



FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE

Ústav letadlové techniky

Letové zkoušky flutteru

Bakalářská práce

2022/2023

Štěpán Janda

Studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství

Studijní obor: Bez oboru

Vedoucí práce: Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Janda** Jméno: **Štěpán** Osobní číslo: **492474**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Letové zkoušky flutteru

Název bakalářské práce anglicky:

Flight flutter test

Pokyny pro vypracování:

Na RC modelu provést instalaci měřicí aparatury včetně budiče.
Realizace letové zkoušky flutteru.
Vyhodnocení naměřených dat.
Extrapolace rychlosti flutteru.

Seznam doporučené literatury:

Skripta VUT Brno: Aeroelasticita Daňek
NASA Technical Memorandum 4720: Report: A Historical Overview of Flight Flutter Testing
Technical report: Flutter analysis of Double Seater sailplane
Technical report: Flight Flutter test of Double Seater sailplane

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

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

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

Datum zadání bakalářské práce: **28.10.2022**

Termín odevzdání bakalářské práce: **13.01.2023**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

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

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

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen 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 studenta

PROHLÁŠENÍ

Tímto prohlašuji, že jsem bakalářskou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl všechny použité prameny a literaturu.

V Praze dne:

.....

podpis



Poděkování

Tímto bych rád poděkoval své rodině, která mě po dobu studia neúnavně podporovala. Dále bych rád poděkoval mému vedoucímu Ing. Aleši Kratochvílovi Ph.D. za ochotu a pomoc při zpracování této bakalářské práce.

- Autor:** Štěpán Janda
- Název bakalářské práce:** Letové zkoušky flutteru
- Rozsah práce:** 69 stránek, 38 obrázků, 8 tabulek, 3 grafy
- Rok vyhotovení:** 2023
- Univerzita:** České vysoké učení technické v Praze – fakulta strojní
- Ústav:** Ústav letadlové techniky
- Vedoucí bakalářské práce:** Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.
- Klíčová slova:** flutter, aeroelasticita, letová zkouška flutteru, rychlost flutteru, historický přehled testování flutteru

Anotace:

Cílem této bakalářské práce je provést letovou zkoušku flutteru na RC modelu. Nejprve byla na RC modelu nainstalována měřicí aparatura včetně budícího zařízení. Poté došlo k samotné realizaci letové zkoušky. Následně se vyhodnotila naměřená data a po získání těchto dat bylo možné provést extrapolaci rychlosti flutteru.



Author: Štěpán Janda

Title of bachelor thesis: Flight flutter test

Extent: 69 pages, 38 figures, 3 graphs, 8 tables.

Academic year: 2023

University: Czech Technical University in Prague – Faculty of mechanical engineering

Department: Department of Aerospace Engineering

Supervisor: Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.

Key words: flutter, aeroelasticity, flutter flight test, speed of flutter, historical overview of flutter testing

Annotation:

The main purpose of this bachelor thesis is to perform a flight flutter test on an RC model. First, the measurement apparatus including the excitation device was installed on the RC model. Then the actual implementation of the flight test took place. Subsequently, the measured data was evaluated and after obtaining this data it was possible to extrapolate the flutter velocity.

OBSAH

Prohlášení	2
Obsah	6
Seznam použitých programů.....	8
Seznam použitého značení.....	8
Úvod	9
1 Aeroelasticita	10
1.1 Definice	10
1.2 Aeroelastické jevy.....	10
1.3 Statické aeroelastické jevy	12
1.3.1 Torzní divergence	12
1.3.2 Reverzace řízení.....	13
1.4 Dynamické aeroelastické jevy	14
1.4.1 Buffeting.....	15
1.4.2 Flutter	15
2 Historie výskytu Flutteru.....	22
3 Letové zkoušky Flutteru	23
3.1 Vývoj testovacích metod leteckého flutteru.....	25
4 Budicí systémy.....	28
4.1 Impulzy do řídicích ploch (ocasní plochy, křídélka)	29
4.2 Oscilační řídicí plochy.....	30
4.3 Pyropatrony	32
4.4 Setrvačné budiče	33
4.5 Aerodynamické lopatky	34
4.6 Náhodné atmosférické turbulence	35
5 Instrumentace	36
5.1 Měření	36
5.2 Telemetrie a nahrávání	37
5.3 Displeje	39
6 Instrumentace RC modelu.....	41
7 Letová zkouška flutteru	47
7.1 Meteorologická situace, místo a čas	47
8 Vyhodnocení dat	48
Závěr.....	54
Bibliografie.....	55



Seznam použitých obrázků	58
Seznam použitých tabulek	58
Seznam použitých grafů.....	59

SEZNAM POUŽITÝCH PROGRAMŮ

Excel	Společnosti Microsoft
Word	Společnosti Microsoft
DIAdem	Společnosti National Instruments

SEZNAM POUŽITÉHO ZNAČENÍ

α	[rad]	úhel náběhu
e	[1]	excentricita
J	[Kg · m ²]	moment setrvačnosti
F	[N]	budící síla
m	[Kg]	hmotnost excentrické hmoty
E	[J]	energie
ΔE	[J]	změna energie systému
φ	[rad]	úhel natočení profilu (torzní deformace)
φ_0	[rad]	amplituda natočení profilu (torzní deformace)
g	[1]	celkové tlumení dostupné v soustavě
g_A	[1]	aerodynamické tlumení
g_K	[1]	konstrukční tlumení
M_K	[N · m]	kroučící moment
t	[s]	čas
Y	[N]	vztlaková síla
Y	[-]	vychýlená osa y
v	[m · s ⁻¹]	rychlost vzduchu
v_F	[m · s ⁻¹]	kritická rychlost flutteru
v_d	[m · s ⁻¹]	návrhová rychlost
ω	[rad · s ⁻¹]	úhlová frekvence

Úvod

Flutter, neboli v českém překladu třepetání, patří do skupiny dynamických jevů a jedná se o samobuzené kmitání, ke kterému dochází během letu a při určité kritické rychlosti (flutteru) se kmitání samo netlumí, ale dochází k velkému nárůstu amplitud a to může vést k poškození konstrukce, ztrátě řízení, či k úplné destrukci letounu.

Náplní této bakalářské práce je provést letové zkoušky flutteru na RC modelu, jedná se spíše o metodiku (nastínění) letové zkoušky, nikoliv úplnou letovou zkoušku flutteru, která se používá například u certifikací nového či již existujícího letounu, to by bylo na práci mnohem větších rozměrů.

Výsledkem práce bylo vyhodnocení naměřených dat z letové zkoušky a poté extrapolovat rychlost flutteru.

1 Aeroelasticita

1.1 Definice

Jednou z novějších oblastí aplikované mechaniky, která se zabývá interakcí tekutin a pevných látek, je aeroelasticita. V několika odvětvích, například v energetice a stavebnictví, již existuje jako samostatná disciplína, ale zdaleka nejstarší historii a největší rozšíření má v leteckém průmyslu. Nejprve se vše řešilo pouze empiricky, teoretické odpovědi se začaly uplatňovat až mnohem později. To vedlo především ke zvýšení poptávky po letadlech se zlepšenými letovými vlastnostmi a výkony. Konstruktoři začali vymýšlet způsoby, jak ztenčit profil křídla, aby dosáhli vyšších letových rychlostí nebo odlehčili konstrukci. To vše vedlo ke snížení tuhosti konstrukce, která se tak stala náchylnější k aeroelastickým jevům. [1]

Samotná definice aeroelasticity je: „*Aeroelasticita je nauka, která se zabývá pohybem poddajných těles, obtékaných nebo protékaných proudem plynu (vzduchu) v souvislosti s příčinami, jež tento pohyb způsobují.* [1]“

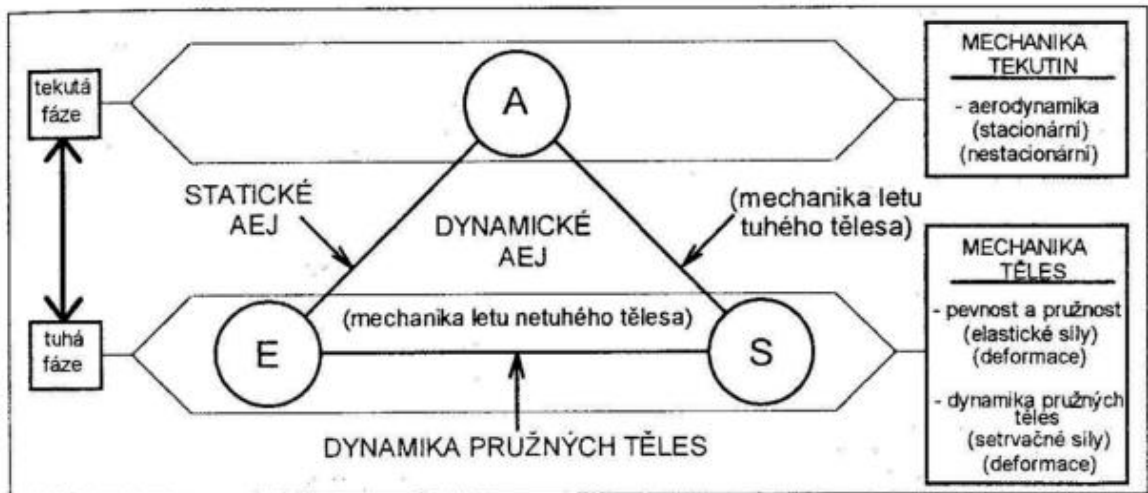
Od počátku letectví je aeroelasticita stále se rozvíjejícím oborem. Konstruktoři se museli s aeroelastickými problémy vypořádat, i když neúmyslně. Jedním z těchto průkopníků letectví byl profesor Samuel Pierpont Langley. Byl pravděpodobně jedním z prvních, kdo se zabýval statickými aeroelastickými jevy, zejména torzní divergencí křídel, když se křídla jeho jednoplošníku začala kroutit a jeho první pokus skončil neúspěchem. Ve stejné době, o několik dní později, 17. prosince 1903, se o to pokusili bratři Wrigtiové se svým dvouplošníkem a uspěli. [1]

1.2 Aeroelastické jevy

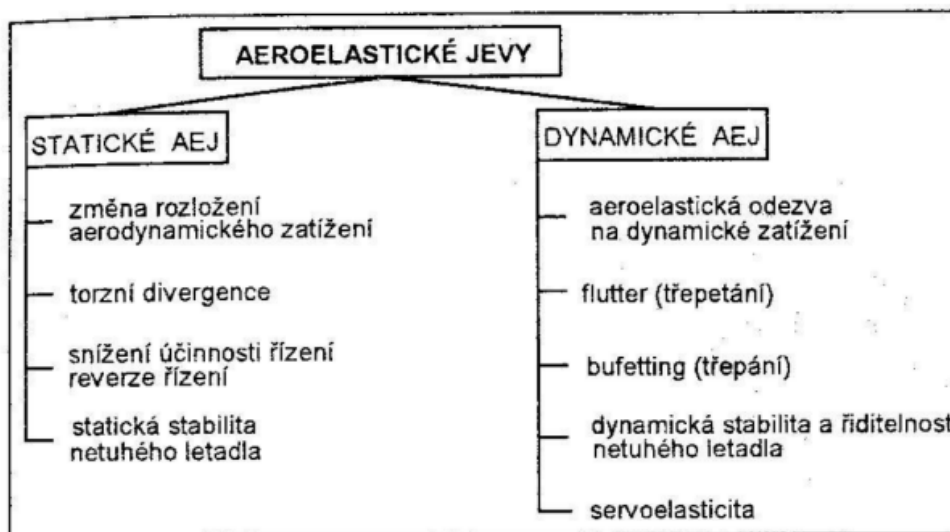
Tři síly – aerodynamická, elastická a setrvačná – vzájemně působí a vytvářejí aeroelastické jevy. Tento takzvaný trojúhelníkový systém sil poprvé navrhl Angličan A. R. Collar v roce 1946. Ke statickým aeroelastickým jevům dochází při interakci pouze aerodynamických a elastických sil. Přítomnost všech tří sil není podmínkou pro vznik aeroelastických jevů. Aeroelastických jevů je několik, a proto také není pravda, že se všechny vyskytují současně. [1]

Samotná definice aeroelastického jevu zní: „Aeroelastickým jevem rozumíme takový fyzikální jev, jehož podstatou je vzájemné působení alespoň prvních dvou z těchto druhů sil: aerodynamických, elastických a setrvačných, vznikajících při relativním pohybu plynu a poddajného tělesa, resp. soustavy těles. [1]“

K pochopení problémů, které v tomto ohledu vznikají, je užitečný obrázek trojúhelníku, (obr. 1). Tři síly, které mohou vést k aeroelastickým jevům, jsou umístěny ve vrcholech trojúhelníku. V bodech, kde se síly spojují, jsou znázorněny jejich vzájemné závislosti, které představují několik oborů mechaniky. Střed trojúhelníku představuje interakci všech zobrazených sil, která vede ke složitějším fyzikálně-mechanickým interakcím, jež jsou typické pro dynamické aeroelastické jevy. [1]



Obrázek 1: Schéma trojúhelníku sil [2]



Obrázek 2: Rozdělení aeroelastických jevů [2]

Aeroelastické jevy lze obecně rozdělit do dvou kategorií, (obr. 2): statické aeroelastické jevy a dynamické aeroelastické jevy. Hlavní rozdíl mezi nimi spočívá v tom, že u statických aeroelastických jevů se nezahrnují setrvačné síly, tudíž je výsledný směr deformace vždy jednosměrný. U dynamických aeroelastických jevů zahrnujeme setrvačné síly, charakteristickým znakem je kmitavý pohyb. [1]

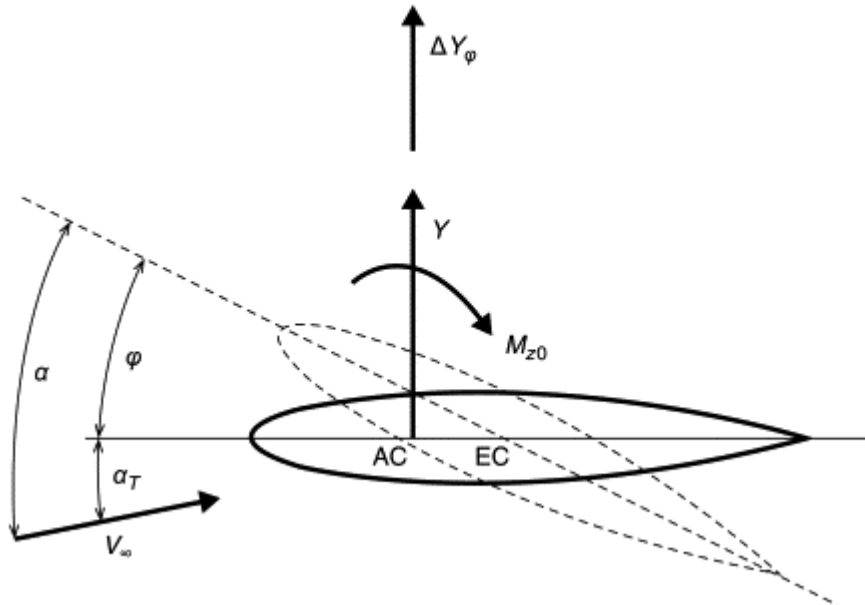
1.3 Statické aeroelastické jevy

Aerodynamické síly, které jsou stacionární, v kombinaci s vnitřními elastickými silami vytvářejí statické účinky. Vyznačují se tím, že deformace konstrukce je jednosměrná, což mění způsob rozložení aerodynamického zatížení na konstrukci. Vzniklé jevy jsou vlastně konkrétními případy mezních stavů stability nebo deformací, kterým je konstrukce vystavena v důsledku měnících se zatížení. [1; 2]

1.3.1 Torzní divergence

Jedná se o historicky první výskyt aeroelastického jevu. Princip je založen na interakci proudu vzduchu s nosnou plochou. Druhá mocnina rychlosti a úhlu náběhu (úhel mezi čarou nulového vztlaku a směrem proudu vzduchu) určuje vztlakovou sílu, která je normála ke směru proudu vzduchu. Pokud uvažujeme nosnou plochu za absolutně tuhé těleso, zvyšovala by se pouze aerodynamická síla se zvyšující rychlostí proudu vzduchu. Pokud ale budeme uvažovat nosnou plochu jako poddajnou konstrukci s konečnou torzní tuhostí, bude docházet ke zkrucování leteckého profilu s náběžnou hranou směrem vzhůru. [1; 2].

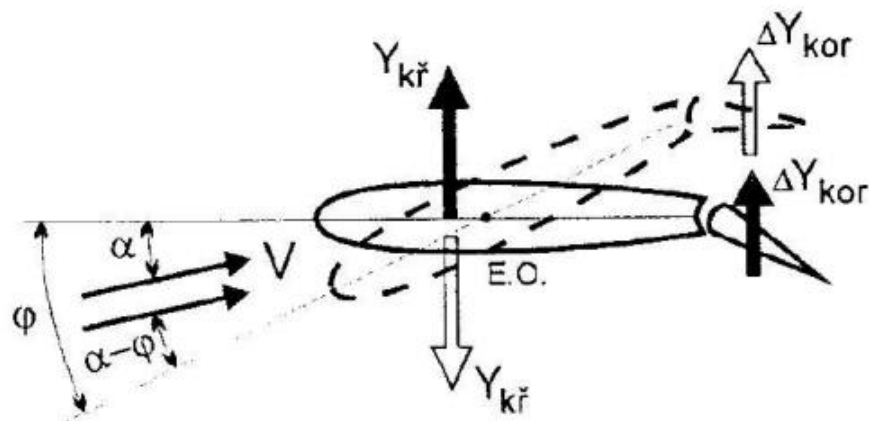
Důsledkem toho se zvýší úhel náběhu, (obr. 3), což se projeví nárůstem aerodynamických sil a dojde k následnému nárůstu deformace. Tento proces pokračuje, dokud se vnitřní elastický a vnější aerodynamický moment nevyrovnají. Rovnováha nastane při rychlosti v_{DIV} , známé také jako kritická rychlost torzní divergence. Pokud je tato rychlost překročena, letecká konstrukce se začne hroutit v důsledku ztráty stability a nekontrolovatelného nárůstu deformací. [1; 2]



Obrázek 3: Princip torzní divergence [3]

1.3.2 Reverzace řízení

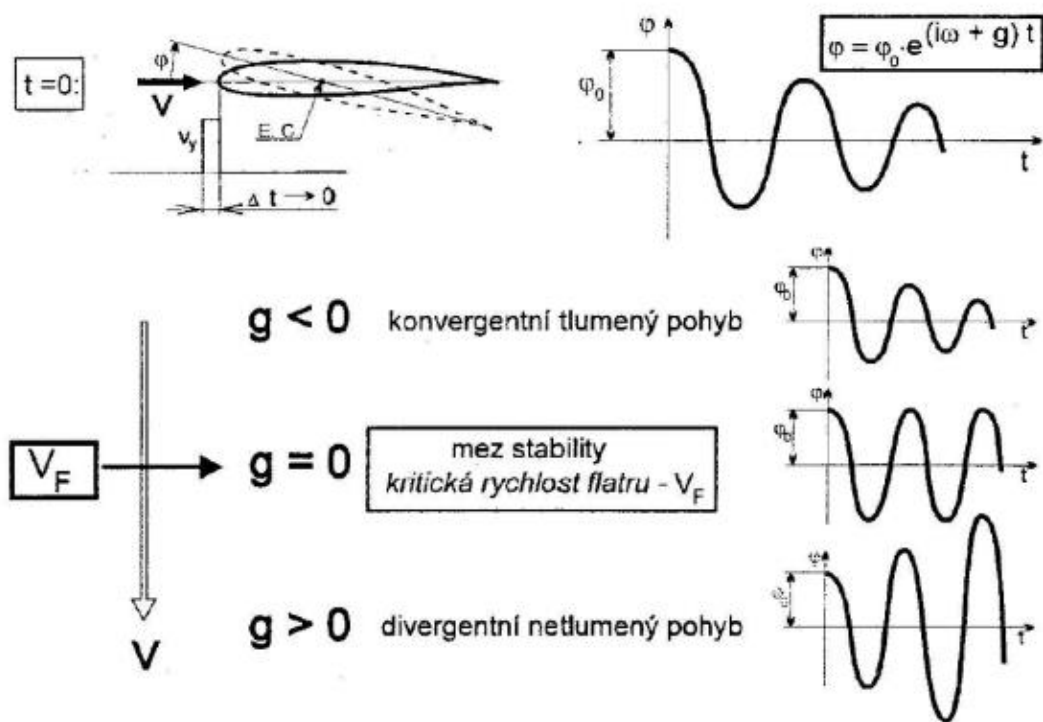
Na rozdíl od torzní divergence, kdy dochází k destrukci konstrukce, při reverzním řízení dochází pouze ke ztrátě říditelnosti. Dlouhá a úzká křídla, která jsou velmi poddajná, jsou k tomuto jevu obzvláště náchylná. Může však postihnout jakoukoli část, kde se nacházejí ovládací prvky. Principem toho jevu spočívá v působení řídicí síly na kormidlo, která způsobí deformaci a dovede pevnou plochu a kormidlo do polohy, kde se změní úhel náběhu a způsobí na nich pokles aerodynamických sil, (obr. 4). To znamená, že při výchylce kormidla se letoun začne točit na druhou stranu, než je zamýšleno. K tomu dochází, pokud je překročena tzv. rychlost reverze kormidel. [1; 2]



Obrázek 4: Princip reverzace řízení [2]

1.4 Dynamické aeroelastické jevy

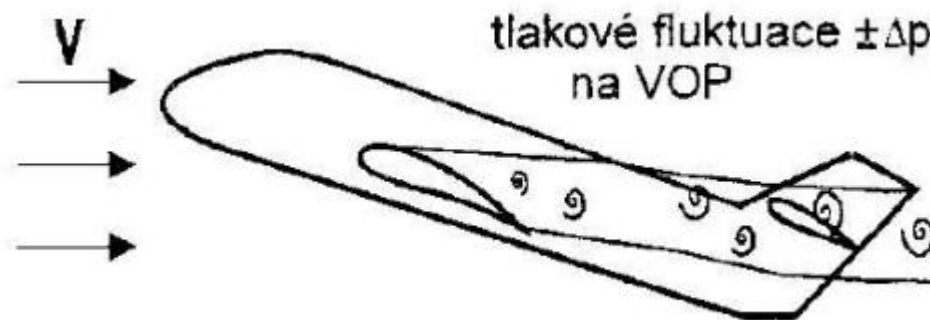
Nestacionární aerodynamické síly, setrvačné síly a vnitřní elastické síly se vzájemně ovlivňují a vytvářejí dynamické jevy. Vyznačují se časově proměnným zatížením, které způsobuje deformaci s vratným (oscilačním) charakterem. Dynamické aeroelastické jevy se projevují aeroelastickou odezvou konstrukce, podobně jako u statických aeroelastických jevů, kde jsou silové účinky obvykle reprezentovány přerozdělením aerodynamického zatížení. Aeroelastická odezva konstrukce je definována časovým průběhem deformací a zatížení, (obr. 5), to může být buď tlumené, v takovém případě je stabilní, nebo netlumené a nestabilní, což má za následek zhroucení postižené části konstrukce. Stejně jako statické jevy jsou i dynamické jevy mezními stavy nebo zvláštními případy této odezvy. [1; 2]



Obrázek 5: Časové průběhy deformace v závislosti na celkovém tlumení [2]

1.4.1 Buffeting

Tento jev je v českém překladu označován jako „třepání“. Jedná se o buzený typ dynamického aeroelastického jevu „*generované periodickými odtrhávajícími víry v místech, kde dochází k náhlým změnám vnějšího tvaru.*“ [1] To způsobí rozkmitání ostatních částí letounu, které se nacházejí v jejich dráze. Nejtypičtější je buffeting ocasní plochy vyvolaným křídlem, (obr. 6). K buffetingu často dochází při vyšších úhlech náběhu, což má za následek vznik širšího úplavu za křídlem, a tudíž vyšší pravděpodobnosti nárazu do ocasních ploch. [1; 2]



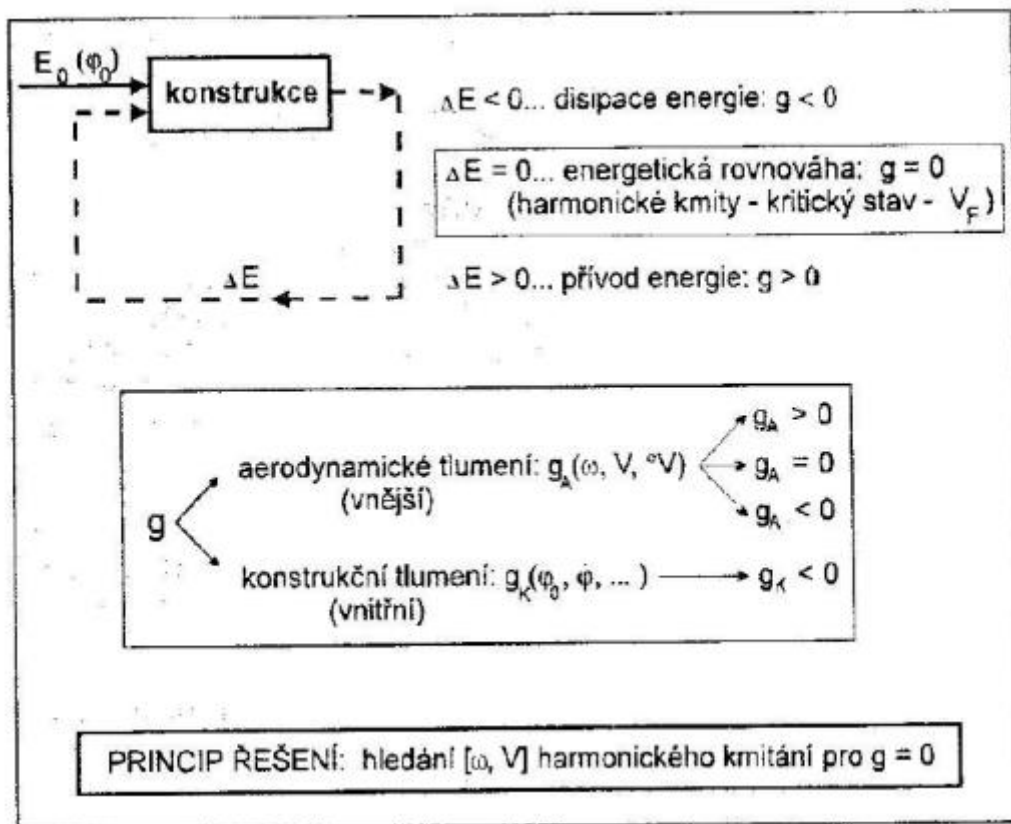
Obrázek 6: Buffeting ocasních ploch za křídlem [2]

Buffeting nemá přímo kritický dopad na leteckou konstrukci, může vyvolat neustálé kmitání s omezenou amplitudou, zejména tzv. „*flutter s odtrženou mezní vrstvou při vyšších úhlech náběhu.*“

1.4.2 Flutter

Jedním ze základních příkladů dynamické odezvy je způsob, jakým konstrukce reaguje na náhlou změnu zátěže způsobenou skokovou změnou prostředí, nebo odezva na impulsní zatížení. Tato reakce na impulsní zatížení je kmitavá ohybová deformace profilu křídla, která je výsledkem impulsu vertikální rychlosti. Může být vyvolána například odhozením zátěže za letu nebo průletem letadla poryvem. V důsledku krátkodobé změny síly je konstrukci dodáno určité množství energie, které způsobí její rozkmitání. Samobuzené kmitání jsou základním dynamickým aeroelastickým jevem, mezním stavem toho jevu je pak flutter neboli třepetání, viz [2]: „*Flutter je dynamická nestabilita, resp. mezní případ stability dynamické odezvy částí či celého letounu za letu na impulsní zatížení.*“

Takzvaná kritická rychlost flutteru v_F , je mez dynamické stability letounu. Při této rychlosti systém získává z proudu vzduchu energii rovnající se energii ztracené v důsledku tlumivého účinku, což způsobí deformaci konstrukce v důsledku harmonických kmitů, které se samy vybuzují z proudu vzduchu. Při nižších rychlostech je přívod energie nedostatečný a deformační pohyb se postupně zatlučen. Když však rychlost překročí kritickou rychlost, energie systému dále roste a deformační kmitání se stává nestabilním, což způsobuje destrukci postiženého konstrukčního celku. Viz [2] uvádí schéma, který jasně ilustruje tuto energetickou bilanci a vliv tlumení, (obr. 7).



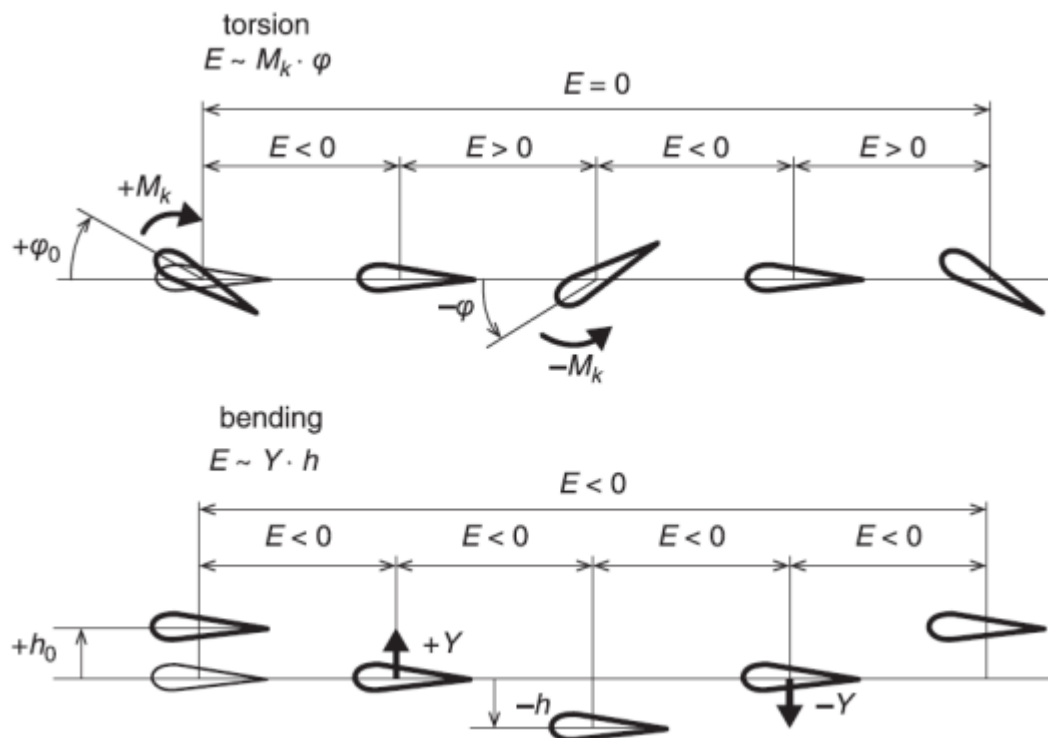
Obrázek 7: Energetická bilance tlumení a kmitání na konstrukci [2]

Velikost celkového tlumení g určuje, jak stabilní je pohyb. Souvisí také s tím, jak se změnil energetický stav systému, který může nabývat kladných i záporných hodnot, stejně jako nulové hodnoty v případě energetické rovnováhy. Celkové tlumení má dvě složky. První z nich je konstrukční tlumení g_K , jehož hodnota závisí především na použitých stavebních materiálech a na druhu, množství a uspořádání spojů mezi jednotlivými prvky.

Konstrukční tlumení dosahuje vždy záporných hodnot, což znamená disipovanou energii, zatímco aerodynamické tlumení je odlišné a může nabývat kladných, záporných nebo nulových hodnot. Jeho znaménko záleží na stupních volnosti.

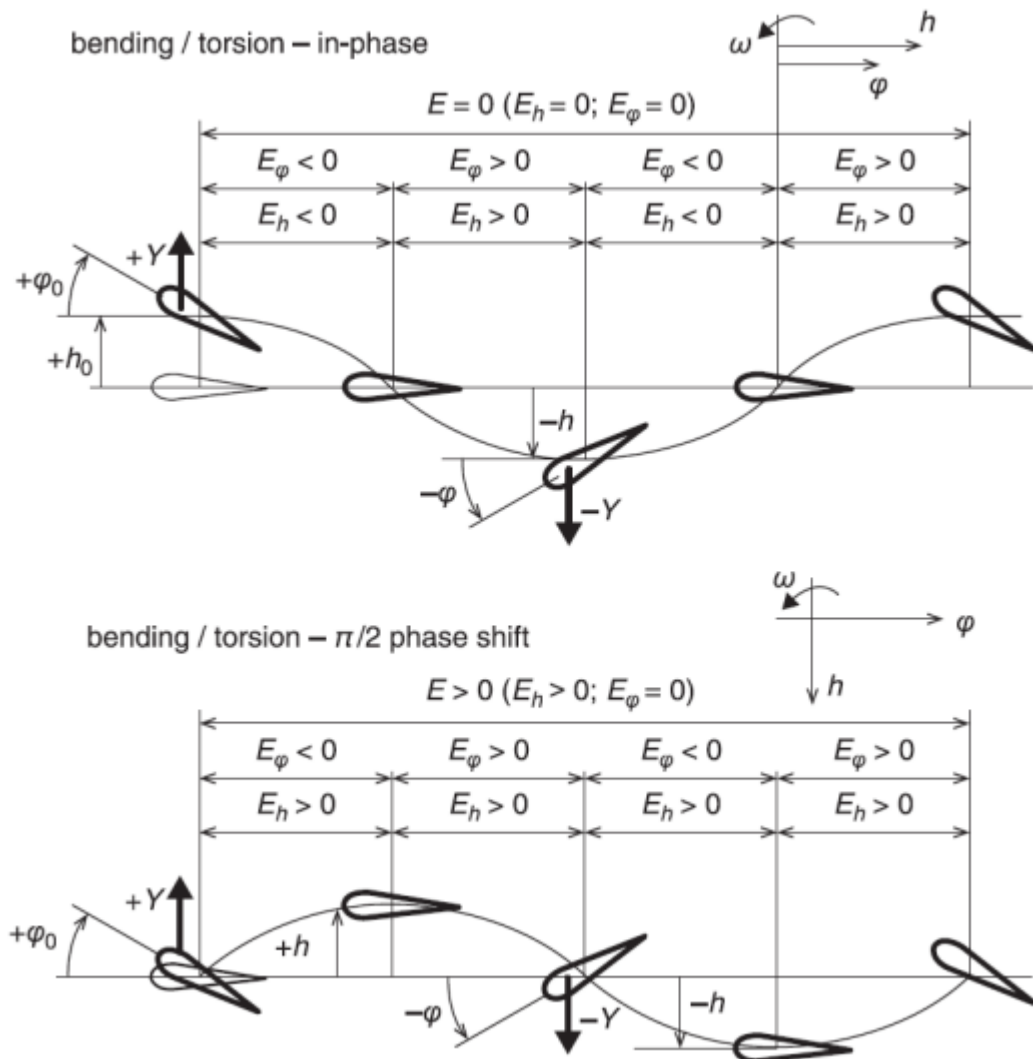
Při jednom stupni volnosti (čistá torze nebo ohyb) nedochází k netlumeným kmitům, protože výsledná energie je nulová, (obr. 8). Pouze při spojení dvou a více módů může vstupní energie výrazně převýšit energii disipovanou. Avšak v aerodynamických silách hraje roli také frekvence, která způsobuje fázový posun vzhledem k vektoru deformace a změnu velikosti amplitudy. [1; 2]

Předpoklad, že nedochází k odtržení a mezní vrstva kmitá se zbytkem tělesa, by zdánlivě vylučoval flutter v případě jednoho stupně volnosti, avšak to platí pouze za určitých okolností. V opačném případě je i při jednom stupni volnosti možná divergentní deformace. Totéž se může stát v oblasti transsonických rychlostí, kdy aerodynamické síly působí odlišně.



Obrázek 8: Harmonický pohyb profilu s jedním stupněm volnosti [4; 5]

Tentokrát se dvěma stupni volnosti je schéma celého pohybového cyklu pro harmonickou situaci oscilačního deformačního profilu znázorněno na obr. 9. Je zde demonstrována energetická bilance pro kombinaci torze a ohybu. Výše uvedený fázový posun jednotlivých vektorů zatížení a deformace ve srovnání se systémem s jedním stupněm volnosti. V prvním případě na obr. 9, nahoře nemůže dojít k flutteru, protože oba pohyby jsou ve fázi a cyklus je energeticky neutrální. Když se však například ohyb za torzí zpozdí, situace se zásadně změní. Cyklus s fázovým posunem $\pi/2$ mezi oběma účinky je znázorněn ve spodní části diagramu. [1; 2]



Obrázek 9: Harmonický pohyb profilu se dvěma stupni volnosti [4; 5]

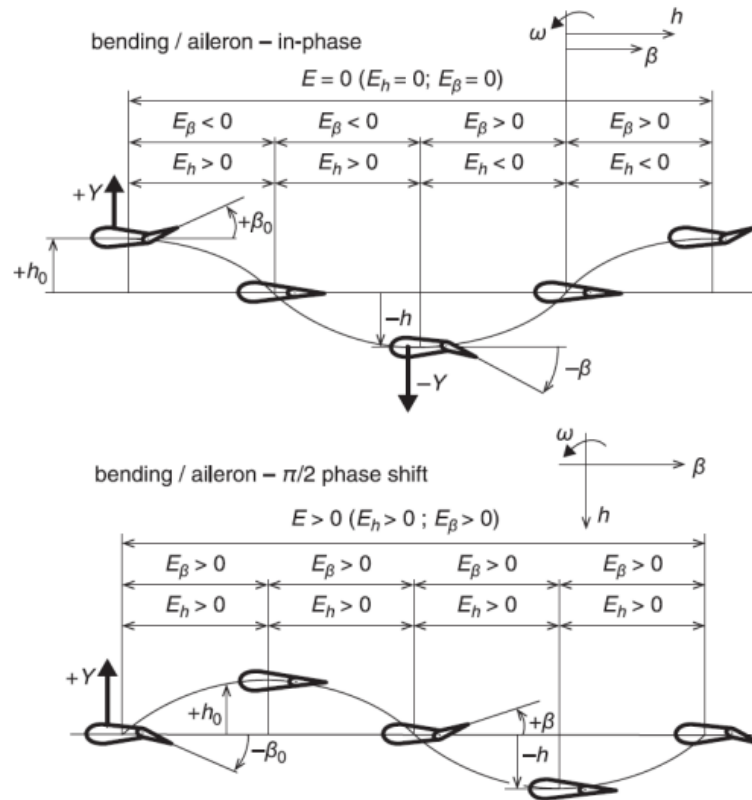


Obecně platí, že počet a typy částí letadla, které ovlivňují pohyb, určují, kolik stupňů volnosti může kmitající systém mít. Mezi nejvýznačnější případy potenciálního flutteru se řadí viz [2]:

- 1) Ohybově-krouťivý flutter – kombinace ohybu a torze deformace křídla nebo ocasních ploch. Typ s dvěma stupni volnosti bez vychylování křidélek
- 2) Ohybově-křídélkový flutter – kombinace ohybu křídla s vychylováním křídélka, Typ s dvěma stupni volnosti, dochází k němu při nedostatečném vyvážení kormidel
- 3) Ohybově-krouťivý flutter za účasti křidélek a kormidel – kombinaci dvou předcházejících případu s třemi stupni volnosti
- 4) Flutter nosné plochy s kormidlem a pomocnými ploškami – jedná se o nebezpečnou vícecestupňovou aeroelastickou nestabilitu, (obr. 10)

Avšak existují další typy flutteru:

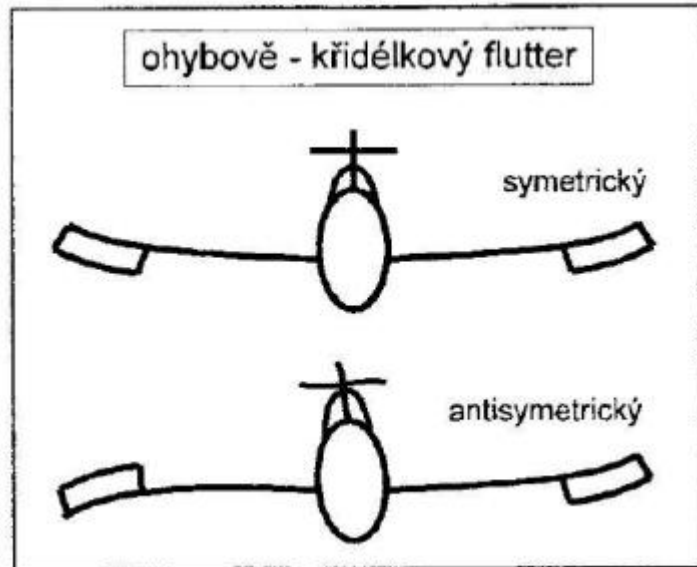
- RBM flutter
- Whirl flutter – „je aeroelastický jev způsobený spojením aerodynamických sil vrtule a gyroskopických sil rotujících hmot“, viz [5]
- Flutter trimovací plošky
- Flutter ocasních ploch
- Flutter externího nákladu
- Panelový flutter



Obrázek 10: Harmonický pohyb profilu s účastí křidéla [4; 5]

Vznik flutteru v kombinaci s řídicí plochou má cyklus v prvním případě (výše) opět energeticky neutrální a zabraňuje třepotání, výchylka křidélek je ve fázi s výchylkou křídla a celková energie je nulová. Naopak ve druhém příkladu (níže), kdy jsou od sebe oba pohyby fázově posuty o $\pi/2$, dochází nejen k nárůstu celkové energie, ale také k nárůstu jednotlivých pohybů. V této situaci může dojít až k divergenci, tím jak se ohybová deformace a výchylky křidélek navzájem budí.

Výše zmíněné případy jsou jednoduché, aby posloužily k lepší demonstraci problematiky flutteru. V praxi je skutečnost mnohem náročnější, obzvláště u kmitání s více stupni volnosti. Dále můžeme výše zmíněné typy flutteru rozdělit na symetrický a antisymetrický, (obr.11). K divergenci může dojít pouze v případech, kdy je celková energetická bilance cyklu kladná. [2]



Obrázek 11: Symetrický a antisymetrický tvar kmitání [2]

Závěrem kapitoly je dobré uvést řešení kritického stavu. Musíme vyjít z energetické rovnováhy, ta nastane, když je celkové tlumení přesně rovné nule a systém se pohybuje harmonicky kmitavým pohybem. Aby bylo možné vytvořit tzv. matici flutteru, kde je nutné aby determinant pro harmonický pohyb byl nulový, musí být systém následně popsán soustavou pohybových rovnic, jejichž počet závisí na počtu stupňů volnosti. Jeho tvar a způsob interpretace vypočtených vlastních čísel závisí na použité metodě řešení. [1]

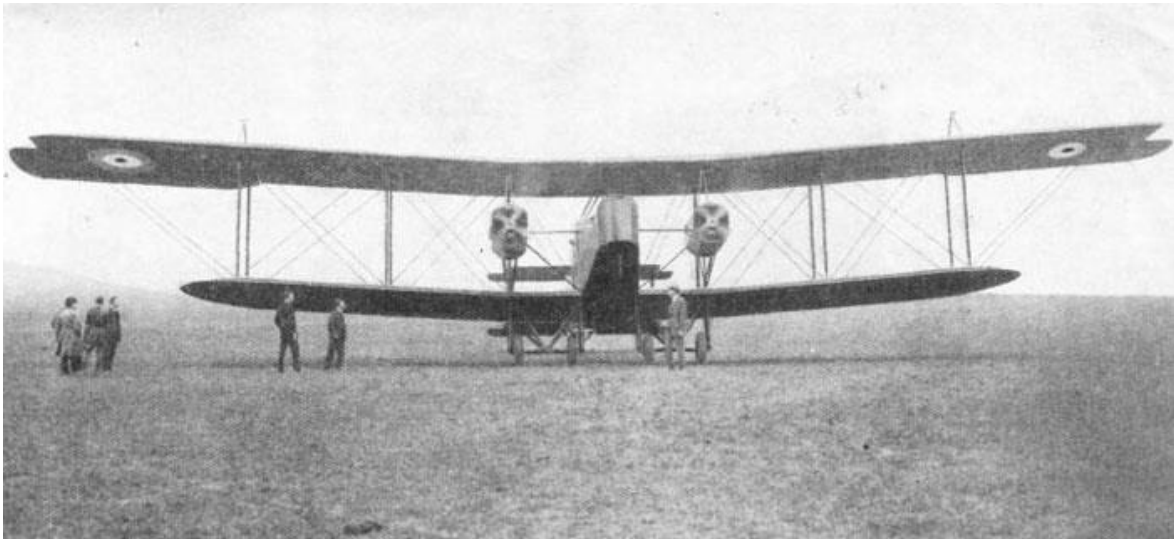
Metody pro analytické řešení rychlosti flutteru:

- P – metoda
- P-K – metoda
- K – metoda

U výše zmíněných metod je přístup k řešení výpočtu jiný, avšak výsledek (rychlost flutteru) musí a je stejná. Jednou z hlavních obtíží těchto přístupů je to, že zatímco v podmínkách flutteru dominuje pohybu kritický režim, při podkritických rychlostech se pohyb skládá z řady různých režimů (módů). Proces frekvenčního přizpůsobení musí být proveden pro každý režim za určitých letových podmínek. Různé metody tak poskytují různé hodnoty frekvence a tlumení při podkritických rychlostech (nebo mimo flutter), ale poskytují stejný odhad rychlosti flutteru.

2 Historie výskytu Flutteru

První zaznamenaný případ třepetání se stal v roce 1916 na dvoumotorovém dvouplošném bombardéru Handley Page O/400, (obr. 12). Mechanismus třepetání spočíval ve spojení torzního režimu trupu s antisymetrickým režimem rotace výškovky. Výškovky tohoto letounu byly ovládány nezávisle. Řešení problému spočívalo ve vzájemném propojení výškovky pomocí torzní trubky. [6; 7]



Obrázek 12: Handley Page O/400 [43]

Třepetání řídicích ploch se začalo objevovat během první světové války. V této době se třepetání křidélek na křídlech vyskytovalo hojně [8; 6]. Jako prostředek k zamezení tohoto typu třepetání navrhli Von Baumhauer a Koning použití hmotnostní rovnováhy kolem linie závěsů řídicích ploch. Ačkoli se později vyskytly některé mírné případy třepetání řídicí plochy, byly obvykle odstraněny zvýšením hmotnostního vyvážení řídicí plochy.

Po první světové válce se zvýšila rychlost letu a přešlo se od dvouplošníků s vnějšími drátěnými výztuhami k letadlům s konzolovými křídly to vedlo k většímu počtu případů třepetání křídel. [9; 6].

Další formou třepetání, kterou se zabývali ve 30. letech 20. století, bylo třepetání servopohonů. Collar [8; 6] předpovídal, že tento typ flutteru bude existovat po mnoho let. Tato předpověď byla správná, neboť v letech 1947 až 1956 bylo jen u vojenských letadel zaznamenáno 11 případů výskytu flutteru klapek [10; 6]. Tento problém přetrvával do současnosti.

Jakmile měla letadla možnost létat transsonickými rychlostmi, objevily se nové aeroelastické problémy. V roce 1944 při letových zkouškách nového letounu P-80 hlásili piloti NACA případ bzučení křidélek [11; 6]. Od roku 1947 do roku 1956 bylo zaznamenáno 21 případů třepetání, které zahrnovalo transsonické bzučení řídicích ploch. Dnes je transsonický letový režim stále považován za nejkritičtější z hlediska třepetání.

Nový typ třepetání způsobily rovněž nadzvukové rychlosti. Typ známý jako panelové třepetání. Třepetání panelů zahrnuje stálé amplitudové stojaté nebo putující vlny v potahu letadla. Tento typ nestability by mohl vést k náhlému únavovému selhání, proto je důležité se třepetání panelů vyhnout. V padesátých letech minulého století došlo ke ztrátě stíhacího letounu z důvodu selhání hydraulického vedení, které bylo připojeno k panelu, u něhož k takovému chvění panelu došlo [11; 6].

Užitečné zatížení ovlivňuje aeroelastickou stabilitu letadla. Sedm případů třepetání v letech 1947 až 1956 se týkalo přepravy vnějších zásob a také motorů namontovaných na pylonu [11; 6]. Problém s přepravou zásob je významný i dnes, zejména s ohledem na množství konfigurací zásob, které může letadlo nést. Ačkoli jsou tyto oscilace většinou charakterizovány sinusovými oscilacemi s omezenou amplitudou, letové zkoušky ukázaly, že amplitudy se mohou snižovat, nebo zvyšovat v závislosti na zatěžovacím faktoru (úhel náběhu) a rychlosti letu.

3 Letové zkoušky Flutteru

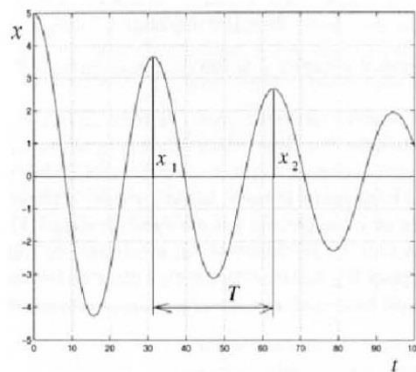
Letové zkoušky flutteru slouží k ověření letové obálky, proto je důležité ještě před samotnou letovou zkouškou provést pozemní frekvenční test, který poskytne spolehlivou predikci rychlosti flutteru.

Během pozemních zkoušek se zjišťují modální parametry letounu. Data z těchto měření jsou následně použita pro naladění výpočtového aeroelastického modelu letounu. Před zahájením letových zkoušek flutteru musí být aeroelastický model letounu řádně vyladěn a musí být vypočteny kritické rychlosti flutteru. Při pozemní zkoušce se konstrukce letounu budí na řadě míst (křídla, ocasní plochy, trup apod.) pomocí elektrodynamických vibrátorů o různých amplitudách a frekvencích se odezva konstrukce měří pomocí např. akcelerometrů instalovaných na letounu.

Po kvalitní predikci rychlosti flutteru u pozemní zkoušky se určí jednotlivé testovací body, to znamená například v jedné konstantní letové hladině se při určité rychlosti letoun vybudí (např. excentrickou hmotou, pyropatronou, atd.) a pokud budou data měřící flutter neprůkazná, letoun zrychlí na vyšší rychlost a celý cyklus se opakuje. Po zalítnutí na všech vyznačených rychlostech se letoun přemístí do dalšího testovacího bodu (např. vyšší letové hladiny) a měření se opakuje. Mezi jednotlivými testovacími body se letoun vrací na přistání z důvodu vyhodnocení dat a posouzení o výběru dalšího testovacího bodu.

Existují tři metody provádění letových zkoušek flutteru:

- Von Schlippeho metoda – jedná se o poměr amplitud – amplitudy na minimální rychlosti a aktuální amplitudy při rychlosti blízké rychlosti flutteru
- Metoda logaritmického dekrementu, (obr. 13) – určí se vhodný úsek kmitavé odezvy systému, kde se následně zkoumají jednotlivá lokální maxima. Vypočte se poměrem logaritmů dvou sousedních lokálních maxim a po té se určí poměrný útlum.

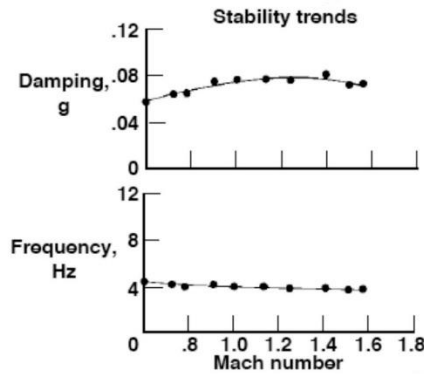


$$\ln\left(\frac{x_2}{x_1}\right) = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}} = \vartheta' = \text{const}$$

$$\vartheta \doteq 2\pi\zeta$$

Obrázek 13: Úsek kmitavé odezva systému (vlevo), vzorec k vypočtu poměrného útlumu (vpravo) [12]

- Metoda tlumení pomocí FFT (Fourierova transformace), (obr. 14)
 - Jestliže se u souboru harmonických signálů znázorní závislost amplitudy a počáteční fáze na frekvenci, pak je signál znázorněn ve frekvenční oblasti. Rozklad periodické funkce se spojitým časem na kombinaci harmonických signálů se nazývá Fourierova (nekonečná) řada. Pro obecné neperiodické funkce se používá Fourierova transformace



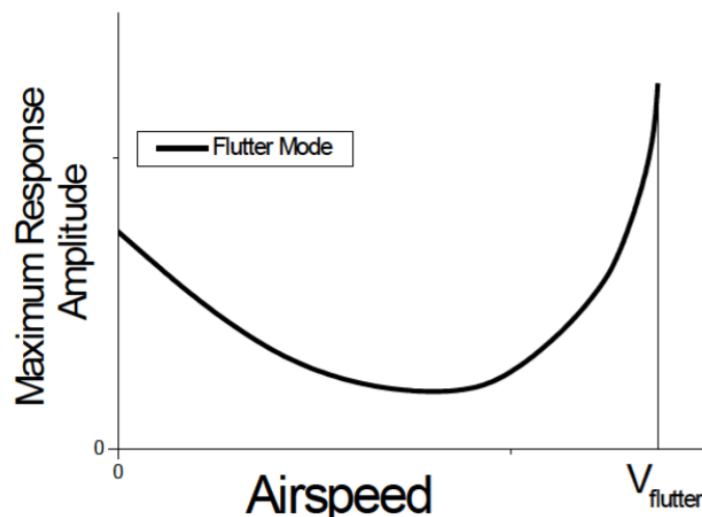
$$H(\omega) = \frac{Y(\omega)}{F(\omega)} = \frac{FFT[Y(t)]}{FFT[F(t)]}$$

Obrázek 14: Graf mety tlumení pomocí FFT (vlevo), vzorec výpočtu tlumení pomocí FT (vpravo) [12]

Cílem všech metod je určit bod nulového celkového tlumení a tomu odpovídající frekvenci a kritickou rychlost flutteru v_F .

3.1 Vývoj testovacích metod leteckého flutteru

Von Schlippe provedl v roce 1935 v Německu první oficiální letovou zkoušku třepetání. Cílem jeho zkušební metody bylo snížit riziko spojené s testováním třepetání. Obvyklou praxí v té době bylo letět s letadlem na maximální rychlost a poté sledovat stabilitu konstrukce. [6]



Obrázek 15: Poměr amplitudy odezvy v závislosti na rychlosti letu [13]

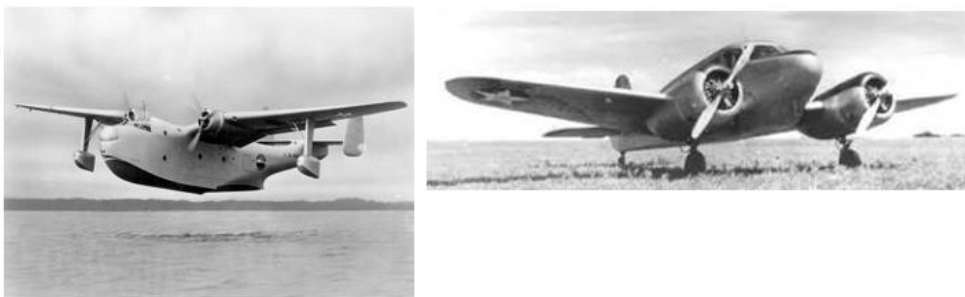
Von Schlippeho technika spočívá ve vybuzení konstrukce, měření amplitudy odezvy a následném záznamu poměru amplitudy na minimální rychlosti a aktuální amplitudy při rychlosti blízké rychlosti flutteru, (obr. 15). Amplituda vynucené odezvy se rychle zvyšovala, jakmile se letadlo přiblížilo k rychlosti třepetání. Rychlost třepetání se dá poté stanovit z údajů získaných při podkritické rychlosti letu.

Němci tuto techniku úspěšně používali až do roku 1938, kdy letadlo Junkers JU90, (obr. 16) v rámci letových zkoušek flutteru havarovalo. Příčinou byl flutter, tudíž se od této metody upustilo. Problém v tomto případě byl v příliš zašuměných naměřených datech, které tak neodhalili rostoucí amplitudu se zvyšující se rychlostí letu. [9; 6]



Obrázek 16: Junkers JU90 [14]

Spojené státy tuto techniku použily ve 40. letech 20. století při zkouškách třepetání létajícího člunu Martin XPBM-1 a letounu Cessna AT-8, (obr. 17) [9; 6].



Obrázek 17: Martin XPBM-1 (vlevo) a Cessna AT-8 (vpravo) [15; 16]

Koncem 50. let 20. století se budicí systémy skládaly z třepání setrvačníků, ručních impulsů na řídicí ploše a trysek (bonkers). Přístrojové vybavení se zdokonalilo a signály odezvy byly tehdy telemetricky přenášeny na zem k vizualizaci a vyhodnocení. Některá zařízení stále zobrazovaly signály odezvy na oscilografech

v letadle. Zkoušky ukázaly důležitost přiměřeného strukturálního buzení pro získání vysokého poměru signálu k šumu [17; 6].

Uvažovalo se tehdy o použití oscilačních lopatek k vybudení kmitání konstrukce.

Od 50. do 70. let 20. století se pro identifikaci rezonancí prováděla modální analýza. Analýza za letu se obvykle omezovala na analýzu logaritmických dekrementů útlumu z akcelerometru na páskových grafech za účelem určení tlumení. [6]

Od 70. let 20. století digitální počítače významně ovlivnily techniky testování třepetání za letu. Počítač umožnil rychlý výpočet rychlé Fourierovy transformace (FFT). Počítače podpořily vývoj sofistikovanějších algoritmů zpracování dat, které jsou užitečné pro analýzu dat odezvy z ustáleného nebo přechodného buzení. Frekvence a tlumení se nyní stanovují pomocí technik identifikace modálních parametrů. Taková analýza se provádí online téměř v reálném čase. Trendy frekvence a tlumení jsou stanoveny jako funkce rychlosti letu nebo Machova čísla. [6]

Zmíněné trendy se extrapolují pro určení stability v dalším zkušebním bodě s vyšší rychlostí letu. Se zvyšujícím se výpočetním výkonem počítačů se zkrátila doba potřebná k naměření a vyhodnocení dat testů flutteru za letu na jeden testovací bod. Schopnost analyzovat více údajů v každém zkušebním bodě a zvýšený počet bodů letových zkoušek v důsledku složitějších konstrukcí letadel však prodloužily celkovou dobu potřebnou k vyčištění letové obálky třepetání. [6]

Obvykle používanou zkušební technikou je sledování telemetrických signálů odezvy pomocí frekvenčních analyzátorů v reálném čase a pásových grafů. Tato data jsou rovněž získávána digitálními počítači, které je zpracovávají pomocí technik identifikace parametrů pro odhad frekvence a tlumení [18; 6]

Přestože techniky testování třepetání za letu pokročily, dnešní techniky jsou stále založeny na stejných třech složkách jako Von Schlippeho metoda:

- strukturální buzení
- měření odezvy
- analýza dat pro stabilitu

4 Budicí systémy

Strukturální buzení je nezbytnou součástí metodiky letových zkoušek flutteru. Bez odpovídajícího buzení nelze odhalit hrozící aeroelastické nestability. Dostatečná budicí síla musí poskytnout energii pro vybuzení všech vybraných vibračních módů s dostatečnou amplitudou, aby bylo možné z naměřené dynamické odezvy přesně vyhodnotit stabilitu.

Letoun Transavia PL12/T-400, (obr. 18) [19; 6] jasně prokázal důležitost adekvátních úrovní buzení v roce 1986. Tento letoun byl při počátečních letových zkouškách buzen impulzy do řízení a náhodnými atmosférickými turbulencemi. Flutter se během letové zkoušky nevyskytl. V nepříznivých povětrnostních podmínkách se v následujícím letu vyskytly prudké oscilace kormidla a ocasního ráhna. Tyto povětrnostní podmínky poskytovaly vyšší úrovně buzení než ty vyvolané během testu letového flutteru.



Obrázek 18: Transavia PL12/T-400 [44]

Budicí systém musí:

- poskytovat adekvátní úrovně síly
- poskytovat adekvátní buzení v požadovaném frekvenčním rozsahu
- být lehký, aby neovlivňoval modální charakteristiky letounu
- mít takový požadovaný zdroj energie, který je již přítomen na letadle.

Pro jeden systém je obtížné splnit všechny tyto požadavky současně. V průběhu let bylo s různými stupni úspěchu vyzkoušeno mnoho druhů buzení. Některé běžnější prostředky zahrnují pulsy řídicích ploch, oscilující řídicí plochy, trysky, inerciální budiče, aerodynamické lopatky a náhodné atmosférické turbulence. [6]

4.1 Impulzy do řídicích ploch (ocasní plochy, křídélka)

Prvním způsobem buzení byly ruční impulzy do řízení, to zajistilo náhlé pohyby řídicích ploch. V závislosti na typu řídicího systému lze takto vybudit režimy do cca 10 Hz. Výhody tohoto typu buzení jsou:

- nepotřeba speciálního budičského zařízení
- charakteristika přechodové odezvy struktury je snadno analyzovatelná z hlediska stability

Doba trvání testu je pro každý puls krátká, tedy jich lze v každém testovacím bodě použít mnoho.

Existuje však několik nevýhod [20; 6]:

- Obtížnost získání opakovatelných pulzů a z toho vycházející nekonzistentní úroveň buzení.
- Buď neschopnost pilota vygenerovat dostatečně ostrý impuls, nebo neschopnost řídicího systému poskytnout dostatečně ostrou výchylku, k vybuzení jakéhokoliv kritického módu flutteru nad 10 Hz.
- Neposkytnou dostatečnou úroveň buzení pro kvalitní predikci rychlosti flutteru.

Navzdory svým omezením se impulzy do řídicích ploch od roku 1950 nadále používají k buzení konstrukcí mnoha letadel. [21; 6]

Impulzy řídicí plochy se dodnes používají jako buzení pro letové zkoušky. Většina moderních letových řídicích systémů fly-by-wire (analogových i digitálních) má na vstupu řídicí páky filtry, které odfiltrují vysokofrekvenční signál. Například systém řízení letu letounu F-16XL, (obr. 19) má na vstupní cestě řídicí páky dolnoproústný filtr (jednopolový) o frekvenci 1,6 Hz, který by ztlumil všechny ostré

povely k pohybu řídicí páky do akčních členů řídicích ploch. U většiny malých letadel a větroňů se doposud používají ruční impulsy pro ovládání řídicích ploch, protože je to obvykle jediný cenově dostupný typ buzení pro tato letadla.



Obrázek 19: F-16XL [22]

4.2 Oscilační řídicí plochy

V padesátých letech se používaly také povelové oscilace řídicích ploch. Na letounu XF3H-1, (obr. 20) bylo použito kmitající kormidlo k buzení při zkoumání nestability bzučení kormidel [20; 6]. Kormidlo bylo rozkmitáno přivedením povelového signálu s proměnnou frekvencí do serva kormidla systému autopilota. Tento systém mohl budit v rozsahu frekvencí 5 až 35 Hz a s frekvencí odstupňovanou každé 3 s automatickým otočným prepínačem umístěným v pilotní kabině.



Obrázek 20: XF3H – 1 [23]

V polovině 60. let byly vyvinuty elektronické generátory funkcí, které poskytovaly signály pro ovládání povrchových servopohonů v systému autopilota. Tyto funkční generátory poskytovaly signály pro kmitání horizontálního stabilizátoru a křidélek letounu F-4, (obr. 21) [20; 6]. Řídicí jednotka v pilotní kabině umožňovala nastavit amplitudu buzení, volbu režimu (sweep nebo dwell), spuštění a zastavení signálu. a frekvenci procházení a frekvenci výdrže.



Obrázek 21: F-4 [24]

Hlavní výhodou tohoto typu systému je, že kromě budicího ovládacího panelu umístěného v pilotní kabině není zapotřebí žádný další hardware. V důsledku toho není ovlivněna rychlost třepetání letounu, jak by tomu mohlo být u jiných typů budicích systémů.

Nevýhodou zmíněného typu systému je omezení frekvenční odezvy pohonů řídicí plochy. Často jsou k vybuzení kritických vysokofrekvenčních módů zapotřebí speciální aktuátory, jako tomu bylo v případě letounu F-4. [20; 6]

4.3 Pyropatrony

Thrustery, někdy označované jako „bonkery,“ balistické budiče nebo generátory impulsů, jsou zařízení používaná přibližně od roku 1940 k buzení konstrukce. Tyto malé, jednorázové patrony na tuhé palivo mají dobu hoření 18-26 msec. a maximální tah 1,8-18 kN. [25; 6]

Trysky jsou jednoduchá, lehká zařízení, která obecně nemají vliv na modální charakteristiky letounu. Tato zařízení vytvářejí krátkodobé přechodné reakce, což je důležité, když letoun musí strmě sklesat, aby dosáhl testovacího bodu.

Nevýhody těchto zařízení:

- Jsou na jeden výstřel
- obtížnost odpálení dvou nebo více buď ve fázi nebo mimo fázi vůči sobě navzájem
- neschopnost poskytnout široké frekvenční pásmo buzení.

Obvykle jsou používány pyropatrony se třemi různými dobami hoření pro vybuzení režimů v požadovaném frekvenčním rozsahu, který pokrývá 5 až 50 Hz. Pyropatrony byly použity při velké zkoušce flutteru u L-410 a u L-410NG, (obr. 22).



Obrázek 22: Letoun L410NG [26]

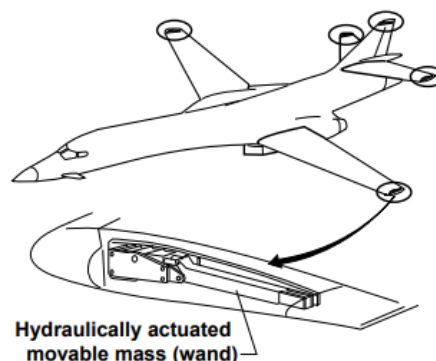
4.4 Setrvačné budiče

Bylo také vyzkoušeno velké množství různých setrvačných budičů s rotujícím excentrickým závažím a kmitajícím závažím. Ve 40. a 50. letech 20. století se pro testování letového flutteru hojně používaly. Tyto systémy odvozují své síly od reakcí hmot. Setrvačná síla je úměrná hmotnosti budiče vynásobené čtvercem rychlosti otáčení. V důsledku toho může být budicí schopnost omezená při nižších frekvencích a nadměrná při vyšších frekvencích.

Takový systém byl použit u letových zkoušek flutteru létajícího člunu Martin XPBM-1. Přesné řízení frekvence bylo s dostupným vybavením obtížné, a tak budič nebyl naladěn na rezonanční frekvenci.

Velikost sil potřebných k přiměřenému vybuzení letadla je obvykle velmi velká. Výsledkem bylo, že hardware potřebný k vytvoření budicí síly často nevešel do obrysu křídla. Kromě toho jsou tyto systémy často velmi těžké a vyvolávají obavy ohledně vlivu na modální charakteristiky letounu, na kterém jsou instalovány. Například rotační budicí zařízení navržené pro letoun XB-36, které na něj nikdy nebylo nainstalováno, mělo maximální výstupní sílu 4,5 kN a instalace v každém křídle vážila 180 až 250 Kg. [17; 6]

Systém se sestával z pěti hydraulicky poháněných, elektronicky řízených, oscilujících hmotových budičů, (obr. 23). Jeden budič byl umístěn na každém konci křídla, (obr.22), jeden na každém konci horizontálního stabilizátoru a jeden na konci vertikálního stabilizátoru. Každý konec křídla a konec horizontálního stabilizátoru mohly být provozovány ve fázi a mimo fázi. Tento systém byl schopen vyvinout maximální sílu asi 2500 newtonů síly s budičem o hmotnosti přibližně 18 kilogramů. [27; 6]



Obrázek 23: Setrvačné budicí systém (setrvačný excentr) [27; 6]

4.5 Aerodynamické lopatky

Aerodynamická lopatka je tvořena malým aerodynamickým krytem, který je obvykle připevněn na špičce křídla nebo stabilizátoru. Lopatka je namontována zpravidla na hřídeli, poháněna elektricky nebo hydraulicky a kmitá kolem určitého vztažného úhlu, (obr. 25). Kmitání lopatek má za následek proměnlivou aerodynamickou sílu působící na letadlo. Velikost síly závisí na velikosti lopatek, dynamickém tlaku a na velikosti úhlu rotace lopatky.

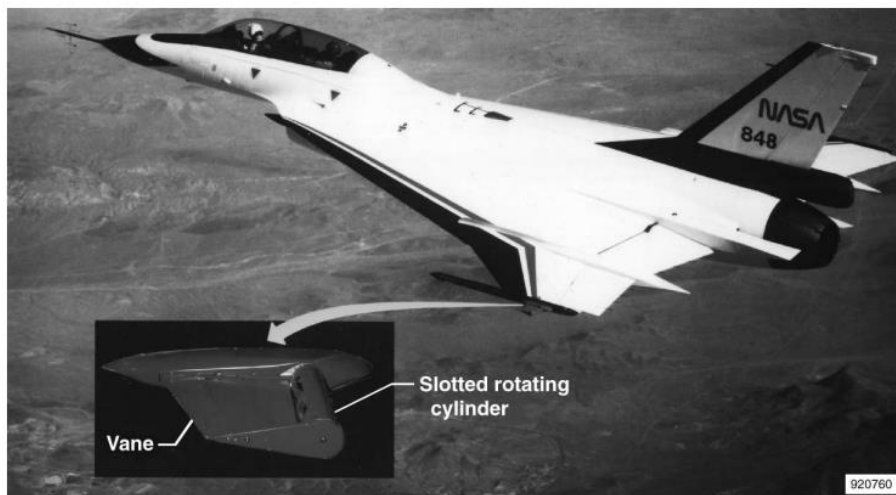
Aerodynamické lopatky byly poprvé použity v 50. letech 20. století. V letounu YB-52, (obr. 24) se pro testování letového třepetání používaly oscilační lopatku na konci křídla [28; 6]. Tato jednotka vážila 70 kilogramů a byla namontována pouze na pravém křídle. Podobné množství umělé hmotnosti (pasivní) bylo instalováno na opačném konci křídla. Typická doba rozmítání byla přibližně 7 min. Budicí frekvenci bylo možné měnit v rozmezí 1,4 až 10 Hz.



Obrázek 24: YB- 52 [29]

Výhodou tohoto typu systému je možnost dobře budít nízké frekvence; amplituda při vysokých frekvencích je omezena pouze charakteristikou odezvy mechanismu pohonu lopatek. Frekvenci a amplitudu buzení při dané rychlosti letu lze řídit a časový průběh síly je opakovatelný.

Hlavní nevýhodou je, že maximální vyvinutá síla se mění se čtvercem ekvivalentní rychlosti letu. Mezi další nevýhody patří přírůstek hmotnosti, narušení normálního proudění vzduchu kolem konce křídla nebo stabilizátoru s přítomnou lopatkou a velké nároky na výkon, které jsou obvykle nutné k provozu tohoto systému. [6]



Obrázek 25: F-16XL s aerodynamickým lopatkovým budicím systémem a rotujícím štěrbinovým válcem [6]

Existují dvě významné varianty koncepce oscilujících aerodynamických lopatek: rotující lopatka a pevná lopatka s rotujícím štěrbinovým válcem připevněným k odtokové hraně lopatky. [6]

4.6 Náhodné atmosférické turbulence

Atmosférická turbulence byla použita k excitaci konstrukce v mnoha programech letových testů třepetání [18; 6]. Největší výhodou tohoto typu buzení je, že není zapotřebí žádný speciální palubní budič. Turbulence budí všechny povrchy současně, což způsobuje, že jsou současně buzeny symetrické i antisymetrické módy. Tato metoda eliminuje potřebu provádět symetrické nebo antisymetrické kmitání.

Přirozená turbulence je náhodná změna rychlosti a směru větru. Turbulence je obecně produkována povětrnostními podmínkami a tepelnými aktivitami; rozsah turbulence ve vzduchové hmotě se může široce měnit.

Přestože se tato metoda v průběhu let s úspěchem používala, má několik nevýhod:

- Zjištěná turbulence často není dostatečně intenzivní, aby vyvolala dostatečnou excitaci ve srovnání s excitací získanou pomocí palubních budičů.
- U většiny letadel turbulence obvykle budí pouze módy s nižší frekvencí. K získání výsledků s dostatečně vysokou statistickou spolehlivostí je zapotřebí dlouhých záznamů dat.
- Poměr signálu k šumu dat odezvy je často nízký, což velmi ztěžuje analýzu dat.
- Při hledání dostatečné turbulence se ztrácí letový čas a turbulence často ruší údaje z jiných technických disciplín.

5 Instrumentace

Další důležitou součástí metodiky zkoušek třepetání za letu je přístrojové vybavení používané k záznamu reakcí konstrukce letounu na buzení. Údaje o odezvě musí být měřeny na dostatečném počtu míst a musí být dostatečně kvalitní, aby bylo možné bezpečně provést let. Součástí systému přístrojového vybavení je měření, telemetrie, záznam a zobrazování letových dat. [6]

5.1 Měření

Nejčastěji používanými snímači pro měření dynamické odezvy konstrukce jsou akcelerometr a tenzometrický můstek. Výběr použitého zařízení často závisí na snadnosti instalace, dnes je však nejčastěji používaným zařízením akcelerometr.

Akcelerometry používané na počátku 40. let byly velké a těžké. Kalibrace těchto zařízení během provozu kolísala hlavně kvůli tehdy používané elektronice

Akcelerometry používané při testování třepetání letounu B-58 v 50. letech 20. století byly tenzometrické. Jednalo se o zařízení tlumená kapalinou. Aby se minimalizoval vliv teploty venkovního vzduchu na tlumení, měly tyto přístroje zabudované elektrické ohřívače, které udržovaly konstantní teplotu 75 °C [30; 6].



Obrázek 26: B-58 [31]

Dnešní akcelerometry přesně měří strukturální odezvu v téměř jakémkoli prostředí.

5.2 Telemetrie a nahrávání

Záznamové zařízení nebylo ve 30. letech 20. století dostatečné a bylo uváděno jako možný důvod, proč Němci v tomto desetiletí ztratili několik letadel při zkouškách třepetání [9; 6]. Ve 30. letech 20. století byl letoun Junker JU86, (obr. 27) podroben letové zkoušce flutteru, aby se zjistil vliv vyvažovacích závaží na stabilitu kormidel. Záznamový systém byl tvořen tenkým drátkem připevněným ke kormidlu, který mechanicky ovládal zapisovač instalovaný na sedadle pozorovatele letounu. [9; 6]

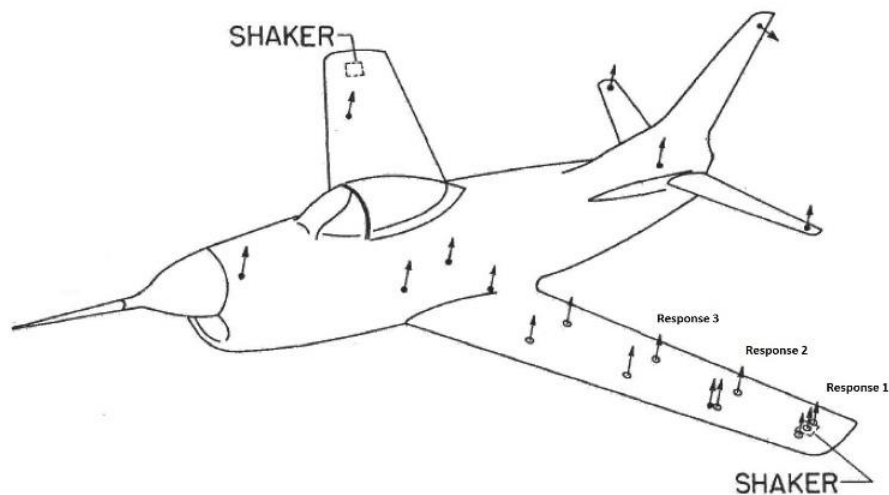


Obrázek 27: Junkers JU86 [32]

Ve 40. letech 20. století se odezvy akcelerometrů zaznamenávaly na fotografické oscilografy umístěné v kabině letadla nebo v pilotní kabině. Tato zařízení vyžadovala čas na vyvolání foto dokumentu; v důsledku toho nebylo možné okamžitě zobrazit časovou historii.

V 50. letech 20. století se data běžně telemetrovala na zem pomocí FM/FM, zaznamenávala se na magnetickou pásku a poté se zobrazovala na pásových zapisovačích. Telemetrické systémy v tomto období byly malé a obvykle bylo možné telemetricky přenášet na zem pouze 8 až 12 kanálů dat [33; 34; 35; 6]. V důsledku toho palubní páskové zapisovače zaznamenávaly všechny letové údaje, zatímco zapisovače na zemi zaznamenávaly pouze údaje, které bylo možné odeslat z letadla. Data telemetrována na zem, byla výrazně zašuměna oproti stejným datům ukládaným přímo v letadle.

Dnes dostupné přenosné digitální zapisovače jsou kompaktní a mohou získávat data z letových přístrojů a ukládat je do paměti počítače. Přímé ukládání dat eliminuje potřebu drahého vybavení spojeného se systémy PCM (pulse code modulation). Přestože tyto jednotky mohou získávat omezené množství dat, byly použity pro levné testování třepetání (například letoun Pond Racer). Data z paměti počítače jednotky se po každém letu stáhnou do digitálního počítače, kde se analyzují.



Obrázek 28: Příklad umístění snímačů dynamické odezvy [12]

5.3 Displeje

Počítače byly v 50. letech 20. století do jisté míry používány k manipulaci s daty a jejich zobrazování. Analogové počítače se někdy používaly ke sčítání, odečítání, násobení, integraci a filtrování telemetrických datových signálů a následně k zobrazení těchto signálů na páskových grafech pro inženýra flutteru. [33; 6]

Někdy měl pilot v kokpitu malý osciloskop s katodovou trubicí, (obr. 29), který zobrazoval průběh útlumu jednoho vybraného akcelerometru. Pilot byl před každým letem instruován flutterovým inženýrem o předpokládaných amplitudách odezvy a bezpečných provozních limitech. [36; 6]



Obrázek 29: Katodová trubice osciloskopu [37]

V 50. letech 20. století byla data primárně zobrazována na pásových grafech v kontrolní místnosti pro analýzu. Možnosti páskových grafů se značně zvýšily a dnes jsou nadále primárním zařízením pro zobrazení časových historií odezvy akcelerometru a tenzometru v reálném čase

V 70. letech 20. století počítačová technologie pokročila do té míry, že bylo možné použít počítač k provádění v reálném čase analýzy dat k určení stabilní meze z letové zkoušky flutteru. Počítače byly také použity k poskytování diskrétních a alfanumerických údajů ve velínu. Mnoho základních parametrů letadla, jako je

Machovo číslo, vzdušná rychlost, úhly náběhu a bočního skluzu a množství paliva, lze nyní zobrazit na katodových trubicích. Toto zobrazení poskytlo možnost blíže sledovat podmínky letové zkoušky letounu.

V 80 letech 20. století bylo možné poskytnout pilotovi systém navádění v reálném čase pro udržení letových podmínek. S tímto systémem pilot řídí letoun tak, aby minimalizoval vypočtené rozdíly mezi požadovanými a skutečnými letovými podmínkami (Machovo číslo a výška). Vypočtené rozdíly jsou do letounu telemetricky přenášeny z pozemního počítače. Pilot pak používá displej v kokpitu jako pomůcku k dosažení a udržení požadovaných zkušebních podmínek; výsledkem je mimořádně přesný stabilizovaný let. [38; 6]

6 Instrumentace RC modelu

Prvním bodem praktické části bylo provést instalaci měřící aparatury na RC modelu, včetně budiče. RC modelem byl použit školní typ modelu Gama 2100, jde o výkonný motorový větroň z pěnového polypropylenu poháněný střídavým motorem, který pan Ing. Aleš Kratochvíl, Ph. D. vyztužil uhlíkovými vlákny v celé zadní části trupu, můžeme předpokládat navýšení hmotnosti o 200 g, z důvodu ztráty kontroly nad řízením ocasních ploch při vyšších rychlostech.

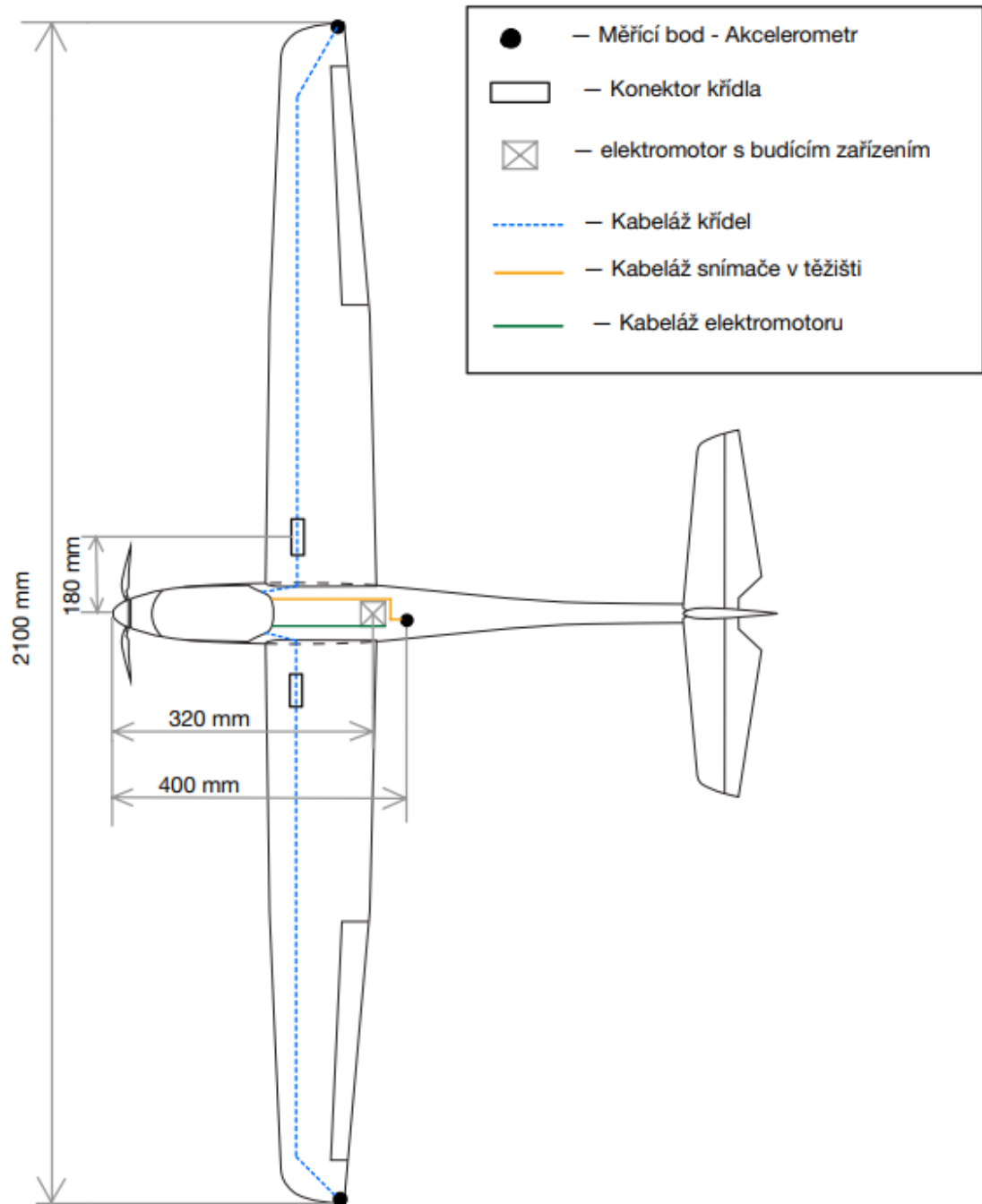


Obrázek 30: RC model Gama 2100 [39]

Tabulka 1: Tabulka technických specifikací RC modelu [Autor]

Rozpětí [mm]	Délka [mm]	Hmotnost [Kg]
2100	1230	1,3 + 0,2

Začalo se instalací snímačů a lepení kabeláže na ocasních plochách. Pokračovalo se snímačem v těžišti, kde byl také umístěn elektromotor s budícím excentrem. Dále následovalo instalace snímačů na koncích křídel a přilepení příslušné kabeláže, oprava pitotovy trubice na křídle a spravení uchycení kabiny. Posledním krokem byla instalace DAG systému. Bohužel z důvodu zkratu ústředny a špatně udělané kabeláže na ocasních plochách a na kormidle, byla letová zkouška provedena jen s třemi snímači: Levé křídlo, Pravé křídlo, Těžiště.



Obrázek 31: Umístění snímače a příslušné kabeláže na RC modelu [Autor]

Výpočet budící síly potřebné k realizaci LZF. Pro vybudění dostatečně velké budící síly jsme použily excentrickou hmotu připevněnou na elektromotoru připevněným v těžišti RC modelu. Byli vytvořeny celkem tři excentrické hmoty s různými průměry, u posledních dvou byla vyřezána na šroub ke zvýšení celkové váhy a momentu setrvačnosti, z důvodu dalšího nezvětšování průměru.

Prvním krokem při výpočtu bylo odhadnout rozměry excentrické hmoty. Vycházelo se z toho, aby excentrická hmota nebyla o moc větší než samotný motor a zadaná frekvence pro výpočet byla 10 Hz, ale při samotné letové zkoušce se dosáhlo buzení o frekvenci okolo 7 Hz. Dále se stanovil moment setrvačnosti, který se nechal spočítat při modelování 3D modelu excentrické hmoty v Autodesk Inventoru. Dále bylo nutné z (obecný?) momentu setrvačnosti dostat moment setrvačnosti celé excentrické hmoty, na to jsme použili vzorec.

$$J = J_o + m \cdot e^2$$

Dalším krokem je výpočet kroutícího momentu

$$M_k = J \cdot \omega^2 = J \cdot (2 \cdot \pi \cdot f)^2$$

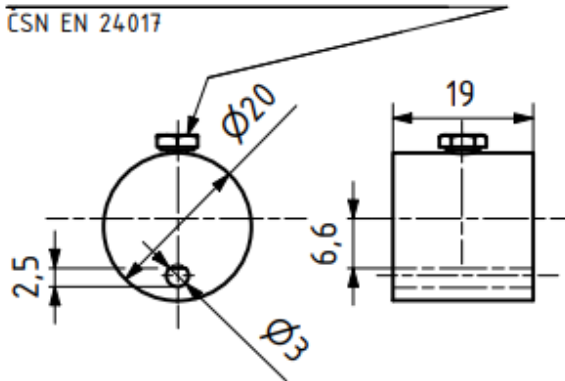
A nakonec vzorec pro výpočet samotné budící síly

$$M_k = 2 \cdot F \cdot e \Rightarrow F = \frac{M_k}{2 \cdot e}$$

Tabulka 2: Tabulka výpočtu budící síly pro jednotlivé excentry [Autor]

Excentr	Moment setrvačnosti [Kg · m ²]	Hmotnost [Kg]	Excentricita [m]	Frekvence [Hz]	Budící síla [N]
Ø15mm bez šroubu	1,13 · 10 ⁻⁶	0,025	0,0012	10	0,92?
Ø18mm se šroub	1,88 · 10 ⁻⁶	0,038	0,0056	10	1,08
Ø20mm se šroub	2,5 · 10 ⁻⁶	0,046	0,0066	10	1,35

ŠROUB S ŠESTIHRANOU HLAVOU M3x16
ČSN EN 24.017



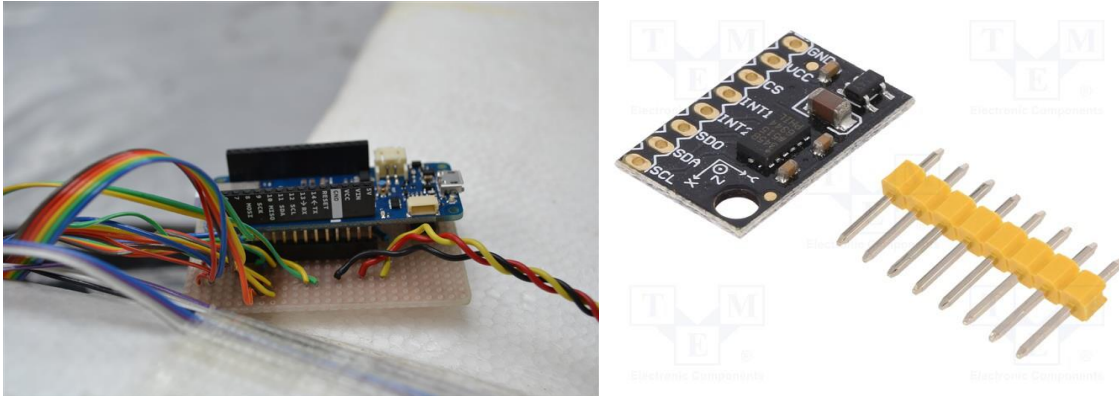
Obrázek 32: Výkres použitého excentru [Autor]



Obrázek 33: Elektromotor [40]

Tabulka 3: Technické parametry elektromotoru [40]

Typ motoru	Max. pracovní proud	Jmenovité otáčky za převodovkou	Průměr hřídele	Pracovní proud	Moment otáčení
DC	1,6 A	590 ot/min	3 mm	70 mA	max. 84 mNm



Obrázek 34: Použitý snímač – Akcelerometr (vlevo) a ústředna se sběrnou dat (vpravo) [41; 42]

Pro snímání zrychlení byly použity tříosé akcelerometry MEMS od Analog Devices, konkrétně typ ADXL345. Obvod má vlastní inteligenci a komunikuje digitálně po sériové sběrnici SPI nebo I2C. Neměří se tedy nějaké výstupní napětí odpovídající zrychlení jako u klasických akcelerometrů, není tedy potřeba drahý a složitý hardware pro rychlý AD převod mnoha kanálu zrychlení.

Pro čtení dat po sběrnici SPI bylo použito Arduino MKR Zero, což je jedna z variant vývojových desek arduino, která má 32bitový procesor Atmel SAMD21 a je řádově rychlejší a schopnější než obyčejné Arduino s 8bitovým procesorem Atmega 328. Deska má i slot na SD kartu.

Pro komunikaci byla použita sběrnice SPI, I2C neumožňuje více stejných čipů na sběrnici než dva. Sběrnice SPI má pro všechna zařízení společný hodinový signál a dva datové, konkrétní čip se rozlišuje pomocí samostatného signálu CHIP_SELECT, který je pro každý akcelerometr zvlášť.

Výhoda použití prostředí Arduina je, že již existují knihovny pro použití jak ADXL tak SD karet a není potřeba je psát do programu.

Program do sběrnice napsal pan Ing. Tomáš Čenský, Ph.D., má 200 řádku, z čehož se jich spousta opakuje. Program čte všechna tři zrychlení z akcelerometru a zapisuje je do jednoduchého textového souboru do sloupců.



Obrázek 35: Připravený RC model k letové zkoušce

Po oživení modelu, naladěním frekvenci buzení a pozemním testu, bylo možné přejít k samotné LZF (letové zkoušce flutteru).

7 Letová zkouška flutteru

Za letu bylo provedeno celkově 6 buzení pokaždé s vyšší rychlostí, na začátku byla také proveden pozemní test kvůli zkontrolování kondice budícího zařízení. Všechny testovací body byly provedeny během jednoho letu a po přistání staženy všechny data.

Tabulka 4: Tabulka testovacích bodů [Autor]

Testovací bod	Rychlost letu
0	Pozemní test (0 km/h)
1	36 km/h
2	47 km/h
3	58 km/h
4	68 km/h
5	76 km/h
6	86 km/h

7.1 Meteorologická situace, místo a čas

Letová zkouška se konala dne 11.2.2023 u soutoku Berounky a Vltavy poblíž města Ústí nad Orlicí v 10:01 středoevropského času.

Teplota : 4 °C

Tlak: 995,0 hPa

Ze stavové rovnice ideálního plynu jsme stanovili hustotu vzduchu v daném místě

Hustota: 1,2501 Kg · m⁻³

Rychlost větru: 2 m · s⁻¹

Nadmožská výška místa vzletu: 192 m nad mořem

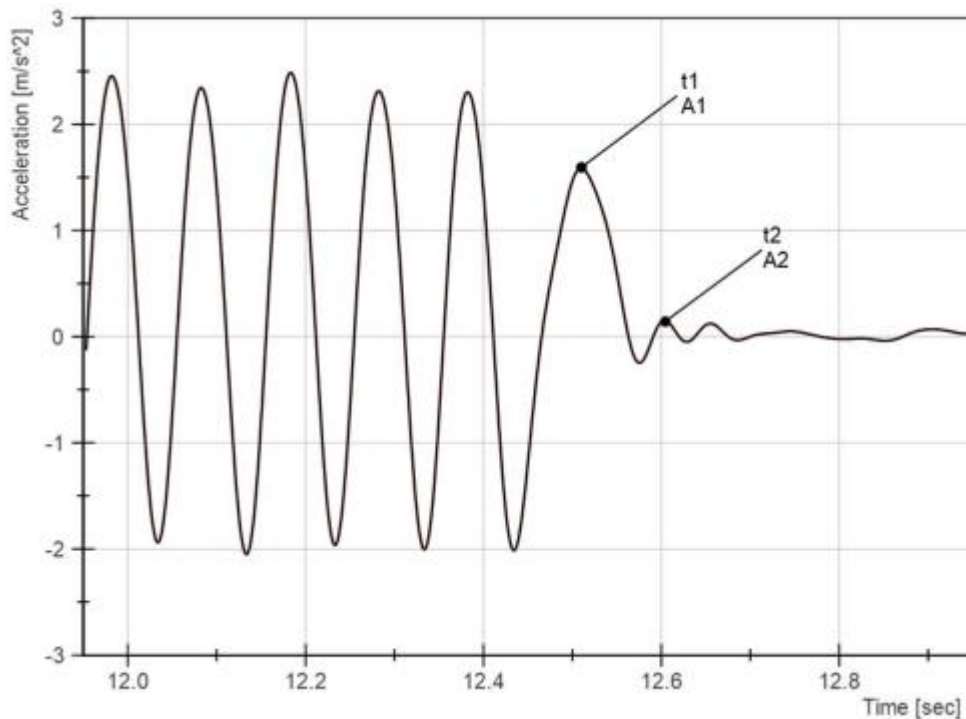
Výška letu nad zemí se pohybovala v rozmezí od 5 do 100 m

8 Vyhodnocení dat

Vyhodnocení tlumení a frekvence byly provedeny podle následujících vzorců:

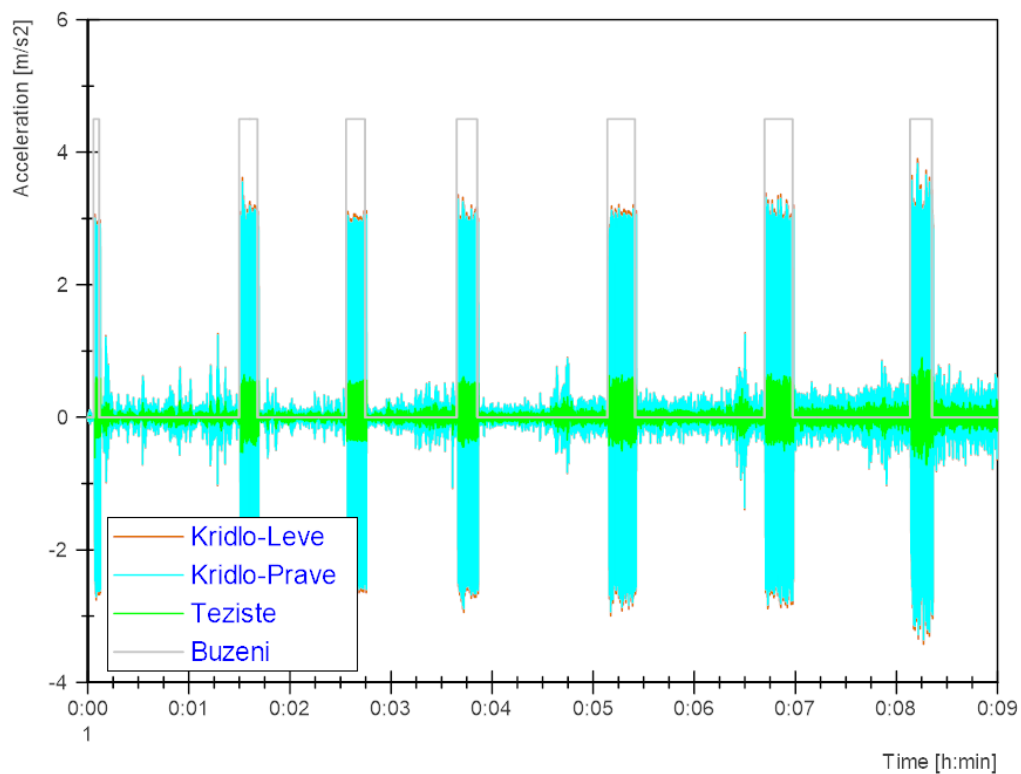
Výpočet logaritmického dekrementu tlumení: $d = \ln\left(\frac{A_2}{A_1}\right)$

Výpočet frekvence: $f = \frac{1}{(t_2 - t_1)}$



Obrázek 36: Příklad měření dynamické odezvy [Autor]

Pro postprocessing dat byl použit program DIAdem. Surová data z letové zkoušky jsou vidět na obrázku 34. Z grafu můžeme vidět dostatečně kvalitní a nezašuměná data. Časová osa nepředstavuje celkovou dobu letu, záznam signálu byl zapnutý několik sekundů před a po sekvenci buzení.



Obrázek 37: Surová data [Autor]

Vyhodnocené frekvence a tlumení jsou uvedeny v následujících tabulkách. Zbylé grafy dynamické odezvy pro jednotlivé testovací body jsou uvedeny v příloze 1.

Tabulka 5: Tabulka vyhodnocených dat pro senzor na levém křídle [Autor]

Senzor: Levé křídlo								
Testovací bod č.	Rychlost IAS [km/h]	t1 [sec]	A1 [m/s ²]	t2 [sec]	A2 [m/s ²]	f[Hz]	d[-]	Signal to noise ratio [%]
1	36,0	41,51	1,980	41,64	0,192	7,7	-2,33	8
2	46,8	45,52	-0,541	45,68	-0,147	6,3	-1,30	9
3	57,6	51,98	1,740	52,12	0,076	7,1	-3,13	12
4	68,4	25,71	-0,804	25,85	-0,077	7,1	-2,35	14
5	75,6	59,10	-0,811	59,26	-0,130	6,3	-1,83	14
6	86,4	22,10	-0,427	22,24	-0,055	7,1	-2,05	15

Tabulka 6: Tabulka vyhodnocených dat pro senzor na pravém křídle [Autor]

Senzor: Pravé křídlo								
Testovací bod č.	Rychlost IAS [km/h]	t1 [sec]	A1 [m/s ²]	t2 [sec]	A2 [m/s ²]	f[Hz]	d[-]	Signal to noise ratio [%]
1	36,0	41,51	1,940	41,64	0,188	7,7	2,3	9
2	46,8	45,52	-0,530	45,68	-0,144	6,3	1,3	10
3	57,6	51,98	1,700	52,12	0,075	7,1	3,1	13
4	68,4	25,71	-0,788	25,85	-0,076	7,1	2,3	13
5	75,6	59,10	-0,795	59,26	-0,128	6,3	1,8	13
6	86,4	22,10	-0,418	22,24	-0,054	7,1	2,1	15

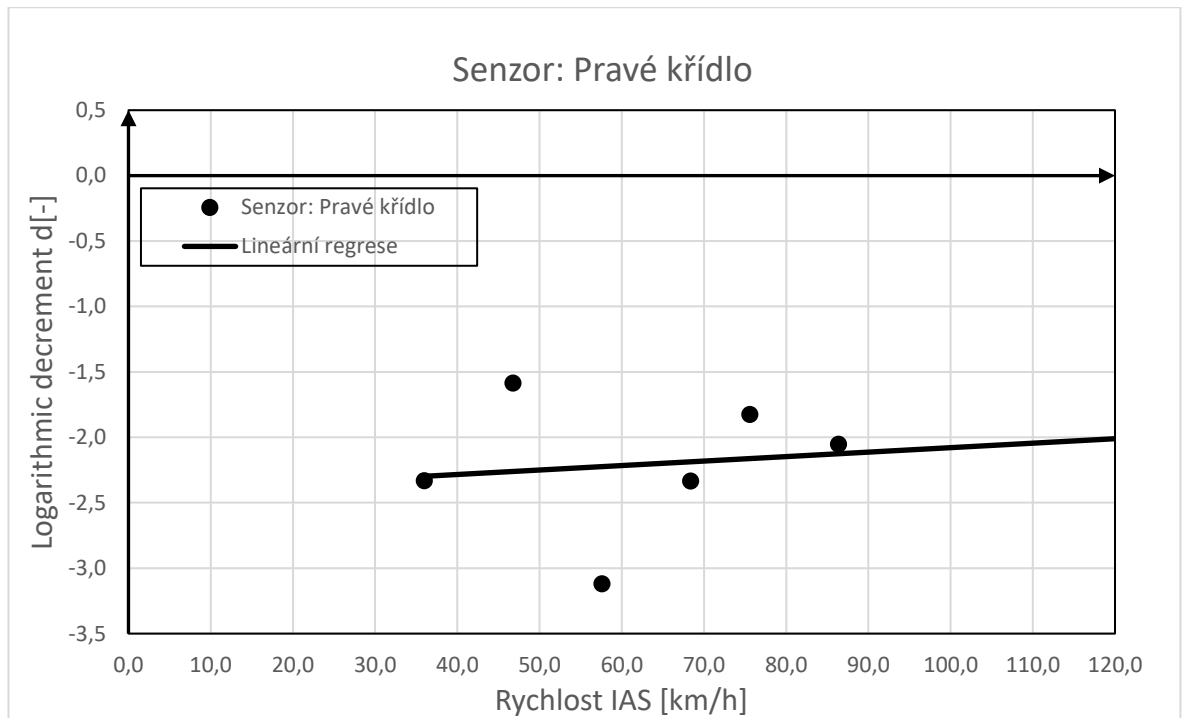
Tabulka 7: Tabulka vyhodnocených dat pro senzor v těžišti [Autor]

Senzor: Těžiště								
Testovací bod č.	Rychlost IAS [km/h]	t1 [sec]	A1 [m/s ²]	t2 [sec]	A2 [m/s ²]	f[Hz]	d[-]	Signal to noise ratio [%]
1	36,0	41,76	-0,030	41,90	-0,040	7,1	0,26	12
2	46,8	45,67	0,026	45,81	0,058	7,1	0,80	31
3	57,6	52,14	0,045	52,27	0,090	7,7	0,68	27
4	68,4	25,87	-0,107	26,00	-0,032	7,7	1,22	24
5	75,6	59,38	-0,133	59,52	-0,053	7,1	0,93	33
6	86,4	22,32	0,097	22,46	0,196	7,1	0,71	34

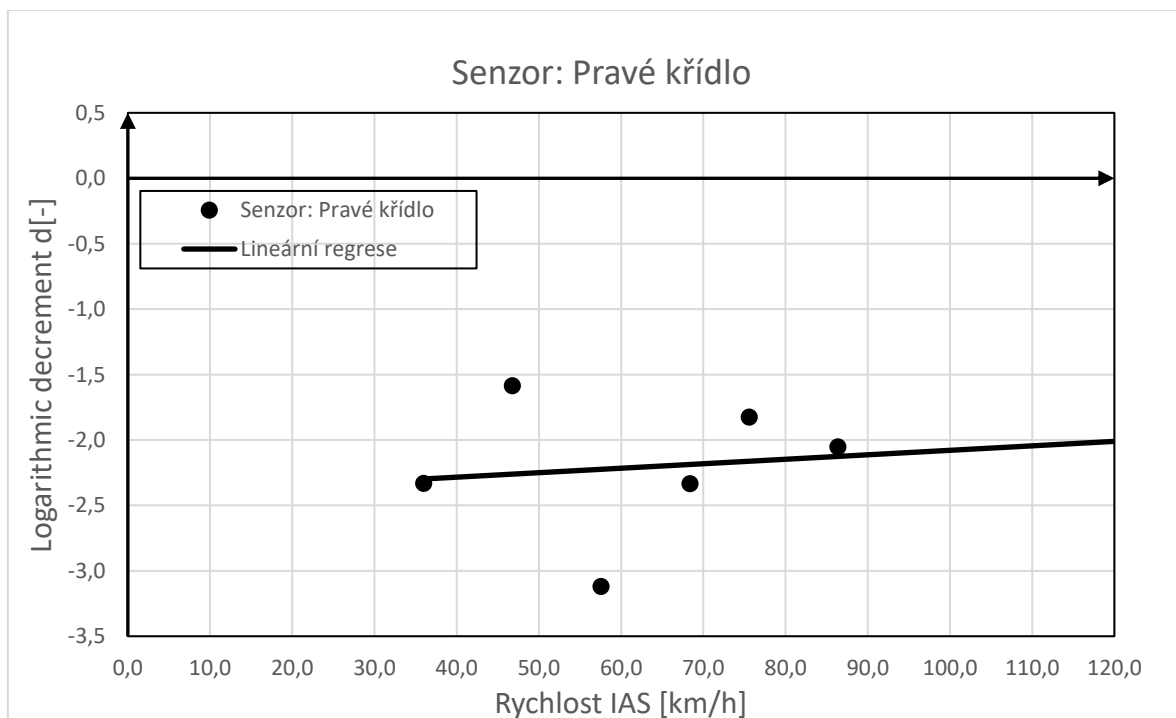
Vyhodnocovaná frekvence má konstantní charakter a pohybuje se okolo 7,0 [Hz]. A excitovaným módem je pravděpodobně 1. ohybový mód křídla.

„Pravděpodobně“, protože 2. ohybový mód křídla bychom nezaznamenali z důvodu chybějících snímačů v 60% hloubky křídla, které by nám ukázali, zda se křídlo stále ohýbá jako celek (1. mód), nebo už se vlní (2. mód).

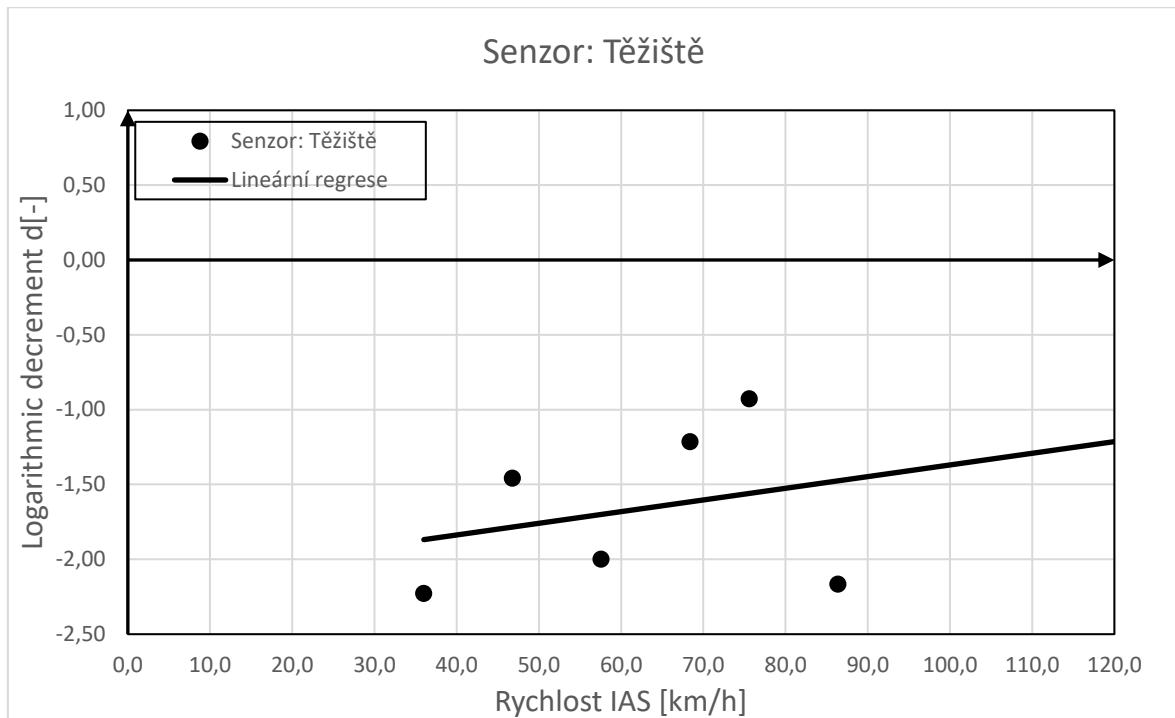
Následující grafy 1 ÷ 3 obsahují grafické znázornění vyhodnoceného tlumení v závislosti na rychlosti. Pro vyhodnocené tlumení je použita lineární regrese.



Graf 1: Vyhodnocené tlumení pro senzor na pravém křídle [Autor]



Graf 2: Vyhodnocené tlumení pro senzor na levém křídle [Autor]

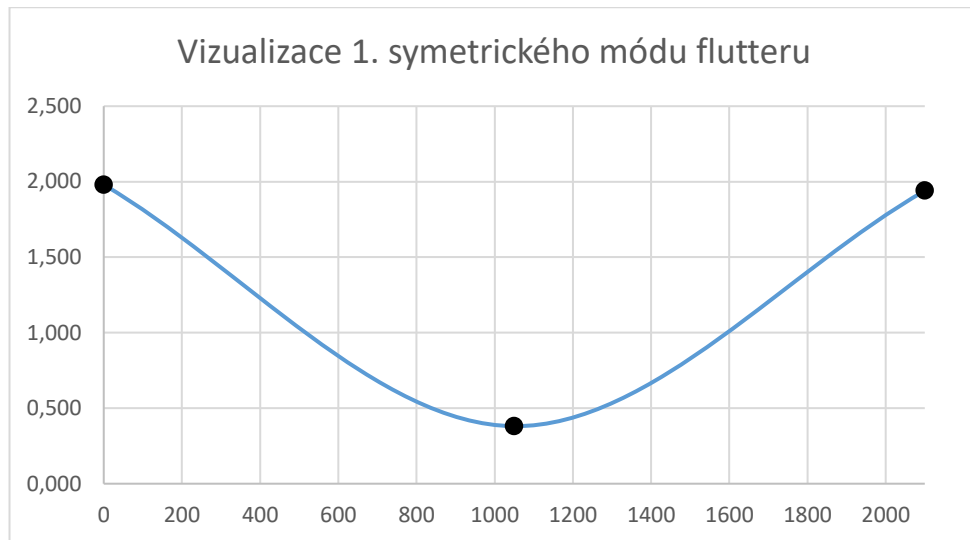


Graf 3: Vyhodnocené tlumení pro senzor v těžišti [Autor]

Naměřené tlumení při letové zkoušce flutteru má taktéž konstantní charakter s rostoucí rychlostí, stejně jako frekvence. Rychlost flutteru po extrapolaci vyšla příliš vysoká. Pro každý senzor tato hodnota překračuje hodnotu 500 km/h a to znamená, že se za normálních podmínek k takové rychlosti RC model nedostane, je nutné připomenout, že jsme rychlost flutteru určovali pouze z 1. módu flutteru, a tudíž nevím jak jsou na tom další módy, ale to je na mnohem delší práci.

V reálném prostředí u měření celkové letové zkoušky, probíhá měření jiným způsobem. Dochází k buzení přes všechny módy, a až poté se postupuje na další testovací bod. Z pozemní frekvenční zkoušky bývá jasné, na jaké frekvenci nebo při jakém módu je letoun nejvíce náchylný k flutteru.

Po vizualizaci hodnot jsme zjistili, že se nám podařilo dosáhnout pouze ohybu křídla, obr. 38.



Obrázek 38: Symetrický ohyb křídla v čase 41,52 sec v 1. testovacím bodě [Autor]

Závěr

Tato bakalářská práce se věnovala provedením letové zkoušky flutteru na RC modelu. Prvním úkolem bylo na daném RC modelu provést instalaci měřící aparatury včetně budícího. Z důvodu zkratu základní desky ústředny a špatnému připojení kabeláže ke snímačům na ocasních plochách a na výškovém kormidle, bylo měření provedeno se zbylými snímači, a to na levém a pravém křídle a v těžišti RC modelu.

Následně byla data z letové zkoušky vyhodnocena, kde se zjistilo z důvodu absence ostatních snímačů, pravděpodobné naměření prvního ohybového módu flutteru křídla, pouze symetrického. „*Signal to noise ratio*“, neboli poměr signálu vůči šumu měl rostoucí charakter, u snímačů na křídle začínal okolo 8 % a s rostoucí rychlostí letu se dostal až na hodnotu okolo 15 %. Jinak tomu bylo u snímače v těžišti, kde začínal okolo 12 % a s rostoucí rychlostí letu se dostal až na hranici 35 %. Maximální zrychlení u snímačů na křídle bylo $3,8 \text{ m/s}^2$, u snímače v těžišti tato hodnota byla $0,9 \text{ m/s}^2$.

Závěrem měření byla extrapolace rychlosti flutteru, která se pohybuje okolo 700 km/h. V normálních podmínkách se k této rychlosti RC model ani nepřiblíží a dřív, než by se k této hodnotě přiblížil by se rozpadl působením obrovských aerodynamických sil na konstrukci.

Závěrem tak zní, že RC model je v 1. módě odolný vůči flutteru, protože jeho rychlost je mimo jeho letovou obálku.

Bibliografie

- [1] DANĚK, Vladimír. *Aeroelasticita*. Editační středisko VUT Brno, 1987. Vysoké učení technické v Brně.
- [2] SLAVÍK, Svatomír. *Aeroelasticita letových konstrukcí*. Praha, 1997. České vysoké učení technické v Praze.
- [3] Effective Angle of Attack: Introduction to aircraft aeroelasticity and whirl flutter. In: *Sciencedirect* [online]. [cit. 2023-01-27]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/effective-angle-of-attack>
- [4] MRAVINÁČ, Jan. *Analyza motoroveho flutteru Whirl flutter*. Praha, 2019. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze. Vedoucí práce Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.
- [5] ČEČRDLE, Jiří. *Whirl Flutter of Turboprop Aircraft Structures*. Cambridge: Woodhead Publishing, 2015.
- [6] KEHOE, Michael W. *A Historical Overview of Flight Flutter Testing* [online]. Dryden Flight Research Center Edwards, California, 1995 [cit. 2022-12-30]. NASA Technical Memorandum 4720.
- [7] LANCASTER, F.W. Torsional Vibrations of the Tail of an Aeroplane. *Reports and Memoranda*. AIAA Selected Reprint Series, Volume V, Aerodynamic Flutter: I.E.Garrick,ed., 1916, **1969**(276), 12-15.
- [8] COLLAR, A.R. The First Fifty Years o Aeroelasticity. In: *Aerospace*. Vol 5, no. 5,. Royal Aeronautical Society, 1978, s. 12-20.
- [9] TOLVE, L.A. History of Flight Flutter Testing. In: *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium*. NASA SP-358, 1958, s. 159-166.
- [10] NACA, Subcommittee on Vibration and Flutter. *A Survey and Evaluation of Flutter Research and Engineering*. NACA RM-56I12, 1956.
- [11] GARRICK, I.E. a W.H. REED. *Historical Development of Aircraft Flutter*. In: . Vol. 18, no.11. AIAA 81-0491 J. Aircraft, 1981, s. 897-912.
- [12] KRATOCHVÍL, Aleš. *Letové zkoušky flutteru - prezentace*. Praha.
- [13] Flight flutter test method of Von Schlippe. In: *Researchgate* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/Flight-flutter-test-method-of-Von-Schlippe-19_fig2_343917786
- [14] Junkers Ju-90. In: *Aviationcollectablesworldwide* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: <http://www.aviationcollectablesworldwide.co.uk/featured-items-page-6>

- [15] Martin XPBM-1 Mariner in flight c1939. In: *Wikipedia.org* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: https://cs.m.wikipedia.org/wiki/Soubor:Martin_XPBM-1_Mariner_in_flight_c1939.jpeg
- [16] Cessna AT-8 Bobcat. In: *Valka.cz* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: <https://www.valka.cz/Cessna-AT-8-Bobcat-t69441>
- [17] SCHWARTZ, M.D. a D.L. WRISLEY. Final Report on the Investigation of Flight Flutter Testing Techniques for the Bureau of Aeronautics, U. S. Navy. In: *Aeroelastic and Structures Research Laboratory*. Massachusetts Institute of Technology, 1950.
- [18] KEHOE, M.W. *Aircraft Flight Flutter Testing at the NASA Ames-Dryden Flight Research Facility*. In: . NASA TM-100417, 1988.
- [19] GOLDMAN, A., C.D. RIDER a P. PIPERIAS. *Flutter Investigations on a Transavia PL12/T-400 Aircraft*. In: . Aeronautical Research Laboratories, Melbourne, Australia: Aircraft Structures Technical Memorandum 515, 1989.
- [20] MEANY, J.J. The Evolution of Flutter Excitation at McDonnell Aircraft. In: *14th Annual Symposium Proceedings*. Society of Flight Test Engineers, 1983, 4.6-1_4.6-11.
- [21] STRINGHAM, R.H., Jr. a E.J. LENK. Flight Flutter Testing Using Pulse Techniques. In: *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium*. NASA SP-385, 1958, s. 69-72.
- [22] F-16XL. In: *Wikimedia.org* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: <https://commons.wikimedia.org/wiki/Category:F-16XL>
- [23] XF3H-1. In: *Twitter.com* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: https://twitter.com/ron_eisele/status/1291494456189947910?lang=zh-Hant
- [24] McDonnell F-4 Phantom II. In: *Wikipedia.org* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/McDonnell_F-4_Phantom_II
- [25] LAURE, P., M. MILLET a G. PIAZZOLI. *Pyrotechnic Bonkers for Structural Tests in Flight*. In: . No. 1389 E. ONERA TP, 1974.
- [26] L 410 NG - půlstoletí Turboletu pokračuje. In: *Aeroweb* [online]. [cit. 2023-01-28]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/clanky/7125-l-410-ng-pulstoleti-turboletu-pokracuje>
- [27] DOBBS, S.K. a C.H. HODSON. *Determination of Subcritical Frequency and Damping From B-1 Flight Flutter Test Data*. In: . NASA CR-3152, 1979.
- [28] BARTLEY, J. Flight Flutter Testing of Multi-Jet Aircraft. In: *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium*. NASA SP-385, 1958, s. 103-110.
- [29] Boeing-yb-52-stratofortress. In: *Thisdayinaviation.com* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: <https://www.thisdayinaviation.com/tag/boeing-yb-52-stratofortress/>
- [30] MAHAFFEY, P.T. Flight Flutter Testing the B-58 Airplane. In: *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium*. NASA SP-385, 1958, s. 121-125.

- [31] Convair B-58 Hustler. In: *Wikipedia.org* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Convair_B-58_Hustler
- [32] Junkers Ju 86. In: *Wikipedia.org* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Junkers_Ju_86
- [33] BAIRD, E.F., R.B. SINDER a R.B. WITTMAN. Stabilizer Flutter Investigated by Flight Test. In: *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium*. NASA SP-385, 1958, s. 73-81.
- [34] REED, W.H. A Flight Investigation of Oscillating Air Forces: Equipment and Technique. In: *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium*. NASA SP-385, 1958, s. 41-50.
- [35] PHILBRICK, J. Douglas Experience in Flight Flutter Testing. In: *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium*. NASA SP-385, 1958, s. 127-132.
- [36] LAIDLAW, W.R. a V.L. BEALS. The Application of Pulse Excitation to Ground and Flight Vibration Tests. In: *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium*. NASA SP-385, 1958, s. 133-142.
- [37] Oscilloscope cathode-ray tube. In: *Toolboom.com* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: <https://toolboom.com/en/articles-and-video/oscilloscopes-history-and-classification/>
- [38] MEYER, R.R., Jr. a E.T. SCHNEIDER. *Real-Time Pilot Guidance System for Improved Flight Test Maneuvers*. In: . AIAA-83-2747, 1983.
- [39] GAMA 2100 - RTF M1 5k 2.4GHz brushless. In: *Profimodel.cz* [online]. [cit. 2023-01-31]. Dostupné z: https://profimodel.cz/cs/vetrone/39252-gama-2100-rtf-m1-5k-24ghz-brushless-8595241353999.html?gclid=CjwKCAiAleOeBhBdEiwAfgmXf-3uSoEVBmJphNnLkTKkKEAA_h5PAYhB1qKEQI7GvQ3ilqsGJ5JwnBoCmfAQAvD_BwE#39252D
- [40] POLOLU-2213POLOLU. In: *Www.tme.eu* [online]. [cit. 2023-01-31]. Dostupné z: <https://www.tme.eu/cz/details/pololu-2213/dc-motory/pololu/>
- [41] *Arduino MKR Zero* [online]. In: . [cit. 2023-02-16]. Dostupné z: <https://docs.arduino.cc/hardware/mkr-zero>
- [42] *Data Sheet ADXL345 - Akcelerometr* [online]. In: . s. 1-36 [cit. 2023-02-16]. Dostupné z: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/adxl345.pdf>
- [43] WW1 Wings of Glory – Giants of the Sky: Handley-Page O/400 Preview. In: *Aresgames* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: <https://www.aresgames.eu/14307>
- [44] Transavia PL-12 Airtruck. In: *Http://aviadejavu.ru* [online]. [cit. 2023-01-03]. Dostupné z: <http://aviadejavu.ru/Site/Crafts/Craft30622.htm>

Seznam použitých obrázků

Obrázek 1: Schéma trojúhelníku sil [2]	11
Obrázek 2: Rozdělení aeroelastických jevů [2]	11
Obrázek 3: Princip torzní divergence [3]	13
Obrázek 4: Princip reverzace řízení [2]	13
Obrázek 5: Časové průběhy deformace v závislosti na celkovém tlumení [2].....	14
Obrázek 6: Buffeting ocasních ploch za křídlem [2]	15
Obrázek 7: Energetická bilance tlumení a kmitání na konstrukci [2]	16
Obrázek 8: Harmonický pohyb profilu s jedním stupněm volnosti [4; 5]	17
Obrázek 9: Harmonický pohyb profilu se dvěma stupni volnosti [4; 5].....	18
Obrázek 10: Harmonický pohyb profilu s účastí křídélka [4; 5]	20
Obrázek 11: Symetrický a antisymetrický tvar kmitání [2]	21
Obrázek 12: Handley Page O/400 [43]	22
Obrázek 13: Úsek kmitavé odezva systému (vlevo), vzorec k výpočtu poměrného útlumu (vpravo) [12]	24
Obrázek 14: Graf mety tlumení pomocí FFT (vlevo), vzorec výpočtu tlumení pomocí FT (vpravo) [12] .	25
Obrázek 15: Poměr amplitudy odezvy v závislosti na rychlosti letu [13]	25
Obrázek 16: Junkers JU90 [14]	26
Obrázek 17: Martin XPBM-1 (vlevo) a Cessna AT-8 (vpravo) [15; 16]	26
Obrázek 18: Transavia PL12/T-400 [44].....	28
Obrázek 19: F-16XL [22].....	30
Obrázek 20: XF3H – 1 [23]	31
Obrázek 21: F-4 [24]	31
Obrázek 22: Letoun L410NG [26]	32
Obrázek 23: Setrvačné budící systém (setrvačný excentr) [27; 6].....	33
Obrázek 24: YB- 52 [29]	34
Obrázek 25: F-16XL s aerodynamickým lopatkovým budícím systémem a rotujícím šterbinovým válcem [6]	35
Obrázek 26: B-58 [31].....	37
Obrázek 27: Junkers JU86 [32]	37
Obrázek 28: Příklad umístění snímačů dynamické odezvy [12].....	38
Obrázek 29: Katodová trubice osciloskopu [37]	39
Obrázek 30: RC model Gama 2100 [39].....	41
Obrázek 31: Umístění snímaču a příslušné kabeláže na RC modelu [Autor]	42
Obrázek 32: Výkres použitého excentru [Autor]	44
Obrázek 33: Elektromotor [40].....	44
Obrázek 34: Použitý snímač – Akcelerometr (vlevo) a ústředna se sběrnou dat (vpravo) [41; 42].....	45
Obrázek 35: Připravený RC model k letové zkoušce.....	46
Obrázek 36: Příklad měření dynamické odezvy [Autor]	48
Obrázek 37: Surová data [Autor]	49
Obrázek 38: Symetrický ohyb křídla v čase 41,52 sec v 1. testovacím bodě [Autor].....	53

Seznam použitých tabulek

Tabulka 1: Tabulka technických specifikací RC modelu [Autor]	41
Tabulka 2: Tabulka výpočtu budící síly pro jednotlivé excentry [Autor]	43
Tabulka 3: Technické parametry elektromotoru [40].....	44
Tabulka 5: Tabulka testovacích bodů [Autor].....	47
Tabulka 6: Tabulka vyhodnocených dat pro senzor na levém křídle [Autor]	49
Tabulka 7: Tabulka vyhodnocených dat pro senzor na pravém křídle [Autor].....	50
Tabulka 8: Tabulka vyhodnocených dat pro senzor v těžišti [Autor].....	50



Seznam použitých grafů

Graf 1: Vyhodnocené tlumení pro senzor na pravém křídle [Autor]	51
Graf 2: Vyhodnocené tlumení pro senzor na levém křídle [Autor]	51
Graf 3: Vyhodnocené tlumení pro senzor v těžišti [Autor]	52



Příloha 1

Pásové grafy dynamické odezvy

