



**of the Czech Republic**

**Ref. No. CZ-09-046**

## **FINAL REPORT**

**Investigation of microlight aircraft accident, type UFM 13 Lambada  
Registration Mark OK-NUA 09  
on 21<sup>st</sup> March 2009**

Prague  
December 2009

*The report's information, findings and conclusions concerning the aircraft accident or system failures endangering operational safety are solely of informative nature and can only be used as recommendations to prevent similar accidents due to similar causes. The author of the Final report states explicitly that it cannot be used to lay the blame or responsibility for the accident on anyone or to file insurance claims.*

## **A) Introduction**

Operator: private, Czech Republic  
Aircraft manufacturer and model: Urban Air company, type UFM 13 Lambada  
Registration Mark: OK-NUA 09  
Place of incident: South village Nákří, Czech Republic  
Date and time: 21<sup>st</sup> March 2009, 13:20 (all times are UTC)

## **B) Synopsis**

On 21<sup>st</sup> March 2009 AAI (Czech Republic Air Accident Investigation Institute) was notified of the air accident of a microlight aircraft near the village of Nákří. During the flight the fuselage got broken and the plane crashed. Its two-member crew was not injured as the plane hit the ground but the plane was damaged.

Based on the airplane documentation and through physical comparison of the plane's main structural parts the commission has found out that the airplane did not match the Type Certificate ULL – 021/98 including supplements as issued by LAA CR (Light Aircraft Association of the Czech Republic) and in spite of that it was marked as UFM-13 Lambada, wing extensions modification UFM 13/15 (further see part 1.6). The airplane was registered under this marking and filed in LAA CR administration as ULLa (microlight category). During the accident further investigation and when elaborating the accident final report, the Commission proceeded as if the event concerned a microlight aircraft mishap and for this reason corresponding terms have been used.

The final report on the incident issued AAI based :  
Beranových 130, 199 01 Prague 99, Czech Republic  
fax: +420 266 199 234  
web site: [www.uzpln.cz](http://www.uzpln.cz)

The cause of the accident was investigated by an Air Accidents Investigation Institute commission comprising:

Commission chairman: Mr. Ing. Lubomír Střihavka, AAI  
Commission member: Mr. Milan Pecnik, AAI  
Mr. Ing. Petr Chvojka, LAA CR inspector

## **C) The report includes the following main parts:**

- 1) Factual information
- 2) Analysis
- 3) Conclusions
- 4) Safety recommendation
- 5) Annex No.1

*Abbreviations used:*

<i>AAIL</i>	-	<i>Air Accidents Investigation Institute of the Czech Republic</i>
<i>AGL</i>	-	<i>above ground level</i>
<i>AMSL</i>	-	<i>above mean sea level</i>
<i>GS</i>	-	<i>ground speed</i>
<i>CHMÚ</i>	-	<i>Czech Hydrometeorological Institute</i>
<i>LKHS</i>	-	<i>Hosín airport</i>
<i>LKR</i>	-	<i>limited airspace</i>
<i>LAA CR</i>	-	<i>Light Aircraft Association of the Czech Republic</i>
<i>MTOM</i>	-	<i>maximum take-of mass</i>
<i>ULLa</i>	-	<i>microlight category</i>
<i>QFE</i>	-	<i>Atmospheric Pressure at Aerodrome Elevation</i>
<i>RWY</i>	-	<i>runway</i>
<i>s/n</i>	-	<i>serial number</i>

## **1 Factual information**

### **1.1 History of the flight**

The flight history has been established on the pilot's testimony basis and that of other persons on board. The data have been further specified according to the logger record and secondary radar responder. The flight was executed as a VFR flight without a flight plan.

#### **1.1.1 Flight history according to testimony of both of the microlight pilots**

The pilot executed the flight from the LKHS airport westwards in the LKR 8 limited airspace and intended to land back at the airport where he had taken off. There was another person with flying qualification aboard the plane (further referred to as co-pilot). The take-off was performed from RWY 24 at 13:15 h. The aim of the flight was to verify the secondary radar's work and engine consumption at microlight horizontal flight. After approximately a ten-minute flight the plane reached a height of ca 500 m AGL and continued with a heading of 300° to 315°. At a distance of ca 14 km from the airport at an indicated speed of 190 km/h the elevator control had an abrupt swift oscillation followed by a quick change in aircraft attitude into the "on-back" position. The pilot found out the aft fuselage with tail plane had a strange position with respect to the cabin and started a rescue operation by activating the pyrotechnic rescue system. The co-pilot took an active part in handling the situation by taking over airplane control and trying to stabilize the airplane's position. This effort had no effect and the plane was falling nosedive. At that moment communication about the hopeless situation took place between the crew. However the pilot told the co-pilot *...we are already on the parachute...* and the crew awaited a ground impact. On hitting the ground, the plane turned over dorsal down. After removing the cabin glass dice, both of the pilots left the plane in a hurry.

As the airplane hit the ground, the crew members did not suffer any injury to require treatment. The tail part of the fuselage got broken and damaged in the impact.

### 1.1.2 Flight history according to “logger”

Aboard microlight was installed an instrument Filser LX 5000, so called “logger”. This instrument records data (time, route speed, altitude above sea level, position...) from GPS. Therefore in this section the height data were recalculated to AGL and the speed is related to the aircraft movement relatively to the ground (GS).

According to the data recorded, the plane took off at 13:15:11 from RWY 24 LKHS. After one minute and five seconds from the start the plane reached a height of 237 m and a speed of 150 km/h. After another one minute the plane achieved a height of 352 m and a speed of 180 km/h. After another two minutes the height was 403 m and the speed 192 km/h. At 13:20:26 the heading was 319° at 371 m height and 194 km/h speed. Ten seconds after getting these data, the speed jumped down to 0 km/h and the height to 308 m. At 13:21:16 the speed and height values were zero.

It follows from the above data that the flight lasted six minutes and five seconds and the critical event took place at 371 m AGL at 194 km/h GS.

The flydat instrument type TL-3724STD indicated that engine speed had not exceeded 5,300 rpm. The value of vertical speed oscillated +/- 1 m/s across the route sectors.

The secondary radar responder recorded the same values.

## 1.2 Injuries to persons

Injuries	Crew	Passengers	Others (inhabitants, etc)
Fatal	0	0	0
Serious	0	0	0
Light/no injury	0/1	0/1	0

## 1.3 Damage to microlight

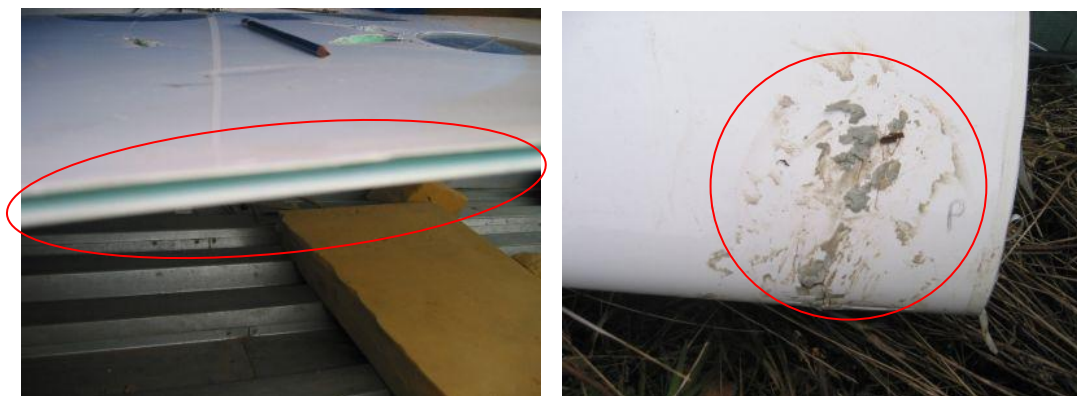
The fuselage got broken in flight in place where it changes to the spindle-shaped tail part. Further, horizontal tail plane and engine cowling were damaged, propeller was destroyed, cabin window and frame got broken and left wing trailing edge was delaminated. There was a crack in the right wing 10 cm from the root, causing lost of cavity tightness of the integral fuel tank.



Damaged of fusselsage



**Damaged of horizontal tail plane and engine cowling**



**Damaged of left wing trailing edge and right wing**

#### **1.4 Other damage**

No other damage.

#### **1.5 Personnel information**

Pilot age/sex	42 y. / male
Qualification	pilot - instruktur GLD, TMG pilot - instruktur ULLa (microlight)
License validity	valid
Medical certificate	valid, no limits
Number of hours on GLD	2,600
on TMG	200
on microlight	450

Co-pilot age/sex	46 y. / male
Qualification	pilot - instruktor SEP land, MEP land, TMG, FI(TM) pilot - instruktor ULLa (microlight)
License validity	valid
Medical certificate	valid, no limits
Number of hours on all A/C	2,000

Both of the crew members are experienced pilots. They intended to check the function and correct work of the secondary radar responder and to verify engine consumption in horizontal flight at the highest speed possible as preparation for a later attempt to break record in endurance and time of flight in the TMG category.

## 1.6 Aircraft information

Microlight category ULLa type UFM 13 Lambada, modification UFM 13/15 is designed for touring and pleasure flying with restriction to non-aerobatic operation. Microlight is a one-engine all composite frameless mid-wing abreast two-seater. The tail-plane is T-shaped design. Fixed undercarriage with a steerable tail skid. Microlight UFM 13/15 modification may be fitted with removable wing extensions. No extensions were used in the flight.

It was found out that the crashed airplane wing had no flaperons, but only wings with ailerons without flaps. This design difference is in contradiction with the ULL – 021/98 Type Certificate and its supplements. This configuration is designed for U.S. market where these airplanes are operated in S-LSA category (light planes with MTOM less than 600 kg.).

Microlight MTOM in basic configuration with a rescue system is 472.5 kg.

Aircraft manufacturer and model: Urban Air company, type UFM 13/15 Lambada

Registration Mark: OK-NUA 09

Year of build: 2008

Serial Number: 108/13

Empty weight: 317 kg (check March 10, 2008)

Crew permissible mass with 25 l fuel: 138 kg

SLZ registration document valid till 14 March, 2010 was issued on March 14, 2008.

The microlight was powered by Rotax 912 UL engine, s/n 44008900 and a 162-2-R Varia Prop. Propeller s/n PA 10848716013. On the airplane there was a Galaxy 6/473 Soft B/R Rescue system s/n 3613/08/189/4345. Further, the plane was equipped with a tow device type E85 s/n 159765.

Microlight was maintained conforming to the flight and operation manual. The last maintenance was carried out on November 18, 2008 at total flight hours amounting to 109:30 hours. At the time of the accident A/C had accumulated 194:40 hours of which 122:46 hours in power regime. Number of landing totaled 257 cy. The operator reported the tow device had not been used despite it was installed. The commission recommended to check the tow device by experts.

Before taking off the fuel tanks were filled with 25 l of automobile petrol Natural 95.

MTOM at the time of the take-off was calculated 471.5 kg.

## 16.1 Microlight design

Microlight was an all composite design. The wing had been strength-tested at VUT Brno (Technical University of Brno, Czech Republic). The tests did not include aeroelasticity trials on the plane structure. In 2008 the Aviation and Space Research Centre of Prague Technical University Faculty of Engineering (FS-ČVUT Ústav letadlové techniky) was requested by the manufacturer to make out a flutter resistance certificate of the tail-plane of microlight type UFM 13. This project has not been finished but some data from measurement have been collected.

The commission used these data and asked for their evaluation and resulting conclusions. The report was amended with values from the crashed microlight. The conclusions are given in Annex no. 1.

Microlight is made mainly from composites using glass or carbon fibers soaked in resin. Some parts are reinforced with polyurethane foam. Written documents on the microlight manufacture s/n 108/13 and physical inspection of the main parts did not indicate presence of fundamental manufacturing defects or failure in manufacturing technology of the plane set by the manufacturer. However, in order to have input values to check the mass characteristics of the elevator, the elevator was cut into segments and it was discovered that the manufacturing technology using manual laying of layers and impregnating the fibers with resin did not guarantee uniform impregnation of layers which leads to non-uniform mass distribution in the airfoil thickness. It was also found that the elevator showed a manufacture-caused shape and size deviation (see Annex no. 1). To have further information relevant to this fact, the commission got from the manufacturer manufacturing documents of previous horizontal stabilizers. The documents show that up to s/n 53/13 solely glass fabric was used, the stabilizer mass being 7.9 kg. From s/n 55/13 to 86/13 a different composite composition was used so that the mass ranged from 6.1 to 6.85 kg. Manufacturing tolerance was 5%. The five per cent tolerance is 0.31 kg as calculated from the average mass of horizontal stabilizers. From 2007 year, s/n 91/13 to 126/13, the assembly unit elevator-stabilizer was weighed separately. The mass of elevators ranged from 2.06 to 2.5 kg, those of stabilizers ranged from 4.07 to 4.95 kg. The mass of the whole horizontal tail unit of the investigated microlight was 6.62. In addition, it was found out that from 2008 and from s/n 107/13 the horizontal tail surfaces were manufactured by another manufacturer. The tolerance set by the manufacturer was again 5%. Horizontal tail units of this series were mounted on both of the crashed airplanes (OK-NUA 09, s/n 108/13 and N17UA, s/n 111/13).

The manufacturer uses for microlight modifications of this type a number of identical assemblies and parts. Design configurations of horizontal and vertical tail surfaces and fuselage are the same for all microlight modifications and S-LSA airplanes. The horizontal tail surface is attached to the fin by two pins secured with a screw. The steering rod is connected with the elevator with a quick-acting coupler and the elevator is attached through five composite hinges. The elevator control rod is made of a thick-walled steel material, which simultaneously works as a mass balance of the longitudinal control. It can be seen in Annex no. 1, that despite this design the assembly is mass-balanced to 85.2%. The static unbalance of 14.8% corresponds to the missing static moment 194 kgm ahead of axis of rotation of the elevator. On the trailing edge the elevator was equipped with a trim tab made of light metal. The manufacturer provided documentation, but the trim tab was missing in the microlight assembly drawing. Microlight is also longitudinally balanced by placing an electric battery of cca 5 kg into the fin of the vertical tail surface.



### 1.6.2 Microlight registration procedure of LAA CR

On March 10, 2008 a service protocol was filled out in which microlight is identified as UFM-13 Lambada. The notion “lift flaps” was scratched in the test protocol. An microlight registration document was issued on March 14, 2008 under the designation UFM-13 Lambada. A document of insurance payment was added to the registration document and based on that, microlight was filed into the Czech Light Aircraft Association and a technical certificate was issued with a validity till March 14, 2010. Microlight was assigned a registration mark OK-NUA 09.

### 1.6.3 SLZ operation restriction – flight manual

Microlight had a flight manual issued for UFM-13 type, s/n 108/13. Microlight modification is not specified in the flight manual. The flight manual contains actions including the emergency procedures that are the same as for UFM-13 type with nose undercarriage and wing with flaperons.

The speed limit colour designation on the speed indicator did not correspond to data in the flight manual.  $V_{NE}$  was marked at 220 km/h. This value holds for aircraft of S-LSA category.



Colour-codet of max. speed on microlight airspeed indicator Reg.mark OK-NUA 09

#### 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

Flight manual of Reg.mark. OK-NUA 09



## 1.7 Meteorological information

Description of the meteorological situation was made out from a report by the Czech Hydro-meteorological Office and the annex to the SYNOP statement of Temelin station.

Report of Hydro-meteorological Office:

Situace: Slábnoucí 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

SYNOP statement of Temelin station:

SIVOK - Vypis ze zprav 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

Meteorological conditions were also described by the pilot of a plane who was carrying out agricultural activities in the LKR cca 10 to 15 km north of the accident site. The pilot reports the sky was first clear in the middle of morning, then the cloudiness was 6/8 of the sky coverage and at the same time there began a strong turbulence in ground levels up to 50 m AGL. In the afternoon the cloudiness diminished and single cumuli began to appear with strong upward air streams.

## 1.8 Aids to navigation

NIL

## 1.9 Communications

When changing into the horizontal flight, the pilot communicated with the ATS Praha Terén.

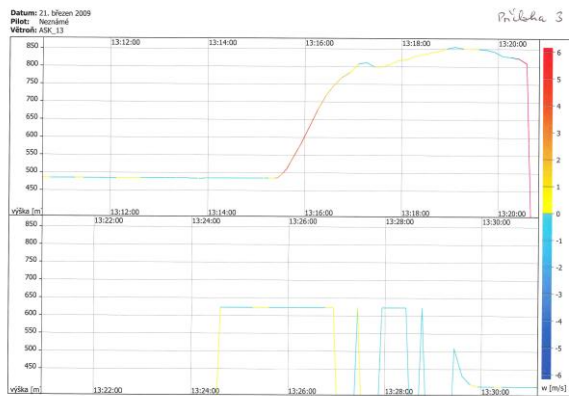
## 1.10 Aerodrome information

The plane took off from the Hosín domestic public airport and landed in the field near the Village of Nákří using its Rescue parachute system.

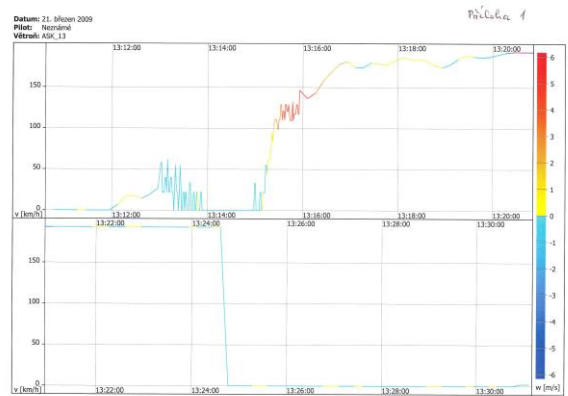
## Flight recorders

On board the plane there was a “logger” recorder type FILSER LX 5000 IGC-220 GPS, s/n 01445. The instrument had been disconnected following the electricity cut off as the plane hit the ground. There was no visible damage to the instrument, which made it possible to evaluate the data recorded. The record was evaluated using a computer and a program provided by the operator.

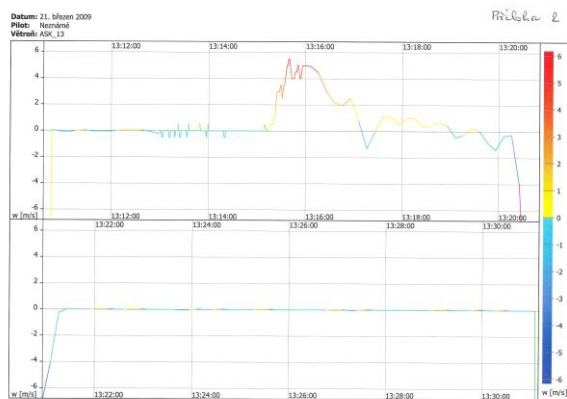
*Note. Logger time is set at local time and aircraft identification is ASK 13.*



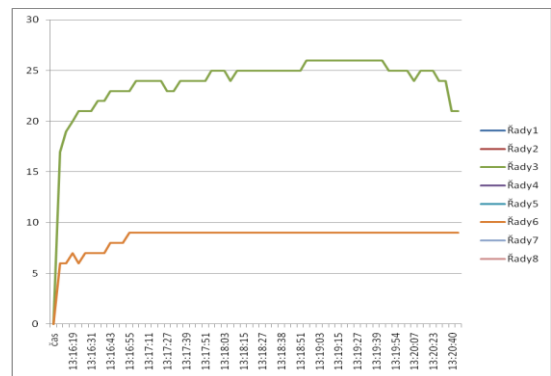
**Altitude**



**Ground speed**



**Vertical speed**



**SSR Radar**

### 1.12 Description of accident site

The site of the accident was at the southern part of the village of Nákří near town Hluboká nad Vltavou. The accident site coordinates are as follows: N 49° 06'44'', E 014° 20'12'' and elevation above sea-level is 332 m.

Fallen on the ground, microlight lay on its back. The aft part of the fuselage had been separated, hanging just on the rest of the cables of direction control and accumulator cables. The front part of the fuselage and the port wing's hinge were damaged by the impact. Fastening belts were unbuckled. The rescue parachute was attached to the fuselage. In the accident surroundings there was free land without obstacles.

About 50 m behind the wreckage there were electricity lines.



**On hitting the ground and firemen's action HZS was turned back**

On the port side of fuselage was a crack at an angle of 45 – 50° in radial direction to the fuselage axis. The rest of the elevator control rod, cables and tubes had been deflected to left. The missing part of the body shell 10 x 10 cm large was found around 200 m from the impact spot opposite to the flight direction. After dismantling the elevator it was found out that connection between the elevator bracket and the fin, and the inner fin structure were delaminated.

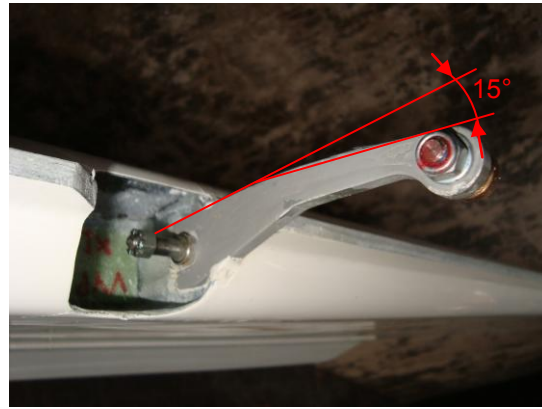


**Damaged of left side fuselage**



**Damage of connection between the elevator bracket and the fin**

After dismantling the elevator it was discovered that three hinges of the elevator were damaged. The connecting lever of the rudder control rod was deflected ca 15° downward.



**Damage of hinge and elevator control lever**

### **1.13 Medical and pathological information**

Neither of the pilots suffered injury requiring treatment

### **1.14 Fire**

NIL

### **1.15 Survival aspects**

No search has been organized. Rescue service, Police, and Firemen were called out to the accident site by the accident participants.

#### **1.15.1 Rescue parachute system**

Microlight was equipped with an emergency system Galaxy 6/473 Soft B/R, s/n 3613-08-189-4345. Analyzing “logger” data it was found out that the system had been activated ca 5-7 s after the fuselage had broken ca 300 m above the ground. The canopy cover of the rescue parachute had been cast slant under the falling airplane. This position confirms the pilots’ testimony they were “head down” after the fuselage had broken. The calculated trajectory needed to stabilize the fall of the plane was 120-150 m. For the last 5-7 m of the downfall the plane was sinking in a stable position with a vertical speed of ca 6 m/s. At rescue system’s activation the activation speed was not exceeded since the parachute canopy tearing seams had not been ripped open. It may be suggested that the aircraft downfall speed at the time of system activation and canopy filling had been reduced to less than 120 km/h.

### **1.16 Tests and research**

The AAI commission ordered to:

- Finish and evaluate background documents certifying the microlight structure flutter resistance from the measurements conducted in 2008 by the Aviation and

Space Research Centre of CVUT Prague, Aircraft Institute of Faculty of Engineering.

- Assess wear of the towing device by Mechanoscopy Laboratory of the Police of Czech Republic.

#### 16.1 Evaluation of SLZ flutter resistance

The flutter calculation results based on experiments of ground frequency tests and a detailed mass analysis of the elevator of the crashed microlight point to the real possibility of the tail plane's self-excited oscillations. The lowest theoretical (calculated) "flutter" speed at 800 m MSA occurs at a speed of 163 km/h EAS.

*Note: Full text of the report on microlight flutter resistance is given in Annex no.1, to this final report only Czech language, but on the end is shortly report on English language.*

#### 16.2 Wear assessment of towing device

It follows from the research that the towing device has no trace of wear on its active parts which could be attributed to towing. On the mechanism bottom part facing earth there were numerous scratches, indents and holes caused by crash into a solid obstacle. According to the operator these scratches were due to microlight rear part rubbing the ground when passing the border between grassy and concrete airport surfaces. The operator classified them as "light scratching".

### 1.17 Organizational and management information

NIL

### 1.18 Additional information

On June 23, 2009 an accident took place in the US territory (near San Antonio) involving a light aircraft of S-LSA category, type UFM-13 Lambda registration N17UA s/n 111/13 (the accident is registered in NTSB database under CEN09LA379).



Photo of UFM-13 Reg. mark N17UA, air accident in U.S.A.

Taking into account the mishap consequences on the aircraft, both the US and the Czech accidents were most likely identical. Mutual exchange of information on both of



the events has been started immediately. It was agreed that NTSB will await results of microlight flutter resistance calculation and AAll investigation report on the accident in the Czech Republic.

#### 18.1 Microlight manufacturer

Following the accident, negotiations with the manufacturer took place. As a result a binding bulletin no. UFM 13-1/2009 has been issued, in which operation restrictions were set and a check on elevator hinges was ordered. The bulletin has been distributed to foreign operators, too. Since then the operator yielded some information on microlight manufacture, but later stopped communicating. Several attempts to renew contacts were without success. It was found that that the manufacturer passed under a bankruptcy administrator, but contact attempts were again unsuccessful.

### 1.19 Useful or effective investigation techniques

The incident has been investigated according to L 13 National Regulation (Investigation into Air Accidents and Incidents of the Czech Republic) as per recommendation of ICAO (Annex 13).

As for the accident in the U.S.A, the AAll commission did not check procedures applied to differential flight tests of UFM-13 modification S-LSA. The S-LSA category is not operated in the Czech Republic.

## 2 Analyses

It follows from the analysis done that the most likely cause of the accident was “flutter”, an aeroelasticity phenomenon, which occurred on the horizontal tail surface bringing about a loss of integrity of the fuselage and in-flight separation of its rear part.

### 2.1 Effect of microlight construction on flutter

Aeroelasticity phenomena that may develop during the flight are linked with an aircraft structural design. Some technological, design and manufacturing deviations may cause this effect to appear in flight even within operation limits for a given airplane, particularly if a real chance of its appearance is not positively excluded. The revealed fact that the elevator manufacture experienced a non-uniform mass distribution (resin flow, trim tab assembly...), which caused the elevator’s static unbalance, made flutter more likely to take place on this part of horizontal tail surface. From the point of view of the airplane construction, damping of the self-excited oscillation of a composite structure need not necessarily lead to the critical conditions. The aeroelastic phenomena were probably provoked also by the T-shaped empennage design and by interference of the vertical and horizontal surfaces. From the experimental results available it is very unlikely that the fuselage destruction could have been caused solely by one factor. Only a few defects of elevators were revealed during their inspection by the manufacturer. The operator of the microlight with damaged hinges did not know of any similar case of steering vibration. In this connection the manufacturer issued a bulletin UFM 13-2/2009 on how to repair damaged hinges.

## 2.2 Effect of flight conditions on flutter

From the pilots' testimony and the "logger" records the fuselage was apparently destroyed in a horizontal and stable flight, which from the point of view of speed was executed near the upper limit of operational restrictions for this type of microlight. The upper limit of the operational restriction was not established unambiguously. Restriction colour markings on the speed indicator and data in the flight manual were different. The effect of meteorological conditions on the flight cannot be assessed unambiguously as the information available was not sufficient. Taking into account the season, the effect of upward thermals cannot be excluded. In the flight manual the manufacturer does not specify in more detail the term "calm air", on which depend operational restrictions from the point of view of flying speed.

## 3 Conclusions

- Both of the pilots had required qualification and valid medicals;
- Meteorological conditions met the requirements that apply to VFR;
- Operational restrictions stated in microlight manual were not exceeded;
- Provisions in the flight manual for microlight S/N 108/13 did not correspond to microlight actual state and design;
- Microlight had an airworthiness certificate which was in contradiction with the text of the Type Certificate ULL – 021/98 and supplements issued by Light Aircraft Association on February 22, 1998;
- Microlight had been registered by LAA CR on the basis of wrong assessment of microlight actual state;
- Microlight was not operated above the limit of MTOM;
- Connection with found delamination of elevators' composite hinges has not been proved;
- Connection with findings on lower part of towing device and its contact with terrain obstacles was not proved;
- The place of the take-off had no effect on the accident.

## 3.1 Effect of flight conditions on flutter

From the pilots' testimony and the "logger" records the fuselage was apparently destroyed in a horizontal and stable flight, which from the point of view of speed was executed near the upper limit of operational restrictions for this type of microlight. The upper limit of the operational restriction was not established unambiguously. Restriction colour markings on the speed indicator and data in the flight manual were different. The effect of meteorological conditions on the flight cannot be assessed unambiguously as the information available was not sufficient. Taking into account the season, the effect of upward thermals cannot be excluded. In the flight manual the manufacturer does not specify in more detail the term "calm air", on which depend operational restrictions from the point of view of flying speed.



#### 4 Safety recommendations

a) The manufacturer of microlight type UFM 13 Lambada, UFM 13/15 modification in collaboration with LAA CR's chief technician and supervisor will propose a solution for ULLa and S-LSA categories to enhance flutter resistance of the microlight construction within design and operation limits. I recommend to verify this solution by a competent laboratory. After the verification and data evaluation new operational limits should be established.

*Note: If the manufacturer cannot find a suitable technical solution, it should be proposed by a supervision body in collaboration with the chief technician of LAA CR.*

b) The proposed and verified technical solution should be implemented in all SLZ products of UFM-13 type. By the time the new technical solution is fielded, the operational limits according to the binding UFM 13-1/2009 should be maintained.

c) I recommend that microlight manufacturers should introduce suitable measures to assure the quality of microlight manufacture.

d) LAA CR administration should adopt suitable measures in the system of microlight registration.

e) This final report should be made available to the US aviation authority to revise airworthiness certificates of these aircraft in S-LSA category.

Prague 21<sup>st</sup> December 2009

**Note : following Annex No. 1**



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

<b>Obsah</b> .....	1
<b>Úvod</b> .....	2
<b>Použitá symbolika</b> .....	3
<b>1. Frekvenční zkoušky</b> .....	4
<b>2. Geometrické a hmotnostní podklady</b> .....	12
<b>3. Výpočty flutterových charakteristik</b> .....	20
<b>Závěr</b> .....	23
<b>Literatura</b> .....	25
<b>Příloha I- Diagramy tlumení a frekvence</b> .....	26
<b>Příloha II- Experimentální zjištění vybraných hmotnostních charakteristik výškového kormidla</b> .....	33
<b>Anglická anotace</b> .....	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 <sup>2</sup> /m]	.....	měrný moment setrvačnosti k těžišti řezu
$J_{oo}(y), J_{oo}(z)$	[kgm <sup>2</sup> /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
$\gamma$	[1]	.....	konstrukční tlumení
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	.....	hustota vzduchu
$\Phi$	[m]	.....	amplituda ohybové složky vlastního tvaru
$\Phi_x$	[m]	.....	amplituda předo-zadní ohybové složky vlastního tvaru
$\Theta$	[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	<b>322,6 kg</b>
<u>Pilot</u>	<b>65 kg</b>
Celkem	<b>387,6 kg</b>

2) Těžká varianta:

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

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

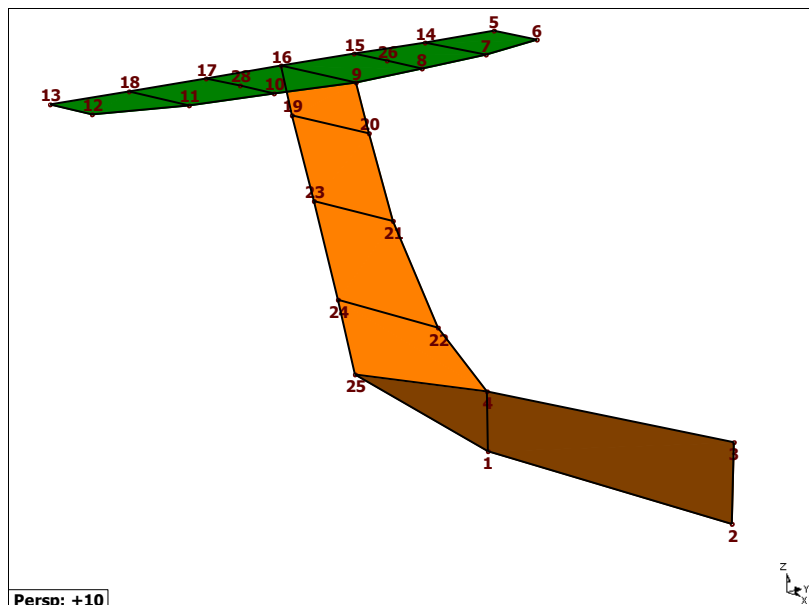
Body pro umístění akcelerometrických snímačů se navrhnou v optimální hustotě podél rozpětí pevných aerodynamických ploch a kormidel, zejména s ohledem na vyhodnocení průběhů vlastních tvarů.

Aby bylo možné určit translační a rotační složky vlastních tvarů příčných řezů, dávají se měřicí body po hloubce (podél tělivity) 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 tělivity 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 bodů na konstrukci ocasních ploch bez kormidel, který je zobrazený v post-procesingovém programu ME'Scope pro vyhodnocování vlastních frekvencí a animací vlastních tvarů (viz dále bod "h"), ukazuje Obr. 3.1.



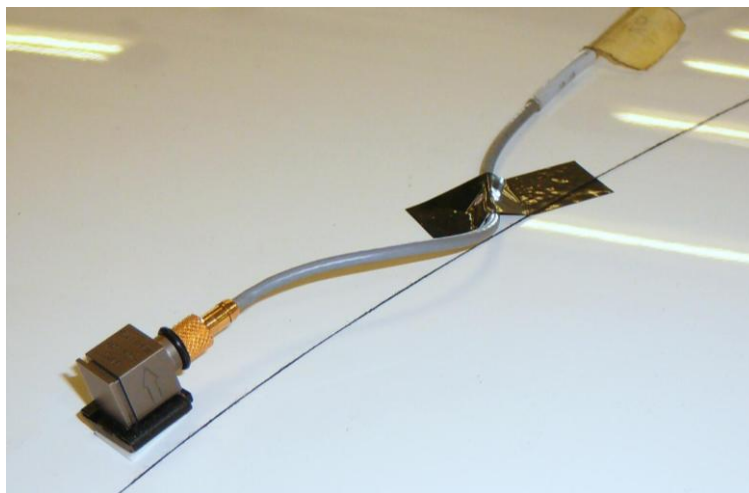
Obr. 3.1 – Prostorový síťový model měřicích bodů OP bez koormidel

#### 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

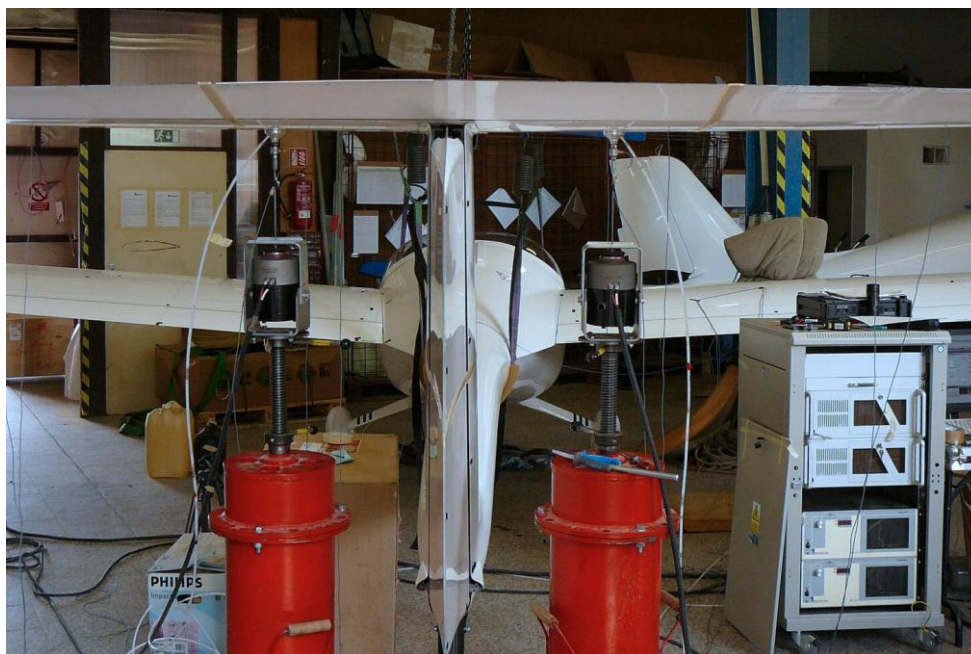
Akcelerometry se uchycují do umělohmotných kleštin, které se přilepí oboustrannou lepící pěnovou hmotou k povrchu konstrukce - viz Obr. 4.1.



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 přemístováním 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.

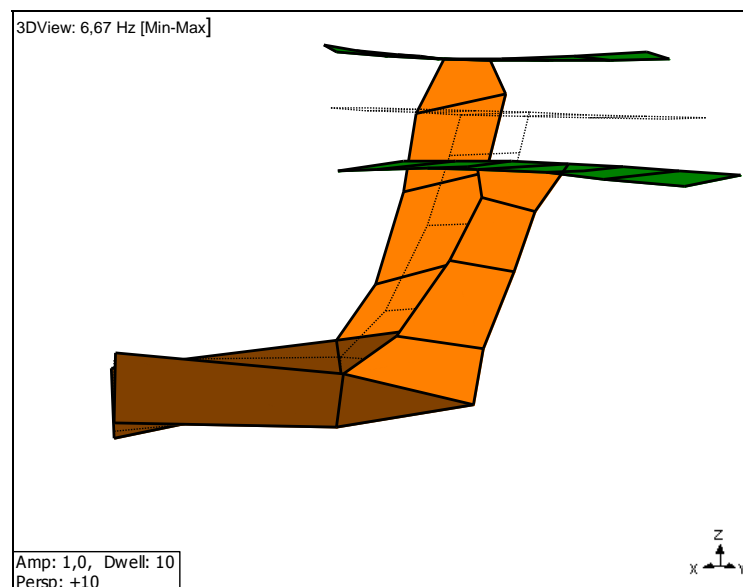
Pro výškové kormidlo byly použity dva budiče, buzení bylo pouze symetrické. Směrové kormidlo bylo buzeno jedním budičem. Budič byl vždy uchycen k odtokové hraně kormidla. Poloha výškového kormidla byla 526mm od středové osy letounu.

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 ukázka 1. vlastního tvaru symetrického buzení konstrukce ocasních ploch s fixovanými kormidly, který odpovídá svislému ohybu trupu.



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

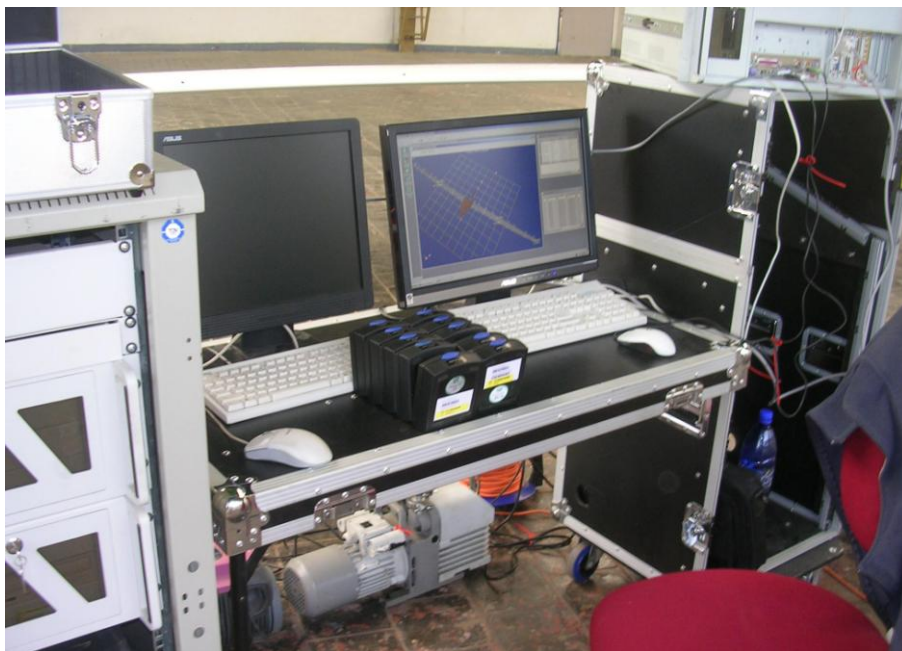


### **Použité zařízení a vybavení**

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

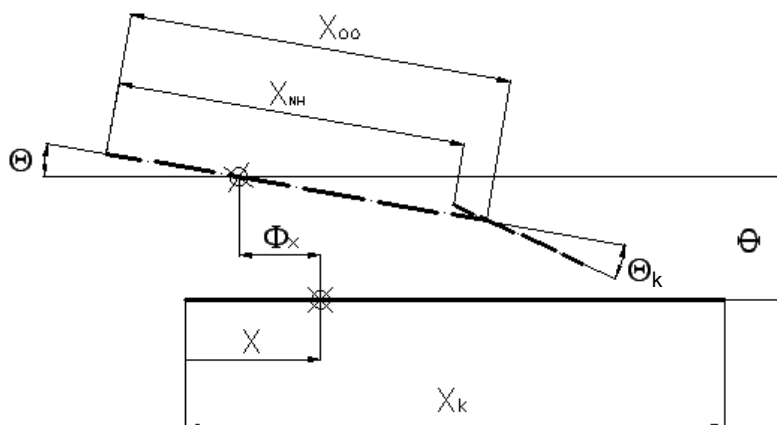
Vlastní tvary	Vlastní frekvence [Hz] (volné řízení)
1. Tvar	52,8125
2. Tvar	74,375

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  $\Phi$
- předozadní ohybová složka  $\Phi_x$
- torzní složka  $\Theta$
- torzní složka kormidla  $\Theta_k$ .



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.

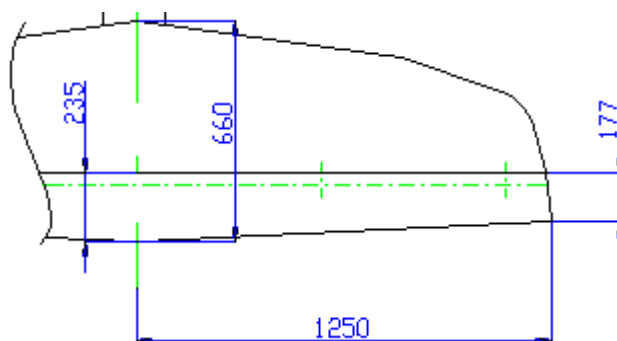
### Přehled základních geometrických parametrů ocasních plocha kormidel

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



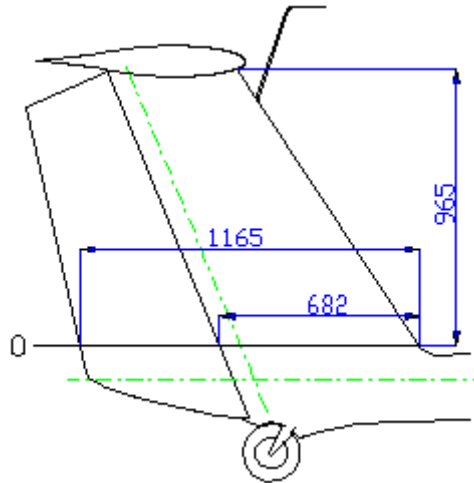
Obr. 2.1 – Geometrie stabilizátoru VOP a výškového kormidla

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



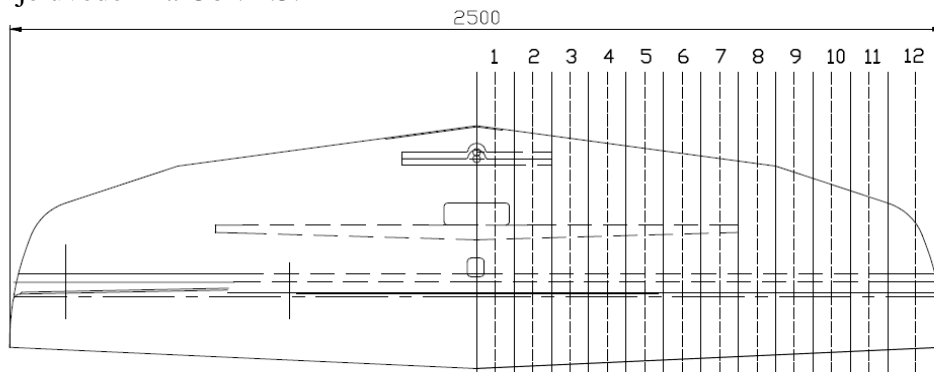
Obr. 2.2 - Geometrie kýlové plochy a směrového kormidla

### 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 prismatického nosníku o délce 1m s geometrií a materiálovou strukturou příslušející tomuto řezu (konstantní podél celého 1m dlouhého prismatického 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.

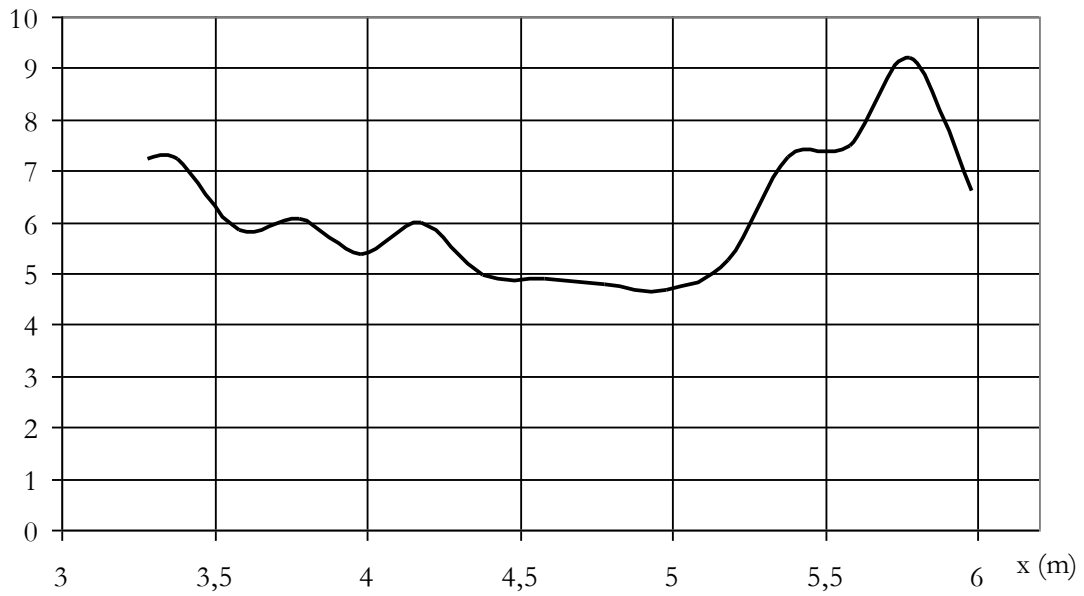


Obr. 2.3 – Schéma řezů pro výpočet délkových měrných charakteristik stabilizátoru a výškového kormidla

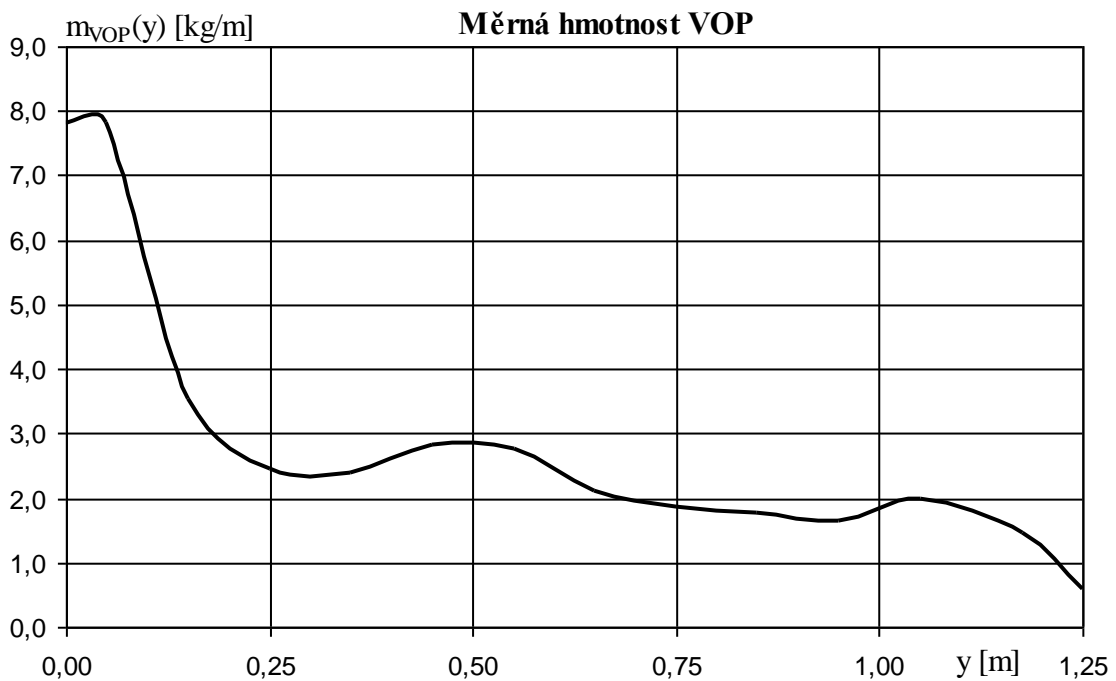
Průběhy specifických délkových hmotnostních parametrů konstrukce VOP a SOP obsahující kormidla, u trupu pouze požadována měrná délková hmotnost, jsou vyneseny v grafech na obrázcích Obr. 2.4 – Obr. 2.10. Parametry výškového a směrového kormidla pak na obrázcích Obr. 2.11 – Obr. 2.14 (u kormidel se nevyžaduje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

### Měrná hmotnost trupu

$m_{tr}(x)$  (kg/m)

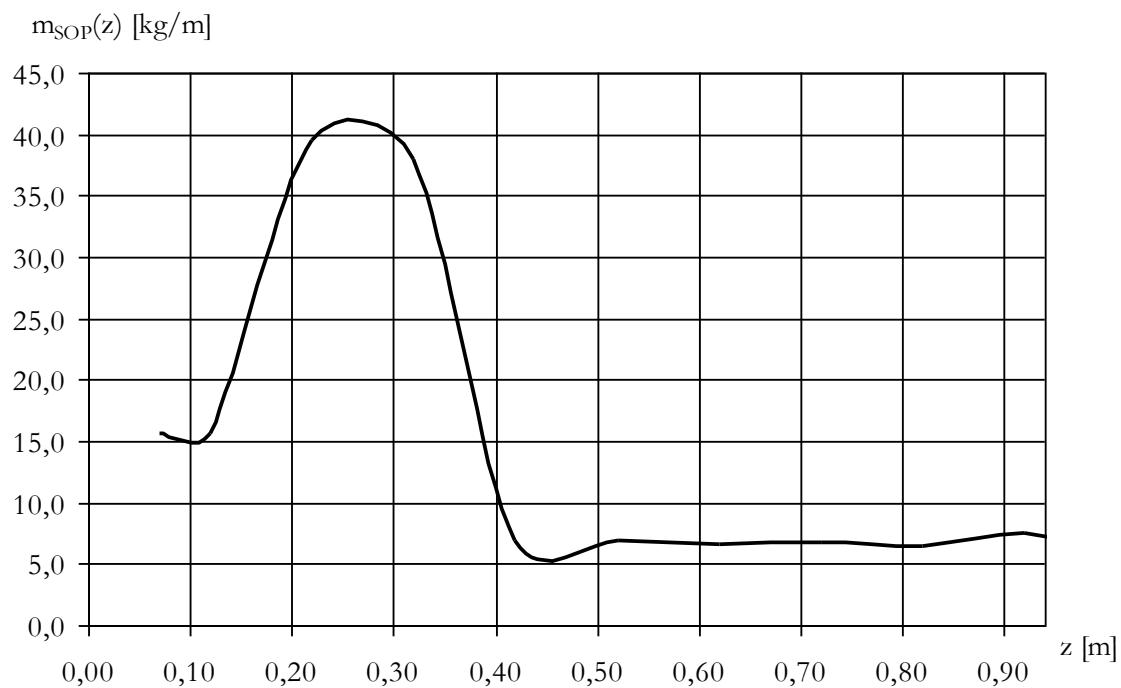


Obr. 2.4 – Měrná hmotnost zadní části trupu

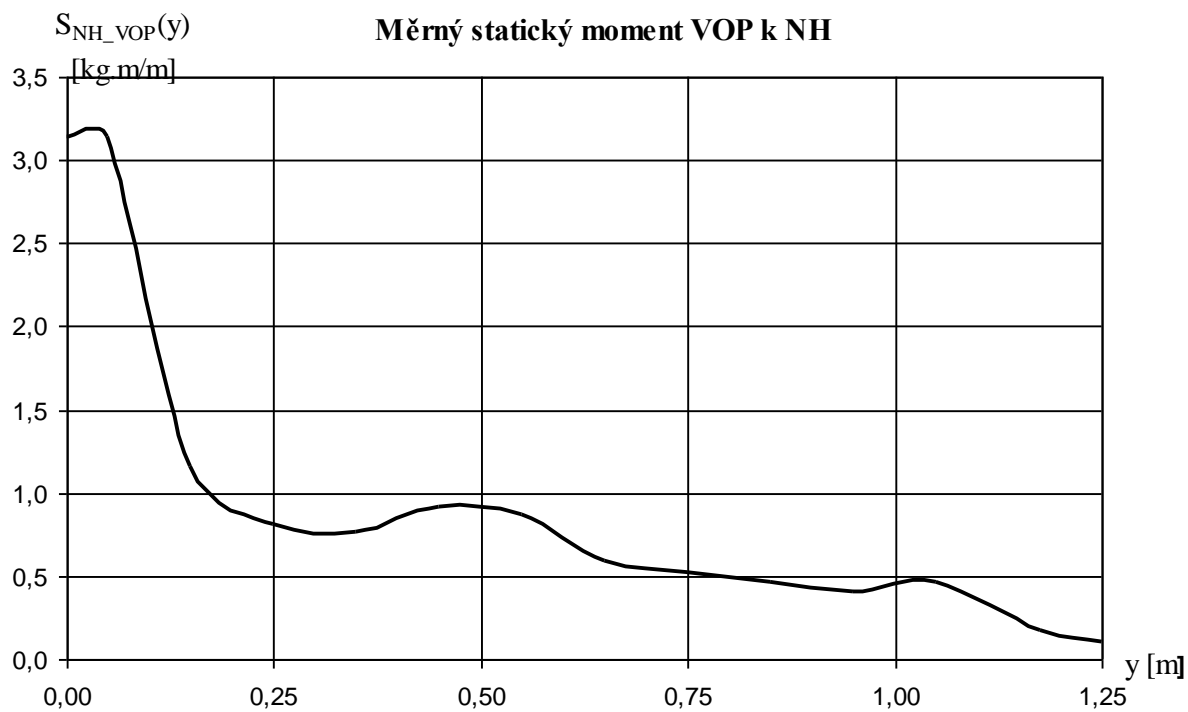


Obr. 2.5 – Měrná hmotnost vodorovných ocasních ploch

### Měrná hmotnost SOP

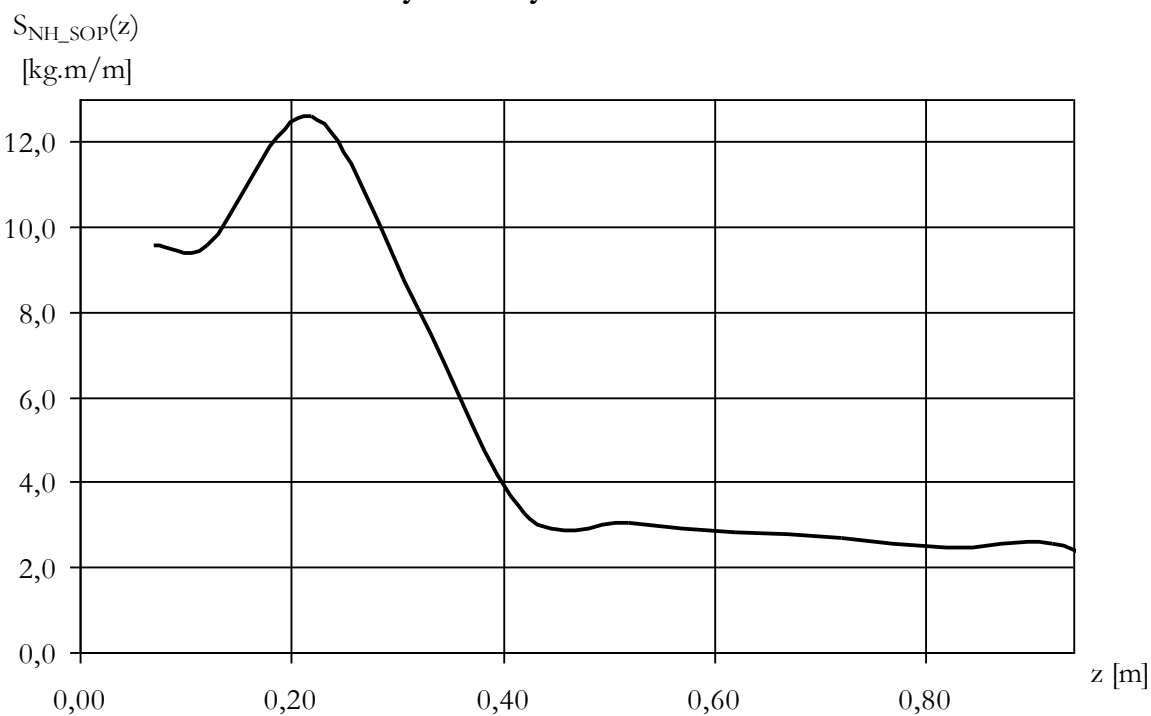


Obr. 2.6 – Měrná hmotnost svislých ocasních ploch



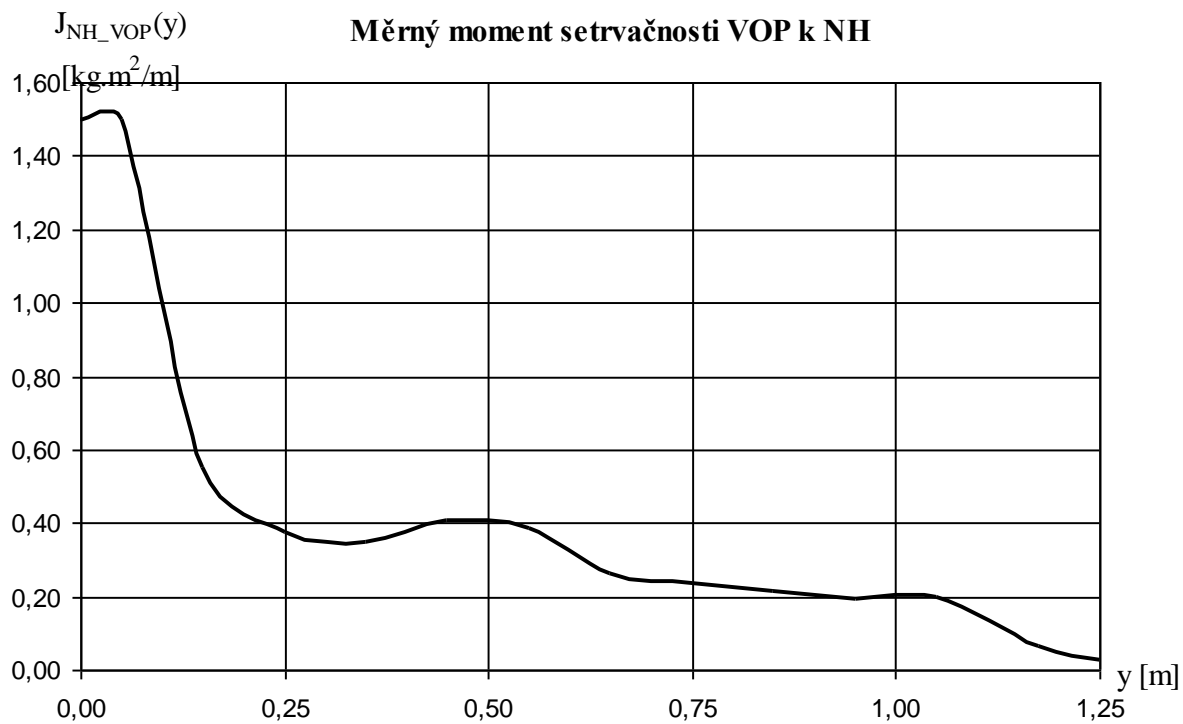
Obr. 2.7 – Měrný statický moment vodorovných ocasních ploch k náběžné hraně

### Měrný statický moment SOP k NH

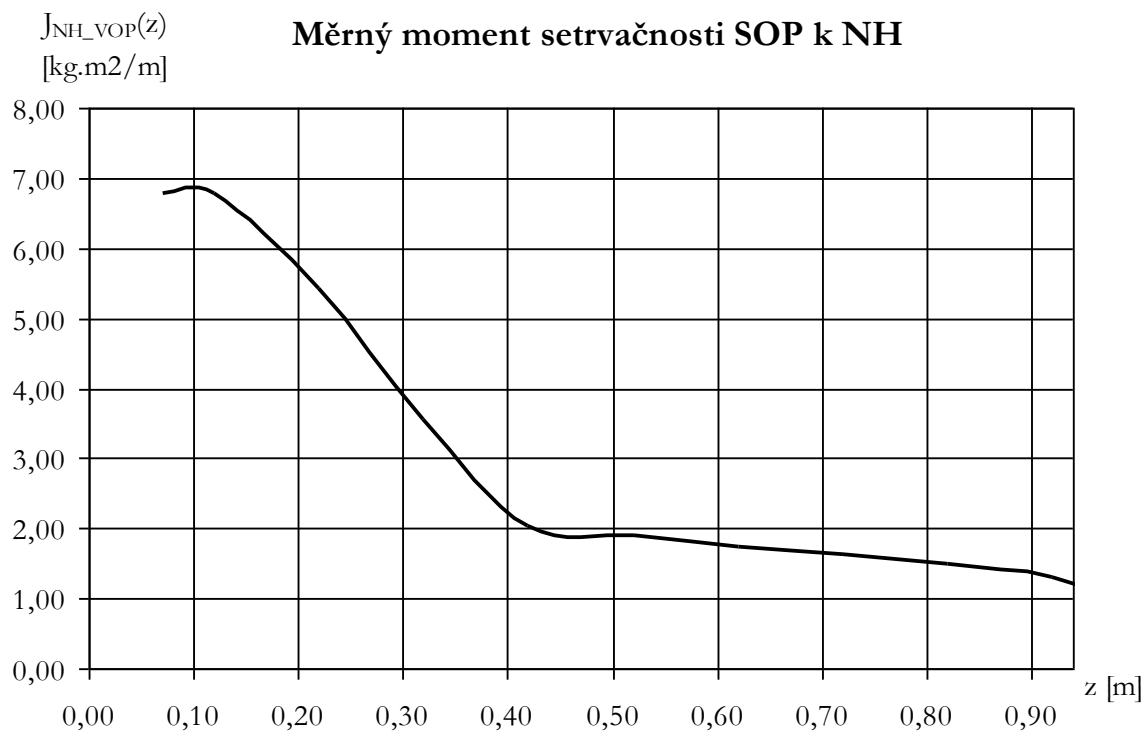


Obr. 2.8 – Měrný statický moment svislých ocasních ploch k náběžné hraně

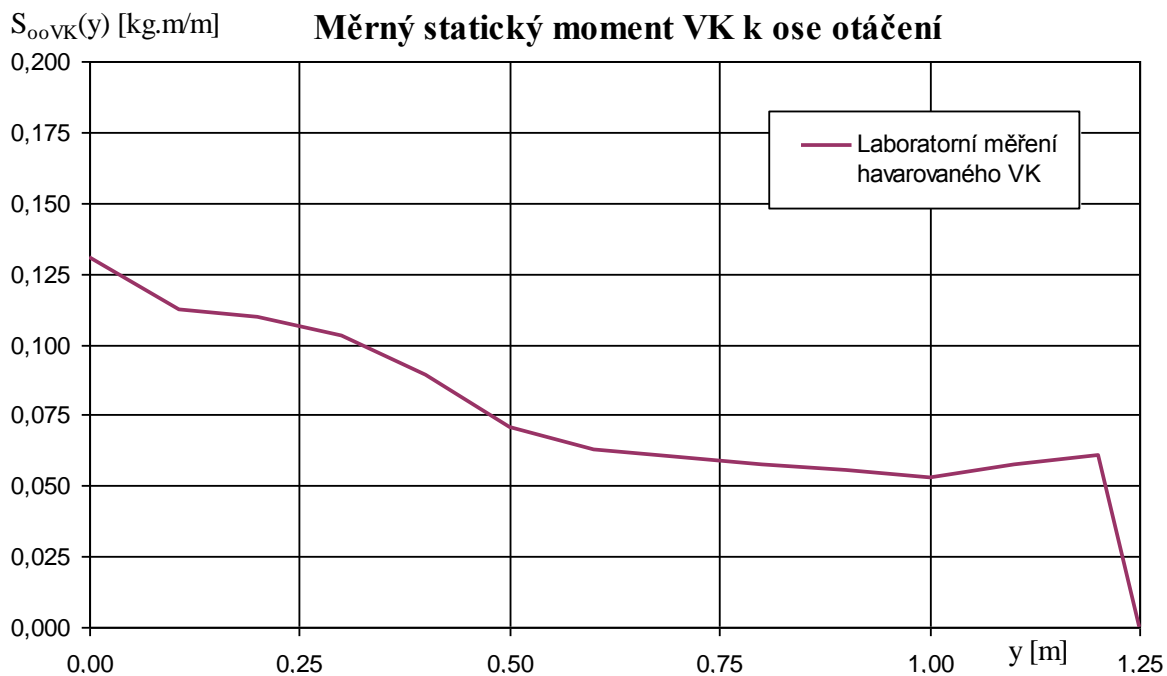
### Měrný moment setrvačnosti VOP k NH



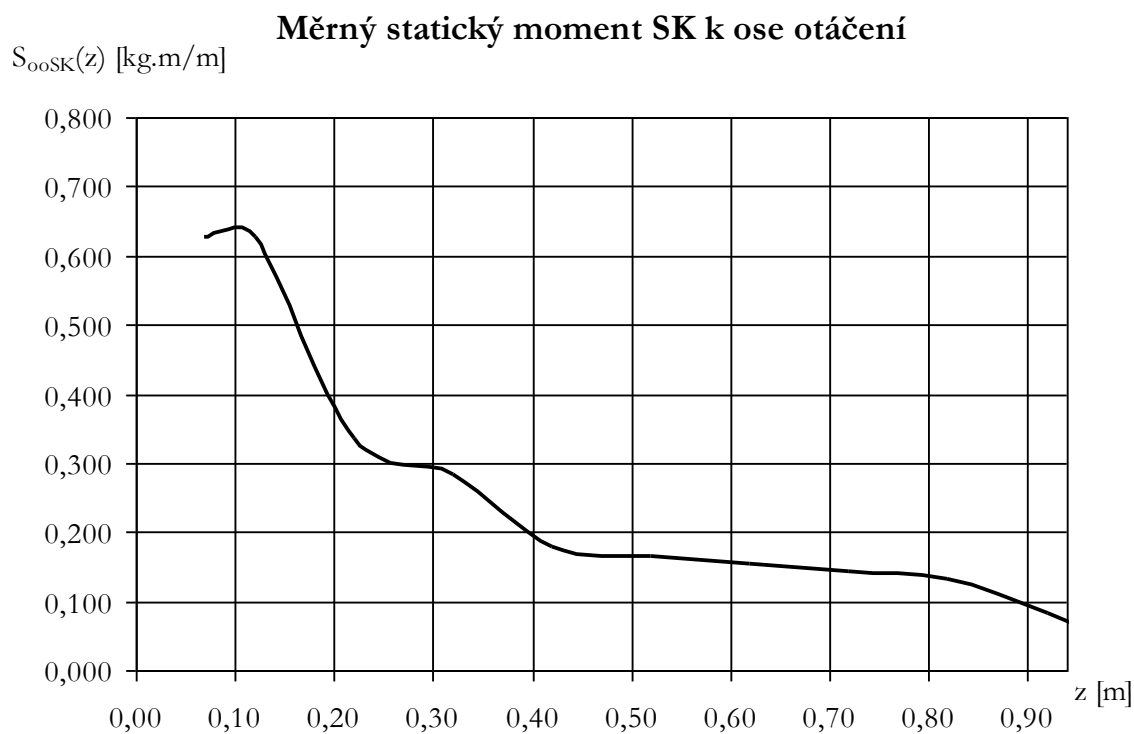
Obr. 2.9 – Měrný moment setrvačnosti vodorovných ocasních ploch k náběžné hraně



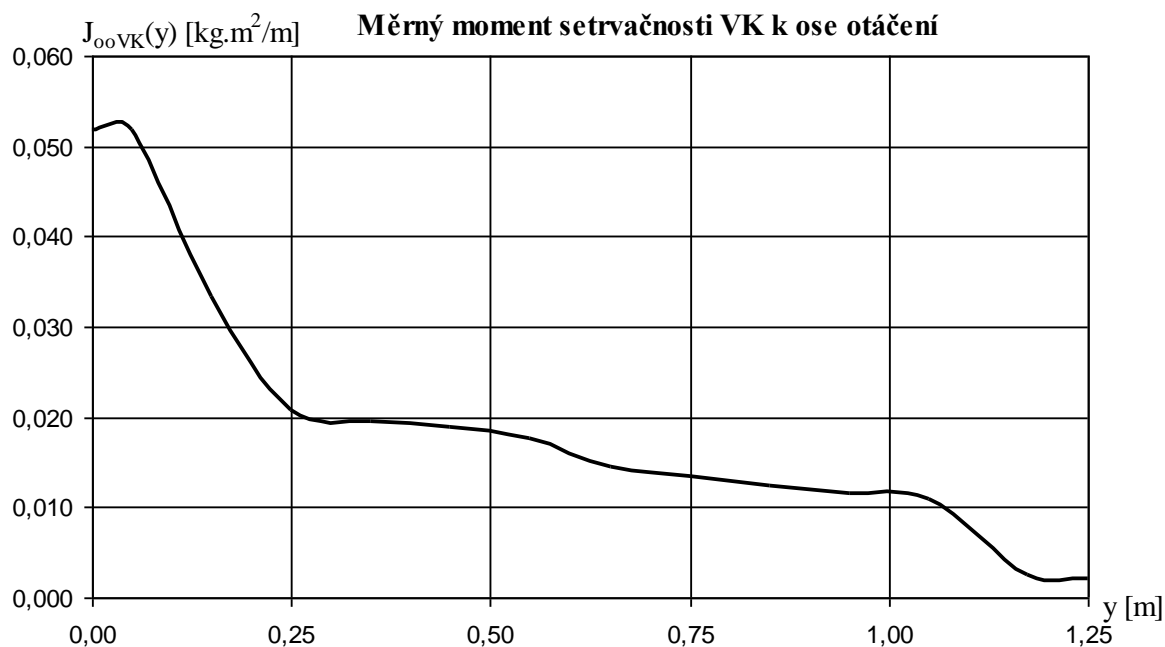
Obr. 2.10 – Měrný moment setrvačnosti svislých ocasních ploch k náběžné hraně



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



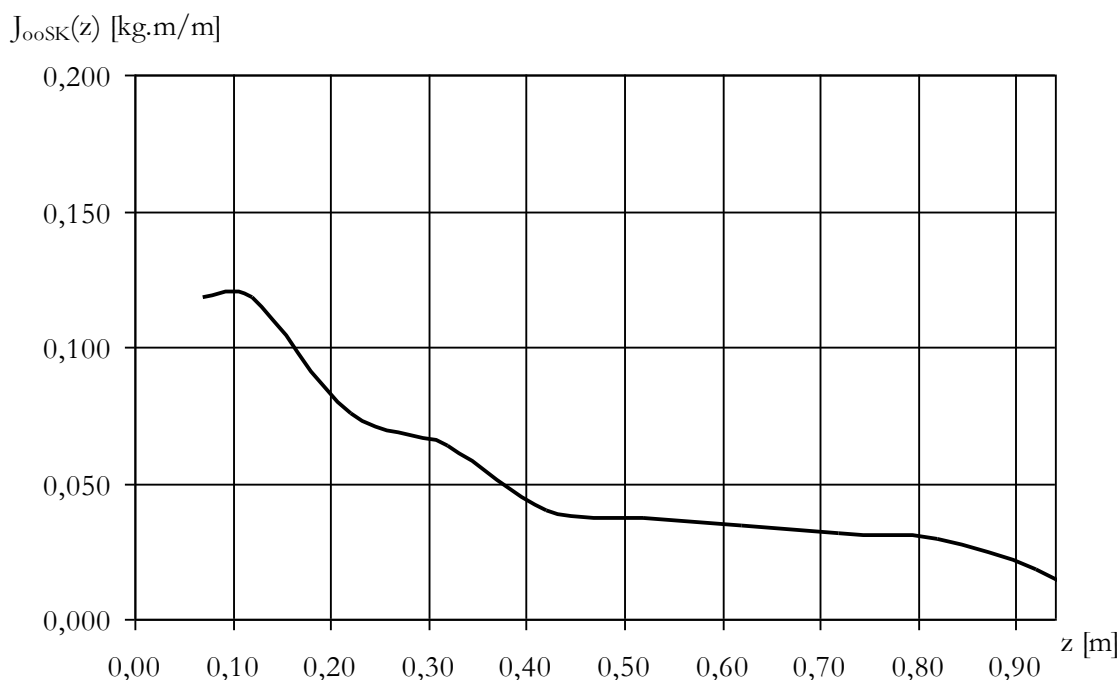
Obr. 2.12 – Měrný statický moment směrového kormidla k ose otáčení



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



## Měrný moment setrvačnosti SK k ose otáčení



Obr. 2.14 – Měrný moment setrvačnosti směrového 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 <sup>2</sup>	0,0175
pevné (dva piloti)	0,0638 kgm <sup>2</sup>	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- $\gamma$ " diagramu (často označovaný též jako "V-g") s hodnotami fiktivního konstrukčního tlumení " $\gamma$ " (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  $\pi$ :  $(g) = \gamma = -d/\pi$ .

#### 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 matricí. 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:

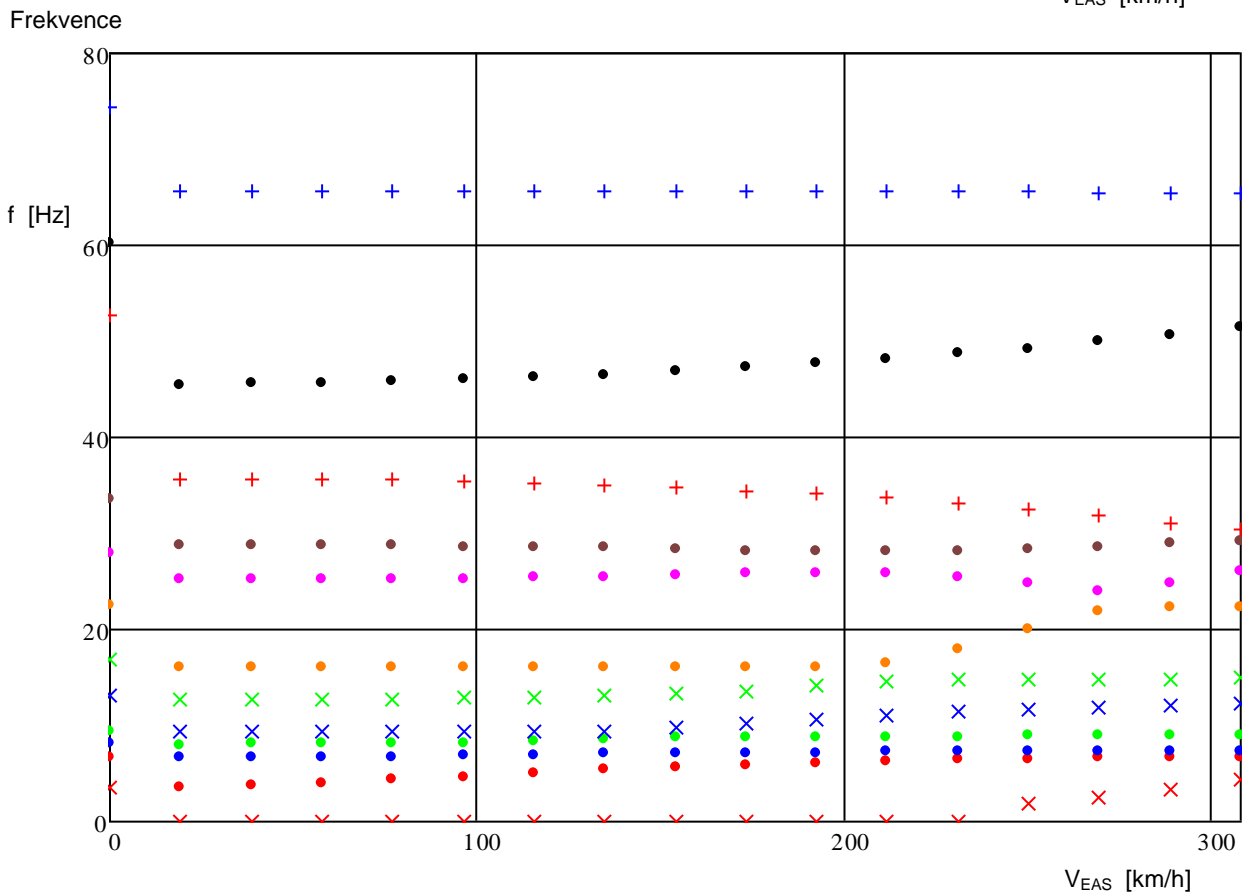
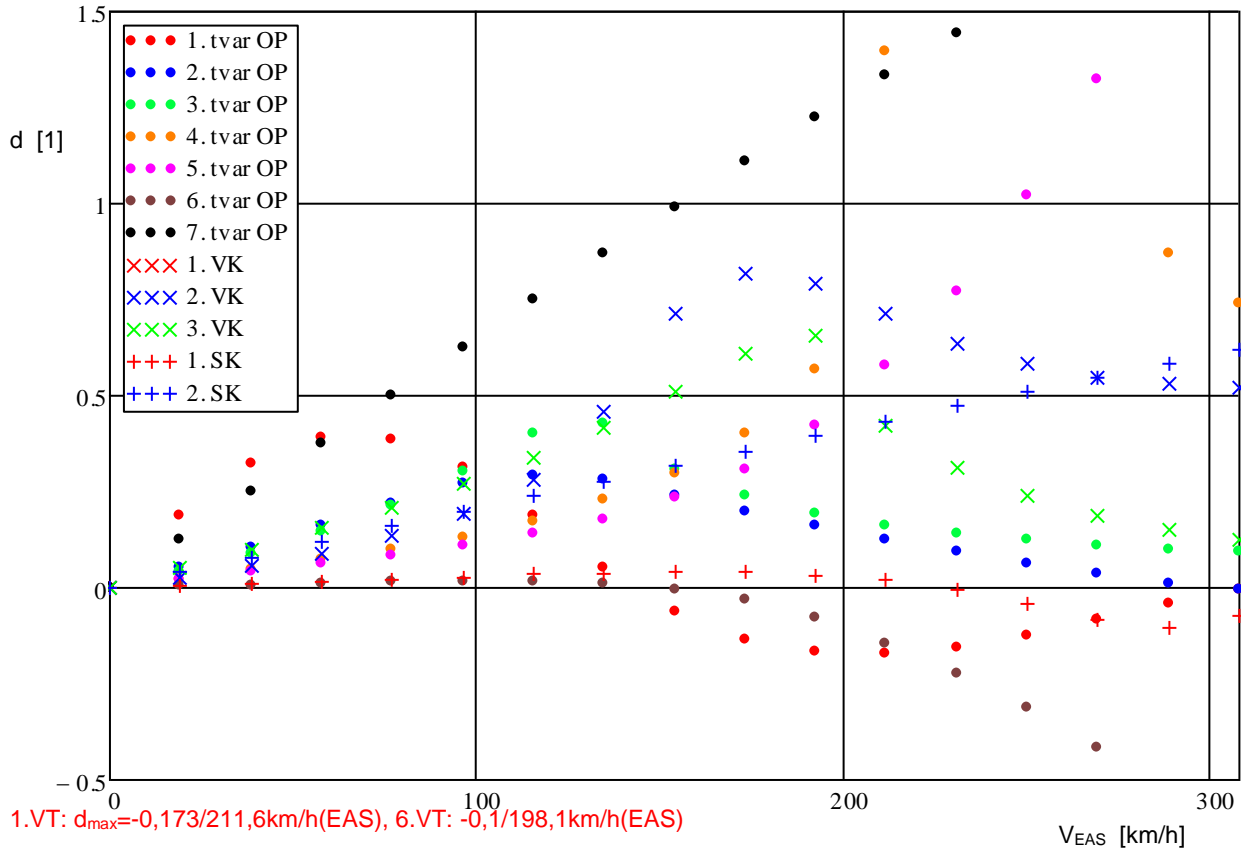
výškové – pevné, 1 pilot  
směrové – volné

Statické vyvážení výškového kormidla:

85,2% (stav havarovaného letounu – nedováženo)

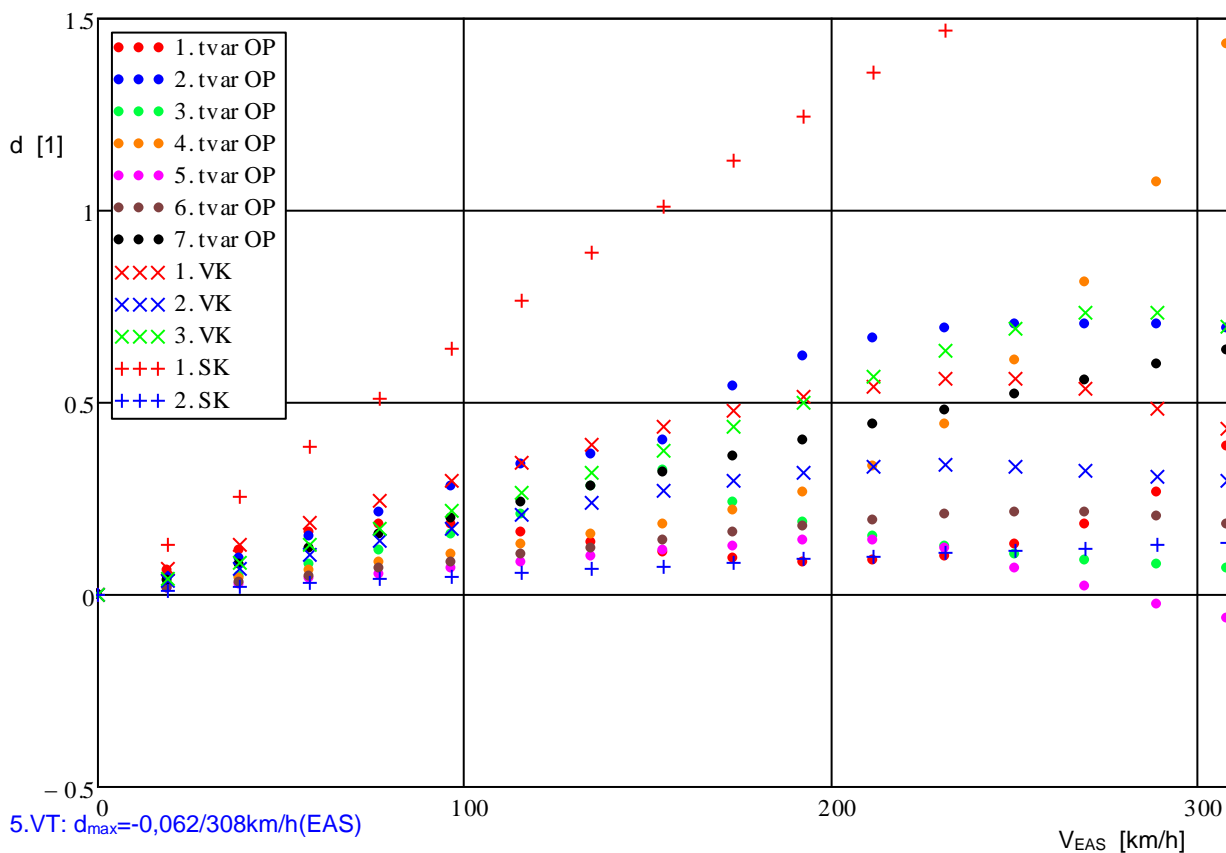
## DIAGRAM TLUMENÍ A FREKVENCÍ

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

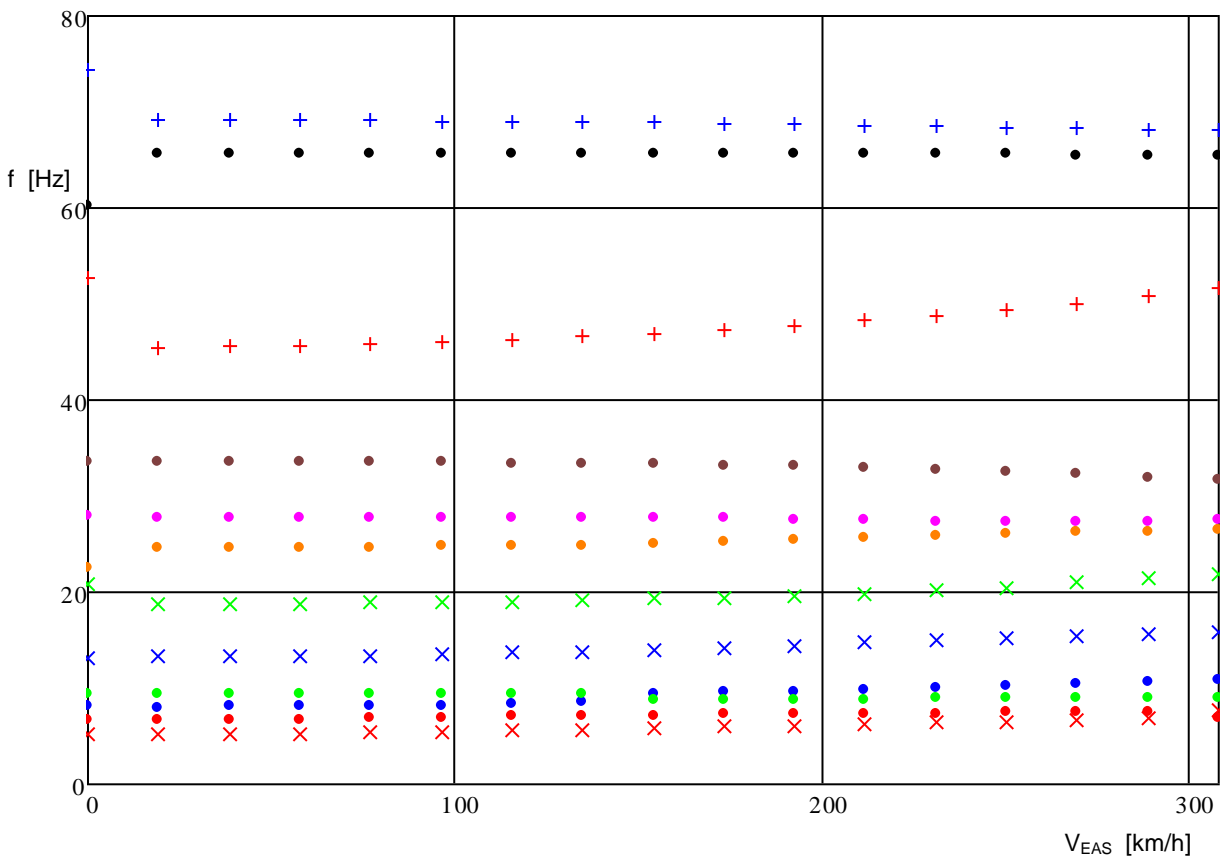


## DIAGRAM TLUMENÍ A FREKVENCÍ

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 FREKVENCÍ

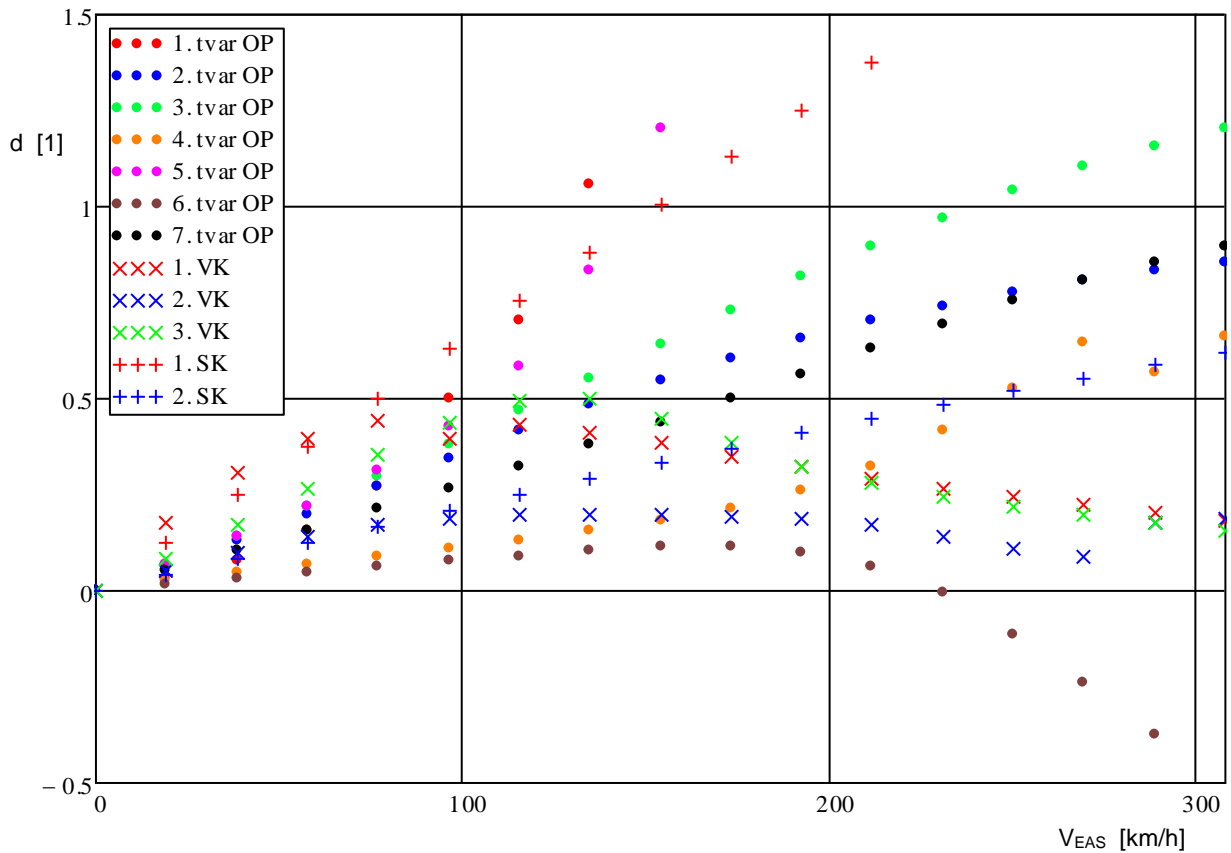
UFM 13 Lambda – LSA exper. VK

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

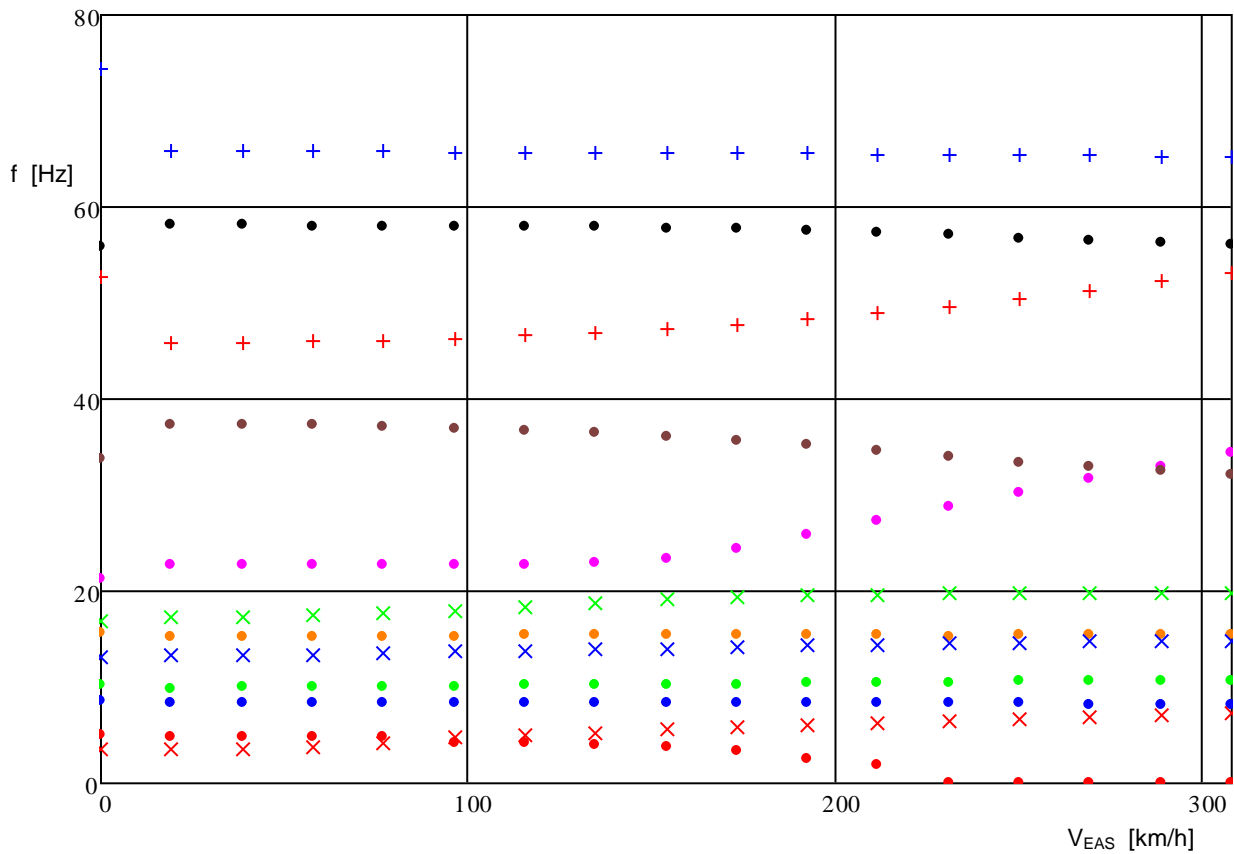
Případ: Antisymetrický – OP + VK + SK 7+3+2 Hmotnost: 388 kg  $J_{\text{ofiz\_pev}} = 100\%$  (=0,0638) Výška: 800 m

**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

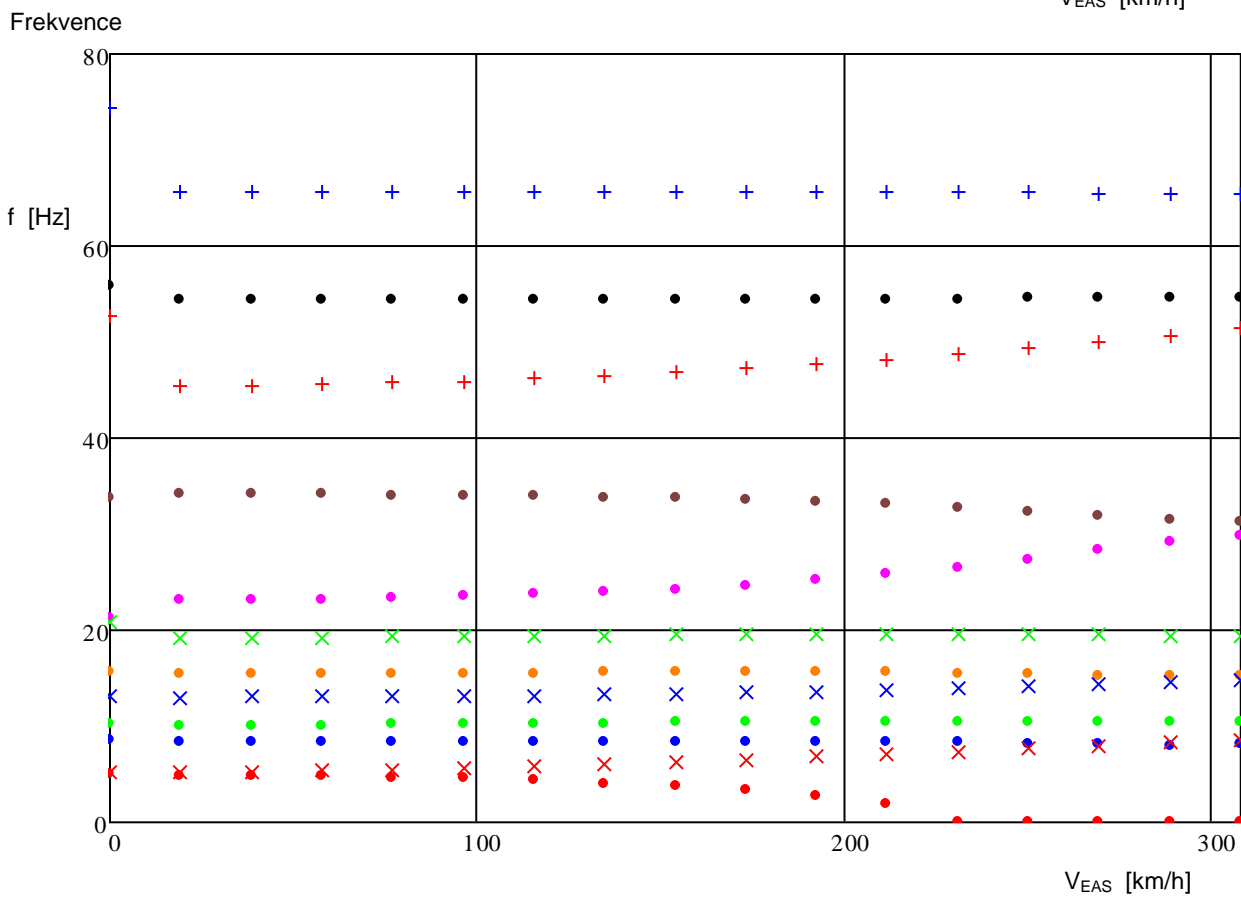
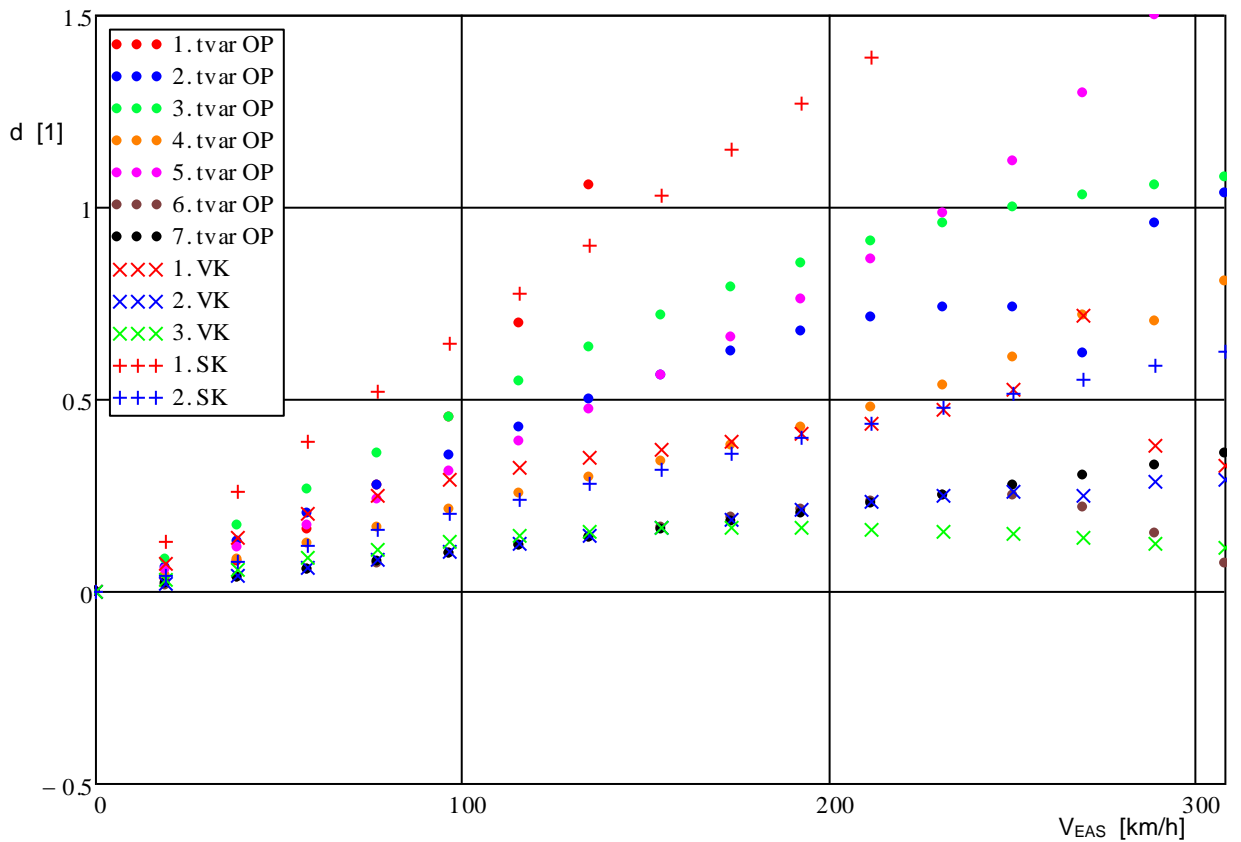


Frekvence



## 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
$\Delta$	vzdálenost břitů

## 2. Úvod

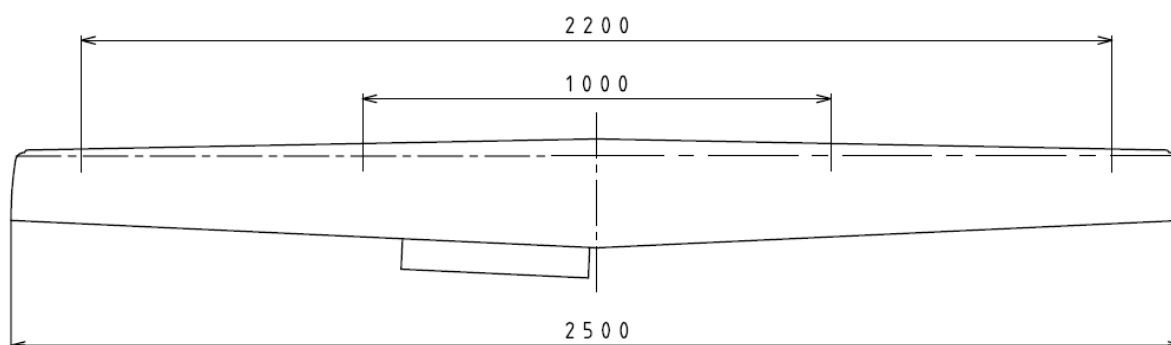
Cílem tohoto měření bylo experimentálně zjistit vybrané hmotnostní charakteristiky VK ultralehkého letounu Lambada pro jejich další zpracování aeroelastickými výpočty. Před samotným měřením se jednotlivé hmotnostní charakteristiky stanovily teoreticky na základě technické dokumentace (výkresy, kladecí 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

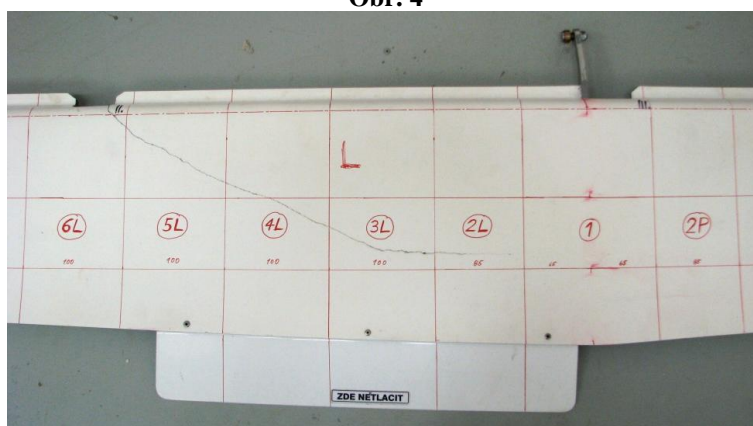
### 4.1. Příprava měření

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

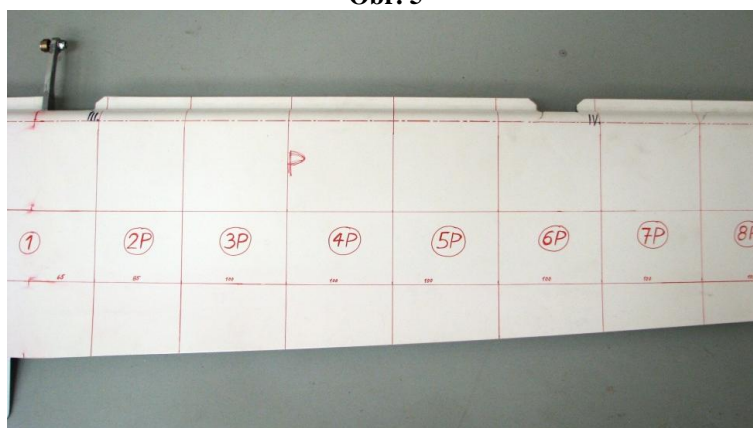
ohledem na požadovanou přesnost výsledků a také s ohledem na umístění diskretních hmot (kyvná páka, čepy závěsů atd.). Číslování jednotlivých segmentů je patrné ze schématu na Obr. 7, jejich polohu a šířku pak udává Tab. 1. Dalším krokem poté bylo nařezání kormidla na jednotlivé části (viz. Obr. 8).



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 <sub>O.O.</sub> [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

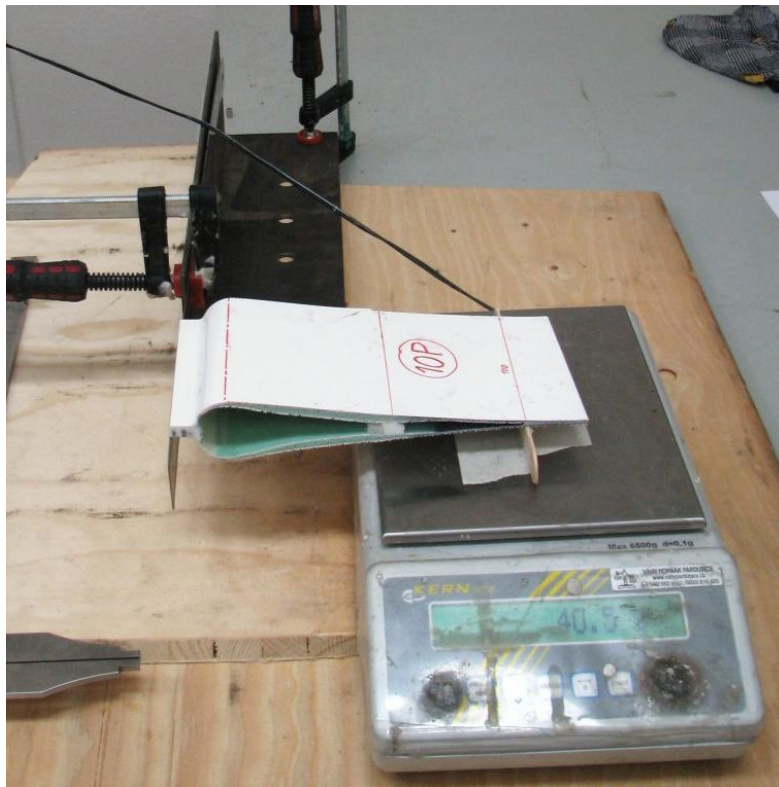
Tab. 2

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

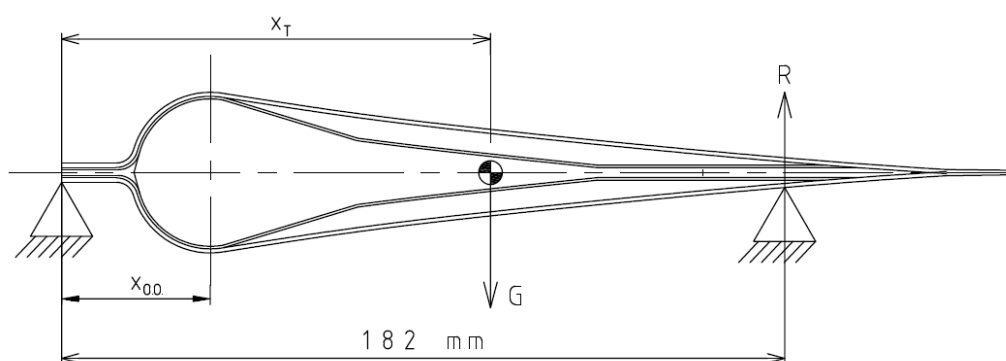
Poloha těžiště se stanovila metodou vážení, která spočívá v podepření každého segmentu na dvou břitech – jednom umístěném v NH a druhém vzdáleném od prvního v určité vzdálenosti (konkrétně  $\Delta = 182\text{mm}$ ). Poté se změří tzv. vyvažovací hmotnost ( $r$ ), kterou segment působí na digitální váhu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

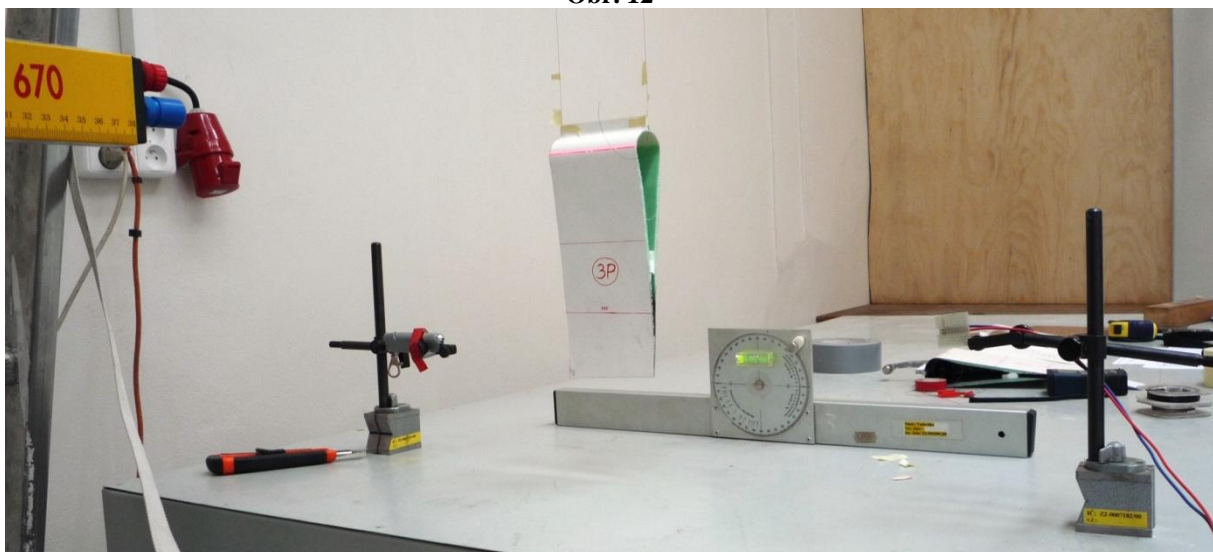
#### 4.5. Stanovení měrného momentu setrvačnosti k O.O.

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

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

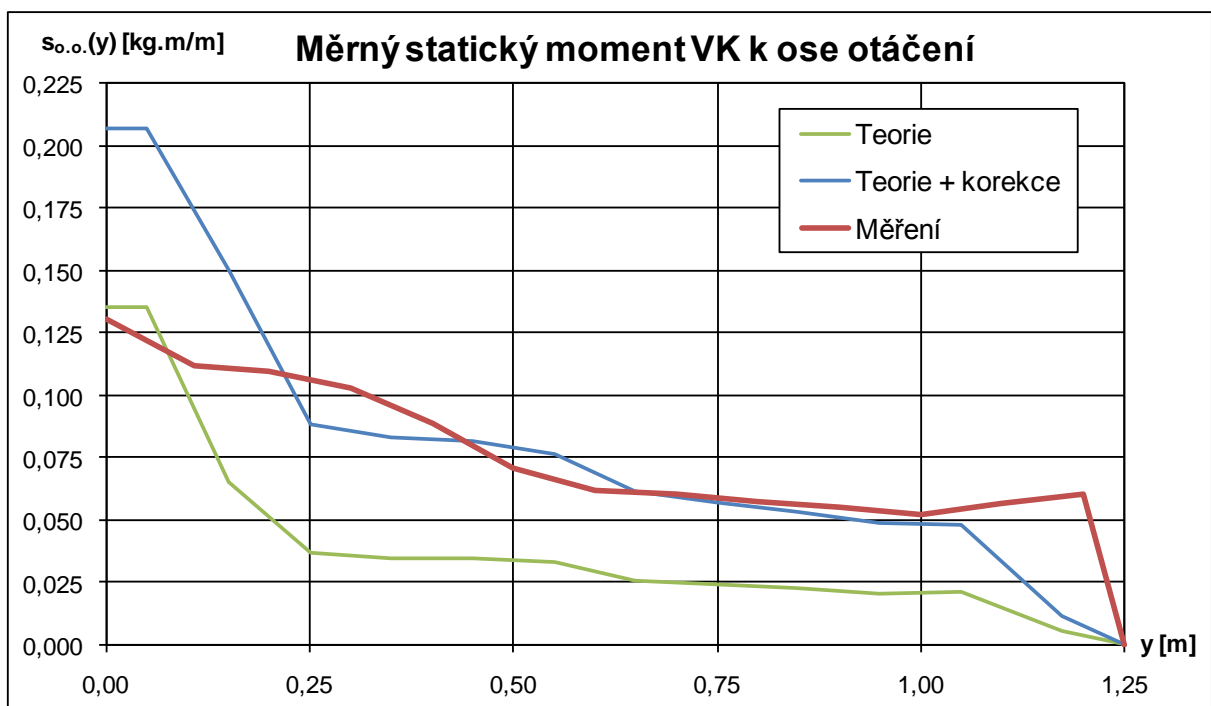
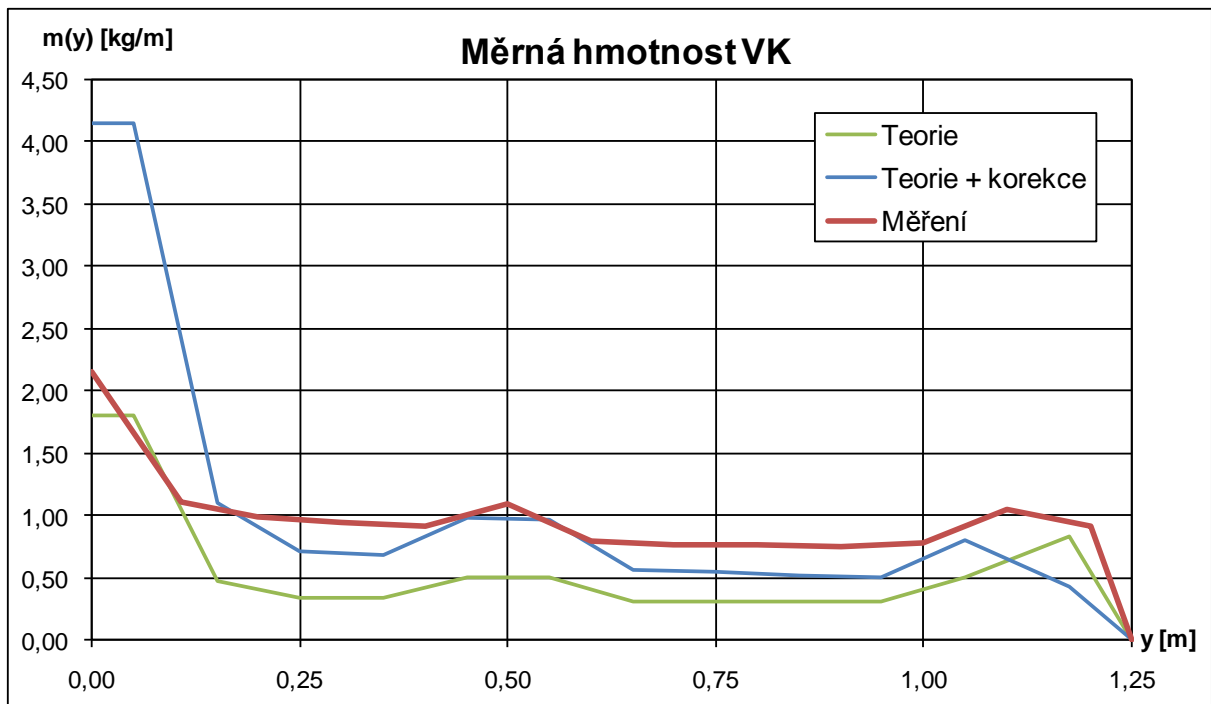
Tab. 5

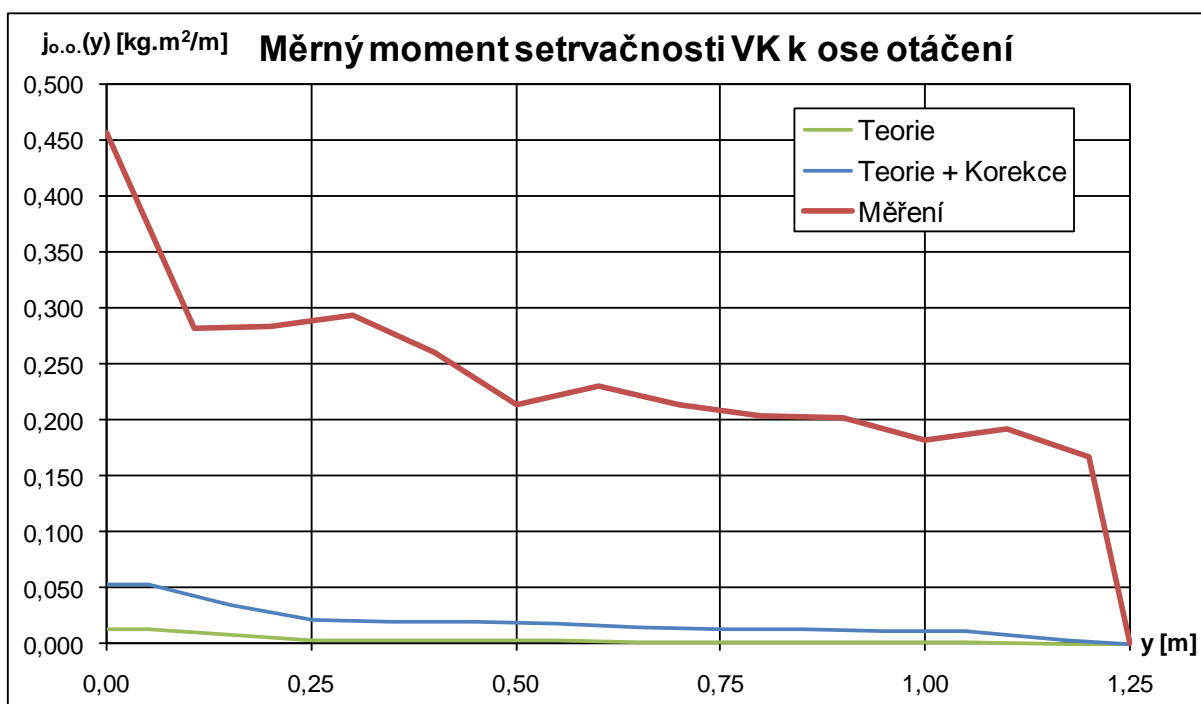
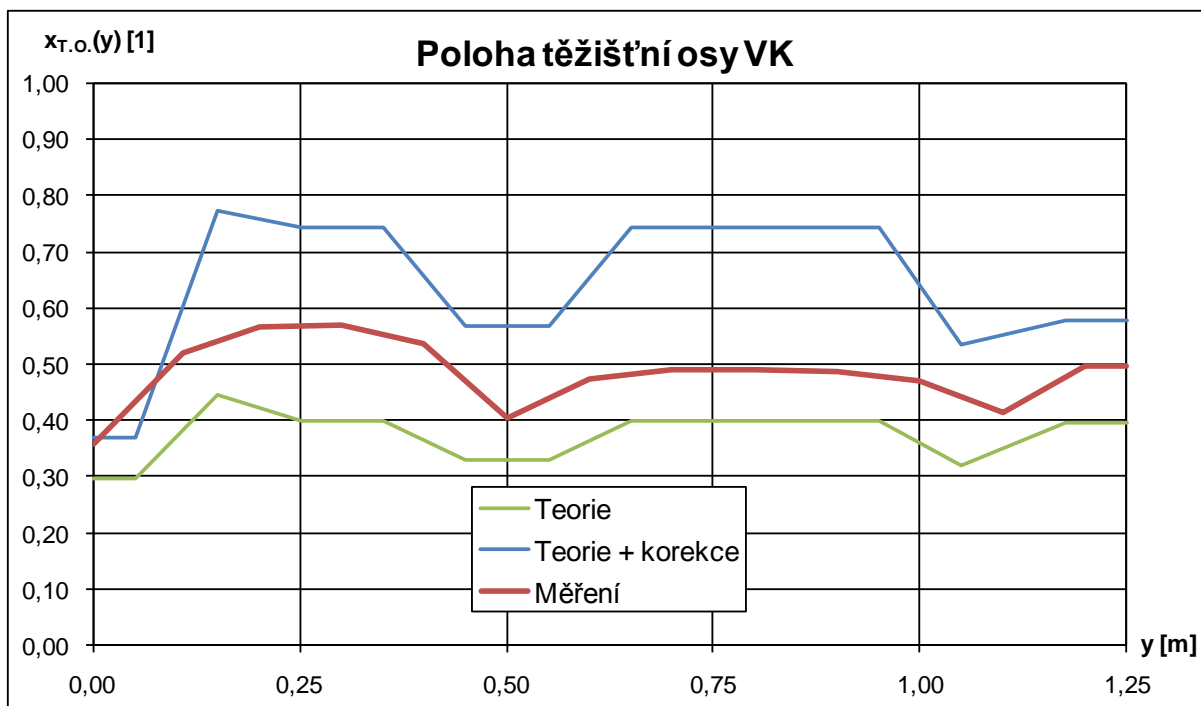
## 5. Zpracování dat

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 <sup>2</sup> /m]
<b>0,000</b>	2,1523	0,1308	0,3579	0,4563
<b>0,108</b>	1,1018	0,1123	0,5187	0,2808
<b>0,200</b>	0,9840	0,1097	0,5648	0,2829
<b>0,300</b>	0,9405	0,1029	0,5681	0,2924
<b>0,400</b>	0,9055	0,0889	0,5346	0,2605
<b>0,500</b>	1,0910	0,0708	0,4045	0,2128
<b>0,600</b>	0,7975	0,0624	0,4717	0,2296
<b>0,700</b>	0,7610	0,0602	0,4881	0,2126
<b>0,800</b>	0,7570	0,0576	0,4882	0,2027
<b>0,900</b>	0,7520	0,0556	0,4856	0,2014
<b>1,000</b>	0,7710	0,0526	0,4701	0,1820
<b>1,100</b>	1,0450	0,0571	0,4126	0,1914
<b>1,200</b>	0,9055	0,0606	0,4972	0,1660
<b>1,250</b>	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&KJAER 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 <sup>st</sup> 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 <sup>th</sup> 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.