

**České vysoké učení technické v Praze
Fakulta strojní
Odbor letadel**

Závěrečný projekt

Výpočet flutteru a ladění vlastních frekvencí v Nastranu

vypracoval: Vladimír Ajgl
školní rok: 2006/2007
semestr: letní
vypracováno: 30.6.2007
vedoucí projektu: doc. Svatomír Slavík

Obsah

1 Úkol a úvod.....	2
2 Začínáme s Nastranem.....	2
2.1 Budeme potřebovat.....	2
2.2 Musíme se naučit.....	3
2.3 Formát zdrojového souboru Nastranu.....	3
3 Návodný příklad – nosníková náhrada polokřídla.....	5
3.1 Statická deformace nosníku.....	5
3.2 Modální analýza.....	9
3.3 Optimalizace na vlastní frekvence.....	10
3.4 Flutter.....	10
4 Závěr.....	11

1 Úkol a úvod

Úkolem této práce bylo najít a otestovat způsob ladění náhradní konstrukce letounu, aby se tento náhradní model dal dále co nejdříve použít k flutterovým analýzám. Ladění i výpočty měly probíhat v programu Nastran. Konkrétní výpočet měl modelovat letoun Orličan M5 Ornis, kterému byly na Ústavu letadel změřeny frekvenční vlastnosti a pro který jsem prováděl hmotností rozbor v práci v Semestrálním projektu 2.

Především, že tento úkol se mi nepodařilo zcela splnit. Práce se velmi záhy zvrtila ve studování vlastností a postupů modelování v Nastranu, v pročítání stovek stran jeho manuálů a ve zkoušení zdánlivě nesouvisejících příkladů. Na konkrétní výpočet letounu M5 Ornis už se nedostalo. Proto je tato práce spíše praktickým návodem, jak se úspěšně a co možná nejrychleji dostat k aeroelastickým výpočtům a k optimalizacím.

Přesto bych označil výsledky své práce za povzbudivé, neboť se ukázalo, že jak výpočet flutteru, tak ladění vlastních frekvencí je v Nastranu proveditelné. A tato práce přináší malý návod, jak na to.

2 Začínáme s Nastranem

2.1 Co budeme potřebovat

- Nastran a Patran – Patran lze spustit na všech počítačích v počítačových učebnách Ústavu letadel. Nastran pouze v učebně A10 v prostřední řadě na třetím a čtvrtém počítači zpředu. Na ostatních jde také spustit, ale nenajde licenci. Pak je tu ještě možnost ilegálního stažení některé verze z internetu.
- Manuály – nachází se na školních počítačích na ploše pod ikonou „Combined documentation“. Mají sice stovky stran, ale je v nich „všechno“, včetně mnoha příkladů. Tyto příklady nemusíte složitě kopírovat z dokumentace, zdrojové soubory jsou v adresáři `msc2004\nast\tpl` (u verze 2004, u ostatních v podobném adresáři). Tedy pokud jsou nainstalované. Poznámka – manuály jsou v angličtině, tedy je vhodné ovládat tento jazyk.
- Knihy se základními tutoriály „NAS120V – Linear Static, Normal Modes and Buckling Analysis Using MSC.Patran and MSC.Nastran Course Notes“ (dva svazky + kniha s příklady na procvičení) - Nedostaneme se v nich až k aeroelastickým výpočtům, ale je to podle mě nejsnazší cesta, jak se „spřátelit“ s Nastranem (a Patranem) pomocí (relativně) jednoduchých názorných příkladů. Jsou ve skříni v učebně A10, některé jen v poličce, pro

jiné se musí otevřít dvířka;-)

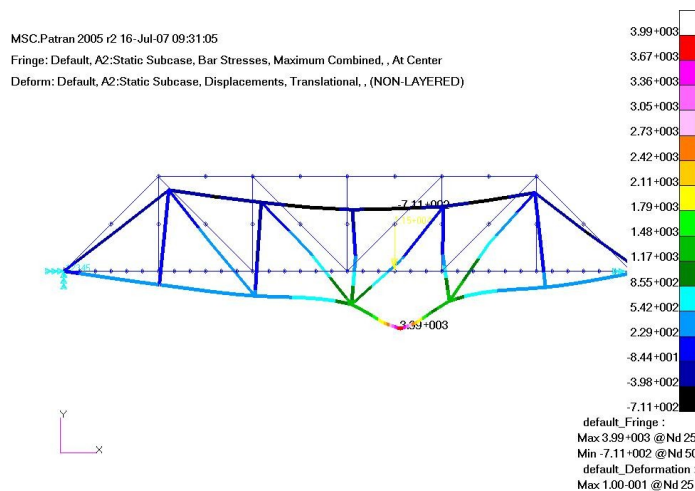
2.2 Co se musíme naučit

Aeroelastický výpočet je výpočtem komplexním a z toho důvodu relativně složitým. Vstupuje do něj několik vstupních dat. Konkrétně dvoje – strukturální data (vlastnosti konstrukce) a aerodynamické vlastnosti a ještě je nutno je nějak propojit. Začít bez jakékoliv znalosti Nastranu otevřením manuálu o aeroelasticitě je čiré zoufalství, které nevede k cíli.

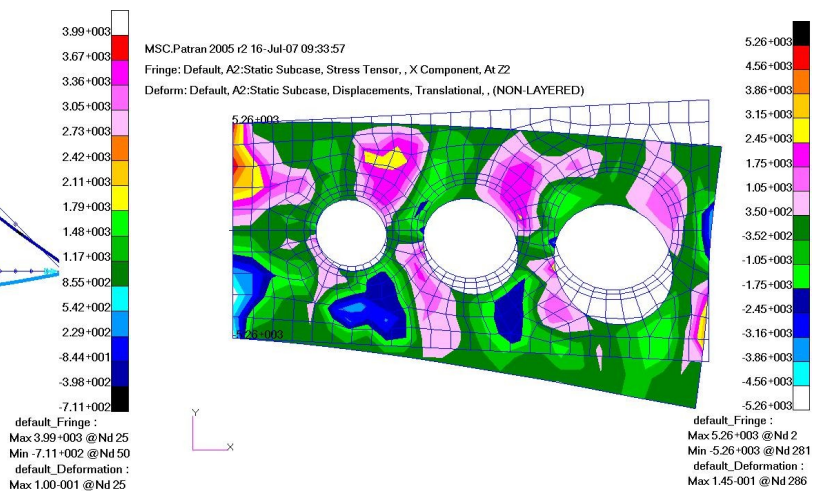
Začneme-li od výpočtů statického zatížení, prutových a nosníkových konstrukcí, začínáme sice u zdánlivě nesouvisejícího problému, ale budujeme pevné základy znalosti Nastranu, na kterých se poměrně rychle můžeme dopracovat ke složitějším výpočtům.

Postup učení se Nastranu vedoucí k aeroelastickým analýzám je tedy následující:

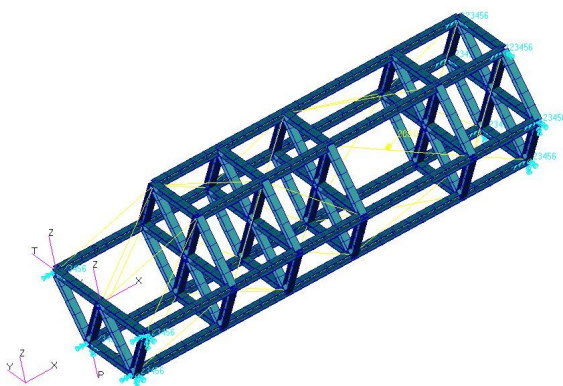
1. Statické analýzy – Zde se naučíme zacházet se strukturálním modelem, pouze s konstrukcí. K tomuto účelu se výborně hodí výše zmíněné tutoriály spolu s knihou s workshopy, příklady na procvičení. Následují příklady, co se v tutoriálech nachází a čemu se lze lehce naučit.



Obrázek 1: Příhradová konstrukce mostu – cvičení 2



Obrázek 2: Rovinné žebro - vzorový příklad č.4

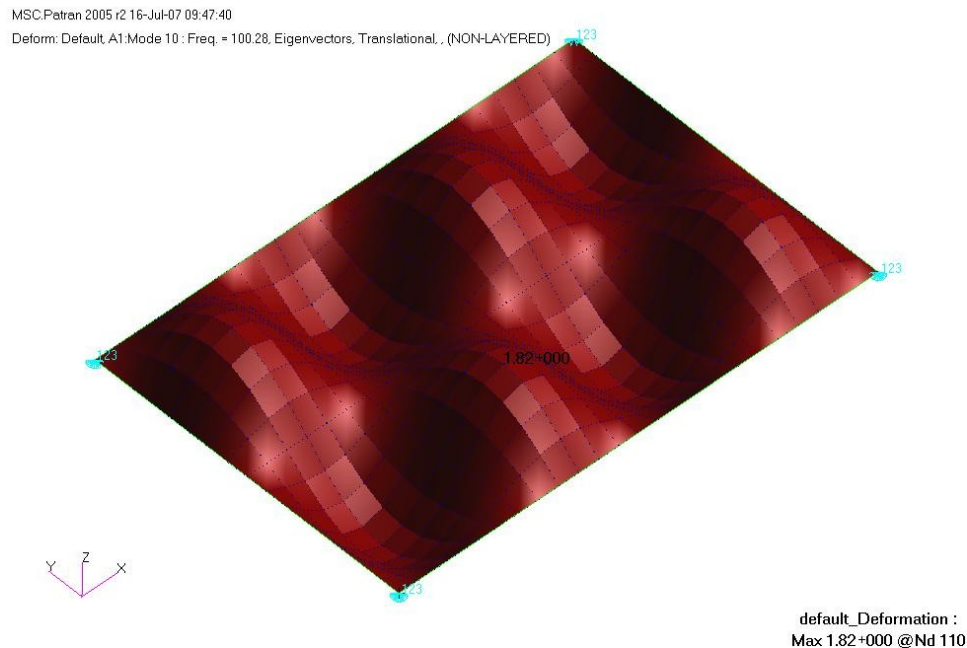


Obrázek 4: Příhradová konstrukce kosmické stanice - vzorový příklad č.3



Obrázek 3: Tlaková lahev na vzduch - vzorový příklad č.6

2. Dynamická analýza – Výpočet vlastních tvarů a frekvencí je pouze jednou z částí dynamické analýzy. Přechod od statického výpočtu namáhání konstrukce k výpočtu vlastních tvarů a frekvencí je v podstatě velmi jednoduchý. Stačí programu zadat pouze jiný druh řešiče. Konkrétní příklad je v tutoriálu jako Case Study 8 – vysílač a také v příkladu ve workshop booku.



Obrázek 5: Vlastní módy plátu plechu - zde 10. vlastní tvar - cvičení č.8

3. Aeroelasticita – Jak bylo výše zmíněno, při aeroelastickém výpočtu je třeba přidat k strukturálnímu modelu ještě aerodynamický model. Způsoby, jak na to, jsou popsány v manuálu k Nastranu (Aeroelasticity – aero.pdf) a k Patranu (Flight Loads – flightloads.pdf). V této fázi se neobejdeme bez znalosti zdrojového souboru pro Nastran, proto v následujícím odstavci připojuji malý popis formátu zdrojového souboru.
V Patranu je též možné modelování aeroelastických dat. Domnívám se ale, že často to práci příliš neusnadňuje a že je výhodnější napsat přímo zdrojový soubor pro Nastran. K tomu je třeba Patran spustit s parametry příkazové řádky „patran.exe -ifile init_fld.pcl“ (na některých počítačích je jako samoostatná ikonka s nápisem „MSC.Flds 2005“) – pak se zpřístupní rozšíření FlightLoads a v prvotní volbě modelu volba „aeroelasticita“, který je za jiných podmínek zašedlá.
Také je možné vložit do Patranu rozšíření – nakopírováním souboru „shareware\msc\unsupported\utilities\p3epilog.pcl“ do základního adresáře Patranu. Zpřístupní volbu „Utilities“ v menu.
4. Optimalizace – Optimalizační výpočty jsou v Nastranu podobně jako aeroelasticita jedním z nejnáročnějších typů výpočtů. V nich se nepočítá konkrétní výsledek konkrétního modelu, nýbrž se hledá hodnota parametru, pro který konstrukce splní některou z daných podmínek. V Nastranu lze provádět optimalizace typu jako nalezení nejmenší hmotnosti při zachování pevnostních podmínek. Nastran ale také umožňuje zadat mnohem složitější cíle optimalizace. Lze v něm provést výpočty typu hledání co nejlehčí konstrukce, která vyhoví pěti různým typům zatížení, při jednom typu zatížení nepřesáhne deformace bodu X jistou hodnotu Y a nejnižší vlastní frekvence bude větší než např. 20Hz. Podrobnosti a příklady nalezneme v manuálu (Design and Optimization - design_opt.pdf)

2.3 Formát zdrojového souboru Nastranu

Zdrojový soubor má příponu .dat nebo .bdf. Obsah souboru je v obou případech totožný. Obsah je textový, tedy lze ho editovat jakýmkoliv textovým editorem. Nejjednodušší z těchto editorů je Notepad, standardní součást OS Windows.

Soubor má v principu dvě hlavní části. První obsahuje data o řízení výpočtu jako použitý řešič (SOL 101 znamená statickou analýzu), použité zatížení, varianty výpočtu nebo požadovaná výstupní data. Druhá část se označuje jako „bulk data“, začíná příkazem BEGIN BULK, končí příkazem ENDDATA a obsahuje vlastní konečněprvkový model, zatížení, aerodynamické povrchy nebo vazby. Část „bulk data“ má pevnou strukturu. Je jakoby tabulkou o šířce buňky 8 znaků. Nevyužité pozice se vyplňují mezerou. Zde je nutno poznamenat, že k zaplnění nevyužitých pozic nelze použít tabulátor.

Celkem má v řádce 10 buněk. První obsahuje příkaz (např. Vytvoření bodu, vytvoření konečněprvkového elementu, zadání vlastností elementu), dalších osm obsahuje data a poslední desátá je pomocná. Do ní se převážně zapisuje identifikační řetězec, který označuje, že příkaz pokračuje na další řádce. Tento další řádek začíná právě identifikačním řetězcem.

Více a podrobněji k formátu souboru se dočtete v manuálu (linear analysis – linear.pdf).

3 Návodný příklad – nosníková náhrada polokřídla

Jako ilustraci výše uvedených postupů jsem vytvořil jednoduchý příklad. Jedná se o jednoduchý vetknutý nosník, kterým v prvním přiblížení můžeme modelovat křídlo letounu.

Všechny zdrojové soubory stejně jako tuto zprávu naleznete na <http://vlada.ajgl.cz>

3.1 Statická deformace nosníku

Nosník má délku 5 m (polorozpětí), po celé délce má stejné vlastnosti (idealizace skutečného křídla) – I profil o výšce 150mm, šířce 50mm, tloušťka stojiny 2 mm, tloušťka pásnic 8mm. Materiálem je hliník s $E = 70 \cdot 10^9 \text{Pa}$ a $\mu = 0,3$. Nosník je rozdělen na 10 elementů. Nosník je zatížen souvislým zatížením o eliptickém rozložení s celkovou vztlakovou silou 10 000 N ($UL = 500\text{kg} \cdot 4G / 2$ polokřídlo * g). Zatížení v jednotlivých uzlech:

Z [m]	Q [N/m]
0,0	637
0,5	633
1,0	624
1,5	607
2,0	583
2,5	551
3,0	509
3,5	455
4,0	382
4,5	277
5,0	0

Zdrojový soubor pro Nastran (letadlo_nosnik_static.dat) – vysvětlivky formou komentářů u jednotlivých příkazů:

```
SOL      101          $ vyber resice - staticka analyza
CEND
TITLE    = Nahrada kridla nosnikovym modelem
SUBTITLE = Staticke zatizeni
ECHO     = NONE      $ zadne opakovani vstupniho souboru ve vypisu vysledku
SPC      = 1         $ vyber okrajovych podminek
LOAD     = 1         $ vyber zatizeni
$
$ nasleduje vyber toho, co ma obsahovat soubor s vysledky
DISPLACEMENT (SORT1, REAL) = ALL
SPCFORCES (SORT1, REAL) = ALL
STRESS (SORT1, REAL, VONMISES, BILIN) = ALL
$
$ nasleduji data modelu
BEGIN BULK
PARAM    POST      0
$ ma se vygenerovat soubor .xdb s vysledky pro Patran
PARAM    PRTMAXIM  YES
$
$ Uzlove body modelu - kridlo je v ose z
GRID     1          0.      0.      0.
GRID     2          0.      0.      0.5
GRID     3          0.      0.      1.0
GRID     4          0.      0.      1.5
GRID     5          0.      0.      2.
GRID     6          0.      0.      2.5
GRID     7          0.      0.      3.
GRID     8          0.      0.      3.5
GRID     9          0.      0.      4.
```

```

GRID    10          0.    0.    4.5
GRID    11          0.    0.    5.
$
$ definice nosnikovych elementu
CBEAM   1          1          1          2          0.    1.    0.
CBEAM   2          1          2          3          0.    1.    0.
CBEAM   3          1          3          4          0.    1.    0.
CBEAM   4          1          4          5          0.    1.    0.
CBEAM   5          1          5          6          0.    1.    0.
CBEAM   6          1          6          7          0.    1.    0.
CBEAM   7          1          7          8          0.    1.    0.
CBEAM   8          1          8          9          0.    1.    0.
CBEAM   9          1          9         10          0.    1.    0.
CBEAM  10          1         10         11          0.    1.    0.
$
$ definice vlastnosti nosniku
PBEAML  1          1          I
        .15        .05        .05        .002    .008    .008
$
$
$ definice materialu - hlinik
MAT1    1          70+9          .3
$
$ definice okrajovych podmiken - vetknuti bodu 1
SPC1    1          123456  1
$
$ definice zatizeni
PLOAD1  1          1          FY          FR          0.    637.  1.    633.
PLOAD1  1          2          FY          FR          0.    633.  1.    624.
PLOAD1  1          3          FY          FR          0.    624.  1.    607.
PLOAD1  1          4          FY          FR          0.    607.  1.    583.
PLOAD1  1          5          FY          FR          0.    583.  1.    551.
PLOAD1  1          6          FY          FR          0.    551.  1.    509.
PLOAD1  1          7          FY          FR          0.    509.  1.    455.
PLOAD1  1          8          FY          FR          0.    455.  1.    382.
PLOAD1  1          9          FY          FR          0.    382.  1.    277.
PLOAD1  1          10         FY          FR          0.    277.  1.    0.1
$
$ konec souboru
ENDDATA

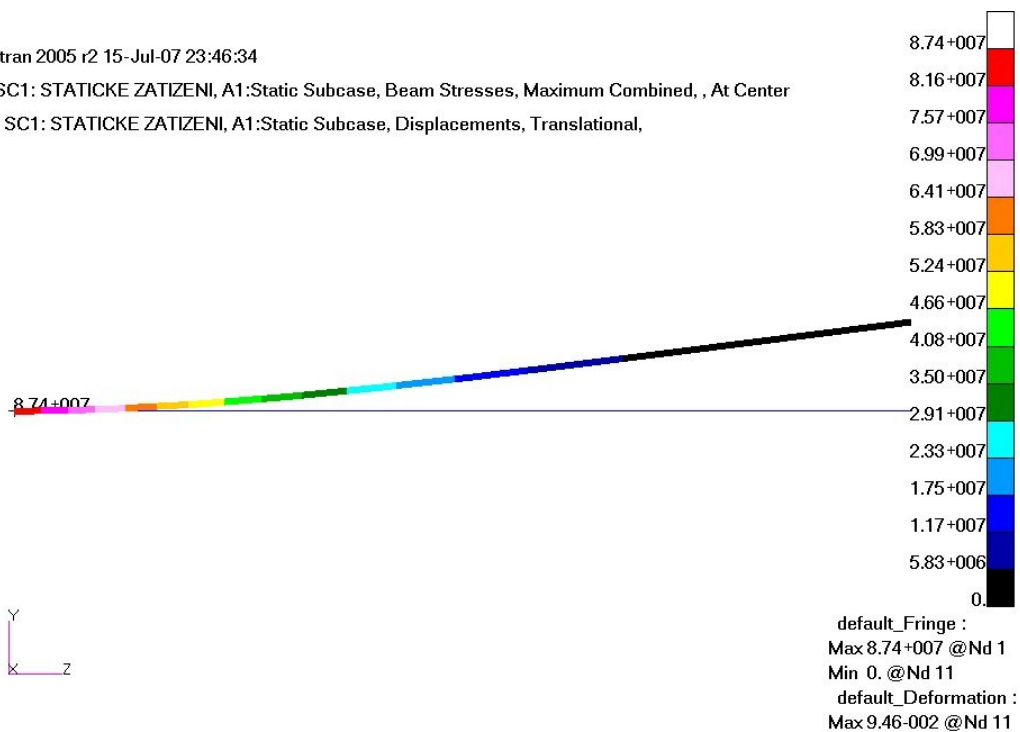
```

výsledky:

MSC.Patran 2005 r2 15-Jul-07 23:46:34

Fringe: SC1: STATICKÉ ZATÍŽENÍ, A1:Static Subcase, Beam Stresses, Maximum Combined, , At Center

Deform: SC1: STATICKÉ ZATÍŽENÍ, A1:Static Subcase, Displacements, Translational,



3.2 Modální analýza

K modální analýze nosníku použijeme již vytvořený zdrojový soubor. Při modální analýze nejsou potřeba zatížení, proto je odstraníme. Naopak je potřeba znát hmotnostní charakteristiky nosníku. Proto do definice materiálu přidáme hustotu hliníku. Pro zviditelnění krutových charakteristik ještě přidáme pomocné nosníky ve směru těživy (osa x)) o velké tuhosti a malé hmotnosti.

Zdrojový soubor pro Nastran (letadlo_nosnik_frekvence.dat) – vysvětlivky formou komentářů u jednotlivých příkazů:

```
SOL      103                $ vyber resice - modalni analiza
CEND
TITLE    = Nahrada kridla nosnikovym modelem
SUBTITLE = Frekvencni analiza
SPC      = 1                $ vyber okrajovych podminek
METHOD   = 1                $ vyber metody vypoctu vlastnich cisel
$ nasleduje vyber toho, co ma obsahovat soubor s vysledky
DISPLACEMENT=ALL
$ nasleduji data modelu
BEGIN BULK
PARAM    POST      0
PARAM    PRTMAXIM YES
$
$ Uzlove body modelu - kridlo je v ose z
GRID     1          0.    0.    0.
GRID     2          0.    0.    0.5
GRID     3          0.    0.    1.0
GRID     4          0.    0.    1.5
GRID     5          0.    0.    2.
GRID     6          0.    0.    2.5
GRID     7          0.    0.    3.
GRID     8          0.    0.    3.5
GRID     9          0.    0.    4.
GRID    10          0.    0.    4.5
GRID    11          0.    0.    5.
$
$ definice nosnikovych elementu
CBEAM    1          1      1      2      0.    1.    0.
CBEAM    2          1      2      3      0.    1.    0.
CBEAM    3          1      3      4      0.    1.    0.
CBEAM    4          1      4      5      0.    1.    0.
CBEAM    5          1      5      6      0.    1.    0.
CBEAM    6          1      6      7      0.    1.    0.
CBEAM    7          1      7      8      0.    1.    0.
CBEAM    8          1      8      9      0.    1.    0.
CBEAM    9          1      9     10      0.    1.    0.
CBEAM   10          1     10     11      0.    1.    0.
$
$ definice vlastnosti nosniku
PBEAML   1          1      I
          .15      .05      .05      .002      .008      .008
$
$ definice pomocnych zviditelnovacich nosniku
$ *****
GRID     21         0.2    0.    0.
GRID     22         0.2    0.    0.5
GRID     23         0.2    0.    1.0
GRID     24         0.2    0.    1.5
GRID     25         0.2    0.    2.
GRID     26         0.2    0.    2.5
GRID     27         0.2    0.    3.
GRID     28         0.2    0.    3.5
GRID     29         0.2    0.    4.
GRID     30         0.2    0.    4.5
GRID     31         0.2    0.    5.
$
```

pokračování výpisu zdrojového souboru:

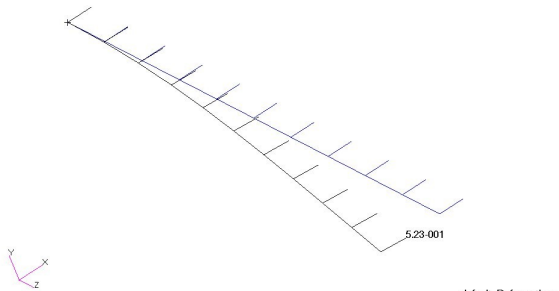
```

CBEAM 21 2 1 21 0. 1. 0.
CBEAM 22 2 2 22 0. 1. 0.
CBEAM 23 2 3 23 0. 1. 0.
CBEAM 24 2 4 24 0. 1. 0.
CBEAM 25 2 5 25 0. 1. 0.
CBEAM 26 2 6 26 0. 1. 0.
CBEAM 27 2 7 27 0. 1. 0.
CBEAM 28 2 8 28 0. 1. 0.
CBEAM 29 2 9 29 0. 1. 0.
CBEAM 30 2 10 30 0. 1. 0.
CBEAM 31 2 11 31 0. 1. 0.
$
PBEAM 2 2 0.5 0.01 0.01 0.01
MAT1 2 70.0+9 .3 0.1
$ *****
$
$ definice materialu - hlinik - i s hustotou = posledni policko
MAT1 1 70.0+9 .3 2700.
$
$ definice okrajovych podminek - vetknuti bodu 1
SPC1 1 123456 1
$
$ modalni analiza - definice metody vypoctu vlastnich frekvenci a tvaru
EIGRL 1 10
$
$ konec souboru
ENDDATA

```

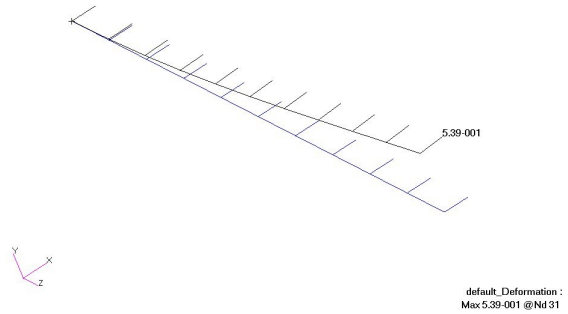
výsledky: - první 4 vlastní tvary nosníku

MSC Patran 2005 r2 16-Jul-07 00:27:42
 Deform: SC1: FREKVENCNI ANALYZA, A1 Mode 1: Freq. = 1.4117, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)



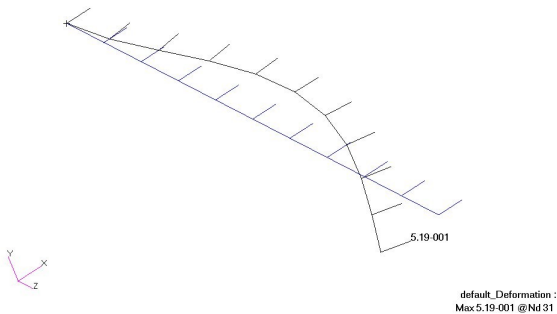
Obrázek 7: První předozadní ohyb - $f = 1,4\text{Hz}$

MSC Patran 2005 r2 16-Jul-07 00:28:05
 Deform: SC1: FREKVENCNI ANALYZA, A1 Mode 2: Freq. = 7.2537, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)



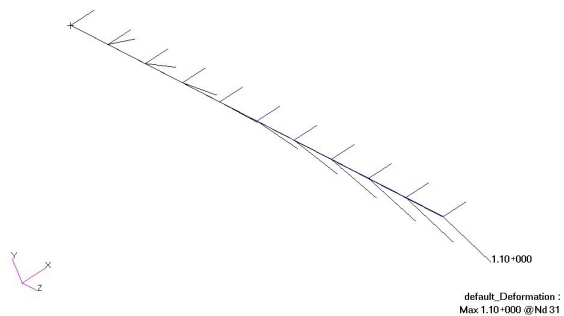
Obrázek 6: První vertikální ohyb - $f = 7,3\text{Hz}$

MSC Patran 2005 r2 16-Jul-07 00:28:14
 Deform: SC1: FREKVENCNI ANALYZA, A1 Mode 3: Freq. = 8.7448, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)



Obrázek 8: Druhý předozadní ohyb - $f = 8,7\text{Hz}$

MSC Patran 2005 r2 16-Jul-07 00:28:28
 Deform: SC1: FREKVENCNI ANALYZA, A1 Mode 4: Freq. = 9.5422, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)



Obrázek 9: První torze - $f = 9,5\text{Hz}$

3.3 Optimalizace na vlastní frekvence

Z předchozího příkladu máme vypočtené vlastní frekvence nosníku. Chceme ale všechny frekvence zvýšit. Proto provedeme optimalizaci konstrukce, a to konkrétně tloušťku pásnic.

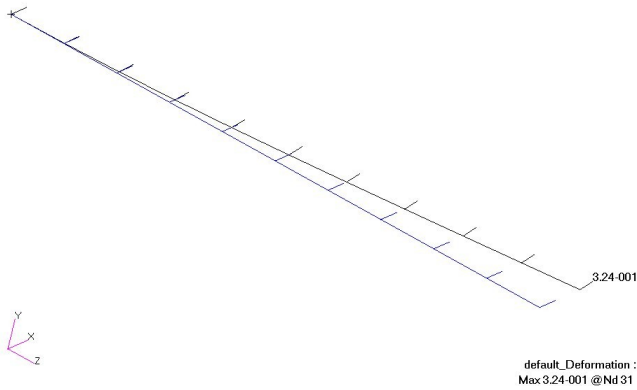
Zdrojový soubor pro Nastran (letadlo_nosnik_optimalizace.dat) – vysvětlivky formou komentářů u jednotlivých příkazů – zde pouze přidavek optimalizační části, neopakují ve výpisu celý soubor:

```
$ definovani optimalizacnich promennych
DESVAR 1      A1      .008
DESVAR 2      A2      .008
$
$ svazani promennych s parametry modelu - s hodnotou tloustky pasnice
$ dolni pasnice
DVPREL1 1      PBEAML 1      DIM6
1      1.0 2      0.0
DVPREL1 2      PBEAML 2      DIM6
1      0.9 2      0.1
DVPREL1 3      PBEAML 3      DIM6
1      0.8 2      0.2
DVPREL1 4      PBEAML 4      DIM6
1      0.7 2      0.3
DVPREL1 5      PBEAML 5      DIM6
1      0.6 2      0.4
DVPREL1 6      PBEAML 6      DIM6
1      0.5 2      0.5
DVPREL1 7      PBEAML 7      DIM6
1      0.4 2      0.6
DVPREL1 8      PBEAML 8      DIM6
1      0.3 2      0.7
DVPREL1 9      PBEAML 9      DIM6
1      0.2 2      0.8
DVPREL1 10     PBEAML 10     DIM6
1      0.1 2      0.9
$ horni pasnice
DVPREL1 11     PBEAML 1      DIM5
1      1.0 2      0.0
DVPREL1 12     PBEAML 2      DIM5
1      0.9 2      0.1
DVPREL1 13     PBEAML 3      DIM5
1      0.8 2      0.2
DVPREL1 14     PBEAML 4      DIM5
1      0.7 2      0.3
DVPREL1 15     PBEAML 5      DIM5
1      0.6 2      0.4
DVPREL1 16     PBEAML 6      DIM5
1      0.5 2      0.5
DVPREL1 17     PBEAML 7      DIM5
1      0.4 2      0.6
DVPREL1 18     PBEAML 8      DIM5
1      0.3 2      0.7
DVPREL1 19     PBEAML 9      DIM5
1      0.2 2      0.8
DVPREL1 20     PBEAML 10     DIM5
1      0.1 2      0.9
$
$
$ co se ma sledovat pri optimalizaci - vlastni frekvence, prvni tri
DRESP1 1      F1      FREQ      1
DRESP1 2      F2      FREQ      2
DRESP1 3      F3      FREQ      3
$
$ podminky pro ukonceni optimalizace
DCONSTR 10    1      1.0 2.0
DCONSTR 10    2      7.0 9.0
DCONSTR 10    3      10.0 15.0
$
$ zmena nekterych parametru optimalizace
DOPTPRM IPRINT 2      DESMAX 10      DELP 0.5      P1 1
P2 15
```

výsledky:

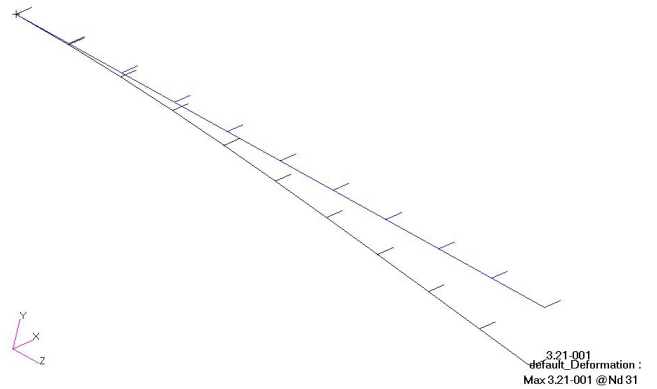
MSC.Patran 2005 r2 16-Jul-07 01:11:09

Deform: SC1: OPTIMALIZACE NA VLASTNI FRE, A1, Mode 1 : Freq. = 1.6771 D.5, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)



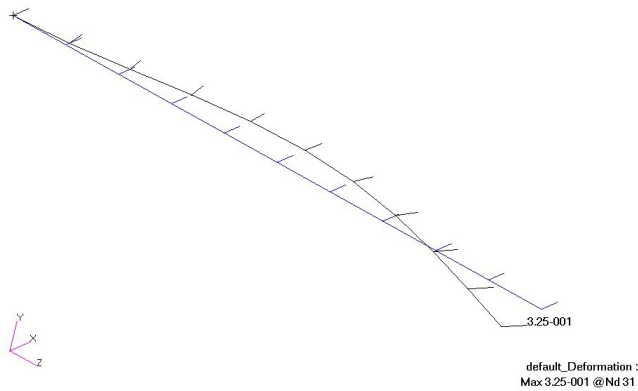
MSC.Patran 2005 r2 16-Jul-07 01:11:28

Deform: SC1: OPTIMALIZACE NA VLASTNI FRE, A1, Mode 2 : Freq. = 6.9997 D.5, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)



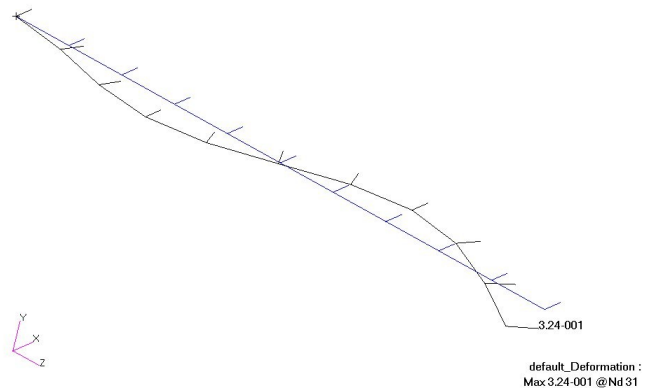
MSC.Patran 2005 r2 16-Jul-07 01:11:36

Deform: SC1: OPTIMALIZACE NA VLASTNI FRE, A1, Mode 3 : Freq. = 9.9766 D.5, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)



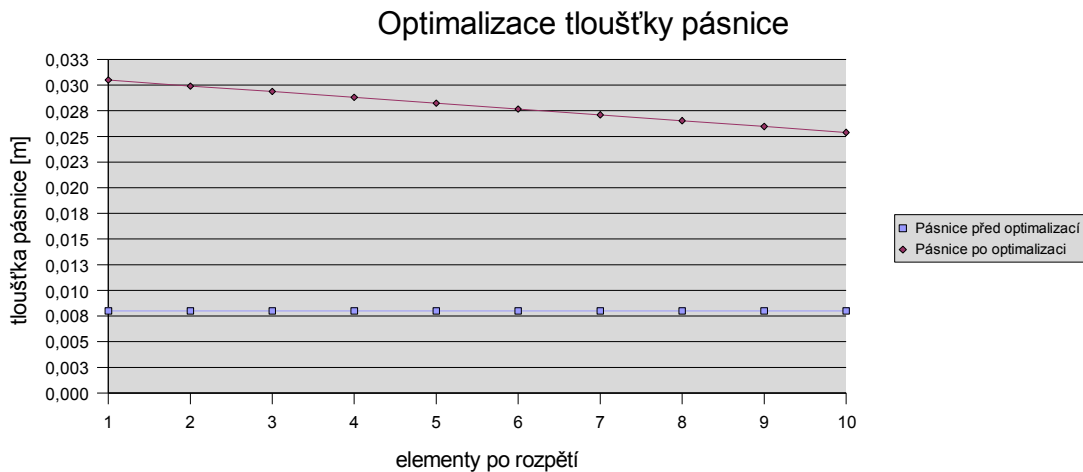
MSC.Patran 2005 r2 16-Jul-07 01:11:42

Deform: SC1: OPTIMALIZACE NA VLASTNI FRE, A1, Mode 4 : Freq. = 27.388 D.5, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)



Vidíme, že se podařilo zvednout první a třetí vlastní frekvenci, bohužel druhá ještě o něco klesla. Vidíme, že změnou geometrie také došlo ke změně pořadí jednotlivých vlastních tvarů. Čtvrtý tvar již není torzním, ale třetí předozadní ohyb. Tloušťka pásnic narostla z 8mm na 30mm. (to zjistíme po inspekci souboru s výsledky, který pro jeho rozsáhlost nepřikládám)

graf porovnání tlouštěk pásnic:



3.4 Flutter

Příklad výpočtu flutteru – základem je nosník z předchozích příkladů, ke kterému bylo přidáno obdélníkové křídlo.

Zdrojový soubor pro Nastran (letadlo_nosnik_flutter.dat) – vysvětlivky formou komentářů u jednotlivých příkazů – opět přiložena pouze nová část, která následuje za strukturálním modelem:

```
$ -----
$ aerodynamicka data
$ -----
$
$ souradny aerodynamicky system
CORD2R 1 0. 0. 0. 0. 0. 0. -1.
      -1. 0. 0.
$
$ definovani vlastnosti proudu (souradny system, hustota, rychlost)
AERO 1 0.5 1.225 0 0
$
$ vlastni aerodynamicka plocha
CAERO1 1100 1500 0 11 5 1
      -0.25 0. 0. 0.5 -0.25 5. 0. 0.5
$
$ vlastnosti aerodynamicke plochy - zde zbytecne navic
PAERO1 1500
$
$ sada bodu pro svazani splinem
SET1 1000 2 THRU 11
$
$ svazani strukturalniho a aerodynamickeho modelu
SPLINE2 1200 1100 1100 1119 1000 0. 1. 0
      0. 0.
$
$ strukturni tlumeni
PARAM KDAMP +1
TABDMP1 2000
      0.0 0.0 10.0 0.0 ENDT
$
$ definice machovych cisel a redukovanych frekvenci
MKAERO1 0.
      0.001 0.05 0.1 0.2 0.5 1.0 1.5
$
$ metoda vypoctu vlastnich frekvenci
EIGR 10 MGIV 10
      MAX
$
$ metoda vypoctu flutteru
FLUTTER 20 PK 1 2 3 L 15
$
$
FLFACT 1 1.0
FLFACT 2 0.0
FLFACT 3 50. 100. 150. -200. 250. -300. 350.
      400. 450. -500.
```

výsledky:

Tuto část se mi zatím bohužel nepodařilo dopracovat k výsledkům. Z hlediska jednotlivých příkazů a jejich vazeb by měla být správně, ale některá konkrétní numerická data jsou zadána tak, že v průběhu sestavování modelu hlásí Nastran chybu „singulární matice“. Zprovoznění tohoto jednoduchého modelu bude předmětem dalších prací.

4 Závěr

Práci se mi nepodařilo dotáhnout ke konkrétnímu výpočtu ladění rozložení hmot a k výpočtu flutteru. Nicméně jsem zaznamenal spoustu dílčích úspěchů a důležitých poznatků, na kterých se dá stavět, ať já ve svých dalších pracích, nebo mí následovníci ve svých. V práci jsem odladil větší množství (přibližně 15) rozličných příkladů v Nastranu. Ukázalo se, že Nastran dokáže vyhovět požadavkům, které na něj klade typ výpočtů, které po něm žádá odbor letadel. Potíže se vyskytnou spíše na straně uživatele a obsluhy.

V tomto oboru výpočtů v Nastranu jsem na Odboru letadel zřejmě průkopníkem, protože se mi během pronikání do této problematiky nepodařilo najít nikoho, kdo by se problémem aeroelastických výpočtů v Nastranu zabýval. A některé poznatky, které se zdají jako triviální, jsem získával poměrně těžce, často spíše náhodou. Například fakt, že k přístupu k aeroelastickému modelování v Patranu se musí Patran spustit s rozšířením FlightLoads.