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

CZ-13-234
Výtisk č. 1

ZÁVĚREČNÁ ZPRÁVA

o odborném zjišťování příčin letecké nehody letounu PS-28 Cruiser poznávací značky OK-PSA Uherské Hradiště dne 17. 6. 2013

Praha
prosinec 2013

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 zkratek

AC	Altocumulus
ACR	Akrobacie
AGL	Nad úrovní země
AMSL	Nad střední hladinou moře
ASTM	Mezinárodní standardy (American Society for Testing and Materials)
ATC	Řízení letového provozu
CAVOK	Dohlednost, oblačnost a současné počasí lepší než předepsané hodnoty nebo podmínky
CPL (A)	Průkaz způsobilosti obchodního pilota letounů
CSA a.s.	Czech Sport Aircraft a.s.
CS-LSA	Norma letové způsobilosti
CTR	Řízený okrsek
CU	Cumulus
ČHMÚ	Český hydrometeorologický ústav
DOA	Oprávnění organizace k projektování
E	Východ
EASA	Evropská agentura pro bezpečnost letectví
EFIS	Elektronický systém letových informací
ELEV	Výška nad mořem (odvozena z WGS84 souřadnicového systému)
EMS	Elektronický systém monitorování motoru
FCL	Způsobilost členů letových posádek
FDR	Letový zapisovač
FEW	Skoro jasno
FI(A)	Letový instruktor
FL	Letová hladina
g	Tíhové zrychlení ($m.s^{-2}$)
GPS	Globální systém určení polohy
h	Hodina
hPa	Hectopascal (jednotka atmosférického tlaku)
HZS	Hasičský záchranný sbor
kg	Kilogram (jednotka hmotnosti)
km	Kilometr
l	Litr
LKKU	Neveřejné mezinárodní letiště Kunovice
m	Metr
min	Minuta
MEP	Vícemotorový pístový (Kvalifikace)
METAR	Pravidelná letištní zpráva (v meteorologickém kódu)
MHz	Megahertz
NIL	Žádný
$ot.min^{-1}$	Otáčka za minutu
PAR	Para výsadky (kvalifikace)
REG	Oblastní
RMK	Poznámka
RWY	Dráha
ŘL	Řízené lety
ŘLP	Služba řízení letového provozu
QNH	Atmosférický tlak redukovaný na střední hladinu moře podle podmínek standardní atmosféry, používaný pro nastavení tlakové stupnice výškoměru k zobrazení nadmořské výšky
s	Sekunda

S	Jih
SAT	Střední aerodynamická tětiva
SCT	Polojasno
SEP	Jednomotorový pístový (kvalifikace)
SOP	Svislá ocasní plocha
t	Čas uvedení do vývrtky
TOW	Aerovleky (kvalifikace)
TST (SPA)	Zkušební lety na jednopilotních letounech
TWR	Letištní řídící věž
ULL	Ultralehký letoun
UTC	Světový koordinovaný čas
ÚZPLN	Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod
VFR	Pravidla pro let za viditelnosti
V_I	Rychlost indikovaná
V_s	Pádová rychlost (nebo minimální rychlost ustáleného letu, při níž je letoun řiditelný)
VMC	Meteorologické podmínky pro let za viditelnosti
VOP	Vodorovná ocasní plocha
VRB	Proměnlivý

A) Úvod

Majitel:	Czech Sport Aircraft a.s.
Výrobce a model letadla:	Czech Sport Aircraft a.s., PS-28 Cruiser
Poznávací značka:	OK-PSA
Místo:	Uherské Hradiště
Datum a čas:	17. 6. 2013, 11:23 (časy jsou UTC)

B) Informační přehled

Dne 17. 6. 2013 ÚZPLN obdržel oznámení o letecké nehodě letounu PS-28 Cruiser. Při letové zkoušce úmyslných vývrtek k ověření plnění certifikační specifikace CS-LSA letoun, po standardním uvedení do vývrtky po dvou otočkách a provedení standardního vybírání, pokračoval ve vývrtce. Letoun nezareagoval ani na další pokus pilota o standardní způsob vybrání. V průběhu vybírání s použitím výkonu letoun pravděpodobně přešel do ploché vývrtky. Ani následné zásahy pilota včetně použití protivývrtkového padáku nebyly úspěšné a k zastavení rotace nedošlo. Pilot se zachránil výskokem na padáku a přistál nezraněn. Letoun dopadl do zahrady rodinného domu městské části Mařatice na okraji města Uherské Hradiště. Dopadem letounu nedošlo ke zranění osob. Letoun byl vážně poškozen.

Leteckou nehodu svědci ohlásili na linku tísňového volání 150 a Policii ČR. 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. Lubomír Stříhavka
	Ing. Bc. Miroslav Červinka ÚCL

Závěrečnou zprávu vydal:

ÚSTAV PRO ODBORNÉ ZJIŠŤOVÁNÍ PŘÍČIN LETECKÝCH NEHOD
Beranových 130

199 01 PRAHA 99

dne 2. prosince 2013

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

Po získání typového certifikátu letounu PS-28 Cruiser výrobce přikročil k provedení letových zkoušek provádění úmyslných vývrtek k ověření plnění certifikační specifikace CS-LSA, které jsou pro rozšíření typového certifikátu nezbytné při využití letounu k výcviku. Cílem zkoušek bylo ověření bezpečného provedení a vybrání úmyslné vývrtky při výcviku pilotů.

Zkušební lety začaly podle stanoveného harmonogramu CSA a.s. dne 7. 9. 2012. Celkem bylo realizováno 11 letů pro ověření bezpečného provedení a vybrání úmyslných vývrtek. Dne 14. 11. 2012 byly zkoušky přerušeny, protože při letové zkoušce úmyslné vývrtky dle programu č. 9 na maximální hmotnosti a zadní centráži letounu po standardním uvedení do levé vývrtky a po 3 otočkách letoun nereagoval na standardní vybírání. Zkušební pilot[1)] po několika opakovaných pokusech o standardní vybírání vybral vývrtku až s použitím výkonu motoru. Po přidání výkonu do cca 3/4 rozsahu přípusti došlo k zastavení otáčení a vybrání vývrtky. Celkem letoun vykonal 12 otoček, s přetočením 8 - 9 otoček po aplikaci prvního kontrazásahu směrového a výškového kormidla pro standardní vybrání vývrtky. Vývrtka byla strmá, úhlová rychlost rotace byla po druhé otočce stejně velká, cca 2 - 3 $s.ot^{-1}$. Po rozboru pilotáže vývrtky nebyly zjištěny žádné skutečnosti, které by mohly způsobit problém s vybíráním. Za možnou příčinu setrvání letounu ve vývrtce výrobce považoval natlačení paliva na vnější stranu palivových nádrží v křídle. Rychle rotující setrvačná hmota (cca 30 l, tj. rychle rotující hmota 22 kg na rameni cca 2 m vůči ose letounu) mohla způsobit setrvání letounu ve vývrtce. Aby výrobce zamezil nekontrolovanému přelévání paliva v nádrži, rozhodl se před dalším pokračováním zkoušek na zkušebním letounu provést konstrukční změnu a nahradit palivové nádrže v křídle upravenými nádržemi s vnitřními přepážkami[2)] s malými přepouštěcími otvory, které zabrání rychlému přetečení paliva vlivem odstředivé síly. Po provedení změny měl být program č. 9 zopakován s tím, že vývrtky budou provedeny při dodržení zásad postupného zvyšování náročnosti s postupným přidáváním množství paliva v nádržích. S ohledem na související práce výrobce osadil letoun novým křídlem. Veškeré změny neměly vliv na aerodynamiku a vnější geometrii letounu. Byla provedena jeho nivelace, vážení, cejchování FDR a kontrola výchylek kormidel včetně tření a tuhosti trasy řízení.

Dne 20. 2. 2013 byl znovu zahájen upravený program zkoušek záletem letounu a ověřením pádových vlastností. Dne 13. 6. 2013 byly zahájeny vývojové zkoušky neúmyslných vývrtek podle upraveného programu. Do zkoušek se již zapojil pilot, který ve dnech 28. 5. – 12. 6. provedl rozdílový výcvik na letounu PS-28 Cruiser.

Dne 13. 6. 2013 se uskutečnily dva zkušební lety neúmyslných vývrtek s 1 otočkou. První let provedl zkušební pilot výrobce. Druhý let pak již provedl pilot.

Dne 14. 6. 2013 se uskutečnily rovněž dva zkušební lety. V prvním pilot provedl neúmyslné vývrtky s 1 otočkou, ve druhém pak úmyslné vývrtky s 1½ a 2 otočkami.

Dne 17. 6. 2013 byly plánovány dva lety zkoušek za účelem ověření vlastností ve vývrtce podle programu č. 11.1. V době od 06:20 do 07:11 pilot uskutečnil let, jehož

[1)] Smluvní zkušební pilot dle SM 034 Letový provoz

[2)] S-Z-0002-REP1-CZ, Letové zkoušky letounu PS-28 Cruiser - Úmyslné vývrtky, 14. 12. 2012

obsahem byla zkouška úmyslné vývrtky se 2 otočkami letounu při maximální hmotnosti a na zadní centráži. Vzletová hmotnost byla 560 kg, při centráži 34,5% SAT a 23 kg paliva. V průběhu letu v trvání cca 52 min postupně uskutečnil celkem 6 vývrtek s následujícím charakterem:

1. 1 otočka vpravo,
2. 1 otočka vlevo,
3. 1½ otočky vpravo,
4. 1½ otočky vlevo,
5. 2 otočky vpravo,
6. 2 otočky vlevo.

Podle údajů zapsaných pilotem do protokolu o provedení zkoušky vždy uvedl letoun do vývrtek standardním způsobem. Vývrtky vpravo i vlevo vybíral standardním zásahem k vybírání. Podle pilota přetočení po vybrání pravé vývrtky (případ 1., 3. a 5.) bylo do 1 otočky. V případě levé vývrtky se 2. otočkami (případ 6.) bylo 1¾ otočky, v ostatních případech levé vývrtky přetočení nepřekročilo 1½ otočky. Zásah výškovým kormidlem při vybírání vývrtek s 1½ otočkami byl potlačením na -21° (při vývrtce vpravo) a -22,6° (při vývrtce vlevo). Při vybírání pravé vývrtky se 2 otočkami výškové kormidlo potlačil na -12°. Při vybírání levé vývrtky se 2 otočkami (42 min 21 s po vzletu) pilot po ukončení zásahu vyšlápnutím směrového kormidla po prodlevě cca 1 s razantně potlačil výškové kormidlo na - 19,5°. Grafický záznam dat letového zapisovače z provedení levé vývrtky se 2 otočkami (případ 6.) je uveden v příloze č. 1.

Letoun byl po přistání z prvního letu bez závad. Před dalším letem bylo do nádrží letounu doplněno palivo na 23 kg (37 l). Vzletová hmotnost byla 560 kg, při centráži 34,5% SAT a odpovídala zadání k letové zkoušce č. 37/2013.

1.1.2 Kritický let

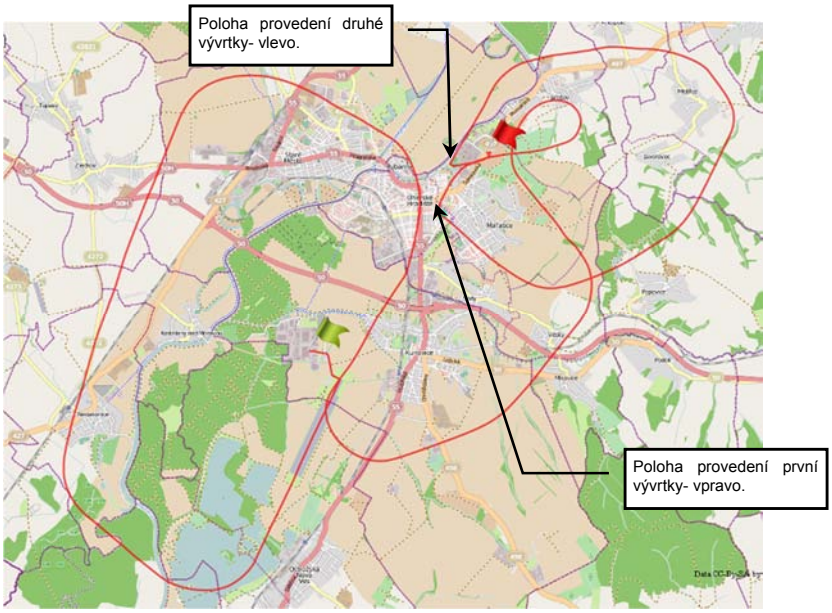
Podle programu č. 11.1 byla obsahem druhého letu dne 17. 6. 2013 zkouška úmyslných vývrtek se 2 otočkami letounu při maximální hmotnosti a na zadní centráži. Pilot po spuštění letounu OK-PSA na stojánce pod TWR dostal meteorologické informace a ATC povolení do FL100 v CTR Kunovice v prostoru nad letištěm. Pilot ATC povolení potvrdil. V 08:55 provedl vzlet z LKKU z RWY 21C. Stoupal širokým pravým okruhem nad letiště a pak pokračoval v mírné levé a následně pravé zatáčce do kurzu 220° ve směru k LKKU.

Ze záznamu letových dat vyplývá, že po dosažení hladiny 9928 ft a snížení otáček motoru upravil plynule rychlost letu na vstupní rychlost pro zahájení vývrtky (cca 1,15 V_s = 42 kt).

V 09:14, na hladině 9728 ft, provedl standardním způsobem vstup do pravé vývrtky použitím maximální výchylky směrového kormidla vpravo (+30°) a přitažením řídicí páky na krajní výchylku výškového kormidla (+24,9°). Prodleva mezi použitím směrového a výškového kormidla byla cca 1,5 s.

Pilot uvedl, že po dvou otočkách vývrtky vpravo provedl standardní vybírání. Začátek vybírání byl v hladině 9332 ft. Prodleva mezi použitím plné výchylky směrového kormidla a výchylky cca 2/3 rozsahu výškového kormidla na „potlačeno“ (-13,6°) byla 0,5 s. Pilot ihned řídicí páku mírně přitáhl k neutrálu a vzápětí znovu vrátil na „potlačeno“ (-14,3°). Letoun zastavil rotaci a pilot po cca 3 s vrátil směrové kormidlo a řídicí páku k neutrálu. Motor reagoval plynule na zvýšení přípusti. Ztráta výšky při vybírání byla 1555 ft, maximální rychlost při vybírání byla V_I = 117 kt a násobek dosáhl 2,6 g. Grafický záznam průběhu vývrtky vpravo je uveden v příloze č. 2.

Po vybrání pilot zatáčkou vlevo stoupal cca 8 min a 30 s do hladiny 10432 ft a dotočil znovu do kurzu 220°, směru od Uherského Hradiště na LKKU, viz obrázek č. 1.



Obr. 1 Situační schéma trajektorie letu letounu

1.1.3 Kritická levá vývrtka

Pilot v hladině 10432 ft a v kurzu 220°, po snížení otáček motoru plynule snižoval rychlost letu na vstupní rychlost pro zahájení vývrtky.

V 09:20:50, na hladině 10 331 ft, při V_I = 37,5 kt provedl standardním způsobem vstup do vývrtky vlevo. Použil maximální výchylku směrového kormidla vlevo a přitáhl řídicí páku na krajní výchylku výškového kormidla. Prodleva mezi použitím směrového a výškového kormidla byla 1 s.

Pilot uvedl, že po dvou otočkách vývrtky vlevo provedl standardní vybírání. Letoun byl v hladině 9828 ft. Pilot použil maximální výchylku směrového kormidla vpravo (+30,8°). Po prodlevě cca 0,7 s potlačil řídicí páku do polohy výchylky výškového kormidla -19,5° a během následujících cca 2 s zvyšoval výchylku výškového kormidla až na plné potlačení. Podle pilota však letoun po tomto zásahu na vybrání pokračoval ve vývrtce bez snahy o zastavení rotace. Pilot proto po cca 4 s (t + 12 s) vrátil nejprve směrové kormidlo znovu do polohy „ve vývrtce vlevo“ a pak s prodlevou cca 1 s (t + 14 s) plně přitáhl řídicí páku na výchylku výškového kormidla na +24,1°. Ihned, současně s dosažením plné výchylky výškového kormidla (t + 15 s), v hladině 9137 ft, opakoval standardní zásah k vybrání s plnou výchylkou směrového kormidla. Vzápětí potlačil výškové kormidlo na výchylku cca 19,5° s dalším plynulým potlačením a dosažením maximální výchylky za cca 2 s. Podle pilota i po druhém zásahu na vybrání letoun dál pokračoval ve vývrtce.

Za cca 5 sec od druhého zásahu pro vybrání (t + 20,6 s), při téměř krajní výchylce výškového kormidla na „potlačeno“, pilot zmenšil opakovaně výchylku směrového kormidla na cca ½ s následným vrácením do krajní výchylky.

Letoun stále pokračoval v rotaci a v této situaci se pilot rozhodl pro vybírání s použitím výkon motoru. Přesunul páku cca nad ½ přípusti. Otáčky motoru se dle záznamu dat (t + 27 s) zvýšily z 1130 na 3878 ot.min^{-1}. Pilot současně s růstem otáček (t + 29,5 s) vrátil výškové kormidlo do polohy blízké neutrální (-6,2°,-11,1° a -4,2°), vyšlápnul směrové kormidlo do krajní polohy proti vývrtce a pak potlačil výškové kormidlo až do krajní výchylky. Otáčky motoru dosáhly 4060 ot.min^{-1}. Pilot uvedl, že letoun reagoval na nárůst výkonu a uvedené změny polohy kormidel zmírněním strmosti

podélné osy rotace a přešel do ploché vývrtky. V hladině 7890 ft pak (t + 35 s) pilot při stále plně potlačeném výškovém kormidle vychýlil směrové kormidlo téměř do krajní polohy vlevo (-28,2°) - do směru otáčení ve vývrtce a pak, s prodlevou cca 1,5 s, vychýlil směrové kormidlo do krajní výchylky „proti vývrtce“ (t + 38 s).

Z výpovědi pilota vyplývá, že v průběhu rotace v ploché vývrtce náhle vysadil motor. Z porovnání záznamu parametrů EMS, EFIS a FDR vyplynulo, že pokles otáček motoru během 5 s až na 626 ot.min^{-1} , současně s poklesem tlaku paliva a oleje nastal v úseku odpovídajícímu času t + 45 s.

Pilot se i po vysazení motoru pokoušel vybrat vývrtku. Nejprve přitáhl výškové kormidlo do krajní výchylky a za cca 1 s plynule vrátil směrové kormidlo do 2/3 polohy ve vývrtce (t + 41 s).

Podle pilota rychlost rotace neomezila orientaci. V hladině 7515 ft znovu provedl standardní způsob vybrání vychýlením směrového kormidla do krajní výchylky a s prodlevou cca 1 s potlačením výškového kormidla (t + 44 s). Podle výpovědi pilota letoun na zásah během cca 3 s nereagoval, proto vrátil obě kormidla do polohy „ve vývrtce“, směrové kormidlo (-20°) a výškové kormidlo (+18,1°). Za cca 1 s, v hladině 6870 ft, provedl další pokus o standardní vybrání (t + 52 s). Pilot ale nezaznamenal žádný náznak zastavení rotace letounu v ploché vývrtce.

Po další prodlevě cca 4 s, při potlačeném výškovém kormidle, přešlápnul směrové kormidlo do krajní polohy „ve vývrtce“ a vzápětí mírně zmenšil potlačení výškového kormidla (t + 57 s). Vzápětí vyšlápl směrové kormidlo proti směru otáčení ve vývrtce (t + 60 s), plně potlačil výškové kormidlo a pak, bez prodlevy, přitáhl až do krajní výchylky (+24,9°). Za cca 1,8 s přešlápl směrové kormidlo po směru otáčení ve vývrtce a výškové kormidlo plně potlačil a za cca 1 s znovu přitáhl do krajní výchylky. Kormidla tak byla v poloze pro levou vývrtku. V hladině 5882 ft pilot znovu použil krajních výchylek kormidel k vybrání (t + 70 s). Kormidla v poloze „proti vývrtce“ ponechal po dobu cca 12 s až do hladiny 5095 ft.

Pilot uvedl, že když pokusy zastavit rotaci byly neúčinné, rozhodl se použít protivývrtkový padák. Zatáhl za uvolňovač padáku, slyšel nevýrazný zvuk, ale nevnímal žádnou výraznou změnu polohy letounu ani zastavení rotace ve vývrtce.

Podle záznamu dat v hladině 4922 ft pozvolně snížil potlačení výškového kormidla a srovnal směrové kormidlo do neutrální polohy (t + 92 s). Pak pilot vrátil kormidla do polohy „ve vývrtce“ a v hladině 4325 ft opakoval pokus o vybrání s použitím kormidel v krajních výchylkách. Vyčkal ještě cca 5 s a v hladině 3738 ft se rozhodl opustit letoun s použitím záchranného padáku. Pustil řídicí páku a připravil se k opuštění kabiny. Z reakce letounu na změnu těla v pilotní kabině měl dojem, že se mění poloha, proto v hladině 3200 ft vyšlápl směrové kormidlo a potlačil výškové kormidlo. Letoun ale nereagoval, rotace pokračovala a proto v hladině cca 3000 ft opustil letoun. Jakmile se dostal mimo kabinu, otevřel záchranný padák, který správně fungoval a pilot přistál na hranu zdi přístavku obytné budovy.

Grafický záznam dat letového zapisovače z provedení levé vývrtky se 2 otočkami je uveden v příloze č. 3.

1.1.4 Pozorování svědků

Svědek, který se nalézal v domě, do jehož zahrady letoun dopadl, sledoval z okna start vrtulníku z nedalekého areálu společnosti Synot. Když vrtulník odstartoval a odletěl směrem na Zlín, ozvala se tupá rána. Svědek tomu nevěnoval pozornost, protože nic zvláštního neviděl. Krátce na to za ním přišlo několik osob. Informovaly ho, že na jeho zahradu spadlo letadlo. Společně šli na zahradu, kde vedle vzrostlého smrku nalezli letoun, který ležel na přístřešku dílny.

Svědek, který pracoval v blízkosti místa letecké nehody, zahlédl letadlo padat v rotaci do vedlejší zahrady, kde křídlem zavadilo o vzrostlý smrk a pak dopadlo na nízkou budovu. V kabině letadla neviděl nikoho sedět.

Řídící letového provozu TWR LKKU uvedl, že se v době vzletu vrtulníku OM-TIP díval z TWR směrem k areálu Synot v Uherském Hradišti, odkud vrtulník startoval. Přitom si všiml letounu, který byl ještě v dostatečné výšce odhadnuté na cca 4000 - 5000 ft AMSL. Vzhledem k tomu, že jiný letoun na spojení neměl, bylo mu jasné, že se dívá na letoun OK-PSA, který směřoval ve vývrtce směrem dolů. Vzal si dalekohled, aby si ho přiblížil, ale očima zpozoroval na obloze bílý padák a pochopil, že letoun je již bez pilota a v rotaci směřuje k zemi. Ihned na to v 09:24 vyhlásil stupeň „Letecká nehoda“, vyslal HZS letiště Kunovice směrem k předpokládanému místu dopadu letounu a informoval CSA a.s.

Obr. 2 Místo letecké nehody

1.2 Zranění osob

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

1.3 Poškození letadla

Letadlo bylo vážně poškozeno při dopadu na objekt přístřešku garáže v zahradě rodinného domu.

1.4 Ostatní škody

Na střeše přístřešku garáže vznikla škoda poškozením krytiny.

1.5 Informace o osobách

1.5.1 Pilot

- muž, věk 69 let,
- držitel platného průkazu způsobilosti obchodního pilota letounů / CPL (A),
- platná kvalifikace SEP land, MEP land, FI(A), ACR, TOW, PAR,
- další kvalifikace – typová L 29,
- platné osvědčení zdravotní způsobilosti 1. třídy.
- platný všeobecný průkaz radiotelefonisty letecké pohyblivé služby.

1.5.1.1 Kvalifikovanost

Pilot měl dlouholetou praxi jako pilot a instruktor na letounech, včetně akrobacie na vrtulových a proudových letounech. V období od 1. 1. 2004 provedl celkem 877 akrobatických letů, z toho 607 na vrtulových letounech. Před datem použitelnosti nařízení Komise (EU) č. 1178/2011, ustanovení Part-FCL.820, (8. 4. 2013), zkušební lety kategorií 1 a 2 neprováděl a kvalifikaci pro zkušební létání nezískal. V dosavadní praxi prováděl úmyslné vývrtky na letounech, převážně Z 142.

Celková doba letu na letounech podle záznamů provedených pilotem ve stanovené dokumentaci ke dni 17. 6. 2013 před kritickým letem:

- celkem na všech typech: 13 047 h 04 min
- z toho celkem jako velící pilot: 12 450 h 33 min
- celkem za posledních 90 dní: 84 h 37 min
- z toho celkem na PS-28: 9 h 51 min

1.5.1.2 Rozdílový výcvik a teoretická příprava

Pilot, na základě zkušeností s jinými typy letounů, uskutečnil upravenou letovou výuku v rámci přeškolení na typ PS-28 Cruiser ve dnech 28. 5. a 12. 6. 2013. Současně s rozdílovým výcvikem se pilot seznámil s programem a výsledky zkoušek úmyslných vývrtek k ověření plnění certifikační specifikace CS-LSA a to včetně zkušeností s chováním letounu při uvádění a vybírání vývrtek s jednou a více otočkami včetně výsledků rozboru problému s vybráním vývrtky při 9. letu dne 14. 11. 2012. Pracovníci zalétávacího oddělení CSA a.s. pilota podrobně seznámili s instrukcemi pro provádění zkušebních letů a metodikou uvedení a vybírání vývrtky. V rámci přípravy na zkušební lety pilot obdržel metodický pokyn pro vybírání vývrtky se 2 a 3 otočkami používat plnou výchylku směrového kormidla a bezprostředně po přešlápnutí použít plnou výchylku výškového kormidla.

1.5.1.3 Další kvalifikace

Pilot byl držitelem platného pilotního průkazu pilota ULL, s platnými kvalifikacemi instruktor, instruktor ŘL VFR, vlekař a zkušební pilot.

1.5.1.4 Program a odpočinek pilota

Pilot neuvedl žádné okolnosti, které by měly vliv na jeho způsobilost k letu.

1.6 Informace o letadle

1.6.1 Všeobecné informace

Letoun PS-28 Cruiser je jednomotorový celokovový dolnoplošník, s pevným hlavním podvozkem a příďovým kolem. Má konvenční řízení s mechanickým přenosem sil na řídící plochy letadla a elektricky ovládané vztlakové klapky.

Zkušební lety úmyslných vývrtek byly prováděny na letounu výrobce, s upravenou pilotní sedačkou pro použití zádového záchranného padáku a nouzovým odhozem krytu kabiny. Letoun byl vybaven protivývrtkovým padákem PP-2. Ověření funkčnosti protivývrtkového padáku bylo předmětem samostatné pozemní zkoušky[3)]. Letoun byl pro kritický zkušební let na maximální vzletové hmotnosti a zadní centráži dovážen závažím (40 kg) umístěným, s ohledem na centráž, v pilotní kabině ve schránce umístěné na sedadle druhého pilota.

Typ:	PS-28 Cruiser
Poznávací značka:	OK-PSA
Výrobce:	Czech Sport Aircraft a.s.
Rok výroby:	2009
Výrobní číslo:	09SC275
Osvědčení kontroly letové způsobilosti:	platné
Celkový nálet ke dni 17. 6. 2013:	361 h 06 min
Pojištění odpovědnosti za škodu:	platné

Pohonná jednotka

Motor - typ:	Rotax 912 ULS
Výrobce:	BRP-Powertrain GmbH&Co.KG
Výrobní číslo:	5652293
Celkový nálet:	361 h 06 min
Vrtule – typ:	Voodcomp Klasic 170/3/R
Celkový nálet:	361 h 06 min

1.6.2 Provoz letounu

Letoun byl provozován na základě Povolení k letu (Permit to Flight) č. 09SC275 vydaného EASA na základě schválených Letových podmínek (Flight Condition) č. 0010017368 ze dne 6. 6. 2012 s platností do 31. 5. 2014.

Letoun byl na LKKU dne 17. 6. 2013 doplněn benzínem typu BA 95 v množství 37 litrů. Předletovou prohlídku provedl mechanik ráno a po přistání z prvního letu.

1.7 Meteorologická situace

1.7.1 Synoptická situace

Podle zprávy Letecké meteorologické služby Českého hydrometeorologického ústavu po přední straně brázdy nízkého tlaku nad západní Evropou proudil do ČR teplý vzduch od jihu.

1.7.2 Aktuální situace

Odborný odhad meteorologické situace v místě letecké nehody:
Přízemní vítr: VRB / 2 – 4 kt

[3)] PS-REC-12-03-CZ 12. 6. 2012

Výškový vítr:	2000 ft AMSL 050° / 4 kt, 5000 ft AMSL 250° / 4kt, 10000 ft AMSL 260°/ 25 kt
Dohlednost:	nad 10 km
Stav počasí:	skoro jasno
Oblačnost:	FEW CU 5000 - 6000 ft AGL, TOP 7000-8000 ft AGL, FEW / SCT AC BASE / TOP 10000 / 12000 ft AGL
Teplota:	2000 ft AMSL +23°C, 5000 ft AMSL +17°C, 10000 ft AMSL +4°C
Turbulence:	NIL

1.7.4 Zprávy METAR meteorologické stanice Kunovice

1706 1100 METAR LKKU 171100Z VRB02KT 9999 FEW048 30/17 Q1017 RMK REG QNH 1014=

1706 1200 METAR LKKU 171200Z 08002KT CAVOK 30/14 Q1017 RMK REG QNH 1014=

1.8 Radionavigační a vizuální prostředky

NIL

1.9 Spojovací služba

Pilot byl v průběhu zkušebních letů na spojení s TWR LKKU na kmitočtu 120,1 MHz. Na tomto kmitočtu vysílal také další pilot vrtulníku.

1.10 Informace o letišti

Letiště Kunovice se nachází 4,5 km S od Uherského Hradiště. Nadmořská výška RWY 03C/21C o délce 2000 m, je 581 ft / 177 m.

1.11 Letové zapisovače a ostatní záznamové prostředky

Na palubě letadla byl instalován letový zapisovač FDR-39TM-E upravený pro použití v letounu PS-28 Cruiser, OK-PSA. Funkční parametry zapisovače jsou uvedeny v tabulce:

Parametr	Název parametru	Označení parametru	Fyzikální jednotka	Typ snímače	Cejchovaný (měřený) rozsah	Frekvence vzorkování (počet / s)	Zdroj dat
S	Čas záznamu	t	s	FDR	40 hodin	1	ústředna
MIN	Čas záznamu	t	min	FDR	40 hodin	1	ústředna
LOP	Značka události	LOP	---	FDR	---	4	tlačítko
HP	Barometrická výška letu	Hp	ft	DMP-331	0 – 15 000	1	snímač
VI	Rychlost letu	v (IAS)	kt	DMPS-1	0 - 150	1	snímač
EA	Výchylka výškového kormidla	δv	deg	MU 615	+/- 24°	4	snímač
TRP	Výchylka směrového kormidla	δs	deg	MU 615	+/- 30°	2	snímač
Nz	Násobek ve směru osy „z“	Nz	g	MP 95	-2 / + 5	8	snímač

Záznam letového zapisovač FDR-39TM-E mohl být využit pro účel šetření.

Přístroj DYNON EFIS-D100 poskytuje informace (čas, rychlost a výšku letu, vertikální rychlost, klonění, klopení, zatáčení, vertikální násobky zatížení a jiné údaje). Frekvence vzorkování (počet/s) je nastavena na 1 x za 1 s.

Přístroj DYNON EMS-D120 poskytuje provozní informace o motoru (čas, otáčky motoru, plnicí tlak, tlak a teplotu olej, teplotu hlav válců, teplotu výfukových plynů, údaje o spotřebě paliva a jiné údaje). Frekvence vzorkování (počet/s) je 1 x za 5 s.

Vybrané funkční parametry ze záznamu EFIS-D100 a EMS-D120 použité pro účely šetření jsou uvedeny v příloze č. 4.

Data zaznamenaná navigačním zařízením GARMIN GPSMAP 296 byla použita k analýze trajektorie posledního letu. Podrobné údaje jsou uvedeny ve zprávě o vyhodnocení navigačního zařízení GPS 296. Detail trajektorie v průběhu vývrtky vlevo je uveden v příloze č. 5.

1.12 Popis místa nehody a trosek

1.12.1 Všeobecně

Letadlo dopadlo na pozemek, zahradu soukromé osoby na okraji města Uherské Hradiště v části Mařatice, blízko čerpací stanice na pozemní komunikaci č. 497. V místě letecké nehody je ELEV 188 m. Zeměpisné souřadnice konečné polohy letounu byly 49°04´34,1“ N a 017°29´02,3“ E.

Letadlo se nacházelo u paty kmene vzrostlého smrku a na střeše přístřešku garáže ve výšce 1,6 m nad zemí a 9,7 m od zdi obytného domu. Leželo podélnou osou téměř ve vodorovné poloze přídí směřující od domu. Letadlu chyběl překryt kabiny. Příď s motorem byla nárazem do pevné překážky deformovaná ve spodní části. Motorové kryty a motorové lože bylo zdeformované a polámané, došlo k vylomení přední podvozkové nohy, poškození obou krytů kol hlavního podvozku a vylomení světlometu. Nad kořenem křídla a v zadní části trupu došlo ke zvlnění potahu trupu. Na konci trupu bylo upevněno zařízení pro vleky kluzáků a pouzdro protivývrtkového padáku, oba díly byly bez poškození. K vlečnému zařízení byl připojen popruh s rozvinutým protivývrtkovým padákem, jehož popruh byl částečně zachycen ve větvích stromu.

Pravá polovina křídla měla vylomený zadní závěs směrem dopředu o cca 15 - 20° a hlavní závěs se deformoval. Vlivem posunu pravé poloviny křídla došlo k rozpojení náhonu vztlakových klapek, narušení spoje trup křídlo a poškození palivového potrubí. Potah byl po celé ploše deformován. Na náběžné hraně byla ve vzdálenosti 1,7 m od kořene zřetelná promáčklina hluboká 0,4 m. Víčko palivové nádrže bylo uzavřené. Vnější část a okrajový oblouk s wingletem byly deformované a plastový kryt rozlámaný.

Levá polovina křídla měla mírně zvlněný potah v oblasti hlavního nosníku. Vnější část a okrajový oblouk s wingletem byly defomované a plastový kryt rozlámaný. Snímač rychlosti na spodní straně křídla byl vylomen. Víčko palivové nádrže bylo uzavřené.

Vztlakové klapky byly zasunuty. Pravá klapka byla vyvlečená ze závěsu. Levá klapka zůstala spojená se závěsem.

Kýlová plocha a směrové kormidlo byly neporušené. Stabilizátor a výškové kormidlo nebyly významně poškozeny. Vyvažovací ploška výškového kormidla byla podélně deformována. U všech kormidel VOP a SOP nebyly v krajních polohách výchylek shledány otlaky pohyblivých částí o pevné části ploch.

Z důvodu malého místa a omezené manipulace s vrakem při jeho vyproštění z místa nehody bylo provedeno odstřižení hlavního závěsu pravé poloviny křídla, poškozeného předního podvozku a obou hlavních podvozků.

1.12.2 Pilotní kabina

Překryt kabiny byl upraven pro odhoz v nouzové situaci. Byl nalezen asi 150 m od místa dopadu letadla na střeše průmyslového objektu. Zeměpisné souřadnice místa dopadu překrytu kabiny byly 49°04´32,5“ N a 017°28´54,3“ E.

Pilotní kabina byla vybavena letovými a motorovými přístroji. Letové parametry byly zobrazovány na obrazovce zařízení Dynon Avionics, typ EFIS-D100, navigaci doplňovalo zařízení Garmin typ GPSmap 296. Parametry pohonné jednotky se zobrazovaly na zařízení Dynon Avionics, typ EMS-D120. Vybavení kabiny bylo doplněno o záznamové zařízení typu FDR 56B a akcelerometr o rozsahu -4 g až +10 g.

V pilotní kabině byly přepínače potřebné pro let v zapnuté poloze. Ve spínači zapalování byl vložen klíček a bylo přepnuto do polohy „Both“. Palivový kohout byl v poloze „Off“, elektrický přepínač vztlakových klapek byl v poloze „Up“. Páka přípusti motoru byla v poloze „Idle“ a sytič v poloze „Off“, ovladač aktivace protivývrtkového padáku byl aktivován. Analogové přístroje na palubní desce se zachovaly. Výškoměr nastavený na tlak 1010 hPa měl rozbité krycí sklíčko a údaj zobrazované výšky byl nečitelný. Na akcelerometru byly indexy maximálních hodnot v poloze +9,4 g a -5 g.

1.12.3 Řízení

Prvky řízení byly propojené ke kormidlům, byly celistvé a funkční. V důsledku nárazu došlo k malé deformaci táhla pravého křidélka a vyvléknutí náhonu pro pravou vztlakovou klapku. Řídicí páka a pedály v kabině nebyly ničím blokovány.

1.12.4 Pohonná jednotka

Motor byl po pádu spojen s vrtulí. Jeden vrtulový list byl nárazem do překážky poškozen u kořene, plastový kryt vrtulové hlavy byl poškrábán a naprasklý. Motor byl uchycen v motorovém loži, které bylo mírně deformováno odspodu z levé strany. Všechny ovládací prvky byly zapojeny k výkonným prvkům, byly celistvé a plně funkční. Potrubí palivové, olejové a chladící soustavy v motorovém prostoru bylo celistvé, nebyl zaznamenán únik provozních kapalin. Povrch chladících lamel vodního chladiče byl mírně deformován, únik kapaliny nebyl zaznamenán.

Motor s vrtulí byl demontován na místě a byl odeslán na pracoviště servisu Rotax a podroben detailní prohlídce. Byl ověřen stav mechanických a elektrických částí motoru, stav a všechny naměřené hodnoty odpovídaly technickým požadavkům. Prohlídkou nebyly zjištěny žádné vady nebo nedostatky, které by mohly být příčinou zastavení chodu motoru za letu. K pohonu motoru byl použit automobilový benzín BA 95. Množství olejové náplně v nádrži bylo na provozní hodnotě.

Po letecké nehodě byl motor podroben standardní funkční zkoušce na zkušebním zařízení a byl pořízen záznam parametrů chodu. Motor dosáhl zkouškou požadovaných hodnot a jeho chod byl rovnoměrný, na změny otáček reagoval plynule.

1.13 Lékařské a patologické nálezy

Svůj zdravotní stav před leteckou nehodou pilot hodnotil jako dobrý, odpovídající letecké zdravotní klasifikaci. Poslední lékařskou prohlídku podstoupil dne 17. 12. 2012 v ÚLZ Praha se závěrem „Schopen pro třídu 1“. Policie ČR provedla orientační dechovou zkoušku přístrojem Dräger s negativním výsledkem.

1.14 Požár

K požáru letadla nedošlo.

1.15 Pátrání a záchrana

Svědek, který zahlédl letadlo padat v rotaci do vedlejší zahrady, v kabině letadla neviděl nikoho sedět. Prostřednictvím další osoby informoval o události na lince tísňového volání. Do prostoru ihned vyjely jednotky HZS z Uherského Hradiště a Kunovic a při vyhlášení signálu „Letecká nehoda“ podniková jednotka hasičů z Aircraft Industries.

Pilot přistál nezraněn na padáku na hranu zdi přístavku obytné budovy. Zeměpisné souřadnice místa přistání na padáku byly 49°04´34,3“ N a 017°29´ 02,2“ E. Požádal osoby na místě, aby zavolaly polici. Podle informací svědků o tom, kam spadlo letadlo, došel k místu pádu. Na letadle uzavřel palivový kohout a vypnul hlavní spínač napájení elektrického systému.

O ztrátě zobrazení letadla na radaru informovala TWR LKKU pracovníky výrobce, kteří podle poslední zobrazené polohy určili místo, kam letoun mohl dopadnout a neprodleně organizovali pomoc.

1.16 Testy a výzkum

NIL

1.17 Informace o provozních organizacích

Majitel a provozovatel letadla PS-28 Cruiser, OK-PSA, byl výrobce, držitel oprávnění AP DOA číslo EASA AP.332P. Provádí zkušební lety prototypů a experimentálně upravených letadel, zkušební lety sériové a zkušební lety provozní letadel PS-28 Cruiser dle Instrukce pro provádění zkušebních letů[4)], schválené na základě směrnice ÚCL o zkušebním létání č. CAA-TI-010-5/99.

Zkušební lety zajišťuje letecký a pozemní personál výrobce, zkušební lety prototypů a experimentálně upravených letadel provádí piloti výrobce a ve specifických případech smluvní piloti. Posádky při zkušebních letech dodržují letištní řád LKKU. Pohyb letounu po letišti a lety v prostoru CTR Kunovice řídí TWR ŘLP letiště Kunovice. Program a metodiku letových zkoušek vypracovává za výrobce oddělení zkoušek a výpočtů a předává je ke schválení ÚCL. Dle instrukce výrobce zkušební lety mohou provádět piloti s následující kvalifikací:

- pro typ PS-28 Cruiser – CPL, TST.

[4)] Instrukce pro provádění zkušebních letů PS-REP-10-03-CZ

O závěrech zkoušek vývrtek uskutečněných do přerušení zkoušek dne 14. 11. 2013, změnách na letadle OK-PSA a záměru pokračování letových zkoušek úmyslných vývrtek informoval Úřad pro civilní letectví a vyžádal si stanovisko.

1.18 Doplňkové informace

1.18.1 Letecký předpis Pravidla létání L 2 stanoví pro Českou republiku:

V ust. 2.3 *„Odpovědnost za dodržování pravidel létání“*:

> 2.3.1 Odpovědnost velitele letadla
>
> Velitel letadla, bez ohledu na to, ať už řídí-li letadlo či nikoli, odpovídá za daný let v souladu s pravidly létání, vyjma případů, kdy velitel letadla se smí odchýlit od těchto pravidel za absolutně nezbytných okolností v zájmu bezpečnosti.

1.18.2 Předpis letové způsobilosti CS - LSA

Předpis na základě „ASTM F2245-13 Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane“ uvádí následující požadavky:

> 4.5.9 Spinning
> 4.5.9.1 For airplanes placarded “no intentional spins,” the airplane must be able to recover from a one-turn spin or a 3-s spin, whichever takes longer, in not more than one additional turn, with the controls used in the manner normally used for recovery.
> 4.5.9.2 For airplanes in which intentional spinning is allowed, the airplane must be able to recover from a three-turn spin in not more than one and one-half additional turn.
> 4.5.9.3 In addition, for either 4.5.9.1 or 4.5.9.2:
> (1) For both the flaps-retracted and flaps-extended conditions, the applicable airspeed limit and limit maneuvering load factor may not be exceeded.
> (2) There may be no excessive control forces during the spin or recovery.
> (3) It must be impossible to obtain uncontrollable spins with any use of the controls.
> (4) For the flaps-extended condition, the flaps may be retracted during recovery.

1.18.3 Zadání k letové zkoušce

Výrobce v zadání k letové zkoušce úmyslných vývrtek požadoval provedení vývrtek se 2 otočkami v cestovní konfiguraci za účelem ověření vlastností ve vývrtce. Pilot měl nejprve ověřit chování po 1½ otočce vlevo a vpravo. Pokud vývrtka nevykazovala žádné problémy (v průběhu točení, případně vybírání větší než s 1½ otočkou přetočení) měl dle programu č. 11.1 pilot pokračovat v ověření chování po 2 otočkách vlevo a vpravo. Vývrtky měl provádět stanovenou metodikou dle AC 23-8C[5)].

Metodika vybírání byla v zadání stanovena takto:

Po provedení 2. otočky přešlápnout kontra směrové kormidlo do max. výchylky a po dokončení zásahu směrovým kormidlem potlačit výškové kormidlo dle potřeby, z předchozí zkoušky vyplývá, že k vybrání došlo při potlačení výškového kormidla na hodnotu 7° (1/3 polohy potlačeno).

Zaznamenat do protokolu vlastnosti ve vývrtce, zaznamenat velikost přetočení. Sledovat násobek v průběhu vybírání vývrtky na g-metru, v případě nebezpečí překročení násobku 4 g zmenšit rychlost přitahování.

[5)] Advisory Circular FAA „Flight test guide for certification of Part 23 airplanes“, 16. 11. 2011

K popisu metodiky vybírání bylo po zkušenostech z předchozích zkoušek víceotočkových vývrtek doplněno ústní doporučení používat plné výchylky výškového kormidla na potlačeno.

1.18.4 Typický průběh úmyslných vývrtek

Výrobce analyzoval letové zkoušky v rámci programu zkušebních letů úmyslných vývrtek. Rozbor každé zkoušky v rámci programu byl zpracován v protokolu. Pro stanovení typického průběhu úmyslných vývrtek byly stanoveny průměrné hodnoty sledovaných parametrů vývrtek s použitím záznamového zařízení. Zkoušky vývrtek s normálním použitím řízení byly prováděny ve všech bodech (rozích) obálky hmotností a centráží (hmotnost maximální a minimální, poloha těžiště přední i zadní). Byly ukončeny zkoušky ve všech bodech obálky, vyjma vývrtek při maximální hmotnosti a zadní centráži. V odlétaných zkouškách letoun při maximální hmotnosti a přední centráži v cestovní konfiguraci splnil podmínky §4.5.9.2 a §4.5.9.3 předpisu CS-LSA.

Z rozborů chování letounu při uvedení do vývrtky, průběhu a vybírání pravé a levé vývrtky, při minimální a maximální hmotnosti a při přední centráži a zadní centráži vyplynuly zejména následující poznatky[6)]:

- vývrtka při přední centráži je strmější,
- úhlová rychlost otáčení je poměrně vysoká (cca 2 – 3 $sec.ot^{-1}$), během vybírání není nutné použít nadměrných sil v obou systémech řízení,
- průměrné přetočení po levé vývrtce je větší než po pravé vývrtce,
- vybírání víceotočkových vývrtek bylo prováděno s použitím krajních výchylek směrového řízení a rovněž krajní polohy výškového kormidla ve smyslu na potlačeno; ztráta výšky při vybírání je úměrná velikosti přetočení, rychlosti vybrání a hmotnosti letadla,
- limitní hodnoty rychlostí a násobků nebyly překročeny,
- příliš razantní potlačení výškového kormidla ihned po přešlápnutí směrového kormidla způsobuje zvýšení rotace následkem snížení poloměru a momentu setrvačnosti,
- potlačení výškového kormidla musí být pozvolné a následovat po malé časové prodlevě po přešlápnutí.

1.18.5 Videozáznam

Poslední fáze pohybu letounu ve vývrtce před nárazem do země byla zaznamenána bezpečnostní kamerou umístěnou na objektu v blízkosti místa dopadu. Ze záznamu je zřetelně vidět smysl rotace vlevo a přibližná poloha letounu, včetně pohybu objektu za letounem, pravděpodobně protivývrtkového padáku.

1.19 Způsoby odborného zjišťování příčin

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

[6)] S-Z-0002-REP1-CZ, Letové zkoušky letounu PS-28 Cruiser - Úmyslné vývrtky, 14. 12. 2012

2 Rozbory

Z šetření vyplynulo, že pilot měl kvalifikaci v souladu s předpisy. Letoun byl ke zkušebnímu letu, jehož účelem bylo ověření vlastností ve vývrtce podle programu č. 11.1, způsobilý v souladu s vnitřním předpisem výrobce. Při prohlídce draku a pohonné jednotky nebyly zjištěny žádné důkazy o poruše před nárazem.

Účelem letu byla zkouška, jejíž zadání bylo opakováním programu po jeho přerušení vyvolaném problémem s vybíráním levé vývrtky se třemi otočkami letounu na zadní centráži. Protože výrobce za možný důvod potíží s vybráním považoval nekontrolované přelévání paliva v nádržích během autorotace a tím změnu rozložení setrvačné hmoty, nahradil palivové nádrže upravenými, s vnitřními překážkami, které takovému jevu měly zabránit. O závěrech zkoušek a záměru pokračovat ve schváleném programu zkoušek informoval Úřad pro civilní letectví. Smluvní piloti, kteří se podíleli na zkouškách v roce 2012, byli ale vázaní jinými úkoly. Na obnovených zkouškách se proto začal podílet pilot, který splnil typový výcvik a pozemní přípravu na zkoušky. Výrobce postupně zvyšoval náročnost zkoušek, ověřil chování v neúmyslné vývrtce s 1 otočkou a pak v úmyslných vývrtkách s 1½ a 2 otočkami. Komise si při rozboru informací nekladla za cíl zhodnotit vývrtkové vlastnosti letounu. Zaměřila se na chování letounu ve vývrtce a způsob jejího vybírání. Pro přesný popis chování letounu ve vývrtce byla významná absence palubního videozáznamu. Neumožnila vyhodnotit výsledný autorotační pohyb, úhlové rychlosti a zejména strmost a pravděpodobnou oscilaci poloh.

Komise využila záznam měřicí techniky pro rozbor zásahů do řízení během vývrtek, které byly obsahem zkoušek. Měřicí technika měla ale omezení vyplývající z funkčních parametrů použitého palubního zapisovače. Nesnímal polohové úhly a některé parametry důležité z hlediska analýzy chování letounu během autorotačního pohybu. Nesnímal rovněž výchylky křidélek. Komise analyzovala letové informace o příčném sklonu a podélném sklonu v průběhu vývrtky zaznamenané přístrojem EFIS- D100, pro stanovení způsobu chování letounu ve vývrtce a při vybírání ale nebyly jednoznačné.

2.1 Analýza způsobu vybírání

Podstatou vybrání vývrtky je, že pilot ráznou výchylkou směrového a výškového kormidla překoná setrvačné momenty a úhel náběhu na obou polovinách křídla sníží pod kritický. Důležitá je rovněž posloupnost použití směrového kormidla a výškového kormidla. Z předchozích zkoušek úmyslných vývrtek vyplynulo, že zkušební piloti vybrání prováděli pozvolným plným potlačením výškového kormidla. Pilot dostal v zadání k letové zkoušce instrukci, aby po provedení druhé otočky přešlápnul kontra směrové kormidlo do maximální výchylky a po dokončení zásahu směrovým kormidlem potlačil výškové kormidlo dle potřeby. Při briefingu bylo zdůrazněno, že dle zkušeností z předešlých letů je potřeba při 2 a víceotočkových vývrtkách potlačit výškové kormidlo do polohy maximálně potlačeno.

Pilot v průběhu prvního letu dne 17. 6. 2013, provedl celkem 6 vývrtek. Komise při analýze dvouotočkových zjistila, že k vybrání došlo, když v pravé vývrtce pilot po vyšlápnutí nohy proti směru rotace potlačil výškové kormidlo na -12°. Do levé vývrtky letoun uvedl při V_I = 36 kt (menší než doporučená 1,15 V_S = 42 kt) a k vybrání došlo, když po vyšlápnutí nohy proti směru rotace potlačil výškové kormidlo na -19,5°. Přitom přetočení v levé vývrtce bylo podle pilota výrazně větší než v pravé.

Při druhém letu byl letoun znovu doplněn palivem tak, aby bylo dosaženo zadní centráže. Z analýzy záznamu dat vyplývá, že letoun při vybírání vývrtky vpravo po

2 otočkách reagoval na vyšlápnutí nohy a následné potlačení na 2/3 rozsahu výchylky výškového kormidla na „potlačeno“ (-13,6°) vybráním s přetočením cca 1 otočky. Proto se pilot rozhodl pokračovat ve zkoušce vývrtkou vlevo se 2 otočkami. Do ní letoun uvedl při V_I = 38 kt. Podle pilota během 2 otoček vývrtky vlevo a vyšlápnutí nohy proti směru rotace na maximální výchylku směrového kormidla vpravo (+30,8°) nenastal žádný problém. S prodlevou cca 0,7 s potlačil řídicí páku k zásahu výškovým kormidlem a očekával odezvu letounu.

Komise při rozboru metodiky vybírání nezjistila, s výjimkou způsobu použití výškového kormidla, rozdíly proti předchozímu letu. Razantní potlačení výškového kormidla bylo do -19,5°. Rozdíl spočíval v dalším plynulém pomalejším (během 2 s) potlačení výškového kormidla do krajní polohy -24°. Komise nemůže vyloučit pravděpodobnost, že dodatečná změna polohy výškového kormidla v době vybírání po 2 otočkách způsobila, že během následujících 4 s (přetočení cca 1½ otočky) se rotace nezastavila. Z předchozího letu bylo patrné, že přetočení levé vývrtky s vybíráním po 2 otočkách bylo 1 ¾ otočky. Vzhledem k vrácení kormidel do polohy „ve vývrtce“ nebylo možné posoudit efekt zásahu po rozvinuté vývrtce. Přístroj EFIS-D100 v průběhu zásahu při vybírání vývrtky zaznamenal změnu dat o podélném sklonu ze záporných úhlů na velké kladné úhly, které odpovídaly přechodu do polohy ve vývrtce na zádech, ačkoli takovou situaci pilot vyloučil. Komise nezískala důkazy pro vysvětlení rozporu mezi popisem charakteru vývrtky pilotem a zaznamenanými hodnotami polohových úhlů.

V okamžiku razantního zásahu výškovým kormidlem došlo podle záznamu ke krátkodobému nárůstu hodnoty rychlosti, který se ale při plném potlačení zastavil. Po celou následující dobu záznamu byla neměnná hodnota rychlosti 10 kt, pravděpodobně vzhledem k poloze pitotovy trubice. Toto byl zásadní rozdíl proti charakteru záznamu nárůstu rychlosti při vybrání podobné vývrtky na konci prvního letu dne 17. 6. 2013. Vyplývá to ze srovnání průběhu obou víceotočkových vývrtek.

Z analýzy záznamu dat vyplývá, že po vrácení kormidel do polohy „ve vývrtce“ ihned následoval druhý, téměř stejný, zásah k vybrání vývrtky vlevo. Po vyšlápnutí směrového kormidla vpravo (+30,8°) a po prodlevě pilot opět razantně potlačil řídicí páku na výchylku výškového kormidla -19,5°. Z této polohy pak potlačil během cca 2 s výškové kormidlo na doraz -24°. Ani při tomto zásahu nebylo použito maximální výchylky výškového kormidla na doraz -24° plynulým potlačením a nedošlo k zastavení rotace vlevo.

Komise provedla rozbor možného vlivu rozdílné zásoby paliva na změnu rozložení setrvačné hmoty. Při prvním letu dne 17. 6. 2013 pilot uvedl letoun do levé vývrtky se 2 otočkami (celkem 6. vývrtku v pořadí) až v době 42 min 21 s po vzletu. Přitom celková doba stoupání s plným výkonem před uvedením do 3. až 6. vývrtky v pořadí byla cca 14 min. Spotřeba paliva vztažená k otáčkám motoru při stoupání (cca 5000 ot.min^{-1}) je podle výrobce 20 l.h^{-1}. Za dobu 14 min byla spotřeba paliva cca 5 l. Při druhém letu uvedl letoun do kritické vývrtky s množstvím paliva v nádržích větším o cca 5 l. Tento rozdíl komise považuje z hlediska zvětšení setrvačných hmot za nepatrný.

Předmětem rozboru byly okolnosti, při kterých se pak pilot pokusil vybrat vývrtku s využitím výkonu motoru. Za tímto účelem bylo provedeno vzájemné porovnání záznamu palubního zapisovače a EMS-D120. Použití výkonu může mít vliv na vyšší účinnost směrového a výškového kormidla při překonání setrvačných momentů. Pilot věděl, že po předchozích neúspěšných pokusech vybrat vývrtku se to zkušebnímu pilotovi podařilo s použitím výkonu k „ofouknutí kormidel“. Proto se pro tento způsob rozhodl také. Z porovnání záznamu EMS a FDR je pravděpodobné, že v okamžiku použití výkonu motoru byla kormidla v poloze pro vybrání vývrtky. Následně v průběhu navýšení

výkonu však pilot zmenšil výchylku výškového kormidla z polohy plně potlačeno do polohy k neutrálu. Tím pravděpodobně došlo k nežádoucímu přechodu do ploché vývrtky. Podle pilota změny výchylky kormidel v průběhu nárůstu otáček motoru nevedly k zastavení rotace. Důsledkem bylo jen výrazné zmenšení strmosti, které pilot popsal jako přechod do ploché vývrtky a vzápětí rychlé vysazení motoru.

Záznamy parametrů EMS a EFIS prokazují pokles otáček až do vysazení motoru současně s poklesem tlaku paliva a oleje v úseku odpovídajícímu času t + 45 s. Po vysazení motoru a na základě neúčinnosti normálního způsobu vybírání následovala „nenormální“ použití kormidel pilotem včetně pravděpodobného použití křidélek. Podle pilota a záznamu FDR zásahy k vybrání zahrnovaly různou posloupnost výchylky výškového kormidla a směrového kormidla včetně krajních výchylek ve vývrtce i proti vývrtce a použití výchylky křidélek. Kromě výpovědi pilota komise nezískala ze záznamu parametrů EMS, EFIS a FDR jednoznačný důkaz o přechodu do ploché vývrtky po použití výkonu motoru ani o případném efektu „nenormálních“ zásahů kormidly. Nelze vyloučit, že výchylka křidélek proti rotaci mohla přispět k dalšímu rozšíření oblasti odtrženého proudu na vnitřním křídle a podpořit autorotaci.

Po následující dobu cca 26 s podle výpovědi pilota nedošlo k žádnému náznaku zastavení rotace letounu v ploché vývrtce. Na záznamu FDR není patrný žádný efekt zásahů ani překročení omezení letounu. Podle pilota rychlost rotace neomezila orientaci. Uvedl, že když pokusy zastavit rotaci kormidly nebyly účinné, rozhodl se použít protivývrtkový padák. Po vypuštění padáku slyšel nevýrazný zvuk, ale nevnímal žádnou významný efekt funkce padáku ani změnu polohy letounu a rotace ve vývrtce.

2.2 Stav havarovaného letounu

Ohledáním letounu při technické prohlídce nebyly nalezeny důkazy o poruše, která by mohla přispět k potížím při vybírání letounu z vývrtky. Ze stavu pohonné jednotky bylo odvozeno, že motor v době nárazu letounu do střechy přístřešku garáže nepracoval. Motor Rotax 912 ULS není vhodný pro akrobacii (let po zádech, atd.). Komise vysazení motoru v rozvinuté autorotaci, po přesunutí páky přípusti z volnoběhu na velký výkon, považuje za pravděpodobný důsledek selhání dodávky paliva stejnotlakými karburátory vlivem odstředivých sil a změny polohy podélné osy letounu. Protivývrtkový padák byl vypuštěn a rozvinul se. Komise nezjistila důvod, proč ve vývrtce pravděpodobně nebyl dostatečně účinný.

2.3 Podmínky letu

Zkušební let probíhal za VMC. Pilot prostor zkušebních letů a jeho okolí znal. Výškový vítr byl v mezích, které dovolily provádět program zkoušky ze stanovené hladiny. Pilot zahájil obě vývrtky mimo prostor nad letištěm, když jeho poloha byla nad okrajem husté zástavby. Složka výškového větru měla značný vliv na trajektorii klesání ve vývrtce směrem nad město Uherské Hradiště.

2.4 Způsobilost pilota

Pilot byl způsobilý podle platných předpisů. Měl dlouholetou praxi jako pilot a instruktor na letounech. Komise konzultovala s Úřadem pro civilní letectví skutečnost, že pilot před datem použitelnosti nařízení Komise (EU) č. 1178/2011, ustanovení Part-FCL.820, (8. 4. 2013) zkušební lety kategorií 1 a 2 neprováděl a kvalifikaci pro zkušební létání nezískal. Ze závěru ÚCL vyplývá, že pilot měl pro provádění zkoušek úmyslných vývrtek odpovídající kvalifikaci.

Byl seznámen s programem a výsledky zkoušek úmyslných vývrtek k ověření plnění certifikační specifikace CS-LSA a to včetně zkušeností s chováním letounu při uvádění a vybírání vývrtek s jednou a více otočkami vlevo i vpravo včetně výsledků rozboru problému s vybráním vývrtky.

3 Závěry

3.1 Komise dospěla k následujícím závěrům

3.1.1 Letoun

- měl platné Osvědčení kontroly letové způsobilosti,
- použitý typ letového zapisovače nesnímal polohové úhly a některé parametry důležité z hlediska analýzy autorotačního pohybu letounu,
- absence palubního videozáznamu neumožnila vyhodnotit polohové úhly a jejich pravděpodobnou oscilaci,
- v době vzletu hmotnost letounu byla v souladu se zadáním zkoušky,
- byl doplněn palivem dne 17. 6. 2013 a v době letecké nehody bylo v nádržích dostatečné množství paliva,
- během letu pilot nezjistil žádnou poruchu letadla a jeho systémů a nebyl získán žádný důkaz o poruše letounu před tím, než narazil na místě letecké nehody,
- překryt kabiny nebyl poškozen a stav ovládání nouzového odhozu odpovídal jeho správné funkci,
- poškození letounu odpovídají nárazu do pevné překážky v místě pádu.

3.1.2 Pilot

- měl pro požadovaný let platnou kvalifikaci a z hlediska dovednosti měl dlouholeté pilotní zkušenosti včetně akrobacie,
- měl platnou zdravotní způsobilost pro daný druh letecké činnosti a neuvedl žádné skutečnosti, které by měly vliv na zvládnutí kritické situace ve vývrtce.

3.1.3 Provedení letu

- do obou vývrtek byl letoun uveden mimo prostor nad letištěm a výškový vítr měl značný vliv na trajektorii klesání ve vývrtce,
- v průběhu vývrtky vpravo se 2 otočkami a při jejím vybírání nenastal žádný problém, letoun na zásah směrovým a výškovým kormidlem reagoval vybráním s přetočením cca 1 otočky,
- rozhodnutí pilota pokračovat ve zkoušce vývrtkou vlevo se 2 otočkami bylo v souladu se zadáním,
- šetřením nebyla, s výjimkou cca o 5 l větší zásoby paliva v nádržích, zjištěna v podmínkách a průběhu dvou otoček vývrtky vlevo odlišnost od vývrtky provedené pilotem při předchozím letu,
- při prvním pokusu vybrat vývrtku během cca 1½ otočky výchylka směrového kormidla nevyvolala dostatečný moment k zastavení rotace, ale komise nezjistila

rozdíl ve vybírání kromě toho, že zásah výškovým kormidlem pilot dokončil pomalým plynulým potlačením do krajní polohy,

- pilot po 4 s (cca 1½ otočky) vrátil kormidla do polohy ve vývrtce a ihned provedl druhý pokus vybrat vývrtku s tím, že použil stejný způsob zásahů kormidly, jako při prvním pokusu o vybrání,
- použití výkonu motoru v situaci, kdy kormidla byla v poloze pro vybrání vývrtky, nevedlo k zastavení rotace a následné vrácení výškového kormidla do neutrálu při použití plynu mohlo způsobit přechod do ploché vývrtky, ve které vzápětí následovalo vysazení motoru,
- důvod vysazení motoru nemohl být jednoznačně prokázán, pravděpodobně se jednalo o nedostatečnou dodávku paliva vlivem odstředivých sil a změny polohy podélné osy letounu,
- po vysazení motoru pilot prováděl sled nenormálních (nekoordinovaných) zásahů kormidly v reakci na skutečnost, že standardní předepsaný způsob vybírání vývrtky nebyl účinný,
- kombinace nenormálních zásahů neměla potřebný efekt pro zastavení rotace a změnu úhlu náběhu křídla pod kritický,
- použití protivývrtkového padáku nevyvolalo dostatečně velký moment proti rotaci a nevedlo k zastavení autorotace ve vývrtce,
- pilot se zachránil opuštěním neovladatelného letounu použitím záchranného padáku v hladině cca 3000 ft a přistál na padáku nezraněn,
- autorotace letounu ve vývrtce vlevo pokračovala až do nárazu do země.

3.2 Příčiny

Jednoznačná příčina neúčinnosti normálního zásahu k vybrání levé vývrtky po dvou otočkách nemohla být určena.

Pravděpodobnou příčinou byla kombinace více vlivů na charakteristiku vybírání vývrtky letounu na maximální hmotnosti a zadní centráži:

- výchylka směrového kormidla nevyvolala dostatečný moment k zastavení rotace pravděpodobně v důsledku menší účinnosti vyvolané polohou letounu ve vývrtce, která nemohla být přesněji definována,
- nebylo použito plynulého nepřerušovaného potlačení výškového kormidla na doraz při vybírání (ani při druhém pokusu o vybrání),
- vliv konstrukční změny nádrží měl při zadní centráži a maximální hmotnosti jen nepatrný podíl na příznivější rozložení hmot.

4 Bezpečnostní doporučení

I když průběh vývrtky letounu s maximální hmotností na zadní centráži a její vybírání může ovlivňovat více faktorů, ÚZPLN považuje zpřesnění standardního zásahu kormidly k vybrání, dořešení použití výkonu motoru a protivývrtkového padáku k zastavení rotace, nahrazení letového zapisovače a doplnění zástavby videokamerou

pro záznam důležitých informací o letové zkoušce za podmínky pokračování programu zkoušek úmyslných vývrtek letounu.

Bezpečnostní doporučení:

ÚZPLN doporučuje, aby Úřad pro civilní letectví před vydáním souhlasu s pokračováním programu letových zkoušek úmyslných vývrtek PS-28 Cruiser požadoval od CSA a.s. přijetí opatření s cílem v interních instrukcích a na zkušebním letounu zajistit:

a) zpřesnění standardního zásahu kormidly a použití výkonu motoru k vybrání vývrtky,

b) efektivnost použití protivývrtkového padáku k zastavení rotace,

c) zástavbu odpovídajícího typu letového zapisovače a videokamery.

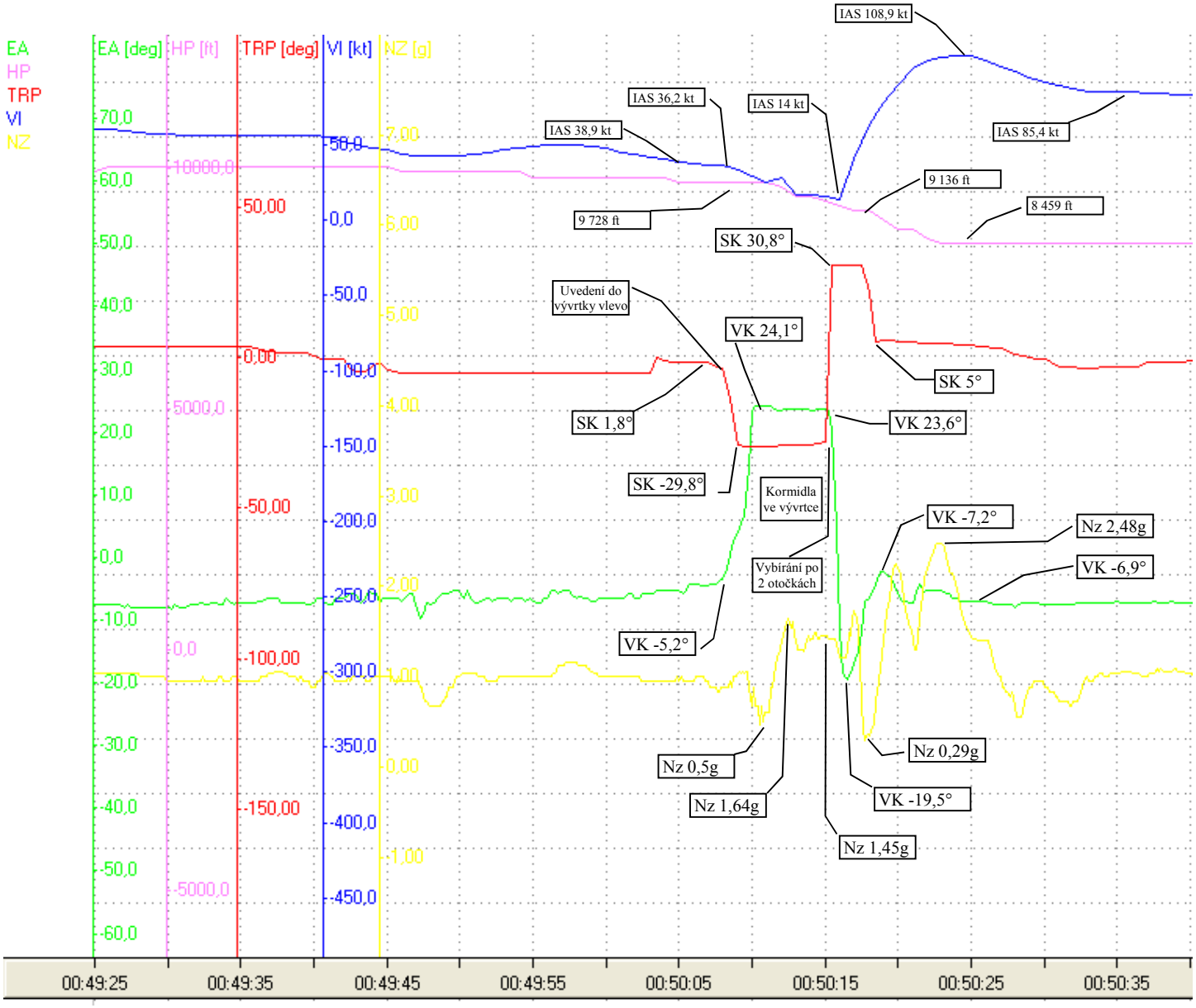
5 Přílohy

Poř. č.	Název přílohy	Počet listů
1.	Provedení levé vývrtky se 2 otočkami	1
2.	Záznam průběhu vývrtky vpravo	1
3.	Provedení levé vývrtky se 2 otočkami	2
4.	Vybrané parametry ze záznamu EFIS-D100 a EMS-D120	2
5.	Vyhodnocení záznamu navigačního zařízení GPSMAP 296	1
6.	Fotodokumentace	1

Příloha 1

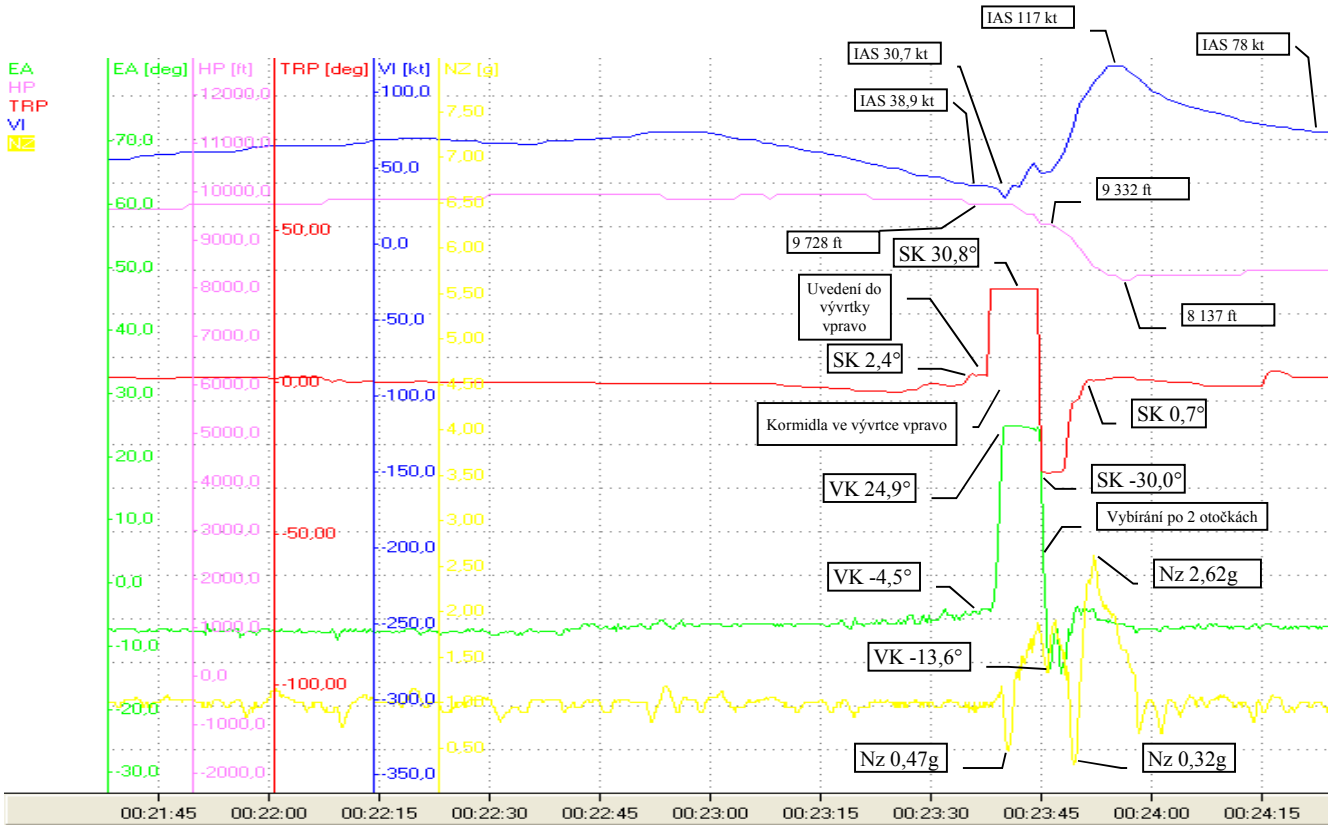
Provedení levé vývrtky se 2 otočkami (případ 6.)

17. 6. 2013



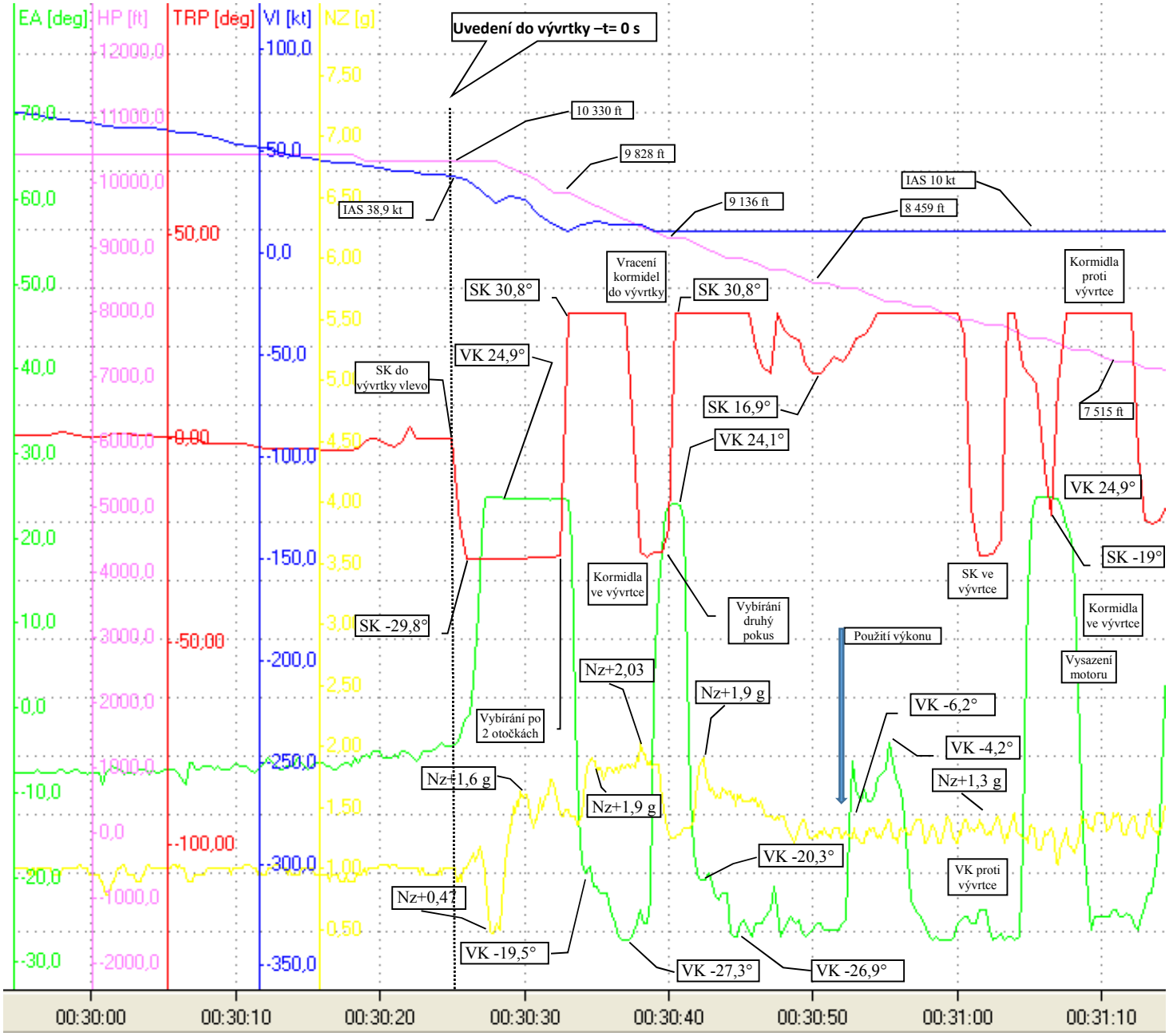
Příloha 2

Záznam průběhu vývrtky vpravo



Příloha 3

Provedení levé vývrtky se 2 otočkami



Fáze vývrtky po vysazení motoru

Příloha 4

Vybrané parametry ze záznamu EFIS-D100 a EMS-D120

EFIS-D100

Parametr	Název parametru	Označení parametru	Fyzikální jednotka	Cejchovaný (měřený) rozsah	Frekvence vzorkování (počet / s)	Zdroj dat
H,MIN,S	Čas záznamu UTC	Time	h/min/s	00 – 23/00-59	-	Interní
Θ	Podélný sklon	Pitch	1/10 stupně	± 000 – 900	1	Akcelerometr
Φ	Příčný sklon	Roll	1/10 stupně	± 0000 – 1800	1	Akcelerometr
VI	Rychlost letu	IAS	1/10 $m.s^{-1}$ (kt)	0000 - 9999	1	Tlakový snímač
H	Nadmořská výška letu	ALT	m (ft)	0000 - 9999	1	Tlakový snímač
Nz	Násobek ve směru osy „z“	Nz	1/100 g	± 00 – 99	1	Akcelerometr
Ψ	Zatáčení	Heading	stupně	000 - 359	1	3 osý magnetometr

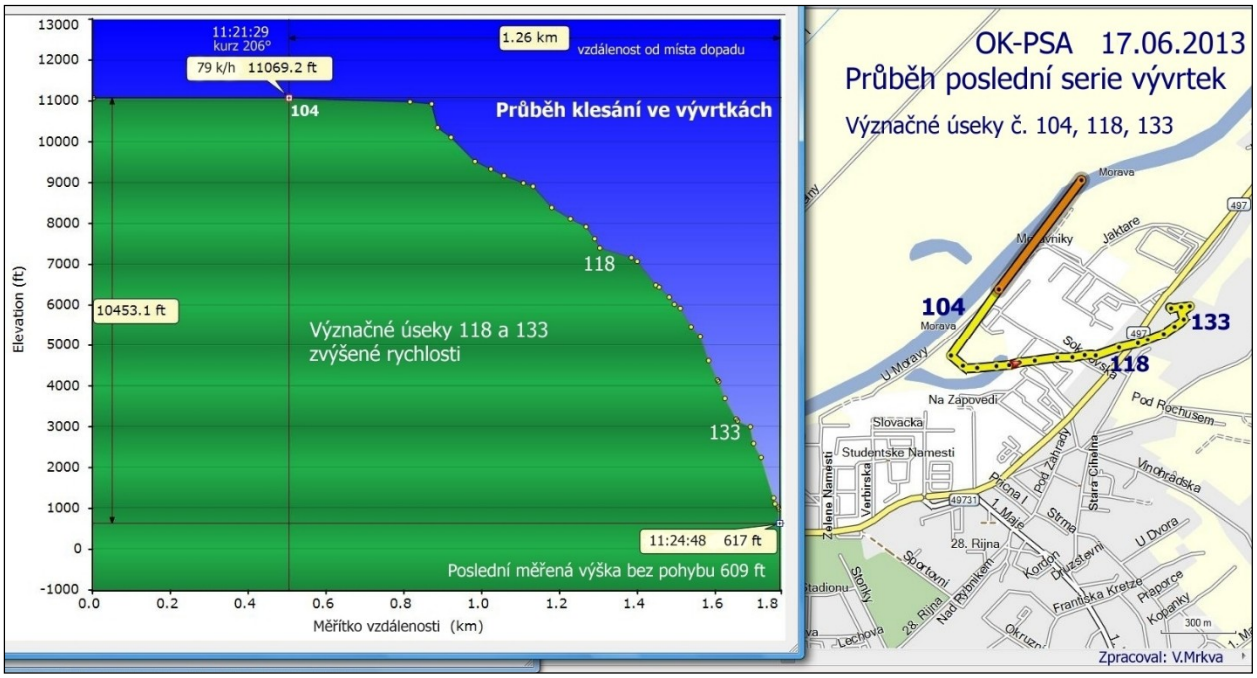
EMS-D120

Parametr	Název parametru	Označení parametru	Fyzikální jednotka	Cejchovaný (měřený) rozsah	Frekvence vzorkování (počet / s)	Zdroj dat
H,MIN,S	Čas záznamu UTC	Time	h/min/s	00 – 23/00-59	-	Interní
	Otáčky motoru	RPM	RPM/10	000 – 999	5	
	Tlak paliva	Fuel Pressure	PSI x 10	000 – 999	5	Tlakový snímač
	Tlak oleje	Oil Pressure	PSI	000 - 999	5	Tlakový snímač
	Průtok paliva	Fuel Flow	GPH x 10	000 - 999	5	Frekvenční snímač

SAVVY ANALYSIS
OK-PSA
2015-06-17 10:47
Duration: 0h49m, Interval: ~5s
Departure: Kunovice
Destination: Kunovice
Show Flight Map
Back to my flights
Want us to analyze this flight for you? Upgrade to SavvyAnalysis Pro...
RPM
FF
Reset zoom
00:34:35
RPM: 4060
FF: 4.5
OIL_PRESS
FUEL_PRESS
00:34:35
OIL_PRESS: 55
FUEL_PRESS: 1.8125

Příloha 5

Vyhodnocení záznamu navigačního zařízení GARMIN GPSMAP 296



Příloha 6

Fotodokumentace

Stav letounu na místě po dopadu – poškození levé poloviny křídla

Stav letounu na místě po dopadu – protivývrtkový padák

Stav pilotní kabiny letounu na místě po dopadu