

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Ing. Přemysl Hobza

AEROELASTICKÝ PRŮKAZ LETOUNU

AEROELASTICITY AIRWORTHINESS

ZKRÁCENÁ VERZE PHD THESIS

Obor: Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel: Prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.

Oponenti: Prof. Ing. Antonín Čalkovský, CSc.
Doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.
Ing. Svatomír Slavík, CSc.
Doc. Ing. Miroslav Vondrák, CSc.

Datum obhajoby: 25. 6. 2002

KLÍČOVÁ SLOVA

Aeroelasticita, mód, modální analýza, vlastní tvar, vlastní frekvence, vlastní číslo, vlastní vektor, resonance, tlumení, míra tlumení, třepání, třepetání, torzní divergence, reverze řízení, kritická rychlost.

KEYWORDS

Aeroelasticity, mode, modal analysis, modal shape, modal frequency, eigenvalue, eigenvector, resonance, damping, rate of damping, buffeting, flutter, divergence, control reversal, critical speed.

Disertační práce je uložena na Oddělení vědy a výzkumu Fakulty strojního inženýrství na Vysokém učení technickém v Brně.

OBSAH

| | |
|--|----|
| 1 ÚVOD..... | 5 |
| 2 OBSAH PRÁCE..... | 6 |
| 3 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY | 6 |
| 3.1 Současný praktický přístup..... | 7 |
| 4 CÍLE PRÁCE | 8 |
| 5 ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ..... | 9 |
| 6 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE | 9 |
| 6.1 Jednoduchý budič..... | 10 |
| 6.2 Porovnání chování jednotlivých matematických metod používaných při modelování úloh aeroelasticity | 11 |
| 6.3 Analýza letounu Ae270..... | 11 |
| 6.3.1 <i>Modální Analýza</i> | 11 |
| 6.3.2 <i>Analýza třepetání</i> | 12 |
| 6.3.3 <i>Analýza statických aeroelastických jevů</i> | 15 |
| 7 ZÁVĚR..... | 16 |
| 8 SUMMARY..... | 18 |
| 8.1 Today's Approaches | 18 |
| 8.2 Main objectives..... | 18 |
| 8.3 Results..... | 19 |
| 8.4 Conclusion | 21 |
| 9 LITERATURA | 22 |
| 10 AUTOROVO C.V. | 23 |

1 ÚVOD

Aeroelastické problémy v současné době patří mezi primární otázky při konstruování letadel. V důsledku vysokých rychlostí letu, které jsou dnes již běžné a navíc optimalizované samonosné koncepce s ohledem na minimální hmotnost, je riziko výskytu nebezpečných aeroelastických jevů vysoké. Proto tuhost konstrukce, která souvisí bezprostředně s odolností proti aeroelastickým jevům, dnes v mnoha případech patří mezi kritické návrhové parametry. Tím narůstá i význam aeroelasticity jako vědního oboru.

Již v pionýrských dobách letectví první konstruktéři a letci naráželi na tyto negativní a velmi nebezpečné jevy. V této době nebyla známa ani fyzikální podstata těchto jevů, ani způsob boje proti nim. Prvním zdokumentovaným případem katastrofy v důsledku aeroelastického jevu je havárie letounu prof. Samuela P. Langleye v USA počátkem roku 1903. Jednalo se o jednoplošník s nedostatečnou torzní tuhostí nosné plochy, v důsledku čehož došlo k torzní divergenci a následné destrukci křídla. Tento neúspěch jednoplošné koncepce a úspěchy dvouplošníku bratří Wrightů byly pravděpodobně příčinou toho, že se stavěly až do konce 1. světové války hlavně víceplošníky.

Přechodem na koncepci jednoplošníku a závodem o zvyšování rychlosti letu před druhou světovou válkou vedlo k výskytu třepetání křídla. V této době se začali touto problematikou seriózně zabývat vědci. Teorie divergence křídla byla poprvé prezentována v r.1926 Hansem Reissnerem. O šest let později poprvé prezentoval Roxbee Cox a Pushley teorii reverze příčného řízení, zatímco první práce týkající se třepetání se objevily až v roce 1935. Dnes jsou aeroelastické problémy primárními otázkami při konstruování soudobých letadel.

V posledních letech se konstruktéři letadel orientují na tzv. aktivní potlačování aeroelastických kmitů, kdy je do systému řízení zařazen aktivní tlumič aeroelastických kmitů. V podobě programu v palubním počítači tento systém tvoří tzv. „umělou“ odolnost vůči aeroelastickým jevům. V souvislosti s tím vznikl i nový vědní obor nazývaný jako aero-servoelasticita.

Těchto systémů řízení s aktivním tlumením lze také využít pro zvýšení komfortu cestujících, eventuálně tento systém může snížit špičky napětí v některých prvcích primární konstrukce a tak docílit vyšší životnosti draku a tím redukovat provozní náklady. Dalším moderním trendem je využití znalosti deformace draku letounu během letu a její řízení za účelem optimalizace letových výkonů. Nicméně napříč těmito současnými moderními trendům stojí litera zákona v podobě předpisu letové způsobilosti, který nesmlouvavě vyžaduje na konstruktérech, aby prokázali odolnost navržené konstrukce letounu proti aeroelastickým jevům, což je nutnou, ne však postačující podmínkou certifikace daného typu.

2 OBSAH PRÁCE

Disertační práce nejprve přesně definuje oblast zájmu aeroelasticity jako vědního oboru, který se zabývá interakcí mezi poddajnou konstrukcí a obtékajícím proudem tekutiny. Je provedeno rozdělení těchto nebezpečných jevů z hlediska zastoupení jednotlivých spolupůsobících sil. V navazující kapitole 3 je potom proveden rozbor současného stavu jednotlivých způsobů získání průkazu aeroelastické odolnosti letounu. V návaznosti na tento rozbor pak následuje rozbor a popis stávajících metod a možností matematického modelování těchto komplikovaných interakčních jevů v návaznosti na letecké konstrukce zpracovaný podle literatury. V kapitolách 4, 5, a 6 jsou uvedeny klasické metody pro výpočtovou i experimentální modální analýzu zpracované podle [9] [8]. Dále jsou rovněž uvedeny klasické metody hledání kritických rychlostí pro vybrané aeroelastické jevy. Na rozbor těchto metod, zpracovaný podle literatury [1] [2] [3] [4] [6] [7], volně navazují následující popisy moderních numerických metod modelování modálního a aeroelastického chování leteckých konstrukcí v kapitole 7 která je zpracována podle [5] [10] [11]. Tyto moderní metody jsou založeny na konečně-prvkovém modelu examinované konstrukce, který je propojen s numerickým aerodynamickým modelem pro řešení nestacionárního obtékání. Propojení těchto modelů je realizováno způsobem, který zajišťuje přenos sil a momentů z modelu aerodynamického na model strukturální a současně přenáší posunutí modelu strukturálního na zmíněný model aerodynamický, čímž je zajištěna interakce obou fází.

V kapitole 10 jsou uvedeny výsledky řešení fakultního grantu, v rámci kterého byl vyvinut a vyzkoušen jednoduchý budič pro jednoduchou pozemní vibrační zkoušku. Hlavní výsledky předložené disertační práce jsou potom uvedeny v kapitolách 12 až 15. V těchto kapitolách jsou uvedeny výsledky analýz modálního a aeroelastického chování letounu provedených netradičně na velmi podrobném MKP modelu, který je navíc naladěn podle výsledků pozemních zkoušek prototypu.

3 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

Teoreticky lze možné způsoby získání části průkazu letové způsobilosti týkající se aeroelastické odolnosti rozčlenit na

- Výpočtový model:
- Měření na dynamicky podobném modelu
- Měření na prototypu
- Letová měření

Cesta výpočtového modelu

Tato varianta je finančně nejméně nákladná, protože nevyžaduje drahou experimentální práci. Hlavním úkolem je nalezení spolehlivého matematického

modelu pro výpočet kritických rychlostí letounu. Další výhodou tohoto postupu je možnost stanovení předběžné aeroelastické charakteristiky již ve stádiu projektu. Vyvarujeme se tak možným nutným modifikacím hotového prototypu. Výpočet začíná obvykle stanovením statických aeroelastických charakteristik, tedy hledáním kritické rychlosti torzní divergence a reverze řízení. V dalším kroku je proveden výpočet vlastních tvarů a frekvencí kmitání (tzv. modální analýza). Další etapou tohoto výpočtového průkazu odolnosti je nalezení kritické rychlosti třepetání.

Cesta měření na dynamicky podobném modelu

Další možností stanovení aeroelastických charakteristik je provedení měření v aerodynamickém tunelu na dynamicky podobném modelu. Pro stavbu tohoto modelu je důležitá reprodukce následujících parametrů letounu na modelu:

- rozložení tuhosti
- rozložení hmotnosti
- vnější obtékaný tvar

Cesta měření na prototypu

Tento způsob je založen na experimentálním stanovení tuhostních a vibračních charakteristik letounu. Předmětem zájmu při tuhostní zkoušce je přesné stanovení rozložení ohybové a torzní tuhosti podél elastické osy.

Cílem vibrační zkoušky je kontrola předpokládaných tuhostních a hmotnostních charakteristik použitých při aeroelastických a dynamických rozborech. Tato kontrola je provedena porovnáním předpokládaných a experimentálně zjištěných vlastních tvarů a frekvencí.

Výsledky těchto měření jsou potom použity jako podklady pro sérii výpočtových rozborů statických a dynamických aeroelastických jevů.

Letová měření

Závěrečnou a velmi důležitou fází průkazu odolnosti proti aeroelastickým jevům jsou letová měření. Tato měření lze obecně rozdělit do dvou skupin. Do první patří letová měření zaměřená na třepetání a dynamickou stabilitu, které jsou spojeny s určováním aeroelastické stability letounu. Do druhé skupiny zařazujeme letové zkoušky zaměřené na třepání a odezvu na průlet poryvem. V tomto případě jsou tedy experimenty zaměřeny na pevnost draku letounu.

3.1 SOUČASNÝ PRAKTICKÝ PŘÍSTUP

Současný stav získávání aeroelastického průkazu letounu v naší zemi je identický s praktickými postupy ve světě. Současné postupy se opírají hlavně o rozsáhlou experimentální práci, jelikož průkaznost aeroelastických výpočtů je zatím nedostačující. Těžiště prací leteckých výrobců na certifikaci typu tedy spočívají na nákladných a nebezpečných letových měřeních nebo na tunelových

měřeních na dynamicky podobném modelu. Vedle ceny a časové náročnosti je nevýhodou těchto postupů hlavně fakt, že k odhalení závažných problémů na draku letounu související s aeroelastickými jevy dojde až ve velmi pozdním stadiu projektu

Cesta výpočtového modelu tedy není ještě natolik rozvinutá ve smyslu aplikace moderních metod a přístupů, aby byla dostatečně průkazná. Analytické výpočtové metody jsou spolehlivě použitelné obvykle jen na křídlo s jednoduše definovanou geometrií, a přímou spojitou elastickou osou, což je nedostatečné.

V oblasti numerických metod, které odstraňují nevýhody analytických metod i nadále přetrvává metodika modelování, kdy je strukturální model redukován do podoby náhradního konečně-prvkového nosníkového modelu. Takto koncipovaný strukturální model však nedovoluje zohlednit některé anomálie a nespojitosti konstrukce, které mohou mít z hlediska posouzení aeroelastického chování významný vliv, což významně snižuje průkaznost takto provedených výpočtů.

4 CÍLE PRÁCE

Hlavní náplní této disertační práce je výzkum možností pokročilé aplikace moderních výpočtových metod pro usnadnění certifikačního procesu letounu v oblasti aeroelasticity.

Současný stav výpočtových analýz aeroelastického chování letounu zatím nedovoluje použít pouze výsledky výpočtů jako podklad pro certifikaci typu a pro získání certifikátu aeroelastické odolnosti daného typu. Je tedy nutno zároveň provést i sadu experimentů.

Vývoj nového letounu nejvíce prodlužují a zdražují právě pozemní a letové zkoušky. Odtud plyne snaha zredukovat počet a rozsah pozemních vývojových a certifikačních zkoušek na minimum. Abychom zmenšili objem experimentální práce pro aeroelastický průkaz letounu, je nutno významnou měrou zvýšit průkaznost výpočtových analýz provedených při vývoji, což je hlavním cílem předkládané disertační práce.

Disertační práce měla obsahovat kompletní podrobnou statickou i dynamickou aeroelastickou analýzu konkrétního letounu, což je splněno. Výsledky analýz pozemních rezonančních a tuhostních zkoušek byly porovnány s teoreticky vypočtenými hodnotami vlastních frekvencí na velmi podrobném MKP modelu draku letounu. Pomocí výsledků kontrolních zkoušek deformací byla naladěna i tuhost řízení. Na základě tohoto porovnání bylo přistoupeno k úpravám konečně-prvkového modelu draku za účelem „naladění“ tohoto modelu. Tímto výrazně zvýšila průkaznost následujících aeroelastických výpočtů na tomto modelu. Kompletní výsledky pozemních rezonančních a tuhostních zkoušek, kterých bylo použito při úpravách strukturálního modelu, nejsou uvedeny, jelikož jsou ve vlastnictví společnosti Aero Vodochody.

5 ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ

Prvním cílem bylo zmapování situace v oblasti získání části průkazu letové způsobilosti orientované na aeroelasticitu. Tento cíl byl postupně plněn studiem dostupných publikací a literatury. Dalším zdrojem informací byly osobní kontakty s výrobcí a diskuse s odborníky v této oblasti.

Hlavním cílem bylo posílení průkaznosti numerických simulací těchto komplikovaných interakčních jevů při hledání kritických rychlostí. Jako vhodný způsob, jak zvýšit průkaznost výpočtů komerčním software_ovým balíkem MSC/Nastran, se od začátku jevila jako nejperspektivnější možnost vylepšení strukturálního konečně-prvkového modelu. Toto zkvalitnění modelu spočívá ve tvorbě velmi podrobného strukturálního modelu a jeho následného naladění na výsledky pozemní rezonanční zkoušky. To bylo i důvodem pro vývoj jednoduchého budiče pro jednoduchou pozemní rezonanční zkoušku [19].

V průběhu řešení začal Letecký ústav úzce spolupracovat s Aero Vodochody na vývoji nového letounu Ae270. V rámci certifikačního procesu tohoto typu byla provedena i pozemní rezonanční zkouška systémem Prodera. Právě výsledky z této zkoušky byly cenným zdrojem informací pro zvýšení průkaznosti MKP modelu.

Úvodní dílčí analýzy na modelech jednotlivých částí draku, viz [13] [14], letounu ukázaly, že je nutno přistoupit k vytvoření modelu letounu jako celku a provést všechny výpočty bez okrajových podmínek. Tedy pro letoun volně v prostoru.

Vlastní MKP model celého letounu nejdříve absolvoval inventuru hmot a poté byl naladěna podle experimentálních výsledků.

Na takto naladěném modelu byla následně provedena sada aeroelastických výpočtů za účelem stanovení kritických rychlostí třepetání, divergence a reverze řízení.

Poslední fází pak bylo vyhodnocení výsledků a vyvození závěrů.

6 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE

Hlavním přínosem je zdokonalení výpočtového modelování aeroelastických jevů a modálního chování draku letounu. Toto zdokonalení modelu významně zvyšuje průkaznost vlastního výpočtu a přinese urychlení vývoje nových letadel a snížení podílu experimentální práce při certifikaci v oblasti aeroelasticity.

Dalším konkrétním praktickým přínosem je i fakt, že byl vytvořen a odladěn velmi podrobný model draku letounu Ae270. V případě modifikace tohoto letounu máme všechny předpoklady certifikace této případné nové varinaty jen na základě výpočtů na modelu po zanesení modifikace.

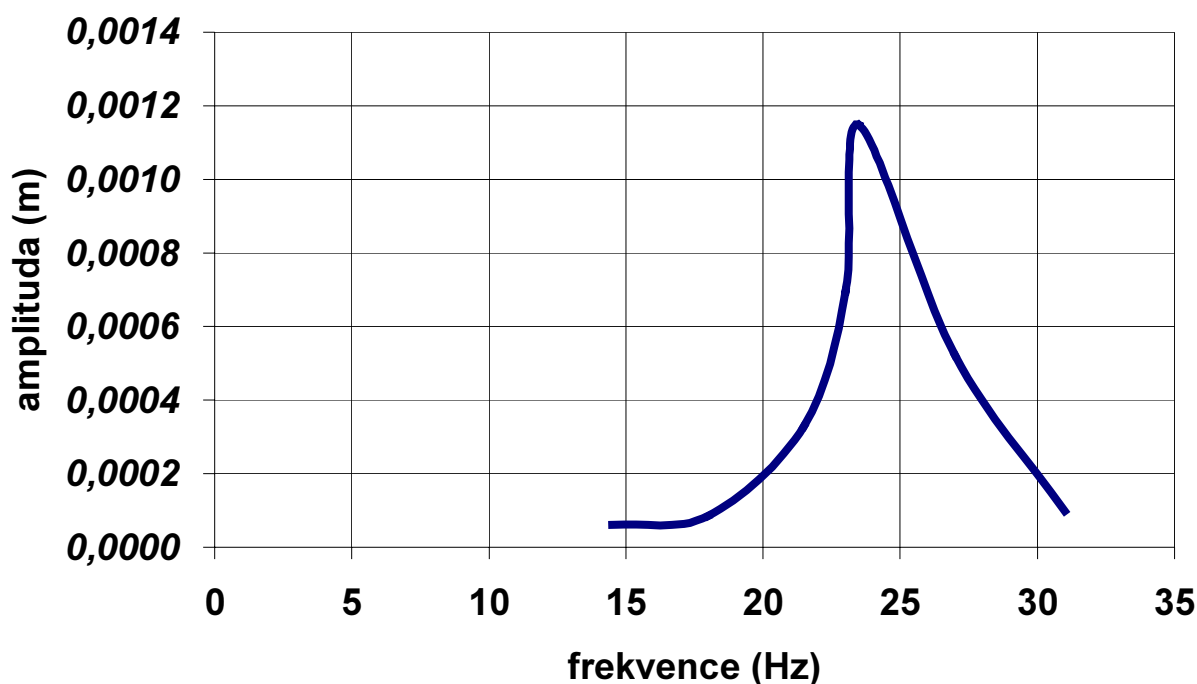
Dalším dílčím výsledkem disertační práce je i vyvinuté jednoduché zařízení pro buzení vlastních tvarů kmitání [17] [19].

Mimo to bylo provedeno kvalitativní porovnání jednotlivých numerických metod simulace úlohy aeroelasticity.

6.1 JEDNODUCHÝ BUDIČ

Byl navržen jednoduchý budič pracující na principu nevyvážené rotující hmoty, který byl následně vyroben. Byla ověřena jeho funkčnost při buzení první vlastní frekvence stabilizátoru letounu KP – 2U SOVA. Naměřená rezonanční křivka je na obrázku č. 1.

Obrázek č 1: Resonanční křivka stabilizátoru letounu KP – 2U SOVA



Na uvedené závislosti frekvence-amplituda je zřejmé, že na stabilizátoru dochází k rezonanci pro frekvenci $f = 23,5$ Hz. Podařilo se tedy vybudit první vlastní tvar kmitání stabilizátoru. Tímto tvarem je první vertikální ohyb.

Výhodou tohoto řešení budiče je jeho minimální cena. Nevýhodou je fakt, že je problematické další eventuelní umístění druhého budiče na měřenou konstrukci a synchronizace frekvence jeho otáčení a řízení vzájemného fázového posuvu budičích sil jednotlivých budičů.

Tomuto „nešvaru“ bychom se mohli vyhnout použitím mnoha-pólového krokového motoru jako pohonu nevyvážené hmoty. V takovémto případě je daleko snadnější, pomocí elektronické řídicí jednotky, efektivně regulovat frekvence a fáze jednotlivých budičů a tak vytvořit poměrně jednoduché budící zařízení pro pozemní vibrační zkoušku.

Další nevýhodou tohoto budiče je jeho vlastní hmotnost, která vnáší chybu do měření. Pokud je hmotnost měřené konstrukce významně větší než je vlastní hmotnost budiče, můžeme tuto chybu zanedbat. Jestliže je cílem této zkoušky verifikace existujícího MKP modelu, tak tato nevýhoda přidané hmotnosti zmizí,

jelikož můžeme tento MKP model jednoduše o přidané hmotnosti budičů doplnit a provést výpočet modálních vlastností examinované konstrukce včetně nich.

6.2 POROVNÁNÍ CHOVÁNÍ JEDNOTLIVÝCH MATEMATICKÝCH METOD POUŽÍVANÝCH PŘI MODELOVÁNÍ ÚLOH AEROELASTICITY

Součástí aeroelastických analýz, provedených programem MSC/Nastran na křídle ultralehkého letounu Kappa-2U-SOVA, bylo i testování různých metod nabízených použitým software_m.

Evidentní odlišnosti PK a KE metody jsou pro případy, kdy je absolutní hodnota míry tlumení soustavy větší než 1. V těchto případech se křivky spočítané metodou KE výrazně odlišují od křivek stanovených metodou PK. Nejmarkantnější je tento jev v případech tzv. „kritického utlumení“ sledovaného módu, kdy je hodnota tlumení nadkritická a zamezí tak kmitání. V tomto konkrétním případě je reálnější výsledek vypočtený PK metodou.

Teoreticky méně přesná proužková metoda dává obvykle nižší kritickou rychlost třepetání. Toto je způsobeno nedokonalostí této metody, která modeluje 3D obtékání pomocí rozdělení nosné plochy po rozpětí na proužky, na kterých definuje odlišné podmínky pro 2D proudění na každém jednotlivém proužku.

Je tedy evidentní, že pokud nenarazíme při řešení úlohy na nějaké hardware_ové omezení, je žádoucí použití nejvhodnější kombinace metod: panelizace DLM ve spojení s PK metodou pro řešení rovnic třepetání. Tato kombinace metod je zaplácena vyšší spotřebou výpočtového času, avšak dává daleko kvalitnější výsledek.

6.3 ANALÝZA LETOUNU Ae270

6.3.1 Modální Analýza

Jak již bylo v předešlém textu uvedeno, současná situace v MKP výpočtech aeroelastického chování je taková, že přetrvává trend modelování konstrukce letounu pomocí systému náhradních nosníků pomocí nosníkových elementů. Tento trend je způsoben tím, že až donedávna byl tento způsob, díky matematické komplikovanosti, jedinou možnou variantou.

V rámci vývojových prací na novém letounu Ae270 byl vytvořen podrobný MKP model kompletního křídla a dále také model ocasní části trupu včetně ocasních ploch. Na těchto modelech byly provedeny výpočty. Na základě diskutabilních výsledků výpočtů na těchto dílčích modelech [13] [14] [16], bylo nakonec rozhodnuto domodelovat zbývající část trupu letounu a z těchto dílčích modelů byl sestaven model celého letounu. Dalším krokem potom byla inventura hmot podle hmotového rozboru, doplnění modelu a nastavení tuhostí řízení podle výsledků

tuhostních zkoušek na prototypu a doladění podle výsledků pozemní rezonanční zkoušky.

Výsledkem je tedy velmi podrobný verifikovaný MKP model celého letounu. Rozdíly ve vypočtených vlastních frekvencích pro křídlo a celý letoun dokumentuje tabulka č. 1 a 2.

Tabulka č. 1: Porovnání výsledků modálních analýz samotného křídla a celého letounu pro konfiguraci bez paliva.

| Tvar kmitání křídla | Křídlo | Celý letoun |
|---------------------|----------|-------------|
| 1. vertikální ohyb | 12.76 Hz | 6,88 Hz |
| 2. vertikální ohyb | 40.96 Hz | 24,63 Hz |

Tabulka č. 2: Porovnání výsledků modálních analýz samotného křídla a celého letounu pro konfiguraci 900kg paliva.

| Tvar kmitání křídla | Křídlo | Celý letoun |
|---------------------|---------|-------------|
| 1. vertikální ohyb | 1,99 Hz | 4,79 Hz |
| 2. vertikální ohyb | 7.14 Hz | 18,69 Hz |

Na uvedených výsledcích jsou zřetelně vidět velké rozdíly mezi výpočty provedenými na jednotlivých částech draku a na letounu jako celku volně umístěném v prostoru. Tato odlišnost (hlavně pak ohybových frekvencí křídla) je způsobena velkou hmotností trupu, jehož pohyb se podílí významnou měrou na kmitání soustavy a drasticky tak ovlivňuje modální chování celého draku.

Abychom tedy mohli kvalitně stanovit modální chování draku letounu, je nutno přistoupit k analýze co možná nejpodrobnějšího modelu draku jako celku a ne jednotlivých částí. Tímto je velmi limitována použitelnost analytických metod.

Navíc, tyto modely nedokáží jednoduše postihnout nespojitosti elastické osy. Tento fakt je pravdou nejen v případě analytických metod, ale i v případě náhradního konečně-prvkového nosníkového modelu, kdy je modelování nespojitostí velmi obtížné.

6.3.2 Analýza třepetání

Stejně jako v případě modálních analýz jsou i při analýze třepetání velké rozdíly mezi výpočty provedenými na jednotlivých částech draku a na letounu jako celku volně umístěném v prostoru. Rozdíly ve výsledcích pro křídlo a celý letoun dokumentuje tabulka č. 3 a 4. Všechny uvedené výsledky jsou pro 0 kg paliva,

jelikož v případě kdy je maximální hmotnost paliva, ve sledovaném rozsahu rychlostí k třepetání nedochází.

Tabulka č. 3: Kritické rychlosti třepetání jednotlivých částí letounu.

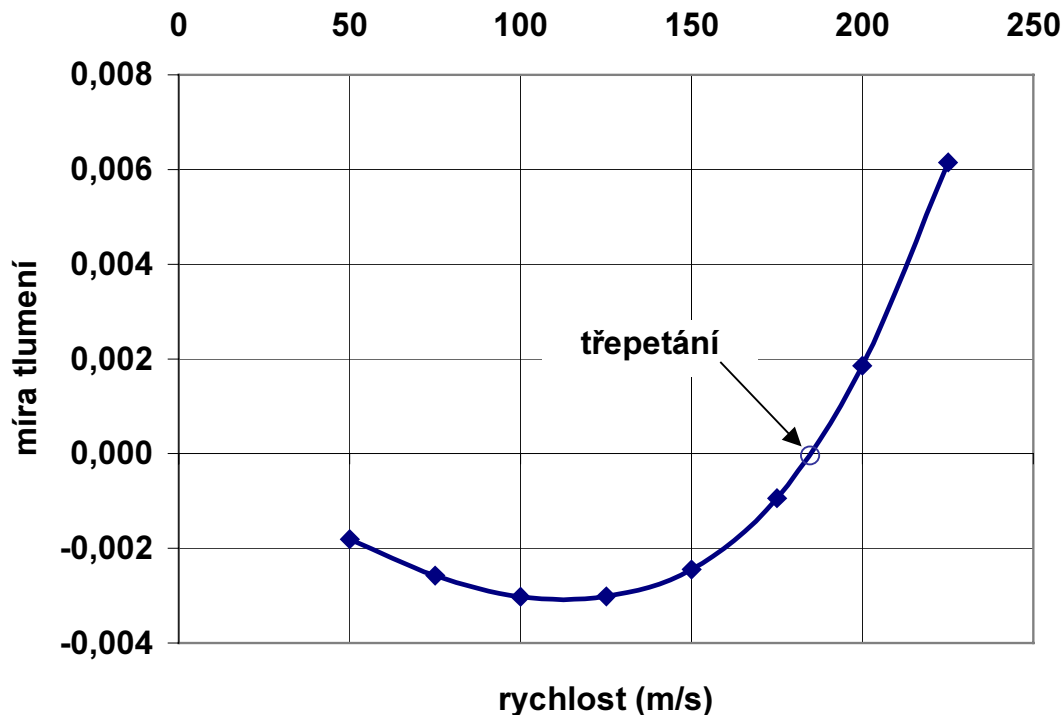
| | Tvar kmitání křídla | Kritická rychlost |
|---------------------------------|----------------------------|---------------------|
| Křídlo | 1. krut + otáčení křídélka | $V_F=156\text{m/s}$ |
| Zadní část trupu včetně VOP SOP | 1. horizontální ohyb trupu | $V_F=332\text{m/s}$ |

Tabulka č. 4: Kritické rychlosti třepetání celého letounu.

| Tvar kmitání letounu | Kritická rychlost |
|---|-------------------------|
| 2. symetrický ohyb křídla + otáčení křídélek (koresponduje s kritickým módem pro křídlo) | $V_F = 300 \text{ m/s}$ |
| 2. ohyb trupu + ohyb VOP | $V_F = 185 \text{ m/s}$ |
| 2. antisymetrický krut křídla + krut VOP + horizontální ohyb trupu | $V_F = 262 \text{ m/s}$ |
| 1. symetrický horizontální ohyb VOP+krutVOP | $V_F = 282 \text{ m/s}$ |

Směrodatná kritická rychlost třepetání z hlediska aeroelastického průkazu zkoumaného letounu je tedy $V_F = 185 \text{ m/s}$ vypočtená pro mód č. 34 konfigurace H1 (2 piloti + 2 pasažéři + 0 kg paliva) kompletního letounu. Diagram rychlost-tlumení pro tento mód je na obrázku č. 2

Obrázek č. 2: V-g diagram pro kritický mód č. 34



Při analýze třepetání celého letounu volně umístěném v prostoru je problematická analýza prvního vlastního tvaru. Před tímto prvním vlastním tvarem kmitání je ještě šest pseudo-vlastních tvarů s nulovou frekvencí, které reprezentují volné pohyby letounu v osách x, y a z a tři volné rotace okolo těchto os. Při použití PK metody řešení rovnic třepetání bylo pro obě konfigurace pro první vlastní tvar nalezeno kladné tlumení společně s nulovou frekvencí, což může u modelu bez okrajové podmínky mít trojí význam:

- dochází k divergenci,
- mód je kriticky utlumen,
- díky vysoké míře tlumení dochází k přeskočení řešení z prvního módu na některý z volných pohybů s nulovou frekvencí, kde výsledek s kladným tlumením, tedy kladnou reálnou částí, nemá význam z hlediska aeroelastického a spadá spíše do oblasti mechaniky letu a upozorňuje na nestabilitu typu „Dutch roll“.

Abychom dokázali přesně kvalifikovat co se děje v případě prvních módů pro obě konfigurace, byla provedena sada doplňkových výpočtů KE metodou na kompletním letounu.

V případě konfigurace H1(0 kg paliva), je prvním vlastním tvarem otáčení SK. Míra tlumení vypočtená PK metodou je poměrně veliká. V případě KE metody dochází k přeskočení na vyšší módy, což potvrzuje hlavně vypočtená frekvence.

Tento mód tedy není nebezpečný. Navíc je tento mód identický s módem č. 2 pro konfiguraci H2(900 kg paliva), kdy dochází k bezproblémovému tlumení tohoto vlastního tvaru. V případě PK metody tedy došlo pouze k přeskoku na některý z šesti volných pohybů diskutovaných výše. Vzhledem ke tvaru tohoto módu dochází s největší pravděpodobností k přeskoku na rotaci okolo osy z (zatačení), kde dochází k jevu typu „Dutch Roll“. Tento běžný a celkem bezpečný jev je ovšem předmětem mechaniky letu.

V případě konfigurace H2 (900 kg paliva), je prvním tvarem 1. symetrický ohyb křídla. V tomto případě je situace po provedení doplňkového výpočtu KE metodou naprosto jasná. U tohoto módu došlo k tzv. kritickému utlumení. Pro rychlost větší než 174 m/s se objevuje hlášení „STABLE-SYSTEM“, což uvedený závěr potvrzuje. Stejně jako v případě konfigurace H1, dochází opět k přeskoku na poslední volný pohyb tedy na rotaci okolo osy z (zatačení), kde dochází k jevu typu „Dutch Roll“.

6.3.3 Analýza statických aeroelastických jevů

Účelem analýzy statického aeroelastického chování letounu je nalezení kritických rychlostí divergence a reverze řízení.

Analýza divergence je při použití MSC/Nastranu spojena s analýzou třepetání. K torzní divergenci dochází v případě, kdy je frekvence i tlumení nulové a zároveň je reálná část komplexního vlastního čísla při dalším zvýšení rychlosti kladná.

Pro stanovení kritické rychlosti reverze křidélek, směrového a výškového kormidla je nutno nalézt závislost poměrné rychlosti klonění, zatačení a klopení na rychlosti letu pro jednotkovou výchylku příslušného orgánu řízení.

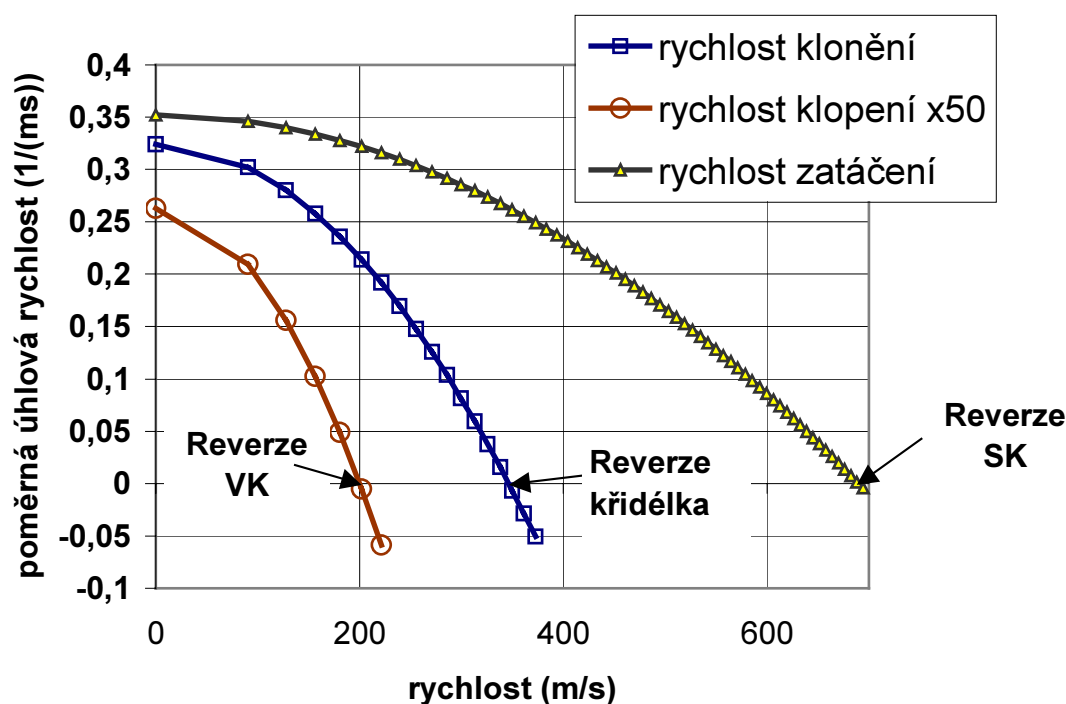
Během analýzy třepetání samotného křídla bylo odhaleno, že v rozsahu rychlostí 0 až 400 m/s dochází k torzní divergenci, v kterou přechází mód č.1 při rychlosti $V_D = 168$ m/s.

Výsledky analýzy reverze řízení dokumentuje tabulka č. 5 a obrázek č. 3.

Tabulka č. 5: Kritické rychlosti reverze řízení.

| | křídélka | VK | SK |
|---------------------------|----------|-------|--------|
| Krit. dynamický tlak (Pa) | 73527 | 24555 | 291144 |
| Krit. rychlost (m/s) | 346 | 200 | 689 |

obrázek č. 3: Závislost poměrných úhlových rychlostí na rychlosti letu



Nejnižší kritická rychlost reverze 200 m/s je vypočtena u výškového kormidla. Na toto významné snižování úhlové rychlosti klopení má značný vliv vlastní deformace výškového kormidla v krutu.

7 ZÁVĚR

Předkládaná práce v teoretické části uvádí základní přehled současných existujících metod modální analýzy a analýzy aeroelastického chování. Dále jsou zde uvedeny požadavky předpisů na aeroelastickou odolnost draků letadel.

V práci je také uveden popis vyvinutého jednoduchého budiče pro použití při zjednodušené pozemní vibrační zkoušce, který byl úspěšně použit pro stanovení vlastní frekvence prvního ohybu stabilizátoru ultralehkého letounu.

V návaznosti na provedené teoretické rozbory jsou uvedeny některé zajímavé postřehy z porovnávacích výpočtů jednotlivých simulačních metod.

Dále jsou uvedeny výsledky numerických analýz modálního a aeroelastického chování leteckých konstrukcí provedené autorem. Současná metodika modelování těchto dějů se v rámci České republiky orientuje na MKP výpočty na strukturálních modelech zjednodušených na systém náhradních nosníků nahrazujících jednotlivé části letounu (křídla, trup, VOP, SOP atd.). Nevýhodou tohoto přístupu je to, že tyto modely nedokáží jednoduše postihnout nespojitosti elastické osy. Modelování této nespojitosti je velmi obtížné a často zavádějící. Přístup prezentovaný v této disertační práci, který není zatím příliš obvyklý v ČR, spočívá v tvorbě velmi

podrobného strukturálního modelu konstrukce draku letounu tak, aby postihoval zmiňované anomálie. Míra zjednodušení je daleko menší, takže výsledek analýz takového modelu má větší váhu. To je samozřejmě vykoupena daleko větší spotřebou času při tvorbě modelu, pokud ovšem nepoužijeme jako základ již existující model draku určený pro statické pevnostní výpočty. Tento model je po revizi hmot přímo vhodný pro provedení zmiňovaných analýz. Navíc pro verifikaci strukturálního modelu kompletního draku letounu byly k dispozici výsledky pozemní vibrační zkoušky a kontroly tuhosti prototypu, což dovolilo upřesnit modální vlastnosti strukturálního modelu a zvýšit tak výrazně průkaznost provedených analýz.

Na uvedených výsledcích modálních analýz jsou zřetelně vidět velké rozdíly mezi výpočty provedenými na jednotlivých částech draku a na letounu jako celku volně umístěném v prostoru. Tato markantní a propastná odlišnost (hlavně ohybových frekvencí křídla) je způsobena hmotností trupu, jehož pohyb se podílí významnou měrou na kmitání soustavy a ovlivňuje tak drasticky modální chování celého draku (což potvrzují i výsledky pozemní vibrační zkoušky). Z uvedeného vyplývá, že při analýze modálních vlastností draku letounu je velmi zavádějící vyvozovat závěry pouze z analýzy jednotlivých částí draku s okrajovými podmínkami respektujícími napojení do okolní konstrukce.

Stejně jako v případě modální analýzy, tak i v případě analýzy dynamického aeroelastického chování jsou na uvedených výsledcích zřetelně vidět velké rozdíly mezi výpočty provedenými na jednotlivých částech draku a na letounu jako celku volně umístěném v prostoru. Z toho vyplývá, že i při analýze třepetání draku letounu je velmi vhodné provést výpočet na kompletním draku letounu jako celku.

V případě analýzy statických aeroelastických jevů je postačující (v případě divergence dokonce žádoucí) použít modely jednotlivých částí draku letounu s odpovídajícími okrajovými podmínkami.

8 SUMMARY

The aeroelasticity problems are as old as the aviation is. Already first airplanes constructors and pilots had met these dangerous phenomena. That time the pilots and designers did not exactly know what had happened. The usual design cycle was follows, “attempt – error – burial”.

The submitted work titled Aeroelasticity Airworthiness deals with methods and ways how to prove the airframe resistance and obtain the certificate of airworthiness in the field of airframe aeroelasticity resistance. The main objective of the work is to improve the level of detectability of numerical simulations done on a finite element structural model.

8.1 TODAY’S APPROACHES

The cheapest and quickies way, how to prove the airframe aeroelasticity resistance is to create a trustworthy mathematical model of the airframe aeroelastic behaviour. Certainly we can employ the possibilities of the finite element method simulations. But today’s situation in the field of aeroelasticity airframe behaviour mathematical modelling from the point of view from the certification process is that the contemporary mathematical models are not trustworthy enough to obtain the certificate of aeroelasticity airworthiness based just on the computational analysis of studied airframe. Usually there remains a need of added experimental justification during flight tests or a wind tunnel tests on a sized down dynamically similar model of the airplane.

The analytical mathematical methods developed for aeroelasticity have a plenty of disadvantages, the most important one is that they are applicable more-less just for a wing with a straight elastic axis, with no important concentrated mass.

The modern numerical methods are based on common finite element method. The finite element structural model is interconnected with an aerodynamic one. The way of interconnection is realised to transfer the displacements and forces between the structural finite element model and the aerodynamic one. The mathematical background of this model is complicated and this is the reason why the structural model is still usually done by a simple system of finite beam elements for airplane main parts (wing, tail surfaces and fuselage).

8.2 MAIN OBJECTIVES

Situation on the airplane market forces all airplanes manufactures to reduce the cost of the new airplane development as much as possible. So the volume of the experimental work needed has to be decreased to reduce the development time and cost. The advanced aeroelasticity modelling presented in this work is one possibility how to minimise the money consuming aeroelasticity tests.

The main objective of this work is to improve the level of detectability of the numerical simulations done on a finite element structural model. The fully detailed airplane structure model was employed instead of the simplified beam one. The fully

detailed structural model represents better the real structure. If a simplified beam model is employed a lot of important data is lost such as the elastic axes discontinuity. Moreover the simplified structural model may not be trustworthy for unconventional airplane structures.

Because of the complicated mathematical background problem the beam finite element model is still in used. The level of hardware gives us new possibilities today. So we can use the fully detailed finite element structural model to make the simulation more reliable today. The quality of the model can be moreover verified using the results from ground vibration and stiffness verification tests done on the prototype. The finite element model can be also tuned after to match better the computed and measured eigen-frequencies. So if the suggested methodology is employed, a very representative simulation is obtained at the end.

8.3 RESULTS

The main benefit of this work is the emendation of the numerical simulation of the airframe aeroelastic behavior. This model improvement considerably increases the detectability of the results of the computations, so the experimental test could be reduced.

One from the results is also, that a highly detailed verified finite element model of the Ae270 airframe was created in addition. In case of a modification of this plane, just this model could be used to certify the modification.

Another partial result is that a simple shaker for a simple ground vibration test was developed and manufactured. First model (1st vertical bending) of a fixed part of horizontal tail surface was successfully excited identified and measured using the shaker. This cheap equipment can help us to make a simple and cheap modal behavior verification test of a finite element model of an airframe.

A study and comparison of methods for numerical unsteady aerodynamics modeling and flutter equation numerical solution methods was done during the solution procedure of the work.

The most significant part of the results of this work is related to an analysis of modal and aeroelastic behavior of the Ae270 airframe. At the beginning a highly detailed finite element model of the half-wing and fuselage tail part including the tail surfaces was created. The results from modal analysis were very diverse from experimental data. So it was decided to make a finite element model of the resting parts to complete the whole Ae270 airframe. The important moment is that on the completed model a mass revision, control rod stiffness tune and final tune was done according to the results of prototype ground vibration on stiffness tests. After that a highly detailed and fine-tuned Ae270 airframe finite element model was obtained. Now all the following computations done on the tuned and verified structural model has pretty higher detectability, and this was the main objective of the work.

The results of the modal analysis using the finite element model described above showed that, if we want to qualify the modal behavior of a studied airframe, it is essential to run the computation on a highly detailed model of whole complete

airplane without any boundary condition. The analysis of the separate main parts restrained by a set of boundary conditions concerning the way of interconnection with other airplane parts provided very deformed results especially for the wing. When we look at results obtained for whole airplane it is evident that (especially for the wing-bending modes) the moving mass of the fuselage, has got a significant influence on the dynamic behavior of the whole airplane system. The comparison of results obtained is presented in tables 1 a 2.

The conclusion is very simple but important. So if we want to do a trustworthy simulation of the modal or dynamic behavior of an airplane we have to run the computation on complete airframe without any boundary condition. This is fatal for analytical method, because most of them are restrained for a single beam model restrained by a set of boundary condition.

The situation in case of flutter analysis is very similar. Comparison of the critical speeds shows tables no 3 and 4. The trustworthy results are again the results obtained using the complete model of the Ae270 airframe. Using the PK flutter equation solution method a positive damping with zero frequency was found for the first modes for both configurations H1 (without fuel, 1st mode-shape is ruder rotation) and H2 (900kg of fuel 1st mode-shape is 1st vertical symmetrical wing bending). The level of the damping is pretty high in both cases. There are six pseudo-modes before the first vibration mode if a model without any boundary condition is used. These pseudo-modes are three translations in the axis directions and three corresponding rotations. Using the PK flutter equation solution method the solution has jumped on one of the pseudo modes because of the high level of the damping. Additional analysis done using the KE flutter equation solution method brought the light into the situation. The KE method found negative damping, with non-zero frequency. So the KE method confirmed that the PK method only jumped to a pseudo-mode.

The lowest critical speed of the flutter is 185 m/s for configuration H1 (without fuel). The diagram velocity-damping for this critical mode can be found on the picture no. 2.

The situation in case of divergence and control reversal analysis is different. The computations showed that for these static phenomena is necessary to run the computation on the finite element models of the separated wing and separated fuselage tail part including both tail surfaces. The separate models were restrained by a set of boundary conditions concerning the way of interconnection with other airplane parts. Obtained critical speeds of divergence and control reversal describe table no. 5 and picture no. 3. Surprisingly the lowest control reversal critical speed was found for elevator. This is caused by low torsion stiffness of the elevator.

8.4 CONCLUSION

The submitted work shows the new possibilities in the field of advanced numerical modelling of airframe aeroelastic behaviour. The presented methodology can significantly reduce the range of aeroelastic tests needed to obtain the certificate of airframe aeroelastic resistance.

9 LITERATURA

- [1] Bisplinghof R. L., Halsfman H. A. and R. L., *Aeroelasticity*, Dover publications, INC., Mineola, New York 1996.
- [2] Daněk V., *Aeroelasticita*, VUT Brno, červen 1987.
- [3] Bisplinghof Raymond L. and Ashley Holt, *Principles of Aeroelasticity*, Dover publications, INC., Mineola, New York 1975.
- [4] Stender W., Kießling F., *Aeroelastic Flutter Prevention in Gliders and small aircraft*, DLR, Institute für Aeroelastik, Göttingen.
- [5] MSC/NASTRAN, *Handbook for aeroelastic analysis*, The Mac Neal-Schwendler Corporation Los Angeles 1987.
- [6] Kopřiva Z., Maleček J., *Aeroelasticita*, VAAZ, Brno 1982.
- [7] Noor A. K., *Flight-Vehicle materials, structures, and dynamics*, Volume 5, Structural dynamics and aeroelasticity, University of Virginia, NASA Langley research center 1993.
- [8] Brousil J., Slavík J., Zeman V., *Dynamika*, SNTL Alfa, Praha 1989.
- [9] Černý O. , *Teorie a praxe modálních zkoušek*, VZLÚ a.s., Praha 1992.
- [10] Bittnar Z., Šejnoha J., *Numerické metody mechaniky*, Vydavatelství ČVUT, Praha 1992.
- [11] MSC/NASTRAN, *Handbook of dynamic analysis*, The Mac Neal- Schwendler Corporation, Los Angeles 1995.
- [12] MSC/NASTRAN, *Quick reference guide*, The Mac Neal- Schwendler Corporation, Los Angeles 2000.
- [13] Hobza P., *Modální analýza křídla a ocasní části trupu letounu Ae 270*, dokument č. AC0315CZ, září 1999, Aero Vodochody, Praha.
- [14] Hobza P., *Analýza třepetání křídla a ocasní části trupu letounu Ae 270*, dokument č. AC0316CZ, říjen 1999, Aero Vodochody, Praha.
- [15] Hobza P., *Analýza torzní divergence a reverze řízení letounu Ae 270*, dokument č. AC0317CZ, listopad 1999, Aero Vodochody, Praha.
- [16] Hobza P., *Stanovení kritických případů z hlediska dynamiky a aeroelasticity pro letoun Ae 270*, dokument č. AC0318CZ, listopad 1999, Aero Vodochody, Praha.
- [17] Jebáček I., *Závěrečná zpráva řešení projektu č. FP 390038*, dokument 19V/99, VUT Brno, 1999
- [18] Pístěk A., *Zpráva o statických zkouškách letounu Sova*, VUT Brno, 1997
- [19] Hobza P., *Závěrečná zpráva k řešení projektu č FP 390037*, dokument 21V/99, VUT Brno, 1999

10 AUTOROVO CURRICULUM VITAE

Přemysl HOBZA
Beranových 64 199 00 Praha - Letňany
e-mail: hobza@iae.fme.vutbr.cz
tel: 02/72115160

Souhrn zkušeností:

Sedm let zkušeností v oboru metody konečných prvků, lineární statické, nelineární statické, dynamické a navíc aeroelastické aplikace. Osm let zkušeností v oblasti návrhu a pevnostní kontroly leteckých konstrukcí.

Odborná praxe:

- 2001 do dneška* **External Advisory Group, key action aeronautics.** Pozorovatel této expertní skupiny při Evropské Komisi.
- 2000 do dneška* **VZLÚ a. s..** Výzkumný pracovník v oblasti aplikace moderních výpočtových metod analýzy pevnosti a aeroelastické odolnosti letadel. Řešitel dílčího projektu V2 grantu MŠMT: Centrum Leteckého a Kosmického Výzkumu č. LN00B051. Od 1. 4. 2001 Vedoucí divize Centra Leteckého a Kosmického Výzkumu.
- 1999* řešitel **Fakultního grantu č. FP 390037:** Metodika buzení vlastních tvarů kmitání leteckých konstrukcí.
- 1998-2001* **Aero Vodochody a. s..** Aeroelastická analýza turbovrtulového letounu. Statická a dynamická aeroelastická analýza draku letounu provedená MSC/NASTRAN_em.
- 1997* **AkroTech Europe.** Výpočet zatížení pro pevnostní zkoušky, příprava a realizace zkoušek pro certifikaci celo-uhlíkového akrobatického letounu.
- 1995-1997* **INTEND Ltd.** Pevnostní a aeroelastické výpočty a konzultace. Presentace programů MSC/PATRAN a MSC/NASTRAN, technická podpora zákazníků.
- 1995-1996* **MORAVAN a. s..** Nelineární analýza hlavní podvozkové nohy sportovního letounu metodou konečných prvků. Experimentální ověření výsledků výpočtů.
- 1995* **KAPPA Ltd.** Statická a dynamická aeroelastická analýza křídla malého letounu provedená MSC/NASTRAN_em .
- 1995* **TEST Ltd.** Lineární statická analýza motorového lože motorového kluzáku MSC/NASTRAN_em . Návrh modifikace konstrukce v závislosti na výsledcích provedených analýz.

Pedagogická praxe:

Během svého doktorandského studia jsem vedl cvičení z předmětů:

Pevnost letadel II, cvičení zaměřené na praktické modelování a analýzy leteckých konstrukcí pomocí MKP.
Aeroelasticita, výpočtová cvičení z aeroelasticity.

Vzdělání:

1995 do dneška **LU, FSI, VUT, Brno.**
Doktorandské studium zaměřené na aeroelastické chování leteckých konstrukcí.

1996-1997 **Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace Toulouse,** Master kurz zaměřený na draky letadel, ukončený úspěšnou obhajobou závěrečného projektu a obdržením diplomu.

1989-1995 **LU, FSI, VUT, Brno.**
Inženýrské studium oboru stavba letadel. Diplom s vyznamenáním, udělena cena Děkana.

1993 **University of Bristol, U.K.**
Odborná stáž zaměřená na kompozitové letecké konstrukce.

Znalosti a dovednosti:

Programování: Fortran 77
Hardware: SGI, SUN, HP, DIGITAL, IBM
Aplikace: MSC/PATRAN, MSC/NASTRAN, CATIA, MS Office a běžná práce s PC
Jazyky: Český (mateřský jazyk), anglicky (plynule), francouzsky (plynule), rusky (plynule), slovensky (pasivně).