

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

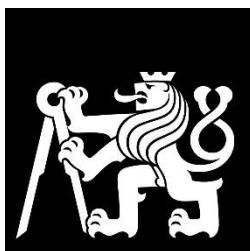
**FAKULTA
STROJNÍ**



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2021

**IVETA
RÁKOSNÍKOVÁ**



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

Výskyt flutteru na letecké konstrukci

Flutter occurrence on an airplane structure

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2021

IVETA RÁKOSNÍKOVÁ

Studijní program: B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
Studijní obor: 2301R000 Studijní program je bezoborový
Vedoucí práce: Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Rákosníková** Jméno: **Iveta** Osobní číslo: **481764**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Výskyt flutteru na letecké konstrukci

Název bakalářské práce anglicky:

Flutter occurrence on an airplane structure

Pokyny pro vypracování:

Proveďte přehled a rozbor leteckých nehod způsobených flutterem. Statistiku zpracujte v celosvětovém měřítku přes všechny kategorie letadel. Zpracujte statistický vzorek a proveďte rozbor minimálně dle následujících kritérií:

- Kategorie letadel
- Typ flutteru
- Výskyt flutteru z hlediska konstrukčního uspořádání
- Výskyt flutteru z hlediska použitých materiálů

Seznam doporučené literatury:

Daněk, Aeroelasticita, Nakladatelství VUT Brno, 1986
Wright, Copper, Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads, John Wiley & Sons Ltd, ISBN 978-0470-85840-0
Stender, Kiesling, Aeroelastic Flutter Prevention on Gliders and Small Aircraft, DLR Gottingen, DLR-Mitt. 91-03, 1990.
Ramesy, NASA Aeroelasticity Handbook, NASA/TO-2006-212490/VOL2/PART2, 2006

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2021**

Termín odevzdání bakalářské práce: **10.06.2021**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Studentka bere na vědomí, že je povinna vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studentky

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracovala samostatně a použila jsem pouze podklady uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne

.....
podpis

Poděkování

Tímto bych chtěla poděkovat za podporu, trpělivost, vedení práce a cenné rady při jejím psaní Ing. Alešovi Kratochvílovi, PhD. Můj vděk patří také rodině a nejbližším přátelům, kteří vytvářeli po celou dobu příjemné prostředí pro psaní a trpělivě se pokoušeli porozumět, co tím chtěl autor říct.

Anotační list

Autor: Iveta Rákosníková
Název BP: Výskyt flutteru na letecké konstrukci
Rok vyhotovení: 2021
Studijní program: B2342 Teoretický základ strojního inženýrství
Obor studia: 2301R000 Studijní program je bezoborový
Ústav: Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP: Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.
Bibliografické údaje: počet stran 114
počet obrázků 165
počet grafů 0
počet tabulek 0
počet příloh 56
Klíčová slova: flutter, třepotání, aeroelasticita, nestabilita, kmitání, vibrace

Anotace:

Bakalářská práce se zabývá výskytem flutteru na letecké konstrukci. Stručně popisuje přehled aeroelastických sil, podrobněji pak flutter. Práce se zaměřuje na přehled leteckých nehod způsobených flutterem v celosvětovém měřítku napříč všemi kategoriemi letadel. Dále rozebírá statistický vzorek případů výskytu flutteru podle zadaných kritérií.

Annotation List

Author: Iveta Rákosníková
Title of Bachelor Thesis: Flutter occurrence on an airplane structure
Academic Year: 2021
Study Programme: B2342 Theoretical Fundamentals of Mechanical Engineering
Field of Study: 2301R000 the study programme has no field of study
Department: Department of Aerospace Engineering
Supervisor: Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.
Bibliographic Data: number of pages 114
number of figures 165
number of graphs 0
number of tables 0
number of attachments 56
Key Words: flutter, aeroelasticity, instability, oscillation, vibrations

Abstract:

This thesis deals with the flutter occurrence on an airplane structure. It briefly describes an overview of aeroelastic forces, then flutter in more detail. The thesis focuses on an overview of air accidents caused by flutter on a global scale across all categories of aircraft. It also analyses a statistical sample of cases of flutter occurrence according to specified criteria.

Obsah

1 Úvod	16
2 Aeroelasticita	17
2.1 Rozdělení aeroelastických jevů	17
3 Flutter	19
3.1 Příčiny vzniku flutteru	21
3.2 Projevy flutteru a jeho důsledky	22
3.3 Výskyt flutteru.....	23
3.4 Metody určování kritické rychlosti	24
3.5 Nápravná opatření	27
4. Rozbor případů výskytu flutteru na letecké konstrukci	28
4.1 Analýza statistického vzorku podle typu flutteru	28
4.2 Analýza statistického vzorku podle kategorie letounu	29
4.3 Analýza statistického vzorku podle konstrukčního uspořádání	31
4.4 Analýza statistického vzorku podle rychlosti flutteru.....	33
4.5 Analýza statistického vzorku podle druhu letu	34
4.6 Analýza statistického vzorku podle důsledků	35
4.7 Analýza statistického vzorku podle materiálu konstrukce	37
4.8 Analýza statistického vzorku podle pravděpodobné příčiny vzniku flutteru	38
5 Závěr	40
Seznam použité literatury.....	41
Seznam obrázků	51
Příloha 2: AL600 JASMINE	53
Příloha 3: AVID AMPHIBIAN	54
Příloha 4: BEECH 35	55
Příloha 5: BLACKBURN B-20	57
Příloha 6: CESSNA 402B	58
Příloha 7: CESSNA 421.....	59
Příloha 8: CESSNA 441.....	60
Příloha 9: CIRRUS 75.....	61
Příloha 10: CONVAIR 880	62
Příloha 11: CONVAIR CV-580.....	63
Příloha 12: CURTISS-WRIGHT CW-20T	64
Příloha 13: FOKKER D-8.....	65
Příloha 14: DH.80 PUSS MOTH	66

Příloha 15: HANDLEY PAGE O/400 A DH-9	67
Příloha 16: DHC-2 BEAVER.....	68
Příloha 17: DHC-3 OTTER	69
Příloha 18: EDMUND SCHNEIDER ES 52.....	71
Příloha 19: FOKKER F-10	72
Příloha 20: F-117 NIGHTHAWK.....	73
Příloha 21: FOLLAND GNAT	74
Příloha 22: G103 TWIN II	75
Příloha 23: GLOSTER GREBE A GAMECOCK.....	76
Příloha 24: GROB G115	77
Příloha 25: GROB G180 SPN	78
Příloha 26: HE 177 GREIF	79
Příloha 27: HP.80 VICTOR.....	80
Příloha 28: ZENAIR ZODIAC 601 XL	81
Příloha 29: INTERAVIA I-3	83
Příloha 30: JINDIVIK	84
Příloha 31: JUNKERS JU 90.....	85
Příloha 32: LABAHN HITCH HIKER XC	86
Příloha 33: LOCKHEED L-188 ELECTRA	87
Příloha 34: M-7 ORNIS	88
Příloha 35: MIG-17	89
Příloha 36: MOONEY M20K.....	90
Příloha 37: NORTHROP F-89 SCORPION	91
Příloha 38: BOULTON PAUL P.120	92
Příloha 39: P-51 MUSTANG	93
Příloha 40: PARNALL PIPIT.....	95
Příloha 41: PIPER PA-30 TWIN COMANCHE	96
Příloha 42: PIPER PA32-300 CHEROKEE SIX.....	97
Příloha 43: RANS S12-XL AIRAILE	98
Příloha 44: RWD-6	99
Příloha 45: SB-5E.....	100
Příloha 46: GRUMMAN TURBO MALLARD.....	101
Příloha 47: UFM 13 LAMBADA.....	102
Příloha 48: MITTELWERK V-2.....	103
Příloha 49: VAN'S RV-7.....	104
Příloha 50: VL3 FLAMINGO	106
Příloha 51: LOCKHEED XF-104 STARFIGHTER	107
Příloha 52: ORLÍK	108

Příloha 53: MARTIN YB-12	109
Příloha 54: CONVAIR YB-60	110
Příloha 55: MITSUBISHI A6M ZERO	111
Příloha 56: BEECHCRAFT 1900C	112

Seznam použitých symbolů na liché straně

d, g [-]	tlumení
f [Hz]	frekvence
h [ft]	výška
V [m/s; km/h; mph]	rychlost

Seznam použitých zkratek

AAIB	Air Accidents Investigation Branch
AK	Aljaška
AL	Alabama
AR	Arkansas
CA	Kalifornie
CAA	Corporate Aircraft Association
CO	Colorado
č.	číslo
ČR	Česká republika
D	Německo
DN	Dánsko
E	Španělsko
EAS	equivalent airspeed
E-LSA	experimental light sport aircraft
F	Francie
f.	flutter
FAA	Federal Aviation Administration
FL	Florida
GA	Georgie
GAC	Glider Aerobatic Club
GS	ground speed
I	Itálie
IA	Iowa
IAS	indicated airspeed
ID	Idaho
IL	Illinois
IN	Indiana
Inc.	Incorporation
Ing.	Inženýr
Jap	Japonsko
JAR	Jihoafrická republika
Kan	Kanada
KCAS	knots calibrated airspeed
KIAS	knots true airspeed
kol.	kolektiv
KS	Kansas
kt	jednotka rychlosti (1 kt = 1,852 km/h)
KY	Kentucky
LSA	light sport aircraft
Ltd.	Limited
MD	Maryland
MLA	micro light aircraft
MO	Missouri
např.	například
NJ	New Jersey
NL	Nizozemsko
NM	Nové Mexiko
NTSB	National Transportation Safety Board
NV	Nevada

NY	New York
obr.	obrázek
ON	Ontario
OP	ocasní plocha
OR	Oregon
P&W	Pratt & Whitney
pplk.	podplukovník
RBM	rigid body mode
resp.	respektive
SLZ	sportovní létající zařízení
SOP	svislá ocasní plocha
SSSR	Sovětský svaz
S-LSA	special light sport aircraft
TAS	true airspeed
TX	Texas
T-OP	uspořádání ocasních ploch do T
UK	Velká Británie
ULL	ultralehký letoun
US, USA	Spojené státy americké
UT	Utah
ÚZPLN	Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod
Vne	nepřekročitelná rychlost
VOP	vodorovná ocasní plocha
V-OP	uspořádání ocasních ploch do V
WA	Washington

1 Úvod

Flutter je samobuzené destruktivní kmitání, které popisuje vědní obor aeroelasticita. Porozumění tomuto jevu je mimo jiné pro letectví důležité pro predikci chování letounu během letu.

Tato práce se zabývá analýzou nehod a incidentů, při kterých došlo k výskytu flutteru na konstrukci letounu. V úvodu a teoretické části je blíže přiblížena problematika aeroelasticity a podrobněji pak samotný f.

Tento jev je charakterizován a rozlišen podle typů. Práce popisuje příčiny vzniku tohoto jevu, jeho projevy a důsledky, výskyt na letounu, metody k určování kritické rychlosti f. a nápravná opatření.

Praktická část je věnována rozboru několika desítek nehod a incidentů, kdy na letounu zjevně došlo k f. Podrobněji se zabývá potenciálním f. Statistický vzorek případů výskytu f. je analyzován z hlediska následujících kritérií: typ f., kategorie letadel, konstrukční uspořádání letounu, rychlost f., druh letu a jeho účel, důsledky výskytu f. a použitý materiál konstrukce.

2 Aeroelasticita

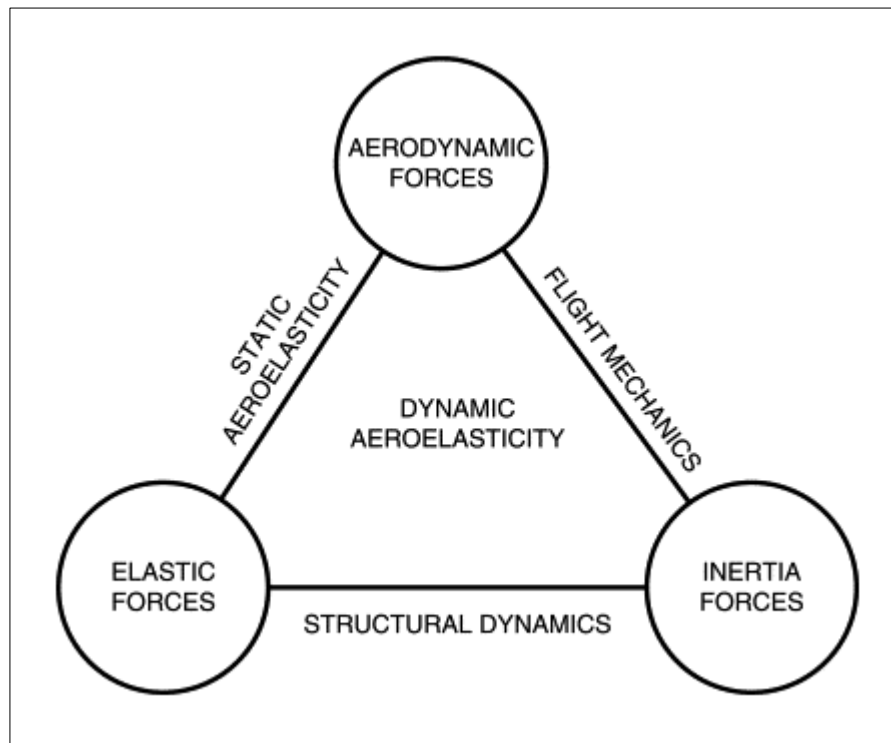
Vědní obor aeroelasticita se zabývá vzájemným působením tekutých a pevných látek. Své zastoupení má především v letectví, na jehož počátcích se problematika začala podrobně řešit. Výrobci a konstruktéři řešili výskyt aeroelastických jevů intuitivně. V první polovině 20. století ještě nebyly odhaleny jejich vlivy a příčiny a neexistovaly teorie, ani způsoby, jak problém matematicky popsat a predikovat. [1]

2.1 Rozdělení aeroelastických jevů

Bližší definicí aeroelasticity je zkoumání fyzikálních jevů vznikajících při vzájemném pohybu plynu a poddajného tělesa na základě vzájemného působení aerodynamických, statických a setrvačných sil.

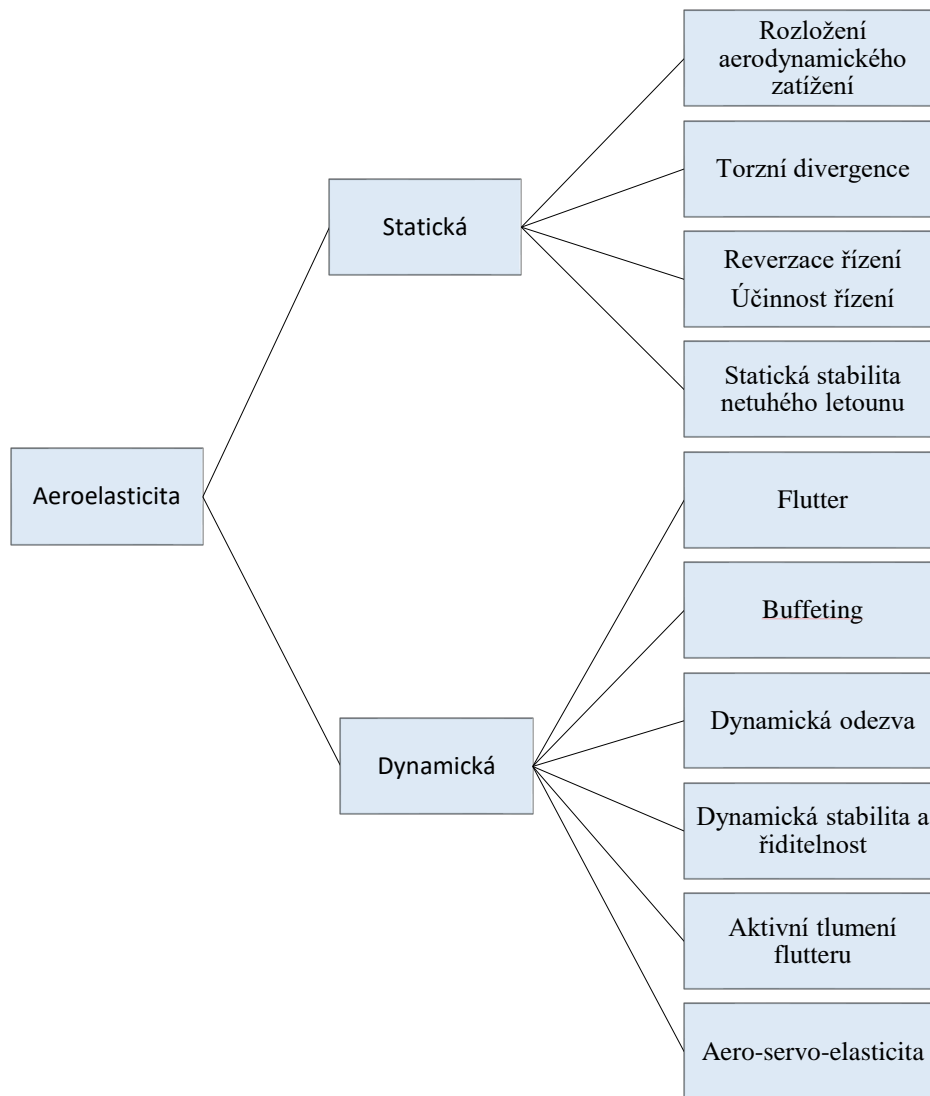
Aeroelastický jev je fyzikální jev vznikající vzájemným působením aerodynamických a elastických sil, případně ještě setrvačných, při pohybu plynu a poddajného tělesa.

Collarův trojúhelník aeroelastických sil (obr. 1) znázorňuje vzájemný vliv sil vystupujících v aeroelastických jevech.



Obrázek 1 Collarův trojúhelník aerodynamických sil [2]

Podle toho, jestli v aeroelasticitě hrají roli i setrvačné síly, nebo pouze aerodynamické a elastické, se aeroelastické jevy dělí na statické a dynamické. (obr. 2)



Obrázek 2 Rozdělení aeroelastických jevů

Statické aeroelastické jevy jsou takové, kde se neuplatňuje vliv setrvačných sil a nastává pohyb charakterizovaný jednosměrnou deformací tělesa. Patří sem změna rozložení aerodynamického zatížení vlivem netuhé konstrukce, torzní divergence, snížená účinnost řízení, jeho reverze a statická stabilita poddajného letounu.

Pokud se aeroelastických jevů účastní i setrvačné síly, jedná se o dynamické jevy, pro které je charakteristický kmitavý pohyb tělesa. Do této kategorie patří flutter (třepetání), buffeting (třepání), dynamická odezva konstrukce na vnější zatížení (poryv, turbulence, přistání, pojíždění, shimmy kmity podvozku,...), dynamická stabilita a říditelnost poddajného letadla, aktivní tlumení f. nebo aero-servo-elasticita.

[1]

Tato práce se dále zaměřuje na f.

3 Flutter

Na rozdíl od buffetingu způsobeného buzeným kmitáním v odtrhávaném proudě vzduchu, je f. destruktivní a nebezpečný kvůli harmonickému charakteru samobuzeného kmitání. Při elastomechanickém kmitání jsou elastické a setrvačné síly v rovnováze, proto je vznik kmitů závislý pouze na přivedené aerodynamické energii. Samobuzené kmitání vznikne, pokud je přivedená energie z proudě vzduchu větší, než jakou dokáže konstrukce tlumit. [3]

Nad rychlostí f. se amplitudy kmitání stávají divergentními. Brzo tak dosáhnou meze pevnosti; za jak dlouho, záleží na frekvenci kmitání.

Podle charakteru obtékání tělesa lze f. rozdělit na f. v potenciálním proudě bez odtržení proudě a na f. s odtržením proudě (buffeting).

První zmíněný je známý jako klasický f. V případě jeho výskytu nemá mezní vrstva vliv na aerodynamické síly, a tedy na vlastnosti třepetání. Vyznačuje se izolovanými tvary kmitů aerodynamicky tlumenými ve velkém rozsahu frekvencí. Klasický f. může vzniknout při více než jednom stupni volnosti v důsledku fázového posunutí mezi jednotlivými složkami výsledného pohybu soustavy.

F. s odtržením proudě nastává, pokud se mezní vrstva stane nestabilní, dojde k jejímu odtržení a následnému vzniku vírů, které značně ovlivňují vlastnosti kmitání ploch v úplavu. Tento typ třepetání nastává v jednom stupni volnosti s omezenými amplitudami kmitání. Kvůli výrazným aerodynamickým nelinearitám je složité f. s odtržením proudě řešit teoreticky.

Z důvodu prudkého nárůstu amplitudy kmitání je nebezpečnějším typem klasický f., kdy během několika sekund dochází k poškození konstrukce letounu.

F. se podle typu dělí na:

a) potenciální

- f. pevné plochy

Tento typ třepetání nastává při interakci módů pevné plochy, tedy bez účasti kormidlových módů.

- f. řídicí plochy (kormidla)

Kormidlový f. vzniká vzájemným působením módu kormidla s módem pevné plochy nebo spolupůsobením pouze dvou kormidlových módů.

- f. trimovací plošky

Pokud se f. účastní mód trimovací plošky, interagující s kormidlovým módem, jedná se o f. vyvažovací plošky.

- f. módů tuhého tělesa (RBM)

Jde o f. vzniklý interakcí RBM módů s flexibilními. Vlastní frekvence módů tuhého tělesa je blízká nule (10^{-6} Hz).

- f. externího vybavení

Do externího vybavení se řadí např. přídavné palivové nádrže nebo rakety a bomby u vojenských letadel. Uchycení vybavení je netuhé a má také vlastní frekvenci kmitání.

b) v odtrženém proudě (buffeting)

K objasnění buffetingu nelze použít potenciální teorie. Kvůli odtrženému proudě se nese snadno modeluje a umíme ho zkoumat výhradně experimentálně. Tento typ třepetání je tlumený a nedestruktivní.

c) motorový

- whirl f. (vířivé třepetání)

Na konstrukcích s rotující vztlakovou plochou, především u turbovtulových pohonů, se může objevit whirl f. Projevuje se krouživým rozkmitáním pohonné jednotky, které může mít divergentní charakter a za následek destrukci konstrukce. [4]

- blade f. (třepetání lopatek)

Blade f. nastává, pokud se vlastní frekvence lopatek, ovlivněná aerodynamickým zatížením, shoduje s frekvencí motoru. Tento typ f. se může vyskytovat jak na lopatkách proudových motorů, tak u turbín strojů v elektrárnách.

d) panelový

Při výskytu panelového f. dochází ke kmitání celých tenkých desek, panelů. Sám o sobě je tento jev nedestruktivní, ale velkými působícími silami dochází k významné únavě materiálu, která může vést k poškození konstrukce.

Podle rychlosti lze f. dělit na:

- a) podzvukový (v rychlosti menší než Mach 0,8)

- b) transsonický (v rychlostech Mach 0,8 až 1,2)

Určit chování v této oblasti je komplikované a náročné na výpočtový čas.

- c) nadzvukový

- supersonický (v rychlosti mezi Mach 1,2 a 5)

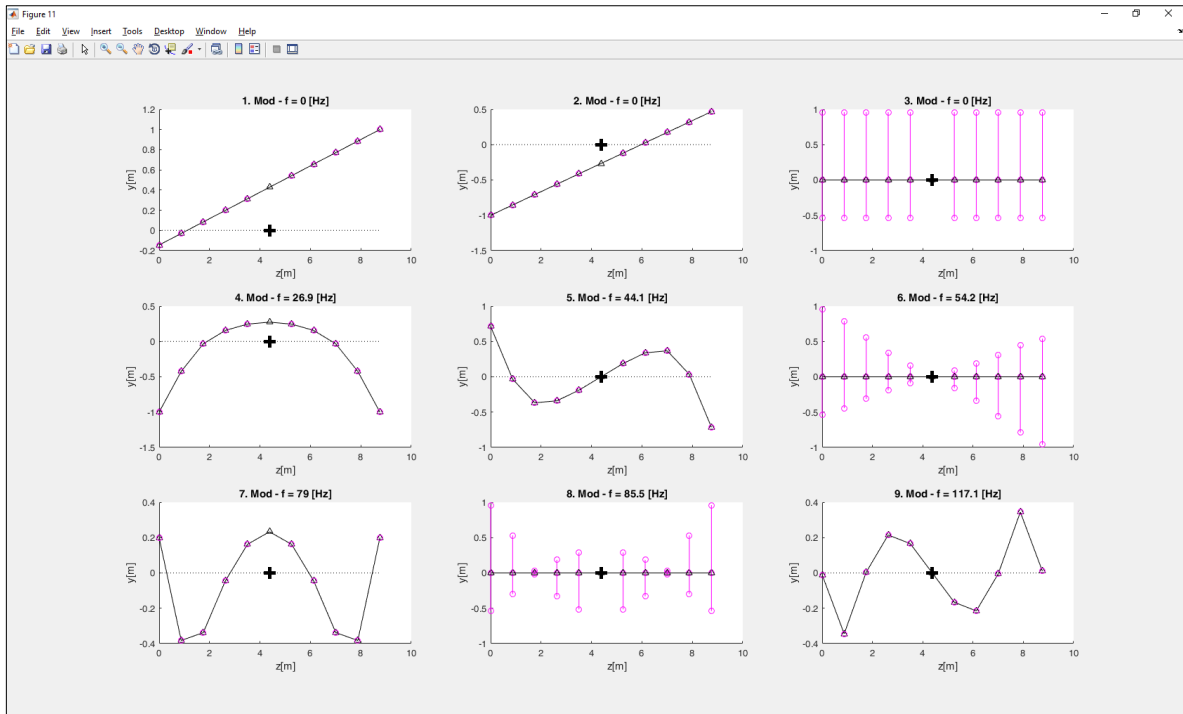
- hypersonický (pro rychlosti větší než Mach 5)

V závislosti na tvaru kmitání se pak f. dělí na symetrický (vlevo) a antisymetrický (vpravo) (obr. 3). Kromě těchto dvou druhů existuje ještě zcela obecný, asymetrický tvar kmitání. Ten vzniká při významné nesymetrii zatížení nosných ploch.

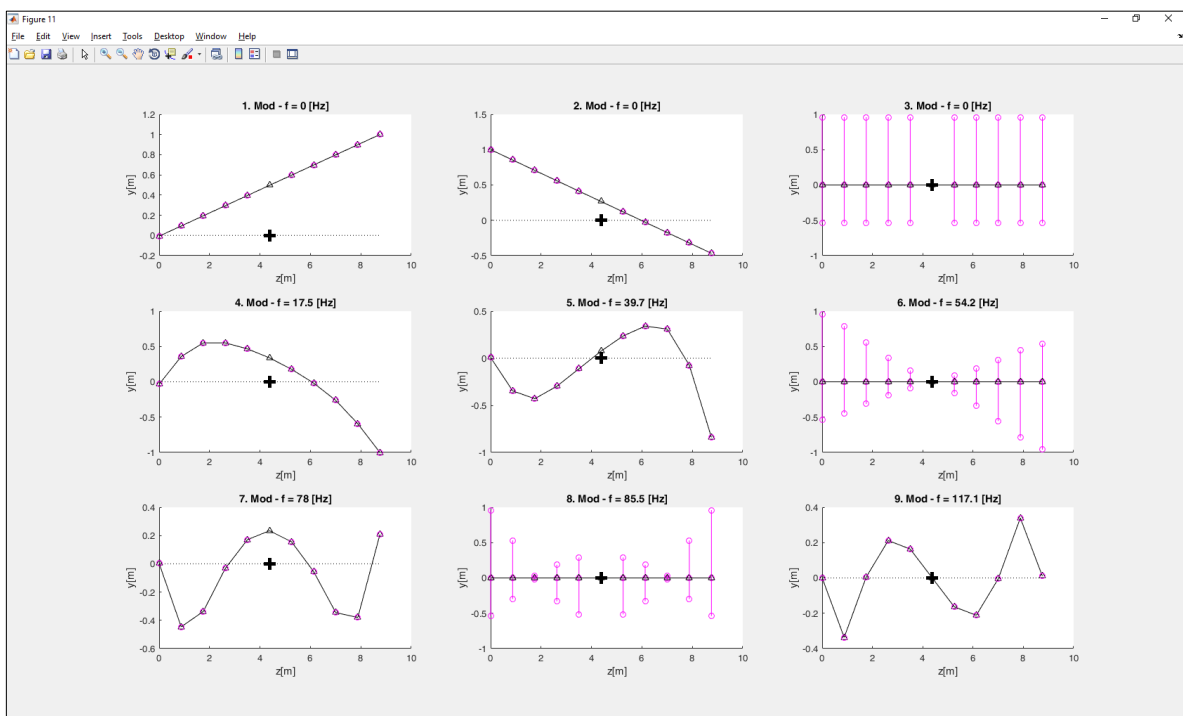
Chování kmitů podle symetričnosti je zobrazené v diagramech na obr. 4 a obr. 5. První z nich zobrazuje symetrický (např. 4. mód) a antisymetrický (např. 5. mód) tvar kmitů, druhý pak asymetrický (např. 4. mód).



Obrázek 3 Symetrický a antisymetrický tvar kmitání [1]



Obrázek 4 Symetrické a antisymetrické kmity [5]



Obrázek 5 Asymetrické kmity [5]

3.1 Příčiny vzniku flutteru

Mezi příčiny aeroelastických jevů vzniklých na letounech od počátku jejich zkoumání patří nedostatečná torzní tuhost trupu a OP nebo jejich nevhodné uspořádání. Také z tohoto důvodu byly zpočátku konstruovány převážně dvouplošníky, které byly už kvůli konstrukci pevnější než jednoplošníky.

Další ze známých příčin vzniku f. je nedostatečně tuhé ovládání kormidel, na což během 1. světové války doplatil dvouplošný bombardér Handley Page O/400 nebo

dvouplošný stíhač DH-9. V obou případech pomohlo pevně propojit pravou a levou část výškového kormidla.

Na křídlech nebo ocasních plochách se objevovaly potíže s aeroelastickými jevy spojené s nedostatečnou torzní tuhostí pevné plochy, které vedly nejen ke vzniku f., ale i ke ztrátě účinnosti kormidel, reverzaci kormidel nebo torzní divergenci pevné plochy vzniklé zpětnou vazbou mezi zatížením a deformací.

S rozmachem jednoplošníků bylo třeba výrazně navýšit tuhost křídel. Mnohdy pomohly vzpěry, časem začaly převládat samonosné konstrukce z pevnějších materiálů. [1]

Do rizikové kategorie patří větroně, které mají větší štíhlost křídel než jiné letouny, ovšem nedosahují takových rychlostí jako např. dopravní letadla. Konstrukce dopravních letounů nebo stíhaček je sice tužší, a tedy i kritická rychlost f. je posunuta do vyšších hodnot, ale současně je větší i jejich rychlost letu. [6]

Při řešení problematiky ohybově-křídélkového f. A. G. von Baumhauer a C. Koning dokázali, že je účinné hmotnostně vyvážit kormidla. Od té doby se začalo intenzivněji řešit hmotnostní a aerodynamické vyvážení kormidel, které má značný vliv na výskyt aeroelastických jevů. [1] Obecně problematičtějšími se zdají být plovoucí nebo T-ocasní plochy, kde jsou malé intervaly pro správné vyvážení kormidel. [6]

Čím rychleji byla letadla schopná létat, tím důležitější se problém aeroelasticity jevil. Po překonání rychlosti zvuku a kosmických rychlostí se objevily další, do té doby neznámé, aeroelastické jevy, související rázovými vlnami, např. panelový f. [1]

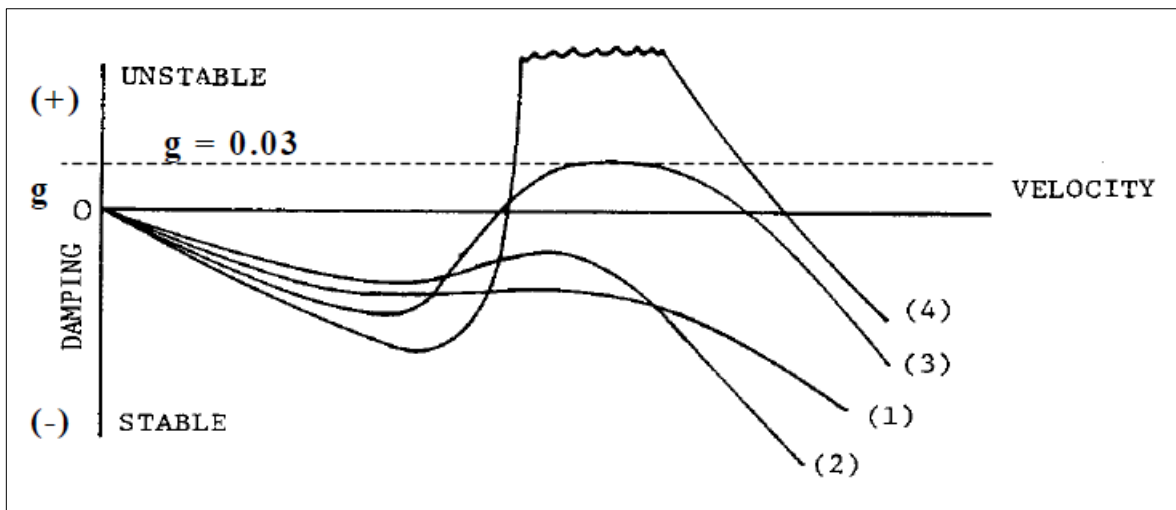
Dalším faktorem majícím vliv na vznik f. je i výška letu. S většími výškami se snižuje schopnost tlumení kmitání.

3.2 Projevy flutteru a jeho důsledky

Pro určení kritické rychlosti f. je důležité znát chování aeroelastické soustavy na mezi stability. V tomto okamžiku má harmonické samobuzené kmitání v ustáleném proudu vzduchu konstantní amplitudu. [1]

Minimální rychlost f. by neměla být menší než 1,2násobek maximální konstrukční rychlosti. Výsledky z f. analýzy ve formě diagramu tlumení v závislosti na rychlosti letu pro jednotlivé módy letounu jsou zobrazeny na obr. 6.

Křivky (1) a (2) leží v celém rozsahu rychlostí ve stabilní oblasti. Křivka (3) v určité rychlosti překročí nulovou hodnotu tlumení a přiblíží se hodnotě konstrukčního tlumení (v obr. předpisová hodnota $g = 0,03$). Pokud není konstrukce schopná tlumit vnější zatížení (křivka (4)), dojde k prudkému nárůstu tlumení a vzniku f. Za kritickou rychlost se považuje hodnota, kdy křivka překročí danou mez konstrukčního tlumení. Kritických rychlostí f. může existovat více; f. odolnost se prokazuje vzhledem k nejnižší z nich.



Obrázek 6 Diagram tlumení v závislosti na rychlosti letu [7]

Po překročení meze stability se amplituda kmitů exponenciálně zvětší, část letounu se prudce rozkmitá, až dojde k porušení konstrukce letounu. Často se letoun stane neovladatelným, což vede ke katastrofickým důsledkům.

V situaci ideální pro vznik f. ztrácí konstrukce schopnost tlumit vnější síly a může dojít k vyvolání kmitání stejné frekvence, jakou má lokálně její nejslabší část. Ta působí na okolní části konstrukce, které mohou začít interagovat a nastane párování módů. Jeden z nich se pak dostane do nestabilní oblasti tlumení a způsobí selhání kmitajících ploch.

Zkušební piloti jsou proškolení, jak se zachovat v krizových situacích, mají předem připravený postup, jak který rizikový jev vyvolat a jak postupovat při jeho projevu. Pokud se na letounu vyskytne f., může trvat zlomek sekundy nebo déle, než se část letounu oddělí. Je nezbytné okamžitě snížit rychlost letu a přistát se zvýšenou opatrností.

3.3 Výskyt flutteru

Největší pravděpodobnost výskytu aeroelastických jevů je na nosných plochách letounů, tedy na křídlech a ocasních plochách.

K jakému vlastnímu kmitání dojde, závisí na vzájemné poloze elastické a těžištní osy. V případě, že jsou osy totožné, vznikne buď ryze ohybové, nebo ryze krouivé kmitání.

O konkrétním případě rozhodne počáteční impuls. Naopak pokud je poloha těžištní a elastické osy odlišná, což je většinový případ reálných konstrukcí, vznikne ohybově-krouivé kmitání nosné plochy. [1]

Na křídle rozlišujeme f. pevné plochy, tedy křídla, f. křidélek a winglet f.

Stejně tak na ocasních plochách může nastat f. pevné plochy, tedy svislého nebo vodorovného stabilizátoru, nebo f. kormidla, ať už směrového, nebo výškového.

Významnou roli při konstrukci hrají vyvažovací plošky kormidel. Ty mají za úkol zajistit správné hmotnostní vyvážení. Při nesprávném vyvážení může dojít k párování módu vyvažovací plošky s módem řídicí plochy.

Méně běžným místem výskytu f. je trup letounu. Na strojích operujících v nadzvukových rychlostech se může objevit panelový f.

Kromě letectví jsou aerodynamické vlivy zkoumány především ve stavebnictví, kdy je řešen vliv větru na vysoké budovy a stožáry nebo na visuté mosty. Asi nejznámějším případem výskytu f. je nehoda visutého mostu Tacoma Narrow Bridge, kdy v roce 1940 došlo k destruktivnímu torznímu kmitání při nižší rychlosti větru, než

prokazovaly statické výpočty; v nich nebyl totiž uvažován kmitavý charakter zatížení. Kvůli nedostatečné torzní tuhosti pravděpodobně došlo i dříve ke zřícení několika dalších mostů (mimo jiné 1826 Menai Bridge nebo 1836 Brighton Chain Pier).

Mimoto se o třepetání mluví také v případě ponorek nebo ve zdravotnictví, kde je zkoumán f. síní jako druh srdeční arytmie.

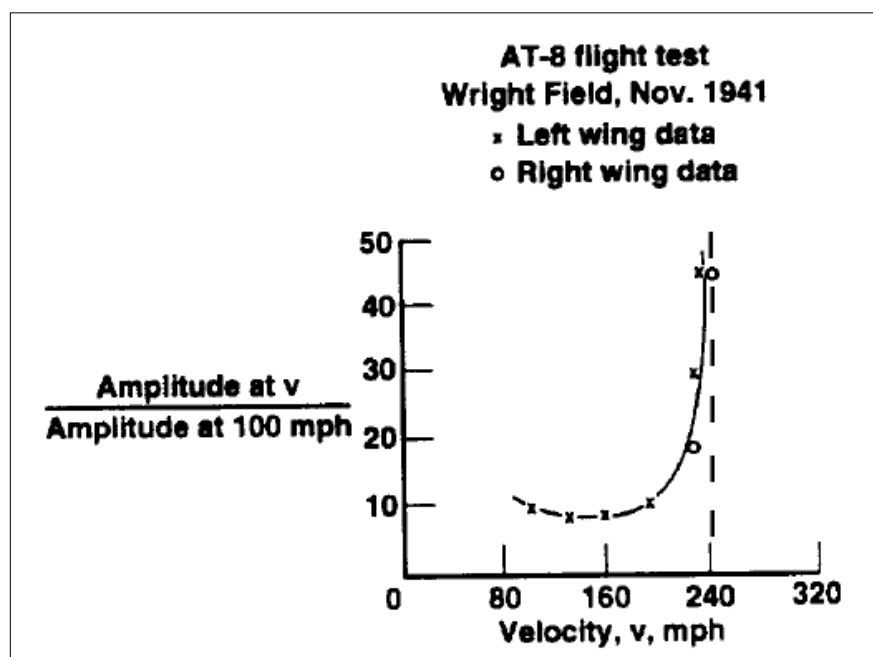
3.4 Metody určování kritické rychlosti

Před počátky využívání početních metod k určování rychlosti f. se kritická rychlost letadla zjišťovala až letovými zkouškami. To bylo nákladné, protože se upravovaly samotné prototypy letadel, pokud vůbec na konci testu přistály. Dnes se zakládá na numerických metodách, doplňovaných pozemními frekvenčními zkouškami a testy v aerodynamických tunelech. Až nakonec se vypočítaná rychlost f. ověřuje samotnými letovými zkouškami.

Za první oficiální zkoušku je považováno testování f. z roku 1935 Němcem von Schlipem. Cílem bylo rozkmitat letoun na rezonanční frekvenci při vyšší rychlosti letu a vytvořit závislost amplitudy kmitání na rychlosti proudění vzduchu. V místě, kde se rychlost letu blíží ke kritické rychlosti f., roste poměr amplitud do nekonečna (obr. 7). Tento způsob testování byl značně nebezpečný, protože bylo potřeba se pohybovat v blízkosti kritické rychlosti a jen malá nepřesnost v měření mohla vést k fatálnímu důsledku. Metoda byla efektivní, dokud v roce 1938 nehavaroval během testování Junkers Ju 90. Nehoda vedla ke zdokonalení techniky testování letounů. [6]

S častější konstrukcí jednoplošníků bylo čím dál více potřeba zabývat se aeroelastickými silami. Prvními vědci zkoumajícími problematiku teoreticky byl s torzní divergencí H. Reissner v Německu, s kmitáním nosné plochy W. Birnbaum a H. Wagner v Německu a H. Glauert v Anglii. Pravděpodobně prvním teoretickým rozbohem f. s dvěma stupni volnosti je výzkumná zpráva L. Bairstova a A. Fuga z vyšetřování nehod Handley Page a DH-9.

Z konce 20. let pochází teoretické základy zkoumání f. z Německa od H. G. Küssnora a z Anglie od R. A. Frazera a W. J. Duncana. Ve 30. letech se objevily teorie z USA a Sovětského svazu. [1]



Obrázek 7 Závislost amplitudy kmitání na rychlosti letu [6] - upravené

Matematický model f . se skládá z modelu nestacionárního aerodynamického zatížení doplněného strukturálním modelem, případně modelem konstrukčního tlumení. Tyto části jsou propojeny matematickým spline.

S rozvojem techniky a výpočetních možností ve 30. a 40. letech přišel s modelem nestacionárního aerodynamického zatížení T. Theodorsen, kdy formuloval teorii dvoudimenzionálního f ., která je používána dodnes. [8] Na ni navázala analytická metoda Doublet – Lattice Method pro podzvukové rychlosti a Slender Body Theory, zpracované dohromady v Body Interference Theory. Pro pohyb nadzvukovou rychlostí vznikla metoda ZONA 51 a nestacionární panelová metoda.

Přibližné metody výpočtu nahradily Navier-Stokesovy a Eulerovy rovnice spolu s metodou konečných prvků, které jsou ale časově náročné. Pro potenciální teorie se v transsonické oblasti objevuje skoková změna chování kmitání obtékaného tělesa, proto je nepřesné je pro tyto rychlosti používat.

Mezi strukturální modely výpočtu vlastní frekvence kmitání patří Rayleighova metoda pro výpočet nejnižší vlastní frekvence izolovaných případů kmitání nebo Galerkinova metoda pro složené ohybově-krouživé kmitání. Kromě těchto dvou existuje řada dalších, např. Myklestadova, Rayleigh-Ritzova, Holzerova nebo Stodolova. Dnes se v praxi již nepoužívají, nahradila je metoda konečných prvků.

K určení kritické rychlosti f . pak existují 4 matematické metody:

- a) přímé řešení
- b) K-metoda
- c) PK-metoda
- d) P-metoda

Přímý postup předpokládá harmonický pohyb a dokáže určit pouze rychlost a frekvenci f . Chování mimo mez stability nebo příčina f . zůstávají neobjasněné. Dnes se tato metoda již nepoužívá.

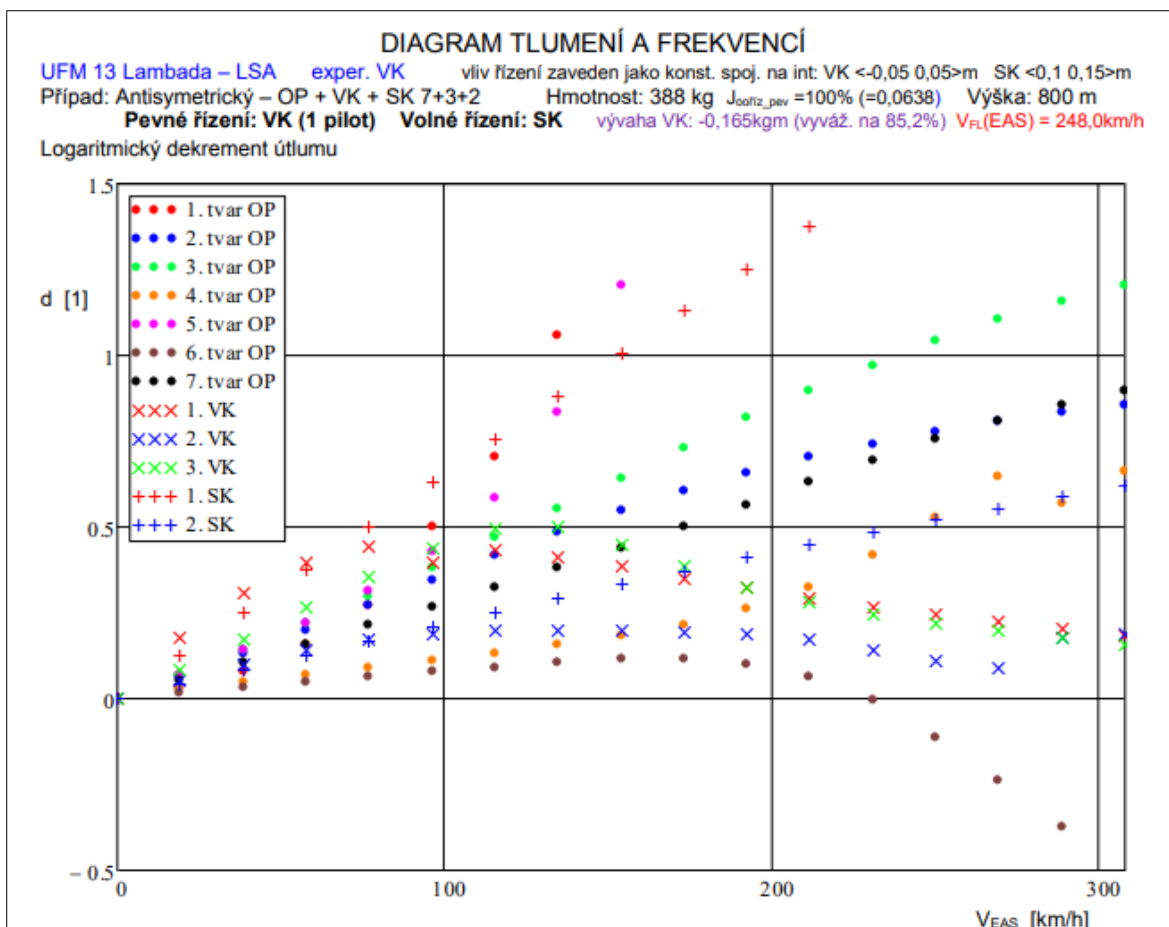
Harmonický průběh je předpokladem i K-metody. Stejně jako přímým řešením lze získat přesnou hodnotu kritické rychlosti a frekvence f . Navíc je z V-g-f diagramů známé přibližné chování mimo mez stability. Počítá se s uměle vloženým konstrukčním tlumením soustavy.

Přesnějším a náročnějším způsobem je PK-metoda. Ta předpokládá harmonický pohyb pro aerodynamický model a tlumený, resp. libovolný pohyb pro strukturální model. Dokáže přesně určit rychlost a frekvenci f . a navíc i velmi přesně popisuje chování systému mimo mez stability. Jedná se o dnes nejpoužívanější metodu v průmyslu.

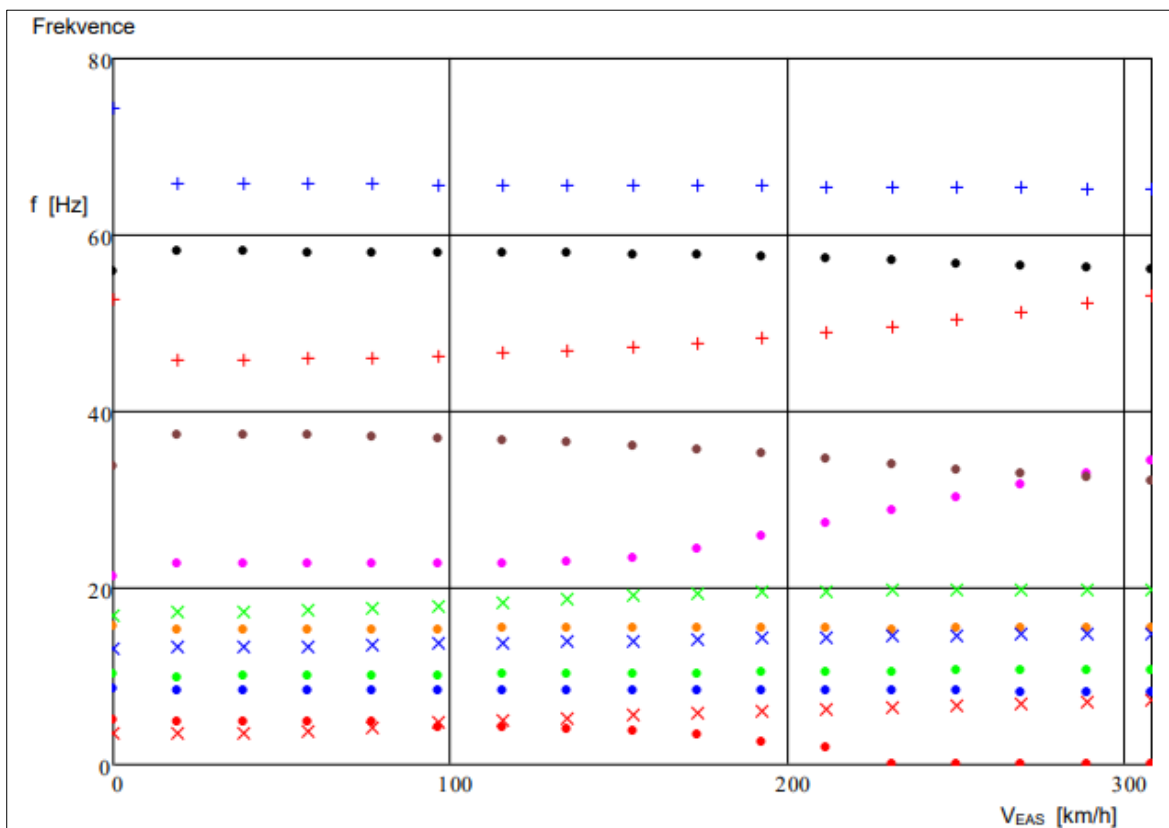
Nejpřesnější používaná metoda je P-metoda. Předpokládá libovolný pohyb, využívá komplikovaný model a výpočet. Kromě přesného určení kritické rychlosti a frekvence f . lze touto metodou předpovědět divergenci. Běžně se pro svou komplikovanost a náročnost na výpočtový čas příliš nepoužívá, své využití nachází ve zkoumání dynamické odezvy a aktivního tlumení. [5]

V praxi se lze setkat s komerčními řešiči, které v sobě mají zabudované výše popsané postupy. Mezi takové softwary patří MSC Nastran, ZONA 51, ZAERO, FOI, Edge nebo CFD.

Po předběžném početním určení kritické rychlosti f . přichází na řadu pozemní frekvenční zkoušky a testování modelu v aerodynamickém tunelu a získané údaje se porovnávají. Zpočátku se testují tuhé modely nosných ploch pro upřesnění parametrů do výpočtů f . analýzy, později dynamicky podobné poddajné modely, na kterých se provádí pozemní frekvenční zkoušky. Na základě získaných dat se postaví prototyp, na kterém se pro jejich zpřesnění opakují pozemní zkoušky, a znovu se provedou potřebné výpočty.



Obrázek 8 V-d diagram [9]



Obrázek 9 V-f diagram [9]

Pro soustavu s konstrukčním tlumením lze použít V-g metodu B. Smilga a L. Wassermana [1]

Na obr. 8 a obr. 9 je příklad V-g-f diagramů z pozemních frekvenčních zkoušek. V značí rychlost; ta je v obou grafech na vodorovné ose, v jednotkách km/h. Na svislých osách je v prvním případě tlumení d (případně g) a v druhém frekvence f v Hz. Z diagramů je poznat, které módy spolu interagují a v jaké rychlosti nastane f .

Na závěr se po testech v aerodynamickém tunelu při vlastních letových zkouškách potvrzuje odolnost konstrukce vůči nežádoucím aerodynamickým jevům. Odolnost konstrukce letounu proti vzniku f . je požadováno prokázat v celém rozsahu letových hmotností a ve všech výškách letu až do 1,2násobku maximální konstrukční rychlosti. [1]

3.5 Nápravná opatření

Kritickou rychlost f . může navýšit vhodný návrh konstrukčních úprav letounu. Jedním z nejúčinnějších postupů je zvýšení tuhosti konstrukce. Podle analytických výsledků je při zvýšení pouze torzní tuhosti rychlost vzniku f . významně navýšena, zatímco při zvýšení samotné ohybové tuhosti k výraznějšímu rozdílu nedojde nebo se kritická rychlost dokonce sníží. Žádoucí je vhodně navýšit současně torzní i ohybovou tuhost konstrukce.

Protože zvýšení tuhosti je spojené se zvětšením rozměrů nosných ploch, vede zpravidla k nežádoucímu zvýšení její hmotnosti. Proto je snaha tuhost upravovat nejprve pouze úpravou tvaru a uspořádání konstrukce nebo změnou materiálu. [1]

Obdobně se dá rychlost f . kormidel zvětšit navýšením tuhosti řízení (táhel, uchycení do trupu). [3]

Nesporné výhody mechanických vlastností mají kompozitní konstrukce. Vláknovou výztuž lze při výrobě orientovat prakticky libovolným směrem, čímž je spolu s volbou materiálu možné upravovat vlastnosti chování materiálu.

Vedle vnitřních úprav letounu má na rychlost f . vliv i jeho vnější uspořádání. S větším zúžením nosné plochy kritická rychlost třepetání narůstá, protože s menšími místními hloubkami profilu klesá aerodynamické zatížení nosné plochy. Vůči f . jsou proto odolnější hluboké profily a křídla s menší štíhlostí.

Šípovitost nosných ploch hraje také významnou roli. S větším úhlem šípovitosti narůstá při zachování ostatních parametrů i rychlost f .

Dále je žádoucí, aby byla vzdálenost těžištní a elastické osy co nejmenší. Tento faktor se ovlivňuje vhodným umístěním vyvažovacích plošek, kdy je nejvhodnějším umístěním poloha nejbližší kmitny. U reálných konstrukcí se běžně vyskytuje těžištní osa za elastickou. [1] Z důvodu idealizace její polohy se všechna břemena na křídlech (motorové gondoly, přídavné nádrže, ...) dávají co nejvíce dopředu. [3]

Hmotnostní vyvážení kormidel je důležité především u letounů s přímým řízením. Pokud není z nějakého důvodu možné řídicí plochy vyvážit hmotnostně, lze použít méně účinné aerodynamické vyvážení.

V případě, kdy nelze nebo není vhodné použít žádný z výše uvedených způsobů, existuje možnost na konstrukci přidělat f . tlumiče, které předchází f . řídicích ploch. [10]

S rozvojem elektronických technologií se rozvíjí možnost aktivního ovlivňování aeroelastických vlastností letounu. Jsou využívány klapky na odtokových nebo náběžných hranách nosných ploch, na křídla a ocasní plochy se umísťují snímače se zpětnovazebním zpracováním signálu, které regulují polohu klapek, zajišťujících dodatečné tlumicí účinky.

4. Rozbor případů výskytu flutteru na letecké konstrukci

V práci je zpracováno 119 nehod a incidentů, kdy se na letounu projevil f., abecedně seřazených v příloze 1. Podstatné informace vzhledem k povaze zadání práce, jsou v tabulce přehledně seřazené.

Základním identifikačním údajem každé nehody je typ letounu, jeho výrobce a kategorie, datum a místo nehody, případně incidentu s projevem f.

Mezi důležité údaje patří výskyt f. na konstrukci, tedy na křídle, nebo ocasní ploše, na pevné ploše, kormidle, nebo vyvažovacích ploškách. S tím souvisí informace o konstrukci letounu, konkrétně pak o uspořádání a typu plochy, na níž se f. vyskytl.

Neméně důležitým ukazatelem je rychlost letu, v níž došlo k f. Pro použitelné porovnání rychlostí ve statistice jsou rychlosti také přepočítány na TAS.

V několika případech se podařilo získat data o frekvenci f. a párovaných módech.

Dalším ze sledovaných údajů je účel letu a pravděpodobná příčina vzniku f. na konstrukci. Je rozlišeno, jestli došlo k nehodě na zcertifikovaném letounu, nebo na prototypu a co vedlo k tomu, že byla dosažena kritická rychlost f.

Další část práce se věnuje materiálu, z jakého jsou letadla ve statistickém vzorku vyrobena.

V tabulce přílohy 1 jsou tato a několik dalších kritérií stručně vypsána. Každý případ ze zmíněných nehod a incidentů je pak podrobněji s okolnostmi události podrobněji popsán v dalších přílohách.

Následuje rozbor statistického vzorku, v němž jsou zohledněny pouze případy, u nichž je potvrzené, že šlo skutečně o výskyt f. Nehody a incidenty označené „*“ v prvním sloupci tabulky v příloze 1 nejsou uvažovány.

4.1 Analýza statistického vzorku podle typu flutteru

Z údajů uvedených v příloze 1 je v grafu (obr. 10) proveden rozbor případů výskytu f. podle typu přítomného f.

Je vidět, že převažuje výskyt potenciálního f. Tento typ je nejrozšířenější a lze ho nejnáze vyvolat. Z potenciálních f. se ve statistickém vzorku objevuje nejčastěji f. kormidel, ať už křídlelek, výškového, nebo směrového kormidla. Plochy kormidel jsou tenké a málo tuhé, volně upevněné ke zbytku nosné plochy. Je třeba je důkladně vyvážit.

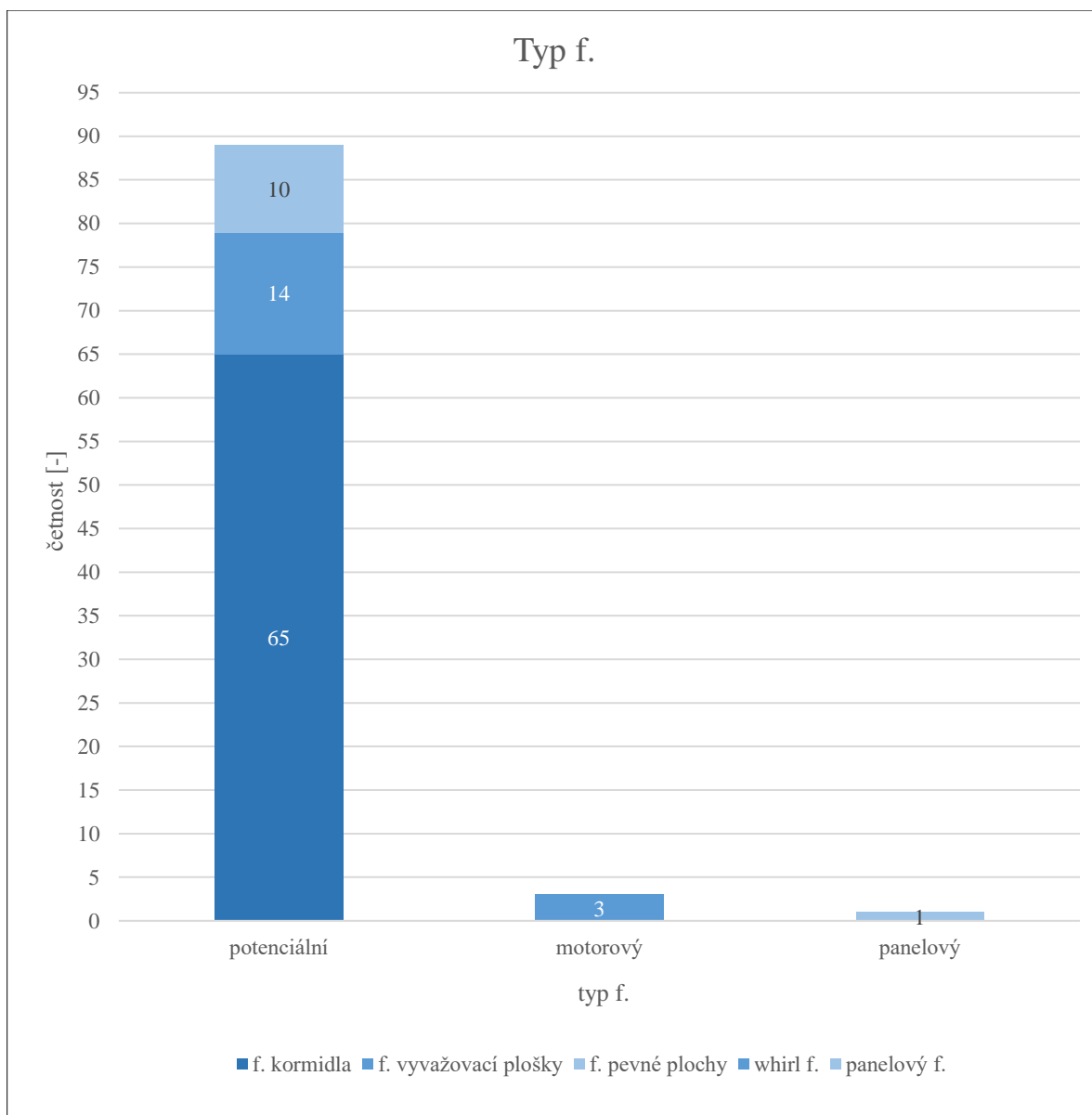
Nesprávné hmotnostní vyvážení souvisí s méně častým třepetáním trimovacích plošek. V mnoha případech výskytu ve statistickém vzorku k f. došlo kvůli jejich nedostatečně pevnému upevnění ke kormidlu.

Méně často se objevuje f. pevné plochy. K tomuto jevu dojde, když je nedostatečně pevná a některý její mód interaguje s módem řídicí plochy. Mnohdy však vznikne příčina na méně tuhé části konstrukce.

Protože většina běžně používaných letounů se pohybuje v subsonických rychlostech, je ve statistice zpracován jen jeden případ výskytu panelového f. Přesto je známých více nehod a incidentů způsobených panelovým třepetáním, které v této práci nejsou zmíněné.

Motorový f. se také vyskytuje vcelku zřídka. V případě výskytu whirl f. záleží na pohonu letounu, proto se s ním nelze setkat napříč všemi kategoriemi letadel. Dohledané nehody modelu Lockheed L-188 Electra byly způsobené počátkem objevení tohoto problému, později už nebyl neznámý postup, jak whirl f. předejít. Konkrétní nehody blade f. nebyly dohledány.

Buffeting se ve statistickém vzorku neobjevuje vůbec. Tento jev není sám o sobě destruktivní, proto neexistuje příliš mnoho nehod, které by způsobil.



Obrázek 10 Nehodovost podle typu flutteru

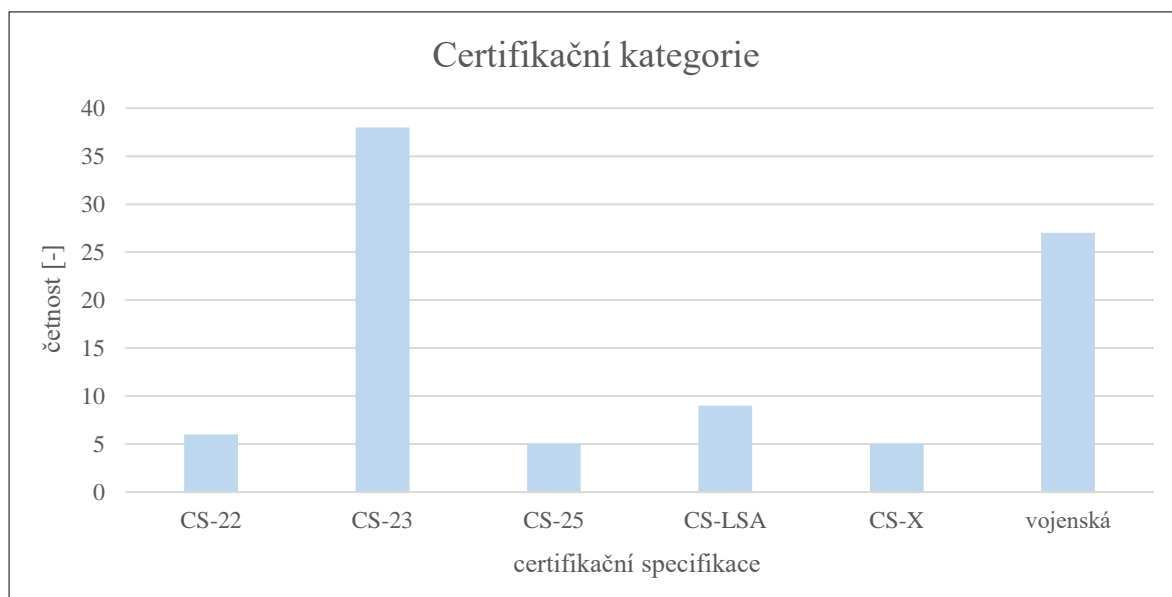
Vzhledem k nepoměru četnosti výskytu typů f. je další rozbor věnován pouze potenciálnímu f.

4.2 Analýza statistického vzorku podle kategorie letounu

V dalším rozboru jsou případy výskytu f. děleny podle kategorie letadel. (obr. 11)

Nejrizikovější se zdá být certifikační kategorie CS-23, kam spadají letouny normální, cvičné, akrobatické a pro sběrnou dopravu v uspořádání s devíti nebo méně sedadly mimo sedadla pilotů, se schválenou maximální vzletovou hmotností 5 670 kg nebo nižší, a vrtulové dvoumotorové letouny pro sběrnou dopravu v uspořádání s devatenácti nebo méně sedadly mimo sedadel pilotů, se schválenou maximální vzletovou hmotností 8 618 kg nebo nižší. [11]

Druhou nejrizikovější kategorií jsou vojenské letouny. Většina nehod je způsobena požadavky na technický pokrok během světových válek. Výrobci byli nuceni do konstrukce letadel provozovaných ve stále vyšších rychlostech, v tu dobu ještě neozkoušených. Také byl tlak na ekonomickou stránku výroby a snažilo se šetřit na materiálech.



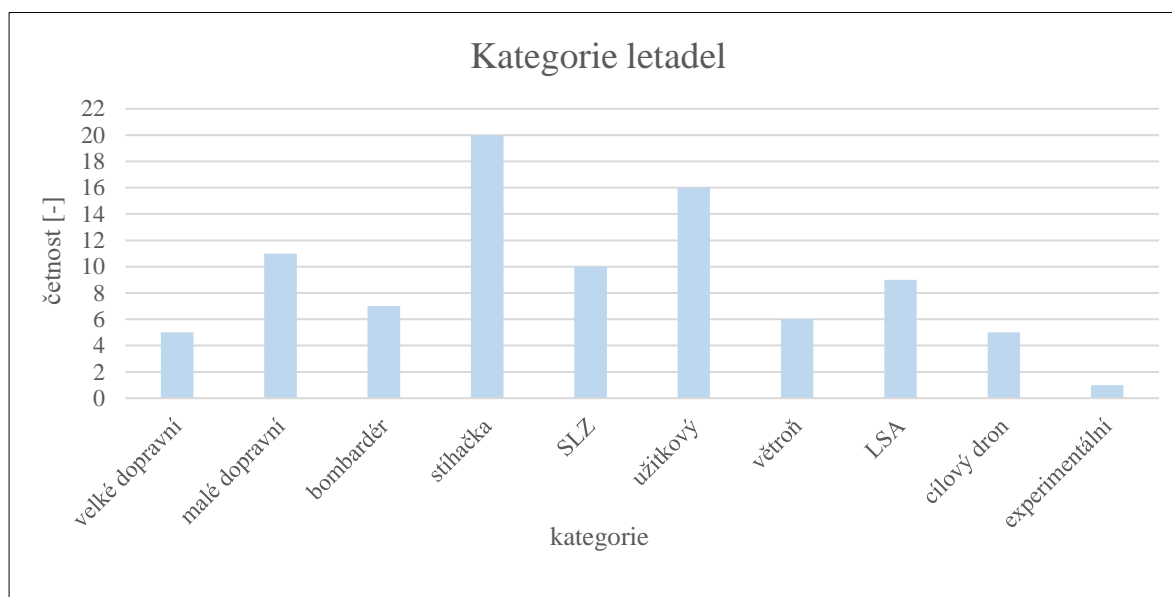
Obrázek 11 Nehodovost podle certifikační kategorie letounu

Třetí nejčastější výskyt f. ve statistickém vzorku je v certifikační specifikaci LSA. Mezi těchto 9 dohledaných nehod a incidentů patří většinou doma postavené letouny ze zakoupené sady nebo nekvalifikovaně upravené stroje.

Ačkoli velké dopravní letouny se zdají být bezpečné, f. nastal v několika případech i v kategorii CS-25.

K několika nehodám došlo na větroních (CS-22). Ty jsou rizikové, protože je požadovaná určitá pružnost konstrukce, mají velká rozpětí a malou štíhlost křídel.

V kategorii CS-X jsou zahrnuty nehody bezpilotních cílových dronů.



Obrázek 12 Nehodovost podle kategorie letounu

Podrobnější rozlišení kategorií letadel je na obr. 12. Z nejvíce nehodové, CS-23, je vidět, že s problémy s f. se potýkaly především užitkové a malé dopravní letouny. K tomu může přispívat jejich časté komerční využití.

Do této certifikační skupiny patří ještě sportovní letouny (SLZ). Jejich nehodovost byla často způsobena během letů se soukromým účelem. Protože jsou konstruovány i

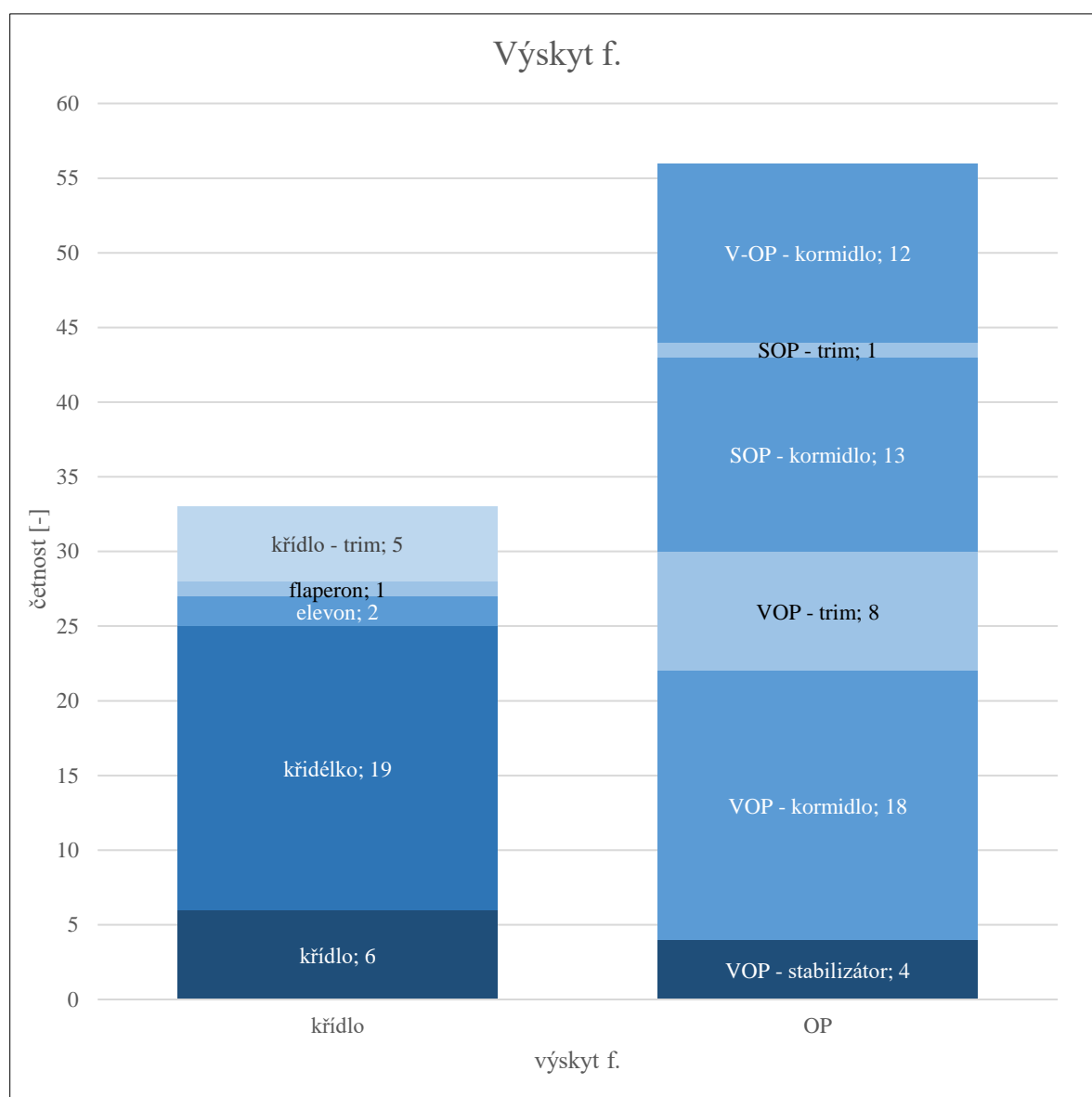
na cvičné a akrobatické využití, měly by vydržet náročnější podmínky letu než dopravní. Jejich nehodovost je způsobena především nepřiměřeným pilotováním.

Poměrně závažným problémem jsou nehody doma postavených LSA. Majitelé si je často sami doupravují a neberou ohledy na požadavky výrobců nezbytné kontroly letuschopnosti.

V rámci vojenských letadel je počet nehod stíhaček kvůli rychlosti letu pochopitelně vyšší než těžkých bombardérů. Několik případů f. se objevilo i na bezpilotních cílových dronech, a to ve vysokých rychlostech.

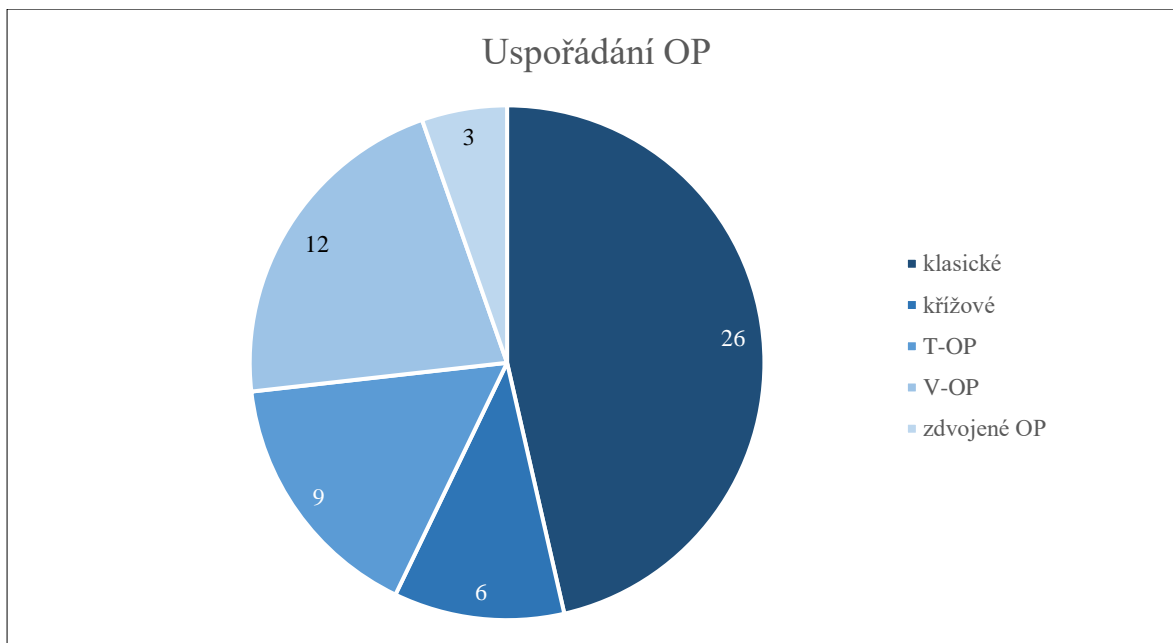
4.3 Analýza statistického vzorku podle konstrukčního uspořádání

Výskytem f. z hlediska konstrukčního uspořádání se zabývá obr. 13, podrobněji pak třepetáním na ocasních plochách obr. 14 a na křídlech obr. 15 a 16.



Obrázek 13 Nehodovost podle konstrukčního uspořádání

Podle uspořádání konstrukce nastává v 63 % případů f. ocasních ploch. Více než dvakrát častěji pak na vodorovných než na svislých ocasních plochách. Poměrně problematickým se zdá i uspořádání ocasních ploch do V.



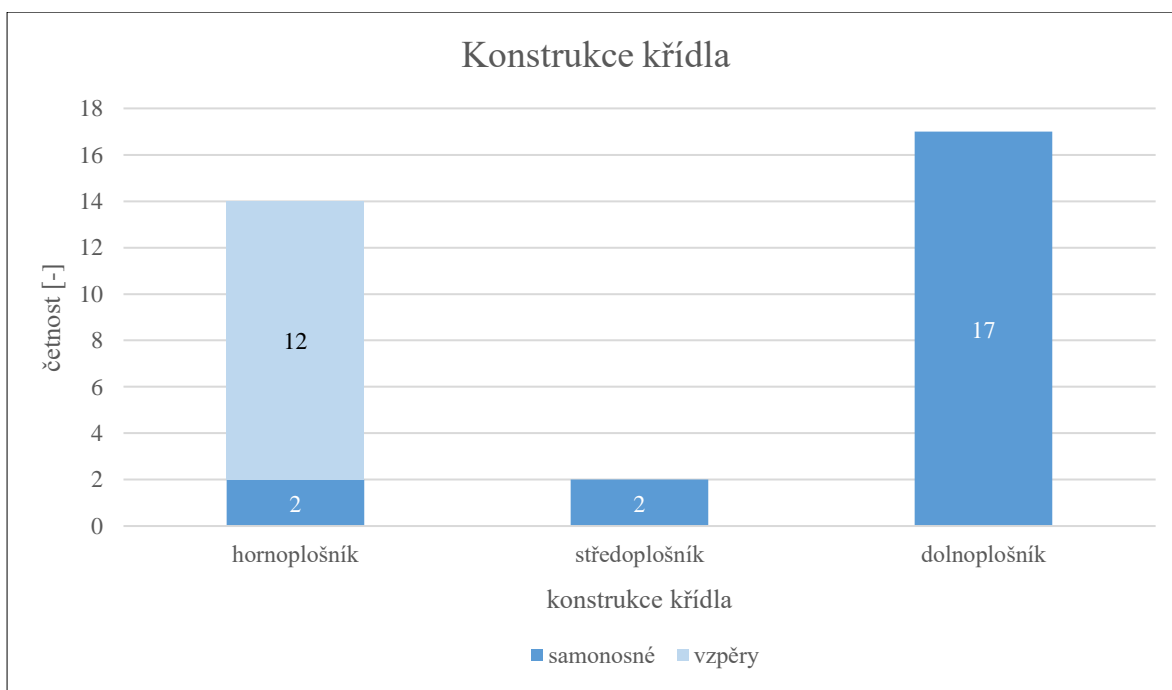
Obrázek 14 Nehodovost podle uspořádání OP

Jak je vidět na obr. 14, z hlediska uspořádání ocasních ploch se vyskytlo nejvíce nehod na klasické konstrukci. Ta je také nejpoužívanější.

Nestabilní je kvůli rozložení hmotnosti T-uspořádání, používané na větroních, některých stíhačkách a bombardérech ze vzorku.

Ocasní plochy do V jsou v takovém zastoupení především kvůli výskytu f. na Bonanzách. Tím, že nastalo více podobných incidentů, na které mezi sebou zdroje odkazují, může tento ukazatel zkreslovat skutečnost.

Výskyt f. na křídle podrobněji popisuje obr. 15. Problematictějšími jsou pochopitelně samonosné jednoplošné konstrukce, protože vzpěry pomáhají zvýšit torzní tuhost křídla. Selhání křídel víceplošníků se ve vzorku nehod a incidentů neobjevuje.

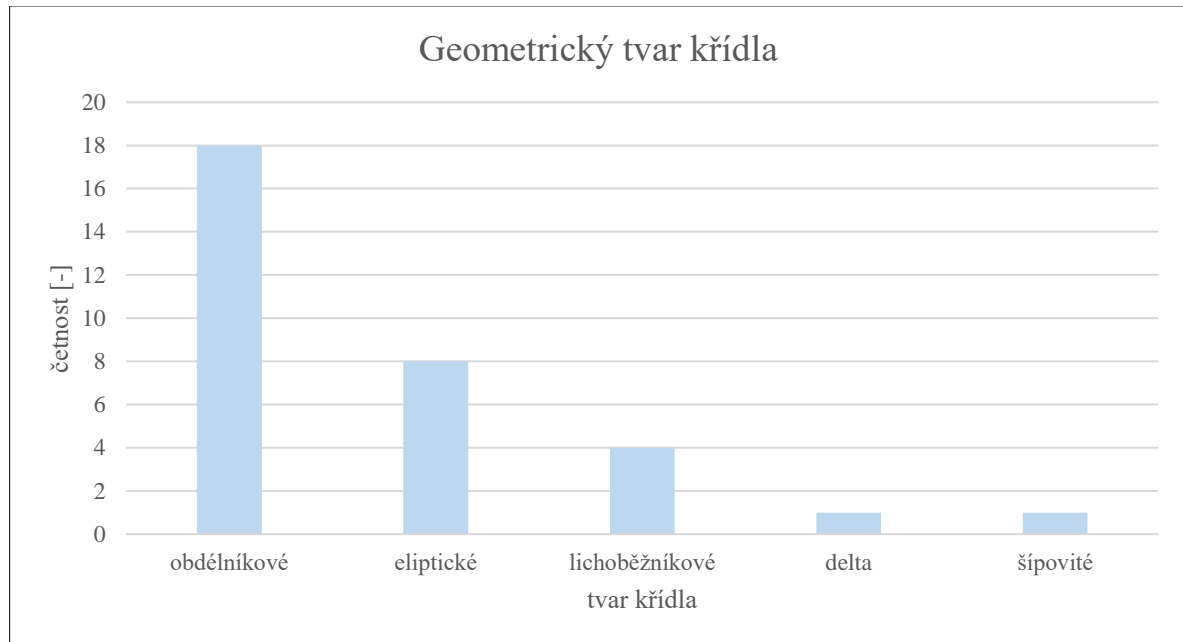


Obrázek 15 Nehodovost podle konstrukce křídla

Nejrizikovějším uspořádáním vzhledem k výskytu f. se zdají být dolnoplošníky, následované vzpěrovými hornoplošnými konstrukcemi. Vzpěry by naopak měly zvýšit tuhost konstrukce.

Podle tvaru křídla jsou případy nehod rozlišeny na obr. 16, podle kterého převažuje nehodovost letadel s obdélníkovou geometrií. Tvar obdélníku je u konstrukce křídla častý.

Zajímavým poznatkem je i nehodovost letounů se šípovitými a delta křídly. Ty by měly odolávat vyšším rychlostem než letouny s přímými křídly, ale jak je vidět v rozboru statistického vzorku, k f. došlo v obou případech na letounech bez řádné certifikace.



Obrázek 16 Nehodovost podle geometrie křídla

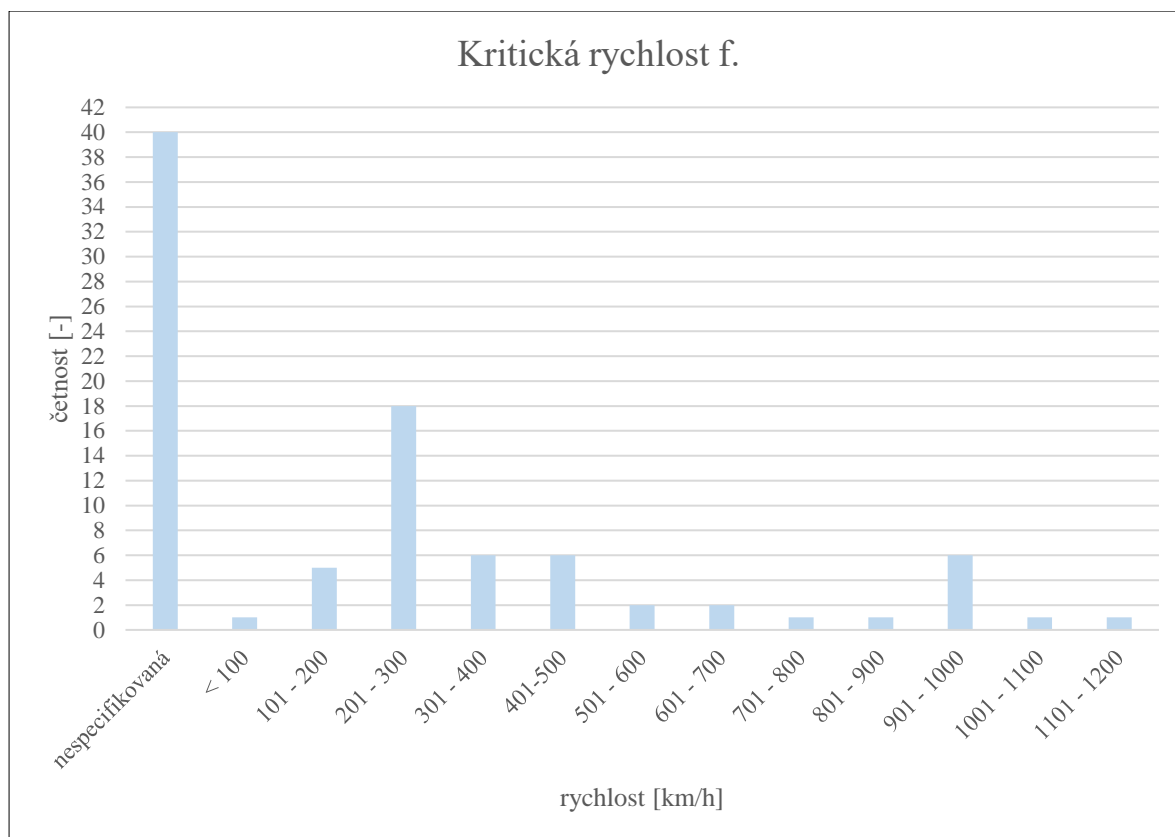
4.4 Analýza statistického vzorku podle rychlosti flutteru

Zpravidla je riziko vzniku f. větší s rostoucí rychlostí, ačkoli žádný letový režim není naprosto odolný. Jak je vidět na obr. 17, třepetání se může vyskytnout i při rychlostech nižších než 100 km/h. [6]

Po převedení všech dohledaných rychlostí na EAS je nejkritičtějším rychlostním intervalem 201 – 300 km/h. K tomuto závěru dopomáhá skutečnost, že v zaznamenaných nehodách a incidentech převládají letouny kategorie CS-23, které mají horní limity rychlostí právě v tomto intervalu. V několika případech výskytu třepetání na jiných kategoriích letadel, s vyšší cestovní rychlostí, došlo k pochybení během údržby, a proto byla kritická rychlost f. snížena.

U zaznamenaných starších nehod jsou také nižší rychlosti, protože ještě nebyl objeven způsob, jak překonat rychlost zvuku. Standardně nebylo možné létat takovými rychlostmi, jakých je běžné dosahovat v dnešní době. Proto většina nehod nastala v podzvukové oblasti.

K dvěma nehodám stíhacích letounů došlo prokazatelně v transsonické oblasti. Nadzvuková letadla mají zpravidla odlišnou geometrii nosných ploch. Tady je uplatněn vliv šípovitosti na rozložení působících sil.



Obrázek 17 Nehodovost podle rychlosti letu

4.5 Analýza statistického vzorku podle druhu letu

Kolik případů f. se objevilo na zcertifikovaných letadlech v porovnání s prototypy a letadly bez certifikace během letových zkoušek, zobrazuje obr. 18.

Nehody způsobené během vysokorychlostních zkoušek nebo testů f. odolnosti jsou pochopitelné. Těmi se výrobce teprve snaží dokázat, že vypočtená rychlost f. odpovídá skutečné hodnotě. Naopak u zcertifikovaných letounů by k f. docházet nemělo.

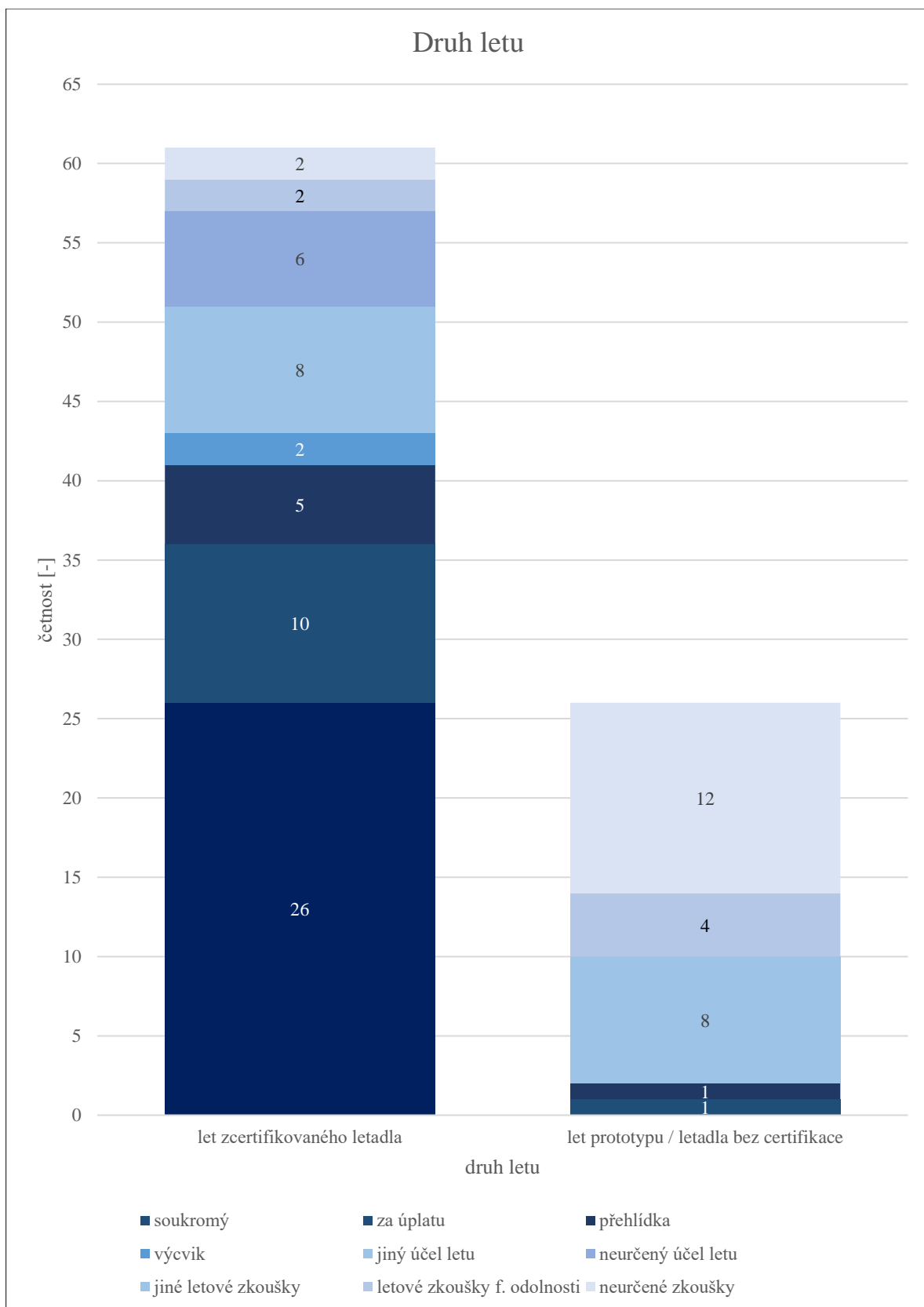
Nejčastější nehodovost je v případě letů soukromého účelu, kdy letadla často patří pilotovi, a ten sám zodpovídá za plnění požadavků na provoz a údržbu stroje. Do rizikové kategorie patří také cvičné a akrobatické letouny.

K nehodám komerčních letounů došlo ve vybraných případech při převozu osob nebo nákladu. Pilot často zanedbal předletovou prohlídku stroje nebo jeho celkovou údržbu. Maximální povolené hmotnostní limity byly vždy dodrženy.

Za nehody způsobené během leteckých vystoupení a přehlídek ve většině případů mohly nepřiměřené a neozkoušené konstrukční úpravy.

Do kategorie „jiný účel letu“ patří nasazení v boji nebo letecké závody.

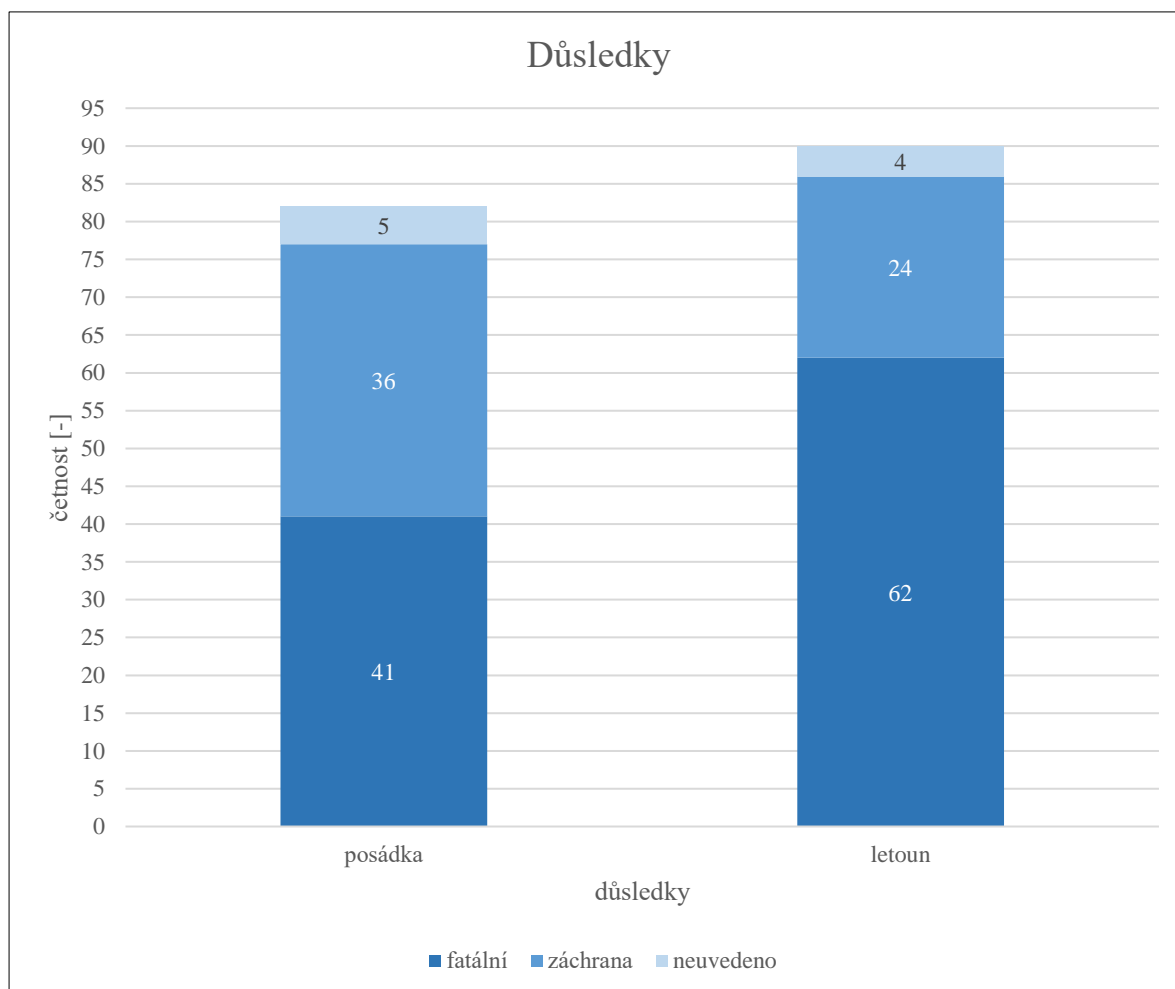
U 6 nehod a incidentů nebyl dohledán účel letu.



Obrázek 18 Nehodovost podle druhu letu

4.6 Analýza statistického vzorku podle důsledků

Obr. 19 ukazuje, v kolika případech nehod a incidentů došlo k úmrtí osob na palubě letadla, nebo naopak k záchraně, ať už skokem na padáku, nebo při nouzovém přistání, a v kolika případech výskytu f. došlo ke zničení letounu, nebo pouze k jeho poškození.



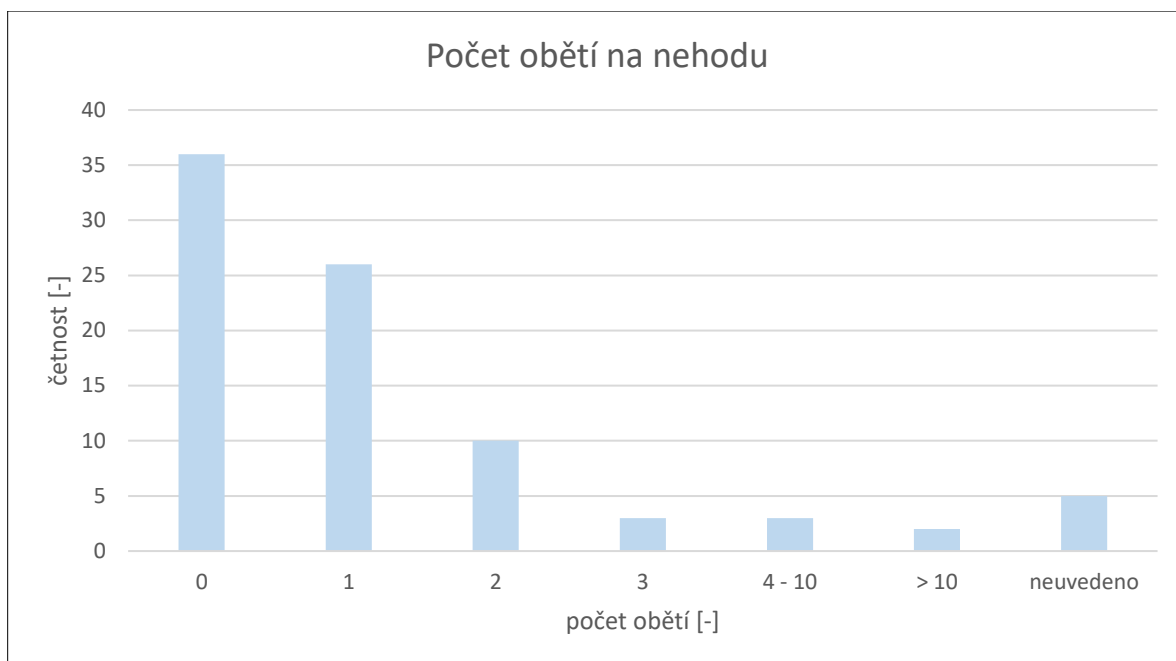
Obrázek 19 Nehodovost podle důsledků výskytu f.

Pochopitelně je vzhledem k možnosti záchrany skokem na padáku více zachráněných osob než letounů. V grafu jsou zahrnuty i nehody bezpilotních cílových dronů.

Protože k ulomení části konstrukce může dojít již během zlomku sekundy po překročení meze stability, je podstatně více zničených letounů než pouze poškozených, kdy pilot stihl včas zareagovat.

Počet zesnulých na nehodu je zaznamenán na obr. 20. Ve 47 % případů se známým důsledkem pro pasažéry došlo k záchraně všech osob na palubě letounu. Ze záznamů, kdy došlo k úmrtí alespoň jednoho člena posádky, ve většině případů zahynul pilot sám nebo společně s jedním spolucestujícím. Jedná se o nehody během letů se soukromými účely nebo zkušebních letů. V průběhu testů došlo několikrát i k úhynu dalších inženýrů a jiných povolání osob na palubě společně s pilotem.

Pouze u letů za úplatu dopravních letounů došlo k úmrtí více než 4 osob na palubě. Do kategorie s více než 10 zesnulými patří událost air show v Renu, kdy zahynulo kromě pilota i několik diváků, a nehoda charterového letu Convairu CV-580.



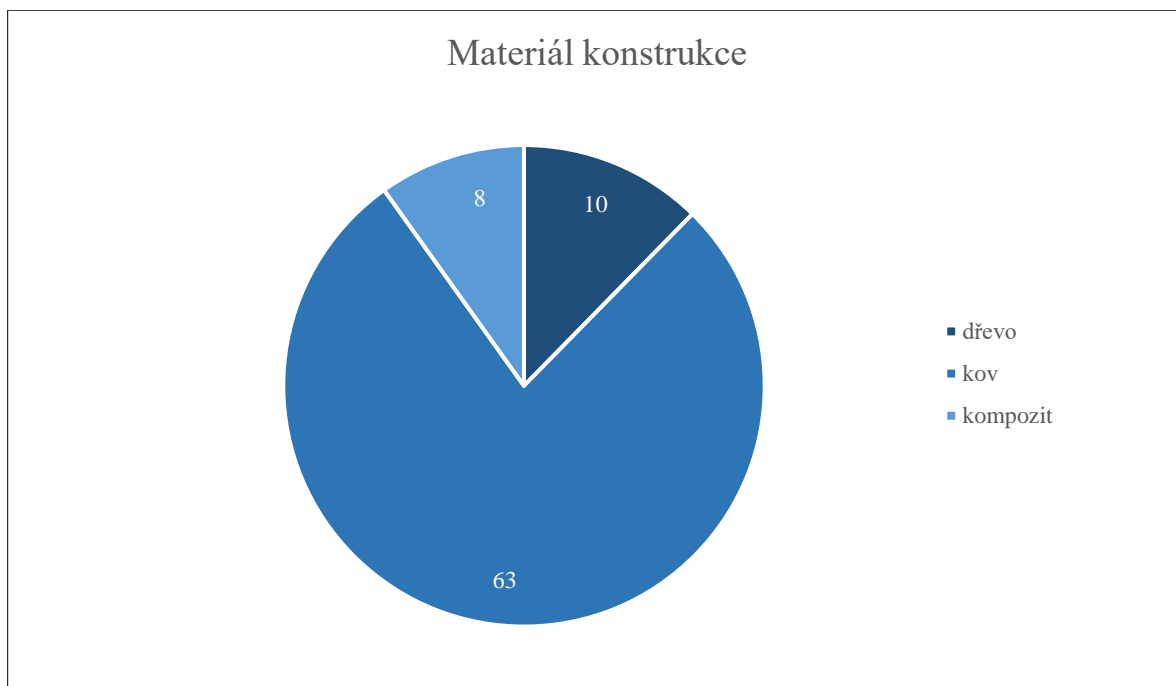
Obrázek 20 Nehodovost podle počtu obětí

4.7 Analýza statistického vzorku podle materiálu konstrukce

Jak je vidět z grafu na obr. 21, f. se může vyskytnout jak na dřevěných, tak na kovových i kompozitových konstrukcích.

Z hlediska dostupnosti a ceny kovové konstrukce je právě ta upřednostňovaná a lze se s ní setkat nejčastěji. Proto má takové zastoupení v uvedeném statistickém vzorku.

Dřevěné konstrukce měly problémy s třepetáním v první polovině 20. století, kdy bylo používání tohoto materiálu běžné. Tři nehody dřevěné konstrukce nastaly na větronicích.



Obrázek 21 Nehodovost podle materiálu konstrukce

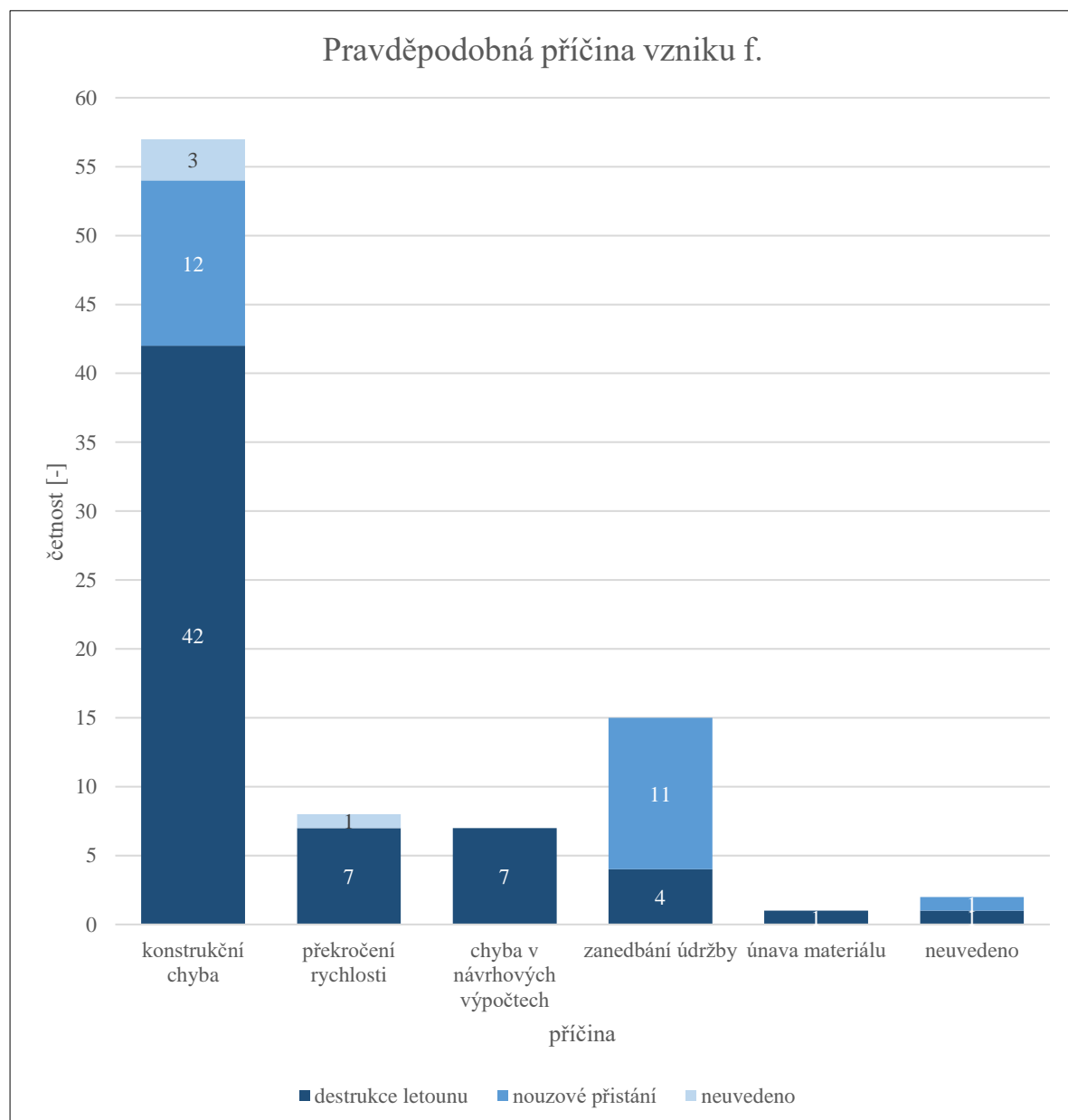
S rozvojem kompozitových konstrukcí se koncem minulého století objevily i jejich první nehody způsobené f.; většina ze zaznamenaných případů nastala až v posledních

20 letech. Z kompozitu jsou vyráběné sportovní letouny, větroně a některé sady na sestavení doma.

Výroba kompozitových konstrukcí umožňuje nové, lepší pevnostní parametry. Je možné volit ze široké škály materiálů a při kladení jednotlivých vrstev vláken lze podle potřeby upravovat jejich orientaci. Avšak existuje nebezpečí nevhodného a nerovnoměrného vyvážení celé vyrobené části. Kompozitové konstrukce je potřeba vyvážit; většina nehod ze statistického vzorku byla způsobena právě nedostatečným vyvážením řídicích ploch.

4.8 Analýza statistického vzorku podle pravděpodobné příčiny vzniku flutteru

V dělení nehodovosti podle příčiny vzniku f. vede statistiku konstrukční pochybení. (obr. 22)



Obrázek 22 Nehodovost podle příčiny vzniku f.

Konstrukční chyba mohla za většinu nehod během zkušebních letů. Patří sem potíže spojené s nedostatečným vyvážením kormidel, s konstrukcí málo tuhých křídel a ocasních ploch, nedostatečně pevné spojovací materiály nebo v některých případech rozhodnutí vlastníka o nepovolené úpravě konstrukce.

Druhou nejčastější příčinou výskytu třepetání na konstrukci letounu je zanedbání údržby. Jedná se jak o nedbalost pilota, případně vlastníka, tak o nesprávné počínání servisního technika. Mezi nehody způsobené právě touto příčinou patří často nevyvážení kormidel po jejich přebarvení, dále použití jiných než originálních náhradních dílů, delší než předepsané intervaly technických prohlídek a nedostatečné napnutí lanek kormidel.

Dalším kritickým parametrem je překročení maximální rychlosti, ačkoli kritická rychlost f by neměla být nižší než 1,2násobek konstrukčního limitu. K překročení rychlosti došlo výhradně během letů se soukromými účely nebo během leteckého závodu.

Pokud došlo k překročení maximální rychlosti na nevhodně upravené konstrukci, je příčina řazena do konstrukčního pochybení.

V sedmi případech byla způsobena chyba ve výpočtech. Pak došlo k výrobě nevhodné konstrukce a f se objevil za nižších než předpokládaných rychlostí.

U nehody Fokkeru F-10 došlo v průběhu času k navlhnutí lepidla na konstrukci, což ji celou oslabilo.

Ve statistickém vzorku převládá pochybení na straně výrobce, případně konstruktéra, avšak není zanedbatelná ani četnost výskytu chyby na straně pilota nebo provozovatele letounu.

5 Závěr

V úvodu a teoretické části práce je blíže přiblížena problematika aeroelasticity a podrobněji pak samotný f. Praktická část zpracovává tabulku 119 nehod a incidentů, kde bylo na konstrukci zaznamenáno třepetání, a analyzuje případy podle různých kritérií; podrobněji se věnuje potenciálnímu f.

Vzhledem k rozboru se typem nejnáchylnějším k třepetání jeví letouny certifikační kategorie CS-23 s klasickým uspořádáním ocasních ploch, provozované při soukromých účelech v rychlostech 201 – 300 km/h, které nemají dostatečně vyvážená kormidla.

V 73 % ze zpracovaných nehod a incidentů došlo právě k f. řídicí plochy, ve většině případů kvůli nedostatečnému hmotnostnímu vyvážení. V dalších 16 % případů se objevil f. trimovací plošky. Z toho plyne, že je třeba nepodceňovat požadavky na vyvážení kormidel.

Další kritickou kategorií jsou stíhačky, především kvůli rozvoji techniky a náročným požadavkům během světových válek. Avšak třepetání nemine žádnou kategorii letadel. Ani nosné plochy s geometrií umožňující let nadzvukovou rychlostí se při nedostatečně tuhé konstrukci nevyhnou nebezpečnému kmitání. Když nejde o potenciální f., může na supersonických letadlech nastat panelový f.

Na použitém materiálu konstrukce nezáleží, pokud je výroba provedena dle daných postupů z dostatečně pevných materiálů a letoun je následně provozován v přiměřených mezích.

Provedený rozbor může být zkreslen záběrem nalezených nehod a incidentů; několikrát se opakuje výskyt f. na stejném modelu nebo na letounech od jednoho výrobce. Také práce vychází z volně dostupných databází zpráv o leteckých nehodách, které některé státy neposkytují.

V analýze není zahrnuta 1/5 případů výskytu třepetání, poněvadž nebyl dohledán dostatečně věrohodný zdroj. Jedná se o ústní sdělení bez provedení patřičného vyšetřování odolnosti vůči f. Tato část vzorku by neměla výrazně ovlivnit provedenou analýzu.

Seznam použité literatury

- [1] DANĚK, Vladimír. *Aeroelasticita*, skripta. Brno: Ediční středisko VUT Brno, 1987.
- [2] *ScienceDirect* [online]. ScienceDirect, © 2021. [vid. 3. 3. 2021]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/aeroelasticity>
- [3] KELLER a kol. *Učebnice pilota 2013*. Cheb: Svět křídel, 2013. ISBN – 978-80-87567-26-5.
- [4] MRAVINÁČ, Jan. *Analýza motorového flutteru*. Diplomová práce. ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky. Praha, 2019.
- [5] KRATOCHVÍL, A. Podklady pro cvičení z předmětu Aeroelasticita. ČVUT v Praze, Fakulta Strojní, Ústav letadlové techniky. Praha, 2020.
- [6] KEHOE, Michael W. *A Historical Overview of Flight Flutter Testing*. N96-14084. NASA Technical Memorandum, 1995.
- [7] BAKER, Dorenda D. *FAR23*. 23.629-1B. 2004.
- [8] THOMASSON, William. *Flutter: History, Theory and Simulations*. Bachelor of Engineering Thesis. The University of Queensland, 2016
- [9] stav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod. Závěrečná zpráva o odborném zjišťování příčin letecké nehody SLZ typu UFM 13 Lambada, poz. značky OK-NUA 09 dne 21.3.2009 [online]. Č. j.: CZ 09-046. Praha, 2009. Diagram tlumení a frekvencí UFM 13 Lambada – LSA. Dostupné <https://uzpln.cz/pdf/ShZ4pf8a.pdf>
- [10] RAMSY. *NASA Aeroelastic Handbook*. NASA/TO-2006-212490/VOL2/PART2, 2006.
- [11] Evropská agentura pro bezpečnost letectví. *Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu CS-23* [online]. [vid. 1. 6. 2021]. Dostupné z: https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/CS-23_konsolidovane_Amdt_3_CZ.pdf?cb=04a722a427133d538e39f953aa0cf5ab
- [12] Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod. *Závěrečná zpráva o odborném zjišťování příčin letecké nehody UL letounu AL600 JASMINE, pozn. značky OK-UUL23, dne 1. 4. 2017 cca 500 m N obce Dub* [online]. CZ-17-0164. Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod, 2017. [vid. 4. 5. 2021]. Dostupné z: <https://uzpln.cz/pdf/20171113113844.pdf>
- [13] AL600 Jasmine / OK-UUL 23. In: *Gonzo* [online]. SABO, Ivan, 2017. [vid. 8. 6. 2021]. Dostupné z: <https://www.gonzoaviation.com/clanok/al600-jasmine-ok-uul-23-sa-rozpadol-vo-vzduchu>
- [14] *Aviation Safety Network, an exclusive service of Flight Safety Foundation* [online]. Aviation Safety Network, © 1996 – 2021. [vid. 4. 6. 2021]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/wikibase/39193>
- [15] MESTROVIC, Eddy. Avid Amphibian-Catalina [fotografie]. *Airliners* [online]. Dostupné z: <https://www.airliners.net/photo/Avid-Amphibian-Catalina/2729755/L?sid=210ba4aa5f6caf7af4b40f46a28fd5f5>
- [16] VOGT, Carl W. *National Recommendation* [online]. A-93-40. National Transportation Safety Board, 1993. [vid. 2. 5. 2021]. Dostupné z: https://www.nts.gov/safety/safety-recs/RecLetters/A93_40_41.pdf#search=flutter
- [17] *CHI97LA119* [online]. Vintage Bonanza. [vid. 2. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.vintagebonanza.com/CHI97LA119.htm>
- [18] *ATL96LA132* [online]. Vintage Bonanza. [vid. 2. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.vintagebonanza.com/ATL96LA132.htm>

- [19] *ATL97LA027* [online]. Vintage Bonanza. [vid. 2. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.vintagebonanza.com/ATL97LA027.htm>
- [20] *FTW93LA236* [online]. Vintage Bonanza. [vid. 2. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.vintagebonanza.com/FTW93LA236.htm>
- [21] *CHI98LA125* [online]. Vintage Bonanza. [vid. 2. 5. 2021]. dostupné z: <https://www.vintagebonanza.com/CHI98LA125.htm>
- [22] Federal Aviation Administration. *Part 23 – Small Airplane Certification Process Study* [online]. OK-09-3468. Federal Aviation Administration, 2009. [vid. 4. 6. 2021]. Dostupné z: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/air/directorates_field/small_airplanes/media/CPS_Part_23.pdf
- [23] *CHI97IA122* [online]. Vintage Bonanza. [vid. 2. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.vintagebonanza.com/CHI97IA122.htm>
- [24] Beechcraft Bonanza. In: Wikipedia, The Free Encyclopedia [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 24. května 2021 v 09:06. [vid. 5. 6. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Bonanza
- [25] Original Beech Model 35 during test flights (June, 1946). In: *Vintage Bonanza* [online]. [vid. 2. 5. 2021]. Dostupné z: <http://www.vintagebonanza.com/>
- [26] Blackburn B-20. In: *Wikipedie, Otevřená encyklopedie* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 3. listopadu 2019 v 18:32. [vid. 27. 4. 2021]. Česká verze. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Blackburn_B-20
- [27] PEARCE, William. Blackburn B-20 Experimental Flying Boat. In: *Old Machine Press* [online]. Old Machine Press, 2021. [vid. 27. 5. 2021]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2021/01/20/blackburn-b-20-experimental-flying-boat/>
- [28] The B-20 on the water looked a little ungainly with its hull extended. Note the access ladder between the hull and the fuselage. In: *Old Machine Press* [online]. Old Machine Press, 2021. [vid. 27. 5. 2021]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2021/01/20/blackburn-b-20-experimental-flying-boat/>
- [29] Australian Transport Safety Bureau. *Aviation Safety Investigation Report. Cessna Aircraft Company 402B, VH-BYN* [online]. 199805359. Australian Transport Safety Bureau, 1999. [vid. 1. 5. 2021]. Dostupné z: https://www.atsb.gov.au/publications/investigation_reports/1998/aair/aair199805359/
- [30] TANNER, Daniel. 23566 [fotografie]. *Airhistory* [online]. Dostupné z: <https://www.airhistory.net/photo/23566/VH-BYN>
- [31] ANDERSON, Orrin K. *Aviation Accident Final Report* [online]. SEA07LA055. National Transportation Safety Board, 2007. [vid. 4. 6. 2021]. Dostupné z: <https://app.nts.gov/pdfgenerator/ReportGeneratorFile.ashx?EventID=20070207X00148&AKey=1&RType=HTML&IType=LA>
- [32] A Cessna 421B Golden Eagle. *Aerospace, an Iteknowledgies International Site* [online]. Aerospace, 2010. [vid. 4. 6. 2021]. Dostupné z: <https://aerospaceblog.wordpress.com/2010/06/24/cessna-421/>
- [33] *Crash of a Cessna 441 Conquest II in Demopolis: 7 Killed* [online]. Bureau of Aircraft Accidents Archives. [vid. 8. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.baaa-acro.com/crash/crash-cessna-441-conquest-ii-demopolis-7-killed>
- [34] BAILEY, Kai. *Saffety Recommendation*. A-78-13 and 14. Washington, D. C.: National Transportation Safety Board, 1978.

- [35] DEL CORO, Tomás. N326RS 1983 Cessna 441Conquest II C-N 441-0326 - Ias Air [fotografie]. *Cessna 441 Conquest II* [online]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_441_Conquest_II
- [36] Australian Transport Safety Bureau. *Aviation Safety Investigation Report. Schempp-Hirth GmbH & Co. KG. Cirrus 75. 07 October 1995* [online]. 199503293. Australian Transport Safety Bureau, 1996. [vid. 1. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.atsb.gov.au/media/4933266/199503293.pdf>
- [37] GORATH, Thiemo. Standard Cirrus B-75 [fotografie]. *Schempp-Hirth Standard Cirrus* [online]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Schempp-Hirth_Standard_Cirrus
- [38] *CONVAIR's CALAMITY (part 1) THE CV880* [online]. HJG Message Boards. [vid. 27. 5. 2021]. Dostupné z: <https://tonymadgehjg.proboards.com/thread/770/convairs-calamity-1-cv880>
- [39] BOYNE, Walter J. Unfettered Turkeys: Airplanes That Never Should Have Flown. In: *HistoryNet* [online]. HistoryNet, 2008. [vid. 27. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.historynet.com/unfettered-turkeys.htm>
- [40] SDASM Archives. Convair 880 162-59 in flight 1959 [fotografie]. *Flickr* [online]. Dostupné z: <https://www.flickr.com/photos/sdasmarchives/22715668655/in/photostream/>
- [41] The Aircraft Accident Investigation Board/ Norway. *Report on the Convair 340/580 LnN-PAA Aircraft Accident North of Hirtshals, Denmark, on September 8, 1989* [online]. HAV 02/93. The Aircraft Accident Investigation Board/ Norway, 1993. [vid. 1. 6. 2021]. Dostupné z: https://reports.aviation-safety.net/1989/19890908-0_CVLT_LN-PAA.pdf
- [42] BENČÍK, Pavel. Convair CV-580 LN-PAA [fotografie]. *Aviation Safety Network* [online]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/photo/8960/Convair-CV-580-LN-PAA>
- [43] JOHNSON, E. R. The Airliner That Went to War. In: *HistoryNet* [online]. HistoryNet, 2007. [vid. 5. 6. 2021]. Dostupné z: <https://www.historynet.com/airliner-went-war.htm>
- [44] Curtiss C-46 Commando. In: *Wikipedie: otevřená encyklopedie* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 15. května 2021 v 10:45. [vid. 5. 6. 2021]. Česká verze. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Curtiss_C-46_Commando
- [45] CRUPI, Ray. Curtiss CW-20T (NX19436 c/n 101) [fotografie]. *1000aircraftphotos* [online]. Dostupné z: <http://1000aircraftphotos.com/Contributions/CrupiRay/9966.htm>
- [46] BISPLINGHOFF, Raymond L., ASHLEY, Holt, HALFMAN, Robert L. *Aeroelasticity*. New York, Dover Publications, Inc., 1983. ISBN-13:978-0-486-69189-3.
- [48] *ASN Wikibase Occurrence # 153451* [online]. Aviation Safety Network. [vid. 26. 4. 2021]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/wikibase/153451>
- [49] KLEPERT, J. L. *Aircraft Accident Investigation at ARL the First 50 Years*. AD-A267 086. Melbourne, Victoria: Commonwealth of Australia, 1993.
- [50] Frank Colquhoun. VH-UPC after assembly at Maylands WA in September 1930 [fotografie]. *Geoff Goodall's Aviation History Site* [online]. Dostupné z: <https://www.goodall.com.au/australian-aviation/dh80/dh80.htm>
- [51] Standard Aircraft Corporation. 1st Handley Page bomber Langley [fotografie]. *Handley Page Type O* [online]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Handley_Page_Type_O

- [52] Air Safety Institute. Real Pilot Story: Mayday at Mt. McKinley [video]. *Youtube* [online]. Air Safety Institute, 2017. [vid. 1. 5. 2021]. Dostupné z: <https://youtu.be/2wOiGS9RODY>
- [53] Never Again Online: Denali's Rough Ride [online]. Aircraft Owners and Pilots Association, 2006. [vid. 1. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2006/march/01/never-again-online-denalis-rough-ride>
- [54] NTSB Identification: ANC05LA046 [online]. National Transportation Safety Board. [vid. 1. 5. 2021]. Dostupné z: https://www.nts.gov/about/employment/_layouts/nts.aviation/brief2.aspx?ev_id=20050314X00308&ntsbn=ANC05LA046&akey=1
- [55] FLETCHER, Terry. N121KT [fotografie]. *Airport-Data* [online]. Dostupné z: <https://www.airport-data.com/aircraft/photo/000189496.html>
- [56] *DHC-3 Otter Archive* [online]. dhc-3archive. [vid. 15. 1. 2021]. Dostupné z: https://www.dhc-3archive.com/DHC-3_220.html
- [57] *DHC-3 Otter Archive* [online]. dhc-3archive. [vid. 15. 1. 2021]. Dostupné z: https://www.dhc-3archive.com/DHC-3_1.html
- [58] *DHC-3 Otter Archive* [online]. dhc-3archive. [vid. 4. 6. 2021]. Dostupné z: https://www.dhc-3archive.com/DHC-3_19.html
- [59] Australian Transport Safety Bureau. *Transport Safety Investigation Report. Aircraft loss of control. 56 km S of Lombadina, WA. 15 February 2006. VH-OTV. Viking Air Ltd. DHC-3-T 'Turbo-Otter'* [online]. Aviation Occurrence Investigation 200600837. Australian Transport Safety Bureau, 2008. [vid. 15. 1. 2021]. Dostupné z: https://www.atsb.gov.au/media/24313/aair200600837_001.pdf
- [60] *Accident on 5/30/2014 12:00:00 AM in Homer, AK* [online]. PriJet LLC, © 2018. [vid. 14. 3. 2021]. Dostupné z: <https://prijet.com/accident/20140603X61150>
- [61] Marie Moler (National Transportation Safety Board). *Radar Study. ANC15LA037*. Washington, D. C.: National Transportation Safety Board, 2011.
- [62] AIRD, Neil. *N3125N with Alaska Air Taxi, at Lake Hood, Anchorage, Alaska* [fotografie]. *DHC-3 archive* [online]. Dostupné z: https://www.dhc-3archive.com/DHC-3_394.html
- [63] Government of Australia, Department of Transport. *Aircraft Accident Investigation Summary Report* [online]. AS/752/1059. Government of Australia, Department of Transport, 1977. [vid. 3. 6. 2021]. Dostupné z: <https://www.atsb.gov.au/media/24776/197501370.pdf>
- [64] WELCH, Dave. *VH-GHH* [fotografie]. *Air Britain* [online]. Dostupné z: <https://abpic.co.uk/pictures/model/Schneider%20ES-52%20Kookaburra%20III>
- [65] *1931 Transcontinental & Western Air Fokker F-10 crash* [online]. Wikipedia. [vid. 20. 10. 2020]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/1931_Transcontinental_%26_Western_Air_Fokker_F-10_crash#cite_note-10
- [66] AL-73C Luqueer Album Image _00334. In: *Frank S. "Luke" Luqueer Photo Collection* [online]. Flickr, 2014. [vid. 8. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.flickr.com/photos/sdasmarchives/14177451736/in/photolist-2gxt5GP-2biBuxQ-2kSyTfv-2fVvmsx-TMdGsu-nAP9t3-nb2zuK-iT57bo-nCRExK-nmmZng-iT3imw-nmnepq-4Tndtr-gveAC3-2kpSQfF-23keVXE-yzJsPD-2i2WEEU-2h5X3uj-MYVxwH-THnyXY-2cg39ze-HBdMdn-T1V8cf-GwDShx-qprJ4r-mwuzqX-T4G9e2-T4G8PV-Uii7TH-Uii9PM-nCRLot>

- iT3m7S-nmngfQ-iT18KT-efwz kf-cy h k q Q-cy h j T7-iT2EZT-nmmT3G-Gw2U77-HrSxlz-cy h k q N-cy h k e l-nCCFUf-T1V6js-Gtst7A-cy h k 57-cy h j U9-HiajtC/
- [67] *Aircraft Losses* [online]. F-117A, © 1998-2003. [vid. 4. 6. 2021]. Dostupné z: <http://www.f-117a.com/793.html>
- [68] F-117 Nighthawk Front. In: *Wikipedie, Otevřená encyklopedie* [online]. Wikimedia Foundation, 2002. [vid. 4. 6. 2021]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Lockheed_F-117_Nighthawk
- [69] Folland Gnat. In: *Wikipedia, The Free Encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 7. května 2021 v 17:26. [vid. 1. 6. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Folland_Gnat
- [70] *ASN Wikibase Occurrence # 232254* [online]. Aviation Safety Network, © 1996-2020. [vid. 1. 6. 2021]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/wikibase/232254>
- [71] *UK Serials Resource Centre* [online]. Wolverhampton Aviation Group, 2021. Dostupné z: <http://www.ukserials.com/losses-1956.htm>
- [72] First Gnat F.1 prototype. In: *Wikipedia, The Free Encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. [vid. 1. 6. 2021]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Folland_Gnat
- [73] RAMERT, Miloš, letový ředitel GAC [ústní sdělení]. Benešov, 11. dubna 2021.
- [74] KLÁSEK, Tomáš. *Twin* [fotografie]. Benešov, 2019. Formát: 1600 × 1200.
- [75] WEISSHAAR, Terry A. *Aircraft Aeroelastic Design And Analysis* [online]. 2. vydání. West Lafayette, Indiana: Purdue University, 2009. [vid. 8. 5. 2021]. Dostupné z: <https://engineering.purdue.edu/AAECourses/aae556/2010/Class%20notes%20Chapter%201>
- [76] Gloster Gamecock J8409 of 23 Sqn taking off from Northolt in 1929. In: *Gloster Gamecock* [online]. BAE Systems, © 2021. [vid. 8. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.baesystems.com/en/heritage/gloster-aircraft-gamecock>
- [77] G-BVHD - 1994 GROB G115D. In: *Aircraft* [online]. Sandhills Global, © 2021. [vid. 3. 6. 2021]. Dostupné z: <https://www.aircraft.com/aircraft/1403939/g-bvhd-1994-grob-g115d>
- [78] REUSS, Johan. *Investigation Report* [online]. 3X181-0/06. Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung, 2010. [vid. 1. 6. 2021]. Dostupné z: https://reports.aviation-safety.net/2006/20061129-0_GSPN_D-CGSP.pdf
- [79] Grob G180 SPn. In: *Bureau of Aircraft Accidents Archives* [online]. Bureau of Aircraft Accidents Archives, © 1990 – 2021. [vid. 1. 6. 2021]. Dostupné z: <https://www.baaa-acro.com/crash/crash-grob-g180-spn-mindelheim-mattsies-1-killed>
- [80] Heinkel He 177 Greif. In: *Wikipedia, the free encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 17. dubna 2021 v 05:25. [vid. 27. 5. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Heinkel_He_177_Greif
- [81] Heinkel_He_177A-02_in_flight_1942. In: *Wikipedia, The Free Encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2021. [vid. 7. 6. 2021]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Heinkel_He_177_Greif
- [82] Handley Page Victor. In: *Wikipedie: otevřená encyklopedie* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 19. října 2019 v 23:08. [vid. 5. 6. 2021]. Česká verze. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Handley_Page_Victor

- [83] *Aviation Safety Network, an exclusive service of Flight Safety Foundation* [online]. Aviation Safety Network, © 1996-2021. [vid. 5. 6. 2021]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/wikibase/20420>
- [84] Charlie Dean Archives. *HP80 Victor V-Bomber Construction: The Crescent Wing - Cold War Era* [video]. *Youtube* [online]. Charlie Dean Archives, 2014. [vid. 5. 6. 2021]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=9IpVR6Cke-I&t=752s>
- [85] Federal Aviation Administration. *Zodiac CH 601 XL Airplane Special Review Team Report* [online]. January 2010. Federal Aviation Administration, 2010. Dostupné z: https://www.faa.gov/aircraft/gen_av/light_sport/media/Zodiac_Appendix.pdf
- [86] Bruce Landsberg. SAFETY PILOT: ZODIAC CH 601 XL: AN AIRCRAFT UNDER SCRUTINY. In *AOPA* [online]. Aircraft Owners and Pilots Association, 2010. [vid. 6. 5. 2021]. Dostupné z: [https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2010/february/01/safety-pilot-\(2\)](https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2010/february/01/safety-pilot-(2))
- [87] Dutch Safety Board. *Zodiac 601XL Rapport*. 2008107. Netherlands: Dutch Safety Board, 2010.
- [88] BEA. *ACCIDENT 7 juillet 2007 - ULM identifié 85-PK*. Francie: BEA, 2008.
- [89] ROSENKER, Mark V. *Safety Recommendation*. A-09-30. Washington, D. C.: National Transportation Safety Board, 2009.
- [90] Zenith Zodiac 601XL. In: *Kitplanes* [online]. Kitplanes Magazine, © 2021. [vid. 7. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.kitplanes.com/brad-cohens-zenith-zodiac-601xl/>
- [91] South African Civil Aviation Authority. *Aircraft Accident Report* [online]. CA18/2/3/7943. South African Civil Aviation Authority, 2010. [vid. 4. 6. 2021]. Dostupné z: <http://www.caa.co.za/Accidents%20and%20Incidents%20Reports/7943.pdf>
- [92] VAN DER SPEK, Pete. Steve Heugh and Bev Pinder in the Interavia I8 [fotografie]. *Air to Air Photography* [online]. Dostupné z: <http://www.planekrazy.co.za/A2A/index.html>
- [93] Jindivik Mk.2s A92-52. In *GAF Jindivik Pilotless Target Aircraft* [online]. Fleet Air Arm Association of Australia, © 2021. [vid. 5. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.faaaa.asn.au/our-heritage-unmanned-target-aircraft/>
- [94] <https://sites.google.com/site/junkersju290/home/development>
- [95] 1938/02/D-AALU. In: *Bureau of Aircraft Accidents Archives* [online]. Bureau of Aircraft Accidents Archives, copyright 1990 – 2021. [vid. 27. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.baaa-acro.com/crash/crash-junkers-ju90v1-near-dessau-1-killed>
- [96] Australian Transport Safety Bureau. *Aviation Safety Investigation Report. Labahn Hitch Hiker XC. 24 June 1988* [online]. 198801417. Australian Transport Safety Bureau, 2003. [vid. 1. 5. 2021]. Dostupné z: <https://www.atsb.gov.au/media/26843/air198801417.pdf>
- [97] EYRE, David C. *Photograph of an early production Hitchhiker* [fotografie]. Labahn Hitchhiker [online]. Dostupné z: <https://aeropedia.com.au/content/labahan-hitchhiker/>
- [98] Civil Aeronautics Board. *Aircraft Accident Report* [online]. File No. 1-0060. Civil Aeronautics Board, 1961. [vid. 14. 3. 2021]. Dostupné z: https://reports.aviation-safety.net/1959/19590929-0_L188_N9705C.pdf
- [99] ČEČRDLE, Jiří. *Whirl Flutter of Turboprop Aircraft Structures*. Oxford, UK: Woodhead Publishing, 2015. ISBN-13: 978-1-78242-185-6.

- [100] Civil Aeronautics Board. *Aircraft Accident Report* [online]. File No. 1-0003. Civil Aeronautics Board, 1961. [vid. 14. 3. 2021]. Dostupné z: https://reports.aviation-safety.net/1960/19600317-0_L188_N121US.pdf
- [101] *Lockheed L-188 Electra* [online]. Wikipedia [vid. 14. 3. 2021]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_L-188_Electra
- [102] Jon Proctor. N9708C [fotografie]. *JetPhotos* [online]. Dostupné z: <https://www.jetphotos.com/photo/6982155>
- [103] *Průvodní formulář k předběžné závěrečné zprávě* [online]. Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod. [vid. 5. 2. 2021]. Dostupné z: <https://uzpln.cz/incident/215>
- [104] ČEČRDLE, Jiří. *Assessment of Aileron Tab Installation Influence to Ultra-light Aircraft Flutter Characteristics*.
- [105] REISS, Robert. (ULL) M7 Ornis [fotografie]. *Planes* [online]. Dostupné z: <https://www.planes.cz/cs/photo/1168874/ull-m7-ornis-ok-pua79-private-krizenec-lkkc>
- [106] Mikoyan-Gurevich MiG-17. In: *Wikipedia, the free encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 7. dubna 2021 v 19:12. [vid. 19. 5. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Mikoyan-Gurevich_MiG-17
- [107] *Ruslet, velká encyklopedie ruského a čínského letectví* [online]. Ruslet, © 2010. [vid. 19. 5. 2021]. Dostupné z: <https://ruslet.webnode.cz/technika/ruska-technika/letecka-technika/a-i-mikojan-a-m-i-gurjevic/mig-17-17a-fresco-a-b/>
- [108] I-330. In: *Wikipedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. [vid. 19. 5. 2021]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/MiG-17>
- [109] *ASN Wikibase Occurrence # 36780* [online]. Aviation Safety Network, © 1996-2021. [vid. 1. 6. 2021]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/wikibase/36780>
- [110] M20K (231). In: *Afors* [online]. Aircraft for Sale, 2018. [vid. 1. 6. 2021]. Dostupné z: <https://afors.com/aircraftView/41093>
- [111] Northrop F-89 Scorpion. In: *Wikipedia, the free encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 17. května 2021 v 19:49. [vid. 19. 5. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_F-89_Scorpion
- [112] List of accidents and incidents involving military aircraft (1950–1954). In: *Wikipedia, the free encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 16. května 2021 v 17:28. [vid. 19. 5. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_accidents_and_incidents_involving_military_aircraft_\(1950%E2%80%931954\)](https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_accidents_and_incidents_involving_military_aircraft_(1950%E2%80%931954))
- [113] *The Northrop F-89 Scorpion* [online]. Airvectors. [vid. 30. 4. 2021]. Dostupné z: <https://www.airvectors.net/avf89.html>
- [114] Northrop F-89J Scorpion. In: *Airvectors* [online]. Airvectors, 2020. [vid. 30. 4. 2021]. Dostupné z: <https://www.airvectors.net/avf89.html>
- [115] Boulton Paul. In: *Wikipedia, the free encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 9. ledna 2021 v 03:13. [vid. 19. 5. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Boulton_Paul_P.120
- [116] Model Boulton Paul P.120. In: *Modeling Madness* [online]. ModelingMadness.com, 2020. [vid. 19. 5. 2021]. Dostupné z: <https://modelingmadness.com/scott/korean/uk/experimental/pl20.htm>

- [117] PARKER, Richard. *Observations About Accident Aircraft*. Washington, D. C.: National Transportation Safety Board, 1999.
- [118] National Transportation Safety Board. *Aircraft Accident Brief. Pilot/Race 177, The Galloping Ghost. North American P-51D, N79111. Reno, Nevada. September 16, 2011*. NTSB/AAB-12/01. Washington, D. C.: National Transportation Safety Board, 2012.
- [119] Air Force. A late-war P-51 Mustang [fotografie]. *Medium* [online]. Dostupné z: <https://medium.com/war-is-boring/arrogant-u-s-generals-made-the-p-51-mustang-a-necessity-fd6063ff4893>
- [120] Jimmy Leeward's P-51 named the Galloping Ghost at the 2011 Reno Air Races right before takeoff. In: *2011 Reno Air Races crash* [online]. Wikipedia, 2011. [vid. 8. 5. 2021]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/2011_Reno_Air_Races_crash
- [121] Parnall Pipit. In: *Wikipedia The Free Encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, Inc., 2003. Stránka naposledy edit. 25. 1. 2021 v 16:51. [vid. 15. 3. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Parnall_Pipit
- [122] *Parnall Pipit* [online]. all-aero, © 2021. [vid. 15. 5. 2021]. Dostupné z: <http://all-aero.com/index.php/contactus/7649-parhall-pipit>
- [123] Public Domain. *Parnall Pipit 3-view drawing from NACA Aircraft Circular No.99* [fotografie]. Wikipedia [online]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Parnall_Pipit
- [124] HALLION, Richard P. *On the Frontier: Flight Research at Dryden, 1946-1981* [online]. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 1984. [vid. 5. 2. 2021]. ISBN 9781493775798. Dostupné z: https://books.google.cz/books?id=XgP2SZ5-4mQC&printsec=frontcover&hl=cs&source=gbs_ge_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false
- [125] NASA Armstrong Flight Research Center. PA-30 Twin Comanche Tail Flutter Test [video]. *Youtube* [online]. NASA Armstrong Flight Research Center, 2018. [vid. 5. 2. 2021]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=TfL6iyeH8OA>
- [126] Piper Twin Comanche PA-30. In: *Sky Team Aviation* [online]. Sky Team Aviation, 2018. [vid. 4. 6. 2021]. Dostupné z: <https://skyteamaviation.com/piper-twin-comanche-pa-30/>
- [127] Air Safety Investigation Branch. *Accident Investigation. Report Piper Cherokee Six PA 32-300 Aircraft VH-PGC, near Merimbula, New South Wales, on 29 February 1976* [online]. Special Investigation Report 77-2. Australian Government Publishing Service, 1977. [vid. 3. 6. 2021]. Dostupné z: <https://www.atsb.gov.au/media/24624/197601485.pdf>
- [128] VH-PGC Piper PA-32-300 Cherokee Six. In: *Ed Coates Civil Aircraft Photograph Collection* [online]. Ed Coates, 2006. [vid. 3. 6. 2021]. Dostupné z: <http://www.edcoatescollection.com/acl/austmz/VH-PGC.html>
- [129] WALLER, Charles, GUNTHER, Todd. *Aircraft Incident for Aircraft N933CW on 11/10/2012*. ERA13LA052. Ashburn, Virginia: National Transportation Safety Board, 2012.
- [130] Salvador de la Rubia – Iberian Spotters. Photo of EC-ZBB – Rans S-12XL Airaile – Private [fotografie]. *Jetphotos* [online]. Dostupné z: <https://www.jetphotos.com/photo/7028188>

- [131] *Letecká badatelna* [online]. LETECKÁ BADATELNA, 2013. [vid. 30. 10. 2020]. Dostupné z: <http://www.leteckabadatelna.cz/havarie-a-sestrely/detail/253/>
- [132] *Letecké katastrofy a nehody* [online]. Šviciho letecké stránky. [vid. 30. 10. 2020]. Dostupné z: <http://svici.sweb.cz/havarie.htm>
- [133] RWD 6. In: *Wikipedia The Free Encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 23. 12. 2020 v 7:49. [vid. 15. 5. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/RWD_6
- [134] GLASS, Andrzej, JONCA, Adam, CZERNIAK, Janusz. RWD 6 [fotografie]. *Wikipedia* [online]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/RWD_6
- [135] Air Accidents Investigation Branch. *G-DEJH* [online]. AAIB-26000. Air Accidents Investigation Branch, 2021. [vid. 20. 4. 2021]. Dostupné z: https://assets.publishing.service.gov.uk/media/604f4528e90e077fe057aafc/SB-5E_G-DEJH_04-21.pdf
- [136] AAIB. SB-5E glider, registration G-DEJH [fotografie]. *BBC* [online]. Dostupné z: <https://www.bbc.com/news/uk-england-cumbria-56521537>
- [137] National Transportation Safety Board. *Aircraft Accident Report* [online]. NTSB/AAR-07/04, PB2007-910405. National Transportation Safety Board, 2007. [vid. 10. 12. 2020]. Dostupné z: <https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR0704.pdf>
- [138] Chalks Turbo Mallard at Bimini. In: *Chalk's Ocean Airways Flight 101* [online]. Wikipedia, 1989. [vid. 5. 3. 2021]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Chalk%27s_Ocean_Airways_Flight_101
- [139] ÚZPLN. *ZÁVĚREČNÁ ZPRÁVA o odborném zjišťování příčin letecké nehody SLZ typu UFM 13 Lambáda, poz. značky OK-NUA 09 dne 21.3.2009* [online]. Č.j.: CZ 09-046. ÚZPLN, 2009. [vid. 18. 5. 2021]. Dostupné z: <https://uzpln.cz/pdf/ShZ4pf8a.pdf>
- [140] *ASN Wikibase Occurrence # 65937* [online]. Aviation Safety Network, © 1996-2021. [vid. 18. 5. 2021]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/wikibase/65937>
- [141] RYBKA, Daniel. OK-NUA-09 [fotografie]. *Airliners* [online]. Dostupné z: <https://www.airliners.net/photo/Untitled/Urban-Air-UFM-13-Lambda/2542947>
- [142] *V-2 rocket* [online]. Wikipedia, 2021. [vid. 8. 5. 2021]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/V-2_rocket
- [143] A V-2 rocket ready for launching at Cuxhaven in Lower Saxony. 1945. In: *V-2 rockets in pictures, 1944-1945* [online]. Rare Historical Photos, © 2021. [vid. 8. 5. 2021]. Dostupné z: <https://rarehistoricalphotos.com/v2-rocket-in-pictures/>
- [144] *ASN Wikibase Occurrence # 160753* [online]. Aviation Safety Network, © 1996-2020. [vid. 15. 5. 2021]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/wikibase/160753>
- [145] Civil Aviation Authority of New Zealand. *CAA Safety Investigation Report. In-flight Breakup Van's Aircraft Incorporated RV-7 ZK-DVS* [online]. CAA final report 17/8080. Civil Aviation Authority of New Zealand, 2020. [vid. 14. 3. 2021]. Dostupné z: <https://www.aviation.govt.nz/assets/publications/fatal-accident-reports/2020-08-24-Vans-RV-7-ZK-DVS-New-Zealand.pdf>
- [146] Transportation Safety Board of Canada. *In-Flight Separation and Impact with Terrain. Vans RV-7A C-GNDY. Madoc, Ontario. 23 January 2010* [online]. Aviation Investigation Report A1000018. Transportation Safety Board of Canada, 2011. [vid. 14. 3. 2021]. Dostupné z: <https://tsb.gc.ca/eng/rapports-reports/aviation/2010/a10o0018/A10O0018.pdf>

- [147] OSCIAK, Joe. Photo of C-GNDY – Vans RV-7A – Private [fotografie]. *Jetphotos* [online]. Dostupné z: <https://www.jetphotos.com/photo/6635971>
- [148] South African Civil Aviation Authority. *Aircraft Accident Report and Executive Summary* [online]. Form Number: CA 12-12a. South African Civil Aviation Authority, 2006. [vid. 18. 5. 2021]. Dostupné z: <http://www.caa.co.za/Accidents%20and%20Incidents%20Reports/8789.pdf>
- [149] SHEPHARD, Gary. Vanessa Air S.R.O. VL-3A-1 Flamingo [fotografie]. *Airliners* [online]. Dostupné z: <https://www.airliners.net/photo/Untitled/Vanessa-Air-S-R-O-VL-3A-1-Flamingo/2323283>
- [150] Lockheed F-104 Starfighter. In: *The Wikipedia, the free encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 17. května 2021 v 19:49. [vid. 19. 5. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_F-104_Starfighter
- [151] *ASN Wikibase Occurrence # 47386* [online]. Aviation Safety Network, © 1996-2021. [vid. 19. 5. 2021]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/wikibase/47386>
- [152] National Museum of the U.S. Air Force. 060928-F-1234S-003 [fotografie]. *Wikipedia* [online]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_XF-104_Starfighter
- [153] <https://www.rcmodelyshop.cz/rcmodelyshop/eshop/27-1-Casopisy-RCrevue-cars-MHobby/-4-/5/3577-RC-REVUE-6-2014//description#anch1>
- [154] https://aerofred.com/data/media/54/VT-116_Orlik_II_3_View_and_Text.pdf
- [155] KLÁSEK, Tomáš. *Orlík* [fotografie]. Bystrice u Benešova, 2021. Formát: 1600 × 1200.
- [157] Martin B-10. In: *Wikipedia, The Free Encyclopedia* [online]. Wikimedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 17. duban 2021 v 13:56. [vid. 1. 6. 2021]. Anglická verze. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Martin_B-10
- [158] U.S. Air Force. Martin B-12 [fotografie]. *National Museum of the United States Air Force* [online]. Dostupné z: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Upcoming/Photos/igphoto/2000554931/>
- [162] D'ANGINA, James. *Mitsubishi A6M Zero* [online]. Great Britain: Bloomsbury Publishing Plc, 2016. [vid. 12. 12. 2020]. ISBN: 978 1 4728 0821 9. Dostupné z: <http://virtpilot.org/files/lib/book68.pdf>
- [163] SMITH, Peter C. *Mitsubishi Zero: Japan's Legendary Fighter*. Great Britain: Pen & Sword Books, Ltd., 2014. ISBN 978 1 78159 319 6.
- [164] Mitsubishi A6M Zero. In: *Thunder and Lightning Over Arizona* [online]. Thunder and Lightning Over Arizona, © 2021. [vid. 18. 5. 2021]. Dostupné z: <https://thunderandlightningoverarizona.com/performers/mistubishi-a6m-zero/>

Seznam obrázků

Obrázek 1 Collarův trojúhelník aerodynamických sil [2].....	17
Obrázek 2 Rozdělení aeroelastických jevů.....	18
Obrázek 3 Symetrický a antisymetrický tvar kmitání [1].....	20
Obrázek 4 Symetrické a antisymetrické kmity [5].....	21
Obrázek 5 Asymetrické kmity [5].....	21
Obrázek 6 Diagram tlumení v závislosti na rychlosti letu [7].....	23
Obrázek 7 Závislost amplitudy kmitání na rychlosti letu [6] - upravené.....	24
Obrázek 8 V-d diagram [9].....	26
Obrázek 9 V-f diagram [9].....	26
Obrázek 10 Nehodovost podle typu flutteru.....	29
Obrázek 11 Nehodovost podle certifikační kategorie letounu.....	30
Obrázek 12 Nehodovost podle kategorie letounu.....	30
Obrázek 13 Nehodovost podle konstrukčního uspořádání.....	31
Obrázek 14 Nehodovost podle uspořádání OP.....	32
Obrázek 15 Nehodovost podle konstrukce křídla.....	32
Obrázek 16 Nehodovost podle geometrie křídla.....	33
Obrázek 17 Nehodovost podle rychlosti letu.....	34
Obrázek 18 Nehodovost podle druhu letu.....	35
Obrázek 19 Nehodovost podle důsledků výskytu f.....	36
Obrázek 20 Nehodovost podle počtu obětí.....	37
Obrázek 21 Nehodovost podle materiálu konstrukce.....	37
Obrázek 22 Nehodovost podle příčiny vzniku f.....	38
Obrázek 23 AL600 Jasmine [13].....	53
Obrázek 24 Avid Amphibian-Catalina [15].....	54
Obrázek 25 Beech 35 [25].....	56
Obrázek 26 B-20 [28].....	57
Obrázek 27 Cessna 402B [30].....	58
Obrázek 28 Cessna 421B Golden Eagle [32].....	59
Obrázek 29 Cessna 441 [35].....	60
Obrázek 30 Standard Cirrus B-75 [37].....	61
Obrázek 31 Convair 880 [40].....	62
Obrázek 32 Convair CV-580 [42].....	63
Obrázek 33 Curtiss CW-20T [45].....	64
Obrázek 34 Fokker D-8 [47].....	65
Obrázek 35 DH.80 Puss Moth [50].....	66
Obrázek 36 1st Handley Page bomber [51].....	67
Obrázek 37 DH-9 [8].....	67
Obrázek 38 DHC-2 [55].....	68
Obrázek 39 DHC-3 [62].....	70
Obrázek 40 ES 52 [64].....	71
Obrázek 41 Fokker F-10 [66].....	72
Obrázek 42 F-117 Nighthawk [68].....	73
Obrázek 43 Folland Gnat F.1 [72].....	74
Obrázek 44 Twin II [74].....	75
Obrázek 45 Gloster Gamecock [75].....	76
Obrázek 46 Grob G115D [77].....	77
Obrázek 47 Grob G180 SPn [79].....	78
Obrázek 48 He 177A [81].....	79
Obrázek 49 HP.80 Victor [84].....	80

Obrázek 50 Zenith Zodiac 601XL [90]	82
Obrázek 51 Interavia I3 [92]	83
Obrázek 52 Jindivik [93]	84
Obrázek 53 Ju 90 [95]	85
Obrázek 54 Labahn Hitchhiker [97]	86
Obrázek 55 L-188 Electra [102]	87
Obrázek 56 M7 Ornis [105]	88
Obrázek 57 MiG-17 [108]	89
Obrázek 58 M20K [110]	90
Obrázek 59 Northrop F-89J Scorpion [114]	91
Obrázek 60 P.120 [116]	92
Obrázek 61 P-51 Mustang [119]	93
Obrázek 62 P-51 Galloping Ghost [120]	94
Obrázek 63 Parnall Pipit [123]	95
Obrázek 64 PA-30 [126]	96
Obrázek 65 PA 32-300 [128]	97
Obrázek 66 Rans S-12XL [130]	98
Obrázek 67 RWD-6 [134]	99
Obrázek 68 SB-5E [136]	100
Obrázek 69 Turbo Mallard [138]	101
Obrázek 70 Lambada [141]	102
Obrázek 71 V-2 [143]	103
Obrázek 72 Van's RV-7A [147]	105
Obrázek 73 VL3A-1 Flamingo [149]	106
Obrázek 74 XF-104 Starfighter [152]	107
Obrázek 75 Orlik [155]	108
Obrázek 76 Martin B-12 [158]	109
Obrázek 77 Convair YB-60 [161]	110
Obrázek 78 A6M Zero [164]	111
Obrázek 79 Beechcraft 1900C [165]	112

Příloha 2: AL600 JASMINE

Příčinou nehody ULL AL600 Jasmine, OK-UUL23, 1. dubna 2017 u obce Dub byla destrukce letounu během letu. F. na křídle nastal pravděpodobně při překročení letové obálky, nebo nebyly dodrženy výrobní postupy při lepení potahů křídel. Pilot nehodu nepřežil.

V souvislosti s událostí ÚZPLN vydal bezpečnostní doporučení ke zvýšení kvality lepených spojů. [12]



Obrázek 23 AL600 Jasmine [13]

Příloha 3: AVID AMPHIBIAN

Doma postavený obojživelník Avid Amphibian, N118A, havaroval během jednoho z prvních zkušebních letů. Pilot se rozhodl nenainstalovat vyvažovací plošky flaperonů, protože se mu zdály zbytečné, jen by byl letoun těžký. V důsledku toho 22. listopadu 1991 nehodu nepřežil. [14]



Obrázek 24 Avid Amphibian-Catalina [15]

Příloha 4: BEECH 35

Beechcraft B35 Bonanza je americké šestimístné užitkové letadlo uvedené roku 1945 a vyráběné dodnes. Jako problémová se ukázala V-konstrukce OP, která se ukázala být náchylná k f. při silnější vrstvě nátěru.

14. května 1990 se na Beech A35, N511B, vyskytl f. na OP při 140 – 145 KIAS při letu

u Washingtonu, Missouri. Pilot zpomalil a přistál bez zranění, ale zadní část trupu letadla byla silně poškozena a celý ocas uvolněný. Při bližším zkoumání vyplynulo, že kormidla nebyla v mezích vyvážení, což bylo pravděpodobně kvůli jejich výměně.

16. ledna 1991 se N3081V u Walla Walla ve státě Washington setkal s f. OP. Kmitání nastalo v rychlosti 150 KIAS a pilot v pořádku nouzově přistál. Ačkoli trup letadla byl viditelně zvlněn, bylo používáno ještě několik dalších měsíců, než majitele mechanik upozornil na možné problémy. Zjistilo se nedostatečné vyvážení OP.

18. ledna 1992 byl na N3342V zaznamenán f. na OP při letu rychlostí 148 KIAS u obce Nucla v Coloradu. S letadlem se nadále ještě týden létalo, ačkoli byl viditelně zvrásněný a zkroucený povrch zadní části trupu. Při zkoumání konstrukce vyplynulo, že OP jsou nedostatečně vyvážené, ačkoli mají z roční prohlídky z 10. ledna potvrzené správné vyvážení. [16]

29. dubna 1997 poblíž Mt. Sterlingu v Kentucky pilot D-35, N5985C, zaznamenal v rychlosti

160 mph, odpovídající maximální cestovní rychlosti v příručce, f. OP a okamžitě snížil rychlost a přistál na lexingtonském letišti. Pilot ani jeho spolucestující nebyli zraněni, letadlo mělo zvrásněnou zadní část trupu a viditelně poškozený ocas. Šetřením bylo zjištěno nevyvážení OP po jejich výměně. Pilot se se stejnými vibracemi setkal už v prosinci 1996 v rychlosti mezi 160 a 170 mph a v únoru 1997, ale letadlo nenechal zkontrolovat. [17]

Před přistáním N3134V 22. února 1996 v Griffinu v Georgii došlo k poškození ocasní části letadla. Pilot a jeho spolucestující nebyli zraněni. Vyšetřování odhalilo nedostatečné vyvážení OP, ačkoli v dubnu 1994 bylo při roční prohlídce kontrolováno. [18]

27. listopadu 1996 Beech 35, N4523V, zaznamenal 10 minut po vzletu vibrace od zadní části letounu. Pilot okamžitě zpomalil a vrátil se na letiště do Lafayette v Georgii. Na OP bylo patrné poškození, které způsobil f. zapříčiněný nedostatečným vyvážením, ačkoli po přebarvení v lednu 1987 byla kormidla vyvážena. [19]

10. srpna 1993 byl Beech F35, N5064B, u Meny v Arkansasu významně poškozen f. vzniklým v rychlosti 155 mph; pilotovi se podařilo nouzově přistát. Na zemi zjistil, že za letu došlo k oddělení vnější části pravé OP a levého protizávaží. Vyšetřování dospělo k závěru, že obě kormidla byla nevyvážená kvůli neoficiálním úpravám, domácím barvení a neoriginálnímu protizávaží. [20]

13. dubna 1998 B35, N5246C, zažil f. ocasu během letu poblíž Bentonville v americkém Arkansasu. V rychlosti 180 mph se letadlo rozkmitalo, tak pilot snížil rychlost a nouzově přistál. Pilot uklidil letadlo do hangáru, poškozené pravé části ocasu si všiml až později. Necelé tři měsíce před událostí bylo kontrolováno statické vyvážení kormidel. Přestože majitel nechal vše opravovat v servisu, bylo po incidentu zjištěno, že pravá OP byla těžší, než je předepsaná hodnota. Právě to bylo nejspíše příčinou vzniku f.

V návaznosti na tuto událost FAA rozhodla snížit maximální rychlost na 144 mph (125 kt). Po pozemních vibračních zkouškách v roce 1999 a f. analýze byly OP vybaveny těžšími vyváženými. [21]

F. OP zaznamenal 28. dubna 1997 pilot N2839V v rychlosti 160 mph poblíž Spokane ve Washingtonu při zkušebním letu po úpravách letadla. Pilot okamžitě zpomalil a nezraněn nouzově přistál. Letadlo upravoval po poškození vlivem výskytu stejně popisovaných vibrací za stejných podmínek 1. srpna 1996. Pilot tvrdil, že problémy se začaly objevovat až po výměně potahu OP v roce 1996. Po jejich přemalování se nedalo dosáhnout požadovaných hodnot na vyvážení, dokud nepoužil přídavné závaží.

Od roku 1994 bylo pozorováno ještě 8 dalších incidentů modelu Beech 35 způsobených f.:

16. dubna 1994 Spring Hill, Florida,

17. května 1994 Winterset, Iowa,

7. května 1995 Anniston, Alabama,

10. května 1995 LaVerne, Kalifornie,

4. června 1995 Jacksonville, Illinois,

28. června 1996 Portale, Nové Mexiko,

29. června 1996 Leesburg, Florida,

6. října 1997 Poplar Grove, Illinois. [22]

Testy na výskyt f. Beech Aircraft odhalily, že model B35 je náchylný k antisymetrickému f., kdy se páruje mód krutu trupu s torzí kormidel. [16]

30. července 2000 nastal f. OP na Beechcraft A35 Bonanza. Události předcházelo překročení maximální konstrukční rychlosti 144 mph. Vyšetřování odhalilo, že kormidla V-OP byla nevyvážená. Po této nehodě byla na stupnici rychloměru doplněna červeně označená hranice přípustné rychlosti. [23]

V roce 1982 bylo upuštěno od V-konstrukce OP. [24]



Obrázek 25 Beech 35 [25]

Příloha 5: BLACKBURN B-20

Blackburn B-20 byl pětimístný britský hornoplošník s vysouvacími plováky, sloužící k námořnímu hlídkování. Hotový B-20, V8914, byl v březnu 1940 spuštěn na vodu a zalétán. Pátý let, 7. dubna, se v rychlosti 468 km/h při testech plného výkonu motorů projevil na konstrukci f. křidélek a neovladatelný letoun havaroval do moře Firth of Clyde. Dvě z pěti osob na palubě nepřežily. [26]

Blackburn Aircraft Ltd nepřipustil, že by mohla být chyba na konstrukci, ačkoli i při předchozích letech se objevovaly náznaky vibrací křidélek. Let bezprostředně před tím posledním pilot dosáhnul neoficiální rychlosti 555 km/h, vyšší než maximální.

Další B-20 už zkonstruovaná nebyla, po jejím vylepšení se vyrobily dva prototypy B-40, které ale také nezaznamenaly úspěch. [27]



Obrázek 26 B-20 [28]

Příloha 6: CESSNA 402B

Pilot při soukromém letu Cessnou 402B, VH-BYN, 29. listopadu 1998 nouzově přistál poblíž Kingscote v Austrálii. Při zahájení sestupu chtěl posunout vyvážení výškového kormidla, když zaslechl ránu a letadlo se začalo řídit hlavou k zemi. Pilot udržel letadlo ve vzduchu a přes odporové síly v řízení nouzově přistál.

Vyvažovací ploška výškového kormidla byla zaseknutá. Po podrobnějším prozkoumání bylo zjištěno, že selhal šroub upevňující vyvážení ke kormidlu. Ačkoli to podle dodavatele náhradních dílů nedělá většina servisů, je potřeba při výměně použít nové oba protikusy, ne jako v tomto případě pouze jeden. Pro toto zjištění Civil Aviation Safety Authority zveřejnila doporučení prodávat šroub k připevnění vyvažovací plošky výškového kormidla spolu s protikusem. [29]



AIRHISTORY.NET

PHOTO COPYRIGHT © DAVID TANNER

Obrázek 27 Cessna 402B [30]

Příloha 7: CESSNA 421

V Pocatellu v Idahu 30. ledna 2007 havarovala Cessna 421, N4584L, vlivem f. výškového kormidla. Cestou z Idaho Falls k American Falls se ulomila část pravého výškového kormidla. Pilot zaznamenal neobvykle velkou sílu v řízení, proto zpomalil a rozhodl se přistát na nejbližším letišti. Po několika sekundách měl letoun tendenci klonit se k levé straně. Pilot se ohlédl přes rameno a uviděl kmitající zbylou část výškového kormidla a stabilizátoru. Ještě víc snížil rychlost letu a rozhodl se doletět na vzdálenější letiště, avšak s delší přistávací dráhou.

Vyšetřováním FAA Airworthines byl odhalen chybějící šroub trimovací plošky výškového kormidla. Podle NTSB právě ten mohl za vznik f. a ulomení části kormidla. [31]



Obrázek 28 Cessna 421B Golden Eagle [32]

Příloha 8: CESSNA 441

15. listopadu 1977 havarovala Cessna 441, N9971G, několik mil severně od Greenboro, Alabama. Zahynul pilot a 6 cestujících, kterým měl jako potenciálním zákazníkům letoun předvést. [33]

Vyšetřování zjistilo, že došlo k rozlomení letadla za povolené cestovní rychlosti kvůli uvolněné vyvažovací plošce výškového kormidla. Jednou z možných příčin nehody byl shledán f. [34]



Obrázek 29 Cessna 441 [35]

Příloha 9: CIRRUS 75

7. října 1995 poblíž Central Mangrove v Austrálii se pilotovi Cirrusu 75, VH-XQZ, při závěrečném sestupu v rychlosti 196 kt, 3 kt pod maximální povolenou rychlostí, vysmekla řídicí páka z ruky a celé letadlo začalo silně vibrovat. Pilot zpomalil zvednutím přídě a protože se domníval, že došlo k poškození letadla, raději vyskočil. Letadlo dopadlo na zem, pilot bezpečně přistál s padákem.

Při vyšetřování bylo zjištěno, že výškové kormidlo nebylo správně vyváženo, proto došlo k f. Naposledy se vyvážení kontrolovalo o 3 roky dříve po výměně VOP.

V souvislosti s událostí asociace kluzáků zbavila společnost, která letadlo před 3 lety kontrolovala, práva udělovat potvrzení o letové způsobilosti. [36]



Obrázek 30 Standard Cirrus B-75 [37]

Příloha 10: CONVAIR 880

Během zkušebního letu odolnosti vůči f. ve vysokých rychlostech 25. března 1959 přišel Convair 880, N801TW, v ten okamžik se šípovitými křídly a maximální rychlostí 990 km/h nejrychlejší dopravní letoun, vlivem f. o část SOP. Pilot bezpečně přistál na kalifornské letecké základně a bylo potřeba upravit OP, aby k podobným situacím nedocházelo. Konstrukce byla zesílena a 3 tlumiče OP byly od té doby základním vybavením letounu. [38]

Letoun měl konkurovat Boeingu 747 a Douglasu DC-8. Nabídka předčila poptávku, a tak byl typ 880 pro nedostatečný prodej upraven na typ 990, který dosahoval cestovní rychlosti až Mach 0,91. [39]



Obrázek 31 Convair 880 [40]

Příloha 11: CONVAIR CV-580

Dne 8. září 1989 havaroval charterový let z Osla do Hamburku. Poblíž Hirtshals v Dánsku došlo k f. výškového kormidla Convairu CV-340/580, LN-PAA. Nehoda si vyžádala 55 obětí.

Accident Investigation Board Norway našla nedostatky na závěsu výškového kormidla, které ničivé vibrace vyvolalo. Navíc nebyl svislý stabilizátor k trupu připevněn kolíky a čepy s předepsanou pevností. Jejich opotřebení je považováno za příčinu odlomení OP. Norská dopravní společnost Partnair A/S po této události zbankrotovala.

AAIB kvůli této nehodě vydala prohlášení o důležitosti používání originálních náhradních dílů. [41]



© Pavel Bencik

aviation-safety.net

Obrázek 32 Convair CV-580 [42]

Příloha 12: CURTISS-WRIGHT CW-20T

Americká společnost Curtiss-Wright Corporation začala koncem 30. let 20. století vyrábět moderní dopravní letoun s názvem CW-20T. Ve své době byl největším dvoumotorovým letounem. [43]

První prototyp, NX19436, během zkušebních letů zaznamenal f. OP. Proto byly zdvojené SOP přestavěny na jednoduché a jejich plocha byla zvětšena. Model byl přejmenován na CW-20A a koupila ho armáda, protože po vstupu US do 2. světové války byla letadla potřebnější v boji než v civilní dopravě. CW-20 je známější jako C-46 Commando, jak byl model později upraven a přejmenován. [44]



Obrázek 33 Curtiss CW-20T [45]

Příloha 13: FOKKER D-8

Jednou z prvních známých nehod způsobených f. křídélkem byl v Německu v roce 1918 Fokker D.VIII. Později inženýři U. S. Army Air Corps objevili ohybově-křídélkový f. a kormidla staticky vyvážili. S podobnými problémy se ve 20. a 30. letech potýkalo spousta dalších letounů, a tak také přidali statické vyvážení. [46]



Obrázek 34 Fokker D-8 [47]

Příloha 14: DH.80 PUSS MOTH

Období selhávání křídel Puss Moth odstartovala událost poblíž australského Perthu 13. října 1930, kdy na letounu VH-UPC došlo během letu k oddělení pravého křídla. [48] Následovaly obdobné nehody po celém světě, celkem 17 způsobených strukturální chybou, 9 z nich připisovaných f.:

- 5. května a 13. listopadu 1931 v Jižní Africe,
- 21. května 1932 v Kanadě,
- 27. července 1932 ve Velké Británii,
- 18. září 1932 v Austrálii,
- 29. října 1932 ve Francii,
- 7. ledna 1933 v italských Alpách při přeletu Anglie - Austrálie,
- 22. června 1933 v Thajsku,
- 27. srpna 1941 v Austrálii.

Příčinou byl křídlově-křídélkový f. způsobovaný nedostatečnou tuhostí vzpěr křídel. Z vyšetřování australské nehody VH-UPM byla z tunelových testů určena kritická rychlost f. necelých 170 mph. Ačkoli existovalo podezření na f. a křídla, ocasní plochy a vzpěry byly zpevněny, problém vyřešily až větší vyvažovací plošky křídélek. [49]



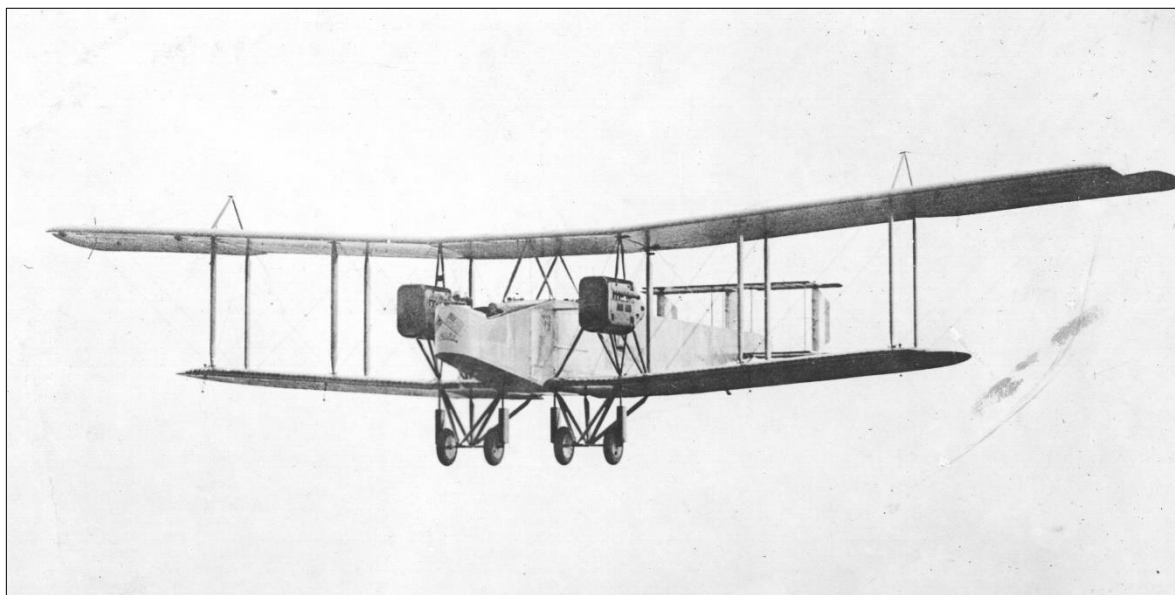
Obrázek 35 DH.80 Puss Moth [50]

Příloha 15: HANDLEY PAGE O/400 A DH-9

Nehoda britského bombardéru Handley Page O/400 roku 1916 je považována za první známý případ f. na letounu. Do té doby letadla nelétala tak vysokými rychlostmi.

K rozkmitání a selhání OP došlo kvůli volně spojeným výškovým kormidlům párováním nesymetrického rotačního módu VOP s torzním módem trupu. Problém byl vyřešen spojením levého a pravého kormidla tuhou trubkou.

Stejná příčina i řešení se objevila v roce 1917 na britském bombardéru velmi podobné konstrukce příhradového dvouplošníku DH-9. [46]



Obrázek 36 1st Handley Page bomber [51]



Obrázek 37 DH-9 [8]

Příloha 16: DHC-2 BEAVER

7. března 2005 došlo na de Havilland Beaver DHC-2, N3307S, k poškození letadla vlivem f. Zkušený pilot, který se létáním živí, během komerčního letu okolo Mt. Kinley na Aljašce zaznamenal silné vibrace na letounu. Když se po vypnutí motorů situace nezlepšila, snížil rychlost na 80 mph a kmitání ustalo.

Pilotovi se nepodařilo rádiem s nikým spojit, a tak doufal, že v pořádku doplachtí zpět do Talkeetny, odkud startoval. On i tři jeho cestující z letadla vystoupili v pořádku, letadlo mělo poškozená křídla. [52]

Vyšetřováním bylo zjištěno, že křídélka vzpěrového hornoplošníku a výšková kormidla nebyla dostatečně vyvážená, pravděpodobně nebyla dostatečně napnutá ovládací lanka křidélek a pilot nejspíš překročil maximální povolenou rychlost. V důsledku toho došlo k f. křidélek. [53]

Vyšetřovatelům pomohlo, že pilot svůj let natáčel. Z videa určili frekvenci f. 8,2 – 8,4 Hz a párování ohybového módu křídla s torzním módem křidélek.

National Transportation Safety Board doporučila důkladnější kontrolu vyvážení kormidel a napětí v ovládacích lankách. [54]



Obrázek 38 DHC-2 [55]

Příloha 17: DHC-3 OTTER

DHC-3 Otter je kanadský dopravní hornoplošný letoun s celokovovou konstrukcí. Potýkal se s problémem f. na VOP v křížovém uspořádání. Časem došlo ke snížení povolené rychlosti na 144 mph IAS pro klasický model a 134 mph pro letouny upravené pro přistání na vodu, k modifikacím výškového kormidla, jeho vyvažovacích plošek a sadám zabraňujícím f.

11. května 1968 byl poblíž letecké základny v Sarasawě v Indii zničen DHC-3 Otter, IM-1719, při testovacím letu v silných turbulencích. Oba testovací piloti při nehodě zahynuli.

Problém pravděpodobně způsobila vyvažovací ploška výškového kormidla, která zapříčinila vznik f. Následně došlo k selhání kmitajícího křídla, které při pádu ulomilo i ocas, a letadlo narazilo do země. [56]

Rychlostní zkušební let 1. března 1970 v kanadském Dunrobinu skončil katastroficky po oddělení křídel letounu. Ve vysoké rychlosti došlo k f. křídélek a pilot nehodu nepřežil. 15. září byl Otter v Kanadě vyřazen z provozu. [57]

Servo ploška výškového kormidla způsobila f. i 5. dubna 1999 v Montague v Ontariu. Pilot zkušební letu s plně naloženým letounem v 205 kt zaznamenal vibrace, a tak zpomalil a přistál. Na zemi bylo zjištěno, že se oddělila levá servo ploška a poškodila i výškové kormidlo. [58]

Další nehodou připisovanou f. je případ obojživelného DHC-3-T Turbo Otter, VH-OTV, z 15. února 2006 poblíž města Lombadina v Austrálii. Krátce po startu charterového letu s 5 cestujícími pilot zaznamenal neobvyklé chování výškového kormidla. Letadlo se začalo řídit k zemi, avšak pilot s pomocí cestujícího na pravém předním sedadle získal kontrolu nad kniplem a nouzově přistál.

F. trimovacích a servo plošek VOP byl u DHC-3 známý už od pozdních 60. let. Roku 1968 byla snížena maximální rychlost a v roce 2002 po selhání právě nainstalované sady servo plošek během letu byla přepracovaná jejich konstrukce, kdy došlo k jejich vyvážení. V dubnu 2004 US Federal Aviation Administration kvůli problémům s f. upravila výrobu plošek VOP pro tento typ letadla, v Austrálii se související vyhláška objevila až počátkem roku 2006. Majitel VH-OTV o úpravě však nevěděl, a tak létal s původní koncepcí.

Vyšetřování nehody odhalilo uvolnění pravé servo plošky výškového kormidla od ovládacího táhla. Měřením bylo zjištěno, že původní ploška nebyla vyvážená.

V rámci nápravných opatření bylo rozhodnuto o povinnosti informovat majitele registrovaných letounů o podstatných konstrukčních úpravách. [59]

30. května 2014 pilot N3125N zaznamenal během letu cestovní rychlostí vibrace, které postupně nabývaly na síle. Pilot se snažil udržet směr proti zvětšeným silám ve výškovém kormidle a snížil rychlost, načež vibrování ustalo. Po přistání poblíž Homeru na Aljašce bylo objevené oddělené pravé výškové kormidlo ze závěsu a jeho četné poškození.

Letadlo nebylo vybaveno novými servo ploškami výškového kormidla, ačkoli od roku 2004 FAA zakázala provoz DHC-3 bez nich. Závěrem bylo pochybení na straně výrobce, protože nebyly dostatečně silné, a technika údržby, který si toho nevšiml. [60]

Po této události byly vyměněny vyvažovací plošky, avšak 4. června 2015 došlo opět k vibracím během letu, následnému nouzovému přistání a zjištění poruchy pravé části výškového kormidla. Při vyšetřování tohoto incidentu bylo zjištěno, že pilot s letadlem létal minimálně ve třech případech rychleji než maximální rychlostí. [61]



Obrázek 39 DHC-3 [62]

Příloha 18: EDMUND SCHNEIDER ES 52

22. listopadu 1975 došlo poblíž Canberry k nehodě ES 52 Mk.III, VH-GFT. Na palubě větroně byli během testovacího letu dva piloti. Jeden utrpěl vážná zranění, druhý nepřežil.

Týden před nehodou byl letoun v opravě s podvozkem a ovládáním křidélek. V den nehody byl ještě upravovaný tah ovládacích lanek křidélek. První zkušební let po úpravách byl přerušen během vleku v 8 ft nad zemí, kdy se objevil výrazný f. křidélek. Po přistání byla lanka dotažena a letoun vyrazil na start druhého zkušebního letu. F. se opět objevil, už ne tak silný, a pilot pokračoval v letu. Po odepnutí vlečného letounu se v pravé zatáčce dostal do spirály a havaroval. Příčinou nehody byl buffeting, kterého si pilot včas nevšiml, protože se soustředil na udržení dostatečně nízké rychlosti kvůli přítomnému f. [63]



Obrázek 40 ES 52 [64]

Příloha 19: FOKKER F-10

31. března 1931 havaroval chvíli po vzletu z Bazaaru v Kansasu třímotorový Fokker F-10 a oba piloti a 6 cestujících, včetně fotbalového trenéra Knute Rockneho, zahynuli. Při vyšetřování bylo zjištěno, že k odlomení křídla došlo v důsledku f. vzniklého kvůli časem navlhlému lepidlu.

V návaznosti na případ úmrtí známého fotbalového trenéra se začaly vydávat veřejně přístupné poznatky o leteckých nehodách a významně se začala řešit bezpečnost letu. Aby se vyhnula problémům s lepenými dřevěnými konstrukcemi, Fokker Aircraft Corporation of America se rozhodla přejít na výrobu kovových letadel. [65]



Obrázek 41 Fokker F-10 [66]

Příloha 20: F-117 NIGHTHAWK

V neděli 14. září 1997 se na air show v Chesapeake Bay v Marylandu zřítila stíhačka F-117A Nighthawk. Zkušený pilot F-117 byl v závěru předvádění letounu, když se v rychlosti 380 kt rozvibroval levý elevon a následně se ulomilo křídlo. Pilot se neúspěšně pokoušel stroj udržet ve vzduchu, ale nakonec se katapultoval. Letoun se zřítil na nedaleký rodinný dům. 4 osoby utrpěly lehká zranění, pilot v pořádku přistál.

Při vyšetřování bylo zjištěno, že na letounu chyběly 4 šrouby k uchycení elevonů. Provozovatel je úmyslně sundal, aby docílil vhodnějšího konstrukčního uspořádání aktuátorů. Tím byla ale snížena tuhost konstrukce, což vedlo ke snížení kritické rychlosti f . [67]



Obrázek 42 F-117 Nighthawk [68]

Příloha 21: FOLLAND GNAT

Folland Gnat byl britský stíhací letoun Královského letectva, vyráběný od roku 1950 do konce 70. let. Byl schopný dosahovat nadzvukových rychlostí, měl šípovitá křídla, později se Folland Aircraft Corporation pokoušela o výrobu křidel s proměnlivou šípovitostí. [69]

K nehodě prvního prototypu, G-39-2, došlo 31. července 1956 nad hampshireským Shipton Bellingerem. Během vysokorychlostních testů v malých výškách se na konstrukci objevil symetrický f. výškového kormidla v rychlosti 590 kt a letoun se po ulomení kormidla stal neovladatelným. Pilot se pokusil situaci zachránit, ale protože vypadala nezvladatelně, rozhodl se letadlo opustit. Poprvé použil nové katapultovací zařízení a v pořádku přistál. Letoun se zřítil na nedalekou farmu a vzplanul. [70]

Šetřením byla odhalena nedostatečná torzní tuhost OP. [71] Proto byly OP zpevněny a na dalších modelech zvětšeny. [69]



Obrázek 43 Folland Gnat F.1 [72]

Příloha 22: G103 TWIN II

20. dubna 2019 při klubové akrobatické soutěži u Benešova po překročení maximální konstrukční rychlosti 250 km/h pilot zaznamenal kmitání křídel Twinu II, které cítil i v řízení. Okamžitě zpomalil a v pořádku přistál. Při uklízení letadla do hangáru bylo objeveno poškozené levé křídlo. [73]



Obrázek 44 Twin II [74]

Příloha 23: GLOSTER GREBE A GAMECOCK

Ve Velké Británii se s f. potýkaly stíhače výrobce Gloster. V roce 1923 nepřežil výskyt křídlově-křídélkového f. pilot Glosteru Grebe v rychlosti 151 mph. Výrobce problém zpočátku řešil změnou tvaru křidélek, až později je začal celá vyvažovat a přidávat vyvažovací plošky.

Druhou nešťastnou událostí byl zaznamenaný pád Glosteru Gamecock v roce 1925, posledního britského dřevěného letadla. Objevil se f. ocasních ploch v rychlosti 150 mph. Tento typ letounu měl výrazně velkou SOP; řešením vzniklého f. bylo její vyvážení. Žádný z celkem vyrobených 111 Gamecocků dodnes nezůstal zachován. [74]



Obrázek 45 Gloster Gamecock [75]

Příloha 24: GROB G115

Německý kompozitový Grob G115D, N234VW, se rozlomil 24. srpna 1996 u Indiantown na Floridě při akrobatickém cvičení. Oba přítomní na palubě při nehodě zahynuli.

Vyšetřování odhalilo, že letoun byl 96 hodin před nehodou přebarven, ale řídicí plochy už nebyly znovu vyváženy. To vedlo s největší pravděpodobností k f. směrového kormidla a následnému zřícení cvičného letounu. [76]



Obrázek 46 Grob G115D [77]

Příloha 25: GROB G180 SPN

Druhý prototyp business jetu G180A se setkal s f. na demonstrační přehlídce v německém Mindelheimu. Pilot se 29. listopadu 2006 držel v povolených mezích rychlosti a zatížení, když se vyskytl f. na vodorovném stabilizátoru, v rychlosti mezi 240 a 270 kt.

Vodorovné stabilizátory a výšková kormidla byly nalezeny vcelku nepoškozené, bez vyvažovacích plošek, oproti hlavnímu vraku kompozitové konstrukce na louce opodál.

Příčina vzniku třepetání není vyšetřovatelům jasná, protože letoun nebyl vybaven letovým zápisníkem. Německá vyšetřovací služba zažádala o povinnost vybavení černou skříňkou (cockpit voice recorder a flight data recorder) pro letadla těžší než 5 700 kg. Dále byla společnost Grob Aerospace vyzvána k úpravě konstrukce modelu.

První prototyp G180A již dříve úspěšně prošel všemi certifikačními testy. Druhý měl téměř o metr větší rozpětí stabilizátoru než předchozí. V době nehody za sebou letoun ještě testy odolnosti vůči f. neměl. Přesto byla pro testovací lety na základě statických zkoušek povolena rychlost až 297 kt. Výskyt f. byl později určený v rychlosti mezi 261 a 313 kt. [78]



Obrázek 47 Grob G180 SPn [79]

Příloha 26: HE 177 GREIF

Heinkel He 177 Greif byl německý bombardér z období druhé světové války. Kvůli náročným požadavkům vývoj provázely neustálé komplikace. Už za zkušební letu prvního prototypu He 177 V1 19. listopadu 1939 pilot zaznamenal slabou stabilitu letounu a tendenci ke kmitání výškového kormidla. Druhý prototyp He 177 V2 se 27. června 1940 během testování střemhlavého letu rozlomil a pilot zahynul. V důsledku toho byly u dalších prototypů zvětšeny ocasní plochy.

Ve vývoji se objevovaly další komplikace a celé období provozu Greifů provázelo přehřívání motorů. Celkem bylo vyrobeno několik desítek kusů a kvůli neuspokojivým letovým a bojovým vlastnostem byly používány pro vedlejší úkony. Po pár letech byly letouny odstraněny z provozu. [80]



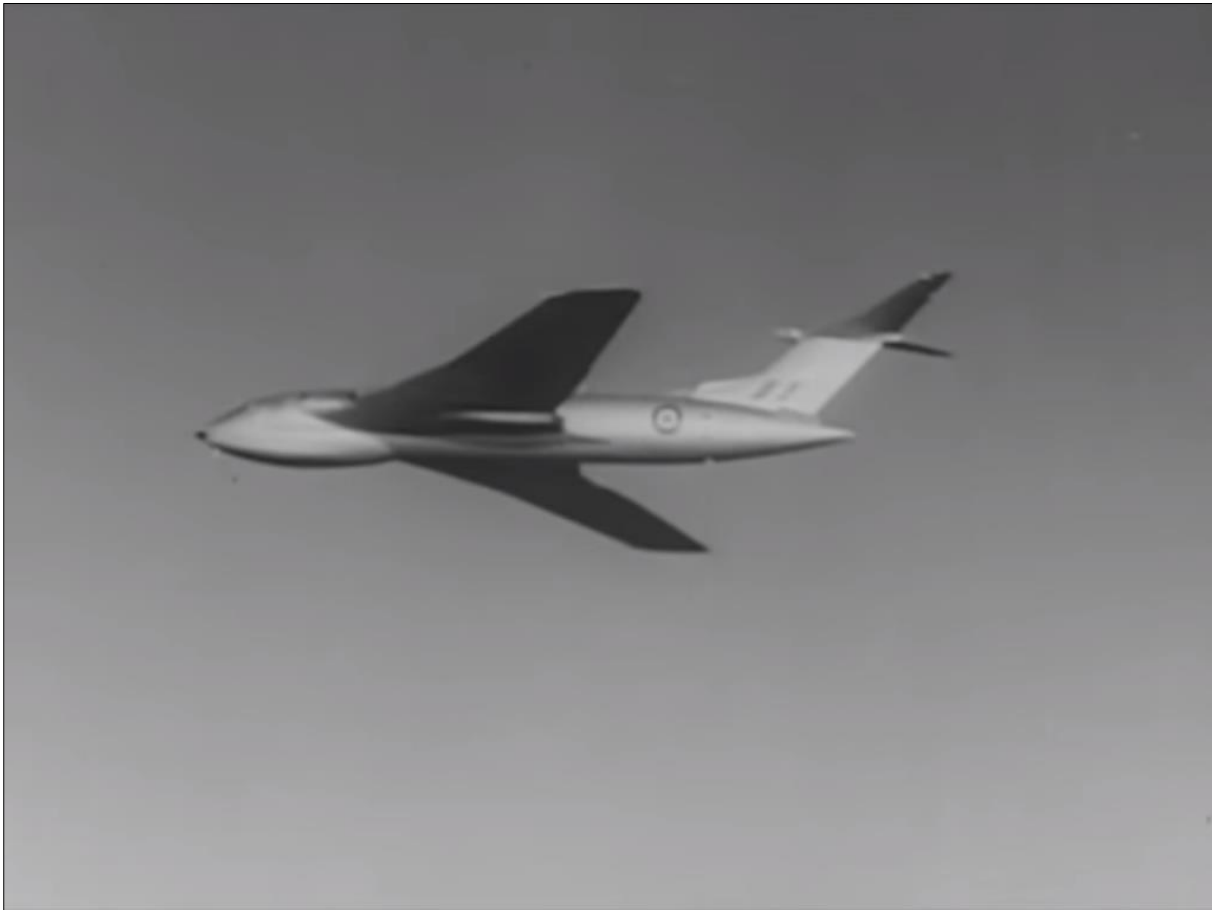
Obrázek 48 He 177A [81]

Příloha 27: HP.80 VICTOR

Handley Page HP.80 Victor byl britský bombardér vyráběný od 50. let 20. století, s parametry umožňujícími lepší letové vlastnosti než předchozí modely. Novinkou byla srpovitá křídla, která měla zajistit let ve vyšší rychlosti a současně stabilitu při přistání. Šípovité byly i VOP uspořádané do T. [82]

Prototyp WB771 havaroval 14. července 1954 v britském Cranfieldu. Na OP letounu se objevil f. a při zkušebním letu zahynuli všichni 4 cestující. Příčinou vzniku f. bylo opotřebované třibodové spojení OP a trupu letadla. V místě spoje se objevilo daleko vyšší zatížení, než určily výpočty, proto byly 3 šrouby nahrazeny 4 a současně zkrácená SOP. [83]

Victor byl používán Královským letectvem po několik desetiletí, vyřazen z provozu byl v roce 1993. [82]



Obrázek 49 HP.80 Victor [84]

Příloha 28: ZENAIR ZODIAC 601 XL

Zenair CH 601XL Zodiac se trápil v mnoha případech s rozlomením letadla za letu, napříč celým světem. Až v roce 2008 po nehodě v Nizozemsku se nehody začaly podrobněji zkoumat. Mezitím FAA rozhodla neudělovat certifikace novým letadlům.

Nehody připisované f.:

- 8. února 2006, N105RH, Oakdale, Kalifornie – sada amateur-built, došlo k ulomení levého křídla, pilot nepřežil.
- 4. listopadu 2006, N158MD, Yuba City, Kalifornie – kategorie S-LSA, v rychlosti 106 kt oddělení křídel a vodorovného stabilizátoru, pilot a 1 spolucestující zabiti.
- 7. července 2007, 85-PK, Saint-Fulgent, Francie – f. levého křídla, pilot zachráněn skokem s padákem. [85]
- 5. února 2008, EC-ZMJ, Barcelona – sada amateur-built, odlomení pravého křídla, pilot a 1 spolucestující nepřežili.
- 7. dubna 2008, N357DT, Polk City, Florida – kategorie S-LSA, odlomení pravého křídla, pilot nepřežil.
- 5. května 2008, Pelotas, Brazílie – amateur-built, nejsou podrobnější informace. [86]
- 14. září 2008, PH-4B6, Hoorn, Nizozemsko – sada amateur-built, během letu selhalo pravé křídlo, pilot a spolucestující smrtelně zraněni. [87]
- 3. března 2009, N3683X, Antelope Island, Utah – experimentální sada amateur-built, v rychlosti 112 KCAS ulomení levého křídla, ačkoli lanka kormidel dotažená podle pokynů výrobce, obchodní pilot zabit.
- 7. září 2009, Campo Grande, Brazílie – amateur-built, není víc informací. [86]
- 6. listopadu 2009, Agnos, Arkansas – sada amateur-built, selhání obou křídel, pilot smrtelně zraněn. [88]

Zenair Inc. prodala celkem 1200 setů Zodiac. V souvislosti s vyšetřováním nizozemské nehody bylo piloty zaznamenáno více případů výskytu f. za letu.

15. června 2008 v rychlosti 110 KIAS pilot zaznamenal kmitání křídel, proto zpomalil. Aby zjistil, jestli se bude vibrování opakovat, znovu zrychlil a potvrdil si to. Po přistání dopnul lanka kormidel a s f. už se nesetkal.

Problém s nedostatečně napnutými lanky se vyskytnul i 25. července 2008, kdy pilot zaznamenal f., následně zpomalil a úspěšně přistál.

Zodiac nepoužíval vyvažovací plošky, ale proti f. dostatečně napínal lanka kormidel. To se však později při modelování ukázalo jako nedostatečné, protože i s předepsaně napnutými lanky křídélek mohlo dojít k f. v letové obálce (do 140 kt). Bylo proto rozhodnuto vyvážit křídélka a udělat pozemní vibrační testy. [89]



Obrázek 50 Zenith Zodiac 601XL [90]

Příloha 29: INTERAVIA I-3

5. dubna 2005 došlo nad letišťem Stellenbosch v JAR během akrobatického nácviku ke smrtelné nehodě dvou cestujících na palubě I-3, ZU-PHA. Příčinou byl shledán f. křídélek vzniklý kvůli hmotnostnímu nevyvážení. Během letu chyběla na letounu aerodynamická vyvážení křídélek, která byla později nalezena v hangáru. Právě jejich přítomnost měla zajistit hmotnostní vyvážení řídicích ploch křídel.

Frekvenčními zkouškami bylo zjištěno, že bez aerodynamického vyvážení křídélek může nastat f. při 280 km/h, tedy uvnitř letové obálky. [91]



Obrázek 51 Interavia I3 [92]

Příloha 30: JINDIVIK

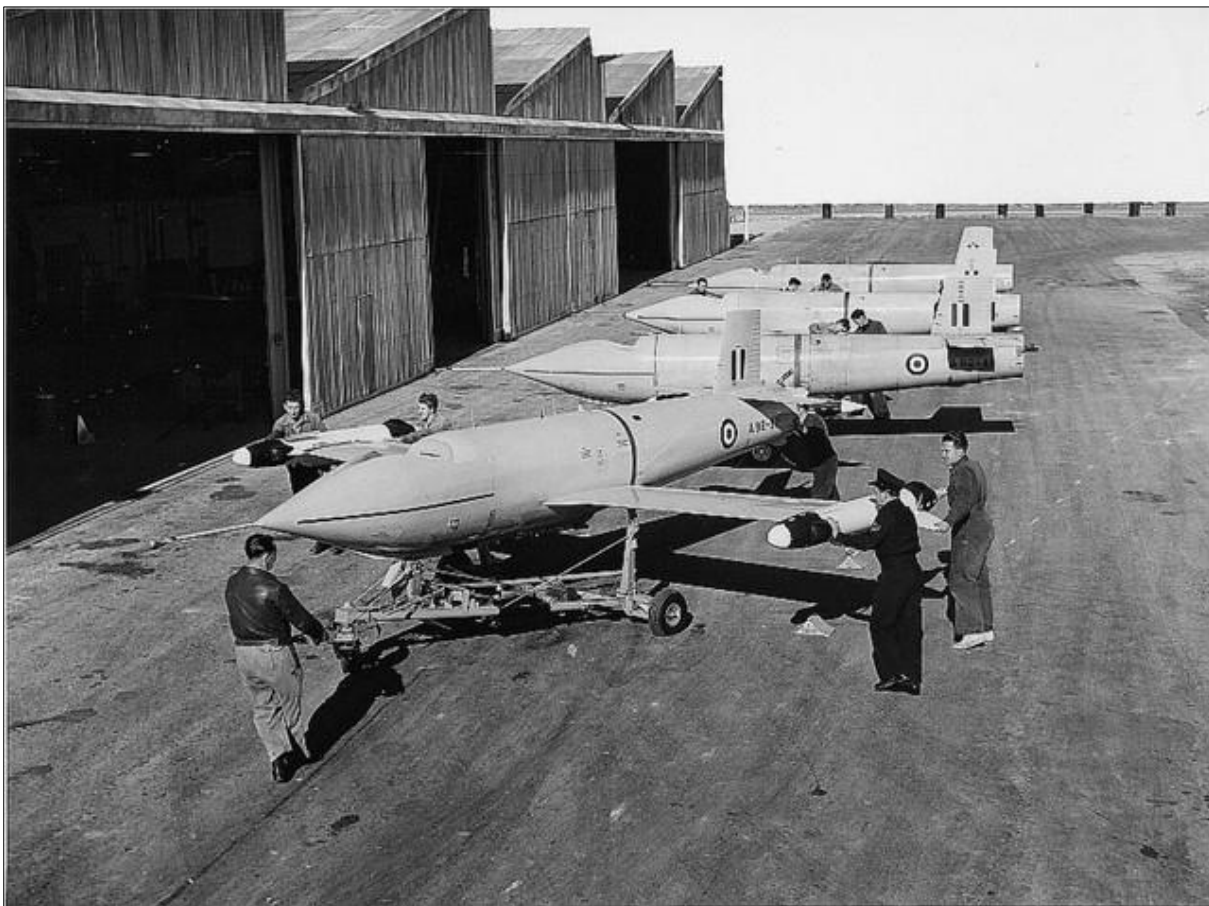
Ze začátku byly cílové drony sužovány problémy s f., protože se australská společnost Government Aircraft Company snažila získat co největší výkon při co nejnižších nákladech.

Během zkušebních letů třetí prototyp, Jindivik, A92-29, 10. února 1952 ve Woomeře v Austrálii havaroval. Došlo k odlomení křídel a výškových kormidel.

K dalšímu rozlomení letounu způsobenému f. došlo na Jindiviku, A92-45, 23. února 1956 za velmi podobných podmínek jako v prvním případě. Stále nevyřešená příčina neúspěchu pokračovala nehodami Jindiviku, A92-51, 11. dubna 1956 a A92-90 25. září 1958.

Podrobnosti nehod způsobených f. byly objasněny až v roce 1969 při nehodě WRE-521, plně vybaveného snímači, 15. července, na kterém byly naměřeny kritické parametry f., které se poněkud lišily od původních návrhových výpočtů.

Kritické parametry: rychlost f. 490 KIAS, frekvence f. 2 Hz, párování módů RBM + symetrický ohyb křídla. [49]



Obrázek 52 Jindivik [93]

Příloha 31: JUNKERS JU 90

Prvnímu prototypu Junkers Ju 90 V1, 4913 „Der Grosse Dessauer“, se 6. února 1938 ulomilo směrové kormidlo během vysokorychlostních testů odolnosti vůči f. Dva na palubě se zachránili, ale třetí otevřel padák příliš pozdě.

Letoun byl postaven na základě Ju 89, pozměněná byla konstrukce trupu, protože letadlo mělo plnit dopravní funkci. K nehodě došlo i přes to, že oproti svému předchůdci měl Ju 90 větší a vyváženější ocasní plochy. Pilot se později vyjádřil, že byl f. překvapen, protože Ju 89 zvládal i vyšší rychlosti. Druhý prototyp měl vzhledem k nehodě upravené ocasní plochy. [94]



Obrázek 53 Ju 90 [95]

Příloha 32: LABAHN HITCH HIKER XC

24. června 1988 došlo u Beaconsfieldu v Austrálii k nehodě neregistrovaného ULL Labahn Hitch Hiker XL. Během letu se odlomila vnitřní část pravého křídélka a celé letadlo se silně rozvibrovalo. Pilot chtěl vyskočit, ale lanová padáku se mu zamotalo do vrtule. Letadlo havarovalo a levé křídélko bylo nalezeno opodál. Pilot nehodu nepřežil.

Z výsledků vyšetřování vyplynulo, že pravděpodobně došlo k f. křídélek z důvodu nevyvážených řídicích ploch. Pro ULL bez vyvážených kormidel je rychlost f. okolo 80 kt, což se shoduje s pilotovými poznámkami k letu. Letadlo nebylo certifikováno k letuschopnosti. [96]



Obrázek 54 Labahn Hitchhiker [97]

Příloha 33: LOCKHEED L-188 ELECTRA

Vůbec poprvé byl whirl f. pozorován 29. září 1959 na Lockheed Electra II, N9705C. Během letu nad texaským Buffalem. Electra přišla v rychlosti 210 KIAS o levé křídlo a všech 28 cestujících a 6 členů posádky zahynulo. Dle oficiální závěrečné zprávy [98] došlo k selhání levého křídla vlivem netlumeného vírového f. způsobeného příliš vysokými otáčkami motoru.

K podobné nehodě, také s výskytem whirl f., došlo 17. března 1960 u Canneltonu v Indianě. Na Electře, N121U, během letu rychlostí 260 KIAS došlo k ulomení pravého křídla, všech 57 cestujících při nehodě zahynulo spolu se 6 členy posádky. Oficiální příčinou nehody bylo podle [99] selhání křídla způsobené f. od vibrací motoru.

Oba dopravní letouny byly vybaveny 4 turbovrtulovými motory Allison 501-D13. Bylo zjištěno, že uchycení motorů dostatečně netlumilo jejich vibrace. Po těchto událostech došlo k omezení rychlosti a výkonu motorů [100], pohonné jednotky byly zesíleny, aby zvládaly větší zatížení.

Tyto dvě nehody jsou první zpozorované případy vířivého třepetání. Zahájily tak výzkum této problematiky [101].



Obrázek 55 L-188 Electra [102]

Příloha 34: M-7 ORNIS

11. května 2006 u Chodovské Hutě havarovalo SLZ, M-7 Ornis. Pilot měl být po přestávce v létání přezkoušen, ale instruktor zřejmě dovolil v průběhu letu, aby došlo k překročení maximální rychlosti, a už nedokázal zabránit vzniklému f. Za letu došlo k oddělení pravého křídla a obou křídélek, což vedlo k nárazu do země a následnému požáru. Nehodu ani jeden nepřežil. [103]

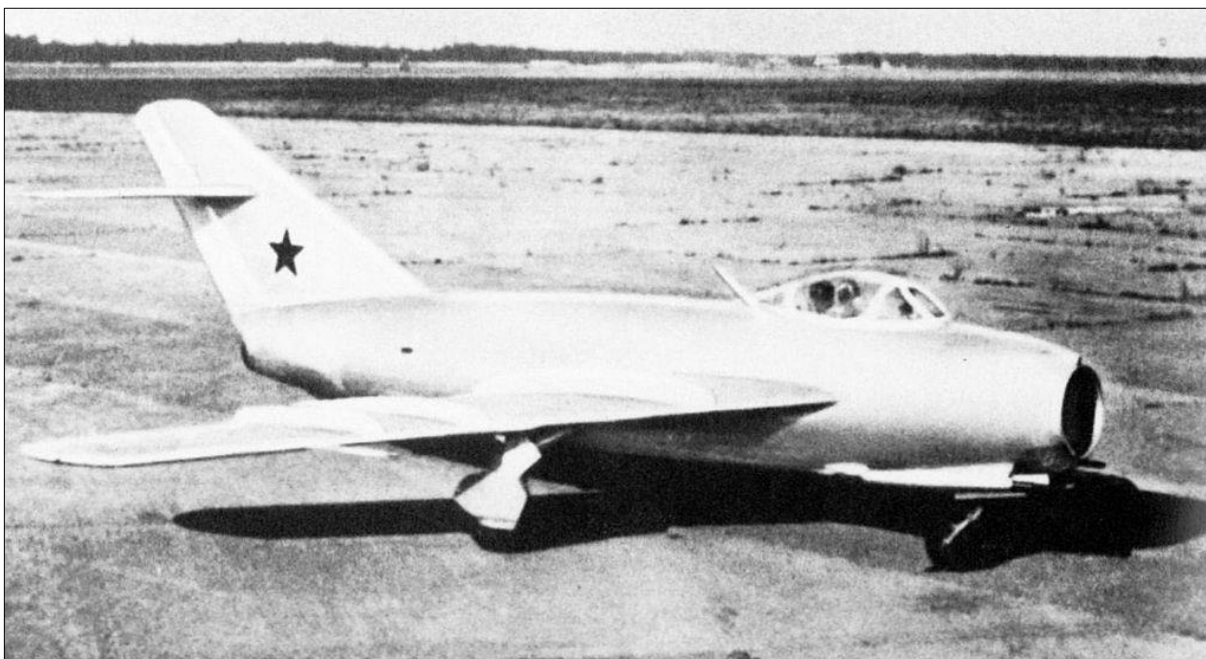
Vyšetřování zjistilo nedávnou výměnu motoru za silnější a pravděpodobně doma vyrobené vyvažovací plošky kormidel. Křídélka byla staticky nevyvážená, svou tuhostí zapříčinila snížení frekvence kmitání a nižší rychlost f. [104]



Obrázek 56 M7 Ornis [105]

Příloha 35: MIG-17

Mikoyan-Gurevich MiG-17 je podzvuková stíhačka vyráběná v Sovětském svazu od roku 1952. Během testování prvního prototypu, I 330 SI, zahynul 17. března 1950 pilot po odtržení VOP v důsledku vzniku f. [106] S potížemi týkajícími se f. OP se potýkal i druhý prototyp SI-2, který byl během jednoho ze zkušebních letů nucen předčasně přistát kvůli částečnému poškození VOP v rychlosti okolo 1 000 km/h. Testování dalších prototypů, se zesílenými nosnými plochami, byly úspěšnější a mohla být zahájena sériová výroba. [107]



Obrázek 57 MiG-17 [108]

Příloha 36: MOONEY M20K

5. května 1998 došlo poblíž kalifornského Bakersfieldu k nehodě soukromého Mooney M20K, N231BY. Pilot si v 19 000 ft uvědomil, že letoun není vybaven proti mrazu, a tak požádal o povolení zklesat. Už při vysokém letu měl rychlost 191 kt GS; maximální konstrukční rychlost modelu je 196 kt. Po získaném povolení zklesat ještě zrychlil a v 240 kt GS nastal f. výškového kormidla. Po odlomení jeho obou částí došlo k ulomení stabilizátorů a křídel letounu. Pilot nepřežil.

Vyšetřováním bylo zjištěno, že kritická rychlost f. je 241 kt. Vina byla jednoznačně na straně pilota, který přesáhnul maximální povolenou rychlost při snaze vyhnout se mrazu. [109]



Obrázek 58 M20K [110]

Příloha 37: NORTHROP F-89 SCORPION

F-89 Scorpion byla americká stíhačka vyráběná od 50. let 20. století, první amerického letectva s naváděnými střelami a světově první nesoucí jaderné zbraně. Měla sloužit k nočním letům, náhradou za P-61 Black Widow. [111]

22. února 1950 nastal při názorné ukázce vysokorychlostního letu předsedům amerických sil mezi El Segundo a Manhattan Beach f. pravého výškového kormidla na letounu 46-678, který zapříčinil ulomení celých OP. Pilot se zachránil skokem na padáku, avšak o život přišel letecký inženýr přítomný na palubě. [112]

Výroba byla pozastavena, dokud se neobjasnily příčiny nehody. Testy v aerodynamickém tunelu zjistily, že problém vysokofrekvenčního f. na VOP i SOP způsobilo proudění vzduchu z motoru spolu s tvarem zadní části trupu. [111] Jako řešení byly použity deflektory na motorech a přídatné vyvážení výškového kormidla. [113]



NORTHROP F-89J SCORPION (USAF*)

Obrázek 59 Northrop F-89J Scorpion [114]

Příloha 38: BOULTON PAUL P.120

Během zkušebního letu 29. srpna 1952 Boulton Paul P.120, VT951, zaznamenal f. VOP nad britskými Salisbury Plains, způsobený poruchou na trase řízení. Pilot se zachránil skokem na padáku; letadlo bylo zničené po pouhých 11 hodinách letuschopnosti.

P.120 byl letoun, na kterém byly zkoumány a zdokonalovány aerodynamické vlastnosti delta křídel. Měl nahradit bezocasý P.111, ale po nehodě byl program zrušen a další letoun Boulton Paul už nebyl vyroben. [115]



Obrázek 60 P.120 [116]

Příloha 39: P-51 MUSTANG

2. června 1950 poblíž Pearce v Austrálii nacvičoval Mustang P-51, A68-13, shazování bomb, když se mu okamžitě po vypuštění jedné v rychlosti 360 kt odlomilo křídlo společně s vodorovnými ocasními plochami. Z testování trosek vyplynulo, že příčinou nehody byl f. způsobený nedostatečně vyváženým výškovým kormidlem.

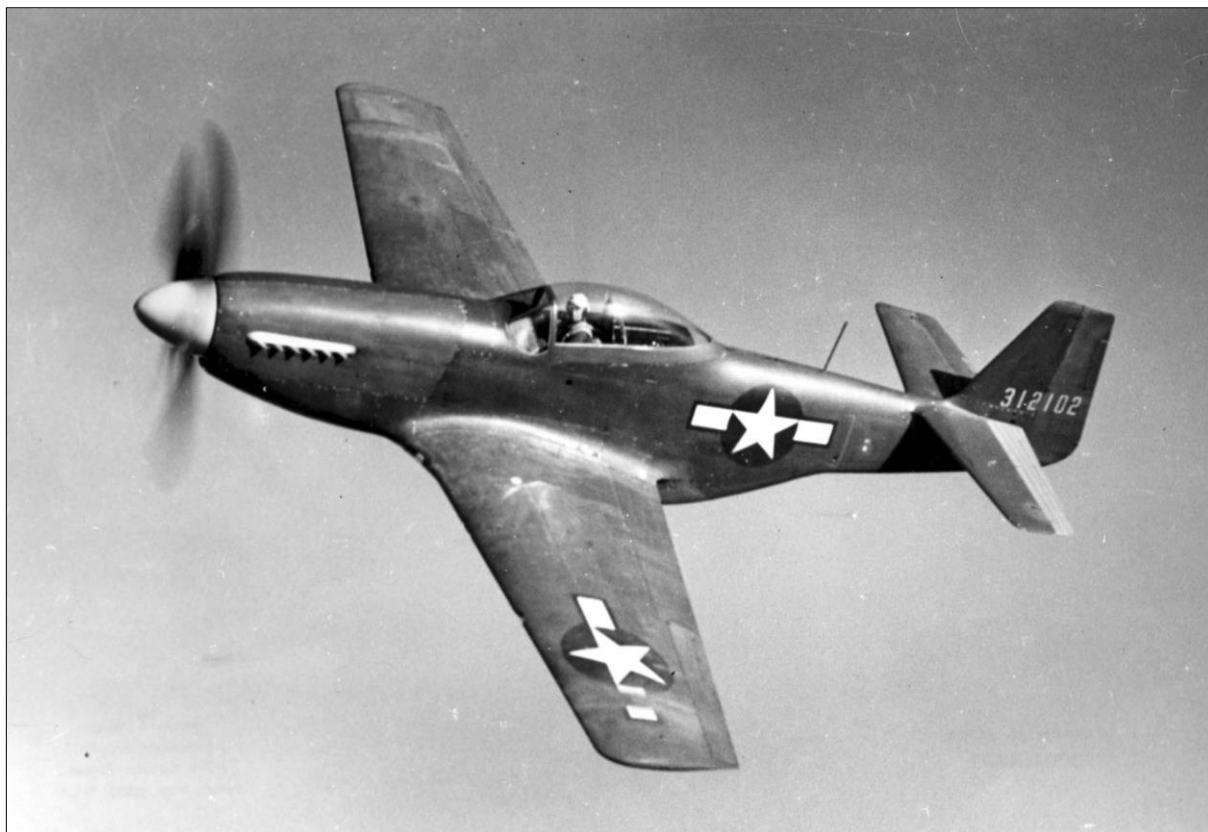
Během vyšetřování byly odhaleny 3 dřívější případy rozlomení stíhačky během letu způsobené stejnou příčinou jako výše zmíněný, a to A68-501 v prosinci 1945 v Townswille v Austrálii, A68-97 6. prosince 1947 ve Werribee v Austrálii a A68-802 3. prosince 1948 v Iwakuni v Japonsku. Ve všech případech pilot zahynul. [49]

Další katastrofický let se odehrál v roce 1999 u Eugene, Oregon. Při vyšetřování testovací pilot uvedl, že došlo k f. při plném vychýlení směrového kormidla v rychlosti kolem 370 kt. V pořádku přistál bez vyvažovací plošky kormidla. Dokonce se mu při jiném testovacím letu podařilo nouzově přistát s P-51 i bez f. ulomeného celého směrového kormidla. [117]

K významné nehodě Mustangu P-51D N79111 „Galloping Ghost“ došlo 16. září 2011 na air show v Reno v Nevadě. Ve třetím kole závodu se pilotovi v rychlosti 445 kt odtrhla vyvažovací ploška výškového kormidla, letadlo se rozflutterovalo a spadlo mezi diváky. Deset jich zabilo a dalších více než 60 zranilo.

Bylo zjištěno, že na letadle byly provedeny nepovolené změny pro zvýšení rychlosti, např. zkrácení křídel, odstranění chladiče, které snížilo celkovou tuhost letadla, větší protizávaží na výškovém kormidlu, díky kterým bylo letadlo schopné letět o 60 km/h rychleji než kdy dříve. Za odtržení vyvažovací plošky podle vyšetřování můžou šrouby spojující ji s výškovým kormidlem. Je možné, že šrouby byly povolené nebo stářím opotřebované.

Událost vedla k přísnějším bezpečnostním opatřením na podobných akcích a striktnějším pravidlům pro úpravu letounu. [118]



Obrázek 61 P-51 Mustang [119]



Obrázek 62 P-51 Galloping Ghost [120]

Příloha 40: PARNALL PIPIT

Parnall Pipit byl námořní stíhač vyrobený Georgem Parnallem. Celkem byly vyrobeny dva kusy a oba byly zničeny f. OP. Jednalo se o dvouplošník se stejně dlouhými křídly z nerezové oceli a duralu.

Směrové kormidlo nebylo aerodynamicky ani dynamicky vyvážené. Obdélníkové výškové kormidlo vyvážené bylo. [121]

Během testování prvního prototypu, N232, 20. září 1928 bylo v rychlosti 140 mph letadlo zničeno, pilot přežil s poraněným krkem. Druhý prototyp měl upravené nosné plochy – OP byly na obou stranách vyztuženy, SOP byla méně zaoblená a aerodynamicky vyvážená, křídélka přibyla i na horních křídlech.

24. února 1929 při testování druhého prototypu, N233, došlo v rychlosti 170 kt k ulomení SOP vlivem f. způsobené nedostatečnou pevností zadní části trupu a upevněním kormidla ke stabilizátoru. Pilot se zachránil skokem s padákem.

Další Pipit už vyroben nebyl. [122]



Obrázek 63 Parnall Pipit [123]

Příloha 41: PIPER PA-30 TWIN COMANCHE

Během jednoho ze zkušebních letů odolnosti vůči f. pilot Piperu PA-30 Twin Comanche 5. dubna 1966 zaznamenal silný f. VOP uvnitř letové obálky. [124] Naštěstí se OP neulomila a pilot v pořádku přistál na kalifornské letecké základně na poušti Mojave. [125]



Obrázek 64 PA-30 [126]

Příloha 42: PIPER PA32-300 CHEROKEE SIX

Piper PA 32-300 Cherokee Six, VH-PGC, havaroval 29. února 1976 poblíž australské Merimbuly. Pilot se vracel s pěti cestujícími na palubě a v závěrečné fázi letu asi 600 ft nad zemí v rychlosti 165 – 170 kt IAS zaznamenal f. Letounu se během sekundy odlomilo směrové kormidlo a pak se zřítil k zemi. Nikdo z pasažérů nepřežil. Příčina vzniku f. nebyla zjištěna. [127]



Obrázek 65 PA 32-300 [128]

Příloha 43: RANS S12-XL AIRAILE

11. října 2012 pilot RANS S12-XL N933CW při letu rychlostí 60 mph zaznamenal kmitání výškového kormidla. Kmitání zesilovalo a ani zpomalení na 50 mph nepomohlo, proto se pilot se spolucestujícím rozhodnul vyskočit nad pastvinou u Gordonu v Alabamě. Oba cestující bez zranění přistáli na zem, letadlo bylo opodál zničené.

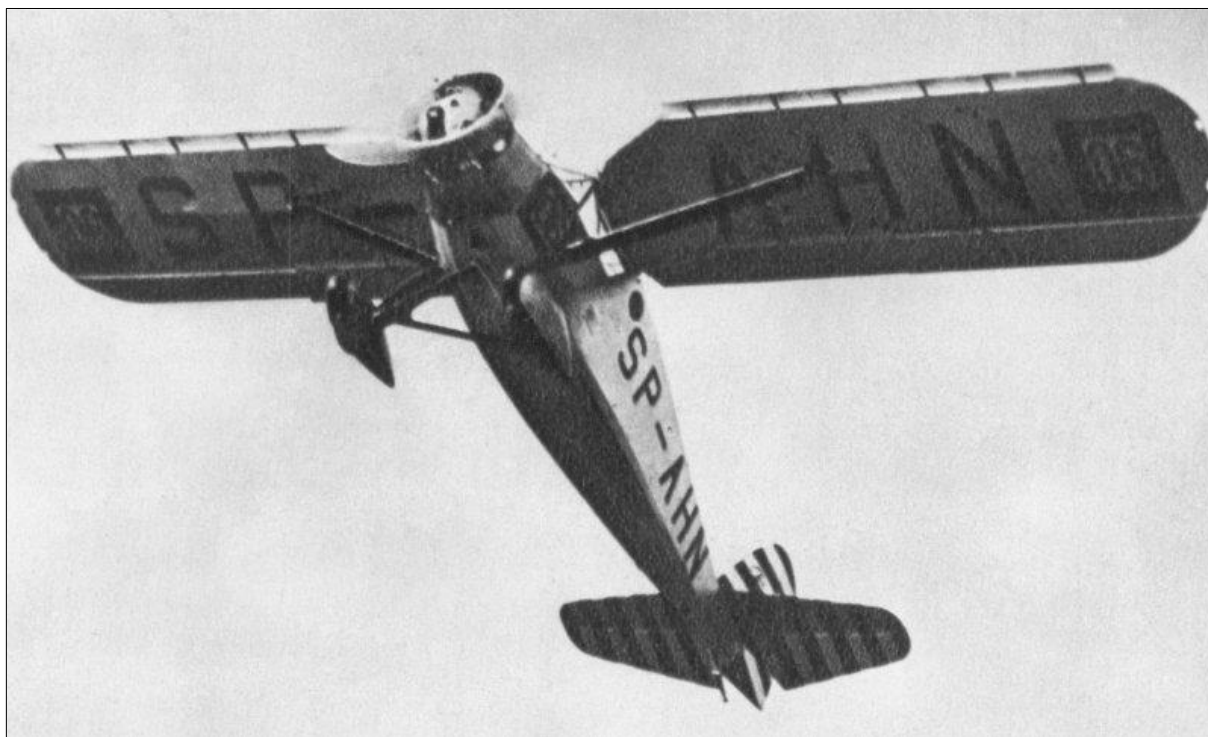
Pilot se domnívá, že f. mohl být způsoben povoleným lankem k vyvažovací plošce výškového kormidla. Letadlo si sestavil sám ze zakoupené sady o 8 let dříve a nic podobného ještě nezažil. [129]



Obrázek 66 Rans S-12XL [130]

Příloha 44: RWD-6

11. září 1932 došlo na Těšínsku k nehodě jednoho ze tří vyrobených ULL RWD-6, SP-AHN, s dvěma polskými piloty na palubě. [131] První prototyp byl zničen dříve během testování. Druhý prototyp, s upravenými OP, nevydržel v roce 1932 sílu větru rychlosti okolo 100 km/h, ulomilo se křídlo, pravděpodobně vlivem f., letadlo spadlo do lesa a oba známí polští piloti zahynuli. [132] Třetí letoun měl zesílené V-vzpěry a v září 1933 byl také poničen. [133]



Obrázek 67 RWD-6 [134]

Příloha 45: SB-5E

7. srpna 2019 se větroni Luftfahrt-Bundesamt SB-5E, G-DEJH, objevil f. na OP. Dřevěný letoun byl uveden do provozu v roce 1970, do britského klubu se dostal v roce 1981.

Jednomístný větroň letěl v okamžik výskytu f. rychlostí okolo maximální povolené hodnoty, tedy mezi 85 a 105 kt GS. Letoun se rozlomil ve výšce okolo 800 m na svahu Cross Fell ve Velké Británii. Patnáctiletý pilot utrpěl vážná zranění pánve, dolních končetin a žeber a nějakou dobu byl v kómatu.

Dva kolemjdoucí si letadlo chtěli natočit a náhodou zachytili celou nehodu. Jeden z nich se okamžitě rozeběhl k místu dopadu, zatímco druhý zavolal pomoc. Vyšetřovací společnost AAIB usoudila, že nehoda byla způsobená f. V-OP vzniklým ve vysoké rychlosti, pravděpodobně v místě s výskytem turbulence.

V návaznosti na tuto událost bylo rozhodnuto, že nezletilí piloti mohou létat svahové přelety pouze za vhodných meteorologických podmínek a po speciálním předletovém školení. [135]



Obrázek 68 SB-5E [136]

Příloha 46: GRUMMAN TURBO MALLARD

19. prosince 2005, krátce po vzletu z miamského přístavu došlo k nehodě amerického obojživelného dopravního letounu Grumman Turbo Mallard GF73T, N2969. Při havárii zemřeli 2 členové posádky a 18 cestujících.

Příčinou byl lom nosníku pravého křídla. Křídla letadla nebyla konstruována na nově použité motory Pratt & Whitney [99]. Oficiálním zněním pravděpodobné příčiny lomu křídla je zjištěná přítomnost drobných prasklin předcházející osudovému letu [137], které mohly přispět vzniku whirl f.

NTSB rozhodla o přísnějších kritériích pro pravidelné prohlídky. [99]



Obrázek 69 Turbo Mallard [138]

Příloha 47: UFM 13 LAMBADA

21. března 2009 došlo k nehodě SLZ UFM 13 Lambáda, OK-NUA09, u obce Nákří. Letadlo se za letu rozlomilo a následně havarovalo, oba piloti na palubě se zachránili díky pyrotechnickému záchrannému systému.

V roce 2008 bylo zahájeno testování na f. odolnost, ale nebylo dokončeno. Jeho dokončení po nehodě přikázal ÚZPLN a pozemní frekvenční zkoušky odhalily kritickou rychlost f. symetrických OP při rychlosti 163 km/h EAS, menší než nepřekročitelná rychlost. Bylo zjištěno nestejněměrné prosycení vrstev tkaniny pryskyřicí a nerovnoměrné rozložení hmotnosti po hloubce profilu výškového kormidla, která měla vliv na snížení rychlosti f. Jako bezpečnostní doporučení bylo navrženo zvýšení odolnosti konstrukce SLZ proti vzniku f. [139]

K obdobné nehodě UFM 13, N17UA, došlo 23. června 2009 v texaském San Antoniu. Pilot v rychlosti 110 KCAS zaznamenal prudké vibrace, letadlu se ulomila zadní část trupu a pilot bez zranění přistál díky aktivovanému záchrannému systému. Ačkoli byla po nehodě v Nákří snížena nepřekročitelná rychlost ze 119 na 81 KCAS, pilot se hájil, že to byl jen dosavadní nezbytný zákrok výrobce, a proto mu nevěnoval pozornost.

Pravděpodobnými příčinami nehod byl f. OP, který způsobil odlomení zadní části trupu letadla. V prvním případě šlo o konstrukční pochybení, avšak v Americe už nesl vinu pilot, který překročil sníženou maximální povolenou rychlost. [140]



Obrázek 70 Lambada [141]

Příloha 48: MITTELWERK V-2

Na počátku vývoje rakety V-2 se Mittelwerk potýkal s problematickým panelovým f., kdy se poprvé objevil problém kmitání v nadzvukových rychlostech. Celokovová naváděná nacistická zbraň měla zkrátit trvání 2. světové války. Celkem bylo vyrobeno přes 6000 raket a odpálená jich byla víc než polovina. [142]



Obrázek 71 V-2 [143]

Příloha 49: VAN'S RV-7

Van's RV-7 je celokovové letadlo amateur-built kategorie. Vyskytlo se ve třech nehodách připisovaných f., v USA, Kanadě a na Novém Zélandu. Horní hranice cestovní rychlosti je dle příručky 124 kt a maximální rychlost 200 kt.

V Hamilton Township v New Jersey 20. září 2013 pilot RV-7A, N174BK, překročil maximální konstrukční rychlost během akrobatického manévrování, načež se letadlo v rychlosti 220 kt rozlomilo. Pilot nepřežil. Nejdříve se odlomila spodní část směrového kormidla, později i svislý stabilizátor a část VOP. [144]

1. ledna 2018 havaroval RV-7, ZK-DVS, u Te Kopuru na Novém Zélandu. Pilot ani spolucestující nepřežili. Podle svědků se doma postavené letadlo rozpadlo během letu, kdy letělo z ostré zatáčky rychlostí 244 kt.

Letadlo bylo po technické stránce v pořádku, příčinou rozlomení letadla byl f. směrového kormidla způsobený vysokou rychlostí. Civil Aviation Authority hned ten den a později i výrobce upozornili, že je třeba držet se v povolených rychlostních mezích. [145]

V kanadském Madocu 23. ledna 2010 došlo k nehodě Van's RV-7A, C-GNDY. Pilot měl natáčet dvě další letadla při akrobatických manévrech, ale následně s ním druzí dva ztratili spojení. Letadlo havarovalo a pilot utrpěl smrtelná zranění.

Vyšetřování zjistilo, že překročením maximální konstrukční rychlosti o 23 kt došlo k oddělení svislého stabilizátoru a kormidla vlivem f. Z videa z pozice spolucestujícího je znát kmitání letadla při rychlém sestupu za natáčeným letadlem.

Letadlo bylo z technické stránky po úspěšné kontrole. Teoretickými výpočty byla rychlost f. určena na 300 kt, s tím, že s přidanou hmotností nosných ploch může k f. dojít i při rychlosti o více než 50 kt nižší. OP nebyly po přebarvení znovu vyváženy, což mohlo vést ke snížení kritické rychlosti. [146]



JETPHOTOS.NET

Image Copyright © J. Osciak

Obrázek 72 Van's RV-7A [147]

Příloha 50: VL3 FLAMINGO

Během leteckého závodu dne 29. května 2010 havaroval český ULL VL3A1 Flamingo, ZU-VDW, poblíž Bela-Bela v Jihoafrické republice. Při nehodě způsobené f. na křídle byl usmrčen pilot a jeho spolucestující. Podle loggeru pilot osudný den, stejně jako opakovaně předchozí den, překročil maximální povolenou rychlost 142 kt TAS.

Kvůli této nehodě se začaly na soutěžích kontrolovat loggery a ti, kteří v závodech překročili maximální povolenou rychlost, byli diskvalifikováni. [148]



Obrázek 73 VL3A-1 Flamingo [149]

Příloha 51: LOCKHEED XF-104 STARFIGHTER

Nadzvukový stíhací letoun F-104 Starfighter se začal vyrábět ve Spojených státech během studené války. Zpočátku se výroba potýkala s potížemi; jednou z nich byl f. OP, ke kterému docházelo v transsonických rychlostech. Problémovým bylo uspořádání OP do T, které přemístilo těžiště za ohybovou a torzní osu SOP, a nedostatečná tuhost. [150]

Jedním z případů výskytu byl f. OP na prvním prototypu XF-104, 53-7786, 11. července 1957 v roli pozorovatele testovacího letu jiného letadla, kdy se v transsonické rychlosti ulomily OP a letadlo havarovalo. Pilot se zachránil. [151]

Než se F-104 dostal do prodeje, byla konstrukce ještě výrazně upravena, včetně zesílení ocasních nerezových vzpěr. [150]



Obrázek 74 XF-104 Starfighter [152]

Příloha 52: ORLÍK

Po ukončení výroby Šohaje byl v roce 1956 zahájen vývoj nového kluzáku, XLF-114 Orlík, na kterém se podílel Ing. Matějčík s pplk. Vladimírem Štrosem. Vývoj probíhal úspěšně, dokud v listopadu 1960 nedošlo během testovacího letu u Medlánek u Brna k ulomení OP. Pilot se zachránil.

Testováním v aerodynamickém tunelu ve Varšavě bylo zjištěno nedostatečné vyvážení směrového kormidla, které vedlo k f. Na Orlíku byly OP přestavěny a směrové kormidlo částečně hmotnostně vyvážené. [153] Sériová výroba byla zahájena v Orličanu, kde větroň přejmenovali na VT-16 a dále ho s Ing. Matějčíkem zdokonalovali. [154]



Obrázek 75 Orlík [155]

Příloha 53: MARTIN YB-12

Glenn L. Martin Company vyrobila několik prototypů B-12 při vývoji celokovového bombardéru B-10. [156] Jeden z nich, YB-12A, 33-171, havaroval 2. října 1934 v důsledku křídlového f. Jeden z cestujících si během silných turbulencí třepetání všiml a vyskočil na padáku, ostatní tři zahynuli při zřícení letadla do kalifornského národního parku.

Příčinou nehody byl křídlově-křídlový f. způsobený při vypnutých motorech Pratt & Whitney, počasí na ni vliv pravděpodobně nemělo. Tato událost ukončila vývoj modelu B-12. [157]



Obrázek 76 Martin B-12 [158]

Příloha 54: CONVAIR YB-60

Během svého osmého zkušebního letu 24. června 1952 Convair YB-60-1-CF, 49-2676, havaroval vlivem f. trimovacích plošek směrového kormidla. Ty se v rychlosti 263 mph od kormidla oddělily a směrovka utrpěla značné zvlnění povrchu. Oproti B-36 měl B-60 šípovitost křídel a ocasních ploch pouze 35 °, jinak značná část konstrukce zůstala zachovaná. [159]

Druhý prototyp už nebyl dokončen, neúspěšný program Convair B-60 byl přerušen. Convair B-36 byl nahrazen konkurenčním bombardérem Boeing B-52 Stratofortress, který získal roli hlavní zbraně studené války a létá dodnes. [160]



Obrázek 77 Convair YB-60 [161]

Příloha 55: MITSUBISHI A6M ZERO

Japonský Mitsubishi A6M Zero měl být špičkovým stíhacím letounem druhé světové války. Jeho výroba započala ve 30. letech a potýkal se s různými nedostatky, které výrobce stále eliminoval a letadlo zdokonaloval. Snažil se obecně o co nejlehčí konstrukci, a proto se objevovaly problémy s její tuhostí.

11. března 1940 během rychlostních testovacích letů po rozlomení druhého prototypu, A6M1, zahynul pilot, když otevřel padák v nedostatečné výšce. Pravděpodobnou příčinou nehody byl f. výškového kormidla vzniklý po oddělení jeho vyvážení. Proto byly VOP překonstruovány a zesíleny. [162]

Během desítek dalších testů se měnila konstrukce celého letadla, až se 17. dubna 1941 Mitsubishi A6M1b, vybavenému vyvažovacími ploškami křidélek, oddělila během letu část levého křídla, letadlo spadlo a pilot nehodu nepřežil. Vyšetřování rozhodlo o nedostatečně pevné konstrukci, v důsledku čehož selhala křídélka a VOP.

Jiný testovací pilot, letící s letadlem vybaveným novými vyvažovacími ploškami předchozí den, vypověděl, že zaznamenal v rychlosti 600 km/h vibrace, načež v pořádku přistál se zvlněným povrchem křídel a ulomenými křídélky.

Problém se ukázal být ve vyvažovacích ploškách, protože během testovacího letu za stejných podmínek do rychlosti 640 km/h nebyly zpozorovány žádné nežádoucí jevy. Později bylo rozhodnuto o jejich odstranění. Během následujících let Mitsubishi Aircraft Corporation vyprodukovala několik dalších modelů stíhaček. [163]



Obrázek 78 A6M Zero [164]

Příloha 56: BEEHCRAFT 1900C

28. prosince 1991 došlo k nehodě Beechcraft 1900C nad oceánem poblíž amerického Rhode Island. Na dopravním letounu se při zkušebním letu v rychlosti okolo 180 kt objevil whirl f., odlomila se pravá motorová gondola a část křídla. Letoun se zřítil do oceánu a 3 piloti na palubě zahynuli. Černé skříňky nebyly nalezeny, ale na hlasových záznamech lze rozpoznat zvuky indikující vznik poškození.

Vyšetřování odhalilo, že příčinou vzniku f. uvnitř letové obálky bylo únavové poškození motorového lože a uchycení. [99]



Obrázek 79 Beechcraft 1900C [165]