



ZÁVĚREČNÁ ZPRÁVA

**o odborném zjišťování příčin letecké nehody
letounu Zenair CH-601XL poznávací značky OK-OUL 46
v místě LKNY
dne 4. 6. 2016**

Praha
září 2016

Toto šetření bylo prováděno v souladu s nařízením Evropského parlamentu a Rady (EU) č. 996/2010, zákonem č. 49/1997 Sb., o civilním letectví a Přílohou č. 13 k Úmluvě o mezinárodním civilním letectví. Jediným účelem je prevence budoucích nehod a incidentů bez určování viny či odpovědnosti. Závěrečná zpráva, zjištění a závěry v ní uvedené, týkající se leteckých nehod a incidentů, eventuálně systémových nedostatků ohrožujících provozní bezpečnost, mají pouze informativní charakter a nemohou být použity jinak než jako doporučení pro realizaci opatření, která by zabránila vzniku dalších leteckých nehod a incidentů s obdobnými příčinami. Zhotovitel Závěrečné zprávy výslovně prohlašuje, že Závěrečná zpráva nemůže být použita pro stanovení viny či odpovědnosti v souvislosti s určením příčin letecké nehody či incidentu a nemůže být použita ani pro uplatnění nároků v případě vzniku pojistné události.

Vysvětlení použitých zkratk

AGL	Nad úrovní země
AMSL	Nad střední hladinou moře
ARP	Vztažný bod letiště
BKN	Oblačno až skoro zataženo
CU	Comulus
°C	Teplota ve stupních Celsia
ČHMÚ	Český hydrometeorologický ústav
E	Východ
EAS	Ekvivalentní rychlost letu
ELEV	Výška nad mořem (odvozena z WGS84 souřadnicového systému)
ft	Stopa (měrová jednotka - 0,3048 m)
h	Hodina
hPa	Hectopascal (jednotka atmosférického tlaku)
HZS	Hasičský záchranný sbor
IAS	Indikovaná vzdušná rychlost
kg	Kilogram (jednotka hmotnosti)
km	Kilometr
kt	Uzel (jednotka rychlosti - 1,852 km·h ⁻¹)
l	Litr
LAA ČR	Letecká amatérská asociace ČR
LKCE	Veřejné vnitrostátní letiště Česká Lípa
LKNY	Plocha SLZ neveřejná Nymburk
LVV	Letecké veřejné vystoupení
m	Metr
MHz	Megahertz
min	Minuta
mm	Milimetr
MTOW	Maximální vzletová hmotnost
N	Sever
NW	Severozápad
NIL	Žádný
RWY	Dráha
RLP	Rychlá lékařská pomoc
s	sekunda
S	Jih
SAT	Střední aerodynamická tětíva
SE	Jihovýchod
SLZ	Sportovní létající zařízení
SSE	Jihojihovýchod
THR	Práh dráhy
ULL	Ultralehký letoun
UTC	Světový koordinovaný čas
ÚZPLN	Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod
VRB	Proměnlivý
ZZS	Zdravotnická záchranná služba

A) Úvod

Majitel: fyzická osoba
Výrobce a model letadla: stavba ze stavebnice ZenAir Sarl Z.I. de Valenciennes
Zenair CH-601XL
Poznávací značka: OK-OUL 46
Místo: 250 m SE ARP LKNY
Datum a čas: 4. 6. 2014, 11:00 (časy jsou UTC)

B) Informační přehled

Dne 4. 6. 2016 ÚZPLN obdržel oznámení o letecké nehodě ultralehkého letounu Zenair CH-601XL, která se stala u plochy SLZ Nymburk při leteckém veřejném vystoupení „XXVI Slet letadel Nymburk“. Pilot s další osobou na palubě po vzletu z RWY09 provedl malý okruh zakončený průletem nad LKNY. Poté stoupal pod větším úhlem v přímém směru osy dráhy a pak převedl letoun do téměř horizontálního letu. Nad koncem dráhy převedl letoun do pravé zatáčky s postupným nárůstem příčného sklonu. Ztráta rychlosti měla za následek přechod do vývrtky vpravo. Letoun pod velkým úhlem narazil do země na poli jižně konce RWY09. Nárazem byl zcela zničen. Pilot a další osoba na palubě utrpěli zranění neslučitelná s životem.

Na místo letecké nehody se téhož dne dostavila komise ÚZPLN a zahájila odborné zjišťování příčin.

Příčinu události zjišťovala komise ÚZPLN ve složení:

Předseda komise: Ing. Stanislav Suchý
Členové komise: Ing. Zdeněk Formánek
plk. MUDr. Miloš Sokol, Ph.D., VÚSL Praha

Závěrečnou zprávu vydal:

ÚSTAV PRO ODBORNÉ ZJIŠŤOVÁNÍ PŘÍČIN LETECKÝCH NEHOD
Beranových 130

199 01 PRAHA 99

dne 19. září 2016

C) Hlavní část zprávy obsahuje:

- 1) Faktické informace
- 2) Rozbory
- 3) Závěry
- 4) Bezpečnostní doporučení
- 5) Přílohy

1 Faktické informace

1.1 Průběh letu

1.1.1 Okolnosti, které předcházely kritickému letu

Popis okolností dne 4. 6. 2016, předcházejících kritickému letu, byl proveden na základě záznamů kamer na LKCE a vysvětlení osob.

Kritickému letu ultralehkého letounu Zenair CH-601XL (dále jen „letoun“) předcházela příprava k letu a let z LKCE na LKNY. V cca 08:30 pilot přinesl na plochu LKCE kanystr s benzínem o objemu cca 10 l. Pak vytáhnul letoun z hangáru na provozní plochu. Zde z kanystru doplnil benzín do nádrže v levé polovině křídla. Během plnění nádrže k němu přišla další osoba a hovořili spolu. Poté se k nim připojila třetí osoba a dala se s pilotem do rozhovoru. V 08:49 pilot provedl prohlídku letounu, nastoupil do kabiny a po něm rovněž další osoba. Pilot po zavření kabiny v 08:50 spustil motor a zahájil pojezdění. Od 08:53:28 vyčkával na místě před RWY13 LKCE.

V 08:54:30 provedl vzlet z RWY13 LKCE a po vzletu pokračoval v letu SE kurzem. Trať letu na LKNY se nepodařilo zjistit. Přímá trať mezi LKCE a LKNY měří cca 70 km. Přistál na LKNY a odstavil letoun na ploše určené pro návštěvnická letadla na travnatém pásu jižně od dráhy. Zde letoun stál až do vzletu ke kritickému letu. Pilot se rovněž dostavil k místu registrace posádek letadel, která přistála na LKNY. Následující činnost pilota a další osoby na LKNY se nepodařilo zdokumentovat. V letovém programu LVV „XXVI Slet letadel Nymburk“ byla od 10:10 do 10:25 vymezena doba pro seskoky parašutistů a ukázkou An-2. Potom volně následovala ukázkou modelu letadla Scorpion, která měla končit v 10:40. Model ukončil let mimo provozní plochu LKNY. Pravděpodobně v této době se pilot rozhodl pro odlet. Jeho činnost bezprostředně před vzletem z LKNY se však nepodařilo svědecky doložit.

1.1.2 Kritický let

Popis kritického letu letounu je proveden na základě výpovědí svědků a videozáznamu.

Vzlet pilot uskutečnil z RWY09. Čas vzletu (cca 10:55) lze odvodit pouze z pravděpodobné doby trvání manévru před leteckou nehodou v 11:00. Svědci téměř shodně popsali způsob manévru při vzletu tak, že pilot bez rozletu stoupal pod větším úhlem. Pokračoval v zatáčce vlevo a provedl malý okruh. V poloze „Po větru“ měl výšku cca 100 m nad zemí a viditelně malou rychlost. Po čtvrté zatáčce okruhu přešel do klesání zakončeného průletem nad dráhou. Poté nejprve, pravděpodobně při maximálním vzletovém výkonu motoru, začal stoupat pod větším úhlem v přímém směru osy RWY09 se snížením výkonu ve výšce cca 30 – 40 m nad zemí.

Následující průběh letu byl zaznamenán videozáznamem, na jehož začátku (čas 00:00) byl letoun ve stoupání pod vyšším úhlem přibližně nad východní polovinou RWY09. Po cca 3 s (00:03) bylo zřetelné přetlačení letounu ze stoupavého letu do polohy blízké horizontálnímu letu. Po cca 1 s (00:04) letoun znovu zvýšil podélný sklon a téměř současně (00:05) přecházel do zatáčky vpravo tak, že úhlu příčného sklonu většího než 45° dosáhl za 3 s a současně zatáčkou změnil kurz o cca 90° (00:09). Během další cca 1 s přídě letounu klesala pod horizont. Letoun měl při zatočení vpravo o cca 180° (00:12) úhel příčného sklonu větší než 60°, po přetažení se prosedal a následoval pád do vývrtky vpravo (00:13).

Letoun pod strmým úhlem podélného sklonu narazil do země na poli. V důsledku nárazu do země pilot a další osoba na palubě zahynuli.

1.1.3 Výpovědi svědků

Svěddeckou výpověď poskytlo několik osob, které událost pozorovaly z prostoru pro diváky při LVV „XXVI Slet letadel Nymburk“.

Svěděk (1) s kvalifikací pilota ULL k události sdělil, že se sletu na LKNY zúčastnil jako návštěvník. Pozoroval jak pilot ultralehkého letounu typu Zenair, reg. OK-OUL 46, provedl start z dráhy 09, po vzletu levou zatáčku a levý okruh ve výšce cca 100 m nad zemí v poloze „Po větru“. Svědek k letu po okruhu a ve třetí a čtvrté zatáčce uvedl: *„Tyto prováděl při nízké rychlosti, což bylo podezřelé a projevilo se to rozkolísáním letadla. Dále prováděl nízký průlet přímo nad letištní plochou a vypadalo to tak, jako by chtěl pilot přistát. Pak asi v jedné třetině letištní plochy pilot zvýšil otáčky a přešel do strmého stoupání“*. Svědek k této fázi dodal, že: *„Normálně by dle zažité praxe měl po přidání otáček následovat tzv. rozlet, což spočívá ve zvýšení rychlosti letadla v jedné letové hladině a až pak započít stoupání, jelikož tímto manévrem dochází k další ztrátě rychlosti letadla. Pilot letadla ale vynechal toto stádium rozletu a začal při nízké rychlosti strmě stoupat. Tím se vytratila rychlost“*. Svědek pak viděl, že letadlo ztratilo vztlak a přešlo do pádu, překlopilo se a vzápětí šlo do pravé vývrtky, ve které spadlo v poloze kolmo na pole vedle letištní plochy.

Svěděk (2) k události sdělil, že na LKNY byl jako divák. Stál ve východní části prostoru pro diváky. Asi za 3 – 5 minut potom, co model letadla ukončil let na poli vedle letiště, viděl vzlet letounu. K tomu uvedl že: *„Už ten start byl takovej, prostě rvali to nahoru, co to šlo, vyloženě na hranici pádovky, hodně prudký stoupání na plný plyn“*. Svědek ale potom letoun dál nesledoval a díval se, jak v poli hledali model letadla. Teprve po průletu letounu nad dráhou zvednul hlavu a znovu se na děj díval. K této fázi letu uvedl: *„Už jsem akorát viděl, jak jde břichem ke mně po křídle dolů“*. Svědek k tomu dodal: *„Rozhodně to byl pád do pravé vývrtky ze zatáčky. Myslím, že jsem slyšel, že motor šel standardně“*. Běžel k místu dopadu letounu, kam doběhlo několik dalších osob. Zjistili, že již posádce nemohou pomoci.

Svěděk (3), který zajišťoval řízení pohybu letadel po LKNY k události sdělil, že ultralehký letoun typu Zenair, reg. OK-OUL 46, provedl start z dráhy 09 s dlouhým rozjezdem a bez fáze rozletu začal stoupat. Ve stoupání pilot snížil výkon motoru a pokračoval do levého okruhu ve výšce cca 100 m nad zemí. Z charakteru letu se mu zdálo, že pilot přistane, ale pak se od dalších osob dozvěděl, že pilot měl rádiem oznámit, že provede průlet. Sklesal do cca 20 m nad dráhu, upravil plný výkon motoru a začal stoupat. Ve stoupání snížil výkon motoru, převedl letoun do horizontu a začal točit pravou zatáčku. Podle svědka letěl na malé až pádové rychlosti a zatáčka se „utahovala až do pádu po křídle“. Ve vývrtce udělal asi 1/2 otočky a narazil kolmo do země.

1.2 Zranění osob

Zranění	Posádka	Cestující	Ostatní osoby (obyvatelstvo apod.)
Smrtelné	1	1	0
Těžké	0	0	0
Lehké/bez zranění	0/0	0	0

1.3 Poškození letadla

Letoun byl nárazem do země zničen.



Obr. 1 Pohled na místo nárazu a trosky letounu OK-OUL 46

1.4 Ostatní škody

Únikem blíže nezjištěného množství benzínu byla způsobena škoda kontaminací zeminy v místě nárazu. Dále došlo k úniku nezjištěného množství oleje.

1.5 Informace o osobách

1.5.1 Pilot letounu

Osobní údaje:

- muž, věk 43 let,
- držitel platného pilotního průkazu vydaného LAA ČR v roce 2008 s kvalifikací ultralehký letoun – pilot,
- držitel platného omezeného průkazu radiotelefonisty letecké pohyblivé služby,
- poslední vyšetření pro prodloužení osvědčení zdravotní způsobilosti 2. třídy absolvoval dne 23. 3. 2015,
- seděl na levém pilotním sedadle.

Letecké zkušenosti:

Celková doba letu podle údajů uvedených v poslední žádosti o prodloužení platnosti pilotního průkazu LAA ČR ze dne 21. 9. 2015 byla na všech typech ULL 346 h 30 min. Za posledních 24 hodin doba letu byla cca 35 – 40 min.

Pilot měl praxi jako pilot ultralehkého letounu. Pilotní průkaz s kvalifikací pilot ULL získal v roce 2008 po výcviku na typu Tulák EP1 ukončeném 6. 11. 2008.

Podle informace úpravce motorů pilot v telefonické konzultaci s ním uvedl, že na letounu Zenair CH-601XL již má nalétáno cca 400 h.

Minulá letecká nehoda

Dne 11. 11. 2010 byl pilot účastníkem letecké nehody, při které letoun Zenair CH-601XL poškodil při pokusu o bezpečnostní přistání 2 km jižně od Vlašimi. Příčinou bylo chybné rozhodnutí pilota provést bezpečnostní přistání se silným větrem do zad a zachycení o překážku na okraji plochy.

1.5.2 Další osoba

Osobní údaje:

- muž, věk 50 let, držitel průkazu parašutisty AK Česká Lípa,
- neměl žádnou kvalifikaci související s pilotováním letounů,
- seděl na pravém sedadle.

1.6 Informace o letadle

1.6.1 Všeobecná charakteristika

Ultralehký letoun Zenair CH-601XL je dvoumístný, jednomotorový samonosný dolnoplošník se sedadly vedle sebe. Je celokovové konstrukce nýtované z tenkých plechů z Al slitiny. Křídlo je vybaveno sklopnou vztlakovou klapkou. Ocasní plochy jsou klasického uspořádání. Podvozek s příďovým kolem je teleskopický, variabilně je dvoukolý s ostruhovým kolem. Kola hlavního podvozku jsou brzděná. Kabina je opatřena jednodílným průhledným překrytím. Palivový systém sestává z dvou nádrží o objemu 46 l, palivového kohoutu uzavírajícího přívod paliva a dodávacího čerpadla. Letoun je vybaven kompletním zdvojeným řízením. Vyvažovací ploška na výškovém kormidle je elektricky ovládaná. Stejně je ovládaná vyvažovací ploška na křídélku – příčné vyvážení. Číslo typového průkazu: ULL – 01 / 2003.

Povolené obraty

Ultralehký letoun Zenair CH-601XL patří do kategorie SLZ. Byl certifikován LAA ČR v souladu s předpisem UL-2 „Požadavky letové způsobilosti SLZ – ultralehké letouny řízené aerodynamicky“ a musí být provozován v souladu provozními omezeními dle letové příručky. Letoun smí, kromě běžných letových obrátů, provádět ostré zatáčky do náklonu 60°, stoupavý a sestupný let s maximálním úhlem $\pm 30^\circ$ od horizontu kolem příčné osy. Akrobacie, úmyslné vývrtky a pády jsou zakázány.

1.6.2 Havarovaný letoun Zenair CH601 XL

Poznávací značka:	OK-OUL 46
Výrobce stavebnice:	ZenAir Sarl Z.I. de Valenciennes, Francie
Rok výroby:	2008
Výrobní číslo:	608 030
Technický průkaz „A“:	platný do 11. 4. 2017
Celkový nálet:	cca 400 h
Pojištění odpovědnosti za škodu:	platné

Pohonná jednotka

Motor - typ:	Suzuki 1,6 16V
Výrobní číslo:	012 08
Výrobce:	Suzuki
Rok výroby:	2008

Vrtule - typ:
Výrobce:
Výrobní číslo:
Rok výroby:

Propuls AE, $\varnothing 1740$ mm
Woodcomp s.r.o.
1388693PA
2013

Letoun byl postaven ze stavebnice dodané firmou Zenair Sarl Z.I. de Valenciennes. Montáž prováděla firma v ČR a majitel. Na letounu byly během stavby realizovány Bulletinů Zenair 2008-1 a 2009-1. Přistávací zařízení tvořil hlavní podvozek a záďový podvozek. Po letecké nehodě v roce 2010 byl opraven a dne 7. 8. 2011 zalétnut se závěrem, že vyhovuje prodloužení letové způsobilosti.

1.6.3 Provoz letounu

Podle zprávy o přezkoušení SLZ byla poslední periodická prohlídka letounu k prodloužení technického průkazu provedena dne 11. 4. 2015, při náletu cca 360 h. Letoun byl v udržovaném stavu. S ohledem na druh a výsledek prohlídky byl způsobilý provozu bez zjevných závad. Před letem dne 4. 6. 2016 pilot provedl výměnu zapalovacích svíček na motoru a výměnu oleje. Výměnu konzultoval dne 3. 6. 2016 s úpravcem motorů.

Rychlosti letu

Na letounu byl instalován rychloměr LUN 1110 výrobní číslo 1647. Tento typ rychloměru byl původně určen pro letoun L 410 G (FG). Předmětný rychloměr byl vyroben v roce 1983. Rychlost (IAS) byla na rychloměru indikována v $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$. Rozsah indikace 0 - 600 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$ je rozložený do dvou otáček. První ryska číselníku je hodnota 50 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$ a dělení číselníku je po 10 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$. Barevné značení bylo provedeno dodatečně a je z něho zřejmé, že přístroj byl provozován do maximální rychlosti cca 200 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$, tedy využíval 1/3 indikačního rozsahu. Žlutý oblouk začíná červenou radiální značkou na 83 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$ a končí na 89 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$. Zelený oblouk začíná na 89 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$ a končí na 160 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$. Následující žlutý oblouk pokračuje od 160 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$ do 193 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$ a je zakončen červenou radiální značkou. Provozní omezení letounu jsou uvedena v tabulce 1.

Tabulka 1. Provozní omezení.

Letové rychlosti	IAS [$\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$]
Nepřekročitelná rychlost V_{NE}	185
Návrhová obrátová rychlost V_A	155
Optimální cestovní	130
Pádová rychlost bez klapek V_{S1} , (motor na volnoběh nebo vypnutý)	68
Pádová rychlost v přist. konfiguraci V_{S0} (motor na volnoběh nebo vypnutý)	60

Tabulka 2. Kalibrace rychloměrného systému.

Rychlost	Údaj [$\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$]						
IAS	50	60	80	100	120	140	160
EAS	-	-	78	101	122	143	165



Obr. 2. Číselník přístroje LUN 1110

Rychloměrný systém letounu byl naposledy kalibrován dne 7. 8. 2011. Záznam o kalibraci je uveden v tabulce 2.

Technickou kontrolou bylo zjištěno, že rychloměr byl poškozen následkem nárazu. Je poškozená ozubená hrabice (ohnutá část se závažím), která přenáší pohyb

osy na pastorek ručky a pružný vlásek na pastorku ručky je deformovaný. Obě tyto deformace jsou ve směru nárazu. Ostatní součástky nenesou známky poškození a lze proto předpokládat, že před nárazem do země byl přístroj plně funkční.

Letoun nebyl vybaven zařízením pro signalizaci pádové rychlosti. Podle Protokolu o provedených letových zkouškách letounu OK-OUL 46 ze dne 25. 8. 2011 bylo varování letounu před přetažením a chování letounu při přetažení v zatáčce o náklonu 30° vyhovující, není ale uvedena ztráta výšky. V předchozím Protokolu o provedených letových zkouškách letounu OK-OUL 46 ze dne 25. 6. 2009 je uvedeno, že ztráta výšky při přetažení v zatáčce o náklonu 30° byla 15 m. Ve vzorové letové příručce jsou uvedeny ztráty výšky při pádu, viz tabulka 3.

Tabulka 3. Ztráta výšky při pádu uvedená v letové příručce.

Režim letu při uvedení do pádu	Ztráta výšky
V rovném letu	25 m
V zatáčce (čistě letěná, náklon 30°)	35 m

Předpokládaná zásoba paliva v době letecké nehody:

O množství paliva v nádržích před doplněním z kanystru o objemu cca 10 l před vzletem z LKCE nebyl získán žádný důkaz. Doba běhu motoru při vyčkávaní na LKCE byla cca 4 minuty. Vzdálenost z LKCE na LKNY byla cca 70 km. Při cestovní rychlosti 130 km·h⁻¹ byla doba letu cca 32 minut. Let z LKNY, včetně provedení malého okruhu, trval cca 3 – 4 min. Po nárazu letounu do země došlo k úniku paliva z obou porušených nádrží, proto jeho zbytek nemohl být stanoven. Úmysl pilota ohledně zpátečního letu není znám. Pro let na LKCE byl potřebný větší zbytek paliva, než uvádí tabulka 4. pro dobu 30 min letu, tedy cca 8 kg.

Hmotnost a centráž

Pro stanovení hmotnosti komise použila jako základ následující data:

Prázdňá hmotnost letounu: 304 kg

Maximální vzletová hmotnost: 450 kg

Maximální hmotnosti posádky v závislosti na palivu podle protokolu o vážení ze dne 13. 5. 2009 a uvedené na štítku v letounu jsou v tabulce 4.

Tabulka 4. Maximální hmotnosti posádky v závislosti na palivu.

Údaj palivoměru		Plná	3/4	1/2	30 min. letu
Protokol	Stav nádrží [l]	2 x 44	2 x 33	2 x 22	1 x 10
	Hmotnost paliva [kg]	64,1	48,2	32,4	7,9
	Max. hmotnost posádky [kg]	81,9	97,8	113,6	138,1
Štítek	Stav nádrží [l]	2 x 44	2 x 33	2 x 22	1 x 8
	Hmotnost paliva [kg]	63,36	47,52	31,68	5,76
	Max. hmotnost posádky [kg]	82,64	98,48	114,32	140,24

Podle závěrů soudně lékařské expertízy byla hmotnost pilota 74 kg a hmotnost cestujícího 97 kg. Celková hmotnost obou členů posádky byla 171 kg. Předpokládaná hmotnost zásoby paliva po vzletu k odletu z LKNY byla 8 kg.

Na základě výše uvedených hodnot byla vypočtena celková hmotnost letounu v době, kdy se stala letecká nehoda 483 kg, to znamená, že maximální vzletová hmotnost byla překročena nejméně o 33 kg.

Přípustný rozsah polohy těžiště podle vzorové letové a provozní příručky a podle protokolu o ověření polohy těžiště UL letounu je uveden v tabulce 5.

Tabulka 5. Přípustný rozsah polohy těžiště

Poloha těžiště dle LAA ČR	%SAT (1430 ± 15 mm)	Rameno
Krajní přední	20%	280 mm
Krajní zadní	30%	500 mm
Změřené a vypočtené hodnoty centráže dle protokolu o ověření polohy těžiště	Předepsaný rozsah polohy těžiště (centráže)	300 – 450 mm
2 piloti (176,5 kg) + 20 litrů paliva		439 mm

Při hmotnosti obou členů posádky 171 kg a na základě údajů v tabulce 5. lze předpokládat, že těžiště pravděpodobně bylo v povoleném rozsahu centráže.

1.7 Meteorologická situace

Podle zprávy Letecké meteorologické služby Českého hydrometeorologického ústavu situaci ovlivňovalo nevýrazné mělké tlakové pole. Podle odborného odhadu zpracovaného ČHMÚ byla meteorologická situace v místě letecké nehody následující:

Přízemní vítr: 030° - 090° / 2 – 5 kt
Výškový vítr: 1000 ft AGL 090° / 4 kt
Dohlednost: nad 10 km
Stav počasí: oblačno, beze srážek
Oblačnost: BKN CU spodní základna oblačnosti 2500 ft AMSL
Turbulence: slabá termická
Teplota: v 1000 ft AGL +17°C

1.8 Radionavigační a vizuální prostředky

Na zpevněné RWY 09/27 je provedeno poznávací, osové a prahové značení.

1.9 Spojovací služba

Provozní kmitočet pro pozemní rádiovou stanici, určenou pro komunikaci v leteckém pásmu byl 123,475 MHz „Nymburk RADIO“. Záznam komunikace nebyl pořizován.

1.10 Informace o letišti

Registrovaná neveřejná plocha SLZ Nymburk se nachází 1,5 km SSE od města Nymburk. Nadmořská výška středu asfaltové RWY 09/27 o rozměrech 600 x 15 m je 610 ft / 186 m.

1.11 Letové zapisovače a ostatní záznamové prostředky

1.11.1 Letové zapisovače

Na palubě letounu nebylo žádné zařízení, jehož záznam by mohl být využit pro účel šetření a pro rekonstrukci letu.

1.11.2 Videozáznam na LKCE

Činnost pilota a vzlet z LKCE zaznamenala videokamera umístěná na budově hangáru (vzdálená cca 838 m od ARP LKCE). Vzhledem k rozlišovací schopnosti videozáznamu byla poloha letounu po vzletu již málo zřetelná a v čase 08:55:24 zaniklo barevné rozlišení obrazu letounu na pozadí.

1.11.3 Videozáznam z LKNY

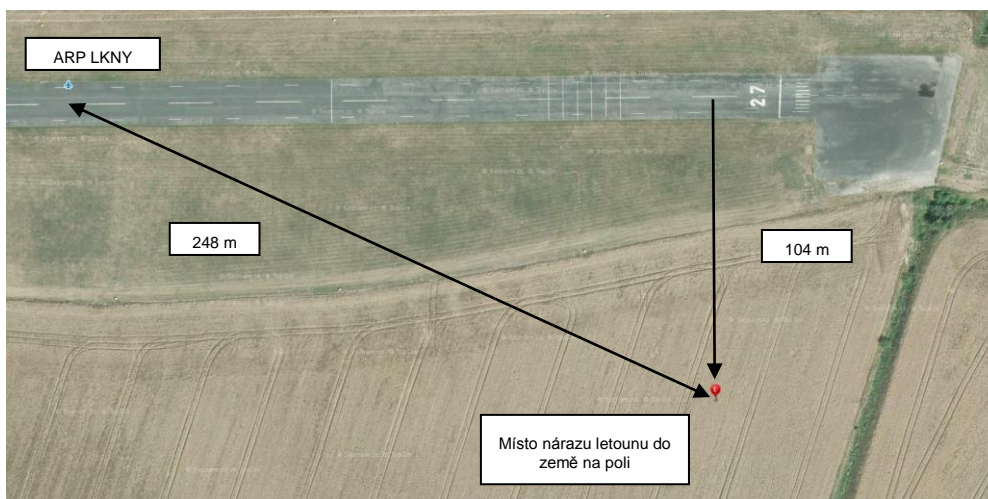
Část kritického letu bezprostředně před nárazem letounu do země zaznamenala osoba přítomná v prostoru pro návštěvníky. Videozáznam o délce cca 16 s byl pořízený v rozlišení formátu 1920 x 1080 (20,8 megapixelu) a byl použit k rozboru letu.

1.12 Popis místa nehody a troskek

1.12.1 Všeobecně

Letecká nehoda se stala v prostoru pole v blízkosti východního konce RWY09, cca 248 m od ARP LKNY a 104 m jižně od osy dráhy, viz obrázek č. 2. V místě letecké nehody je ELEV 186 m. Trosky letounu se nacházely na poli podélnou osou trupu otočené do směru cca 350°. Stopa nárazu vycházela od levého okraje křídla v úhlu cca 30° před letounem a končila cca 5,2 m před okrajem pravé poloviny křídla. Z poškození letounu a stop na zemi bylo zřejmé, že narazil pod velkým úhlem do země. Trosky, s výjimkou vrtule s částí reduktoru a předního krytu motoru a fragmentů zasklení kabiny, zůstaly téměř celistvé, odrazily se a překlopily vzad.

Zeměpisné souřadnice místa nárazu letounu do země byly 50° 10' 5,5" N a 015° 03' 19,3" E.



Obr. 3. Místo letecké nehody.

Prohlídku provedla komise ÚZPLN souběžně s vyproštěním těl pilota a další osoby z prostoru pilotní kabiny.

1.12.2 Trup

Kryt vrtule s vrtulí byly s ozubeným kolem reduktoru odlomené z konstrukce motoru a spolu s přední maskou částečně zabořené do země, cca 1,5 m od motoru. Kryty motoru se částečně oddělily a byly zdeformované. Dva listy vrtule byly ulomené v kořeni. Vedle se nacházel přetržený ozubený řemen náhonu vrtule.

Trup byl v prostoru přední části pilotní kabiny silně deformován nárazem zředu a následným rozlomením v místě palubní desky a motorové přepážky s uchycením lože motoru. Boční stěny a podlaha za motorovou přepážkou byly deformované. Podvozkové nohy byly vyvrácené dozadu i s konstrukcí v místě upevnění ke spodní části trupu. Jednodílný překryt kabiny byl vytržený ze závěsu a zámku na levé straně a ze závěsu na pravé straně. Zasklení bylo z velké části roztříštěné. Na podlaze a stojině nosníku procházející trupem se v přední části pilotní kabiny nacházely palivové hadice, ve spojích částečně rozpojené svlečením ze spojek. Přívod k palivovému čerpadlu nebyl přerušovaný. Zadní část trupu měla deformovaný a na několika místech na horní části a bocích ve spojích roztržený potah.

1.12.3 Křídlo

Pravá polovina křídla měla náběžnou hranu až k hlavnímu nosníku deformovanou nárazem zředu, pod úhlem cca 70° - 80°. V kořeni, na několika místech u náběžné hrany a na okrajovém zakončení byl potah roztržený. Deformace pokračovala od náběžné hrany u kořene šikmo směrem k vnějšímu závěsu klapky. Palivová nádrž byla roztržená, plnicí víčko bylo zavřené. Kryt úložného prostoru v křídle se částečně odtrhnul. Křídélko bylo upevněno v závěsech a bylo volně pohyblivé. Vztlaková klapka byla v zavřené poloze.

Levá polovina křídla měla náběžnou hranu až k hlavnímu nosníku deformovanou nárazem zředu, pod úhlem cca 70° - 80°. U kořene a na několika místech u náběžné hrany a na okrajovém zakončení byl potah roztržený. Palivová nádrž byla roztržená, plnicí víčko bylo zavřené. Křídélko bylo upevněno v závěsech, které byly funkční. Vztlaková klapka byla v částečně sklopené poloze. Závěsy klapky byly funkční, ale ovládací čep byl vyvléknutý z kořenového žebra klapky v důsledku deformace trupu. Víčko palivové nádrže bylo uzavřené.

1.12.4 Ocasní plochy

Ocasní plochy byly téměř bez poškození, stabilizátor nebyl deformovaný, pravé i levé výškové kormidlo bylo připojené, pohyblivé v celém rozsahu výchylek. Lana od řízení byla neporušená a ve spojích zajištěná. Vyvažovací ploška na levém výškovém kormidlu byla vychýlena mírně dolů. Směrové kormidlo nebylo poškozené a bylo volně pohyblivé. Spoje lan k ovládní směrového řízení byly zajištěné a lana vedla do kabiny.

1.12.5 Pilotní kabina

Palubní deska, přístroje, spínače a ovladače na ní umístěné byly silně poškozené působením nárazu a borcením přídě.

Výškoměr LUN 1121.01 byl z palubní desky vytržený a ležel na zemi před motorem. Nesl známky poškození následkem nárazu. Dvouručičkový přístroj byl nastaven na hodnotu 761 torr. Dlouhá ručička se volně pohybovala. Stav ostatních přístrojů pro kontrolu letu a funkce systémů neumožnil určit žádné údaje o režimu letu před nárazem. Rychloměr a variometr byly poškozeny nárazem. Otáčkoměr byl rozbitý s vytrženým číselníkem a chyběla ručička, teploměr chladicí kapaliny byl rozbitý. Hlavní vypínač a zapalování byly ve vypnuté poloze s deformovanými ochranami. Ze stavu obou dvou ovladačů přípusti, vzhledem k velkým deformacím táhel, nebylo možné jednoznačně určit nastavení při nárazu. Na deformovaném středovém panelu byl palivový kohout přepnutý do polohy „LEFT“ - levá nádrž.

Z nálezu poškození trosk lze vyvodit závěr, že síly a rozsáhlé deformace přídě a přední části pilotní kabiny vzniklé při nárazu do země vylučovaly přežití posádky. Tříbodový poutací pás pilota byl uvolněný ze spony zapínání. Kotevní úchyt na konci

diagonálního popruhu byl vytržený z ukotvení ke konstrukci. Třibodový poutací pás další osoby (cestujícího) byl zapnutý.

Po prohlídce na místě letecké nehody byly trosky kvůli manipulaci v nezbytném rozsahu děleny. Následně byly přemístěny do prostoru ÚZPLN, pro potřebu podrobné prohlídky. Stav trosek letounu je na fotografiích v příloze 1.

1.12.6 Prvky řízení v pilotní kabině

V přední části byla částečně deformovaná trubková konstrukce pedálů nožního řízení, na pravé straně byly pedály více deformované. K pedálům byly připojeny pracovní válce brzd. Lanové převody k orgánům řízení byly připojené a neporušené. Rozdělená řídicí páka byla deformovaná ohnutím. Lana propojující systém příčného řízení měla spoje zajištěné a křídélka byla funkční. Lana řízení vedoucí z pilotní kabiny do zadní části trupu byla celistvá a spoje zajištěné. Konce lan připojené ke směrovému a výškovému kormidlu měly spoje řádně zajištěné. Servomotor ovládání klapek měl rameno v poloze na zasunuto.

1.12.7 Podrobná prohlídka pohonné jednotky

Blok motoru Suzuki 1,6 byl celý a nebyl proražen. Výfukové potrubí na pravé straně motoru a těleso tlumiče výfukových plynů ve spodní části bloku motoru bylo při nárazu částečně deformované. Olejový filtr byl roztržený a olej vyteklý. Byl použit automobilový olejový filtr označený N1P Parts J 1316004. Na přírubách čtyř kanálů sacího potrubí na levé horní straně bloku motoru byly praskliny. Karburátor byl při nárazu deformován. Víko motoru bylo poškozeno v zadní horní části u ozubené řemenice (chybí část tělesa víka). Zapalovací kabely ke svíčkám byly mechanicky poškozeny a izolace byla roztržena na dvou kabelech. Držák reduktoru horní řemenice pohonu vrtule byl utržen. Ozubený řemen, označení Continental HTD 912 8M CXP, spojující horní a dolní řemenici reduktoru byl přetržen. Na vrchní části řemenu, cca 10 cm od místa přetržení, byly viditelné stopy zaseknutých kovových třísek. Spodní část reduktoru- ozubené kolo bylo nárazem deformované, cca 50% plochy ozubeného kola bylo vyhnuto ve směru k přední části bloku motoru. Na vnitřní straně spodního ozubeného kola bylo viditelné mechanické poškození ozubení (obroušení zubů) způsobené pohybem deformované řemenice ozubeného kola (otěr zubů ozubeného kola o držák reduktoru). Těleso startéru bylo nárazem utrženo, odděleno ze spoje v přední horní části bloku motoru. Na zadní části motoru byla nalezena popraskaná ozubená řemenice (trhlina a praskliny v loukotích řemenice). Ozubený řemen označený POWER GRIP HTD 5318XS-103x1'' nebyl přetržen. Druhý ozubený klínový řemen označený BOSCH 7790 (AVX 10x730 251) také nebyl přetržen, pouze na čelní straně řemene měl viditelné známky otěru způsobené pohybem, otěrem řemenu o pevnou překážku. Chladič motoru byl při nárazu přitlačen na blok motoru. Na těle chladiče byly viditelné stopy otláčení od ozubeného klínového řemene a spodních tří řemenic. Na voštinách chladiče byly viditelné známky poškození způsobené pracujícím motorem v době nárazu (stopy otláčení od řemenic, vrypy a obroušení voštin chladiče ve směru otáčení řemenic).

Olej z motoru vytekl na místě nárazu a nemohl být odebrán vzorek na provedení jeho laboratorní kontroly. Nalezené stopy oleje ukazovaly na jeho výměnu v krátké době před nehodou, olej byl čistý.

Byla prověřena kontrola činnosti elektrického obvodu – startéru (chyběl palec rozdělovače), indukční cívky, zapalovacího kabelu ke svíčkám. Okruh byl funkční, dával jiskru. Krátce před nehodou byla provedena výměna zapalovacích svíček na motoru.

Byla prověřena činnost elektrického dodávacího čerpadla paliva. Po zapojení na elektrický zdroj – baterii čerpadlo bylo funkční.

Poškození motoru Suzuki 1,6 odpovídalo nárazu na zem. Z charakteru poškození ozubeného kola ve spodní část reduktoru (mechanické poškození ozubení-obroušení zubů) a viditelných stop otláčení od ozubeného klínového řemene na těle chladiče jednoznačně vyplývá, že v okamžiku nárazu motor pracoval na výkonu. Při kontrole elektrické a palivové instalace nebyly na motoru zjištěny závady, které by mohly vzniknout před nehodou a podílet se na jejím vzniku.

Deformovaný vrtulový kužel, náboj a kořeny listů vrtule byly znečištěny zeminou. Dva vrtulové listy (č. 1 a 3) byly ulomeny v kořeni, třetí list (č. 2) byl upevněný v náboji. Na listech byly typové štítky s označením vrtule 1388693PA 1(2 a 3).

1.13 Lékařské a patologické nálezy

Podle závěrů soudně lékařské expertízy byl bezprostřední příčinou smrti pilota úrazový šok při polytraumatu. Zemřel krátce po nárazu letounu do země. Příčinou smrti další osoby (cestujícího) bylo polytrauma.

Ze soudně lékařského a letecko-lékařského hlediska na pilota sedícího v levé pilotní sedačce a cestujícího sedícího na pravém sedadle působilo tupé násilí o velké intenzitě s vektorem působících sil převážně zepředu, mírně zespondu a zprava. Poranění vznikla u obou osob nárazem do země a stlačením těl v bortící se přední části letounu. Vznik zranění lze dobře vysvětlit mechanismem letecké nehody – nárazem letounu pod strmým úhlem klesání letounu v pravotočivém pohybu. V době nárazu do země letoun pilotoval pilot, cestující neměl horní nebo dolní končetiny na prvcích řízení, do kterého tedy velmi pravděpodobně nezasahoval.

Nebyly zjištěny úrazové změny, které by nebylo možné vysvětlit mechanismem předmětné nehody. U pilota nebyly zjištěny chorobné změny, které by se mohly podílet na vzniku havarijní situace, nebo by je bylo možné klást do příčinné souvislosti s úmrtím. Toxikologickým vyšetřením nebyl u obou osob zjištěn alkohol ani nebyly v průběhu letu pod vlivem jiných, pro let zakázaných látek.

U pilota i cestujícího bylo provedeno biochemické vyšetření somato-psychického stavu. Na základě analyzovaných biochemických parametrů, v kontextu ostatních zjištění, lze interpretovat závěry tak, že u pilota došlo k aktivaci energetického metabolismu s výrazným čerpáním zásobních látek. Nálezy svědčí pro krátké přežívání, ne delší než minuty po nárazu letounu do země. U cestujícího došlo k aktivaci energetického metabolismu s krátkým a intenzivním výrazným čerpáním zásobních látek. Rozvíjela se u něho intenzivní negativní psychická emoce (stres), nejspíše z obavy při vnímání kritické situace za letu.

1.14 Požár

K požáru trosk letounu nedošlo. K místu nehody vyjela jednotka sboru dobrovolných hasičů, dislokovaná po dobu konání LVV na stojánce při západním okraji provozní plochy.

1.15 Pátrání a záchrana

Pátrání nebylo organizováno. Svědci ohlásili pád letounu na tísňovou linku. Krajské operační středisko zdravotnické záchranné služby do prostoru ihned vyslalo nejbližší výjezdovou posádku vozu rychlé zdravotnické pomoci a současně nejbližší vozidlo RLP s lékařskou posádkou, která na místo dojela v 11:24.

1.16 Testy a výzkum

NIL

1.17 Informace o provozních organizacích

Letoun byl provozován fyzickou osobou, majitelem, který se o něj staral i po technické stránce s případnou konzultací úpravce motoru.

1.18 Doplnkové informace

1.18.1 Předpisové požadavky

Žádosti fyzických nebo právnických osob o udělení souhlasu k uskutečnění leteckých veřejných vystoupení posuzuje ÚCL a vydává k nim souhlas ve smyslu ustanovení § 78 zákona č. 49/1997 Sb., o civilním letectví. Uvedené akce musí být organizovány a prováděny podle Podmínek pro pořádání leteckých veřejných vystoupení CAA-SL-101-n-16¹⁾.

Udělení souhlasu s pořádáním LVV sportovních létajících zařízení je podle ustanovení § 83 odst. 1 písm. j) zákona o civilním letectví v kompetenci LAA ČR, která je ve smyslu ustanovení § 82 odst. 1 téhož zákona Ministerstvem dopravy pověřena výkonem státní správy ve věcech SLZ.

Podmínky pro pořádání LVV jsou závazné pro všechny osoby zúčastněné na přípravě a provádění těchto akcí, tzn. pro jejich pořadatele, letové ředitele, pořadatelskou službu, posádky všech zúčastněných letadel a pracovníky služeb ATC, AFIS nebo stanoviště poskytování informací známému provozu „RADIO“ zúčastněných na přípravě a provádění civilních leteckých veřejných vystoupení.

1.18.2 Předpisové požadavky pověřené osoby

Postup, podle kterého se žádosti o udělení souhlasu s pořádáním LVV sportovních létajících zařízení posuzují, vydalo výkonné ústředí LAA ČR jako předpis LA-6 „Podmínky pro pořádání veřejných leteckých vystoupení“.

1.18.3 Organizace LVV „XXVI Slet letadel Nymburk“

Úřad pro civilní letectví udělil souhlas a stanovil podmínky rozhodnutím ze dne 11. 5. 2016.

Souhlas k účasti sportovních létajících zařízení a jejich pilotů na LVV „XXVI Slet letadel Nymburk“ vydalo výkonné ústředí LAA ČR dne 12. 5. 2016.

Do funkce letového ředitele pořadatel ustanovil osobu s odpovídajícími prokazatelnými zkušenostmi a schopnostmi s ohledem na očekávaný rozsah LVV. Letový ředitel sestavil program LVV. Prostor určený veřejnosti byl na LKNY přiměřeným způsobem ohraničený. Pohyb návštěvníků byl pod dohledem osob zúčastněných na

¹⁾ Podmínky pro pořádání leteckých veřejných vystoupení CAA-SL-101-0-16, č. j.: 149-16-301 ze dne 1. 2. 2016

pořadatelské službě zajištěné dobrovolníky, pohyb letadel řídily poučené osoby. Dvě osoby určené k poskytování informací měly odbornou kvalifikaci a odpovídající zkušenosti.

Letovým ředitelem byla vyžádána asistence hasičského záchranného sboru a na LKNY byla dne 4. 6. 2016 přítomna jednotka SDH. Vzhledem k předpokládanému počtu diváků do 500 osob byl na LKNY rovněž přítomen lékař a služba pro první zdravotnickou pomoc.

Vystupující podle letového programu obdrželi instrukce (briefing) osobně od letového ředitele po příletu na LKNY. Ostatní letadla, která přiletěla na LKNY, byla registrována v seznamu účastníků sletu, bez zaznamenání času příletu a odletu letadla. Informace pro piloty byly předem zveřejněny na webové stránce letiště. Pro letadla s radiostanicí byl stanoven jižní okruh, pro letadla bez radiostanice platilo zařazení do severního okruhu a signalizace přistávacího maršála s praporky. Záznam obsahu zpráv vysílaných na kmitočtu Nymburk RADIO nebyl prováděn. Evidence vzletů a přistání letadel na LKNY nebyla vedena.

1.18.4 Letová příručka Zenair CH 601 XL

Letová příručka pro Zenair CH 601 XL nebyla na palubě letounu nalezena a následně se jí nepodařilo dohledat. Komise při šetření vycházela z dat použitých ve vzorové letové příručce pro Zenair CH 601 XL, z dat v registračním listu 04/2009, ve Zprávě o přezkoušení z 11. 4. 2015 a v Protokolu o provedených letových zkouškách ze dne 7. 8. 2011.

1.18.5 Předpis UL 2 – I. Část.

Předpis UL 2 – I. Část „Požadavky letové způsobilosti SLZ – ultralehké letouny řízené aerodynamicky“ stanoví:

V části I. Značení a štítky, v odst. 3. Označení přístrojů:

a) Rychloměr

Na stupnici musí být červená značka označující minimální rychlost a nepřekročitelnou rychlost.

V části F. Výstroj, v odst. 4. Další výstroj:

Pro každou osobu na palubě musí být zabudovány čtyřbodové poutací pásy, které musí být schopné udržet uživatele při silách, které vyvodí zrychlení předepsané při podmínkách nouzového přistání.

1.19 Způsoby odborného zjišťování příčin

Při odborném zjišťování příčin letecké nehody bylo postupováno v souladu s předpisem L13.

2 Rozbory

2.1 Všeobecně

Všechny dostupné důkazy, zejména průběh kritické fáze na videozáznamu letu v kombinaci s vysvětlením svědků a nálezem při ohledání trosk jednoznačně prokazují, že pilot během ostré zatáčky na malé rychlosti, prováděné z důvodů, které se nepodařilo zjistit, nezvládl obnovit vodorovný let.

Po dosažení kritického úhlu náběhu v zatáčce příd' klesala pod horizont, letoun začal prosedat, pokračoval v klonění vpravo s přechodem do sestupného pohybu po strmé pravotočivé šroubovitě dráze a pádu do strmé vývrtky.

Vzhledem k tomu, že pilot manévr prováděl v malé výšce nad zemí, vznikla na velmi krátkém úseku trajektorie pohybu při pádu do vývrtky neřešitelná havarijní situace, v níž nebylo možné zabránit nárazu letounu do země pod strmým úhlem. Převažující deformační ráz působil na příd' a náběžnou hranu obou polovin křídla.

2.1.1 Podmínky letu

S podmínkami v prostoru letiště byl pilot seznámen z předcházejícího okruhu. V předmětné době nebyl na LKNY podle svědků jiný provoz. Pokud jde o meteorologickou situaci, je pravděpodobné, že podmínky pro let nebyly ničím významně komplikovány.

2.1.2 Zdravotní příčina

Pilot měl platné osvědčení zdravotní způsobilosti 2. třídy a podle závěrů soudně lékařské expertízy nebyly zjištěny úrazové změny, které by nebylo možné vysvětlit mechanismem letecké nehody ani žádné skutečnosti, které by svědčily pro zdravotní příčinu vzniku letecké nehody.

2.1.3 Technický stav letounu

Letoun měl platný technický průkaz a před kritickým letem vykonal let z LKCE na LKNY. Při prohlídce draku nebyly zjištěny žádné důkazy o poruše před nárazem do země, která by nepříznivě ovlivnila letové vlastnosti. Prohlídka prvků řízení, zejména spojů lan prokázala, že propojení a jejich upevnění k řídicím plochám nebylo porušeno. Zavěšení řídicích ploch bylo funkční. Nebyl nalezen žádný důkaz pro ovlivnění podélné nebo stranové ovladatelnosti letounu.

Opotřebenění motoru odpovídalo počtu odpracovaných hodin a poškození byla způsobena jako následek nárazu přední části letounu na pevnou překážku ve strmém úhlu do země. Z charakteru poškození ozubeného kola ve spodní část reduktoru a stop otlačení od ozubeného klínového řemene na těle chladiče jednoznačně vyplývá, že v okamžiku nárazu motor pracoval na výkonu.

Vypočítaná celková hmotnost letounu s posádkou a předpokládaným množstvím paliva překračovala nejméně o 33 kg maximální vzletovou hmotnost uvedenou v registračním listu a stanovenou pro dvoumístné aerodynamicky řízené ULL

předpisem²⁾. Letová a provozní příručka postup stanovení provozní centráže (podle vyvažovacího diagramu) neobsahuje, pouze uvádí přípustný rozsah v 20 – 30 %SAT. Z údajů použitých při měření a výpočtu v rámci ověření polohy těžiště v roce 2009 vyplývá, že ani při obsazení ULL dvěma piloty o hmotnosti celkem 176,5 kg a celkem 20 litrech paliva v nádržích (celkem 496,5 kg) nedošlo k překročení povoleného rozsahu centráže.

Typ použitých poutacích pásů (s diagonálním ramenním popruhem - tříbodový) nevyhovuje požadavku předpisu UL 2- I. Část.

2.1.4 Pohyb letounu

Předpis povoluje s ULL pouze neakrobatický provoz, normální obraty potřebné pro létání, nácvik pádů a ostré zatáčky s náklonem do 60°.

Vlastnosti letounu při přetažení v zatáčce a varování byly předmětem provedených letových zkoušek dne 7. 8. 2011 a podle protokolu letoun vyhověl stanoveným požadavkům dle předpisu UL 2 - I.Část.

Jako návštěvník, nikoli vystupující v programu LVV, pilot mohl provést pouze přilet na LKNY, let po okruhu s přistáním a vzlet za účelem odletu z LKNY.

Z videozáznamu vyplývá, že letoun po vzletu, letu po okruhu a průletu nad dráhou, stoupal pod větším úhlem v přímém směru. Po zřetelném přetlačení do polohy blízké horizontálnímu letu se podle zvuku motoru snížil výkon. Pak pilot zvýšil podélný sklon a téměř současně přecházel do zatáčky vpravo. Ze siluety letounu na videozáznamu vyplývá, že za 3 - 4 s dosáhl příčného sklonu většího než 45°. Současně s tím zatočil o cca 90°.

Z provozních hledisek nebyl pro takový manévr nad LKNY žádný důvod. Pilot manévr nepřerušil ani neoznámil svůj záměr a pokračoval v ostré zatáčce. V následující fázi pravděpodobně nezvládl uvést letoun odpovídající výchytkou kormidel do normálního letu. Před začala v průběhu zatáčení klesat se zvyšujícím se kloněním a letoun po překročení kritického úhlu náběhu přešel do vývrtky.

Kontrolu rychlosti pilot prováděl podle rychloměru, který byl s velkou pravděpodobností funkční, ale původním určením a indikací odpovídal jiné kategorii letounu. Uspořádání barevného značení použitelných a kritických rychlostí nezačínalo na pádové rychlosti bez vysunutých klapek. Červená značka označující minimální rychlost byla u hodnoty 83 km·h⁻¹. Letová a provozní příručka uvádí pouze jedinou hodnotu pádové rychlosti - $V_{SO} = 65 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$. V protokolu o provedených letových zkouškách dne 7. 8. 2011 je uvedena pádová rychlost pro různou konfiguraci, $V_{SO} = 60 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ a $V_{S1} = 68 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$. Oba údaje jsou zapsány jako hodnoty při maximální vzletové hmotnosti.

Obecně v zatáčce pádová rychlost vzrůstá velmi progresivně s příčným sklonem. Míra růstu pádové rychlosti pro příčný sklon 60° je cca 1,4 V_{S1} a pro 70° cca 1,7 V_{S1} . Změnou příčného sklonu tak mohlo neočekávaně a velmi rychle dojít ke ztrátě vztlaku a přechodu letadla do vývrtky. Pilot prováděl manévr nízko nad zemí a neměl proto dostatečnou výšku pro řešení situace.

²⁾ Vyhláška č. 108/1997 Sb., kterou se provádí zákon č. 49/1997 Sb., o civilním letectví - Ultralehké letouny řízené aerodynamickými prostředky.

3 Závěry

3.1 Komise dospěla k následujícím závěrům

3.1.1 Ultralehký letoun

- měl platný technický průkaz,
- nebyl vybaven zařízením pro signalizaci pádové rychlosti,
- barevné značení na rychloměru neodpovídalo parametrům letounu,
- v době vzletu hmotnost letounu překročila MTOW 450 kg nejméně o 33 kg,
- typ použitých poutacích pásů (s diagonálním ramenním popruhem - tříbodový) nevyhovuje požadavku předpisu UL 2- I. Část,
- při ohledání trosk letounu nebyl získán žádný důkaz o tom, že prvky příčného, podélného a směrového řízení nebyly funkční, nebo byla porušena celistvost letounu před tím, než narazil do země,
- pohonná jednotka pracovala až do nárazu do země,
- poškození odpovídají nárazu letounu pod strmým úhlem podélného sklonu.

3.1.2 Posádka

- pilot měl pro let VFR platnou kvalifikaci a z hlediska dovednosti měl pilotní zkušenosti s létáním na předmětném letounu; seděl na levém sedadle,
- pilot měl platnou zdravotní způsobilost a nebyly u něj zjištěny úrazové změny, které by nebylo možné vysvětlit mechanismem letecké nehody ani žádné skutečnosti, které by svědčily pro zdravotní příčinu letecké nehody,
- nebyl získán žádný důkaz o úmyslu pilota ohledně činnosti po vzletu z LKNY,
- další osoba na pravém sedadle neměla pilotní zkušenosti.

3.1.3 Provedení letu

- pilot s další osobou na palubě letounu přistál na LKNY jako návštěvník a nebyl zařazen v letovém programu LVV,
- při příletu i odletu z LKNY se pilot měl, kromě pravidel pro létání ULL, rovněž řídit informacemi a upozorněním pro piloty na webových stránkách letiště Nymburk,
- v době vzletu z LKNY nebyl na okruhu jiný letový provoz,
- meteorologické podmínky vyhovovaly pro let VFR,
- pilot po vzletu z LKNY provedl let po levém okruhu v malé výšce, zakončený průletem nad RWY09, po kterém převedl letoun do stoupání pod velkým úhlem,
- nad koncem dráhy z nezjištěného důvodu provedl v malé výšce nad zemí manévr ostrou zatáčkou s postupnou ztrátou rychlosti až do překročení kritického úhlu náběhu, které mělo za následek přechod do vývrtky,
- videozáznam zachytil celou kritickou fázi letu, kdy pilot po přetažení letounu ztratil kontrolu nad letounem,
- v době nárazu do země letoun pilotoval pilot, cestující do řízení velmi pravděpodobně nezasahoval, nejspíše z obavy při vnímání kritické situace za letu se u něho rozvíjela intenzivní negativní psychická emoce (stres),

- celková destrukce letounu byla důsledkem nárazu do země pod strmým úhlem podélného sklonu.

3.2 Příčiny

Příčinou bylo pochybení pilota při provádění ostré zatáčky na malé rychlosti, v jehož důsledku došlo k překročení kritického úhlu náběhu, ztrátě kontroly nad letounem a pádu do vývrtky v malé výšce.

4 Bezpečnostní doporučení

ÚZPLN nevydává bezpečnostní doporučení.

5 Přílohy

Poř.č.	Název přílohy	Počet listů
1.	Fotodokumentace	1

Fotodokumentace



Stav troskek letounu



Zadní část trupu a ocasní plochy



Náběžná hrana pravé poloviny křídla



Náběžná hrana levé poloviny křídla



Odlomená vrtule s ozubeným kolem reduktoru



Deformovaná před'