 P	84,4	150	250	100	0,200
4 P	81,7	250	350	100	0,300
5 P	80,8	350	450	100	0,400
6 P	108,3	450	550	100	0,500
7 P	79,9	550	650	100	0,600
8 P	74,4	650	750	100	0,700

9 P	74,7	750	850	100	0,800
10 P	73,6	850	950	100	0,900
11 P	74,2	950	1050	100	1,000
12 P	100,3	1050	1150	100	1,100
13 P	89,2	1150	1250	100	1,200

Tab. 1

4.2. Stanovení geometrie a hmotnosti segmentů

Jednotlivé segmenty byly postupně zváženy na digitálních vahách a dále byla pomocí posuvného měřítka změřena jejich hloubka na obou koncích. Z jejich průměru se poté dopočítala střední hodnota hloubky segmentu. Nakonec se ještě změřila vzdálenost mezi O.O. a NH VK. Všechny tyto zjištěné hodnoty jsou přehledně uvedeny v Tab. 2.

č. segmentu	hmotnost [g]	hloubka segmentu [mm]			x _{O.O.} [mm]
		řez 1	řez 2	střední hodnota	
13 L	91,9	200,4	188,6	194,5	29,0
12 L	108,7	206,3	200,4	203,4	29,0
11 L	80,0	210,1	206,3	208,2	29,5
10 L	76,8	215,8	210,1	213,0	29,5
9 L	76,7	221,5	216,2	218,9	30,5
8 L	77,8	226,2	221,5	223,9	30,0
7 L	79,6	231,4	226,2	228,8	29,5
6 L	109,9	236,5	231,4	234,0	29,5
5 L	100,3	241,3	236,5	238,9	30,5
4 L	106,4	245,7	241,3	243,5	31,0
3 L	112,4	250,2	245,7	248,0	30,5
2 L	101,8	255,5	250,2	252,9	31,0
1	279,8	254,5	255,5	255,0	30,5
2 P	85,5	255,5	250,7	253,1	30,5
3 P	84,4	249,7	245,4	247,6	31,0
4 P	81,7	245,4	240,3	242,9	31,0
5 P	80,8	240,3	235,2	237,8	30,5
6 P	108,3	235,2	230,5	232,9	29,5
7 P	79,9	230,5	225,4	228,0	29,5
8 P	74,4	225,4	220,4	222,9	30,0
9 P	74,7	220,4	215,4	217,9	30,5
10 P	73,6	215,4	210,4	212,9	29,5
11 P	74,2	210,4	204,5	207,5	29,5
12 P	100,3	204,5	199,7	202,1	29,0
13 P	89,2	199,7	182,5	191,1	29,0

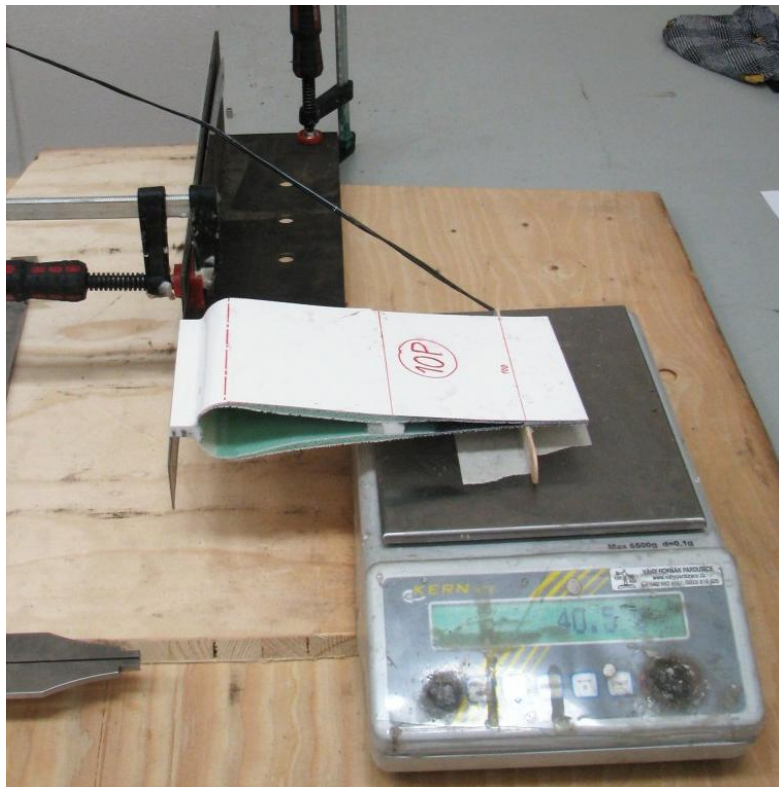
Tab. 2

4.3. Stanovení polohy těžiště a měrného statického momentu k O.O.

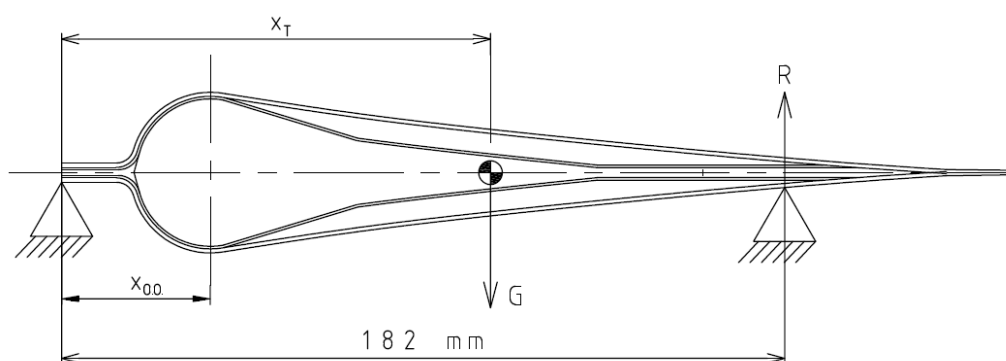
Poloha těžiště se stanovila metodou vážení, která spočívá v podepření každého segmentu na dvou břitech – jednom umístěném v NH a druhém vzdáleném od prvního v určité vzdálenosti (konkrétně $\Delta = 182\text{mm}$). Poté se změří tzv. vyvažovací hmotnost (r), kterou segment působí na digitální váhu a z momentové rovnováhy okolo NH se poté stanoví poloha těžiště pomocí vztahu:

$$x_T = \frac{r \cdot g}{m \cdot g} \cdot \Delta$$

Reálné uspořádání měřicí aparatury je zobrazeno na Obr. 9, její principiální schéma pak uvádí Obr.10.



Obr. 10



Obr. 11

Měrný statický moment k O.O. se stanoví pomocí vztahu:

$$s_{O.O.} = \frac{S_{O.O.}}{l} = \frac{m \cdot (x_T - x_{O.O.})}{l} \quad [\text{kg}\cdot\text{m}/\text{m}]$$

Přehled výsledných hodnot pro jednotlivé segmenty je uveden v Tab. 3.

vyvažovací hmotnost	$x_{T(NH)}$	$x_{T(NH)} -$ $x_{O.O.}$	$S_{O.O.}$	$s_{O.O.}$
[g]	[mm]	[mm]	[kg.m]	[kg.m/m]
48,8	96,6	67,6	0,00622	0,062
50,4	84,4	55,4	0,00602	0,060
43,3	98,5	69,0	0,00552	0,055
44,8	106,2	76,7	0,00589	0,059
45,6	108,2	77,7	0,00596	0,060
47,1	110,2	80,2	0,00624	0,062
48,0	109,7	80,2	0,00639	0,064
57,5	95,2	65,7	0,00722	0,072
76,4	138,6	108,1	0,01085	0,108
90,7	155,1	124,1	0,01321	0,132
96,4	156,1	125,6	0,01412	0,141
83,2	148,7	117,7	0,01199	0,141
140,3	91,3	60,8	0,01700	0,131
53,4	113,7	83,2	0,00711	0,084
57,4	123,8	92,8	0,00783	0,078
54,4	121,2	90,2	0,00737	0,074
51,6	116,2	85,7	0,00693	0,069
55,7	93,6	64,1	0,00694	0,069
46,4	105,7	76,2	0,00609	0,061
44,1	107,9	77,9	0,00579	0,058
43,1	105,0	74,5	0,00557	0,056
40,7	100,6	71,1	0,00524	0,052
39,5	96,9	67,4	0,00500	0,050
45,7	82,9	53,9	0,00541	0,054
46,6	95,1	66,1	0,00589	0,059

Tab. 3

4.4. Stanovení měrné hmotnosti a polohy těžištní osy

Měrná hmotnost segmentu se určí pomocí vztahu:

$$\bar{m} = \frac{m}{l} \quad [\text{kg}/\text{m}]$$

Poloha těžištní osy se určí jako poměr vzdálenosti těžiště segmentu od NH VK v daném řezu ku střední hloubce segmentu, tedy:

$$x_{T.O.} = \frac{x_T}{b} \quad [1]$$

Výsledné hodnoty těchto veličin jsou uvedeny v Tab. 4.

č. segmentu	[kg/m]	[1]
13 L	0,919	0,497
12 L	1,087	0,415
11 L	0,800	0,473
10 L	0,768	0,499
9 L	0,767	0,494
8 L	0,778	0,492
7 L	0,796	0,480
6 L	1,099	0,407
5 L	1,003	0,580
4 L	1,064	0,637
3 L	1,124	0,630
2 L	1,198	0,588
1	2,152	0,358
2 P	1,006	0,449
3 P	0,844	0,500
4 P	0,817	0,499
5 P	0,808	0,489
6 P	1,083	0,402
7 P	0,799	0,464
8 P	0,744	0,484
9 P	0,747	0,482
10 P	0,736	0,473
11 P	0,742	0,467
12 P	1,003	0,410
13 P	0,892	0,498

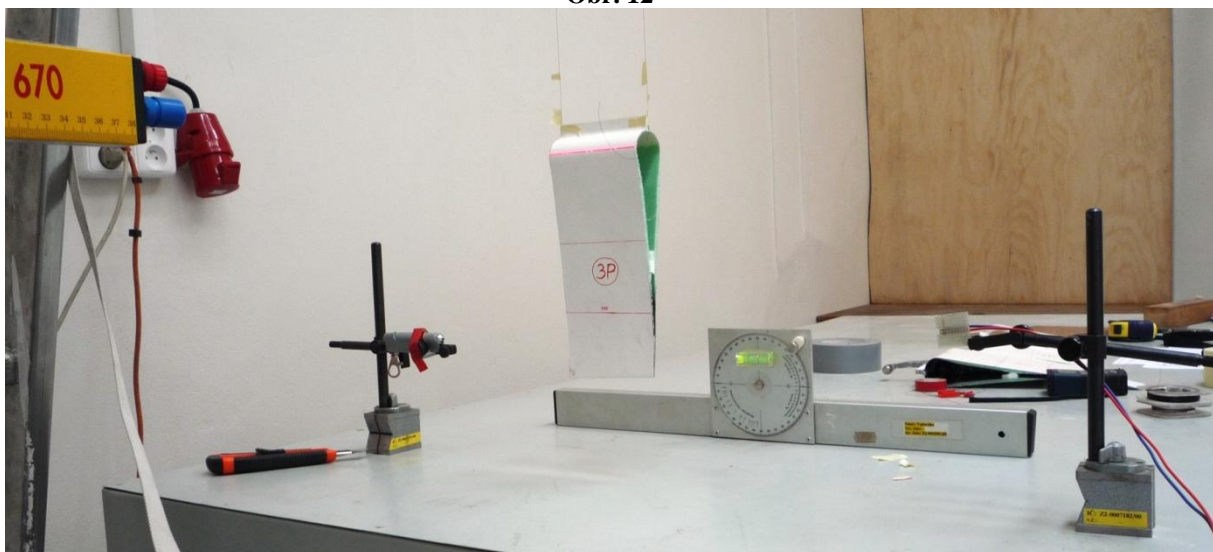
Tab. 4

4.5. Stanovení měrného momentu setrvačnosti k O.O.

Moment setrvačnosti segmentu k O.O. se určí metodou měření doby jeho kyvu okolo osy rovnoběžné s osou otáčení VK. Uspořádání měřící aparatury je zobrazen na Obr. 11 a 12. Princip metody spočívá v zavěšení segmentu pomocí dvou tenkých vlasců k závěsu, který představuje horizontální osu otáčení. Pomocí laserové vodováhy se zajistí, aby osa otáčení VK byla také horizontální a tudíž rovnoběžná s osou závěsu. Doba kyvu se měří pomocí optického senzoru – konkrétně laserového ukazovátka a fotodiody, která je přes vstupní port připojena k měřicí ústředně. Samotná data se měří pomocí softwaru LabVIEW 8.5 – za účelem zvýšení přesnosti výsledků se pro každý segment provádí 3 měření pro 10 kmitů.



Obr. 12



Obr. 13

Pro dobu kyvu (polovina doby kmitu) platí:

$$T = \pi \sqrt{\frac{J}{m \cdot g \cdot d}}$$

Moment setrvačnosti k ose závěsu se tedy spočítá jako:

$$J = \frac{T^2}{\pi^2} m \cdot g \cdot d$$

kde d je vzdálenost těžiště segmentu od osy závěsu (pro dané uspořádání měřicí aparatury platí $d = 2150 + x_T$). Výpočet momentu setrvačnosti k O.O. VK se pak provede transformací dle Steinerovy věty:

$$J_{O.O.} = J + m[(x_T - x_{O.O.})^2 - d^2]$$

Měrný moment setrvačnosti k O.O. se získá vydělením předchozího výsledku šířkou segmentu:

$$j_{O.O.} = \frac{J_{O.O.}}{l} \quad [\text{kg} \cdot \text{m}^2 / \text{m}]$$

Výsledné změřené i vypočtené hodnoty jsou uvedeny v Tab. 5.

č. seg.	doba kyvu [s]				d [mm]	J [kg.m ²]	J _{O.O.} [kg.m ²]	j _{O.O.} [kg.m ² /m]
	měření 1	měření 2	měření 3	stř. hodnota				
13 L	1,532	1,533	1,531	1,532	2246,6	0,4818	0,0184	0,1836
12 L	1,525	1,528	1,524	1,526	2234,4	0,5618	0,0195	0,1945
11 L	1,540	1,533	1,540	1,538	2248,5	0,4228	0,0187	0,1872
10 L	1,544	1,544	1,543	1,544	2256,2	0,4105	0,0200	0,1998
9 L	1,546	1,543	1,548	1,546	2258,2	0,4114	0,0207	0,2074
8 L	1,547	1,549	1,551	1,549	2260,2	0,4194	0,0224	0,2243
7 L	1,556	1,552	1,554	1,554	2259,7	0,4318	0,0258	0,2584
6 L	1,534	1,533	1,534	1,534	2245,2	0,5768	0,0233	0,2327
5 L	1,555	1,564	1,558	1,559	2288,6	0,5545	0,0303	0,3031
4 L	1,568	1,566	1,571	1,568	2305,1	0,5996	0,0359	0,3590
3 L	1,559	1,554	1,566	1,560	2306,1	0,6269	0,0309	0,3090
2 L	1,555	1,559	1,559	1,557	2298,7	0,5642	0,0277	0,3260
1	1,532	1,533	1,532	1,532	2241,1	1,4636	0,0593	0,4563
2 P	1,543	1,540	1,543	1,542	2263,7	0,4576	0,0200	0,2356
3 P	1,562	1,550	1,553	1,555	2273,8	0,4613	0,0257	0,2567
4 P	1,550	1,550	1,551	1,550	2271,2	0,4433	0,0226	0,2258
5 P	1,549	1,547	1,549	1,548	2266,2	0,4362	0,0218	0,2179
6 P	1,527	1,529	1,529	1,528	2243,6	0,5640	0,0193	0,1928
7 P	1,544	1,542	1,541	1,542	2255,7	0,4262	0,0201	0,2008
8 P	1,547	1,546	1,544	1,546	2257,9	0,3989	0,0201	0,2009

9 P	1,543	1,550	1,540	1,544	2255,0	0,3992	0,0198	0,1979
10 P	1,545	1,545	1,543	1,544	2250,6	0,3927	0,0203	0,2029
11 P	1,539	1,535	1,540	1,538	2246,9	0,3919	0,0177	0,1768
12 P	1,526	1,524	1,529	1,526	2232,9	0,5186	0,0188	0,1884
13 P	1,518	1,518	1,518	1,518	2216,1	0,4525	0,0148	0,1484

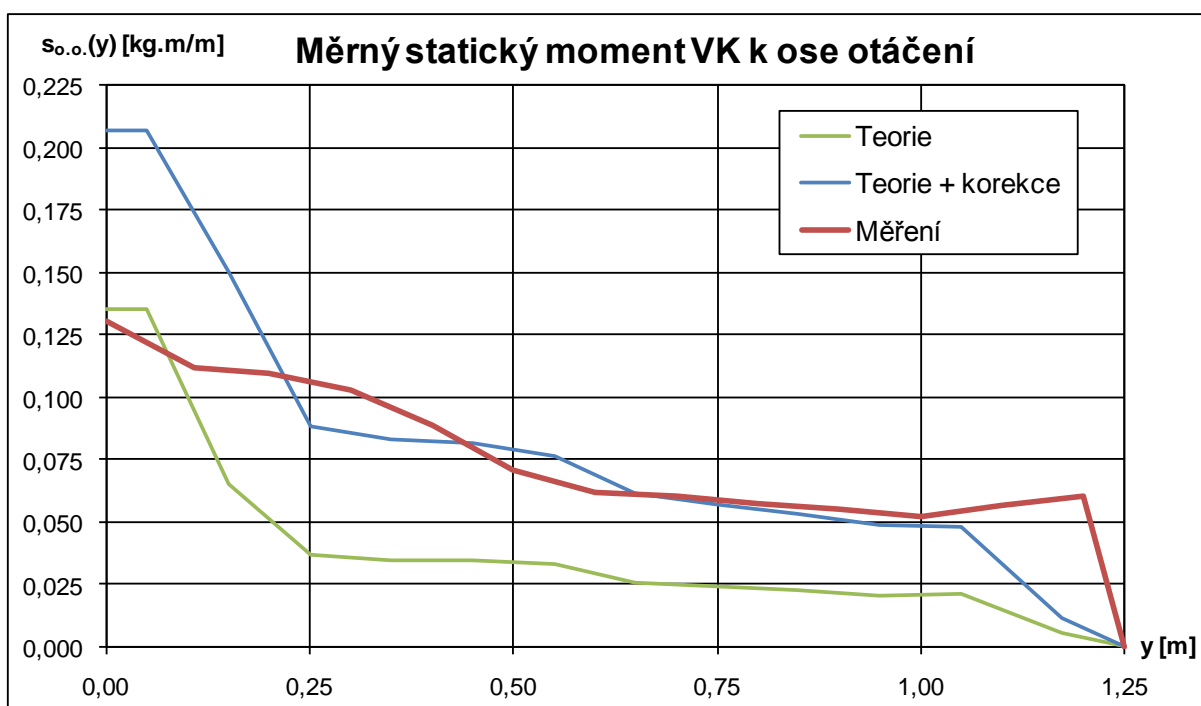
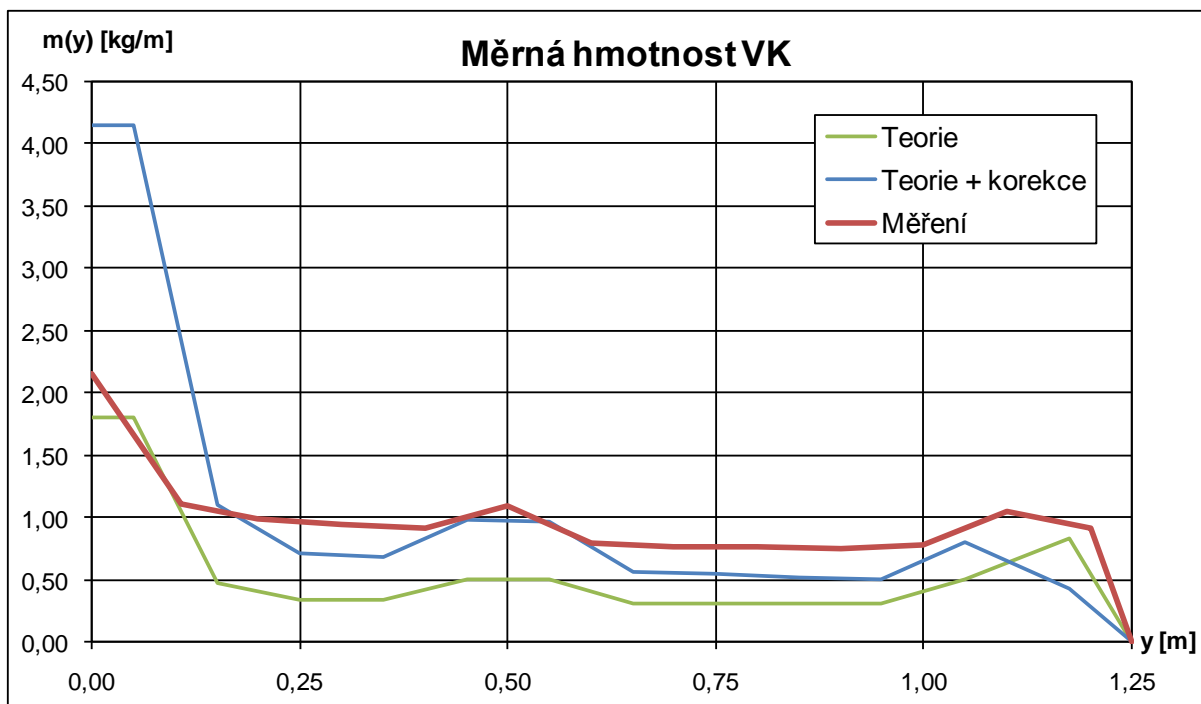
Tab. 5

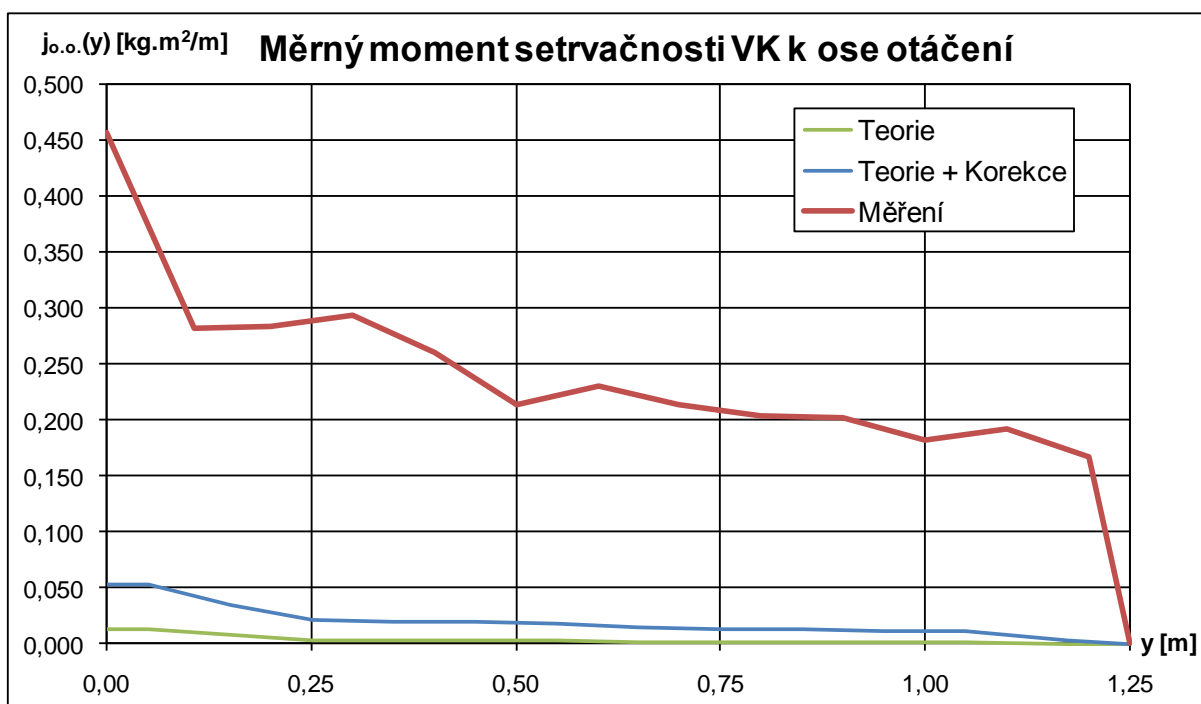
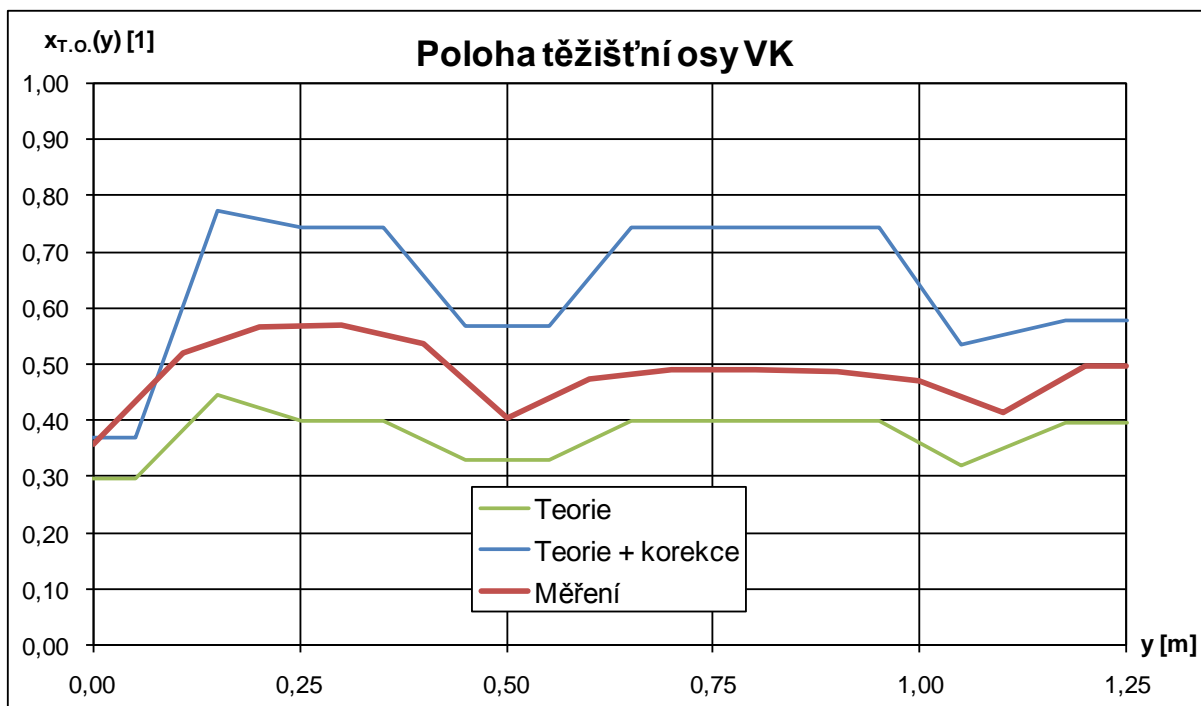
5. Zpracování dat

Jelikož se při následném zpracování hmotnostních charakteristik za účelem stanovení aeroelastických vlastností VK pracuje pouze s polovinou kormidla, je potřeba změřená data dále zpracovat. Plech přínýtovaný k OH VK na jeho levé straně způsobuje asymetrii výsledků vůči ose VK. Proto se v dalších výpočtech bude pracovat s průměrnou hodnotou zahrnující levou i pravou polovinu kormidla. Výsledné hodnoty určovaných charakteristik jsou uvedeny v Tab. 6. Následuje ještě grafické zpracování výsledků, kde jsou pro porovnání vyneseny i křivky rozložení odpovídající teorii a také její korekci (viz. kap. 2).

souřadnice	měrná hmotnost	měrný statický moment k O.O.	poloha těžištní osy	měrný moment setrvačnosti k O.O.
y [m]	(y) [kg/m]	$s_{O.O.}(y)$ [kg·m/m]	[1]	$j_{O.O.}(y)$ [kg·m ² /m]
0,000	2,1523	0,1308	0,3579	0,4563
0,108	1,1018	0,1123	0,5187	0,2808
0,200	0,9840	0,1097	0,5648	0,2829
0,300	0,9405	0,1029	0,5681	0,2924
0,400	0,9055	0,0889	0,5346	0,2605
0,500	1,0910	0,0708	0,4045	0,2128
0,600	0,7975	0,0624	0,4717	0,2296
0,700	0,7610	0,0602	0,4881	0,2126
0,800	0,7570	0,0576	0,4882	0,2027
0,900	0,7520	0,0556	0,4856	0,2014
1,000	0,7710	0,0526	0,4701	0,1820
1,100	1,0450	0,0571	0,4126	0,1914
1,200	0,9055	0,0606	0,4972	0,1660
1,250	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000

Tab. 6





6. Závěr

Cílem tohoto měření bylo zjistit vybrané hmotností charakteristiky výškového kormidla ultralehkého letounu Lambada. Z výsledných grafů pro měrnou hmotnost, měrný statický moment okolo O.O. a polohu těžištní osy. Lze konstatovat, že experimentální hodnoty poměrně dobře kopírují trendy závislostí předpověděné teorií a korigované na reálné hodnoty. Případné odchylky od teorie jsou způsobeny několika faktory.

Zprvė kvalitou dodané technické dokumentace (např. skutečná hloubka VK se odlišuje od té v dokumentaci až o 17%; v kladecích plánech nebyly uvedeny přesné rozměry a poloha všech vrstev tkanin atd.). Dalším faktorem je samotný způsob výpočtu, kdy z důvodu jednoduchosti bylo VK rozděleno pouze na konečně malý počet elementů a charakteristiky těchto elementů se pak stanovily jako charakteristiky geometricky nejbližších elementárních těles. Svou roli nesporně sehrála i technologie výroby, neboť při ruční laminaci nelze dost dobře kontrolovat prosvycování jednotlivých vrstev tkanin a tudíž vznikly oblasti "bohatší" na pryskyřici a naopak.

Samostatnou kapitolu pak tvoří analýza výsledků měrného momentu setrvačnosti okolo O.O., kdy se experimentální data odlišují od teoretických korigovaných až o cca 1000%. Tento zhruba desetinásobný rozdíl je podle mého názoru ovlivněn přesností změřených dob kyvu (např. změna doby kyvu o 0,04s má za výsledek cca 20-ti násobnou diferenci ve výsledném měrném momentu setrvačnosti okolo O.O.). Ačkoliv samotná metodika měření (tj. tři měření deseti kmitů pomocí optického snímače) poskytuje dostatečnou přesnost, otázkou zůstává, nakolik ovlivní přesnost výsledku odchylky od teorie metody jako je např. nerovnoběžnost os otáčení a závěsu, aerodynamický odpor způsobený pohybem segmentu atd. Proto pro další zpracování dat doporučuji použít měrné momenty setrvačnosti okolo O.O. stanovené pomocí teorie a korigované na reálné VK.

EXPERT INVESTIGATION OF A POSSIBLE CAUSE OF THE OK-NUA 09 "UFM-13 LAMBADA" AIRCRAFT AFTBODY DAMAGE DUE TO FLUTTER

Introduction

On March, 21, 2009, a UFM-13 Lambada (aircraft registration number OK-NUA 09) was damaged after it encountered a sudden disintegration of its empennage and aft part of fuselage during the flight. Pertinent to this aircraft accident the Air Accidents Investigation Institute (Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod (ÚZPLN)) requested an expert opinion whether an aeroelastic phenomenon such as flutter could play some major role in this accident. This task has been assigned to the aeroelastic department of the Aerospace Research Centre (CLKV) based at the Faculty of Mechanical Engineering, Czech Technical University in Prague.

Flutter Calculation Method

The flutter calculation method used for obtaining the results is based on extracting frequencies and damping for each mode of the structure for given cruise speeds (the "p-k" model [1]). Natural frequencies and mode shapes were obtained from the vibration ground test.

The calculation method uses a structural model with both free and fixed control surfaces and allows for a mass-aerodynamic forces interaction - [2], [4]. This requires modal characteristics of the aircraft structure with fixed control surfaces and also modal characteristics of the control surfaces with fixed aircraft structure on the other hand.

Mass parameters for the flutter equations (the so-called generalized masses) are calculated from the distribution of mass characteristics along fixed aerodynamic surfaces and control surfaces. The additional "effective moment of inertia" accounts for an influence of aircraft control systems. The influence of a pilot is simulated by attaching a 1kg mass to the control stick.

Aerodynamic forces (esp. their generalized forms in the flutter equations) are simulated by Theodorsen's model of a harmonically oscillating thin profile with a flap – [6], [4].

Criteria and guidance for determining critical flutter conditions are described in FAR 23.626 – [9].

Vibration test

Vibration test represents an experimental modal analysis of the empennage with the rudder and elevator fixed to the fin and stabilizer respectively. The test was performed on an aircraft supported on soft springs (Fig. 2.2.)

Two electrodynamic shakers placed symmetrically with respect to the longitudinal plane of symmetry were used to excite symmetric and antisymmetric vibrations on the aircraft structure. A response of the structure were measured by piezoelectric accelerometers placed in a mesh arrangement (Fig. 1.1 and Fig. 4.1.). Measured data (excitation signal of the shakers and signals from the accelerometers) were then post-processed by FFT (Fast Fourier Transform) using BRÜEL&KJÆER Pulse analyser and Pulse LabShop software – Fig. 7.1.

Natural frequencies and modal shapes were evaluated and animated in the ME'Scope post-processor. (Fig. 6.1.)

Vibration tests of the control surfaces were performed separately on a grounded aircraft with the stabilizer and fin being fixed.

As far as the generalized masses are concerned, the modal shapes were evaluated in each point of the structural mesh. They were subsequently transformed into torsional and bending components of the stabilizer/control surface deformation along the respective span.

Modal shapes of the empennage were analyzed for "light" weight configuration 388kg and MTOW configuration 600kg (see Table. 1.1. and Table 1.2). Modal characteristics of the light weight configuration (388kg) were used for the flutter analysis because the structural weight demonstrated only a negligible effect on the results.

Natural frequencies of the isolated elevator and rudder are listed in Table 1.3 and Table 1.4. respectively. Frequency characteristics of the elevator were investigated for both the pilot effects (simulated by a 1kg mass attached to the control stick) and for free control stick. Directional control system was investigated only for the free controls configuration.

Modal shapes of the aircraft structure and the elevator were not compensated for possible deviations of the resultant values from the theoretical symmetry or antisymmetry.

Mass characteristics

Mass characteristics represent a distribution of specific mass, static moments and moments of inertia along the respective aerodynamic surface wingspan. The resultant graphs are plotted in Figures 2.4. to 2.14.

Table 2.1. lists values of the additional effective moment of inertia of the longitudinal and directional control systems.

The mass and static moment distribution of the elevator correspond to a real structure analysis – see Appendix II (p33-48).

Model parameters and configurations

All the calculations were performed for the altitude of 800m ISA in the range of cruise speeds up to 120% of the design speed V_D EAS i.e. 294km/h EAS (which corresponds to 320km/h TAS).

Only the rudder by itself was assumed to be present for the symmetric configuration of the vertical tail. Furthermore, the calculations do not account for any possible structural damping.

Calculation of flutter characteristics

Plots of aerodynamic damping vs. cruise speed (EAS) for both the aircraft structure and control surfaces are listed in the Appendix I (p26-32). The damping is expressed as a negative decrement of the damping ratio d which is connected to the structural damping by the following formula: $\gamma = (-d)/\pi$.

Determination of the critical flutter speed

The tables (see below) present results of the critical flutter speed determined by an analysis of the plots in Appendix I (p26-32) in compliance with FAR 23 626. Herein, an average value of the inherent structural damping of $\gamma = +0,03$ (i.e.. $d = -0,1$) is used to determine the value of the critical flutter speed provided that the slope of the curve is not steep.

SYMMETRIC	$V_{FL}(EAS)$	description
fixed controls	163km/h	a) 1 st modal shape of the empennage (vertical motion), not necessarily critical, reversal to damping after reaching 173% of critical damping value at 211km/h (EAS) b) 6 th modal shape of the empennage, continuous build-up, critical damping reached at 198,1km/h (EAS)
free controls	not present up to $1,2V_D(EAS)$	

ANTISYMMETRIC	$V_{FL}(EAS)$	description
fixed controls	248km/h	6th modal shape of the empennage, continuous build-up
free controls	not present up to $1,2V_D(EAS)$	

Conclusion – assesment of a potential flutter occurence of the UFM-13 Lambada OK-NUA

The results of the flutter calculations based on the experimental vibration tests and detailed mass properties evaluation of the original elevator of the crashed aircraft show a potential for flutter occurrence (i.e. self-induced empennage vibration).

The minimal theoretical value of the flutter speed at 800m ISA is 163km/h EAS assuming standard interaction of a pilot with control stick, free pedal control, and symmetric impulse to the horizontal tail. However, this mode does not evolve explosively and shows a reversal tendency at 211km/h EAS. Its maximum excitation also doesn't exceed 200% of a commonly assumed value of the structural damping for metal aircraft structures. Therefore it is possible that this mode does not occur depending on the real damping of the Lambada aircraft composite structure.

Second critical flutter for the same conditions (pilot-controls interaction, symmetric impulse) is 211km/h EAS. In this case the mode is combined and irreversible.

As far as the antisymmetric impulse is concerned, the critical speed for the same conditions (pilot-controls interaction) is 248km/h EAS. In this case the mode is combined and irreversible as well.

In the case of free-stick controls the construction doesn't show any tendency to flutter up to $1,2V_D(EAS)$ i.e. 320km/h EAS for both symmetric and antisymmetric excitation.

The flutter occurrence is supported by a mass imbalance of the elevator. Static moment of the elevator balance mass reaches only 85,2% (0,165kg.m) of the total static moment i.e. the remaining 14,8% represent the missing static moment of 0,029kg.m for reaching of the total needed value of 0,194kg.m in front of the hinge axis.

The laboratory analysis (see Appendix II, p33-48) showed an excessive concentration of composite matrix close to the elevator trailing edge compared to technical documentation which assumes an even distribution of the matrix. This manufacturing imperfection caused a shift of the centre of gravity axis to the elevator trailing edge which subsequently caused the static imbalance mentioned above. However, it doesn't have to correspond to the total imbalance of 0,194kg.m.