

Použití simulačních software při certifikaci L-39NG

*Petr Novotný
Jaroslav Krejza*

19/6 2024

Aero



Obsah prezentace (na základě analýz provedených pro certifikaci letounu L-39NG):

- přehled simulačních software pro jednotlivé specializace
- začlenění simulačních software do systémů vývoje letounu
- upozornění na typické nástrahy simulací
- příklady konkrétního použití – rozbor problémů

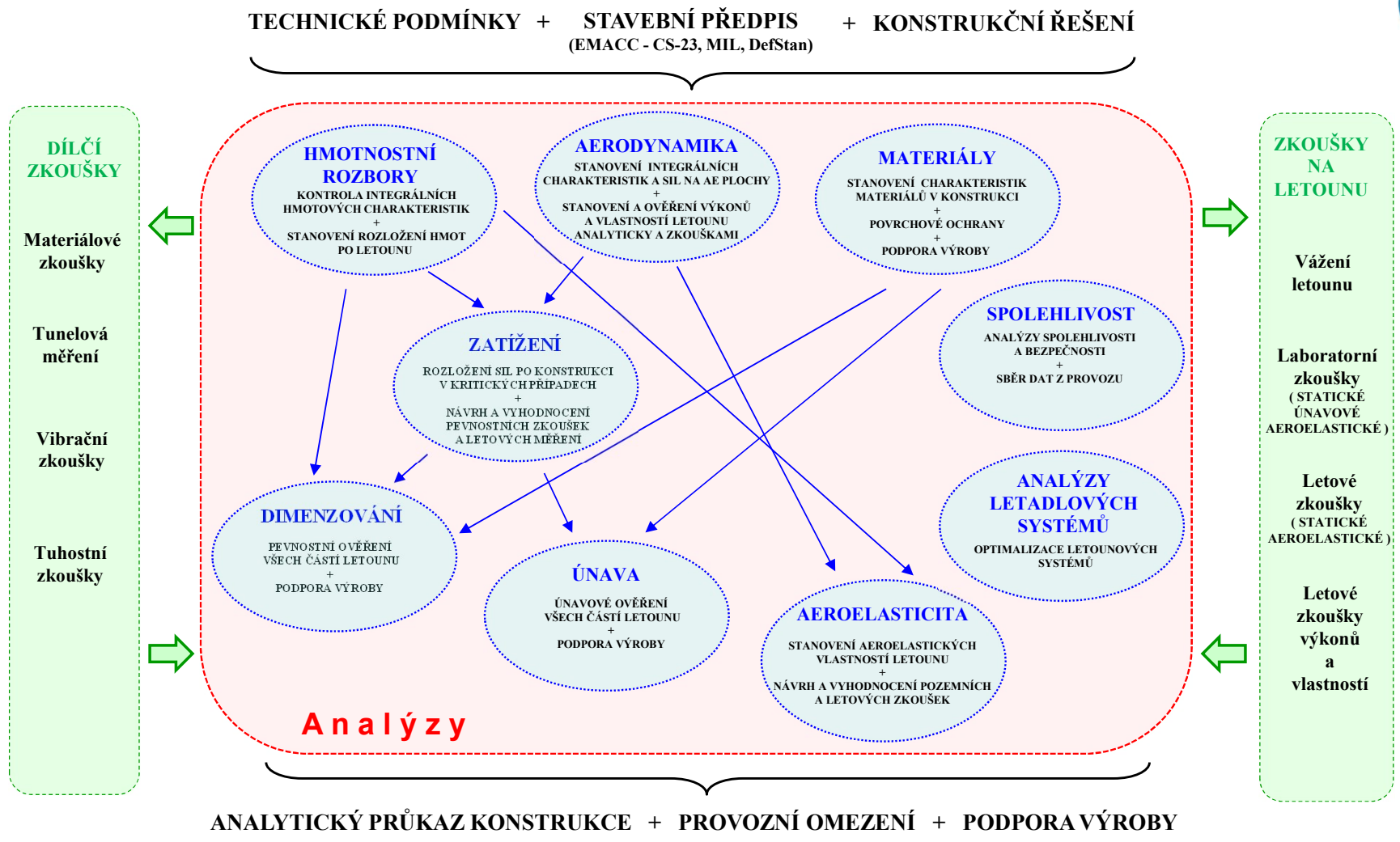
Aero



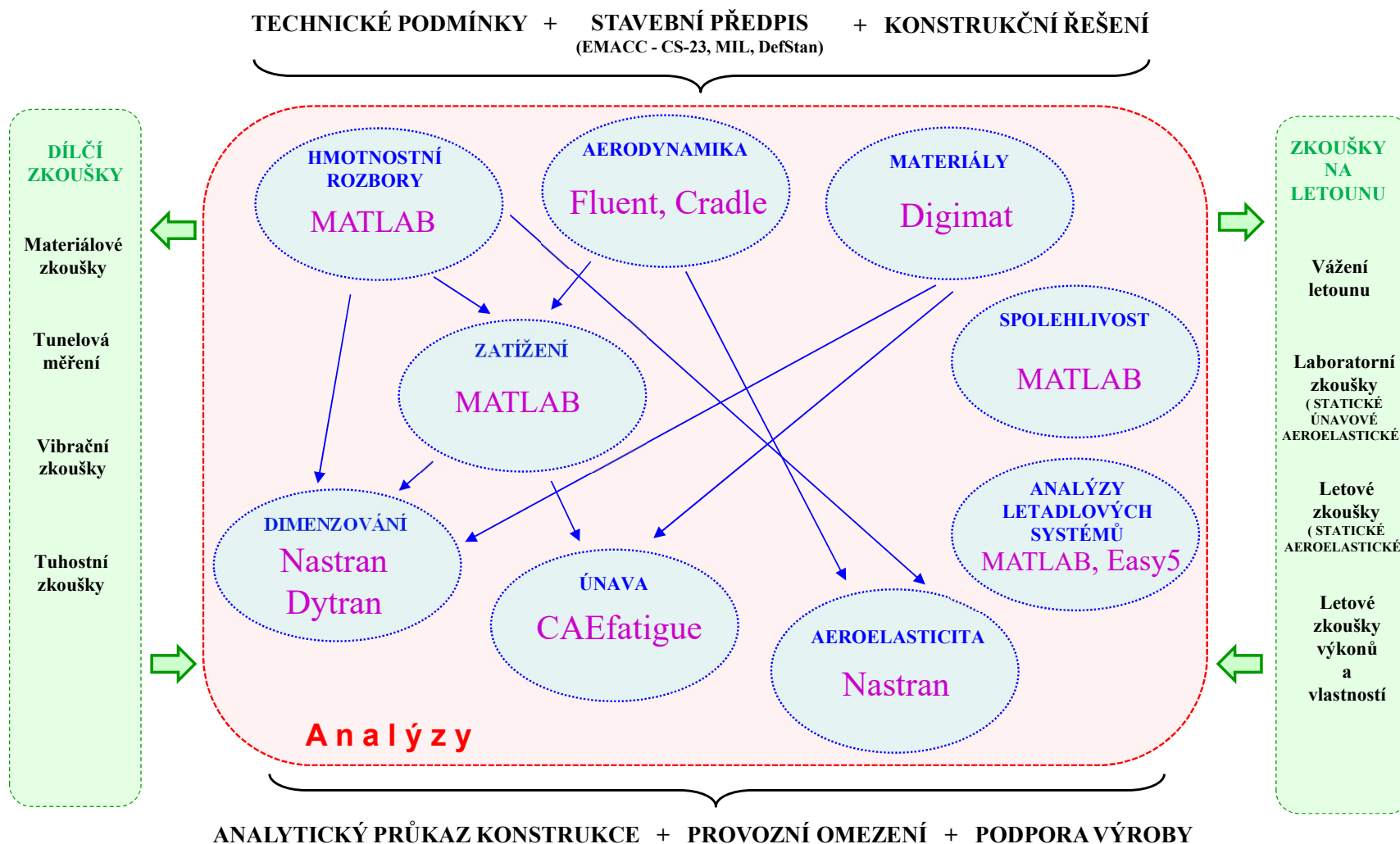
Přehled činností v oddělení Analýz při vývoji letounu



Celkový přehled

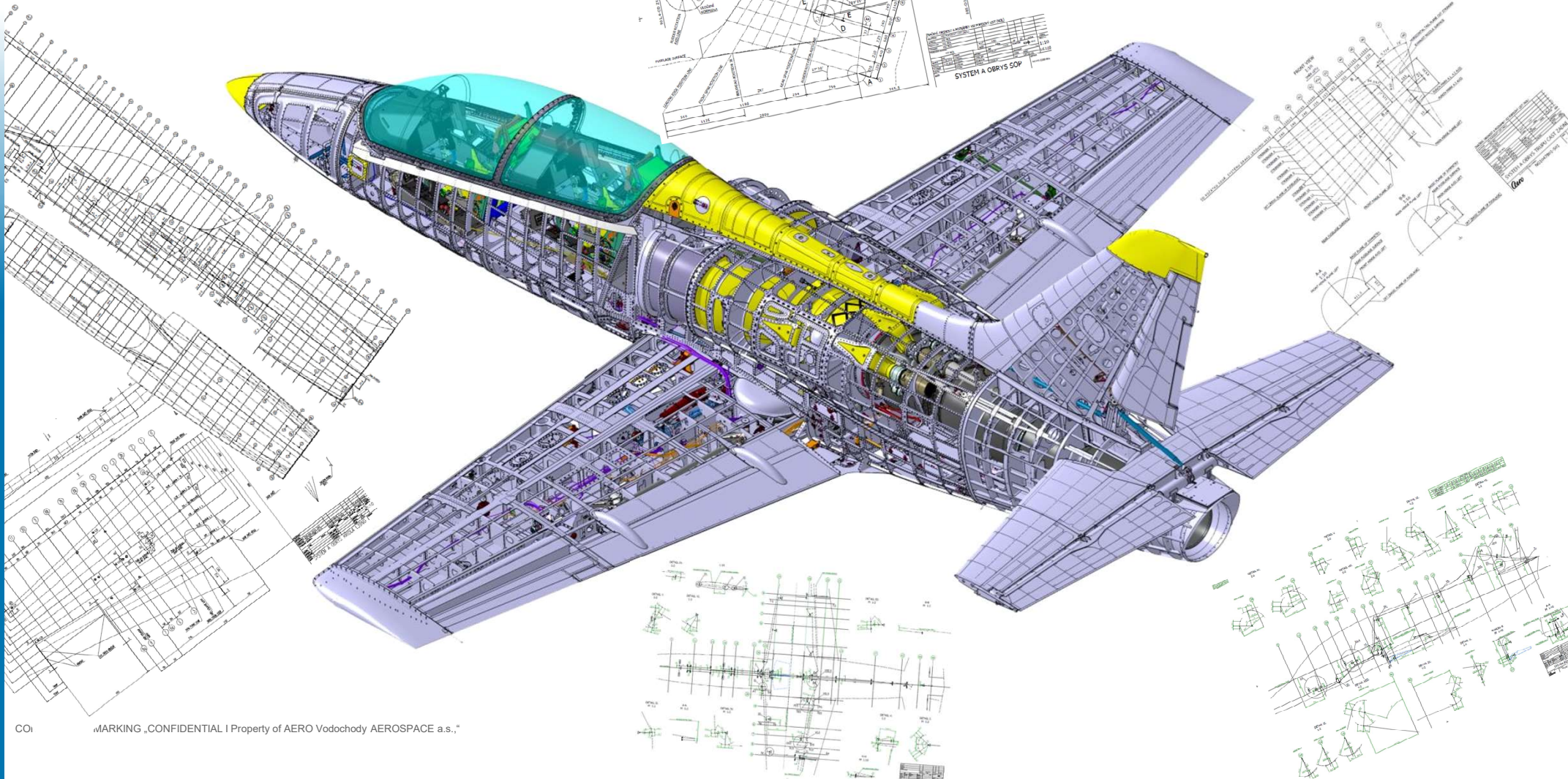


Přehled činností v oddělení Analýz při vývoji letounu



Konstrukční řešení

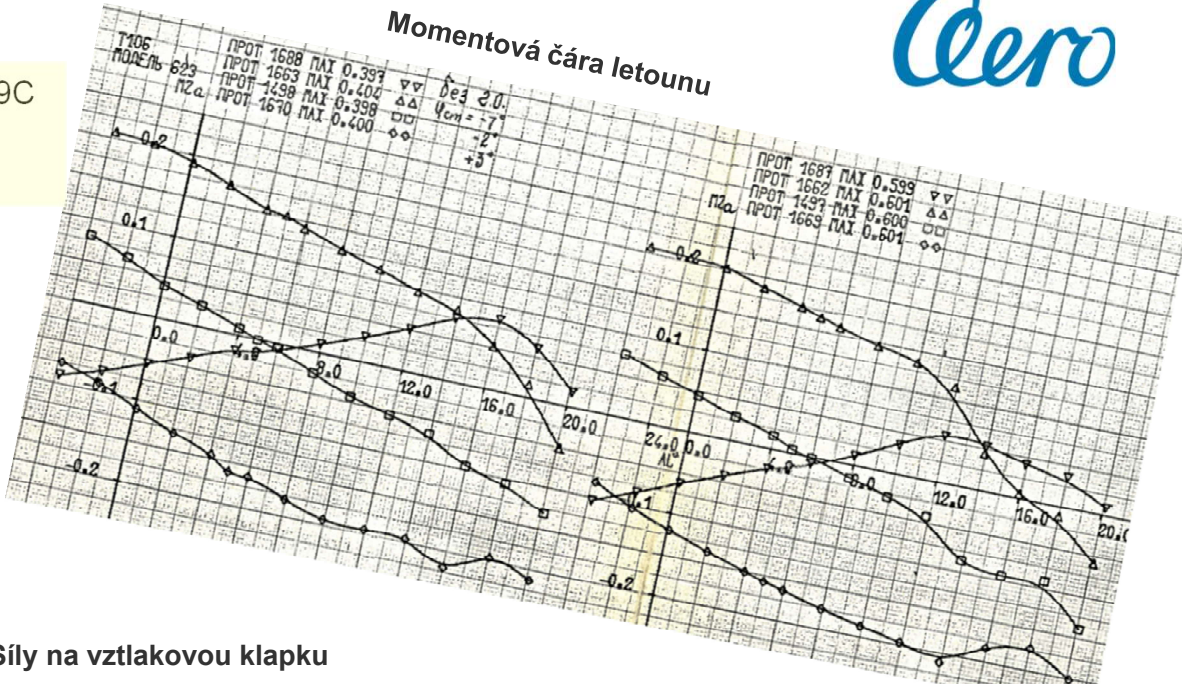
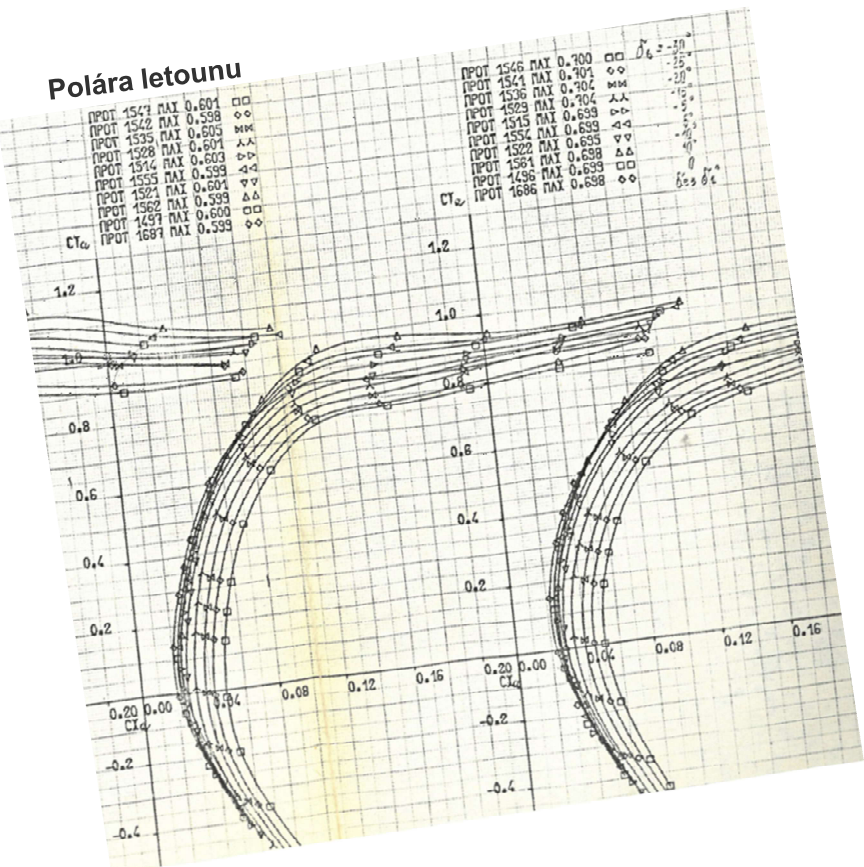
Základní konstrukční schema (Catia / UG)
- nezbytné pro jakékoli další analýzy



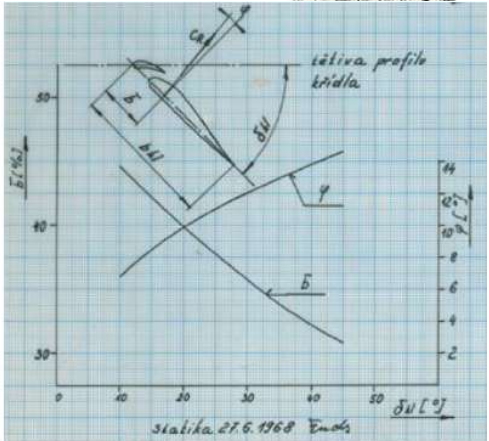
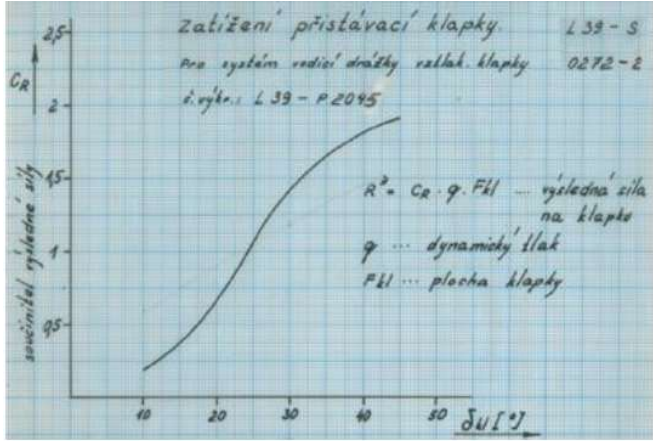
Tunelová měření aerodynamických charakteristik

Slouží k verifikaci CFD modelů, resp. způsobu modelování

Před simulací obtékání letounu L-39NG byl vytvořen model L-39C pro ověření, zda výpočetní software + způsob modelování odpovídá výsledkům tunelových měření (z roku 1970)

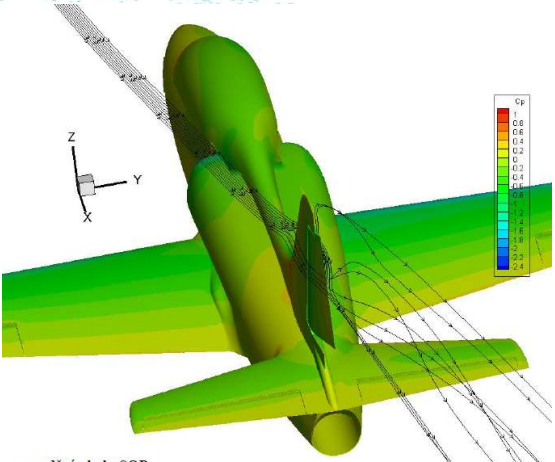
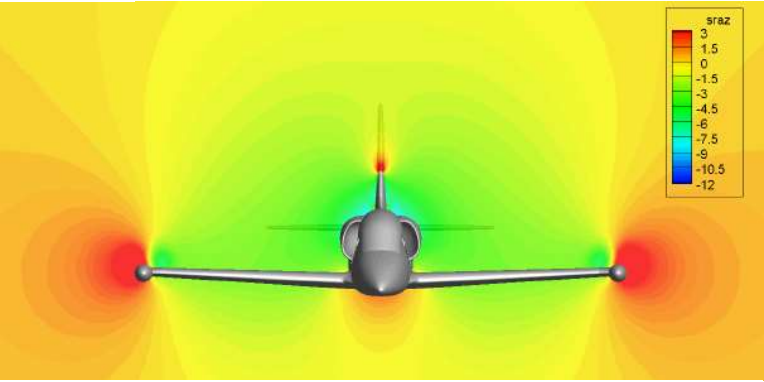
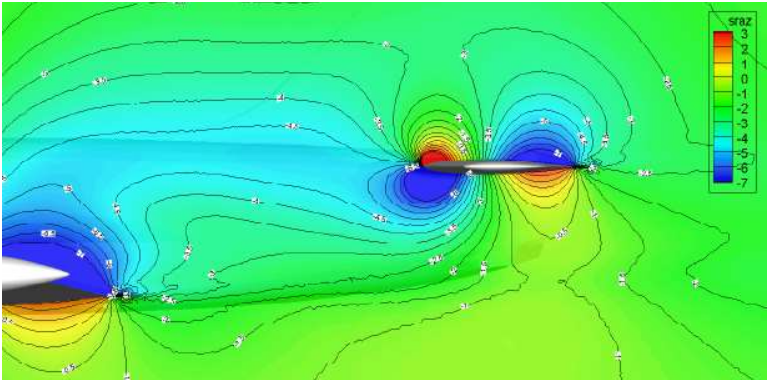
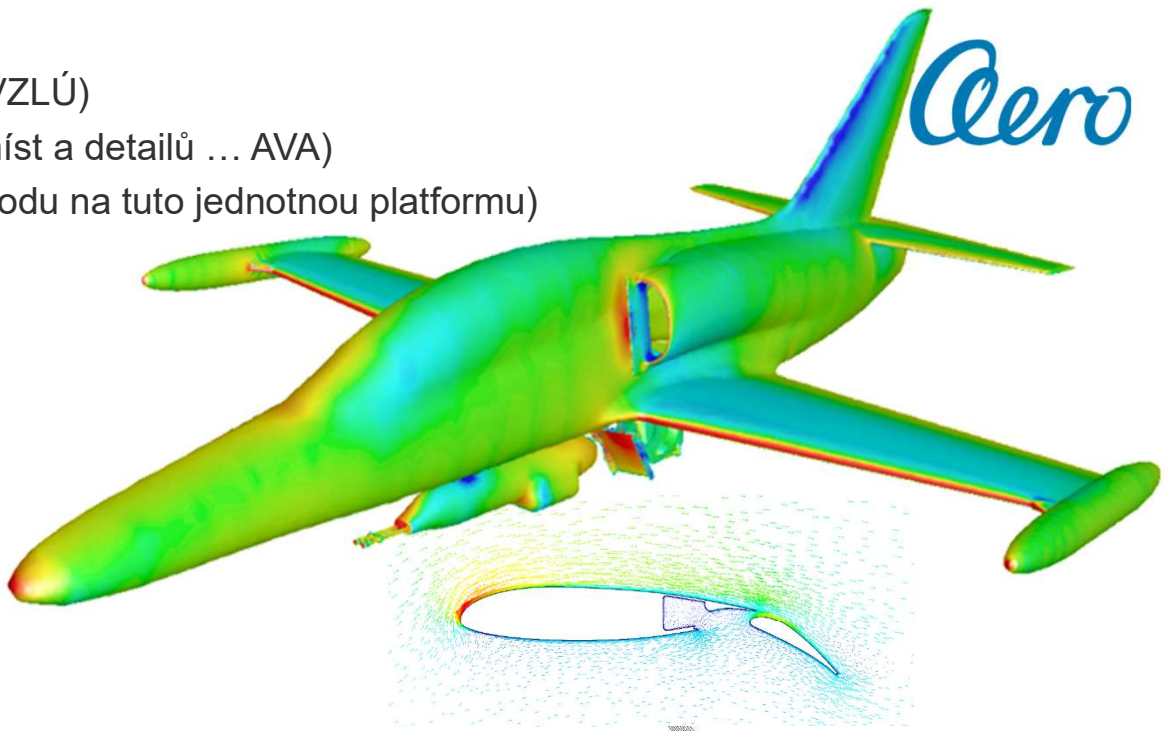
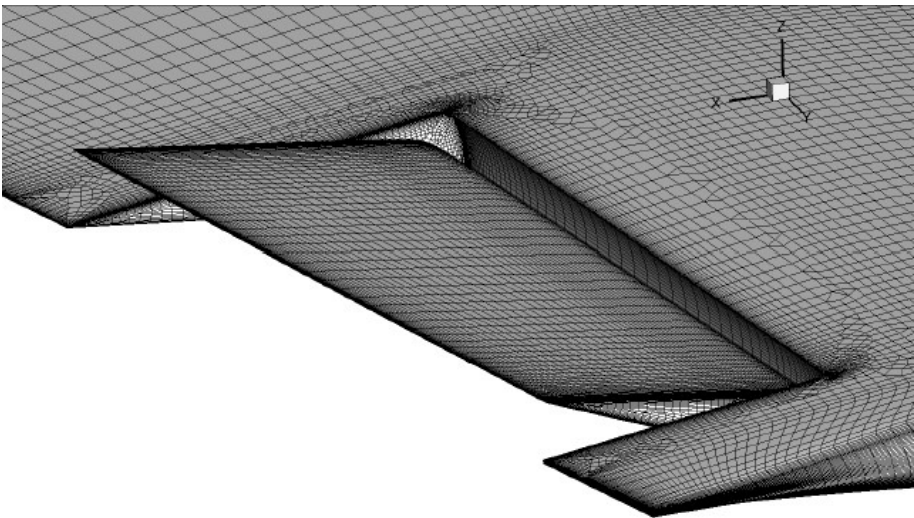


Síly na vztlakovou klapku



Aerodynamické výpočty CFD

Použitý software: **Edge** (celkový výpočet letounu ... VZLÚ)
Fluent (dopočet problematických míst a detailů ... AVA)
Cradle (v současnosti řešení přechodu na tuto jednotnou platformu)

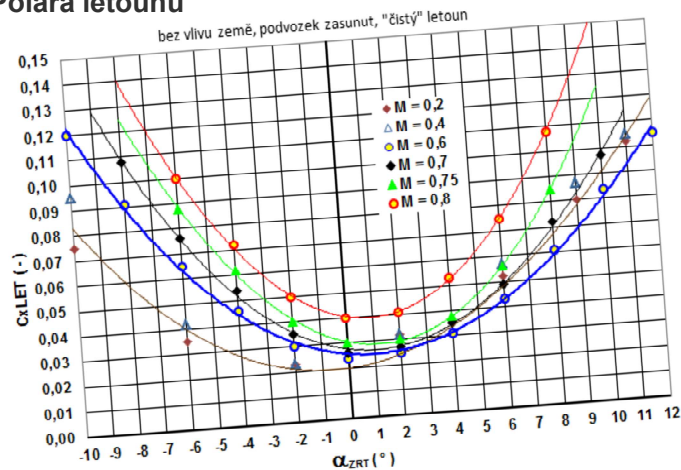


Výsledkem je rozložení tlaků po letounu, které sice lze aplikovat do FE modelů letounu, ale pro analýzu zatěžovacích případů je nutno znát integrální charakteristiky + rozložení spojitého zatížení po plochách

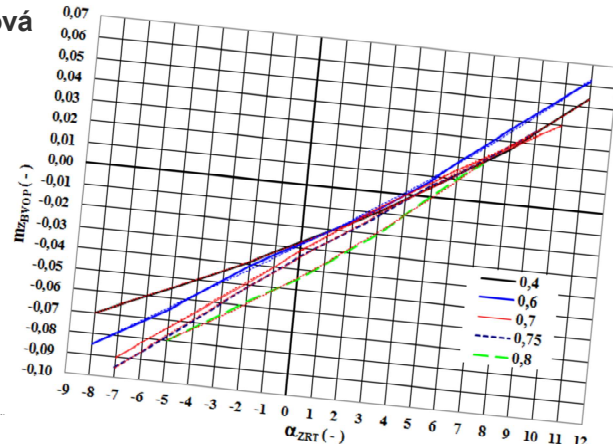
proudění okolo SOP
režim Mach 0,65, úhel náběhu 3°, úhel vybočení -10° výchylka směrovky 15°

Pro další zpracování (simulace předpisových manévřů, schematizace pro rozložení zatížení po plochách, ...) nutno zpracovat tlaková rozložení do integrálních křivek

Polára letounu



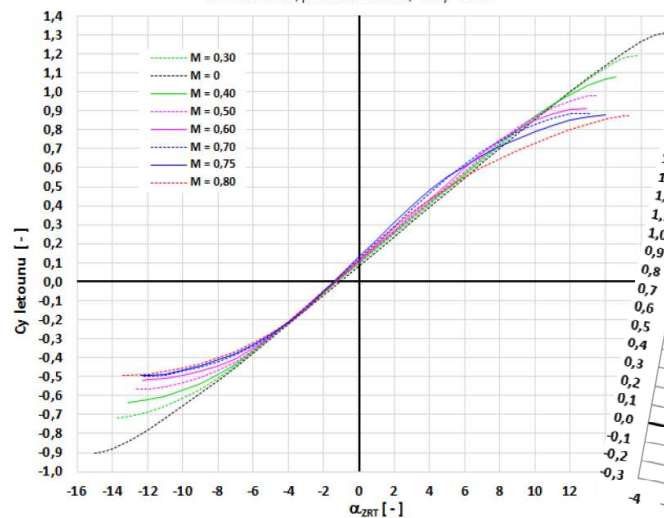
Momentová čára letounu bez VOP



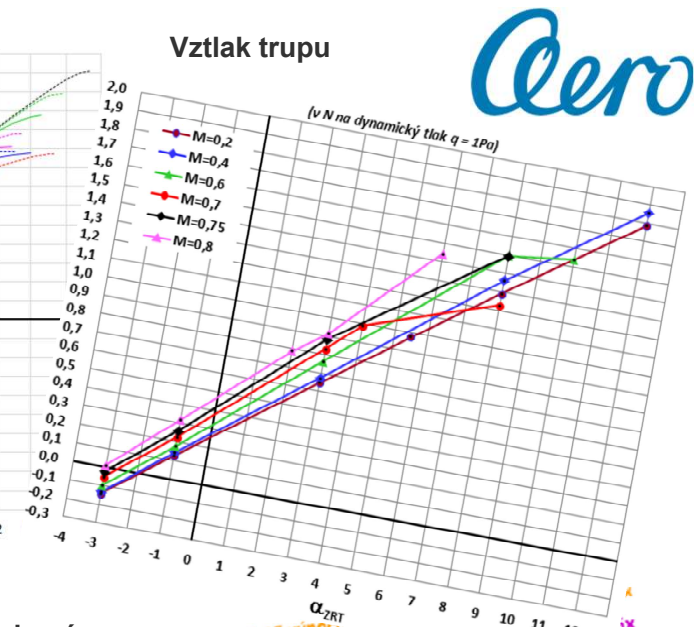
CONFIDENTIAL ...

Vztlaková čára křídla

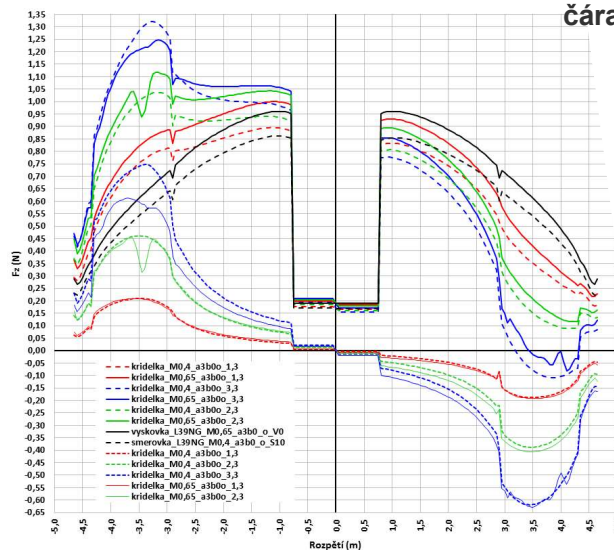
bez vlivu země, podvozek zasunut, "čistý" letoun



Vztlak trupu

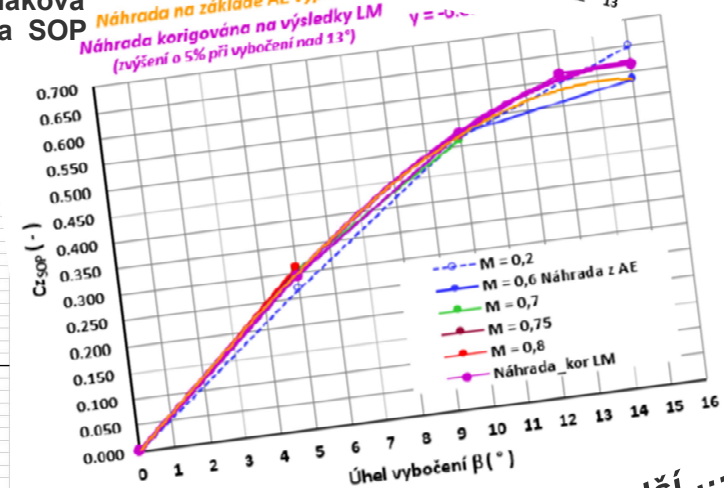


Rozložení po rozpětí křídla



Vztlaková čára SOP

Náhrada na základě AE výpočet
Náhrada korigována na výsledky LM
(zvýšení o 5% při vybočení nad 13°)



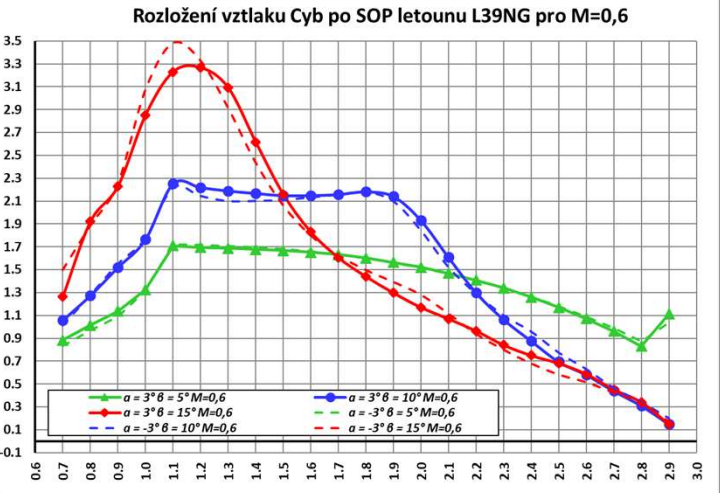
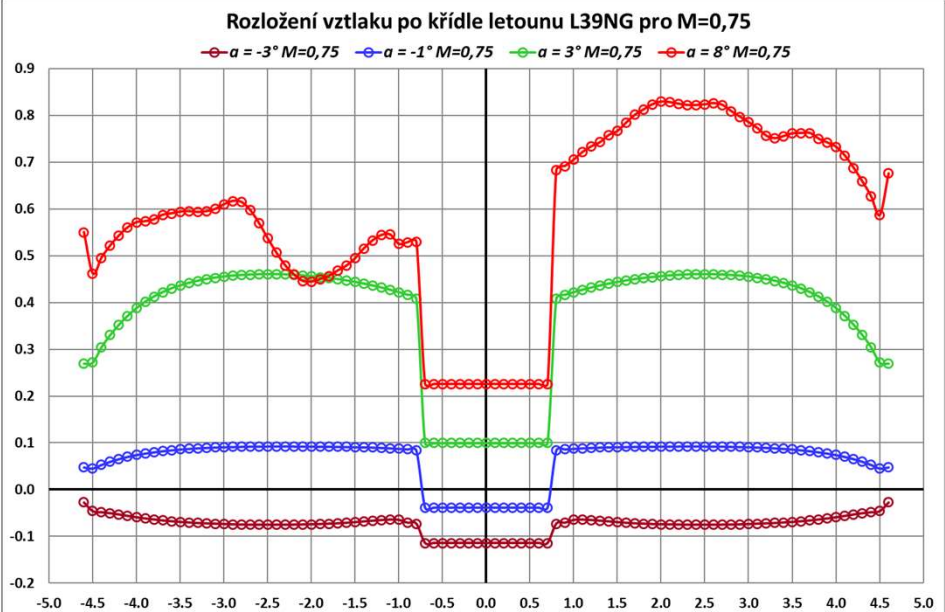
a další ...

Stanovení limitů CFD výpočtů

Je nutno se zamyslet nad výsledky analýz:

- 1) v kontextu ostatních výsledků
- 2) porovnáním s tunelovým měřením, popř. letovým měřením

Dva příklady:



- 1) Problémy s rozložením vztlaku po křídle při různých úhlech náběhu ... je při $\alpha = 8^\circ$ možné odtržení ???
(není ... bylo nutno modifikovat model mezní vrstvy)
- 2) Problémy s rozložením vztlaku po výšce SOP (Svislé Ocasní Plochy) při různých úhlech vybočení ... je při $\beta = 10^\circ$ a 15° možné tak masivní odtržení ???
(je ... prokázáno pevnostním letovým měřením)

Letové ověření jednoduchými prostředky (bavlnky):



Přehled vyhodnocovaných aerodynamických derivací

Nutnou podmínkou pro řešení pohybových rovnic letu, resp. simulace manévru v prostoru, je identifikace tzv. aerodynamických derivací



ZNAČENÍ + POPIS

Podélný pohyb:

- C_{Y^a} ... stoupání vztahové čáry
 m_{Z^a} ... stoupání momentové čáry
 $m_{Z^{aZ}}$... tlumení klopení

DEFINIČNÍ VZTAH

$$Y = \alpha \cdot c_{Y^a} \cdot q \cdot S$$
$$M_Z = \alpha \cdot m_{Z^a} \cdot q \cdot S \cdot b_{SAT}$$
$$M_Z = \overline{\omega_Z} \cdot m_{Z^{aZ}} \cdot q \cdot S \cdot b_{SAT}$$

HODNOTA AERODYN. DERIVACE

použity křivky
použity křivky
řešeno rozměrově

Stranový pohyb:

- C_{Z^B} ... bočná síla od vybočení
 $C_{Z^{B_{SOP}}}$... bočná síla na SOPod vybočení
 m_{X^B} ... bočivě klonivý moment
 m_{Y^B} ... bočivě zatáčivý moment
 $C_{Z^{\omega X}}$... bočná síla od ω_X
 $m_{X^{\omega X}}$... klonivě klonivý moment
 $m_{Y^{\omega X}}$... klonivě zatáčivý moment
 $C_{Z^{\omega Y}}$... bočná síla od ω_Y
 $m_{X^{\omega Y}}$... zatáčivě klonivý moment
 $m_{Y^{\omega Y}}$... zatáčivě zatáčivý moment

$$Z = \beta \cdot c_{Z^B} \cdot q \cdot S$$
$$Z = \beta \cdot c_{Z^{B_{SOP}}} \cdot q \cdot S$$
$$M_X = \beta \cdot m_{X^B} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$M_Y = \beta \cdot m_{Y^B} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$Z = \overline{\omega_X} \cdot c_{Z^{\omega X}} \cdot q \cdot S$$
$$M_X = \overline{\omega_X} \cdot m_{X^{\omega X}} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$M_Y = \overline{\omega_X} \cdot m_{Y^{\omega X}} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$Z = \overline{\omega_Y} \cdot c_{Z^{\omega Y}} \cdot q \cdot S$$
$$M_X = \overline{\omega_Y} \cdot m_{X^{\omega Y}} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$M_Y = \overline{\omega_Y} \cdot m_{Y^{\omega Y}} \cdot q \cdot S \cdot L$$

$-0.9952 + 0.0008M - 0.1475M^2 - 0.03K$
použity křivky
 $1,1(-0.06797-0.0082 \cdot M + 0.02404 \cdot M^2 - 0.04067 \cdot M^3 - 0.06 \cdot K)$

- $C_{Z^{\omega Y}}$... bočná síla od ω_Y
 $m_{X^{\omega Y}}$... zatáčivě klonivý moment
 $m_{Y^{\omega Y}}$... zatáčivě zatáčivý moment

$$M_Y = \beta \cdot m_{Y^B} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$Z = \overline{\omega_X} \cdot c_{Z^{\omega X}} \cdot q \cdot S$$
$$M_X = \overline{\omega_X} \cdot m_{X^{\omega X}} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$M_Y = \overline{\omega_X} \cdot m_{Y^{\omega X}} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$Z = \overline{\omega_Y} \cdot c_{Z^{\omega Y}} \cdot q \cdot S$$
$$M_X = \overline{\omega_Y} \cdot m_{X^{\omega Y}} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$M_Y = \overline{\omega_Y} \cdot m_{Y^{\omega Y}} \cdot q \cdot S \cdot L$$

$$1,1(-0.2299-0.02367 \cdot M + 0.00762 \cdot M^2 - 0.0414 \cdot M^3 - 0.03 \cdot K - 0.05)$$

Od výchylek kormidel:

- $m_{Y^{\delta SK}}$... zatáčivý moment od δ_{SK}
 $m_{Z^{\delta VK}}$... klonivý moment od δ_{VK}
 $m_{X^{\delta SK}}$... klonivý moment od δ_{SK}
 $C_{Y^{\delta VK}}$... přírůstek vztahu od δ_{SK}
 $C_{Z^{\delta SK}}$... přírůstek boční síly od δ_{SK}
 $m_{X^{\delta Krid}}$... klonivý moment od δ_{Krid}

$$M_Y = \delta_{SK} \cdot m_{Y^{\delta SK}} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$M_Z = \delta_{VK} \cdot m_{Z^{\delta VK}} \cdot q \cdot S \cdot b_{SAT}$$
$$M_X = \delta_{SK} \cdot m_{X^{\delta SK}} \cdot q \cdot S \cdot L$$
$$Y = \delta_{VK} \cdot C_{Y^{\delta VK}} \cdot q \cdot S$$
$$Z = \delta_{SK} \cdot C_{Z^{\delta SK}} \cdot q \cdot S$$
$$M_X = \delta_{Krid} \cdot m_{X^{\delta Krid}} \cdot q \cdot S \cdot L$$

řešeno rozměrově
0,93(-0.03+0.008*K)
řešeno rozměrově

Závěsové momenty:

- $m_{ZAV^{\delta VK}}$... závěsový moment VK
 $m_{ZAV^{\delta SK}}$... závěsový moment SK
 $m_{ZAV^{\delta Krid}}$... závěsový moment křidélek

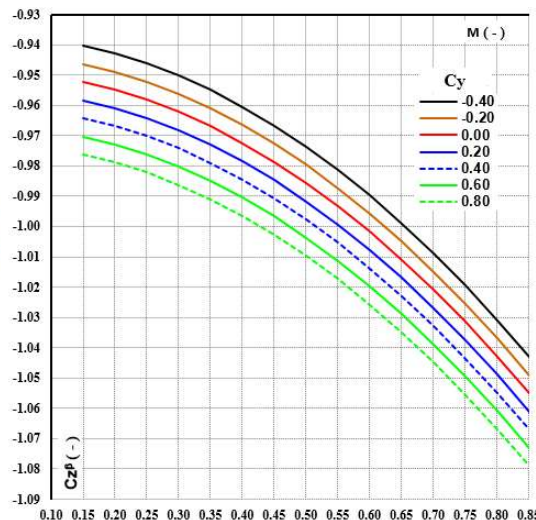
$$M_{ZAV^{\delta VK}} = \delta_{VK} \cdot m_{ZAV^{\delta VK}} \cdot q \cdot S_V \cdot b_V$$
$$M_{ZAV^{\delta SK}} = \delta_{SK} \cdot m_{ZAV^{\delta SK}} \cdot q \cdot S_S \cdot b_S$$
$$M_{ZAV^{\delta Krid}} = \delta_{Krid} \cdot m_{ZAV^{\delta Krid}} \cdot q \cdot S_K \cdot b_K$$

řešeno bez omezení m_{ZAV}
 $-0.0032\delta_{SK} - 0.0006\beta$
řešeno bez omezení m_{ZAV}

Pozn.: 1) Definiční vztahy bezrozměrových úhlových rychlostí:

2) Konstanta „K“ ve vzorcích pro výpočet konkrétních hodnot AE derivací: K = Cy-0,2

$$\overline{\omega_Z} = \omega_Z \cdot \frac{b_{SAT}}{v}; \quad \overline{\omega_X} = \omega_X \cdot \frac{L}{2 \cdot v}; \quad \overline{\omega_Y} = \omega_Y \cdot \frac{L}{2 \cdot v}$$



$C_{Z^B} = f(M, Cy)$

Boční síla od vybočení

Platné pro: Zatižení L-39NG

Zdroj: Měření CAGI (II. Etapa)_kor

Zdrojový soubor: AE.xls

Datum: 30/3 2023

Definiční vztah:

$$Z = C_{Z^B} \cdot q \cdot S$$

$S = 18.8m^2$... plocha KR

q (Pa) ... dynamický tlak

$$C_{Z^B} := kC_{Z^B} (-0.9552 + 0.0008M - 0.1475M^2 - 0.03K)$$
$$kC_{Z^B} := 1.000 \quad K := cy - 0.2$$

Polynomiální náhrada:

$$(M \leq 0.85, Cy \leq 0.80)$$

Typ	n	0	1	2	3	4	5	6	korr _{LM}
Load_M	0	-0.955200	0.000800	-0.147500	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000	1.000000
Load_Cy	0	0.000000	-0.030000	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000	1.000000
Load_M	0	-0.955200	0.000800	-0.147500	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000	1.000000
Load_Cy	0	0.000000	-0.030000	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000	1.000000

Tabulkové vyhodnocení:

M	Cy	-0.40	-0.20	0.00	0.20	0.40	0.60	0.80
0.15	-0.940	-0.946	-0.952	-0.958	-0.964	-0.970	-0.976	-0.982
0.20	-0.943	-0.949	-0.955	-0.961	-0.967	-0.973	-0.979	-0.985
0.25	-0.946	-0.952	-0.958	-0.964	-0.970	-0.976	-0.982	-0.988
0.30	-0.950	-0.956	-0.962	-0.968	-0.974	-0.980	-0.986	-0.992
0.35	-0.955	-0.961	-0.967	-0.973	-0.979	-0.985	-0.991	-0.997
0.40	-0.960	-0.966	-0.972	-0.978	-0.984	-0.990	-0.996	-1.002
0.45	-0.967	-0.973	-0.979	-0.985	-0.991	-0.997	-1.003	-1.009
0.50	-0.974	-0.980	-0.986	-0.992	-0.998	-1.004	-1.010	-1.016
0.55	-0.981	-0.987	-0.993	-0.999	-1.005	-1.011	-1.017	-1.023
0.60	-0.990	-0.996	-1.002	-1.008	-1.014	-1.020	-1.026	-1.032
0.65	-0.999	-1.005	-1.011	-1.017	-1.023	-1.029	-1.035	-1.041
0.70	-1.009	-1.015	-1.021	-1.027	-1.033	-1.039	-1.045	-1.051
0.75	-1.020	-1.026	-1.032	-1.038	-1.044	-1.050	-1.056	-1.062
0.80	-1.031	-1.037	-1.043	-1.049	-1.055	-1.061	-1.067	-1.073
0.85	-1.043	-1.049	-1.055	-1.061	-1.067	-1.073	-1.079	-1.085

Zdrojové hodnoty ČERVENÉ, odvozené MODŘE

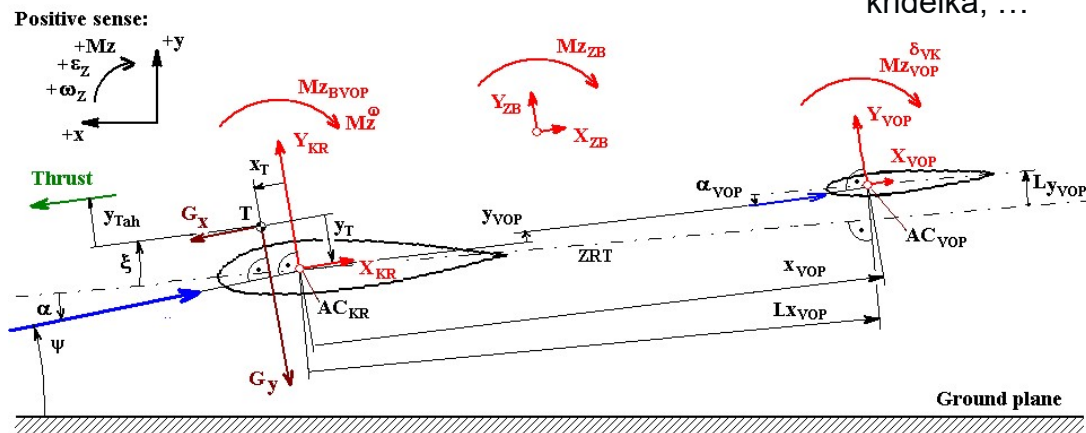
Pozn.: Korigovaná měření NP CAGI (II. Etapa) na základě letových měření L-159 a L-39NG při M = 0,6

Výpočet kritických letových stavů

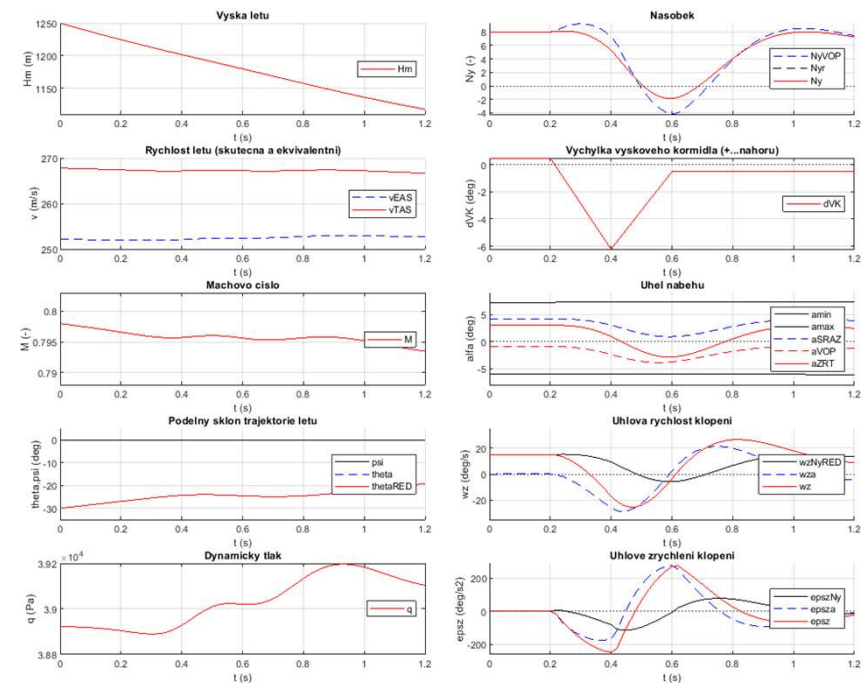
Základní pohybové rovnice:

Simulace předpisem požadovaných manévruů na základě pohybových rovnic ... výsledkem jsou translační a úhlové rychlosti a zrychlení v těžišti letounu spolu s dopočtem sil na VOP, SOP, křídélka, ...

Aero

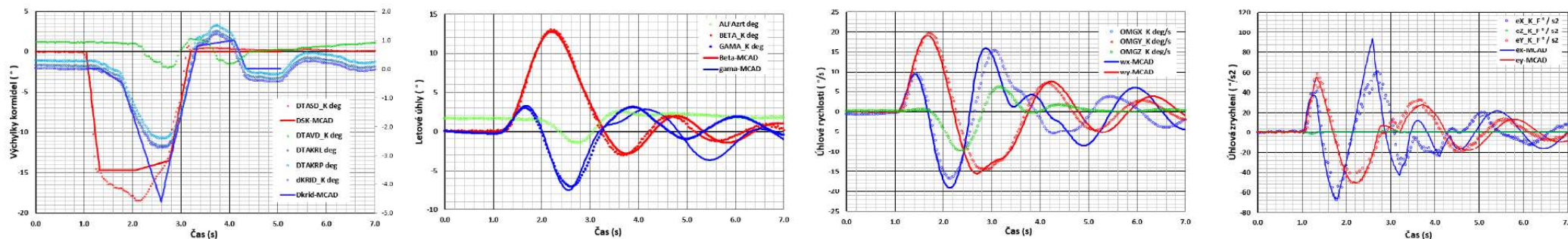


Příklad výsledků výpočtu manévru VOP:



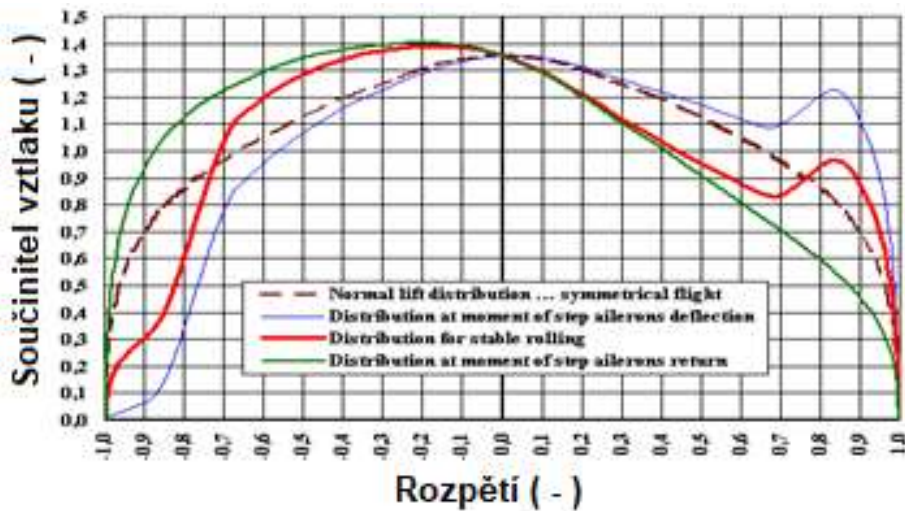
$$\begin{aligned} M_{z_{AC}} & M_{z_{BVOP}} - G_Y \cdot x_T - G_X \cdot y_T - x_{VOP} \cdot y_{VOP} + x_{VOP} \cdot y_{VOP} + M_Z^{\omega_Z} - Tah \cdot (y_{TAH} + y_T) + M_{z_{VOP}}^{\delta_{VK}} + M_{z_{ZB}} = I_Z \cdot \varepsilon_Z \\ X & X_{KR} - Tah \cdot \cos \xi + X_{VOP} \cdot \cos(\alpha - \alpha_{VOP}) + Y_{VOP} \cdot \sin(\alpha - \alpha_{VOP}) + X_{ZB} = G_X + m \cdot g \cdot \sin(\psi - \alpha) \\ Y & Y_{KR} + Tah \cdot \sin \xi + Y_{VOP} \cdot \cos(\alpha - \alpha_{VOP}) - X_{VOP} \cdot \sin(\alpha - \alpha_{VOP}) + Y_{ZB} = G_Y \\ M_X & M_X^{\delta_{KR}} + M_X^{\omega_X} + M_X^{\beta} + M_X^{\omega_Y} + M_X^{\delta_{SK}} + M_X^{VRT} = \varepsilon_X \cdot J_X - \varepsilon_Y \cdot J_{XY} \\ M_Y & M_Y^{\omega_X} + M_Y^{\beta} + M_Y^{\omega_Y} + M_Y^{\delta_{SK}} = \varepsilon_Y \cdot J_Y - \varepsilon_X \cdot J_{XY} \\ Z: & G_Z = n_Z \cdot m \cdot g \end{aligned}$$

Porovnání s letovým měřením:



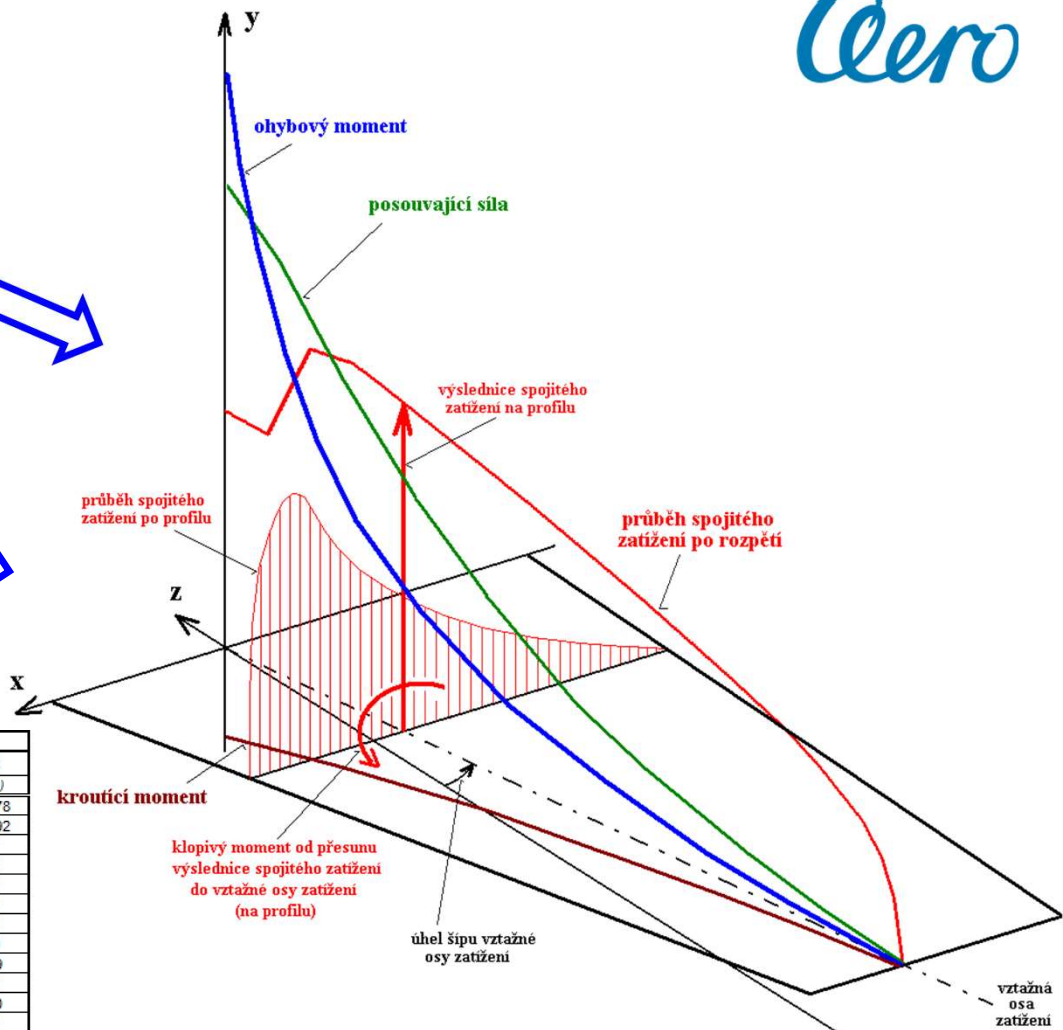
Stanovení zatěžovacích účinků po konstrukci letounu

Průběhy spojitého zatížení po rozpětí křídla:



VÝSTUPY PRO DIMENZOVÁNÍ / ÚNAVU
(zatížení osamělými silami v řezech křídla)

		Zatížení						Náhrada				Rozdíly		
Žebro	Poloha	Ty	Mo	Mk	X _{VYS}	Mk	ΔFy	Δx	Ty	Mo	Mk	Ty	Mo	Mk
(-)	(m)	(N)	(Nm)	(Nm)	(%)	(Nm, k 35%)	(N)	(mm k HLN)	(N)	(Nm)	(Nm)	(N)	(Nm)	(Nm)
0	0	128071	316590	29463	16.2839	67116	816	-1.500	128071	316591	63238	0	1	-3878
1	0.25	126529	284777	27075	16.6317	63206	1540	-1.500	127255	284778	62014	726	1	-1192
2	0.483	125004	255486	24986	16.9418	59697	-3780	2.190	125715	255486	59704	711	0	7
2b	0.75	127595	220910	17150	19.2468	51429	5570	-0.792	129495	220911	51426	1900	1	-3
3	0.95	119971	196125	15585	19.2918	47005	7740	-0.560	123925	196126	47014	3954	1	9
4	1.15	111959	172888	14111	19.313	42676	10230	-0.597	116185	172889	42680	4226	1	4
5	1.45	100064	141102	12058	19.3356	36574	12760	-0.510	105955	141102	36573	5891	0	-1
6	1.8	86417	108483	9895	19.3438	30045	13460	-0.440	93195	108484	30065	6778	1	20
7	2.15	73128	80577	7975	19.3267	24162	13070	-0.400	79735	80577	24143	6607	0	-19
8	2.5	60329	57244	6278	19.2849	18918	12925	-0.382	66665	57244	18915	6336	0	-3
9	2.875	47192	37091	4698	19.1898	13988	11530	-0.292	53740	37092	13977	6548	0	-10
10	3.17	37398	24639	3619	19.0628	10608	9540	-0.309	42210	24640	10610	4812	1	3
11	3.465	28190	15002	2672	18.8742	7659	8710	-0.290	32670	15002	7663	4480	0	4
12	3.76	19668	7935	1850	18.5838	5133	8240	-0.255	23960	7934	5137	4292	-1	3
13	4.055	11973	3297	1149	18.0806	3028	7180	-0.235	15720	3296	3036	3747	-1	7
14	4.35	5327	777	558	17.0179	1341	3360	-0.170	8540	777	1348	3213	0	7
							5180	-0.150	5180		777	5180		777
	4.69	0		0										

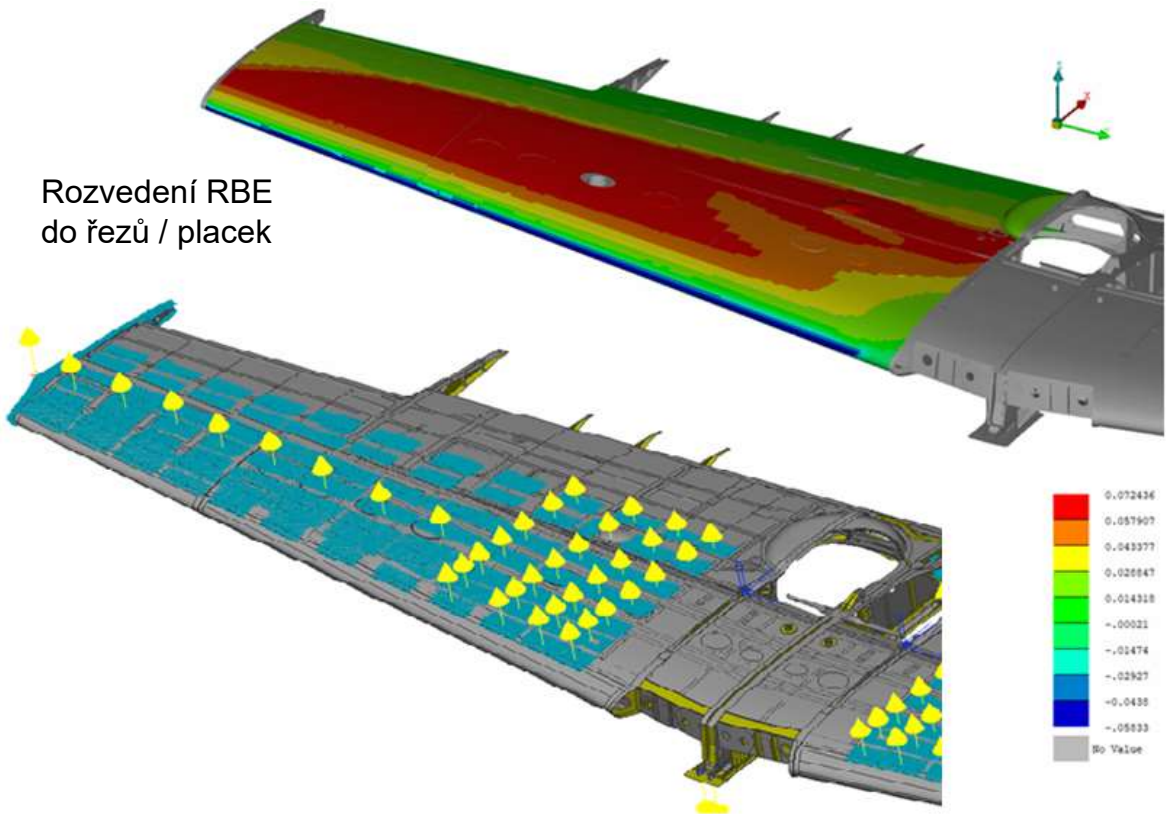


Aplikace zatížení na konstrukci letounu

Příklady zavedení zatížení na křídlo:

Tlak na potah

Rozvedení RBE
do řezů / placek



Velikost zatížení: Konstrukce křídla (700kg) je schopna přenést více než 50t

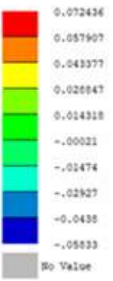
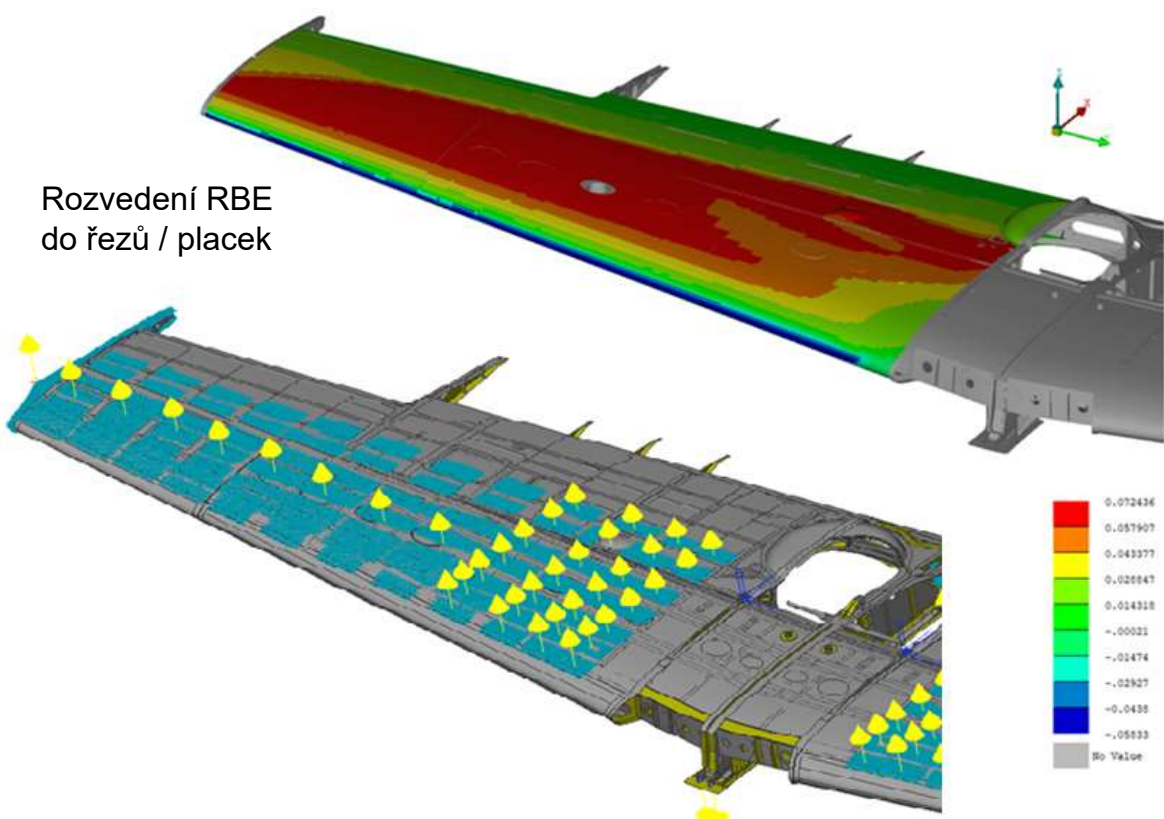


Aplikace zatížení na konstrukci letounu

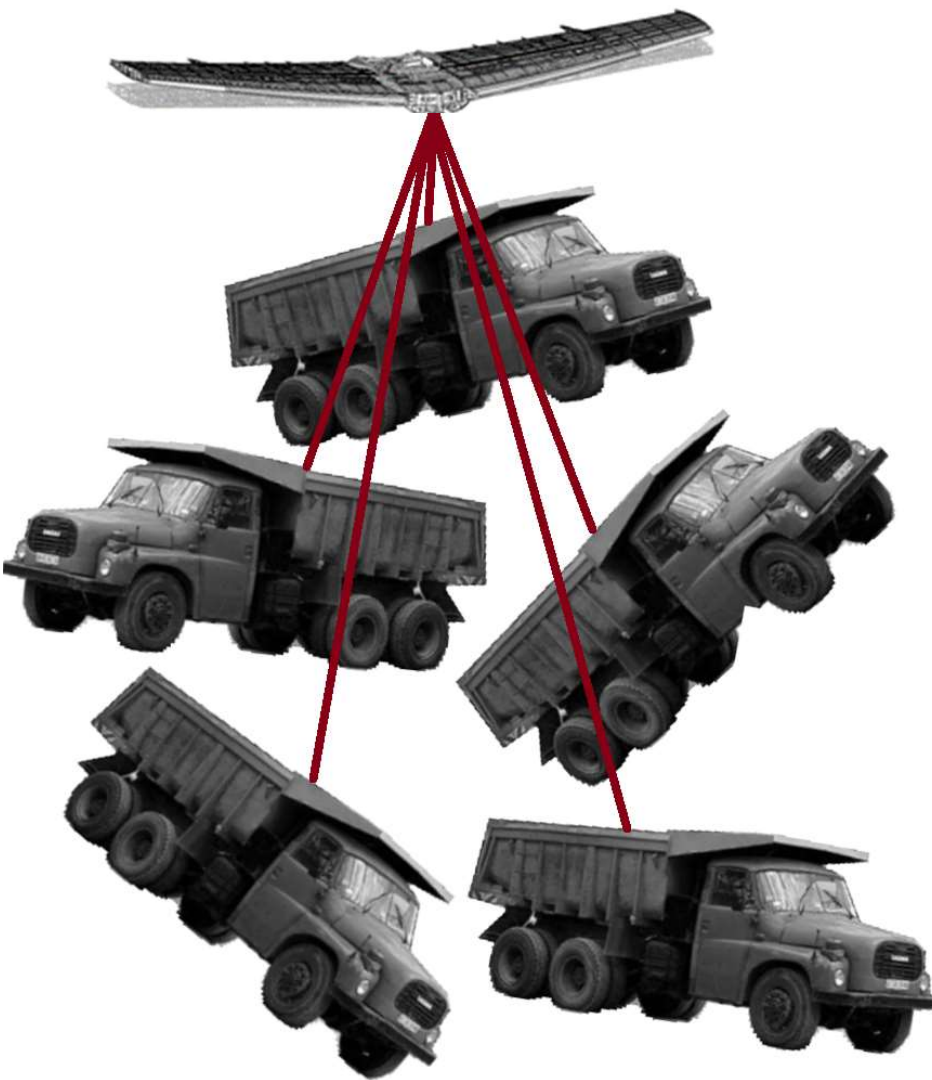
Příklady zavedení zatížení na křídlo:

Tlak na potah

Rozvedení RBE do řezů / placek



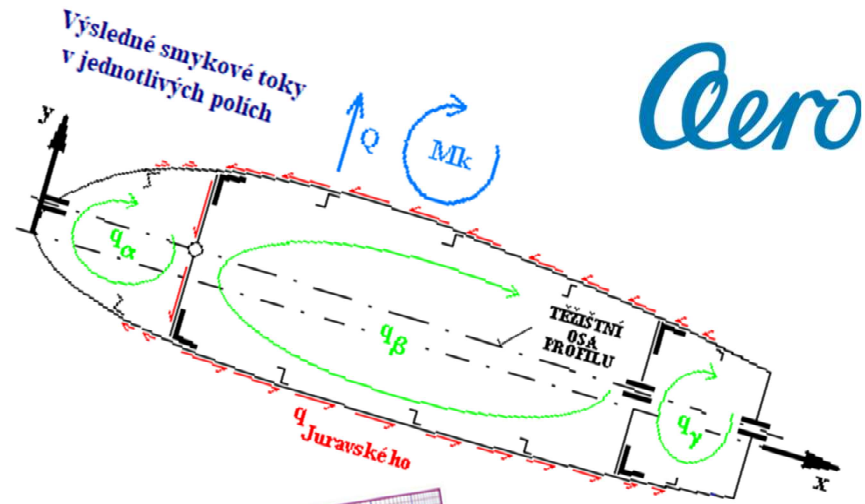
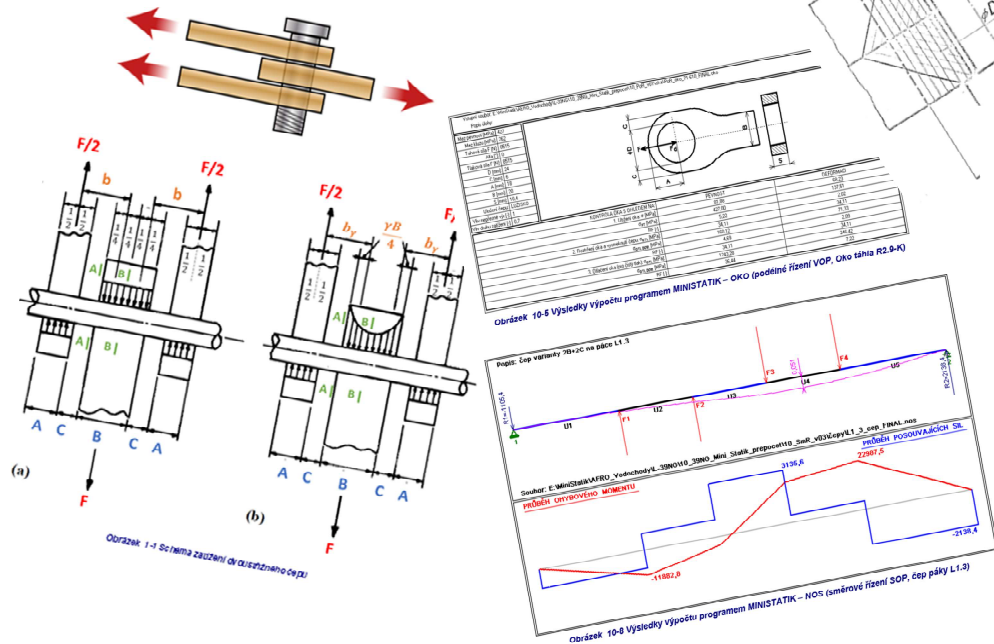
Velikost zatížení: Konstrukce křídla (700kg) je schopna přenést více než 50t



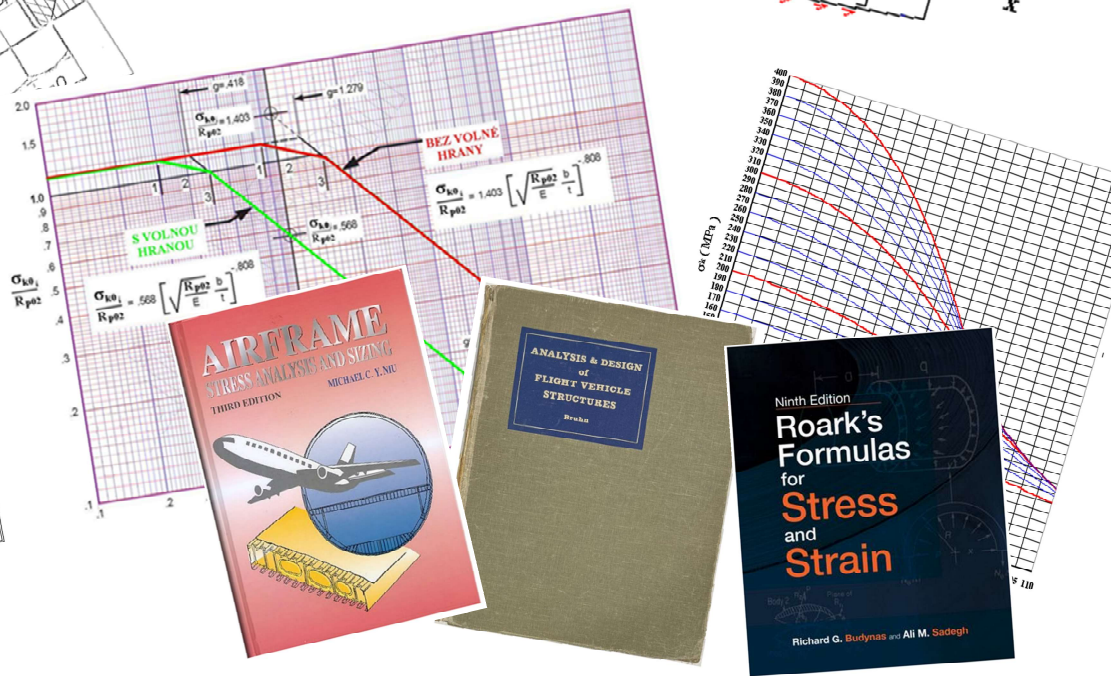
Užití klasických analytických „ručních“ metod

Pro počáteční vývojové fáze vývoje + kontrolní výpočty:

- Ohyb nosníků
- Smykové toky v dutinové konstrukci
- Kontroly základních prvků (oko, čep, ozubené kolo, šroubový spoji
- Stability
- ...



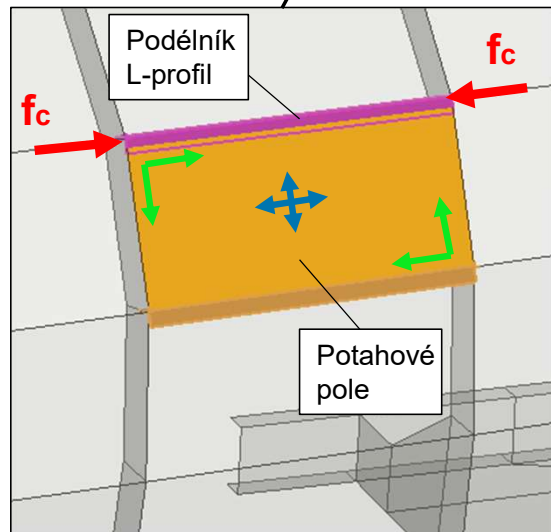
Aero



Nepostradatelný krok pro kontrolu následných výpočtů

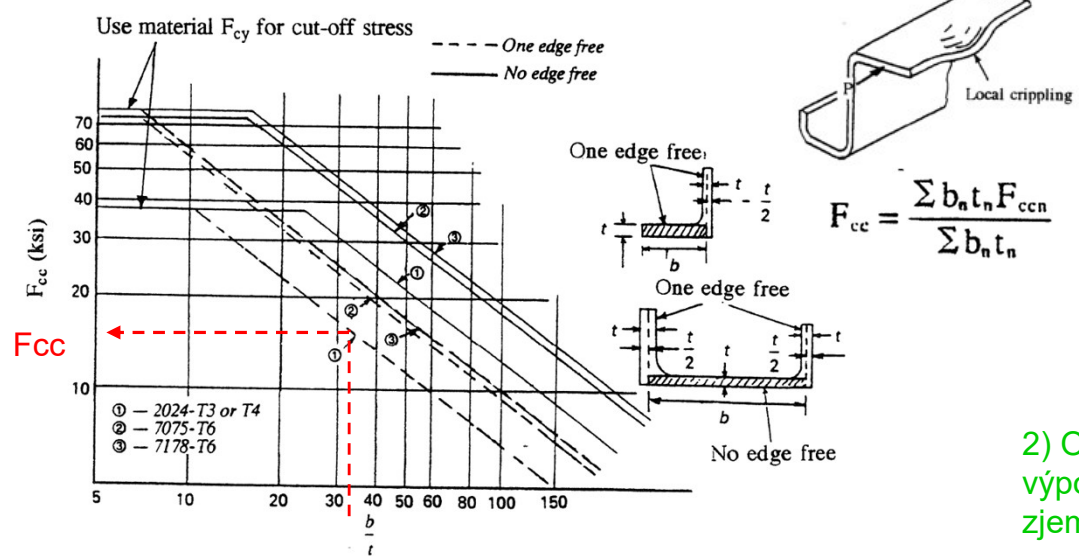
Užití globálního modelu (GFEM)

- 1) Podpora pro ruční výpočty
(Reportem vyexportovat síly v elementech + vyhodnocení v xls)



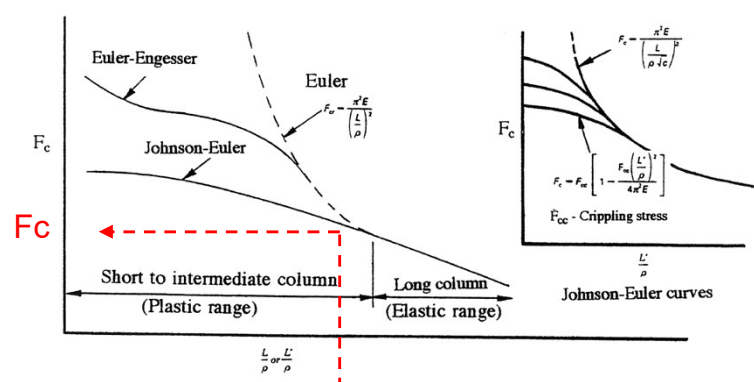
Extrakce zatížení prvku z GFEM

1. Lokální ztráta stability průřezu

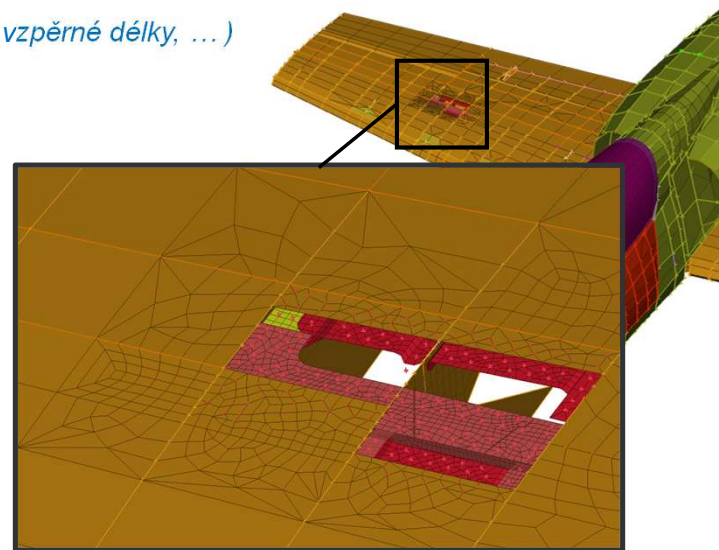


- 2) Okrajové podmínky pro výpočet detailů (lokální zjemnění sítě)

2. Stanovení meze stability prvku (korekce na vliv vzpěrné délky, ...)



3. Vyhodnocení ztráty stability

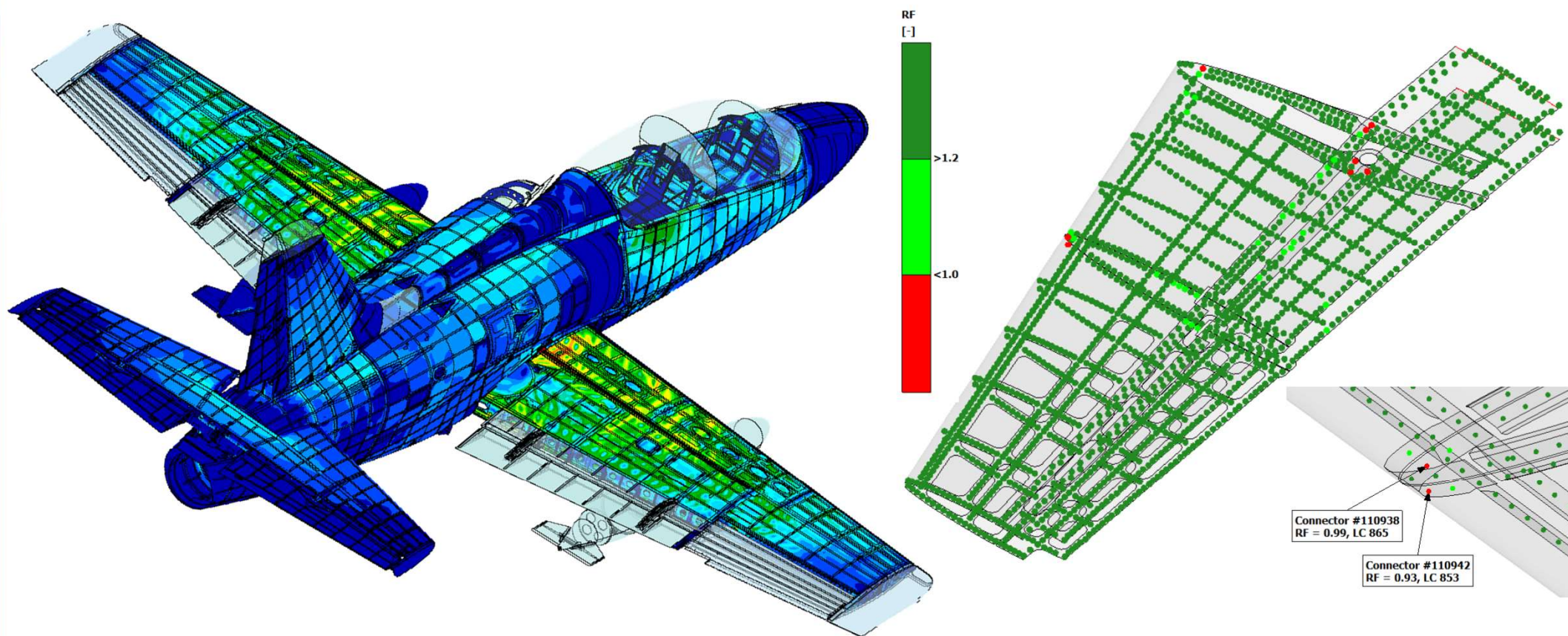


Užití detailního modelu (DFEM)

Efektivní použití až po:

- „zmrazení“ geometrie
- základním pevnostním návrhu konstrukce
- základním výběru kritických případů

Důvodem je značná časová náročnost jak tvorby modelu, tak samotných výpočtů



CONFIDENTIAL MARKING „CONFIDENTIAL I Property of AERO Vodochody AEROSPACE a.s.“

Užití detailního modelu - únosnost křídla

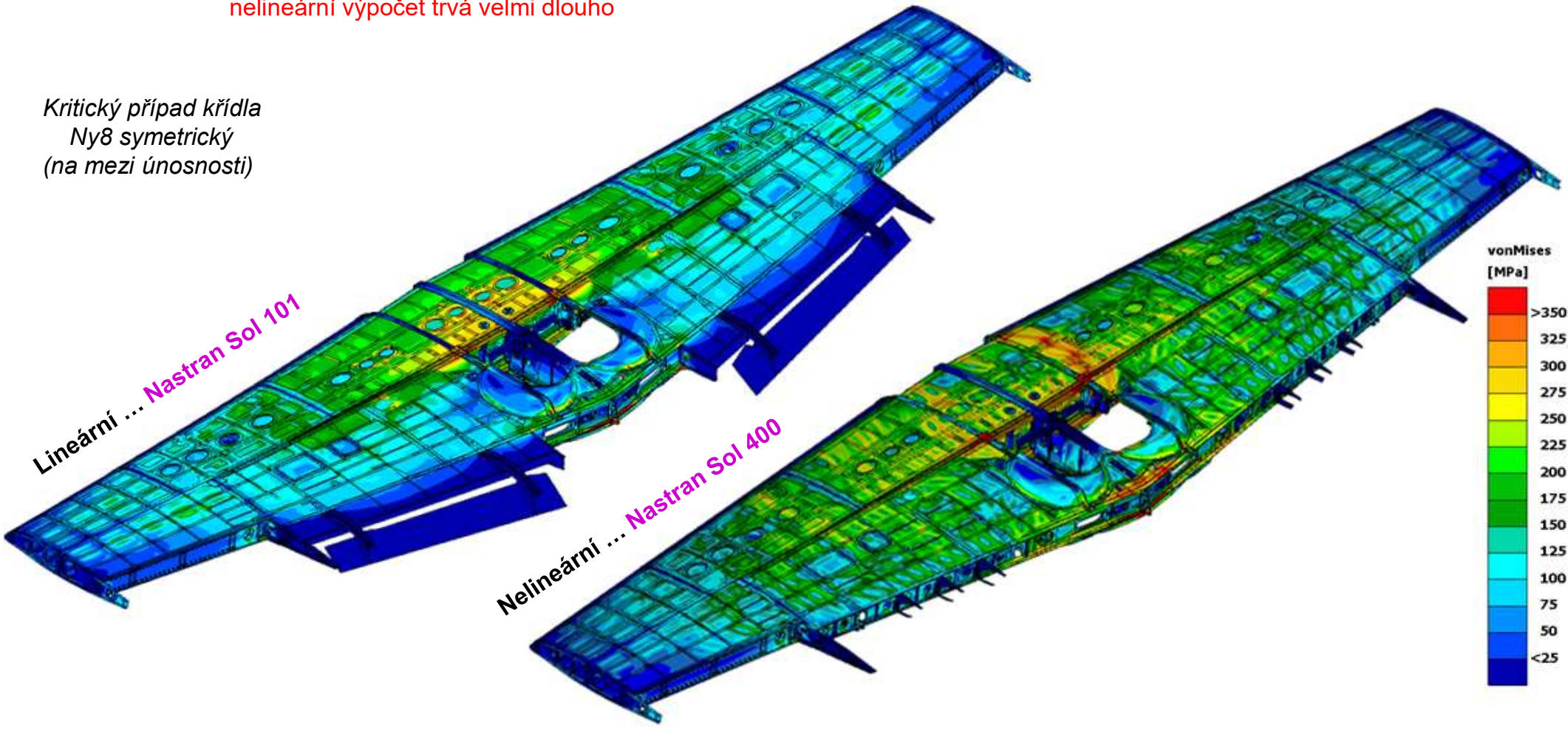
Problém tenkostěnných konstrukcí:

lineární výpočet únosnost (resp. kritická místa) neukáže
x
nelineární výpočet trvá velmi dlouho

Problematika počtu analyzovaných případů:
stovky ... zatížení
desítky ... GFEM + analytické metody
jednotky ... DFEM – lineární výpočty
1 ÷ 2 ... DFEM – nelineární výpočet

Aero

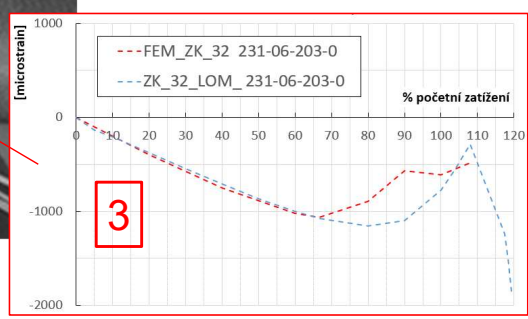
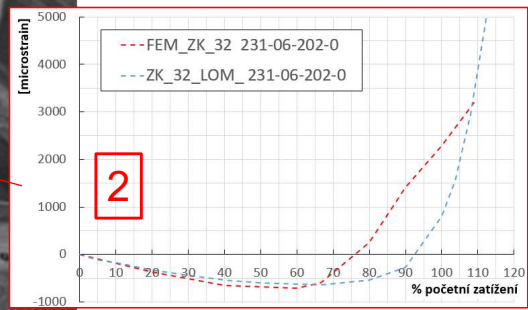
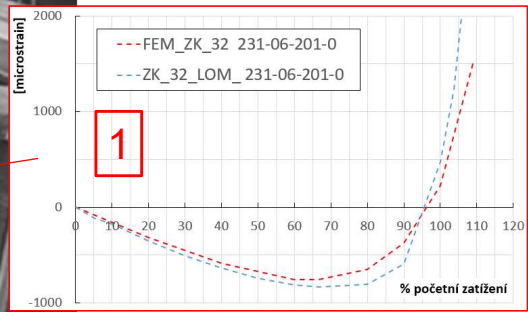
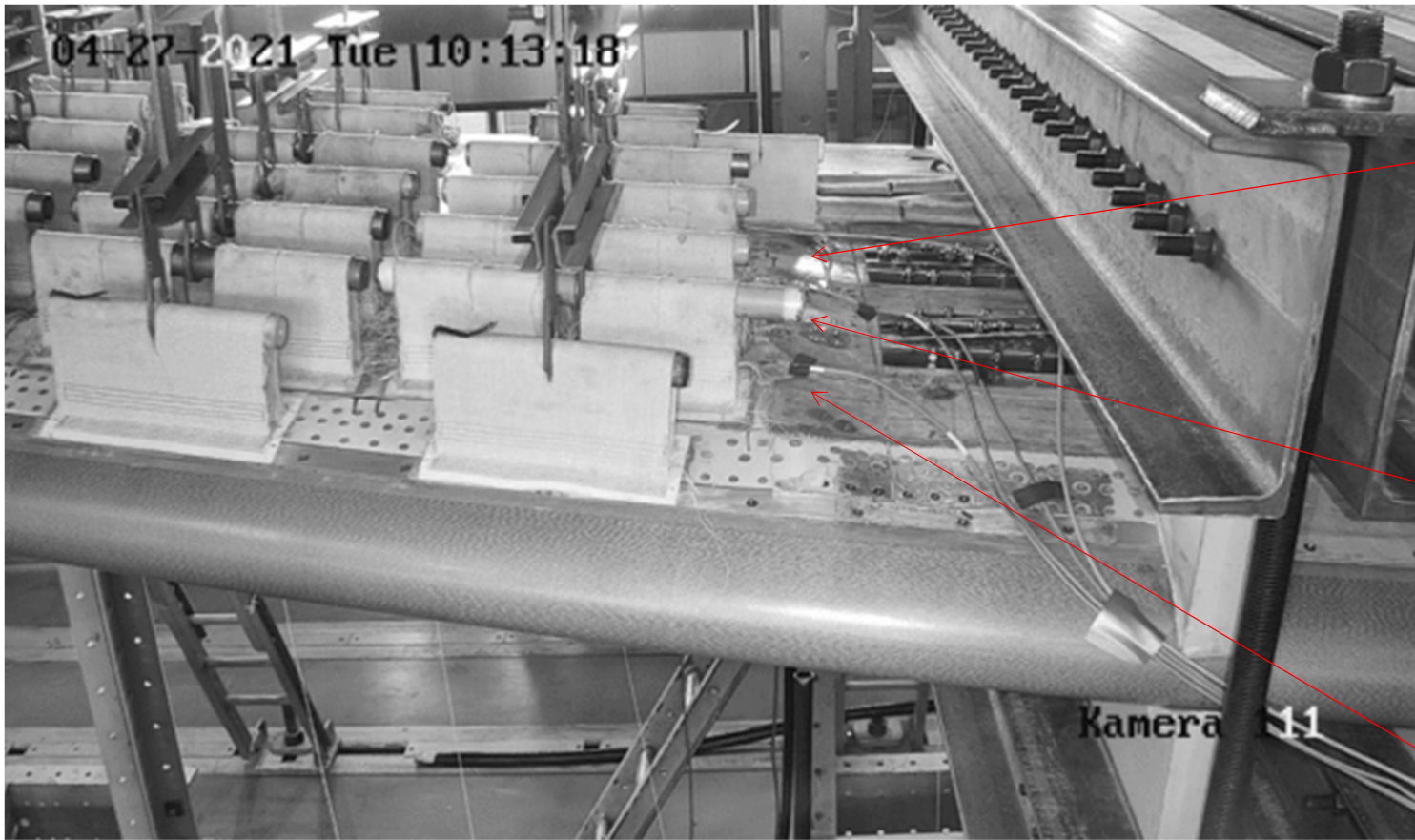
Kritický případ křídla
Ny8 symetrický
(na mezi únosnosti)



Užití detailního modelu - únosnost křídla



Křídlo – kritické místo



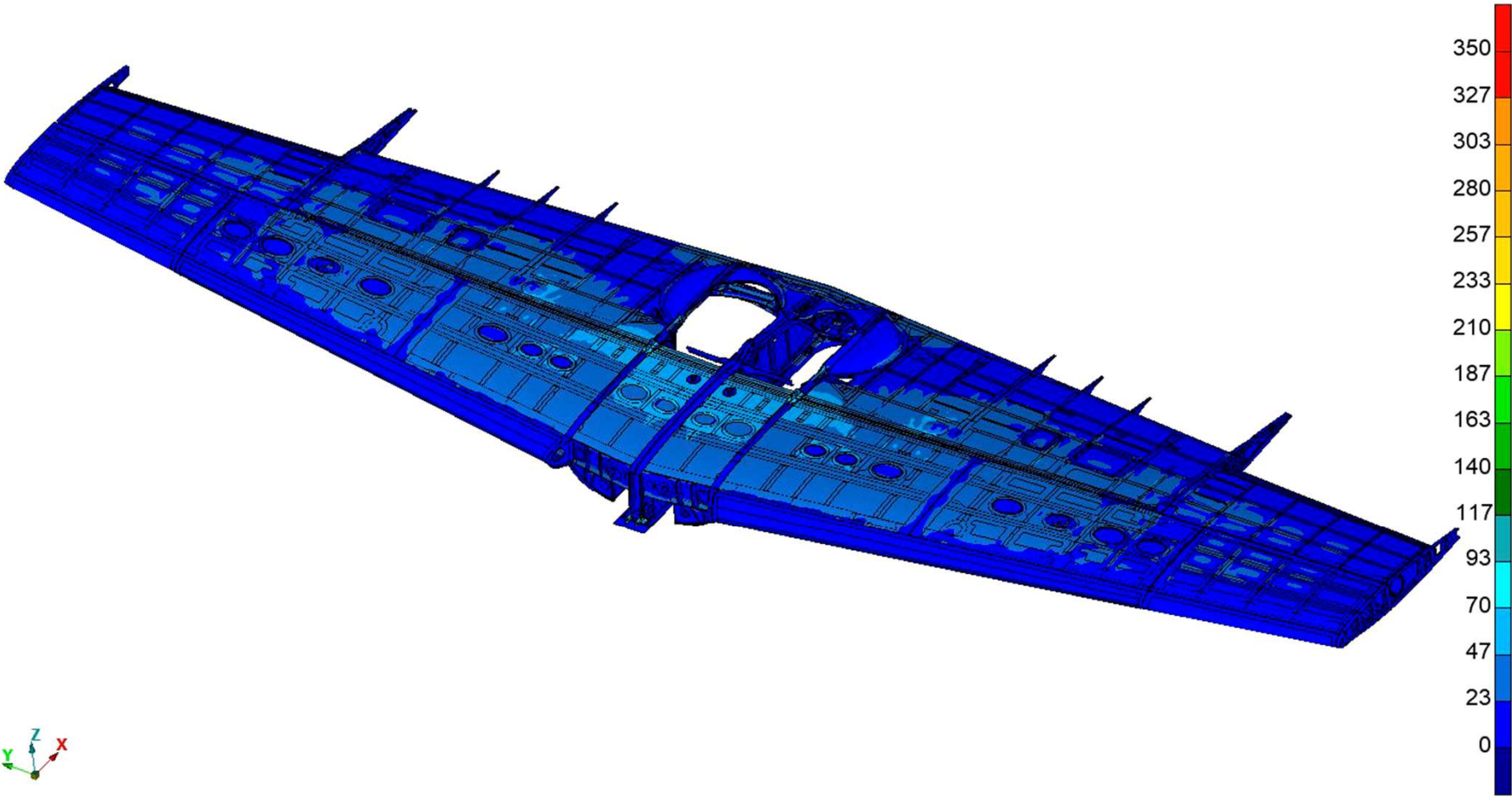
Dimenzování

Užití detailního modelu - únosnost křídla

Kritický případ zatížení křídla ... napěťová odezva (von Mises stress) při zatěžování:



SUBCASE 1 ::LOADSTEP 1.000000E+00 ::L-39NG_BA_KRIDLO_SERIE_NY8_4400KG:KRIDLO_SERIE_NY8_4400KG_020PCT: SUBCASE 1 STEP 1

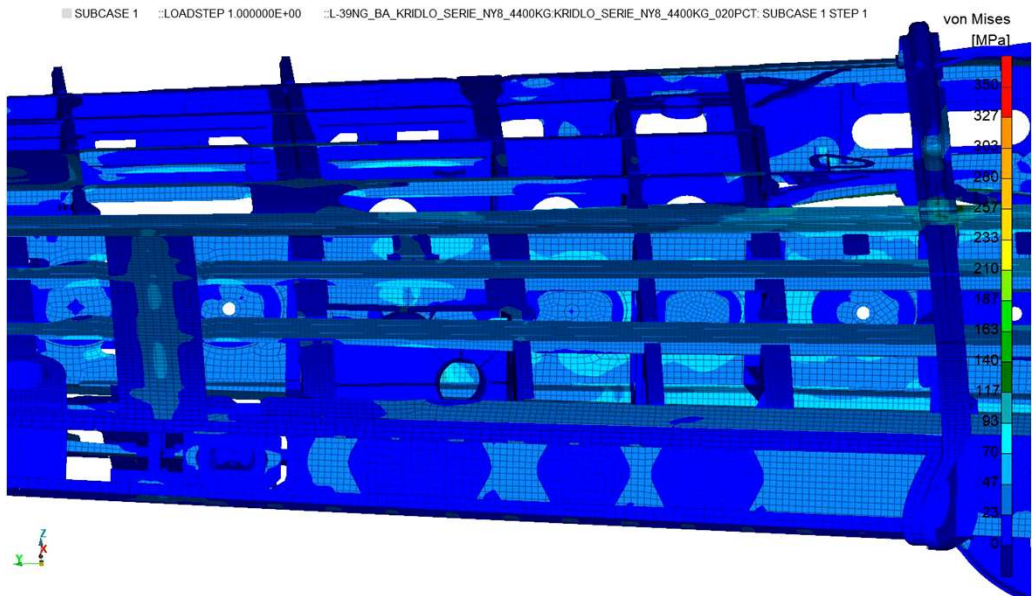
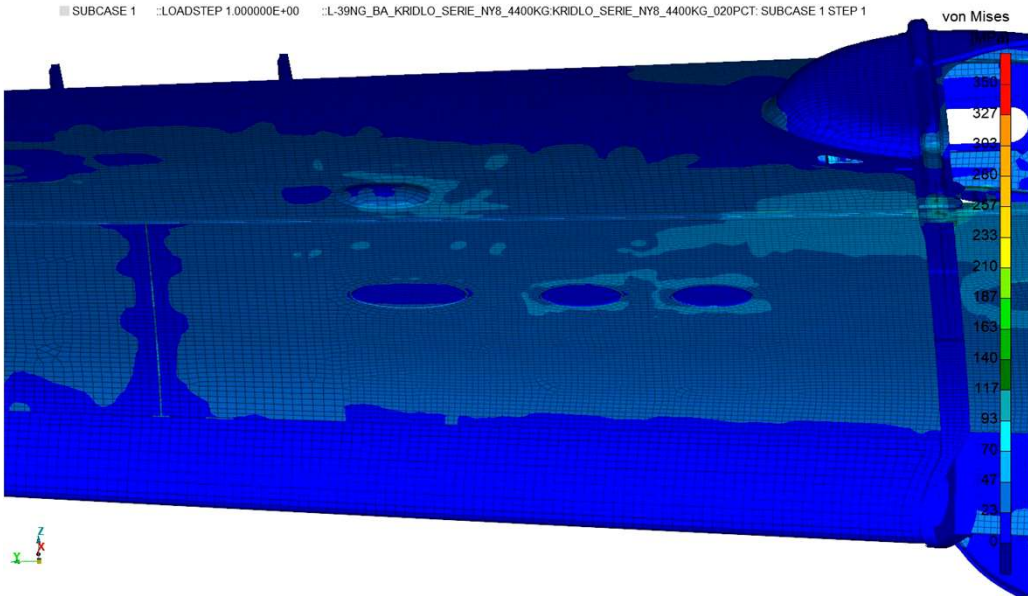


Dimenzování



Užití detailního modelu - únosnost křídla

Kritický případ zatížení křídla ... napěťová odezva (von Mises stress) při zatěžování:



Dimenzování

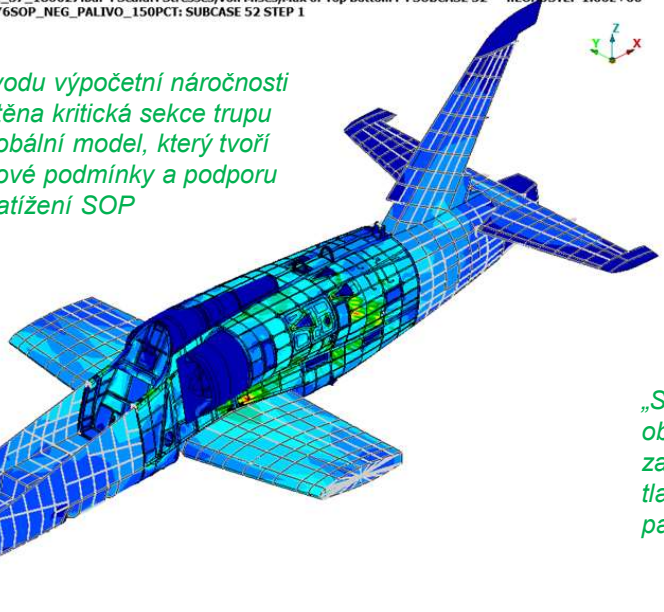
Užití detailního modelu – simulace zkoušky trupu

Kritický případ Trup - Ny6_SOP (let při Ny=6g + max. síla na SOP)
Nelineární výpočet pomocí Sol400

0:L39NG_DGFEM_sections_21_37_180627.bdf : Scalar: Stresses,Von Mises,Max of Top Bottom : : SUBCASE 52 : :LOADSTEP 1.00E+00
::L39NG_VOP:99_NY6SOP_NEG_PALIVO_150PCT: SUBCASE 52 STEP 1



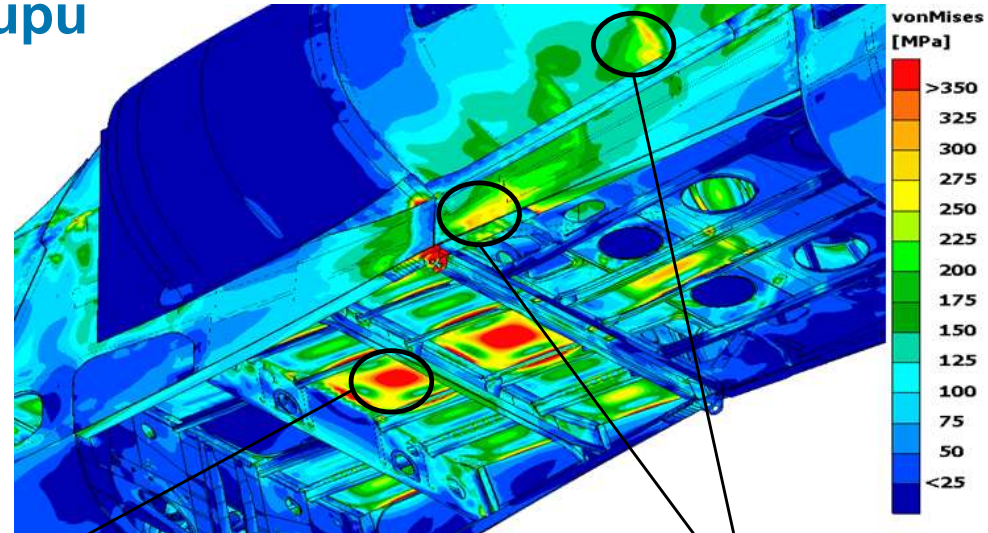
Z důvodu výpočetní náročnosti umístěna kritická sekce trupu na globální model, který tvoří okrajové podmínky a podporu pro zatížení SOP



Základní důvody pro užití nelineárního výpočtu

„Straší“ s přetíženými oblastmi v místech zavedení zatížení tlakem na dna palivových nádrží

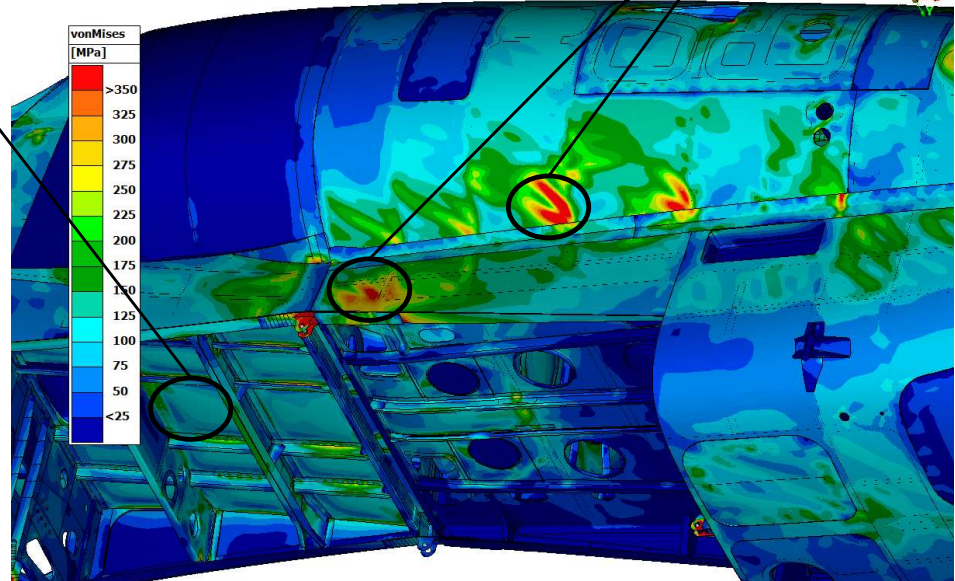
Lineární Nastran Sol 101



LIN neukáže ztráty stability

0:L39NG_DGFEM_sections_21_37_180627.bdf : Scalar: Stresses,Von Mises,Max of Top Bottom : : SUBCASE 52 : :LOADSTEP 1.000000E+00
::L39NG_VOP:99_NY6SOP_NEG_PALIVO_150PCT: SUBCASE 52 STEP 1

Nelineární Nastran Sol 400



Dimenzování

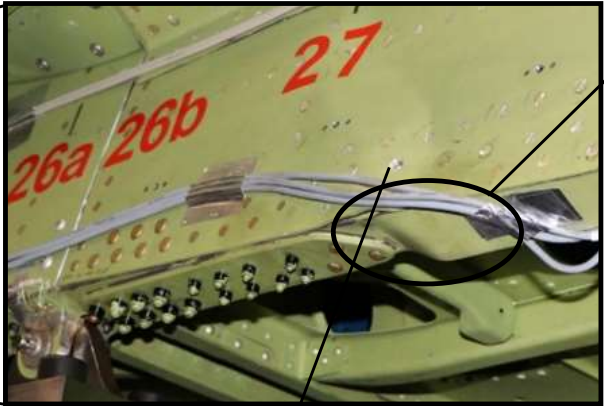


Užití detailního modelu - vyhodnocení zkoušky trupu

Trup po dosažení 110% početního zatížení:

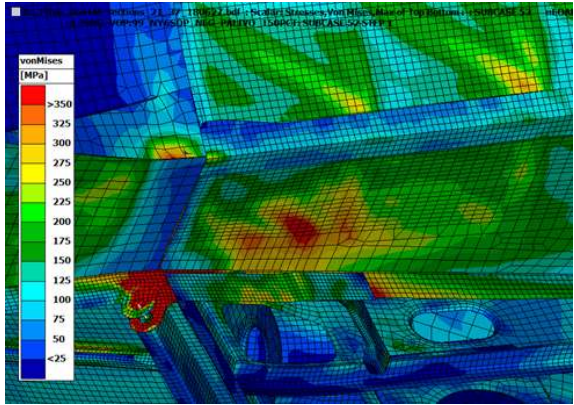


Místo poruchy:



Skutečné kritické místo
(ztráta stability
podélníku
„vykroucením“)

Cero



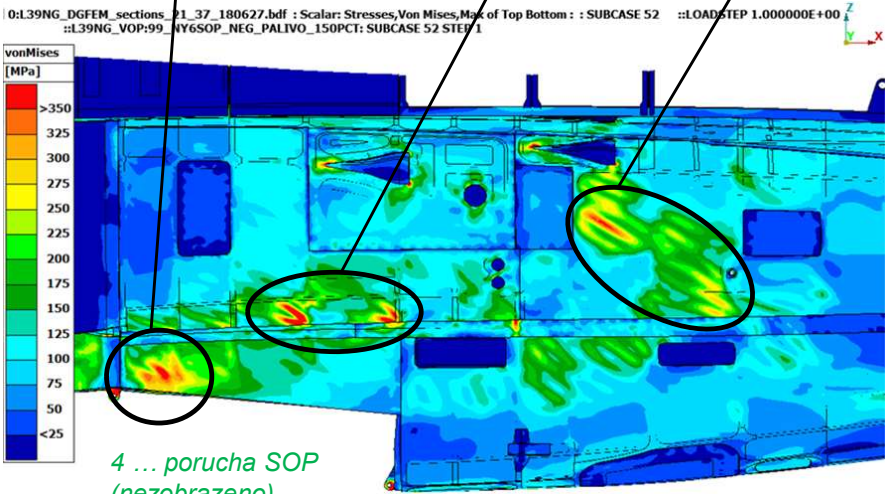
Kritická místa:

1 ... ztráta stability
pole + podélníku
+ přetížení nýtů

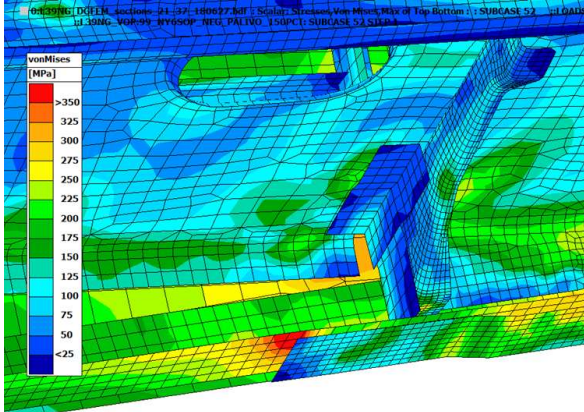
2 ... ztráta
stability pole
+
přetížení nýtů

3 ... „proskočení“
vlny přes přepážku

porušení nýtu (příspěvek ke zhoršení
situace v poli ... i analýzu konkrétních
nýtů je nutno zahrnout do analýzy



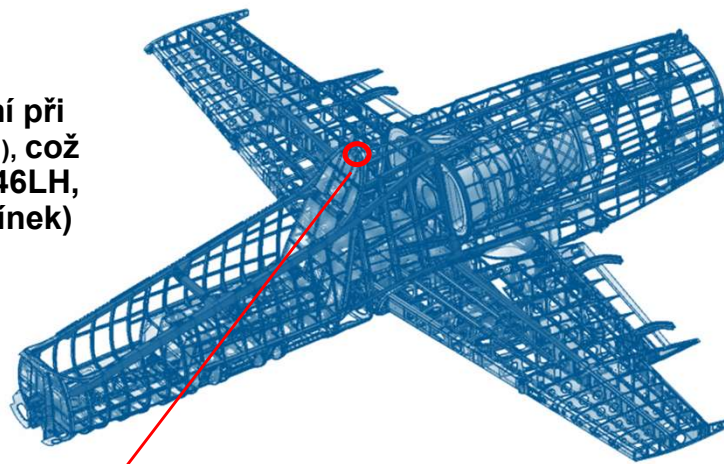
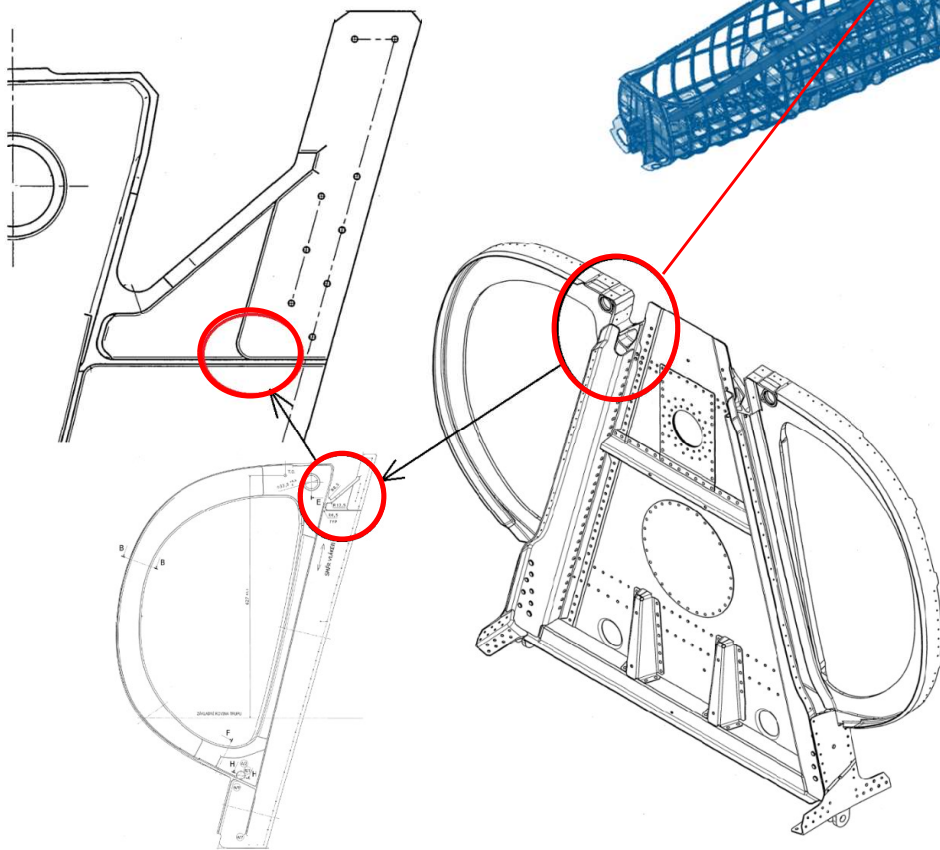
4 ... porucha SOP
(nezobrazeno)



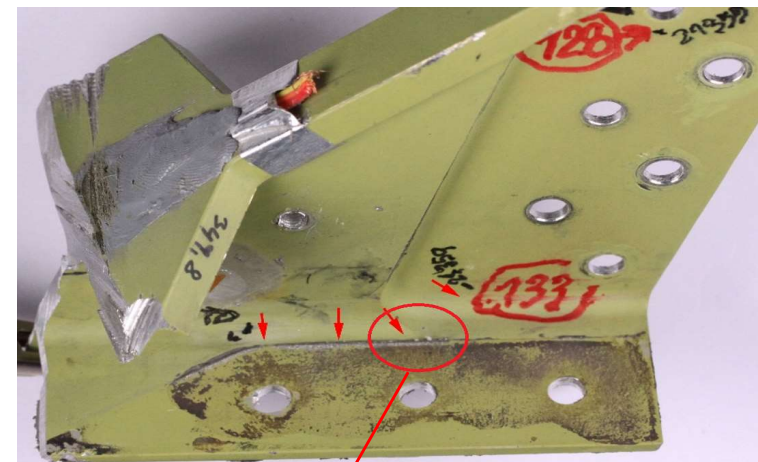
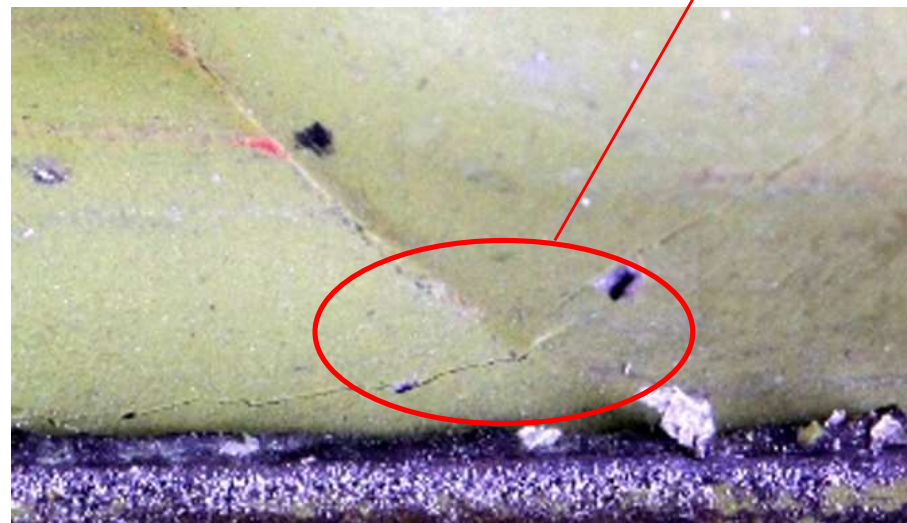
U složité konstrukce i podrobná simulace detailním nelineárním modelem
odhalí pouze indikace, nikoli jednoznačný závěr o kritickém místě

Analýzy - Únava

Na únavové zkoušce došlo k porušení při 10000SLH (Simulovaných Letových Hodinách), což umožňuje prokázat bezpečný život 3846LH, místo 5000LH (dle Technických podmínek)



Detail trhliny:

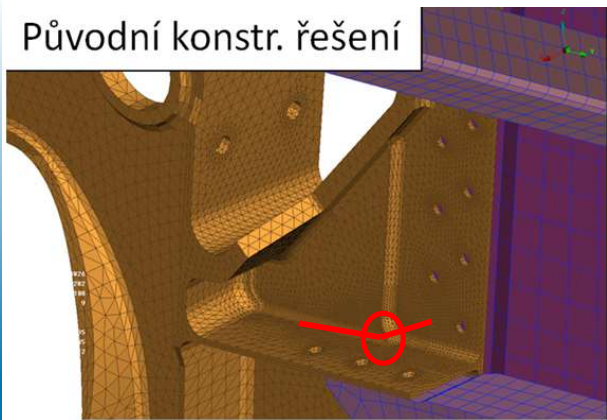


Aero

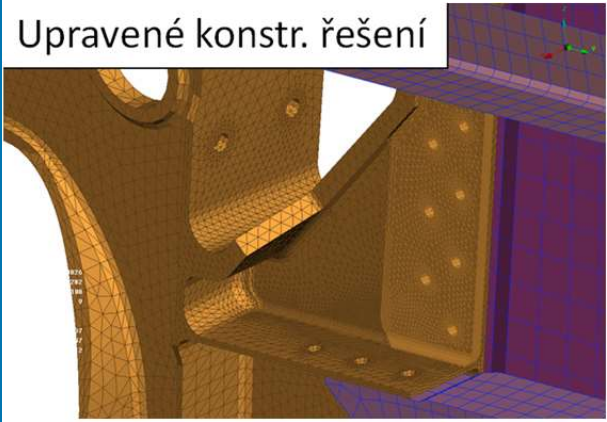
Simulace Nastran / CAEfatigue

Konstrukční řešení

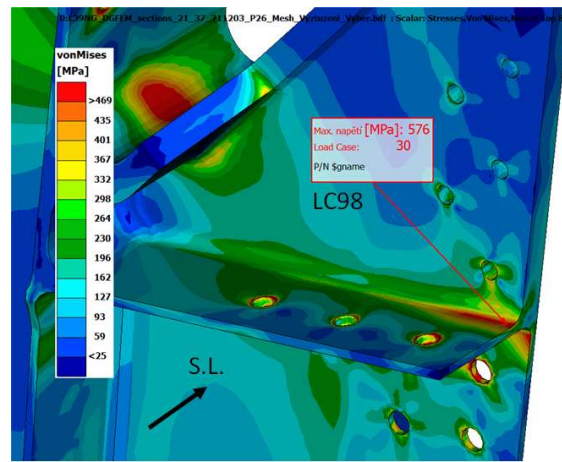
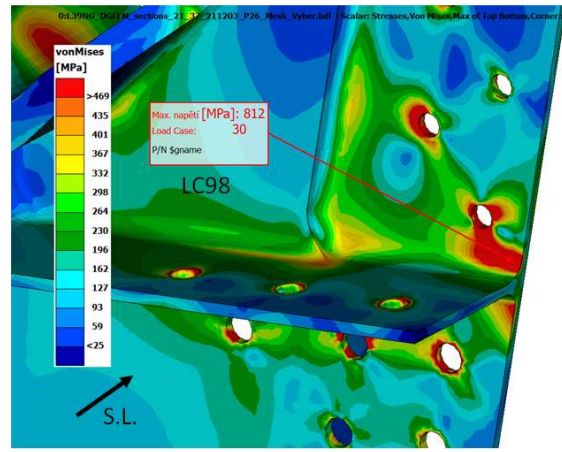
Původní konstr. řešení



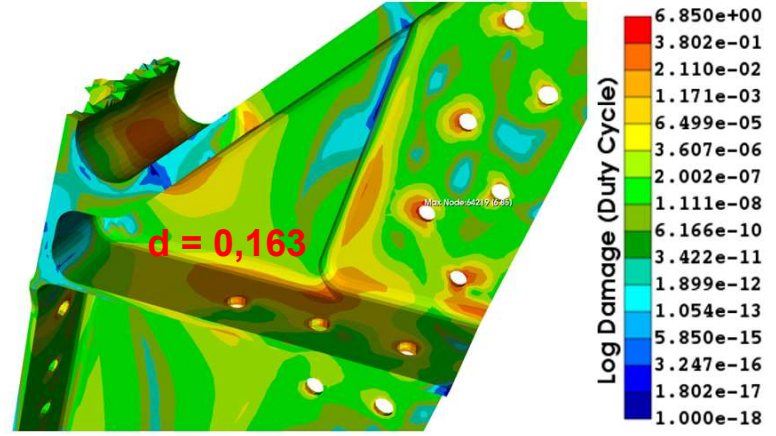
Upravené konstr. řešení



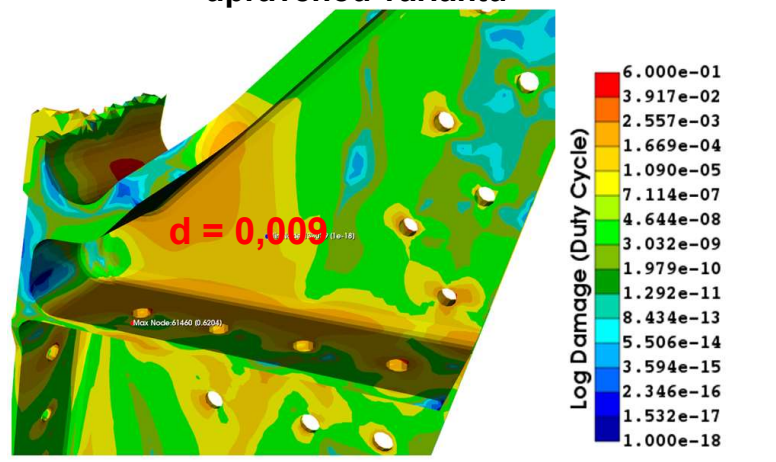
Pevnostní výpočet (Nastran Sol 101)



Únavový výpočet (CAEfatigue)



17x nižší únavové poškození pro upravenou variantu

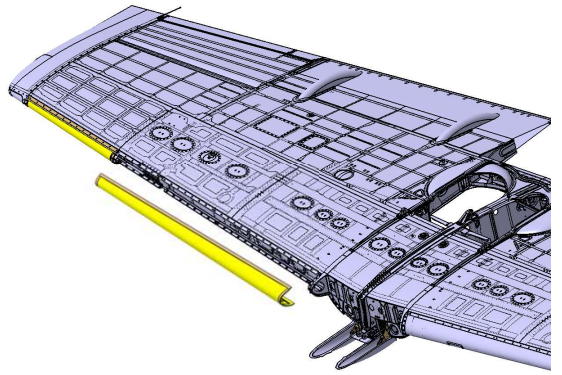
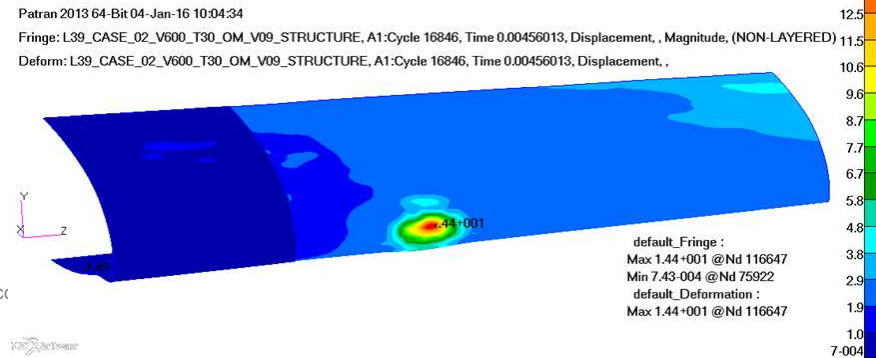
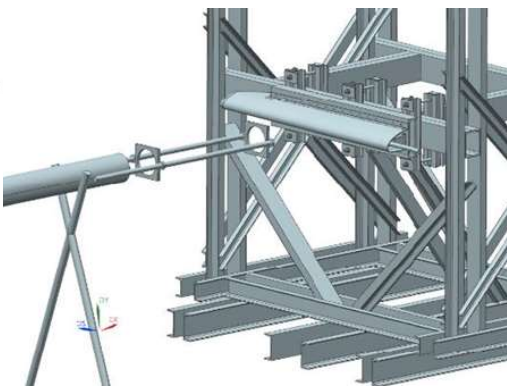
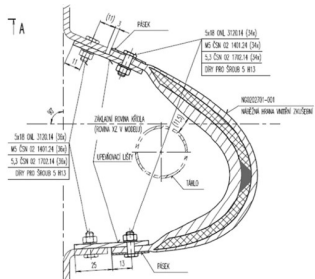
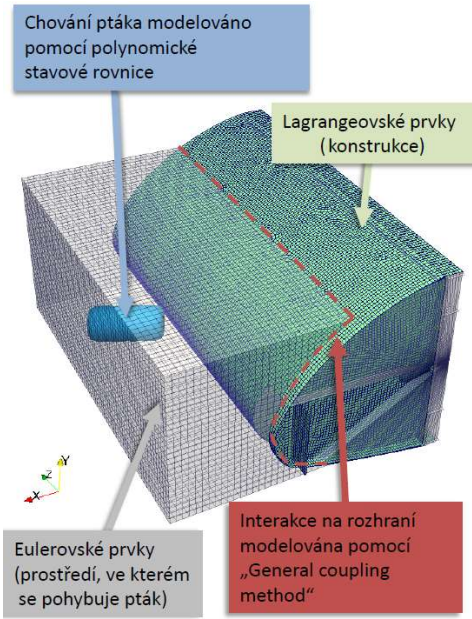


CONFIDENTIAL MARKING „CONFIDENTIAL I Property of AERO Vodochody AEROSPACE a.s.“

Místo vzniku trhliny není na první pohled zřejmé (nižší peak, ale v S-směru)

Dynamické analýzy pomocí Dytran

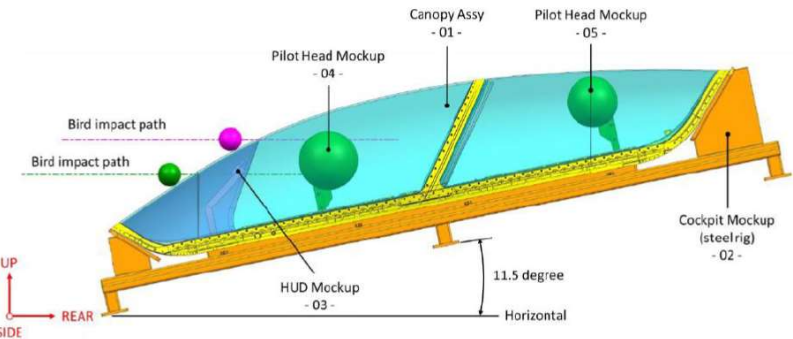
Odolnost konstrukce vůči nárazu ptáka do náběžné hrany křídla (ochrana trasy řízení)



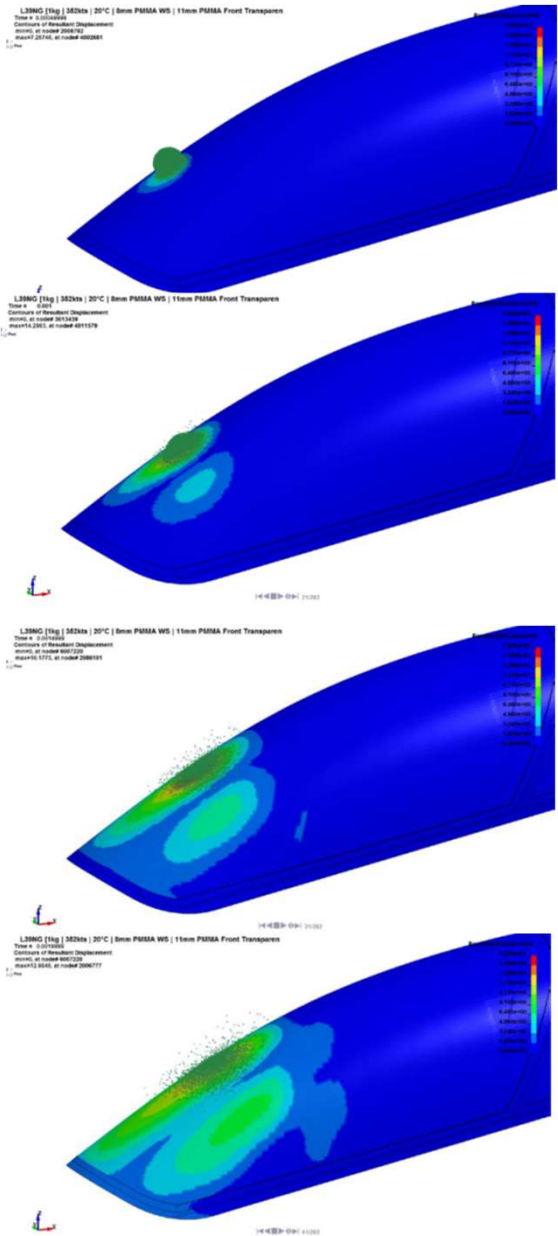
Cero

Dynamické analýzy pomocí Dytran

Odolnost překrytu vůči nárazu ptáka



CONFIDENTIAL MARKING „CONFIDENTIAL I Property of AERO Vodochody AEROSPACE a.s.,“



Analýzy - Aeroelasticita

Základem pro výpočty je nalažení tuhostního (a hmotového) FE modelu z pohledu modálních charakteristik:



- Flutter
- Divergence
- Reverze

1. vertikální
ohyb trupu
16.35Hz

1. antisymetrický
ohyb VOP / SOP
19.37Hz

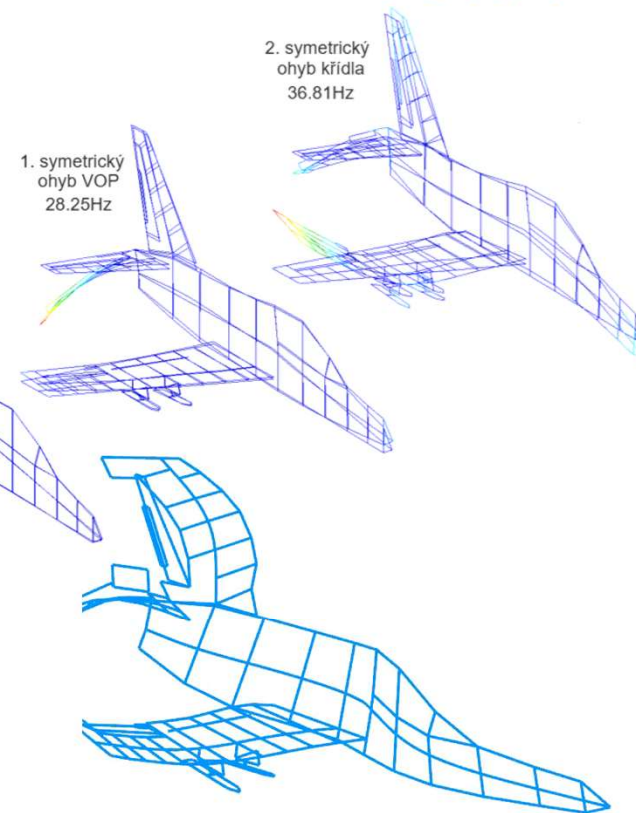
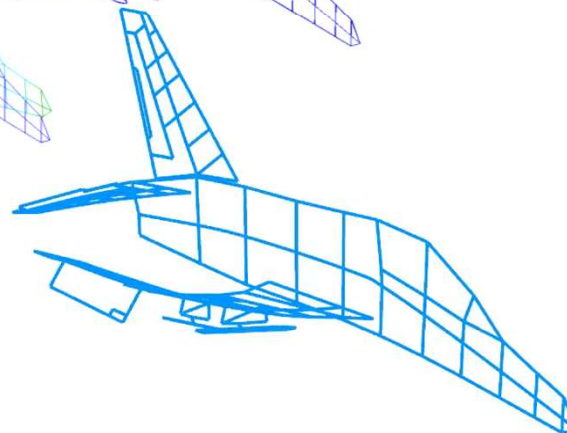
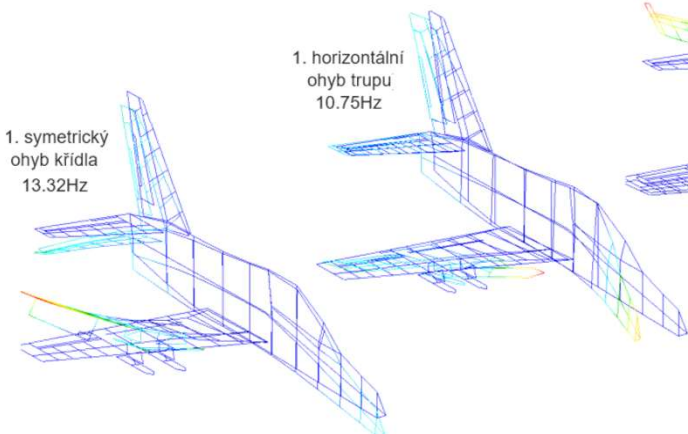
1. symetrický
krut křídla
28.25Hz

2. symetrický
ohyb křídla
36.81Hz

1. symetrický
ohyb VOP
28.25Hz

1. horizontální
ohyb trupu
10.75Hz

1. symetrický
ohyb křídla
13.32Hz



Aero

Analýzy - Aeroelasticita

Zkoušky

Zadávání a vyhodnocování zkoušek

- Modální zkouška flutteru
- Letová zkouška flutteru
- Letová zkouška vibrací



Aero



CONFIDENTIAL MARKING „CONFIDENTIAL | Property of AERO Vodochody AEROSPACE a.s.,“

Simulační software nám umožňuje:

- daleko vyšší kvalitu popisu fyzikální skutečnosti
- šetří čas
- dělá práci zajímavější 😊

Ale ... **dává nám jen indikace, ale neřeší problémy**

The logo for Aero, featuring the word "Aero" in a stylized, blue, cursive script font.

Simulační software nám umožňuje:

- daleko vyšší kvalitu popisu fyzikální skutečnosti
- šetří čas
- dělá práci zajímavější 😊

Aero

Ale ... **dává nám jen indikace, ale neřeší problémy**

**Simulační software je dobrý rádce,
ale špatný soudce.**

Simulační software nám umožňuje:

- daleko vyšší kvalitu popisu fyzikální skutečnosti
- šetří čas
- dělá práci zajímavější 😊

Aero

Ale ... **dává nám jen indikace, ale neřeší problémy**

**Simulační software je dobrý rádce,
ale špatný soudce.**

„Zaplat'pánbůh“ ... jinak by nás už nikdo nepotřeboval 😊

Aero | VODOCHODY



Děkujeme za pozornost