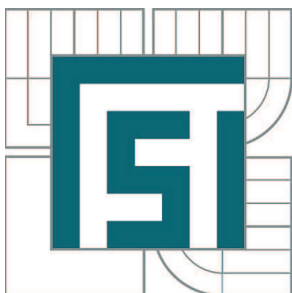


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

HMOTNOSTNÍ OPTIMALIZACE KESONU KŘÍDLA LETOUNU L 410 NG

WING STRUCTURE WEIGHT OPTIMIZATION OF THE AIRCRAFT L 410 NG

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. PETER JUREK

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. TOMÁŠ KATRŇÁK

BRNO 2013

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2012/13

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Peter Jurek

který/která studuje v **magisterském studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Hmotnostní optimalizace kesonu křídla letounu L 410 NG

v anglickém jazyce:

Wing structure weight optimization of the aircraft L 410 NG

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Úkolem studenta bude pro daný tvar a dané konstrukční řešení kesonu křídla provést parametrickou optimalizaci tloušťek jeho jednotlivých konstrukčních prvků s cílem dosažení co nejmenší hmotnosti křídla letounu L 410 NG. Student na dodaném FEM modelu křídla letounu stanoví okrajové podmínky optimalizace, které jsou dány požadavky konstrukčními, požadavky únosnosti a únavové životnosti konstrukce. Dále určí optimální rozložení hmot na kesonu křídla a porovná výsledky se stávajícím stavem návrhu křídla letounu L 410 NG.

Cíle diplomové práce:

Cílem diplomové práce bude hledání minima hmotnosti kesonu křídla při zachování požadované bezpečnosti konstrukce a požadovaných konstrukčních kritérií. Optimální hmotnostní řešení bude srovnáno s návrhem křídla letounu L 410 NG.

Seznam odborné literatury:


- [1] Pištěk A.; Grégr O.; Kulhánek V., Böhms R.: Pevnost a životnost letadel 1, VUT Brno, 1988
- [2] Čtverák J.; Mertl V.; Pištěk A.: Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí, VUT Brno, 1997
- [3] Předpis pro stavbu letadel CS-23, kategorie Commuter
- [4] Čalkovský A.; Pávek J.; Daněk V.: Konstrukce a pevnost letadel, 1. a 2. díl, VAAZ, Brno, 1986
- [5] MSC NASTRAN Handbook for nonlinear analysis, Version 67, The MacNeal-Schwedler Corporation, Los Angeles, CA, 1992
- [6] MSC NASTRAN Quick reference guide, Version 2008, The MacNeal-Schwedler Corporation, Los Angeles, CA, 2008


Vedoucí diplomové práce: Ing. Tomáš Katrňák

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2012/13.

V Brně, dne 25.10.2012




doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
Ředitel ústavu


prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc., dr. h. c.
Děkan

Abstrakt

Táto diplomová práca sa zaoberá parametrickou optimalizáciou kesónu krídla letúna *L 410 NG* za účelom zníženia jeho hmotnosti. Práca je zameraná najmä na popis a aplikáciu metodiky optimalizačných analýz s využitím metódy konečných prvkov prostredníctvom *MSC Nastran*. Okrem toho obsahuje kontrolu únosnosti optimalizovaného návrhu, vykonanú v programe *STAUNO*.

Kľúčové slová

Optimalizácia kesónu, hmotnostná optimalizácia, parametrická optimalizácia, kontrola únosnosti, integrálny vystužený panel krídla, L 410

Abstract

Presented diploma thesis deals with parametric optimization of wing caisson of *L 410 NG* aircraft to reduce its structure weight. The paper is mainly focused on description and application of optimization methods with the use of finite element methods in *MSC Nastran*. Moreover the thesis contains loading state check of optimized design, done in *STAUNO* software.

Keywords

Caisson optimization, weight optimization, parametric optimization, loading state check, integrally stiffened wing panel, L 410

Bibliografická citácia

JUREK, P. *Hmotnostní optimalizace kesonu křídla letounu L 410 NG*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 57 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Tomáš Katrňák.

Prehlásenie

Prehlasujem, že svoju diplomovú prácu na tému *Hmotnostní optimalizace kesonu křídla letounu L 410 NG* som vypracoval samostatne pod vedením vedúceho diplomovej práce a s použitím odbornej literatúry a ďalších informačných zdrojov, ktoré sú všetky citované v práci a uvedené v zozname literatúry na konci práce.

Ako autor uvedenej diplomovej práce ďalej prehlasujem, že v súvislosti s vytvorením tejto práce som neporušil autorské práva tretích osôb, najmä som nezasiahol nedovoleným spôsobom do cudzích autorských práv osobnostných a som si plne vedomý následkov porušenia ustanovení § 11 a nasledujúcich autorského zákona č. 121/2000 Sb., vrátane možných trestnoprávných dôsledkov vyplývajúcich z ustanovení § 152 trestného zákona č. 140/1961 Sb.

V Brne dňa 24.5. 2013.....

podpis autora

PodĎakovanie

Ďakujem vedúcemu tejto diplomovej práce, Ing. Tomášovi Katrňákovi za metodologickú, odbornú a pedagogickú pomoc, množstvo venovaného času a trpezlivosť.

Taktiež by som chcel poďakovať spoločnosti Aircraft Industries, a.s., za poskytnutie potrebných dokumentov a 3D modelu a najmä Ing. Martinovi Daněkovi za uvedenie do problematiky optimalizácií a množstvo praktických rád a skúseností.

Veľká vďaka patrí aj pánu Ing. Miroslavovi Warchílovi za obrovskú trpezlivosť, ochotu a pedagogický prístup pri poskytnutí cenných rád a skúseností.

V neposlednom rade ďakujem aj svojej rodine a známym za podporu a pomoc pri celom štúdiu.

Obsah

1	Úvod	7
2	Popis lietadla L 410 NG	9
2.1	Technické parametre	10
3	Konštrukcia krídla lietadla L 410 NG	11
3.1	Návrhové princípy <i>Damage Tolerance</i>	11
3.2	Aplikácia princíпов <i>DT</i> na krídle lietadla L 410 NG	12
3.3	Popis konštrukcie krídla lietadla L 410 NG	13
3.4	Konštrukcia kesónu krídla L 410 NG	15
4	Zaťaženie krídla	18
4.1	Kritické letové prípady	18
5	Konštrukčná optimalizácia	19
5.1	Optimalizačný proces	19
5.2	Rozdelenie optimalizačných úloh	20
5.3	Základy numerickej optimalizácie	22
5.4	Optimalizácia v <i>MSC Nastran</i>	23
5.4.1	Optimalizačné úlohy v <i>MSC Nastran</i>	23
5.4.2	Návrhový cyklus	25
5.4.3	Algoritmus <i>FSD</i>	26
6	Optimalizácia dolného panelu krídla lietadla L 410 NG	28
6.1	<i>MKP</i> model krídla	28
6.2	Tvorba návrhového modelu	30
6.2.1	Úprava dolného panelu	30
6.2.2	Tvorba návrhového priestoru	34
6.3	Výsledky optimalizácie	37
6.4	Kontrola únosnosti dolného panelu	41
6.4.1	Stanovenie kritických napätí	41
6.4.2	Kontrola napätosti	44
7	Optimalizácia horného panelu	46
8	Zhrnutie výsledkov	49
8.1	Hmotnosť	49

8.2	Hlavné normálové napätia	50
8.3	Súčinitele rezervy	51
9	Záver.....	53
	Zoznam použitej literatúry.....	54
	Zoznam symbolov a skratiek.....	55
	Zoznam príloh	57

1 Úvod

Práca bola navrhnutá na základe aktuálnych potrieb zadávateľa, Aircraft Industries, a.s., pri snahe znížiť hmotnosť krídla, navrhnutého analytickým spôsobom. Primárnym cieľom tejto práce je získanie optimálneho stavu konštrukcie kesónu krídla letúna pre zbernú dopravu, *L 410 NG*, navrhnutého v spoločnosti *Aircraft Industries, a.s.* v rámci projektu *MOSTA*. Tento letún je nástupcom úspešnej rady *L 410*. Modernizovaná verzia sa líši od svojich predchodcov najmä aplikáciou princípov *Damage Tolerance*, ktoré pre stanovenie bezpečnej životnosti lietadla vyžadujú okrem iného aj stanovenie hladiny hlavného normálového napätia σ_{1G} pre regulárne zóny krídla.

Práve požiadavka na hodnotu tohto napätia bola impulzom, vedúcim k rozhodnutiu o optimalizácii kesónu, pretože bol zistený potenciál na zlepšenie využitia hmoty a zníženie hmotnosti dolného panelu krídla. Ďalším dôvodom pre túto optimalizáciu bol výber nového materiálu pre dolný panel krídla, ktorý je charakteristický lepšimi mechanickými vlastnosťami, najmä z hľadiska požiadavok filozofie *Damage Tolerance*.

Úvodné dve kapitoly sú venované stručnému popisu lietadla, konštrukcie jeho krídla a stručným úvodom do princípov *Damage Tolerance*. Zvýšená pozornosť je venovaná konštrukcii kesónu, keďže ten je objektom optimalizácie.

Štvrtá kapitola je venovaná stručnému popisu zaťaženia krídla, najmä kľúčovému letovému prípadu z hľadiska únavovej životnosti. Táto kapitola popisuje hladinu dovoleného napätia σ_{1G} , ktorý slúži ako tzv. *driving parameter* optimalizácie.

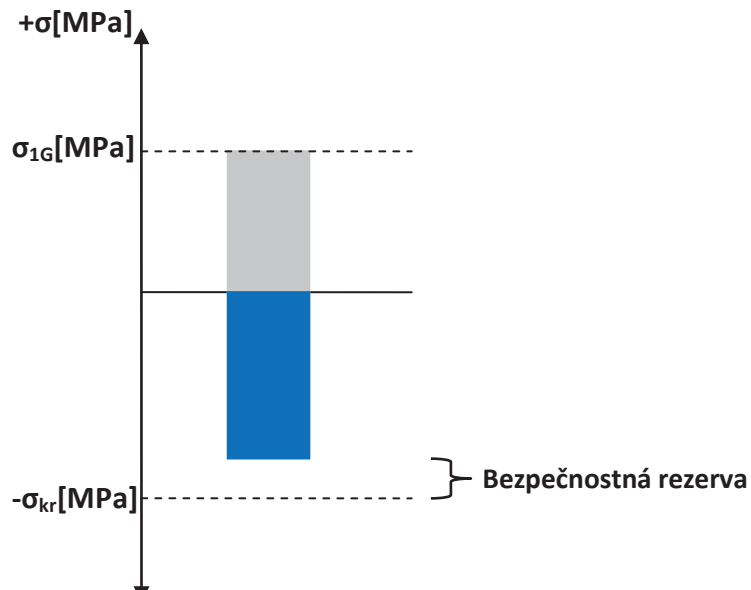
Piata kapitola je venovaná stručnému úvodu do numerickej a konštrukčnej optimalizácie, popisuje jej metodiku a obsahuje všeobecné rozdelenie optimalizačných metód. Väčší priestor je venovaný gradientným metódam konštrukčnej optimalizácie, využívaných softwarom *MSC Nastran*.

Šiesta kapitola obsahuje popis tvorby návrhového priestoru pre účely tejto práce. Sú v nej definované všetky okrajové podmienky optimalizácie dolného panelu kesónu krídla. Táto kapitola taktiež obsahuje hodnotenie výsledkov optimalizácie dolného panelu a jeho kontrolu únosnosti.

Siedma kapitola stručne opisuje metodiku a výsledky optimalizácie horného panelu, ktorý prebehol pomocou programu *STAUNO*.

Ôsma kapitola obsahuje celkové vyhodnotenie výsledkov optimalizácie a celkovej kontroly únosnosti.

Všeobecne je cieľom priblížiť stav pôvodného dolného panelu k stavu optimálnej konštrukcie, znázornenej na obr. 1. Tento stav je charakterizovaný rovnomerne rozloženou napätosťou prvkov konštrukcie a jej minimálnou hmotnosťou. Prostriedkami optimalizácie sú moderné systémy, založené na metóde konečných prvkov. Konkrétne sa jedná o riešič *SOL 200* balíka *MSC Nastran*.

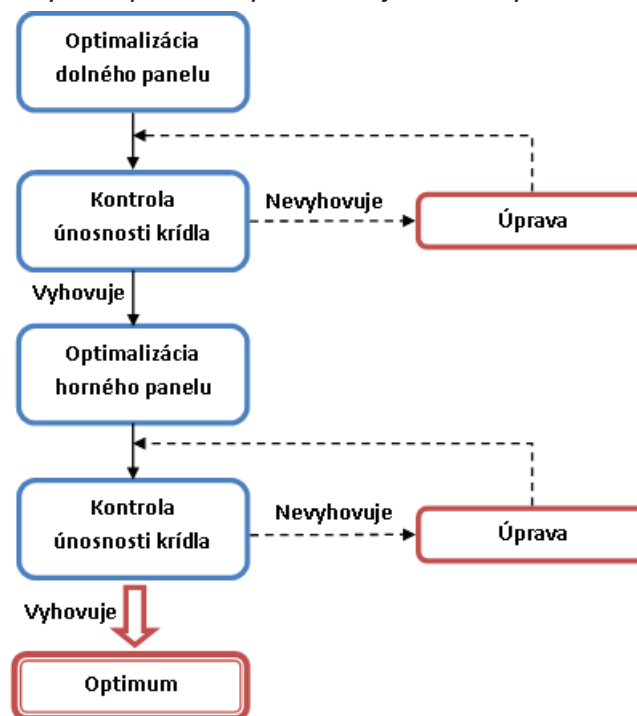


Obr. 1 Požadovaný stav únosnosti dolného panelu krídla

Ciele diplomovej práce teda sú:

- oboznámenie sa s metodikou optimalizácií v programe *MSC Nastran*;
- parametrická optimalizácia dolného panelu kesónu s využitím *MKP*;
- parametrická optimalizácia horného panelu kesónu;
- kontrola únosnosti nového návrhu pre splnenie kritérií bezpečnosti;
- vyhodnotenie výsledkov.

Postup pri plnení vyššie spomenutých cieľov je uvedený v schéme na obrázku 2.



Obr. 2 Algoritmus riešenia úlohy

2 Popis lietadla L 410 NG

Letún *L 410 NG* je pokračovateľom úspešnej série lietadiel *L 410*, vyrobených v závode *LET Kunovice* (v súčasnosti *Aircraft Industries, a.s.*), z ktorej bolo za 40 rokov vyrobených vyše 1100 kusov, lietajúcich vo viac než 50 krajinách po celom svete. Letún je koncipovaný ako celokovový dvojmotorový hornoplošník, určený pre zbernú dopravu cestujúcich, nákladu a pre špeciálne misie a má byť certifikovaný v súlade s predpismi *FAR 23 Amdt. 34* a *AP-23* pre kategóriu *commuter*. Medzi jeho hlavné prednosti okrem iného patrí schopnosť vzletu a pristátia na krátkych a nespevnených dráhach, nízke prevádzkové náklady, výborné výkony v rozmedzí teplôt $\mp 50^{\circ}\text{C}$ a vo vysokých nadmorských výškach, bezpečná a spoľahlivá prevádzka, variabilita vybavenia, veľký batožinový priestor a najobjemnejšia kabína pre cestujúcich v danej kategórii ($17,9\text{ m}^3$).

Modernizácia letúna na verziu *L 410 NG (New Generation)* má priniesť zlepšenie niektorých letových prevádzkových vlastností, najmä zvýšenie ekonomie a efektívnosti prevádzky. Naďalej letún ostáva v kategórii *commuter* s maximálnou kapacitou 19 cestujúcich vrátane 2 pilotov. Zmeny sa dočká hodnota maximálnej vzletovej hmotnosti, ktorá so zvýšením platiaceho zaťaženia a dvojnásobným zväčšením predného batožinového priestoru znamená ekonomický prínos pre prevádzkovateľov lietadla. Využitie integrálnej nádrže nového krídla a novej pohonnej jednotky zvýši dolet a cestovnú rýchlosť lietadla. Okrem toho bude v pilotnej kabíne zabudovaný moderný *glass cockpit* a nový design získa aj kabína pre cestujúcich, ktorý bude porovnateľný s kabínami lietadiel vyšších kategórií.

Využitie filozofie *Damage Tolerance* (ďalej *DT*) pri návrhu lietadla, danej predpismi pre lietadlá kategórie *commuter*, vedie k zvýšeniu jeho doby životnosti. Tá bola na predošlých modeloch stanovená podľa konceptov *safe-life*, čo znamená ďalšie zvýšenie ekonomickej efektívnosti lietadla. [1]

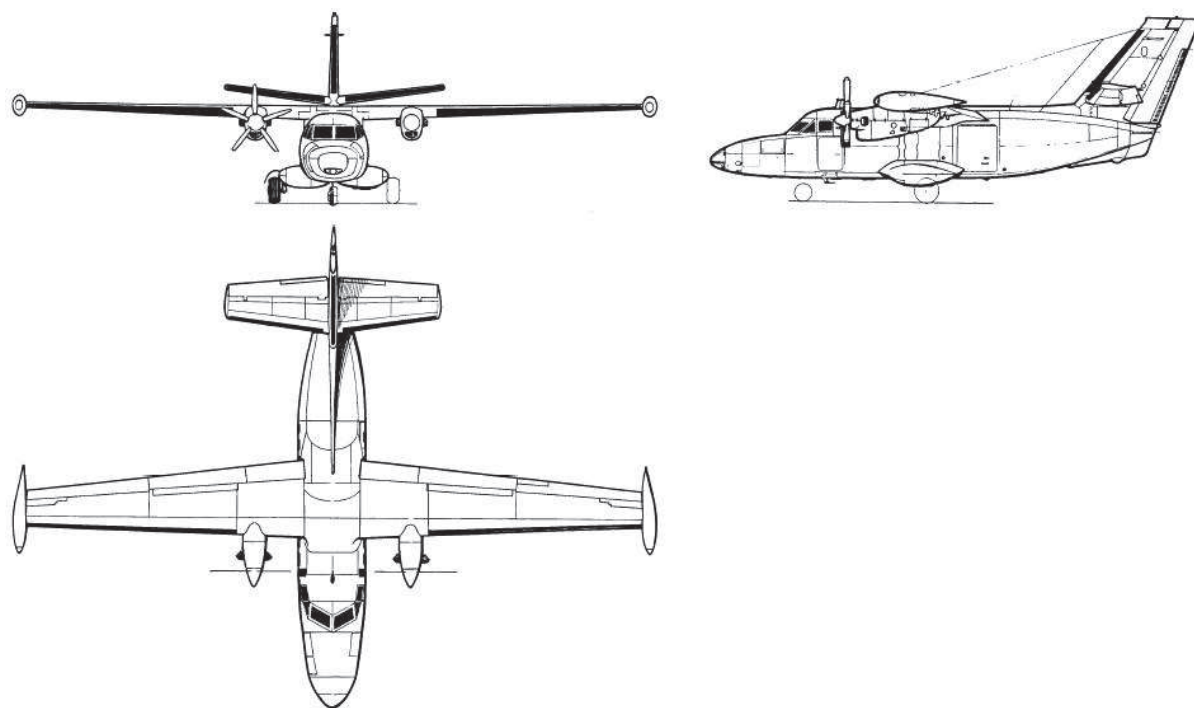


Obr. 3 L-410 UVP [2]

2.1 Technické parametre

Rozmery		Výkony	
Rozpätie krídel	19,479 m	Pádová rýchlosť (7000 kg)	7000 kg: 162,6 km/h
Dĺžka	15,024 m		4260 kg: 128,3 km/h
Výška	5,83 m	Cestovná rýchlosť 390 km/h	
Plocha krídla	34,86 m ²	Maximálna rýchlosť 463 km/h	
Objem kabíny cestujúcich	17,90 m ³	Dolet 2840 km	
Hmotnosti		Dostup 6100 m	
Max. vzletová hmotnosť	7000 kg	Maximálna výška prevádzkoého letiska 4000 m	
Max. hmotnosť bez paliva	6000 kg	Rozsah prevádzkových teplôt ± 50°C	
Max. hmotnosť plactiaceho zaťaženia	2200 kg	Aerodynamické charakteristiky	
Prázdna hmotnosť	4260 kg	Koreňový profil krídla	NACA 63A 418
Pohonná jednotka		Medziľahlý rez krídla	NACA 63A 415
2 turbovrtuľové motory GE H80-200		Koncový profil krídla	NACA 63A 412
2 vrtule AVIA 725		Štíhlosť krídla	10,45
Predpokladaná bezpečná životnosť		30 000 letových hodín	

Tab. 1 Technické a prevádzkové parametre letúna L 410 NG [3]



Obr. 4 Trojpohľad lietadla L 410 NG [3]

3 Konštrukcia krídla lietadla L 410 NG

Krídlo lietadla slúži ako jeho hlavná nosná plocha, ktorá zaručuje tvorbu aerodynamických síl, vďaka ktorým je schopné lietať, vykonávať rôzne manévry a umožňuje mu plniť svoje úlohy. Vznik aerodynamických síl je spojený aj so vznikom zaťaženia krídla, ktoré môžeme rozdeliť na nasledujúce zložky: posúvajúce sily, normálové sily a vnútorný pretlak, ohybový a krútiaci moment. Preto je krídlo navrhnuté tak, aby bolo schopné zachytiť a preniesť všetky tieto sily a momenty, ktoré naňho počas letu pôsobia.

Z pohľadu stavebnej mechaniky leteckých konštrukcií môže mať konštrukcia krídla prevedenie nosníkovej konštrukcie, nosníkovej pološkrupiny, pološkrupiny a škrupinovej konštrukcie. Rýchly vývoj lietadiel v období druhej svetovej vojny prispel k zavedeniu duralových konštrukcií a pre dané obdobie boli charakteristické nosníkové konštrukcie, zložené z nosníkov, rebier a poťahu. Postupný vývoj popredných svetových leteckých výrobcov skonvergoval až k použitiu posledných dvoch spomenutých typov konštrukcie, ktoré spolu s nástupom nových materiálov a modernejších technológií výroby vedú k odľahčeniu konštrukcie a zjednodušeniu sériovej výroby.

Výraznejší posun bol v posledných rokoch zaznamenaný vďaka nárastu dôležitosti využitia prístupu *DT* pri konštrukcii lietadiel a jeho zavedenia do certifikačných predpisov.

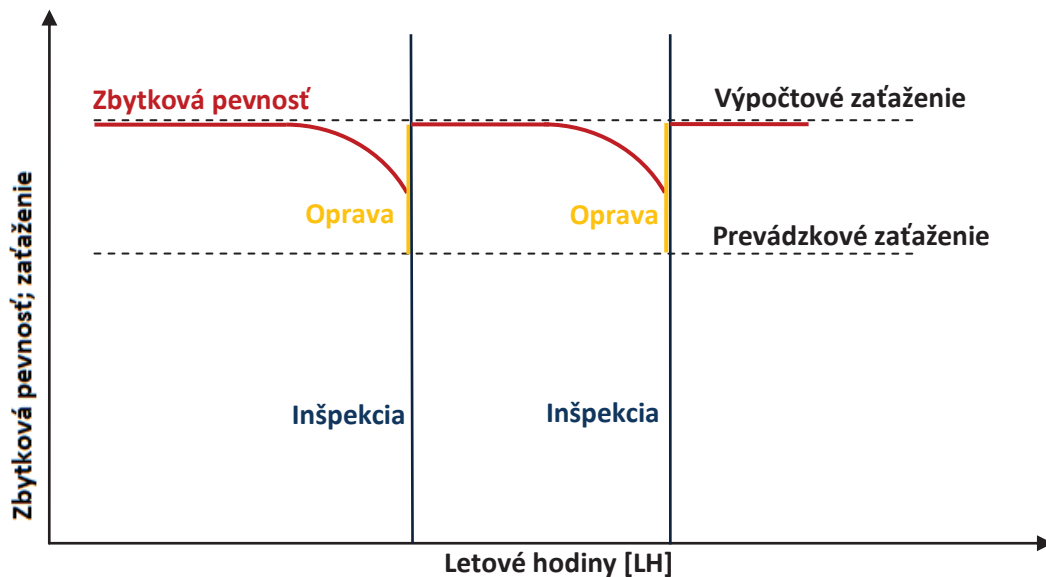
3.1 Návrhové princípy *Damage Tolerance*

Implementácia princíпов *DT* v roku 1978 podnietila použitie moderných inžinierskych metód na určenie intervalov prehliadok lietadiel a všeobecne viedla k dlhšiemu zachovaniu letovej spôsobilosti leteckých konštrukcií. Úlohou *DT* je stanoviť plán prehliadok každého *PSE* lietadla, aby prípadné trhliny (spôsobené únavou, nehodou alebo koróziou) nespôsobili poruchu konštrukcie a stratu lietadla ešte pred ich detekciou.

Z hľadiska *DT* sa na lietadle môže nachádzať približne 100 *PSE*, nezávisle od jeho rozmerov. Dĺžka časového úseku šírenia trhlín musí byť stanovená pre každé *PSE* pre dané spektrum zaťaženia, simulujúce predpokladané napätia počas prevádzky lietadla a musí pri tom byť brané do úvahy aj prostredie, pôsobiace na tento prvok počas celej jeho prevádzky. Určenie frekvencie prehliadok musí byť založené na čase šírenia detekovateľnej trhliny do jej kritickej dĺžky pri prevádzkovom zaťažení. Jednou z kľúčových úloh konštruktéra pri navrhovaní podľa *DT* je teda zabezpečenie ľahkej prístupnosti a kontrolovateľnosti konštrukcie. [4]

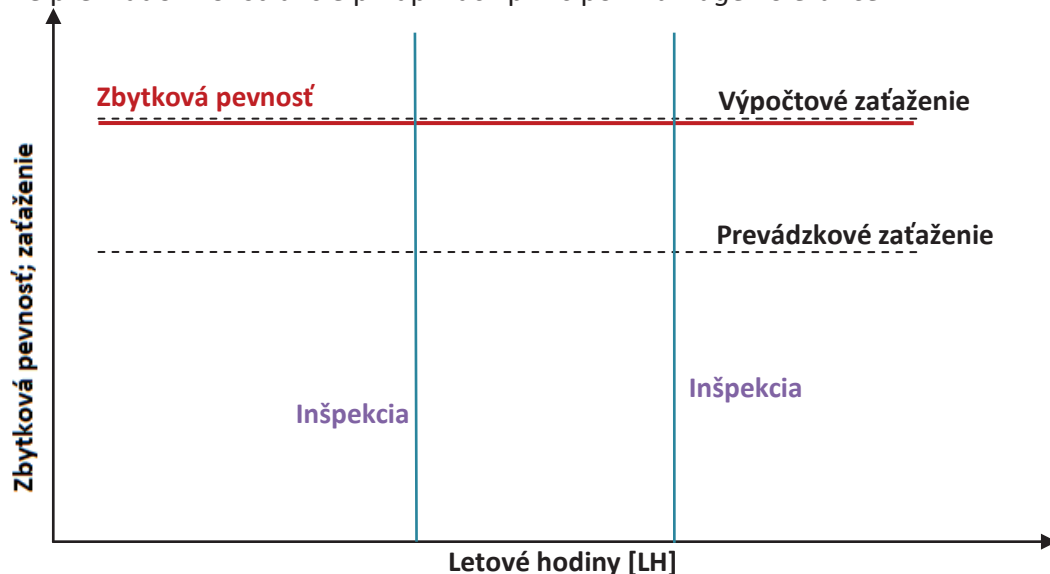
Za posledných pár desaťročí bolo navrhnutých a vyrobených niekoľko moderných sofistikovaných leteckých konštrukcií s využitím princíпов *DT*, ktoré udávajú smer v ďalšom vývoji veľkých dopravných lietadiel v súlade s predpismi *FAR-25*. Ako príklad môže poslúžiť lietadlo z dielne *AIRBUS*, model *A300-B2*, ktorého navrhovaná životnosť je v prípade správnej údržby až 60 000 letových hodín a predpokladaná prevádzková životnosť bez výskytu významnejších trhlín úctyhodných 48 000 letových hodín.

Obrázok 5 schematicky znázorňuje priebeh prevádzkovej životnosti lietadla navrhnutého podľa zásad *DT*. Oproti schéme *safe-life* na obr. 6 je možné spozorovať rozdiely v zachovaní reziduálnej pevnosti počas celej životnosti lietadla. Hlavná výhoda *DT* spočíva v možnosti klesnutia zbytkovej pevnosti konštrukcie na hladinu, zodpovedajúcej prevádzkovému zaťaženiu. Program prehliadok je stanovený tak, aby po údržbe a oprave poškodených častí konštrukcie bola reziduálna pevnosť obnovená.



Obr. 5 Schematické znázornenie prevádzkového života lietadla podľa princípov *Damage Tolerance*

Pre ilustráciu je na obr. 6 uvedený príklad aplikácie princípov *Safe-Life*, ktoré dlhé obdobie pred zavedením filozofie *Damage Tolerance* zohrávali primárnu úlohu pri návrhu lietadiel. Typickým príkladom s použitím prístupu *safe-life* je lietadlo zo série *commuterov* vyrábaných v závode *LET Kunovice*, konkrétne *L 410 UVP-E20* s limitovanou životnosťou 20 000 letových hodín. Tento obrázok schematicky znázorňuje prevádzkový život lietadla, navrhnutého podľa princípov *safe-life*. Je z neho možné usúdiť, že konštrukcia si musí zachovať rovnakú pevnosť počas celej svojej životnosti. Na záver je potrebné uviesť, že zásadný rozdiel medzi *DT* a *Safe-Life* je neobmedzená životnosť lietadla pri správnom systéme prehliadok konštrukcie pri aplikácii princípov *Damage Tolerance*.



Obr. 6 Schematické znázornenie prevádzkového života lietadla podľa princípov *Safe-life*

3.2 Aplikácia princípov *DT* na krídle lietadla *L 410 NG*

Výhody filozofie *DT* umožnili jej zavedenie do certifikačných predpisov dopravných lietadiel. Legislatívny základ pre použitie metód *DT* a všeobecné požiadavky na *DT* konštrukcie na dopravných lietadlách vrátane lietadlách typu *commuter* je uvedený v predpisoch pre certifikáciu podľa *FAR-23*, konkrétne § 23.573 a § 23.574. Na inšpekcie

a prevádzkové postupy odkazuje § 23.575. Potrebné postupy, informácie a rady sú uvedené v poradných obežníkoch AC 23-13A a AC 25.571-1D.

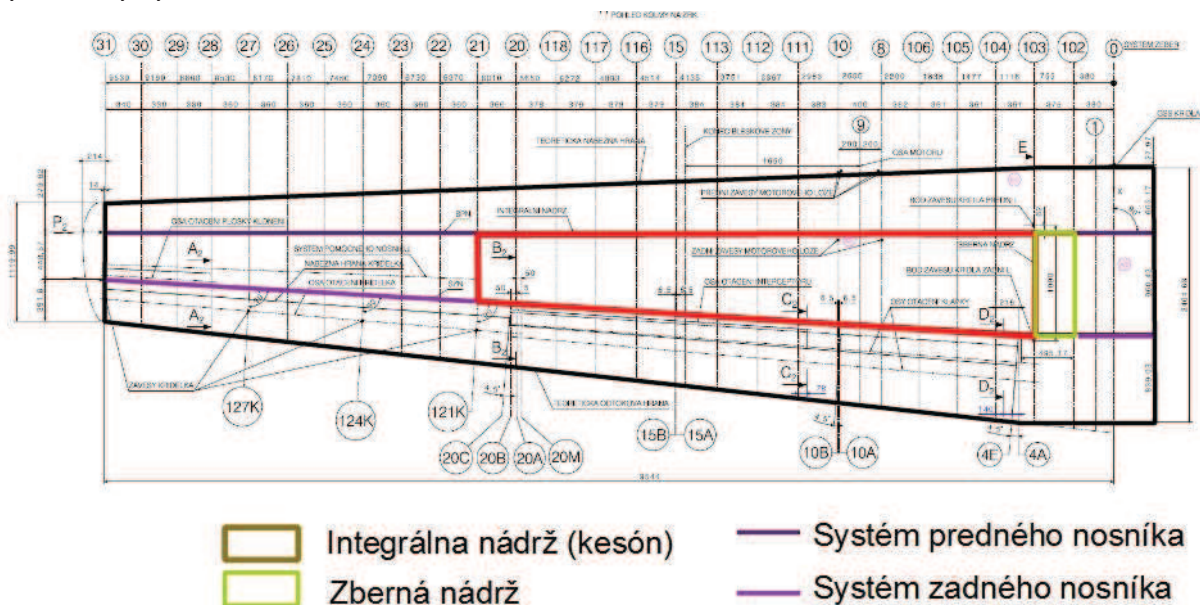
Z pohľadu *DT* boli na krídle *L 410 NG* oproti minulým verziám lietadla vykonané niektoré podstatné zmeny v konštrukcii. Základnou a najviditeľnejšou zmenou je použitie integrálneho dolného a horného panelu v oblasti integrálnej nádrže. Týmto sa v dolnom paneli krídla vytvorila regulárna zóna bez koncentrátorov napätia v podobe otvorov pre nity a iné spojovacie prvky. Hlavný nosník s hornou pásnicou sú tiež integrálnej konštrukcie, dolná pásnica je k nosníku prinitovaná za účelom zastavenia šírenia prípadných trhlín. Všetky konštrukčné prvky krídla sú dimenzované s ohľadom na požadovanú životnosť 30 000 letových hodín.

Požiadavkám *DT* podliehal aj výber materiálu spodného panelu krídla a jeho technologická úprava povrchu, ktorá musí preukázať výborné únavové vlastnosti, najmä pri šírení trhlín a koróznom praskaní. Z tohto dôvodu bola pre krídlo vybraná zliatina hliníka 7475 so špeciálnou povrchovou úpravou.

V súlade s požiadavkami *DT* a požadovanou životnosťou 30 000 *LH* bola stanovená hladina hlavného normálového napätia $\sigma_{1G} = 52,5 \text{ MPa}$ ako dimenzačná podmienka regulárnej zóny dolného panelu krídla. Pod pojmom regulárna zóna sa rozumie zóna bez výrazných zmien nosného prierezu, teda bez otvorov, výrezov, koncentrátorov napätia atď. Výpočet hladiny σ_{1G} je naznačený v kapitole 5.1 a v správe [5].

3.3 Popis konštrukcie krídla lietadla *L 410 NG*

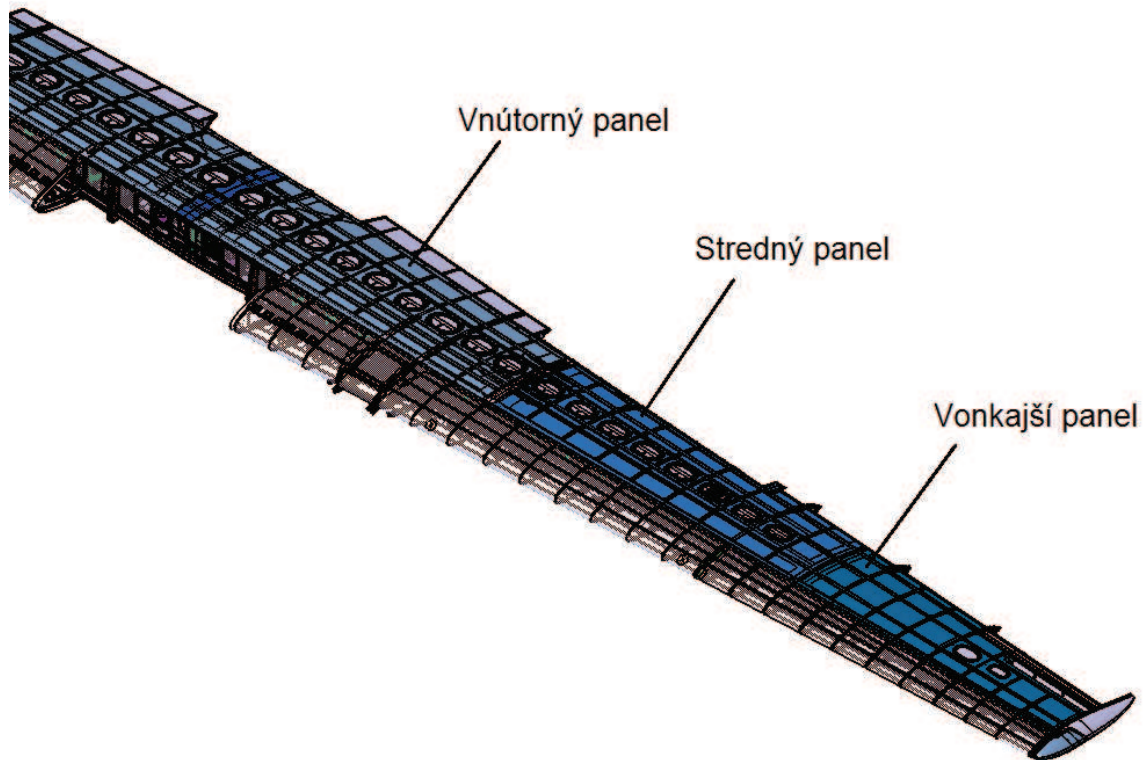
V ďalšom opise krídla sa bude číslovanie a pomenovanie prvkov odvolávať na vnútorné zvyky a normy podniku *AI, a.s.* Pre lepšiu orientáciu v texte je v prílohe 1 a na obr. 7 uvedený systémový výkres krídla.



Obr. 7 Systémový výkres krídla [14]

Krídlo lietadla *L 410 NG* je priebežné a z väčšej časti (po rez 21) má charakter pološkrupinovej konštrukcie. S pôvodným krídlom z predošlej verzie *L 410 UVP-E* má modernizovaná *L 410* spoločnú jedine koncovú časť krídla medzi rezmi 21 a 31, ktorá je navrhnutá ako nosníková pološkrupina. Výhodou použitého usporiadania krídla na modernizovanej verzii je zvýšenie únosnosti vďaka vyššej hustote pozdĺžnych výstuh, ktorá zaručuje lepšie vystuženie potahu a využitie hmoty konštrukcie krídla. Okrem toho je taktiež

prijateľnejšia pre návrh podľa *DT*, keďže po poruche nosníka je zaťaženie prenášané ostatnými nosnými prvkami konštrukcie.

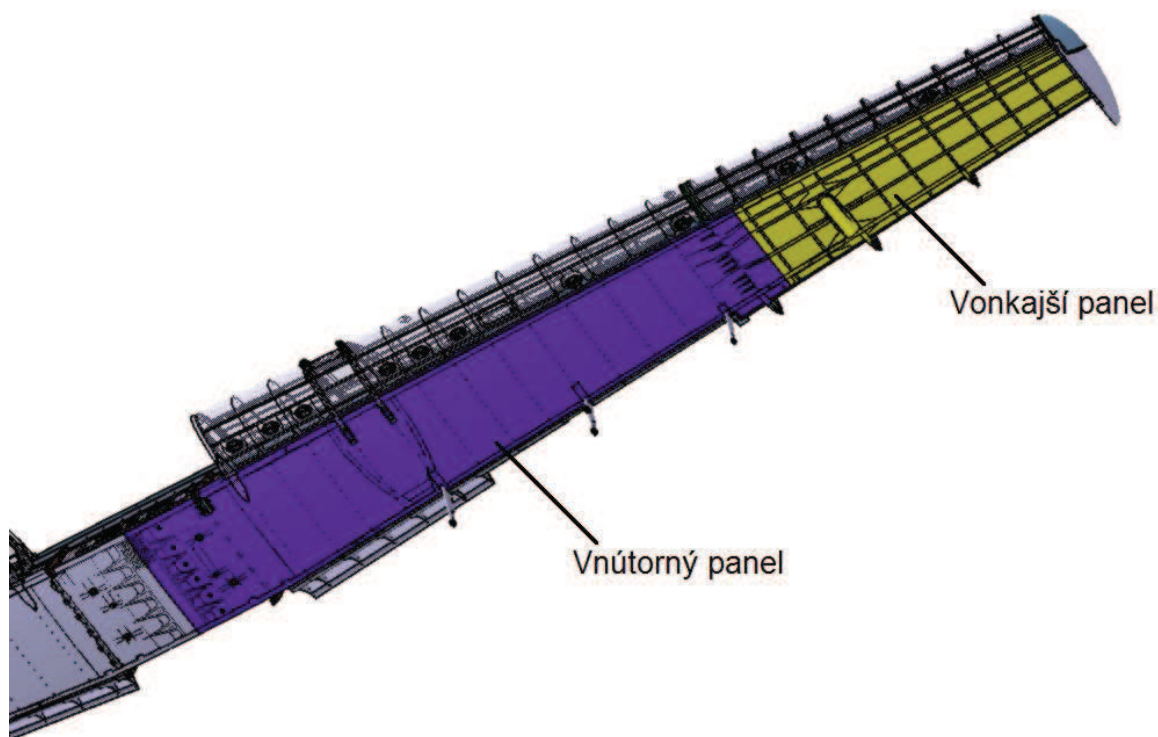


Obr. 8 Konštrukcia horného panelu krídla

Predný, zadný nosník a vystužený potah s pozdĺžnikmi sú hlavné nosné prvky krídla. Priestor medzi 2. a 21. rebrom a stojinami predného a zadného nosníka tvorí priebežnú integrálnu nádrž, ktorej horný potah je tvorený z dvoch integrálnych frézovaných panelov. Dolný panel integrálnej nádrže je taktiež frézovaný z jedného kusu materiálu. Frézovanie je zabezpečené päťosou frézou, umožňujúcou výrobu zložitých integrálnych konštrukcií. Priestor medzi rezom č. 2 a 3 tvorí zbernú nádrž. Medzi rezmi 8 až 10 sa nachádzajú motorové gondoly, ktorých vystužujúce náfrezky sú viditeľné na obr. 9. Použité materiály a ich mechanické vlastnosti sú znázornené v tabuľke 2. Z nej je možné vyčítať podstatne vyššie hodnoty pevnosti nového materiálu dolného panelu, na základe ktorých bola umožnená efektívnejšia optimalizácia dolného panelu.

Materiál	Horný panel		Dolný panel
	Pôvodný	Nový	Pôvodný
	2124-T851	7475-T7351	7050-T7451
R_m [MPa]	448	505	465
$R_{p0.2}$ [MPa]	372	420	405
E [MPa]	70600	74540	72400
μ [-]	0.33	0.33	0.33
ρ [g/cm ³]	2.85	2.85	2.85

Tab. 2 Použité materiály a ich mechanické vlastnosti [15][16]

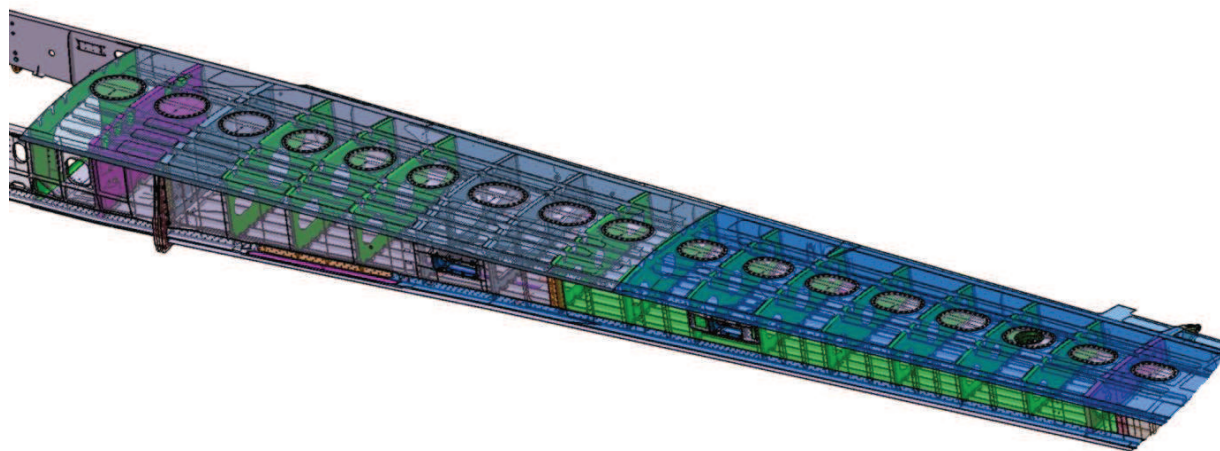


Obr. 9 Konštrukcia dolného panelu krídla

3.4 Konštrukcia kesónu krídla L 410 NG

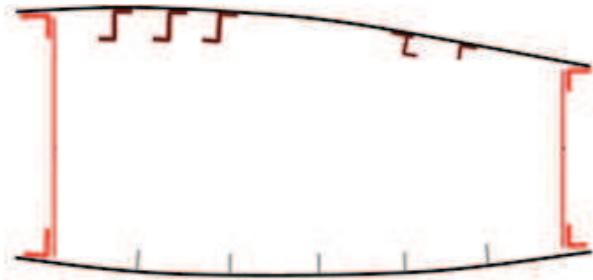
V letectve pojem kesón vyjadruje priestor centrálnej dutiny krídla. Pre účely tejto práce je kesón pomenovanie dutiny krídla, tvorenej predným, zadným nosníkom a horným a spodným panelom medzi rezmi 0 a 21, čo zahŕňa priestor celej integrálnej nádrže. Celá plocha spodného integrálneho panelu tvorí regulárnu zónu, ktorej rozsah je vysvetlený v kapitole 4.2 Takto vyčlenený kesón je znázornený na obrázku 10.

Priečny prierez kesónu, jeho usporiadanie a zmeny pozdĺž rozpätia sú zreteľné z obr. 11, 12 a 13. V reze 10 sa mení počet stringerov horného panelu, keďže pozdĺžnik profilu **Z** najbližšie k hlavnému nosníku je z konštrukcie vypustený. Taktiež sa v tomto reze mení rozmer spodného lemu týchto stringerov.

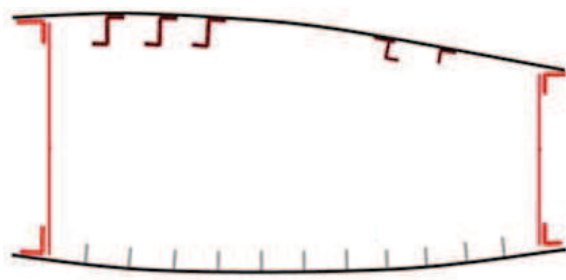


Obr. 10 Kesón krídla lietadla L 410 NG

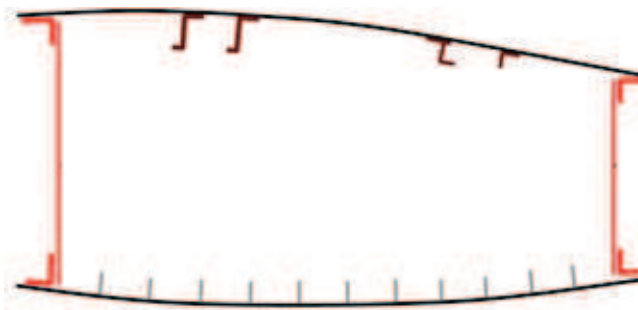
Dolný panel kesónu je integrálnej hrebienkovej konštrukcie a jeho konštrukcia je zachytená na obr 15. Okrem sekcií medzi rezmi 0 a 102 je poťah spevnený 11 nevystuženými pozdĺžnikmi. Sekcie poťahu medzi rezmi 0 až 2 sú vystužené 5 pozdĺžnikmi.



Obr. 11 Priechny prierez kesónu krídla v rezoch 0 - 102

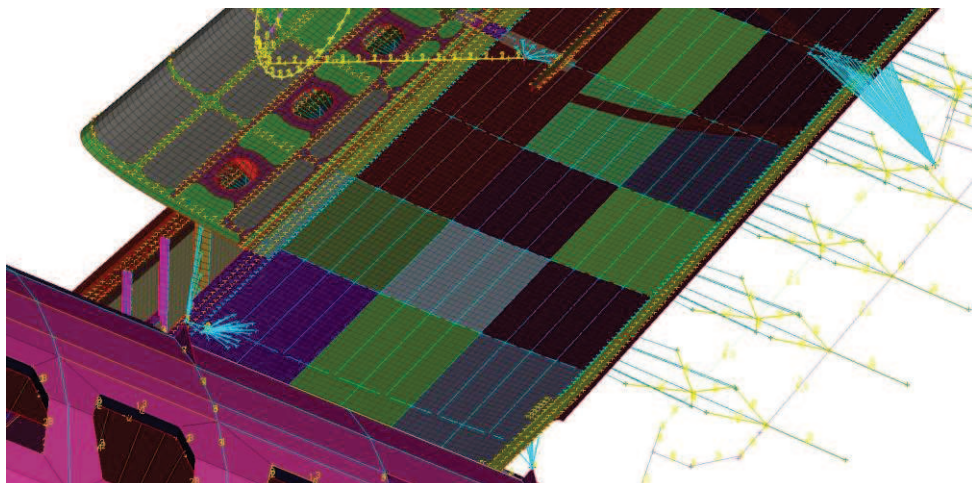


Obr. 12 Priechny prierez kesónu krídla v rezoch 103 - 10



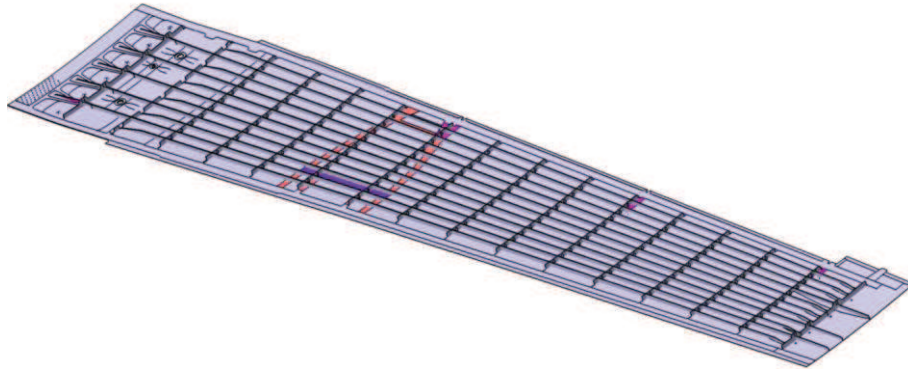
Obr. 13 Priechny prierez kesónu krídla v rezoch 111 - 20

Pôvodne bol dolný panel kesónu dimenzovaný tak, že bol v každom reze po hĺbke kesónu rozdelený na rovnaké tretiny, ako to znázorňuje MKP model krídla na obr. 14. Z dôvodu umiestnenia predného nosníku do miesta s najväčšou stavebnou výškou krídla a z toho vyplývajúci predpoklad spádu normálového napätia smerom od predného k zadnému nosníku bola hrúbka poťahu distribuovaná v podobnom trende, ako napätie. Pre návrh stringerov bola použitá rovnaká úvaha, ale pri dimenzovaní bol použitý poznatok, že pri dostatočnej podpore stringermi je ďalší zosilňujúci materiál lepšie využitý v poťahu, než v stringeroch. Výška pozdĺžnikov bola limitovaná technologickými a ekonomickými obmedzeniami, resp. hrúbkou dosky polotovaru. Pôvodné hrúbky poťahu a stringerov dolného poťahu sú uvedené v prílohe 3.

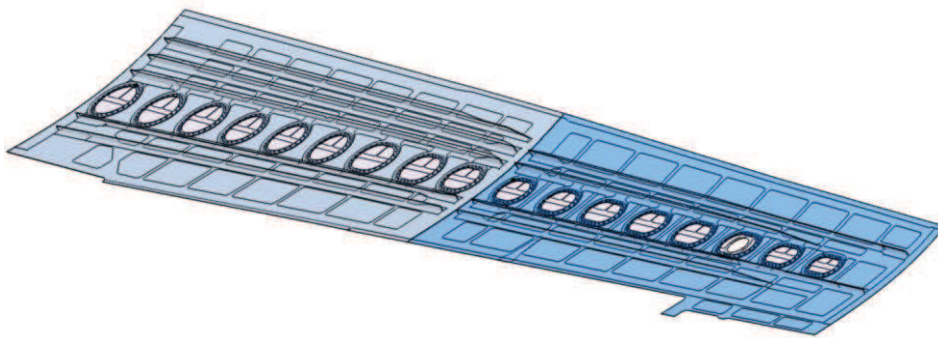


Obr. 14 Spôsob dimenzovania dolného panelu krídla

Horný panel kesónu je skladaný z dvoch integrálnych panelov. Vnútorý panel má 5 pozdĺžnikov (rezy 0 - 111), vonkajší 4 (rezy 111 - 21). Prierezy stringerov horného panelu kesónu sú znázornené na obr 11, 12 a 13, ktoré znázorňujú celkový tvar prierezu kesónu. Veľkú časť horného panelu tvoria neregulárne zóny, najmä v oblasti viek palivovej nádrže a v miestach pozdĺžnikov, kde sú mohutné vystužujúce náfrezky a otvory na nitové spoje pre veľkú nádrže a rebier s poťahom. Obr. 15 a 16 znázorňujú konštrukciu horného a dolného panelu kesónu krídla lietadla *L 410 NG*.



Obr. 15 Vnútorá časť dolného panelu kesónu krídla



Obr. 16 Vnútorá časť horného panelu kesónu krídla

4 Zataženie krídla

Na lietadlo počas celej jeho prevádzky pôsobia dva hlavné druhy síl, a to vonkajšie a hmotové. Vonkajšie zataženie sa ďalej delí na aerodynamické, zataženie od ťahu motora, reakcie od vzletovej a pristávacej dráhy a iné. Hmotové zataženie zahŕňa najmä tiažové a zotrvačné sily lietadla. Rôzne kombinácie týchto síl tvoria sadu prípadov zataženia lietadla počas letu a na zemi.

Pri návrhu lietadla musia byť analyzované všetky prípady zataženia a jednotlivé prvky konštrukcie musia byť nadimenzované tak, aby dokázali všetky zložky zataženia bezpečne zachytiť a preniesť. V závode *Aircraft Industries, a.s.* bol na túto úlohu vytvorený špeciálny software *SAVLE*. Tento software generuje rozloženie zložiek zataženia po krídle a na trupe pri všetkých letových a pozemných letových prípadoch. Okrem toho umožňuje výber kritických prípadov jednotlivých rezov krídla pre všetky zložky zataženia.

4.1 Kritické letové prípady

Pôvodný návrh dolného panelu kesónu krídla bol vykonaný v súlade na požadovanú bezpečnú životnosť $L_B = 30\,000$ hodín. Pre jej určenie bol potrebný poznatok o hladine hlavného normálového napätia σ_{1G} a spektrách zataženia.

Hladina napätia σ_{1G} pre regulérnu zónu spodného panelu krídla lietadla *L 410 NG* bola stanovená v *Aircraft Industries, a.s.* na základe požiadaviek únavovej životnosti z hľadiska *DT* a je zdokumentovaná v správe [5]. Táto hladina bola určená pre letový prípad č. 30 z banky typického profilu letu, ktorý reprezentuje horizontálny ustálený let pri rýchlosti $V_c = 340$ km/h s konštantným násobkom zataženia $n = 1$. Výsledkom výpočtu bola maximálna dovolená hodnota hlavného normálového napätia v regulárnej zóne dolného panelu krídla stanovená na hodnotu $\sigma_{1G} = 52,5$ MPa. Táto hodnota vstupovala ako pevnostná podmienka do optimalizácie dolného panelu.

Sily, pôsobiace na krídlo v letovom prípade č. 30 boli analyzované softwarom *SAVLE* a výstupom tejto analýzy boli hodnoty zložiek zataženia v každom reze krídla. Tie boli aplikované na *MKP* model krídla pomocou programu *SAVNAS*. Priebeh výsledných zložiek zataženia na krídle pri letovom prípade 30 sú znázornené v grafoch v prílohe 2.

Z priebehu je možné určiť, že prítomnosť motora medzi rezmi 8 – 10 (2,2 – 2,6 m) výrazne ovplyvňuje priebeh posúvajúcej sily a krútiaceho momentu a má odľahčujúci charakter, no má malý vplyv na ohybový moment.

Pre analýzu únosnosti bol od zadávateľa práce prevzatý balíček kritických prípadov zataženia každého rezu pri ohybe krídla smerom hore aj dole. Tento balíček obsahoval čísla označenia prípadov a hodnoty zložiek posúvajúcich síl, ohybových a krútiacich momentov a osových síl krídla. Z nich boli brané tie najkritickejšie z pohľadu súčiniteľa bezpečnosti a sú uvedené spolu s výsledkami kontroly únosnosti v prílohe 8.

5 Konštrukčná optimalizácia

V inžinierskej praxi je optimalizácia súčasťou procesu konštruovania systémov vyhovujúcim účelovým požiadavkám (pevnostným a tuhostným podmienkam, atď.) pri súčasnom minimalizovaní tých faktorov, ktoré znižujú efektivitu systému (teda redukcia hmotnosti, poddajnosti).

Pojem konštrukčná optimalizácia zahŕňa moderné metódy, použité k návrhu konštrukcií, ktoré najlepšie vyhovujú daným požiadavkám a vyznačuje sa racionálnym poňatím navrhovania konštrukcií. V súčasnosti sa empirické a evolučné konštruovanie, používané od polovice 19. storočia a založené na získaných skúsenostiach a metóde *pokus-omyl*, stáva užitočným doplnkom konštrukčnej optimalizácii. Princípom konštrukčnej optimalizácie je taký výber zmeniteľných faktorov, aby bola docielená maximálna efektivita systému, pri súčasnom splnení požiadavku na účelovosť, vyjadrenom vedľajšou podmienkou.

Konštrukčná optimalizácia sa odkazuje na hľadanie konštrukčného návrhu, ktorý je v istom zmysle optimálny, alebo najlepší možný, pri obmieňaní niektorých konštrukčných parametrov. Pri uskutočňovaní tohto hľadania optima je návrh vedený k dodržaniu prevádzkových limitov, kladených na odozvy konštrukcie a ostatných obmedzení hodnôt parametrov, ktoré túto konštrukciu charakterizujú.

5.1 Optimalizačný proces

Pri zadaní optimalizačnej úlohy je potrebné sa zoznámiť s objektom optimalizácie, daným konštrukčným problémom a stanoviť ciele, ktoré majú byť dosiahnuté v závere procesu, ktorý sa skladá z niekoľkých fáz.

V prvej fáze je potrebné zadefinovať vonkajšie podmienky a faktory účelovosti. Vonkajšie podmienky sú tie, pri ktorých bude daná konštrukcia plniť svoj účel a schopnosť, resp. neschopnosť plniť tento účel vyjadruje faktor účelovosti. Vo všeobecnosti je riešením tejto fázy súbor požiadaviek, kladených na konštrukciu, a parametrov, ktoré ovplyvňujú vonkajšie podmienky (tvar a geometria konštrukcie, použitý materiál, zaťaženie konštrukcie). Tento súbor sa nazýva *návrhový priestor*.

Druhá fáza spočíva v stanovení kritérií optima, podľa ktorých sa určuje akosť, kvalita konštrukcie. Takto zadefinované kritérium definuje mieru kvality a umožňuje porovnanie medzi dvoma a viacerými návrhovými usporiadaniami. Výsledok každej iterácie optimalizácie sa porovnáva so zadaným kritériom a pri dosiahnutí jeho globálneho extrému sa zároveň dosiahne aj optimálny stav konštrukcie. Toto kritérium sa najčastejšie vyjadruje vo forme tzv. cieľovej funkcie. Cieľovou funkciou spravidla býva hmotnosť, cena, tuhosť konštrukcie alebo maximálna odolnosť proti strate stability.

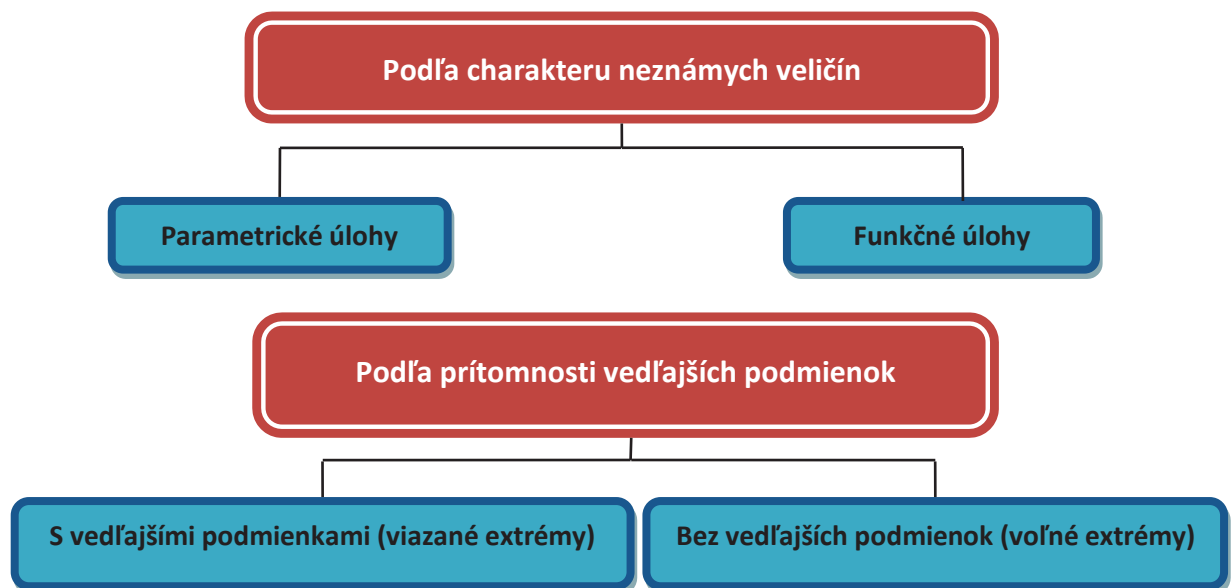
V tretej fáze sa rámcovo zvolí tvar a geometrické rozmery konštrukcie a definujú sa návrhové premenné, ktoré popisujú rozmery, tvar a materiál jednotlivých konštrukčných elementov. Rozmerové premenné obsahujú hrúbky, šírky a dĺžky rovinných prvkov, polomery krivosti škrupín alebo vzdialenosti výstuh vystužených dosiek. U prúťových prvkov to môžu byť ich prierezové charakteristiky. Tvarové premenné určujú počet a umiestnenie uzlov siete konštrukcie, apod. Materiálové premenné definujú mechanické vlastnosti materiálov, použitých v konštrukcii. Návrhové premenné sú vo všeobecnosti predstavené sadou vlastností prvkov, ktoré sa v priebehu optimalizácie modifikujú tak, aby sa dosiahla optimálna hodnota cieľovej funkcie.

Prijateľný návrh je taký stav konštrukcie, pri ktorom nenastane za daných vonkajších podmienok žiaden zo základných medzných stavov a zároveň neporuší obmedzenia, kladené na geometriu a rozmery konštrukcie. Prvá podmienka je stanovená vo štvrtej fáze procesu optimalizácie, a to vedľajšou pevnostnou podmienkou vo forme sústavy nerovnic. Ako to vyplýva z elementárnej pružnosti a pevnosti, pevnostná podmienka je všeobecne funkciou rozmerov prvkov konštrukcie, materiálových a tvarových premenných a vonkajších podmienok. Okrem pevnostných sa zadávajú taktiež geometrické vedľajšie podmienky, ktoré vymedzujú oblasť povolených geometrických rozmerov prvkov návrhového priestoru. Na rozdiel od pevnostných vedľajších podmienok, ktoré sú závislé na pôsobení vonkajšieho prostredia na konštrukciu, sú geometrické vedľajšie podmienky volené podľa zväženia konštruktéra.

Vyššie opísané fázy sprevádza proces zostavenia matematického modelu fyzikálne zjednodušenej technickej úlohy a výstupom tohto procesu je tzv. *návrhový model*. Tento proces je taktiež charakteristický finálnym zostavením cieľovej funkcie optimalizácie, po ktorom nasleduje vlastná optimalizácia návrhu, iniciovaná výberom vhodnej matematickej optimalizačnej metódy, vhodnej pre minimalizáciu alebo maximalizáciu cieľovej funkcie pri dodržaní vedľajších podmienok. Nakoniec je potrebné inžinierskou úvahou zhodnotiť výsledky a zvoliť vhodnú technickú interpretáciu získaného riešenia. [6]

5.2 Rozdelenie optimalizačných úloh

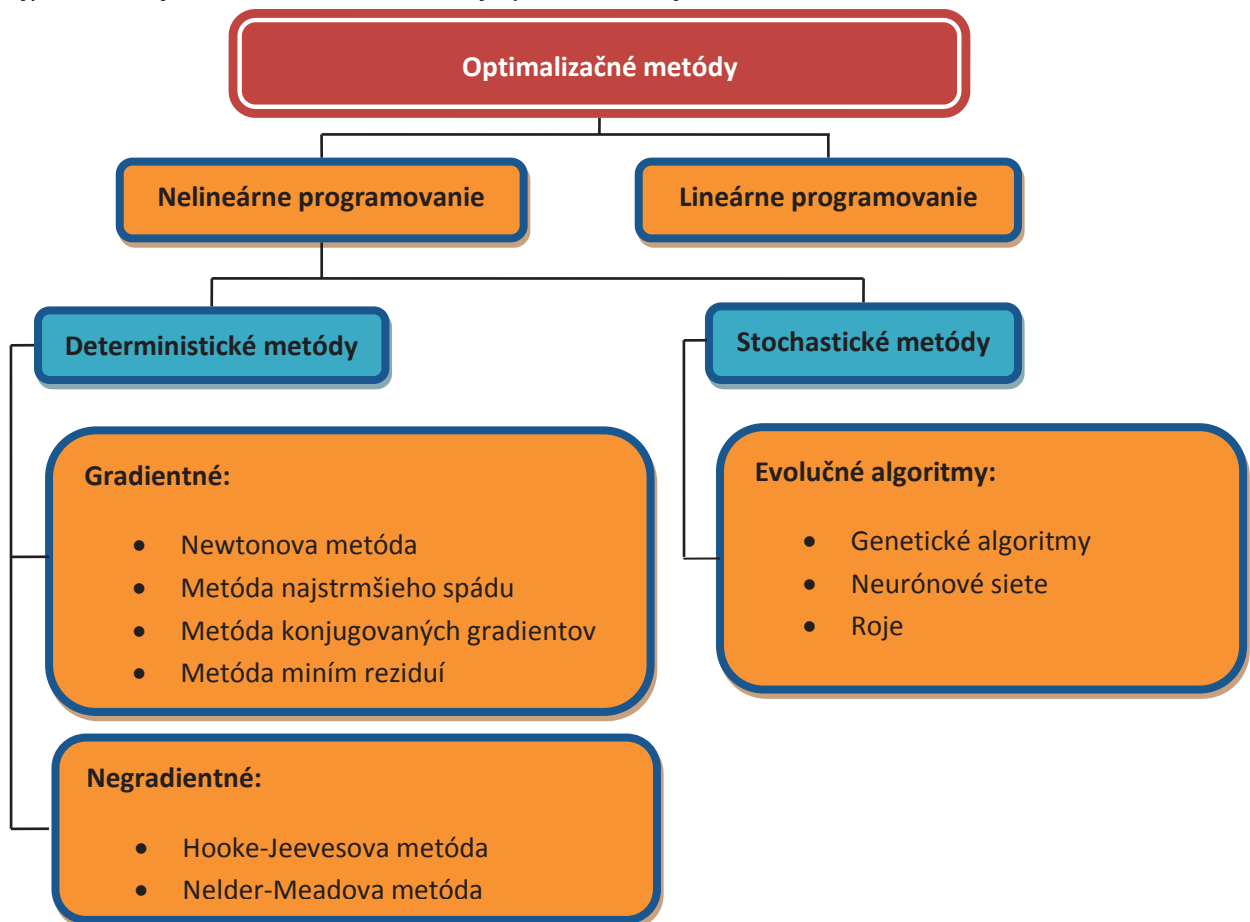
Klasifikácia optimalizačných metód je z dôvodu ich veľkého počtu náročná, preto sa táto práca zaoberá optimalizáciou a jej metódami z konštruktérskeho hľadiska. Podľa charakteru neznámych veličín sa optimalizácia delí na parametrickú a funkčnú. Ako ich názvy indikujú, pri parametrickej optimalizácii sa hľadá bod x , v ktorom sa nachádza extrém cieľovej funkcie. Výstupom funkčnej optimalizácie je funkcia alebo súbor funkcií, v ktorých nadobúda funkcionál najvyššie, resp. najnižšie hodnoty medzi všetkými funkciami, danými vedľajšími podmienkami. Parametrické aj funkčné metódy sa dajú rozdeliť rôznymi spôsobmi. Najčastejšie literatúrou uvádzané delenia optimalizačných úloh sú uvedené na obr. 17.



Obr. 17 Prehľad optimalizačných úloh

Pre výpočet týchto úloh môže byť vybraná jedna alebo viacero z mnohých metód. Ich výber závisí od konkrétnych cieľov, vstupných dát, výpočtových možnostiach konštruktéra a mnohých ďalších kritérií. Tieto metódy je možné ďalej rozdeliť podľa spôsobu výpočtu účelovej funkcie na analytické alebo numerické. Podľa samotného priebehu optimalizácie je možné klasifikovať optimalizačné metódy buď ako iteračné alebo metódy poskytujúce riešenie jediným výpočtom. Pod oboma týmito skupinami postupov optimalizácií sa nachádza množstvo ďalších metód, využívajúce rôzne metodiky pre dosiahnutie optima.

V rámci konštrukčnej optimalizácie sa metódy najčastejšie delia na lineárne a nelineárne programovanie. Lineárne metódy sa používajú pri veľmi jednoduchých úlohách. Väčšina optimalizačných problémov v konštrukčnej praxi využíva práve nelineárne programovanie, ktoré využíva deterministické a stochastické postupy. Pre účely tejto diplomovej práce bola vybraná práve jedna z deterministických metód, konkrétne gradientná metóda najstrmšieho spádu. Stručnému teoretickému popisu tejto metódy sa venuje kapitola 6.3. Stochastické metódy sa vyznačujú rýchlou a presnou konvergenciou a ich vývoj je inšpirovaný správaním živočíchov v prírode. Detailnejšie rozdelenie najpoužívanejších metód konštrukčnej optimalizácie je na obr. 18.



Obr. 18 Prehľad najpoužívanejších metód konštrukčnej optimalizácie

5.3 Základy numerickej optimalizácie

Návrhová optimalizácia využíva v procese prebudovania konštrukcie operačný výskum, čo je vetva aplikovanej matematiky. Matematické vyjadrenie návrhovej úlohy sa nazýva základné vyjadrenie optimalizačnej úlohy a je možné ho položiť takto:

Je potrebné nájsť premennú \mathbf{X} na minimalizovanie účelovej funkcie $F(\mathbf{X})$ danej:

- podmienkami:
 - $g_j(\mathbf{X}) \leq 0; j = 1, \dots, n_g$ – nerovnostné podmienky;
 - $h_k(\mathbf{X}) = 0; k = 1, \dots, n_h$ – rovnostné podmienky (podmienky rovnováhy);
 - $x_i^L \leq x_i \leq x_i^U; i = 1, \dots, n$ – vedľajšie podmienky;
- návrhovými premennými:
 - $\mathbf{X} = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$

Účelová funkcia predstavuje skalárnu veličinu, ktorú je potrebné minimalizovať alebo maximalizovať. Je to funkcia súboru návrhových premenných. Stranové podmienky sú kladené na návrhové premenné za účelom obmedzenia oblasti hľadania, napr. na nezáporné hrúbky stien konštrukcie, rozmedzie povolených rozmerov z rôznych dôvodov, atď. Nerovnostné podmienky sú splnené, ak ich hodnoty sú záporné; j -tá hranica hľadania leží v bode $g_j(\mathbf{X}) = 0$. Cieľové a podmienkové funkcie môžu byť lineárne alebo nelineárne, čo určuje úroveň náročnosti a doby nájdenia optima.

Optimalizačné algoritmy, využívané v *MSC Nastran* sú z kategórie parametrických optimalizácií s využitím gradientných metód, keďže využívajú pri hľadaní optima gradienty funkcií. Pri hľadaní lokálneho minima (maxima) sa vychádza z toho, že gradient $\nabla F(\mathbf{X})$ určuje sklon krivky funkcie v bode x a tým udáva lokálny smer, v ktorom má funkčná hodnota najstrmší rast.

Minimalizačná úloha gradientných metód je vlastne iteračný výpočet, ktorý začína vo východiskovom bode a následne sa vykonáva výpočet postupnosti ďalších bodov za účelom znižovania hodnoty účelovej funkcie až do splnenia stanoveného kritéria optimality. Proces vykonávania malých krokov v každom smere návrhovej premennej presne korešponduje s matematickým konceptom metódy konečných diferencií. Pre jednu nezávislú premennú je diferenciacia dvoch po sebe idúcich krokov daná vzťahom

$$\frac{df(x)}{dx} \cong \frac{f(x + \Delta x) - f(x)}{\Delta x},$$

kde veličina Δx reprezentuje čiastkový krok v smere x . V praktických návrhových úlohách sú návrhové premenné väčšinou dané vo vektorovej podobe. Výsledný vektor parciálnych derivácií alebo gradientu funkcie môže byť zapísaný v tvare

$$\nabla F(\mathbf{X}) = \begin{Bmatrix} \frac{\partial F}{\partial x_1} \\ \vdots \\ \frac{\partial F}{\partial x_n} \end{Bmatrix} \cong \begin{Bmatrix} \frac{f(\mathbf{X} + \Delta x_1) - f(\mathbf{X})}{\Delta x_1} \\ \vdots \\ \frac{f(\mathbf{X} + \Delta x_n) - f(\mathbf{X})}{\Delta x_n} \end{Bmatrix},$$

kde každá parciálna derivácia reprezentuje zložku rozmerového vektora.

Fyzikálne vektor gradientu smeruje k narastaniu účelovej funkcie. V prípade potreby zníženia funkčnej hodnoty účelovej funkcie je nutné pohybovať sa v opačnom smere ako gradient. Na to sa využíva metóda najstrmšieho pádu, ktorá hľadá v smere definovanom zápornou hodnotou gradientu účelovej funkcie, čo je možné vyjadriť v tvare

$$\mathbf{S} = -\nabla F,$$

kde \mathbf{S} je tzv. vektor hľadania. Pre tento vektor \mathbf{S} a vektor návrhových premenných \mathbf{X} má nový návrh na konci iterácie v danom smere tvar

$$\mathbf{X}^1 = \mathbf{X}^0 + \alpha \cdot \mathbf{S}^1.$$

Tento vzťah umožňuje aktualizovať teoreticky obrovské množstvo návrhových premenných zmenou jediného parametru α , čím je možné zredukovať počet n návrhových premenných na jeden parameter. Z tohto dôvodu sa tento proces nazýva jednorozmerné hľadanie, čo znamená, že ak už proces nemôže ďalej pokračovať v hľadaní v danom smere, parameter α reprezentuje dĺžku kroku potrebnú pre dosiahnutie najlepšieho možného dizajnu v tomto smere. Nová hodnota tohto parametru je definovaná ako α^* . Následne môže byť nový cieľ a jemu príslušné podmienky vyjadrený vzťahmi:

$$F^1 = F(\mathbf{X}^0 + \alpha^* \cdot \mathbf{S}^1),$$
$$g_j^1 = g_j(\mathbf{X}^0 + \alpha^* \cdot \mathbf{S}^1); j = 1, \dots, n_g.$$

V tomto bode je možné v návrhovom priestore opäť vypočítať gradienty a stanoviť nový smer hľadania, založený na vyššie uvedených vzťahoch. Opäť bude výpočet postupovať novým smerom, kým sa nedosiahne taký stav, keď už nemôžu byť na dizajne vykonané ďalšie vylepšenia konštrukcie.

Pri tomto postupe sa v určitej iterácii dosiahne taký bod, v ktorom už nie je možné stanoviť nový smer hľadania, ktorý by viedol k ďalšiemu vylepšeniu konštrukcie. Pri použití tohto numerického algoritmu hľadania optima je potrebné toto optimum vopred formálne definovať kritériom, s ktorým sa postupne porovnáva skúšobný návrh každej iterácie optimalizačnej analýzy. Toto kritérium je dané podľa tzv. *Kuhn-Tuckerovej vety*, ktorá udáva postačujúce podmienky pre to, aby bol nájdený bod X bodom, v ktorom cieľová funkcia nadobúda v množine prípustných riešení minimálnu, resp. maximálnu hodnotu. V optimalizácii v prostredí *MSC Nastran* sa tieto podmienky nazývajú konvergenčné kritériá a ich problematike je venovaná kapitola 6.4.2. [7]

5.4 Optimalizácia v *MSC Nastran*

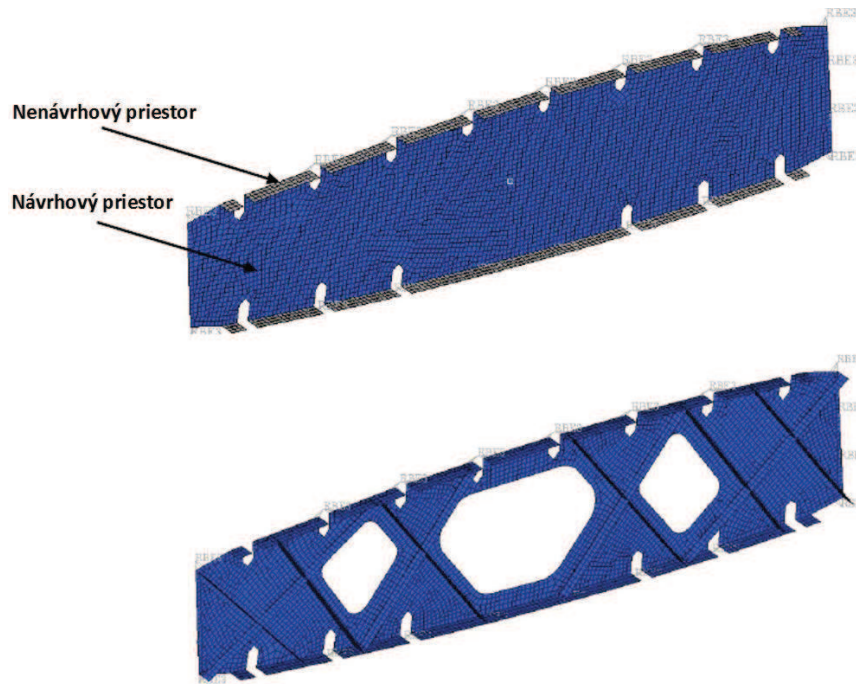
V posledných troch desaťročiach spolu s vývojom výpočtovej techniky vzrástla aj úroveň schopností výpočtových softwarov, využívajúcich metódu konečných prvkov, ktoré v súčasnosti dokážu pomerne rýchlo a ekonomicky efektívne vyriešiť mnoho problémov. Okrem klasických úloh *MKP* sú schopné vykonávať aj optimalizačné úlohy. Do skupiny špecializovaných programov na báze *MKP* pre úlohy konštrukčnej optimalizácie patria napríklad *Altair – OptiStruct*, *I-DEAS*, *Genesis*, *ASTROS*, *iSight* a v neposlednom rade aj *MSC Nastran*.

5.4.1 Optimalizačné úlohy v *MSC Nastran*

MSC Nastran rieši úlohy návrhovej optimalizácie pomocou riešiča *SOL 200*, ktorý zastrešuje optimalizácie súčasne prebiehajúcich prípadoch pevnostných, modálnych, teplotných, aeroelastických a ďalších analýz. Tieto optimalizácie sú buď topologické, topografické alebo topometrické. Výber jednej z týchto metód je podnietený priamo zadaním optimalizačnej úlohy a požadovaným výstupom.

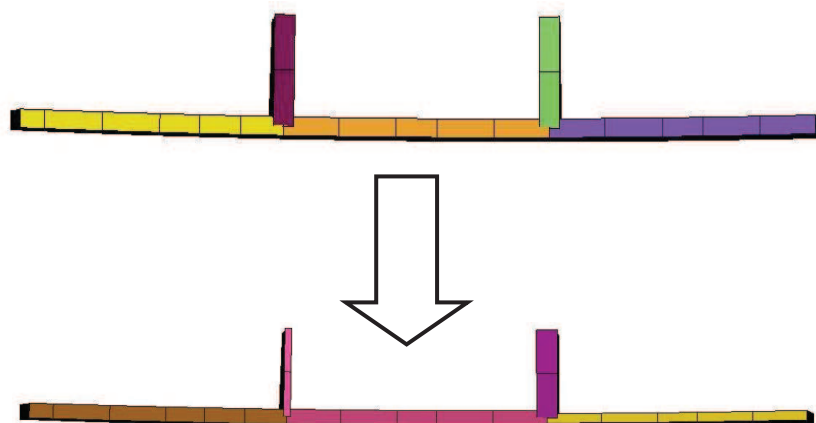
V podstate ide o to, že prvky v mriežke *MKP* modelu sú typicky vytvorené troma sadami reálnych čísel:

1. súradnicami uzlov,
2. geometrickými vlastnosťami (rozmery prvkov),
3. vlastnosťami použitého materiálu.



Obr. 19 Príklad topologickej optimalizácie [8]

Teda ak je potrebné optimalizovať jeden prvok MKP modelu, je možné optimalizovať polohu jeho uzlov (optimalizácia tvaru), jeho geometrické vlastnosti (rozmerová optimalizácia) alebo materiálové vlastnosti (optimalizácia materiálu). Špecializovaný typ optimalizácie, venujúci sa presunu uzlov MKP mriežky, sa nazýva topografická optimalizácia. Pomocou tejto formy tvarovej optimalizácie je možné optimalizovať napr. tvar ozubeného kolesa alebo lemovania rebier krídla. Rozmerová optimalizácia sa nazýva aj topometrická. Topologická optimalizácia posudzuje pomocou odpovede v binárnej sústave prítomnosť materiálu a podľa toho pridáva alebo odoberá konečné prvky tam, kde je to vhodné. Príklad topologickej optimalizácie je uvedený na obr. 19, kde na vrchnom obrázku je sivou farbou vyznačená oblasť kľúčových prvkov, ktoré je potrebné ponechať a modrou farbou priestor, dostupný pre optimalizáciu. Spodná časť obrázku znázorňuje rebro krídla po topologickej optimalizácii. [7]



Obr. 20 Príklad topometrickej optimalizácie

Zo zadania tejto diplomovej práce vyplýva, že bola použitá topometrická optimalizácia, keďže tvar a usporiadanie krídla boli vopred dané a nemenné. Výstupom práce malo byť optimálne rozloženie hmoty kesónu krídla, teda hrúbok jednotlivých poťahových polí

a stringerov. Na obr. 20 je znázornený príklad topometrickej optimalizácie. V hornej časti obrázka je pôvodné rozloženie materiálu úseku spodného panelu krídla, pod ním je znázornená optimálna distribúcia materiálu pre konkrétne dané okrajové podmienky. Na obrázku sú viditeľné zmeny hrúbky poťahu a stringerov, dané zaťažením a vedľajšími podmienkami optimalizácie.

5.4.2 Návrhový cyklus

Všeobecný optimalizačný algoritmus, ktorý *MSC Nastran* využíva pri každom návrhovom cykle alebo iterácii návrhovej optimalizácie, sa nazýva algoritmus matematického programovania (MP) a je znázornený na obr. 21. V podstate ide o iteračný proces, do ktorého vstupuje návrhový model, vytvorený podľa opisu v kapitole 6.1. Tento model je následne podrobený multidisciplinárnej štrukturálnej analýze, ktorá združuje výpočty viacerých zvolených druhov odoziev konštrukcie a využíva pri tom rôzne riešiče. Pre účely tejto diplomovej práce bol využitý pevnostný výpočet riešičom *SOL 101*, keďže sledované odozvy sú reprezentované hlavným napätím v prvku, ktoré nesmie prekročiť stanovenú hladinu σ_{1G} . Globálnou odozvou pre aktuálny problém optimalizácie krídla bola hmotnostná odozva a jej výpočet prebieha špecificky. Hmotnosť je reprezentovaná hmotnostnou maticou s rozmermi 6×6 .

Štrukturálna analýza je ukončená testom tvrdej konvergenencie. Tá porovnáva výsledné hodnoty návrhových premenných a ich vlastností z *MKP* analýzy aktuálnej a predchádzajúcej iterácie. Logika rozhodovania tvrdej konvergenencie spočíva v porovnaní relatívnej a absolútnej zmeny cieľovej funkcie dvoch po sebe idúcich návrhových cyklov. Tento rozdiel je následne porovnávaný s kritériom konvergenencie, ktorého dosiahnutie je zároveň pokyn k ukončeniu. Dosiahnutie tvrdej konvergenencie je postačujúca podmienka k ukončeniu optimalizačného procesu.

V prípade, že tvrdá konvergenca nebola dosiahnutá, nasleduje citlivostná analýza. Tá vyhodnocuje pomer zmien hodnôt odoziev konštrukcie vzhľadom na zmeny návrhových premenných a tým poskytuje všetky nevyhnutné informácie o gradiente samotnému optimalizéru. Pred citlivostnou analýzou je vykonaný rozbor vedľajších podmienok, v ktorom sú vyselektované kritické, tzv. hnacie návrhové prvky (napr. prvky s najvyššími hodnotami napätí), čím sa výrazne zjednoduší a skráti táto fáza optimalizácie.

Štrukturálnu a citlivostnú analýzu je možné zhrnúť pod *MKP* analýzu, ktorej výstupom je približný návrhový model. Tento model vďaka mnohým matematickým zjednodušeniam umožňuje zredukovať počet plnohodnotných *MKP* analýz na minimum a tým ušetriť nemalé časové prostriedky. V podstate ide o aplikáciu *Taylorovho rozvoja* na rôzne zjednodušenia a vyhodnotenie povolených zmien v rámci *MKP* analýz jednotlivých iterácií.

Vlastná optimalizácia približného modelu prebieha v optimalizéri, ktorý uplatňuje jeden z optimalizačných algoritmov, založených na gradientných metódach, opísaných v kapitole 6.2. Výber týchto algoritmov je podmienený optimalizačnou úlohou a pre *MSC Nastran* sú najtypickejšie *MSCADS* a *IPOPT*. Ďalší priestor týmto algoritmom z dôvodov rozsahu práce nie je venovaný. V tejto fázi je v každom cykle vyčíslená nová hodnota účelovej funkcie na základe modifikácie návrhových premenných. Stanovujú sa taktiež gradienty, vypočítané podľa zmien alebo porušenia vedľajších podmienok prvkov približného modelu.

Výsledok približnej optimalizácie opäť podlieha testu konvergenencie. Na rozdiel od tvrdej konvergenencie sa porovnávajú výsledné hodnoty návrhových premenných optimalizácie približného modelu s ich vstupnými hodnotami na začiatku tej istej iterácie. Táto mäkká

konvergencia je založená iba na relatívnych zmenách výsledných hodnôt a v prípade jej dosiahnutia nemusí byť výpočet ukončený, ak o tom užívateľ vopred nerozhodne.

Optimalizačný proces pokračuje, kým nie je dosiahnutá aspoň tvrdá konvergencia, poprípade kým sa nedosiahne predpísaný počet iterácií. Konečným výstupom každej iterácie je vylepšený návrh, ktorý pri absencii konvergenzie je zároveň aj vstupom do ďalšieho návrhového cyklu. [7]

5.4.3 Algoritmus FSD

Algoritmus *Fully Stressed Design (FSD)* je automatizovaný návrhový algoritmus, ktorý je schopný v krátkom čase vyprodukovať návrh konštrukcie, splňujúci jej kľúčové návrhové požiadavky. Jeho implementácia do *MSC Nastran* dopĺňa metódy matematického programovania a je výhodný najmä pri navrhovaní leteckých konštrukcií, kde je prevládajúcou požiadavkou čo možno najnižšia hmotnosť konštrukcie. K tomuto stavu je možné dostať sa jedine pri maximálnom využití schopností materiálu. Výsledkom algoritmu *FSD* je plný napäťový stav jednotlivých prvkov návrhového modelu, teda najoptimálnejšie využitie hmoty konštrukcie. Hlavný rozdiel oproti *MP* algoritmu je absencia približného modelu a optimalizéru. Princiálny rozdiel spočíva v individuálnej analýze každej návrhovej vlastnosti a premennej. Tento algoritmus sa využíva pre prvotný odhad spodného limitu množstva materiálu konštrukcie a jeho výstupy vhodne slúžia ako vstupy pre všeobecnejší algoritmus *MP*. Kvôli týmto výhodám bolo pri optimalizácii dolného panelu kesónu krídla použitých pár optimalizačných cyklov na báze algoritmu *FSD*.

Aj keď nie sú dostupné detailné teoretické podklady funkcie *FSD*, tento algoritmus je možné jednoducho popísať vzťahom

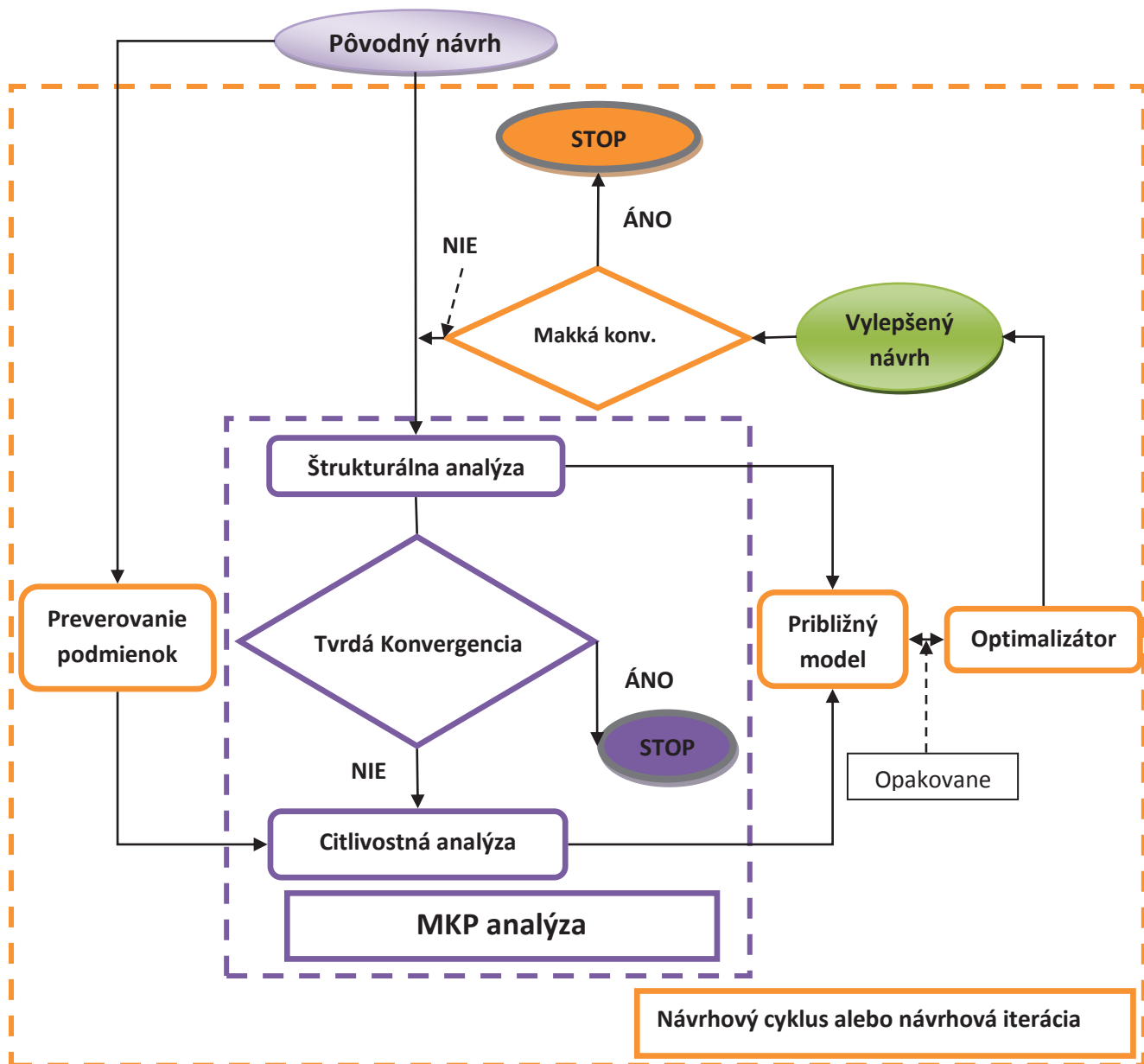
$$t_i^2 = \left(\frac{\sigma_i}{\sigma_{DOV}} \right)^\alpha \cdot t_i^1,$$

kde: t – návrhová vlastnosť [mm],

i – index tej vlastnosti, ktorá obsahuje návrhové parametre a odozvy,

σ_i, σ_{DOV} – aktuálne a dovolené hodnoty odozvy (napr. napätie [MPa]),

α - zmierňujúci parameter.



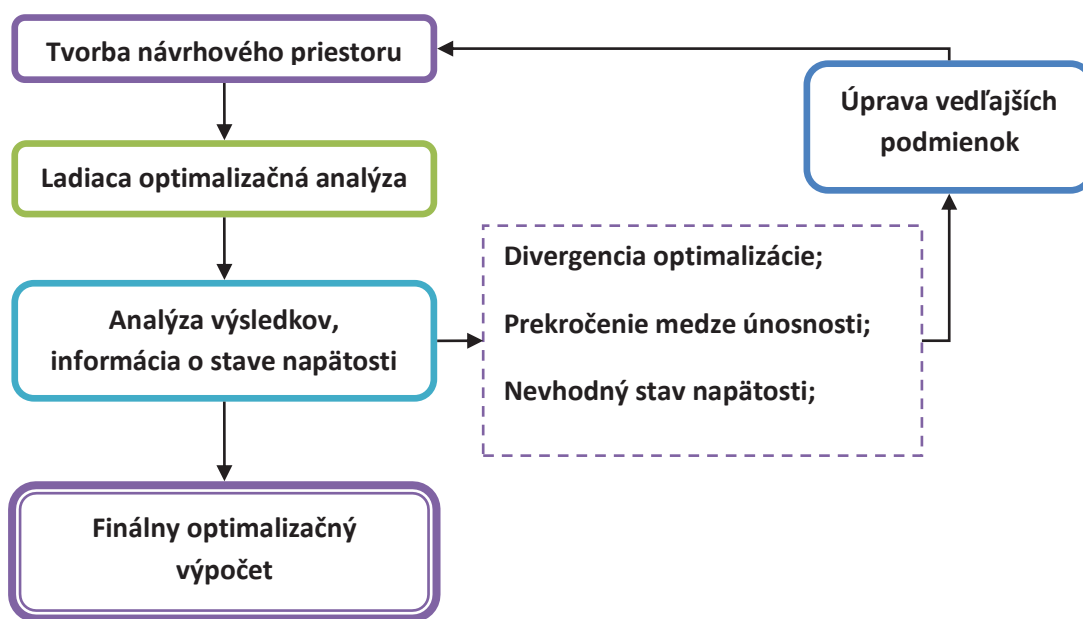
Obr. 21 Optimalizačný algoritmus MSC Nastran SOL 200

6 Optimalizácia dolného panelu krídla lietadla L 410 NG

Vlastná optimalizácia kesónu pozostávala z viacerých etáp. V prvej fáze bol za pomoci systémov MKP zostavený návrhový priestor optimalizačného modelu spodného panelu krídla v prostredí softwaru ANSA pre výpočet v software MSC Nastran. Následne bol definovaný návrhový priestor na základe teoretických poznatkov, uvedených v kapitole 6.

Optimalizácia bola spustená viacnásobne z dôvodu potreby ladiacich výpočtov. Na základe týchto výpočtov bolo možné zistiť stav napätosti dolného panelu a stanoviť predbežný odhad splnenia bezpečnostných kritérií a únosnosti. Výstupy týchto čiastkových optimalizácií boli nápomocné pri stanovení vhodných vedľajších podmienok finálnej optimalizačnej analýzy. Dôležitá bola informácia o konvergencii alebo divergencii výpočtu. Boli vykonané predbežné kontroly únosnosti panelu podľa metodiky, popísanej v kapitole 7.4 a vďaka nim bolo možné stanoviť nové vedľajšie podmienky, týkajúce sa povolených medzí návrhových premenných. Nové dimenzie, získané MKP optimalizáciou boli následne skontrolované pomocou softwaru MSC Patran a STAUNO.

Výsledné hrúbky optimalizovaných prvkov vzišli z viacerých iterácií vyššie spomenutého postupu, ktorý je schematicky znázornený na obr. 22. V ďalších podkapitolách je opísaná tvorba modelu pre optimalizáciu a jej samotný postup a výsledky.



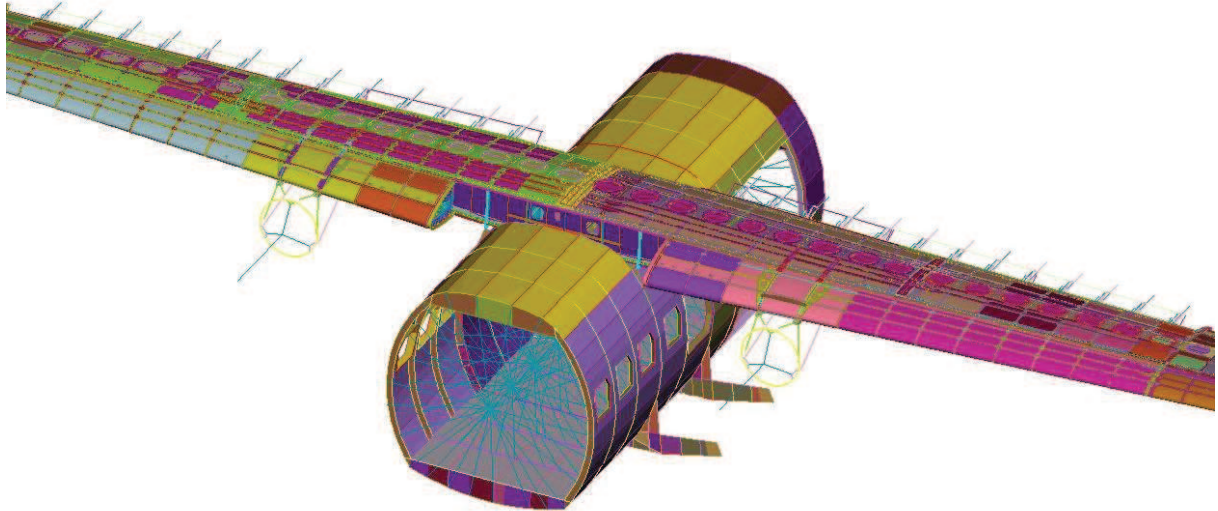
Obr. 22 Postup optimalizácie dolného panelu

6.1 MKP model krídla

Pre potreby optimalizácie bol zadávateľom, *Aircraft Industries, a.s.* poskytnutý MKP model celého krídla a jemu príslušnej strednej časti trupu od prepážky číslo 8 až 18, zaťažený všetkými potrebnými letovými a pozemnými prípadmi zaťaženia pomocou softwaru SAVNAS. Tento program slúži na automatizáciu aplikácie zložiek zaťaženia zo softwaru SAVLE na MKP model. Programy SAVNAS a SAVLE boli vytvorené v *AI, a.s.* a pre účely diplomovej práce bol zadávateľom poskytnutý model s kompletnou sadou silových a deformačných okrajových podmienok.

Model je zobrazený na obrázku 23. a bol vytvorený z východzieho 3D CAD modelu zo stredníc jednotlivých konštrukčných prvkov danej časti lietadla. Primárnymi prvkami,

použitými pri jeho tvorbe, boli plošné prvky typu *shell* (*PSHELL*), ktoré reprezentujú plochy poťahu, pozdĺžnikov, pásnic, nosníkov, rebier a prepážok krídla a trupu a v rámci kesónu je prevažná väčšina prvkov tvorená práve týmito prvkami. Plošný prvok *CQUAD4* je aj so svojimi parametrami (súradnicami uzlov a orientáciou materiálu) znázornený na obr. 24. Na trupe bola použitá hrubšia mriežka prvkov, zatiaľ čo krídlo malo vytvorenú jemnejšiu mriežku.

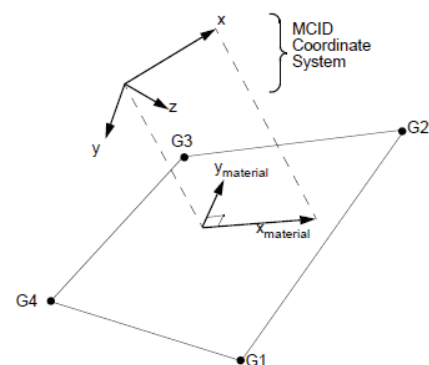


Obr. 23 MKP model krídla a strednej časti trupu

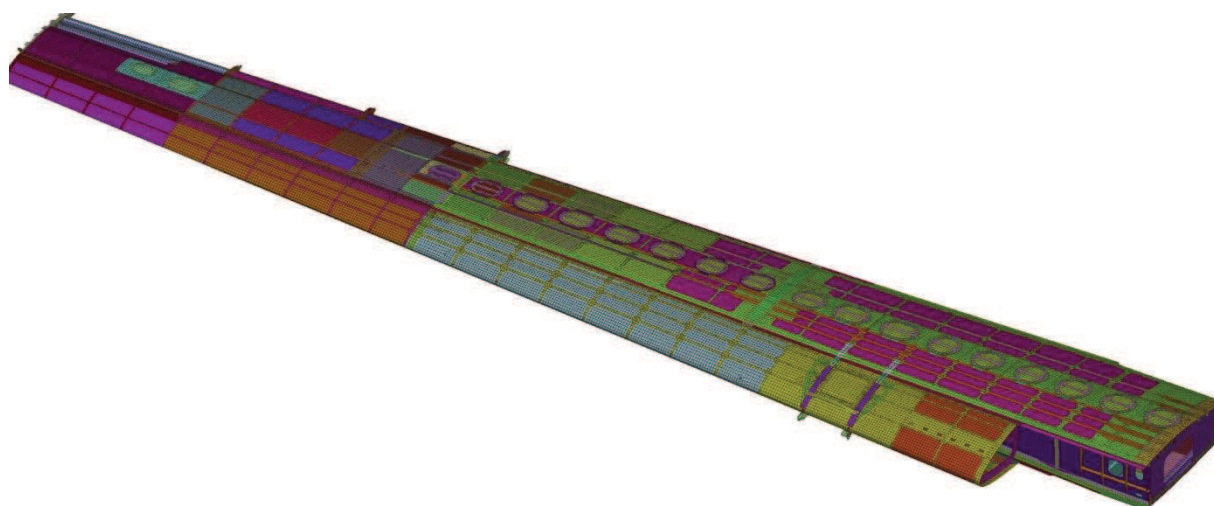
Hlavný dôraz pri tvorbe *MKP* modelu bol kladený na čo najvyšší podiel prvkov *CQUAD4*. Výstupy podlahy, okien, dverí a podvozkových nosníkov boli vytvorené pomocou prvkov typu *CBAR*, ktoré boli použité aj na vytvorenie náhrady vztlakových klapiek. Na prúťovú konštrukciu motorových gondol, zložité lemy pozdĺžnikov v nábežných hranách a závesy klapiek boli použité prvky typu *CBEAM*. Lemy prepážok a nosnej konštrukcie podlahy boli simulované prvkami *CROD*. Nitové a iné spoje boli simulované pomocou prvkov *RBE2*, sily a okrajové podmienky boli zavedené do rezov jednotlivých rebier a prepážok sústavou prvkov *RBE3*. Prehľad o počte prvkov, použitých v modeli, je uvedený v tabuľke 3. Ilustračný pohľad na *MKP* model ľavej polovice krídla je na obr. 25. Detailnejší pohľad je na obr.26, ktorý znázorňuje konštrukciu centrálnej dutiny medzi rezmi 102 a 103.

Prvok	Počet [-]	Podiel [%]
CQUAD4	285661	77.52
CTRIA3	6779	1.84
CBAR	777	0.21
CBEAM	4610	1.25
CROD	956	0.26
RBE 2	69575	18.88
RBE 3	132	0.04

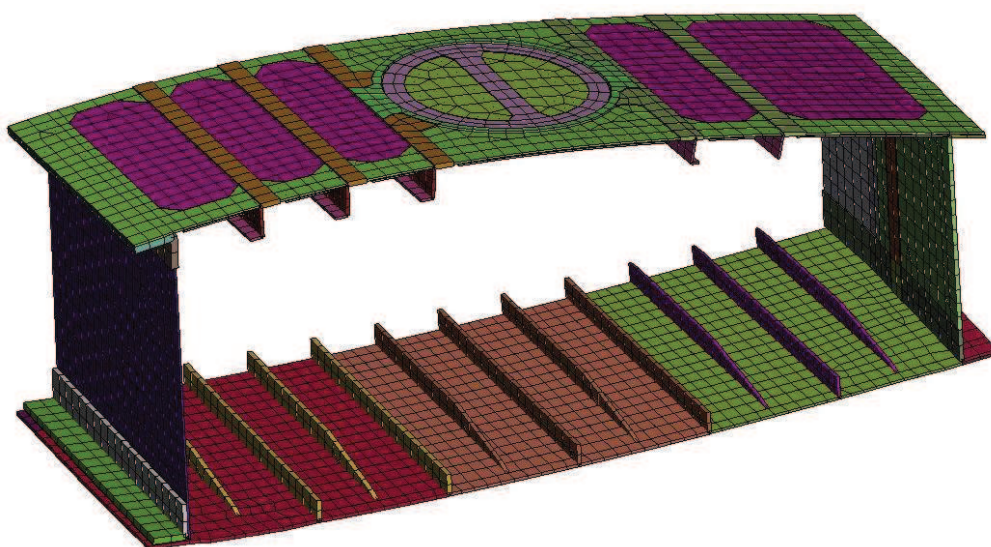
Tab. 3 Zastúpenie jednotlivých prvkov v MKP modeli



Obr. 24 Element CQUAD4 [9]



Obr. 25 MKP model pravej polovice krídla



Obr. 26 MKP model kesónu krídla (rezy 102-103)

6.2 Tvorba návrhového modelu

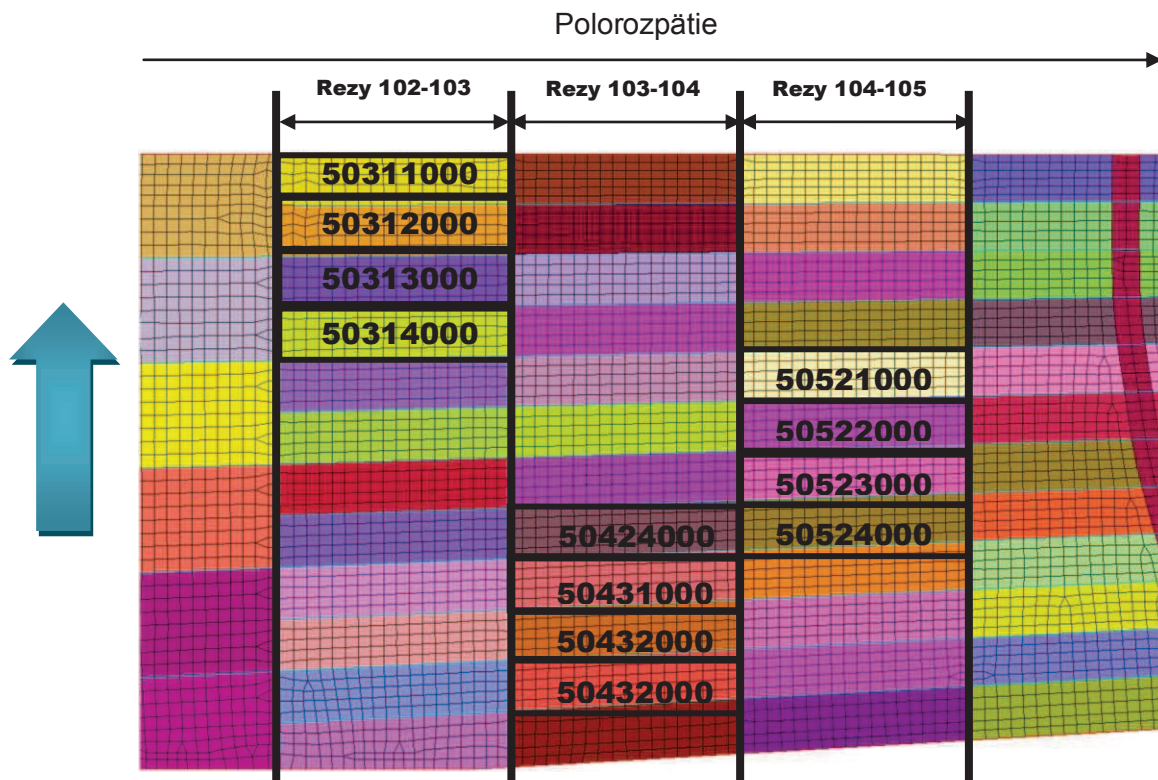
Optimalizačný model z konečných prvkov pre topologickú, topometrickú a topografickú optimalizáciu má svoje špecifiká. Vzhľadom na použitie topometrickej optimalizácie boli využité prvky a možnosti softwaru *MSC Nastran* pre nastavenie parametrov tejto metódy.

6.2.1 Úprava dolného panelu

Dodaný model bol modifikovaný pre potreby topometrickej optimalizačnej analýzy v *MSC Nastran* a opisu vykonaných zmien je venovaná táto kapitola. Vzhľadom na takmer totožné zaťaženie a symetriu oboch polovic krídla a v neposlednom rade aj pre účely výpočtových časov výpočtov bola vybraná pre optimalizáciu reprezentatívna vzorka ľavej polovice krídla.

Ladiace výpočty ukázali, že otvory pre palivové potrubie zbernej nádrže v počahu vykazovali veľké koncentrácie napätí. Tento faktor v súčinnosti s prítomnosťou závesov krídla a trupu spôsobili v rezoch 0 - 103 skokový nárast hrúbky materiálu, respektíve nastala divergencia optimalizačného procesu kvôli potrebe vyšších hraníc návrhových premenných, než bolo vhodné z hľadiska rôznych požiadaviek, ktoré sú definované v kapitole 7.2.2. Z tohto

dôvodu a kvôli ušetreniu výpočtových časov bola časť spodného panelu od rezu 0 po rez 103 z optimalizácie vylúčená.



Obr. 27 Ukážka číslovanie poťahových polí

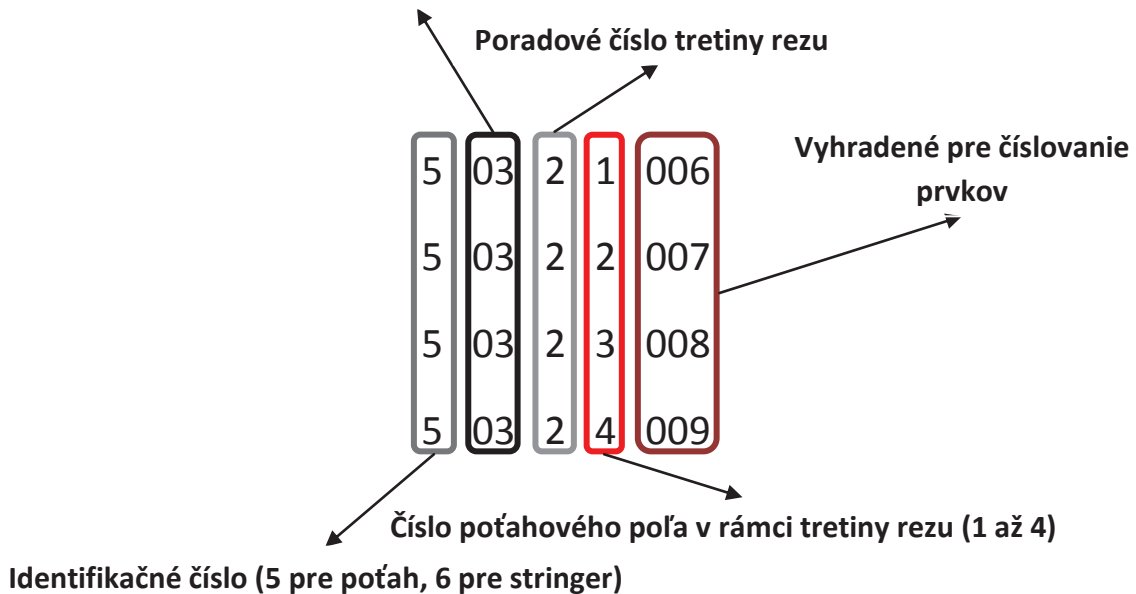
Vstupom a výstupom topometrickej optimalizácie sú informácie o návrhových premenných a ich vlastnostiach, ktoré sú reprezentované vlastným *PID*. *PID* je skratka pre **Property Identification number** a v podstate predstavuje číslo, ktoré reprezentuje konkrétnu sadu vlastností. Medzi nich patrí identifikačné číslo použitých materiálov, charakteristické rozmery prvku (geometria prierezu u prúťových prvkov, hrúbka elementu plošných prvkov), tuhosť, typ prvku a iné. Všeobecne platí, že každý typ prvku má svoje vlastné typické vlastnosti, ktoré je možné priradiť. Karta pre zadávanie týchto vlastností v programe ANSA je znázornená na obr. 29. V kolonke *MID1* je zadaný materiál 1, ktorý reprezentuje hliníkovú zliatinu s $E = 72400 \text{ MPa}$ a hustotou $\rho = 2,7 \frac{\text{g}}{\text{cm}^3}$. Pre plošné prvky, ktorými je tvorená celá štruktúra kesónu krídla, je dôležitá vlastnosť *T* (*thickness*), ktorej hodnota je vstupom a výstupom tejto topometrickej optimalizácie.

V tejto fáze zohralo najdôležitejšiu úlohu správne rozdelenie optimalizovanej plochy krídla. Poťah medzi jednotlivými rezmi od rezu 102 po rez 21 bol rozdelený pozdĺž rozpätia a priečne medzi jednotlivými stringermi na samostatné plochy v tvare obdĺžnika. Každéj ploche bola priradená vlastná *PID*, no ich hrúbka bola zachovaná. Táto zmena je znázornená na obr. 30, reprezentujúci spodný panel medzi rezmi 104 a 105, kde je každá *PID* označená inou farbou.

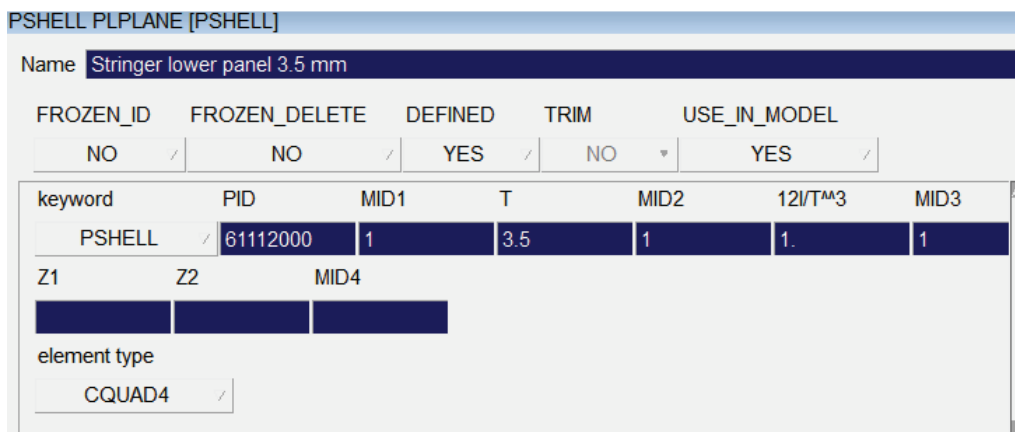
Pre lepšiu orientáciu pri práci a prezentácii výsledkov bol vytvorený špecifický systém číslovania *PID*, ktorý jednoznačne určoval polohu plochy, ktorej bola daná *PID* priradená. Číslovanie je nižšie znázornené na príklade, ktorý naznačuje, že uvedené plochy s týmito *PID* sa nachádzajú medzi rezom 102 a 103 v 2. tretine rezu. Posledné 3 cifry boli ponechané na

hodnote 0, pretože rovnaký formát bol pre lepší prehľad využitý aj pri číslovaní prvkov MKP a optimalizačného modelu. Rovnaký postup bol aplikovaný pri optimalizačnej príprave stringerov. Kvôli prehľadnosti je toto číslovanie znázornené na obr. 28.

Číslo priečného rezu (3 pre poťah medzi rezom 102 a 103)

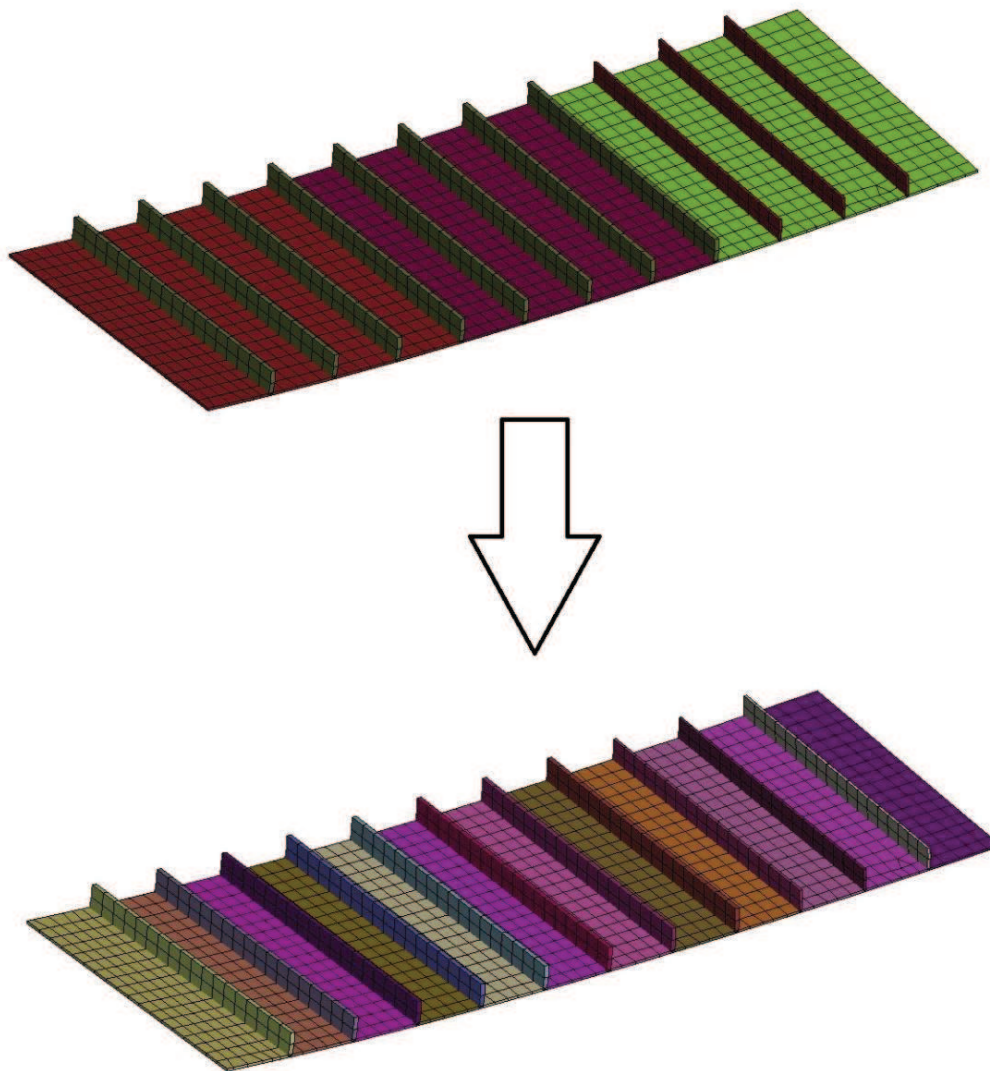


Obr. 28 Použité číslovanie plôch a prvkov optimalizačného modelu



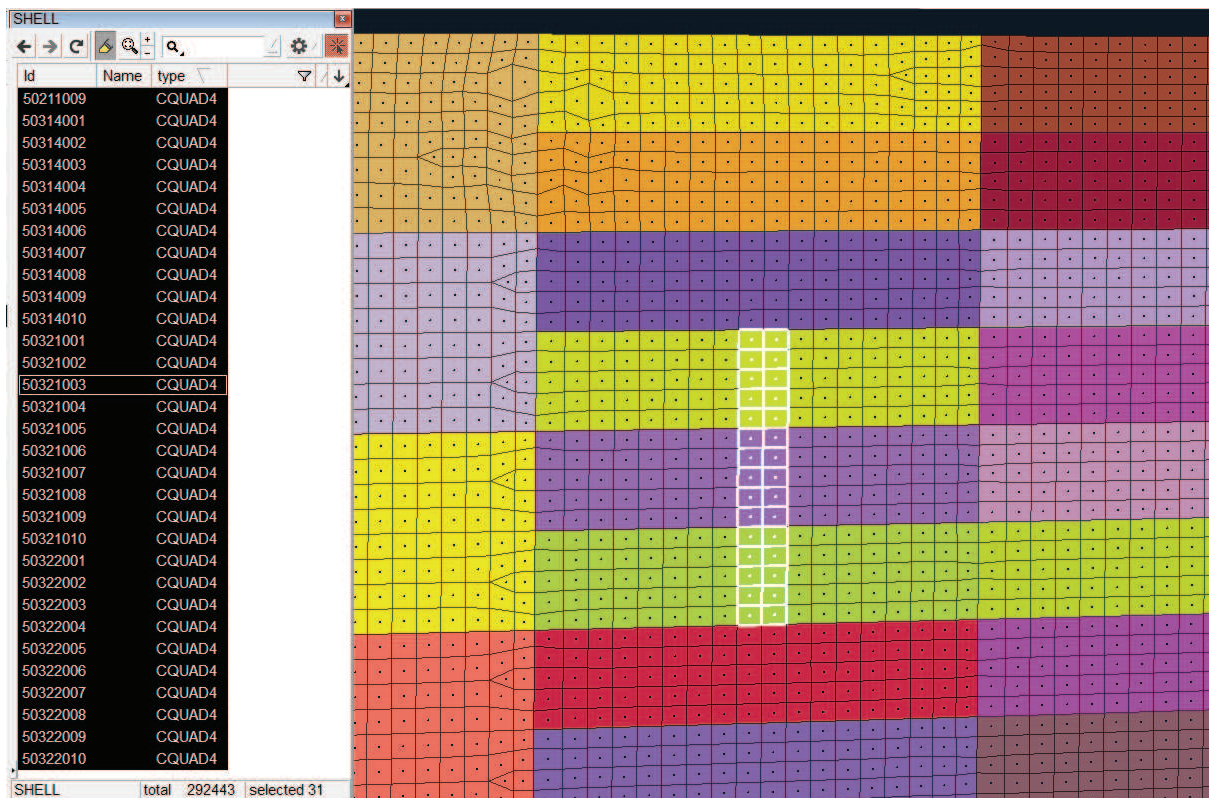
Obr. 29 Zadávacie okno vlastností prvku v software ANSA

Z obrázka 30 je možné vyčítať, že takto vykonané rozdelenie plôch umožňuje citlivejšiu optimalizáciu a racionálnejšiu distribúciu hmoty, keďže namiesto jednej veľkej plochy, obsahujúcej poťahové polia medzi 4 stringermi (2 stringermi medzi rezom 0 až 102) bude hmota po optimalizácii podľa jej vedľajších podmienok rozložená medzi 4 menšie plochy (2 medzi rezmi 0 až 2) podľa zaťaženia po hĺbke rezu.



Obr. 30 Zmena rozloženia PID na MKP modeli (rezy 105-106)

Táto fáza obsahovala aj detailné číslovanie prvkov, ktoré malo logický charakter pre lepšiu prehľadnosť a orientáciu vo výsledkoch. Pre sledovanie napätí ako lokálnej odozvy konštrukcie boli vybrané a očíslované prvky v strede úsekov medzi jednotlivými rezmi. Dôvodom tohto výberu bolo to, že stredy týchto úsekov sú najmenej ovplyvnené prítomnosťou rebier krídla a ich spojmi, a preto je v týchto miestach hodnota hlavného normálového napätia najvyššia. Prvky boli číslované zvlášť pre každé poťahové pole a úseky stringerov medzi jednotlivými rebrami. Číslovanie spočívalo v zmene ich *EID* (*Element Identification number*), ktoré zdedilo väčšiu časť identifikačného čísla od číslovania *PID*, v ktorom sa prvok nachádzal, a iba posledné trojčíslenie bolo zmenené. Príklad tohto číslovania je na obr. 28 a obr. 31. Obmedzenie na sledovanie napätosti prvkov v strede jednotlivých sekcií je dané časovou náročnosťou a skúsenosťou z ladiacich výpočtov.



Obr. 31 Princíp číslovania prvkov (software ANSA)

6.2.2 Tvorba návrhového priestoru

Tvorba návrhového priestoru a účelovej funkcie prebiehala v súlade s teoretickými znalosťami, opísanými v kapitole 6. S využitím možností riešiča *MSC Nastran SOL 200* a za pomoci odbornej literatúry [7] boli zadané všetky optimalizačné kritériá, vedľajšie návrhové podmienky, odozvy, návrhové premenné, ich vlastnosti a vzťahy medzi nimi. Všetky tieto vstupné parametre vyplývali z charakteru zadania diplomovej práce. Na tvorbu účelovej funkcie bol použitý software *MS Excel*, vďaka ktorému boli relatívne rýchlo a jednoducho vytvorené vstupné súbory vo formáte *.bdf* pre riešič *SOL 200*.

```

OUTPUT FROM GRID POINT WEIGHT GENERATOR
REFERENCE POINT = 0
M O
* 8.871654E-01 -2.343922E-20 -4.246486E-19 7.310183E-16 -1.898194E+00 -7.202919E+02 *
* -2.343922E-20 8.871654E-01 5.658443E-19 1.898194E+00 -3.808523E-15 5.228731E+03 *
* -4.246486E-19 5.658443E-19 8.871654E-01 7.202919E+02 -5.228731E+03 3.077505E-15 *
* 7.310183E-16 1.898194E+00 7.202919E+02 1.187641E+07 -4.155060E+06 1.686879E+04 *
* -1.898194E+00 -3.808523E-15 -5.228731E+03 -4.155060E+06 4.213083E+07 -1.103607E+03 *
* -7.202919E+02 5.228731E+03 3.077505E-15 1.686879E+04 -1.103607E+03 3.244399E+07 *
S
* 1.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 1.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 1.000000E+00 *
DIRECTION
MASS AXIS SYSTEM (S) MASS X-C.G. Y-C.G. Z-C.G.
X 8.871654E-01 8.239932E-16 8.119025E+02 -2.139617E+00
Y 8.871654E-01 5.893750E+03 -4.292912E-15 -2.139617E+00
Z 8.871654E-01 5.893750E+03 8.119025E+02 3.468919E-15
I(S)
* 1.129160E+07 -9.016055E+04 -5.681312E+03 *
* -9.016055E+04 1.131399E+07 2.644756E+03 *
* -5.681312E+03 2.644756E+03 1.042343E+06 *
I(Q)
* 1.139365E+07 *
* 1.042340E+06 *
* 1.121195E+07 *
Q
* -6.621196E-01 5.566221E-04 7.493980E-01 *
* -7.493982E-01 -2.623669E-04 -6.621196E-01 *
* -1.719331E-04 -9.99998E-01 5.908499E-04 *

```

Obr. 32 Údaje o hmotových charakteristikách konštrukcie (výstup hmotnostného generátora)

Pre pripomenutie, účelová funkcia je skalárna veličina, ktorú má optimalizér podľa požiadavku minimalizovať alebo maximalizovať za pomoci odoziev konštrukcie. Globálnou odozvou v prípade tejto diplomovej práce bola hmotnosť konštrukcie. Tá je v prostredí softwaru *MSC Nastran* generovaná pomocou tzv. *generátora hmotnosti*, ktorý v každom kroku vytvára hmotovú maticu s rozmermi 6×6 . Okrem informácii o hmotnosti poskytuje taktiež údaje o polohe ťažiska, momentoch zotrvačnosti a iných hmotových charakteristikách konštrukcie. Optimalizátor v každej iterácii prepočítava hmotnosť každého prvku konštrukcie za pomoci informácie o hustote použitých materiálov a objeme prvkov a na základe veľkosti absolútnych a relatívnych zmien, popísaných v kapitole 6.4.2. rozhoduje o splnení kritéria optima. Príklad výstupu *generátora hmotnosti* je na obr. 32, z ktorého je možné vyčítať celkovú suchú hmotnosť krídla a strednej časti trupu bez prvkov systémov riadenia lietadla a ostatných agregátov, ktorá činí $m_1 = 887,165 \text{ kg}$.

Okrem globálnej odozvy je potrebné taktiež sledovať napäťový stav konštrukcie, ktorý tvorí lokálnu odozvu každého z konečných prvkov modelu konštrukcie a zároveň aj návrhovú vedľajšiu podmienku. Krídlo lietadla je komplexná konštrukcia, ktorá je navrhnutá tak, aby bola schopná spoľahlivo preniesť zaťaženie pri všetkých letových prípadoch. Zo všetkých kritických prípadov zaťaženia letúna *L 410 NG* bol ako riadiaci prípad pre hmotnostnú optimalizáciu vybraný let pri násobku $g = 1$ (letový prípad č. 30), ktorý predstavuje kľúčový prípad zaťaženia pre stanovenie bezpečnej životnosti lietadla a hladiny σ_{1G} . Pre pripomenutie má toto napätie charakter hlavného normálového napätia konštrukcie. Tento stav napätosti určoval taktiež vedľajšiu podmienku, ktorá mala pre potreby tejto práce tvar

$$-52,5 \text{ MPa} \leq x_i \leq 52,5 \text{ MPa}$$

kde i reprezentuje identifikačné číslo konečného prvku modelu.

Táto limitná hodnota pevnostnej podmienky však neplatila pre celé rozpätie kesónu. Na základe ladiacich výpočtov pri takto stanovenej podmienke napätosti boli zistené veľké gradienty napätí ($\nabla g_j(X) = \mp 21 \text{ MPa}$) v reze 116, ktorý je na rozhraní bleskovej zóny č. 3 a 1C, kde je skok minimálnej povolenej hrúbky poťahu z hodnoty 2 mm na hodnotu $0,6 \text{ mm}$. Tento stav je z hľadiska *DT* nevyhovujúci, keďže takýto lokálny nárast napätí je zdrojom ich koncentrácie. Toto rozloženie napätia je znázornené na obr. 33, ktorý zachytáva výsledný napäťový stav sledovaných prvkov po ladiacom výpočte. Na tomto obrázku je možné rozoznať náhly skok hodnoty σ_{1G} z $28,5 \text{ MPa}$ na 50 MPa na rozhraní bleskových zón. Pri ponechaní tohto gradientu napätia prvotný odhad naznačil trojnásobné zníženie bezpečnej životnosti letúna. Z toho dôvodu boli pokusy zmeniť maximálnu dovolenú hodnotu normálového napätia prvkov na odstránenie spomínaného gradientu, táto zmena však viedla k divergencii ladiacich výpočtov. Preto boli na odstránenie nepriaznivého spádu napätia použité vedľajšie podmienky návrhových premenných

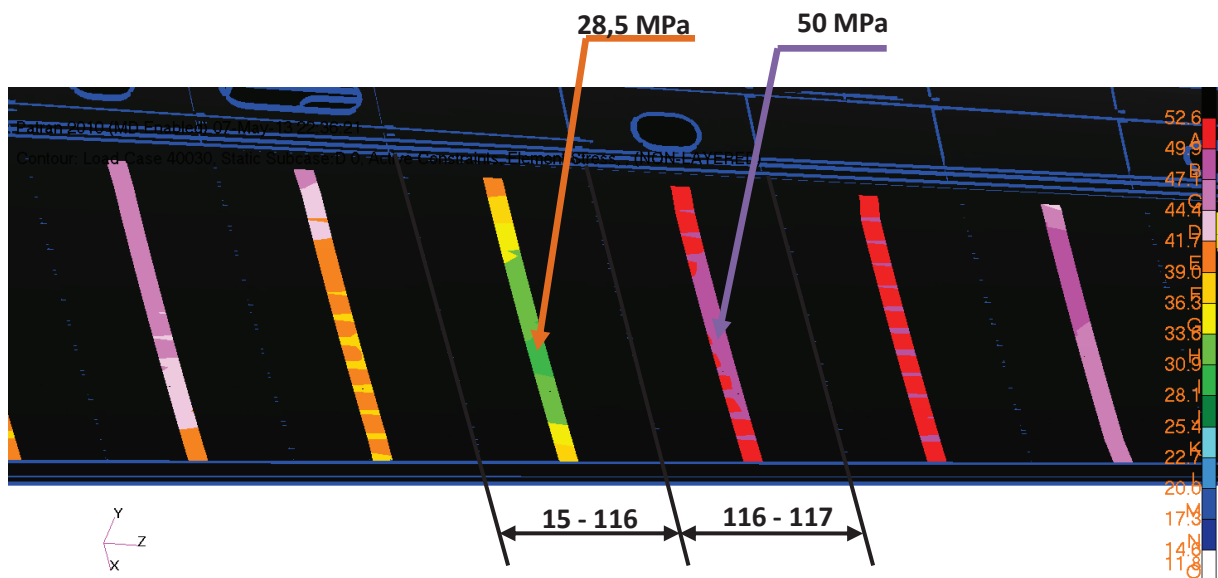
Návrhové premenné optimalizácie boli reprezentované hrúbkou konečných prvkov, tvoriacich jednotlivé poťahové polia a stringery a ich limitnými hodnotami. Hrúbka poťahu kesónu bola zdola obmedzená predpisom §23.954 *Ochrana palivovej sústavy proti blesku*. a štandardom *EUROCAE ED91*. Na základe týchto predpisov sa pri predpoklade letu vo výške $H = 1524 \text{ m}$ (kde je najväčšia pravdepodobnosť stretnutia s bleskom) pri rýchlosti $TAS = 390 \text{ km/h}$ bolo lietadlo rozdelené na 5 bleskových zón podľa pravdepodobnosti a nebezpečenstva pre konštrukciu od zásahu bleskom. Detailná analýza pre aplikáciu tohto predpisu na lietadle *L 410 NG* v správe [10]. Pre prehľad sú na obrázku 34 znázornené jednotlivé bleskové zóny krídla. V rámci zóny 3 je požadovaná hrúbka poťahu minimálne $t = 0,6 \text{ mm}$, mimo tejto zóny je požadovaná minimálna hrúbka plechu $t = 2 \text{ mm}$.

Horná hranica návrhových premenných bola daná technologickými, únavovými a výpočtovými obmedzeniami. Z hľadiska opráv integrálneho panelu krídla bolo odporúčané nepresahovať hrúbku poťahu $t = 6 \text{ mm}$. Veľká hrúbka materiálu taktiež neprospieva únavovým vlastnostiam konštrukcie, keďže podporuje rýchly rast trhliny. Táto horná hranica bola aplikovaná na celý poťah spodného panelu krídla.

Výsledky ladení naznačili, že hrúbky poťahových polí, nachádzajúcich sa v bleskovej zóne 3 môžu z hľadiska dodržania hladiny $\sigma_{1G} = 52,5 \text{ MPa}$ mať hodnotu blízku minimálnej povolenej hrúbke danej bleskovej zóny 0,6 mm. Avšak predbežné kontroly únosnosti ukázali, že poťah s týmito hrúbkami nespĺňa kritéria bezpečnosti. Kombinácia tohto faktu a informácie o gradientoch hlavných normálových napätí viedla k vhodnej voľbe vedľajších geometrických podmienok návrhových premenných v posledných 4 rezoch kesónu. Pre demonštráciu nevyhovenia poťahu s hrúbkou 0,6 mm pri kontrole únosnosti v kapitole 7.4 bola ponechaná pre posledný rez 20 kesónu krídla vedľajšia podmienka s dolnou medzou, rovnajúcej sa tejto hrúbke.

Povolená hrúbka stringerov bola daná predbežnou kontrolou únosnosti a ladiacimi výpočtami. Medzi rezmi 103 – 106 bola potrebná vyššia hranica hrúbky stringerov kvôli konvergencii optimalizácie, pravdepodobne kvôli prítomnosti závesov krídla s trupom a motorovou gondolou. Vo väčšine rezov vstupovali do voľby dolnej medze vedľajších podmienok výsledky získané z predbežnej kontroly únosnosti.

Prehľad všetkých vedľajších podmienok finálnej optimalizácie poťahových polí a stringerov je znázornený v tabuľkách 4 a 5.



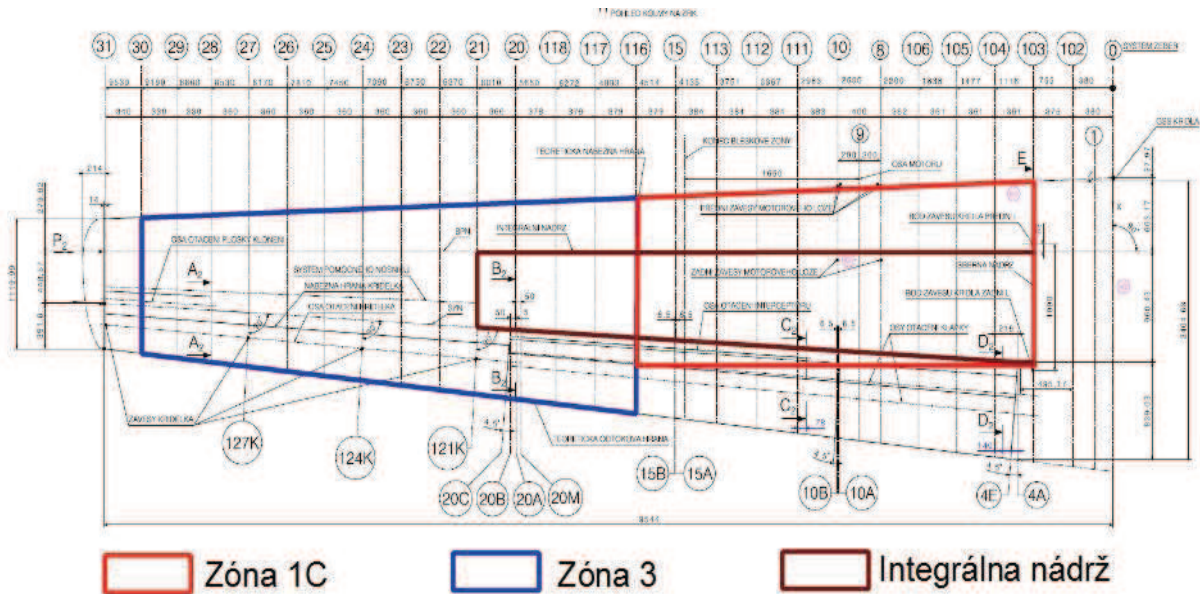
Obr. 33 Rozloženie napätia σ_{1G} medzi rezmi 115 až 117

Rez	Vedľajšie podmienky			
	Pevnostné		Geometrické	
	Dolný limit	Horný limit	Dolný limit	Horný limit
102-116	-52,5 MPa	52,5 MPa	2 mm	6 mm
116-117	-52,5 MPa	52,5 MPa	priebežne od 1 mm do 1,3 mm	6 mm
117-118	-52,5 MPa	52,5 MPa	priebežne od 1 mm do 1,2 mm	6 mm
118-20	-52,5 MPa	52,5 MPa	1 mm	6 mm
20-21	-52,5 MPa	52,5 MPa	0,6 mm	6 mm

Tab. 4 Prehľad aplikovaných vedľajších podmienok na poťahové polia

Rez	Vedľajšie podmienky			
	Pevnostné		Geometrické	
	Dolný limit	Horný limit	Dolný limit	Horný limit
102-111	-52,5 MPa	52,5 MPa	2 mm	7 mm
111-112	-52,5 MPa	52,5 MPa	priebežne od 1,8 mm do 4 mm	7 mm
112-15	-52,5 MPa	52,5 MPa	priebežne od 1,8 mm do 3 mm	7 mm
15 - 116	-52,5 MPa	52,5 MPa	priebežne od 1,8 mm do 2 mm	7 mm
116 - 118	-52,5 MPa	52,5 MPa	priebežne od 1,5 mm do 1,8 mm	7 mm
118 - 21	-52,5 MPa	52,5 MPa	1,5 mm	7 mm

Tab. 5 Prehľad aplikovaných vedľajších podmienok na stringery



Obr. 34 Zónovanie lietadla L 410 NG

Okrem vedľajších podmienok potrebuje riešiť poznať kritérium konvergencie, ktoré porovnáva v priebehu každého návrhového cyklu a ďalšie parametre, potrebné pre stanovovanie dĺžky kroku gradientu každej iterácie. Kritérium relatívnej zmeny cieľovej funkcie, ako podmienka konvergencie bolo definované hodnotou

$$CONV1 = \frac{F(X)^K - F(X)^{K-1}}{F(X)^{K-1}} = 0,001,$$

kritérium absolútnej zmeny cieľovej funkcie bolo nastavené na hodnotu

$$CONV2 = F(X)^K - F(X)^{K-1} = 1 \cdot 10^{-20}, \text{ kde } K \text{ značí poradie kroku.}$$

6.3 Výsledky optimalizácie

Po sérii ladiacich výpočtov, ktorých hlavným účelom bolo overenie metodiky, zistenie schopnosti konvergencie výpočtu a hlavne získanie poznatkov o napätovom stave konštrukcie pre nastavenie vhodných vedľajších podmienok bol spustený finálny optimalizačný výpočet. Prehľad výsledkov je uvedený v tabuľkách 6 a 7, kde sú zoradené postupne podľa rezov krídla po rozpätí. Usporiadanie dát tabuliek zodpovedá pôdorysnému tvaru krídla. Stringery v tabuľke č. 7 sú zvýraznené hrubými čiarami. Porovnanie pôvodných a optimálnych hrúbok poťahu a stringerov v jednotlivých rezoch krídla je uvedené v prílohe 3. Jednotlivé úseky poťahu a stringerov je možné identifikovať podľa číslovania, uvedeného v kapitole 6.2.

Distribúcia hlavného normálového napätia je znázornená na obr. 35 a vo väčšej veľkosti v prílohe 3. Toto rozloženie je výsledkom lineárnej statickej analýzy zoptimalizovaného dolného panelu. Rozloženie normálového napätia pozdĺž rozpätia krídla súhlasí s optimálnym rozložením materiálu, konštrukciou krídla a priebehom jeho zaťaženia pri letovom prípade 30. Hodnota napätia v regulárnej časti dolného panelu nepresahuje požadovanú hodnotu 52,5 MPa a po rozpätí priebežne klesá na minimum s hodnotou 28 MPa v reze 116.

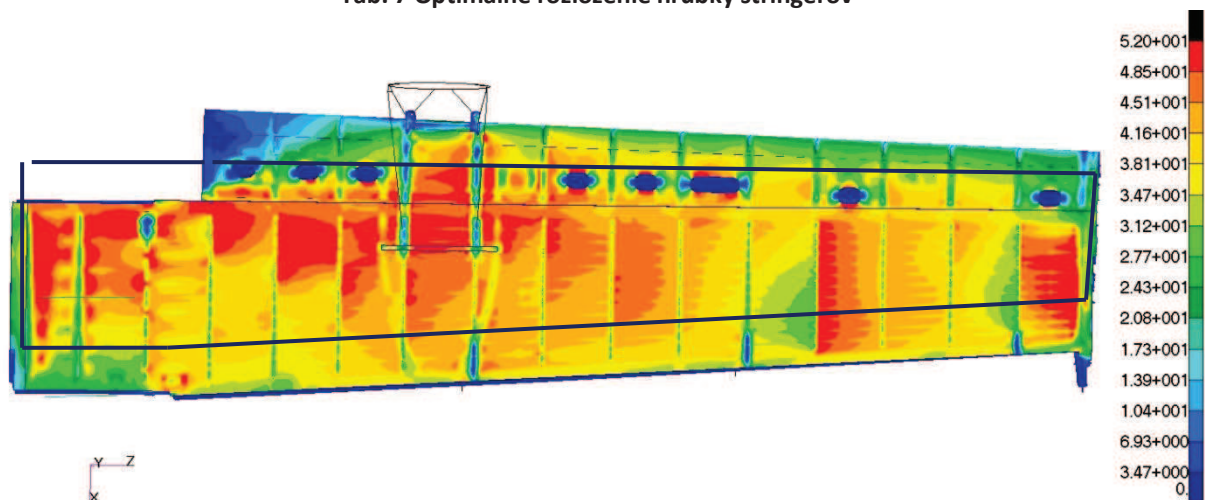
Výsledné rozloženie hmoty pozdĺž rozpätia krídla klesá, no tento pokles nie je spojitý. Dôvodom je významný lokálny vplyv závesov, náfrezkov a aplikovanej idealizácie spojov pomocou prvkov RBE2 a skokového zaťaženia krídla v jeho rezoch prvkami RBE3.

Rez	103 - 104	104 - 105	105 - 106	106 - 8	8 - 10	10 - 111	111 - 112	112 - 113	113 - 15	15 - 116	116 - 117	117 - 118	118 - 20	20 - 21
Optimálna hrúbka počahu [mm]	5.5	2.4	2.0	2.0	2.4	2.1	2.0	2.0	2.0	2.0	1.3	1.2	1.0	0.6
	5.8	2.7	2.0	2.6	2.4	2.5	2.0	2.0	2.0	2.0	1.3	1.2	1.0	0.6
	3.5	2.4	2.2	2.7	2.0	2.6	2.0	2.0	2.0	2.0	1.3	1.2	1.0	0.6
	2.9	3.5	2.3	2.4	2.1	2.3	2.0	2.0	2.0	2.0	1.3	1.2	1.0	0.6
	4.4	4.7	2.9	2.6	2.1	2.3	2.0	2.0	2.0	2.0	1.1	1.0	1.0	0.6
	4.3	4.7	4.4	2.7	2.4	2.2	2.0	2.0	2.0	2.0	1.1	1.0	1.0	0.6
	3.9	3.8	4.0	3.2	2.4	2.3	2.0	2.0	2.0	2.0	1.1	1.0	1.0	0.6
	3.0	3.0	3.5	2.8	2.4	2.1	2.0	2.0	2.0	2.0	1.1	1.0	1.0	0.6
	2.7	2.3	2.6	2.8	2.4	2.1	2.0	2.0	2.0	2.0	1.0	1.0	1.0	0.6
	2.3	2.1	2.2	2.4	2.4	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	1.0	1.0	1.0	0.6
	2.0	2.0	2.4	2.2	2.4	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	1.0	1.0	1.0	0.6
	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.3	2.0	2.0	2.0	2.0	1.0	1.0	1.0	0.6

Tab. 6 Optimálne rozloženie hrúbky poťahových poľí

Rez	103 - 104	104 - 105	105 - 106	106 - 8	8 - 10	10 - 111	111 - 112	112 - 113	113 - 15	15 - 116	116 - 117	117 - 118	118 - 20	20 - 21
Optimálna hrúbka stringerov [mm]	6.8	6.5	5.6	4.3	4.6	4.3	4.0	3.0	3.0	2.0	1.8	1.8	1.5	1.5
	5.5	5.5	4.2	4.1	4.9	4.1	4.0	3.0	3.0	2.0	1.8	1.8	1.5	1.5
	6.6	5.2	4.3	5.1	4.2	4.5	4.0	3.0	3.0	2.0	1.8	1.8	1.5	1.5
	6.4	6.0	5.5	5.0	4.8	4.4	4.0	3.0	3.0	2.0	1.8	1.8	1.5	1.5
	5.9	6.2	6.7	5.7	4.8	4.4	4.0	2.0	2.0	2.0	1.7	1.7	1.5	1.5
	5.2	6.1	6.3	5.8	4.9	4.6	4.0	2.0	2.0	2.0	1.7	1.7	1.5	1.5
	4.4	5.6	5.7	5.2	4.8	4.6	4.0	2.0	2.0	2.0	1.7	1.7	1.5	1.5
	3.8	4.4	4.9	4.9	4.8	4.2	4.0	2.0	2.0	2.0	1.7	1.7	1.5	1.5
	2.0	2.2	2.3	2.3	2.3	2.1	1.8	1.8	1.8	1.8	1.5	1.5	1.5	1.5
	2.0	2.1	2.3	2.1	2.2	2.1	1.8	1.8	1.8	1.8	1.5	1.5	1.5	1.5
	2.0	2.0	2.0	2.1	2.0	2.0	1.8	1.8	1.8	1.8	1.5	1.5	1.5	1.5

Tab. 7 Optimálne rozloženie hrúbky stringerov

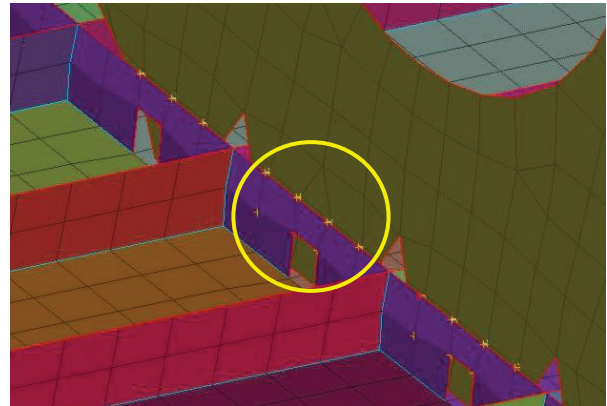


Obr. 35 Rozloženie hlavných normálových napätí optimalizovaného dolného panelu

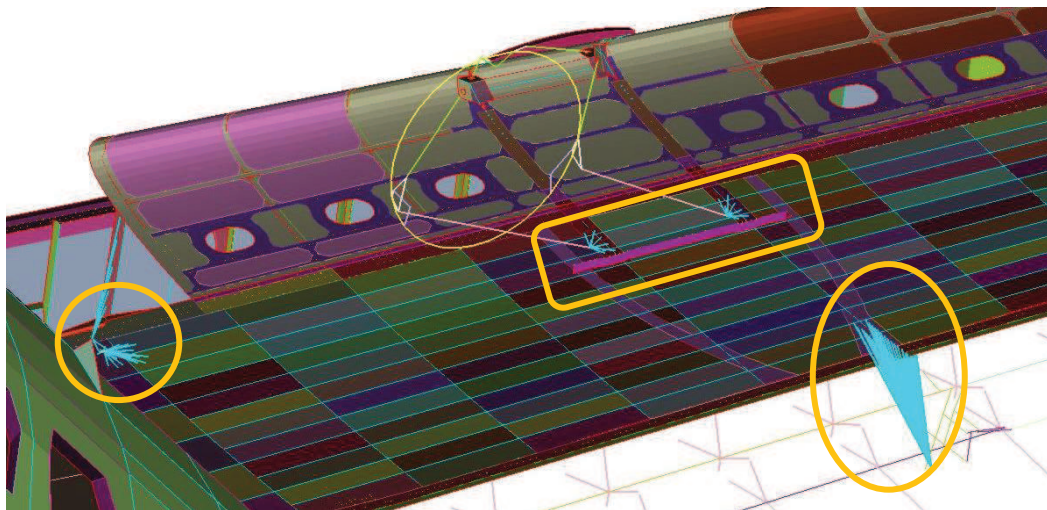
Všeobecne si prítomnosť závesov vyžadovala väčšiu koncentráciu hmoty, a to aj z dôvodu niekoľkonásobne väčšej tuhosti prvkov *RBE2* a s ňou spojenými gradientmi napätí. Tento fakt nebol podchytený pri analytickom prístupe pôvodného návrhu krídla. Z tohto dôvodu boli lokálne hrúbky poťahu v miestach spojov krídla a trupu (rez 103) optimalizérom zväčšené oproti pôvodnému návrhu na hodnoty 5,5 a 5,8 mm. Poťahové polia, nachádzajúce sa v oblasti zavesenia motorových gondol ku krídlam, teda v prvej tretine poťahu medzi rezmi 106 - 8 a 10 - 111 majú lokálny nárast hrúbky o 0,3 - 0,5 mm. Použitie spomenutých spojov je znázornené na obr. 37. Rozloženie napätia v spomenutých miestach je zobrazené na obr. 38. Poťahové polia zavesenia klapiek v zadnej časti rezov 10, 15 a 20 boli ovplyvnené prvkami *RBE2* v menšej miere.

Medzi rezmi 106 - 108 a 10 - 111 je možné spozorovať lokálne odľahčenie panelu vplyvom vystužujúceho náfrezku motorovej gondoly, znižujúceho normálové napätie.

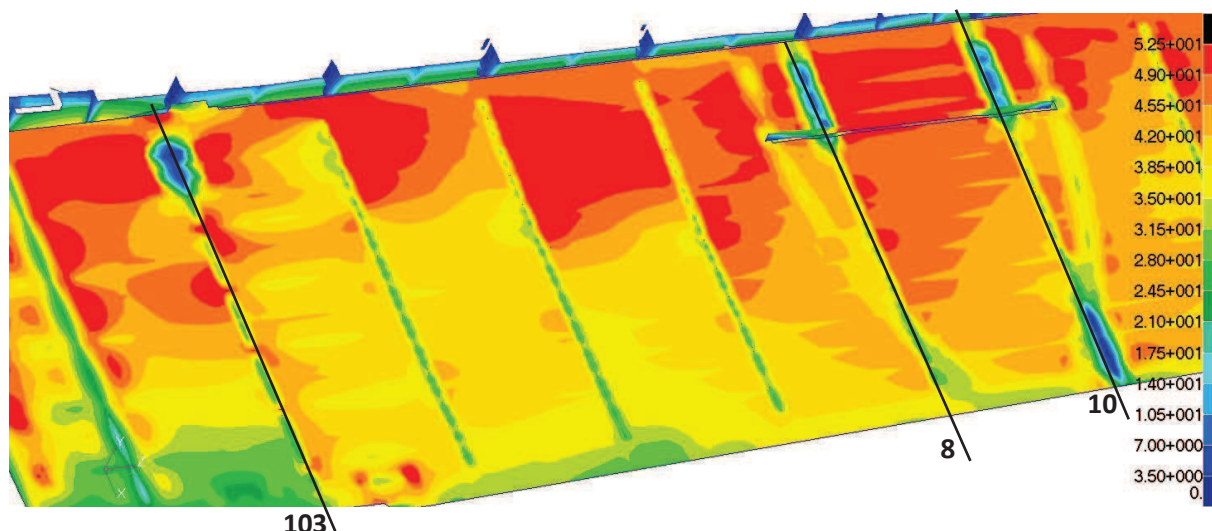
Idealizácia zaťaženia krídla, ktoré je v modeli zavedené do rebier jeho vnútornej konštrukcie pomocou prvkov *RBE3*, spôsobuje spád napätia v každom reze od jeho vnútorného rebra smerom ku koncu krídla pozdĺž rozpätia. Toto skokové zaťaženie nezodpovedá reálnemu priebehu síl a momentov po krídle za letu, no vzhľadom na sledovanie napäťovej odozvy konštrukcie v polovičnej dĺžke medzi dvoma rebrami je spomenutá kumulácia napätí v rezoch zanedbateľná.



Obr. 36 Uchytenie rebra ku krídlu



Obr. 37 Spoj krídla s trupom, zavesenie motorovej gondoly a klapky

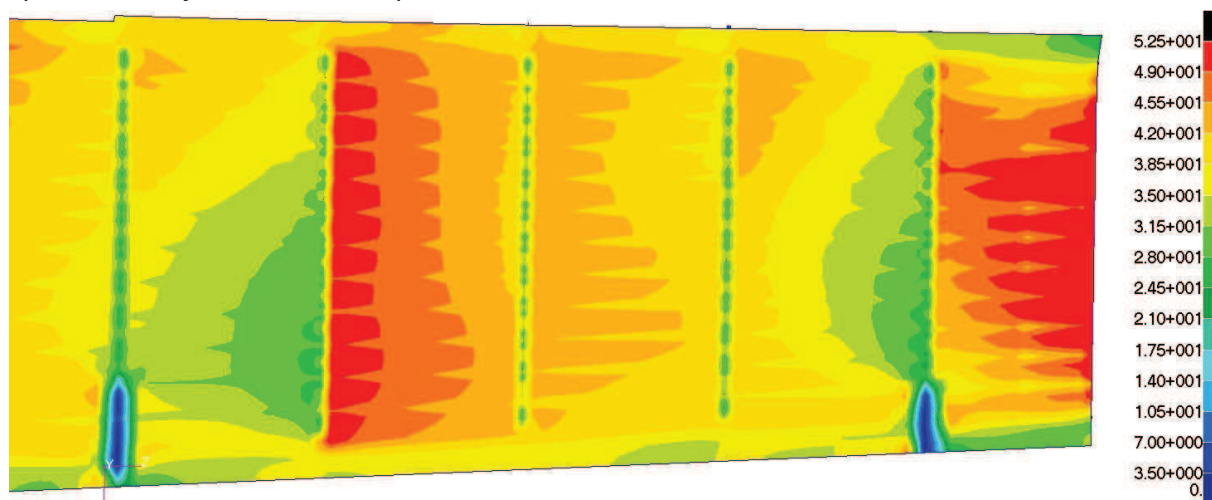


Obr. 38 Rozloženie normálových napätí v rezoch 103 - 10

Pre prípad čistého spodného panelu krídla bez lokálnych vplyvov závesov a nářezkov platí predpoklad o spáde normálového napätia po hĺbke profilu. Túto skutočnosť je možné spozorovať na obr. 39 medzi rezmi 111 – 116, ktoré majú poťahové polia s rovnakou hrúbkou.

V oblasti medzi rezmi 116 - 117 nebolo v rámci optimalizácie možné úplne sa vyhnúť gradientu, spomenutému v kapitole 6.2.2. Ten je daný najmä znížením hrúbky poťahu, ale aj niektorými vedľajšími faktormi, napríklad použitím prvkov RBE2 pri spojení rebier krídla s poťahom (obr. 36). Avšak v sledovanej oblasti odozvy konštrukcie v strede poťahového poľa bol použitím úpravy vedľajších podmienok, spomenutých v kapitole 6.2.2 dosiahnutý pokles rozdielu napätí o hodnotu 7 MPa. Spád napätí medzi týmito rezmi má teda hodnotu 14 MPa.

Vysoký nárast napätia z 34 MPa na jeho maximálnu povolenú hodnotu 52,5 MPa je možné spozorovať aj v poslednom reze 118, kde bola povolená minimálna hrúbka poťahu 0,6 mm, daná protibleskovou ochranou. Celkovo optimalizér pre časť kesónu od rezu 116 až po rez 21 dospel na minimálnu dovolenú hranicu návrhových premenných, čo naznačovali už výsledky ladiacich výpočtov, z ktorých bolo evidentné, že tieto rezy spĺňajú pevnostné podmienky už pri hrúbke poťahu 0,6 mm. Distribúcia normálových napätí v rôznych etapách optimalizácie je znázornená v prílohe 3.



Obr. 39 Rozloženie normálových napätí medzi rezmi 15 - 21

Okrem vyššie spomenutých lokálnych vplyvov konštrukcie a MKP idealizácií na optimalizáciu je výsledné rozloženie hmoty dané aj použitím matematického algoritmu, ktorý preskúmava návrhový priestor a snaží sa nájsť globálne minimum. V zásade sa ukončí pri prvom nájdení optima a nie je vylúčené, že existuje ešte optimálnejšie riešenie pri použití iných metód. Napriek tomu daný výsledok optimalizácie je racionálny a vedie k značnému ušetreniu hmotnosti oproti pôvodnému návrhu. Analýza výsledkov optimalizácie je uvedená v kapitole 8.

6.4 Kontrola únosnosti dolného panelu

Tak ako aj ostatné časti konštrukcie, aj nový návrh musí spĺňať kritéria bezpečnosti a preukázať požadovanú únosnosť. Únosnosťou sa rozumie taký stav konštrukcie, pri ktorom aplikované vonkajšie zaťaženie vyvolá limitnú hodnotu napätia jej kritického prvku. Pri zvýšení tohto zaťaženia dôjde k poruche tohto prvku a kolapsu celého prierezu.

Únosnosť konštrukcie závisí od usporiadania jej priečného prierezu a vlastností materiálu. Principiálne je výpočet únosnosti nosníkových pološkrupinových konštrukcií náročný a prácny. Najvýhodnejším postupom je použitie metódy postupného priťažovania. Je to iteračný proces, v ktorom sa v každom kroku určí tzv. stupeň využitia $\sum k_{min}$ daného prvku, ktorý určuje pomer aktuálneho napätia prvku v danom kroku s jeho kritickým napätím. Po dosiahnutí kritického napätia je stanovený predpoklad, že kritický prvok stále unesie svoju časť zaťaženia, ale v ďalšom kroku sú uvážené geometrické charakteristiky prierezu bez tohto prvku.

Stanovenie medze únosnosti závisí na použitej metóde a presnosti vstupných údajov o geometrii, usporiadaní prierezu a výpočtu dovolených napätí. Spravidla je medza únosnosti daná poruchou kľúčového prvku konštrukcie, pričom strata stability pozdĺžnych výstuh a poťahu je prijateľná. U nosníkových pološkrupín je kľúčovým prvkom pásnica nosníka, ktorej porucha značí celkovú stratu únosnosti celého krídla. Tieto predpoklady boli prijaté aj pri kontrole optimalizovaného dolného panelu.

Výpočet únosnosti značne zjednodušilo použitie programu *STAUNO*, vyvinutom v závode *LET Kunovice*, implementujúcom práve metódu postupného priťažovania. Overenie použitia tohto programu obsahuje príloha 4. Pre účely diplomovej práce boli poskytnuté geometrické charakteristiky prierezu krídla a pôsobiace sily pri kritickom prípade zaťaženia každého rezu. Pre každý rez boli vytvorené vstupné súbory pre výpočet s novými geometrickými rozmermi stringerov a poťahu.

6.4.1 Stanovenie kritických napätí

Okrem geometrie prierezu vstupovali do výpočtu taktiež údaje o kritickom napätí v tlaku a v ťahu pre jednotlivé stringery a polia poťahu, pri ktorých bola uvažovaná teória tlačných prútov a tenkých dosiek. Tie mohli stratiť stabilitu buď lokálne, alebo celkovo podľa Eulerovej teórie vzperu.

Z dôvodu integrálnej hrebienkovej konštrukcie dolného panelu bolo pre stanovenie únosnosti uvažované aj kritické napätie každého panelu, pozostávajúceho z poťahového poľa a príslušného stringeru. Pre tieto panely bola opäť stanovená hodnota napätia pri lokálnej, resp. celkovej strate stability. Poťahové polia boli taktiež kontrolované na stabilitu a únosnosť pri šmykovom zaťažení. Postup stanovenia kritických napätí je uvedený na príklade hrebienku, pozostávajúceho z poľa poťahu č. 50822000 a stringeru č. 60822000 dolného panelu rezu 10. Geometrické rozmery tohto panelu sú znázornené na obr. 40.

Pre stanovenie kritického napätia celkovej straty stability poslužil vzťah pre vzper podľa *Eulera*. Pre daný stringer mal tento vzťah podobu

$$\sigma_{kr,EU,ST} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J_{xST}}{A_{ST} \cdot L_{PAN}^2} = \frac{\pi^2 \cdot 74\,540 \cdot 7\,972,14}{126,5 \cdot 383^2} = \mathbf{316,1\ MPa},$$

Kritické napätie panelu bolo vypočítané obdobne podľa vzťahu

$$\sigma_{kr,EU,PAN} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J_{xPAN}}{A_{PAN} \cdot L_{PAN}^2} = \frac{\pi^2 \cdot 74\,540 \cdot 21\,118,01}{281,16 \cdot 383^2} = \mathbf{376,69\ MPa}.$$

Kritické napätie pre lokálnu stratu stability stringeru a poťahu bolo stanovené podľa metodiky prebratej z literatúry [12], strana 302, pre stringery konkrétne podľa vzorca

$$\sigma_{kr,ST} = \frac{\eta \cdot k \cdot \pi^2 \cdot E}{12 \cdot (1 - \mu^2)} \cdot \left(\frac{t_{ST}}{b_{ST}}\right)^2,$$

kde súčiniteľ k je daný pomerom dĺžok b_{ST}/L_{PAN} a jeho hodnota je 0,072. Pre túto hodnotu sa krivka pre dosku prosto uchytenú na jednej nezaťaženej strane z grafu 9.3 (a) v literatúre [12] asymptoticky blíži k hodnote $k = 0,43$. Pre poťah bola braná do úvahy krivka pre prosté uchytenie oboch nezaťažených strán a pre túto krivku bola odčítaná hodnota $k = 4$. Súčiniteľ η má pre elastickú oblasť hodnotu $\eta = 1$. Hodnota kritického napätia pre stringer teda bola

$$\sigma_{kr,ST} = \frac{1 \cdot 0,43 \cdot \pi^2 \cdot 74\,540}{12 \cdot (1 - 0,3^2)} \cdot \left(\frac{4,6}{27,5}\right)^2 = \mathbf{810,56\ MPa},$$

a pre poťah

$$\sigma_{kr,SK} = \frac{1 \cdot 4 \cdot \pi^2 \cdot 74\,540}{12 \cdot (1 - 0,3^2)} \cdot \left(\frac{2,2}{71,6}\right)^2 = \mathbf{245,25\ MPa}.$$

Metóda výpočtu kritického lokálneho napätia celého panelu bola prevzatá z literatúry [4], strana 643, kde je pre počiatočné napätie vybočenia panelu pri zaťažení tlakom dané vzťahom

$$\frac{F_{c,cr}}{\eta_c} = \frac{k_c \cdot \pi^2 \cdot E}{12 \cdot (1 - \mu^2)} \cdot \left(\frac{t_{SK}}{b_{SK}}\right)^2,$$

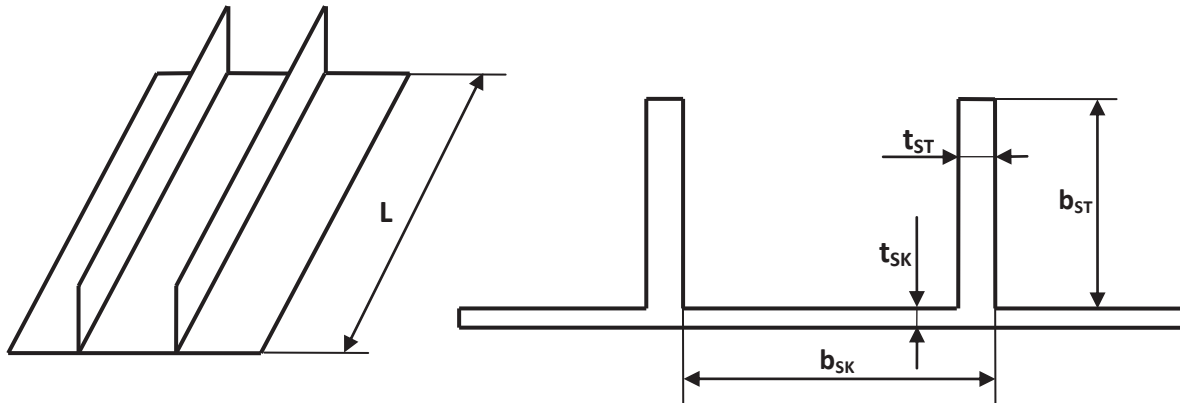
kde η_c je redukčný súčiniteľ plastickej oblasti a k_c je tzv. faktor vybočenia pri tlakovom namáhaní a jeho hodnota je odčítaná z grafu 14.5.1 z literatúry [4]. Pre daný panel s pomerom $b_{ST}/b_{SK} = 0,38$ a $t_{ST}/t_{SK} = 2,12$ bola odčítaná hodnota $k_c = 6,3$. Hodnota kritického napätia podľa vyššie uvedeného vzťahu je

$$\frac{F_{c,cr}}{\eta_c} = \frac{6,3 \cdot \pi^2 \cdot 74\,540}{12 \cdot (1 - 0,3^2)} \cdot \left(\frac{2,2}{71,6}\right)^2 = 375,61\ MPa = 54,5\ ksi.$$

Pre túto hodnotu pomeru bola pre krivku materiálu 7075-T6 z grafu 11.2.4 v použitej literatúre zo strany 456 odčítaná výsledná hodnota lokálneho kritického napätia panelu, rovná

$$F_{c,cr} = \sigma_{kr,PAN} = 50 \text{ ksi} = 344,64 \text{ MPa.}$$

Hodnota kritického napätia pri strate stability poťahu pre zaťaženie šmykom bola



Obr. 40 Geometria panelu

Stringer	b_{ST}	27.50 mm
	t_{ST}	4.60 mm
	A_{ST}	126.50 mm ²
	J_{xST}	7972.14 mm ⁴
Poťah	b_{SK}	71.60 mm
	t_{SK}	2.16 mm
	A_{SK}	154.66 mm ²
	J_{xSK}	60.13 mm ⁴
Panel	A_{PAN}	281.16 mm ²
	J_{xPAN}	21188.01 mm ⁴
	L_{PAN}	383.00 mm

Tab. 7 Rozmery panelu

Materiál	7475-T7351
R_m	505 MPa
$R_{p0.2}$	420 MPa
E	74540 MPa
A	10 %
μ	0.3 -

Tab. 8 Mechanické vlastnosti materiálu dolného panelu [15]

stanovená pomocou tabuľky 3.2 v literatúre [13] z krivky pre dosku votknutú na dvoch stranách. Pre pomer $b_{SK}/L = 0,187$ bola odčítaná hodnota koeficientu $k_\tau = 4,2$ a kritické napätie bolo dané vzťahom

$$\tau_{kr,st} = k_\tau \cdot E \cdot \left(\frac{t_{SK}}{b_{SK}}\right)^2 = 4,2 \cdot 74\,540 \cdot \left(\frac{2,2}{71,6}\right)^2 = 295,57 \text{ MPa.}$$

Únosnosť pri šmykovom zaťažení bola určená pomocou rovnakej literatúry [13] z tabuľky 3.7 podľa krivky pre hladkú dosku bez otvorov. Pre pomer $b_{SK}/t_{SK} = \frac{71,6}{2,2} = 33,15$ a poťah s hrúbkou 2,2 mm nie je graf definovaný, no je možné predpokladať, že pri daných podmienkach u tohto poťahu nenastane porucha v šmyku.

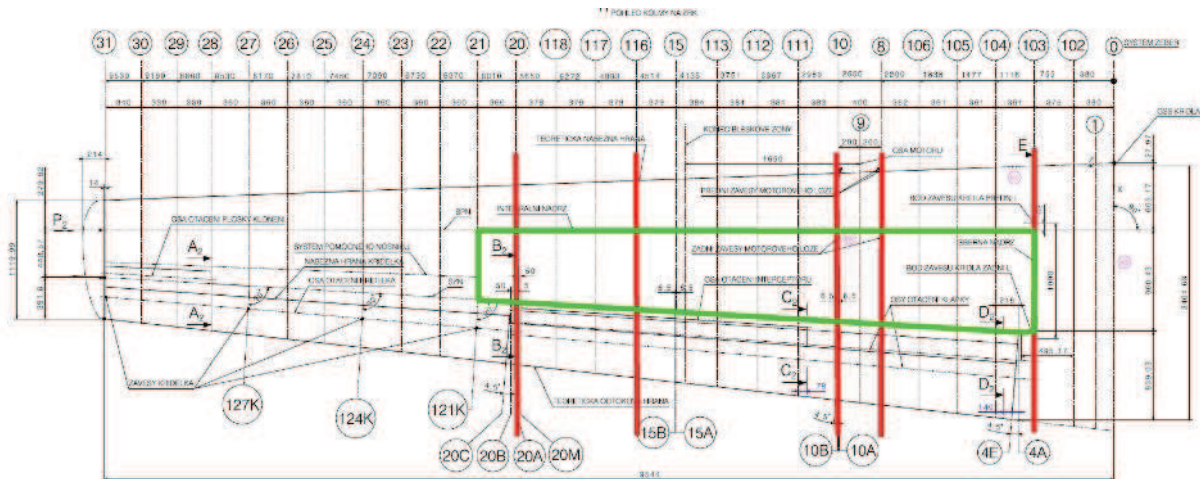
Do výpočtu bola uvažovaná minimálna hodnota kritického napätia stringerov z hodnôt, stanovených pre lokálnu a globálnu vzpernú stabilitu stringerov a panelu a pre tento prípad mala hodnotu $\sigma_{kr,ST} = 240 \text{ MPa}$. Výpočet kritického napätia poťahu je vykonaný automaticky pri výpočte únosnosti programom *STAUNO* podľa metodiky *LETOV*, tab. 200

a 201a. Hodnoty, stanovené podľa tejto metódy, sú veľmi blízke hodnotám vypočítaným vyššie uvedeným postupom.

6.4.2 Kontrola napätosti

Kontrola napätového stavu prvkov dolného panelu bola vykonaná z výstupu vo formáte .hld programu STAUNO pre všetky rezy a ich kritické prípady, vyvolávajúce ohyb krídla smerom hore (ťah panelu) a dole (tlak panelu). V prílohe 5 sú z dôvodu veľkého objemu dát prezentované iba výsledky kontroly rezov 103, 8, 10, 15, 116 a 20, ktoré boli zvolené ako kritické z dôvodu ich polohy, významnej zmeny dimenzií alebo skokom v zaťažení.

Rez 103 bol vybraný pre jeho polohu pri koreni krídla a kvôli umiestneniu závesov práve do tohto rezu. Z podobného dôvodu boli vybrané rezy 8 a 10, charakteristické prítomnosťou motorovej gondoly, ktorá vyvoláva zmenu priebehu zaťaženia krídla. Rezy 15, 116 a 20 sú považované za kritické z dôvodu významnej zmeny ich celkového priečného prierezu a zníženia počtu stringerov na hornej strane kesónu. Poloha prezentovaných rezov je naznačená na obr. 41.



Obr. 41 Kritické rezy kesónu

Uvedené výsledky sú výsledkom analýzy prvkov dolného panelu. Redukované napätie bolo vypočítané z výsledných šmykových a normálových napätí, odčítaných z výstupov kontroly únosnosti programu STAUNO, podľa teórie HMM, danej vzťahom

$$\sigma_{red} = \frac{\sigma}{|\sigma|} \cdot \sqrt{\sigma^2 + 3 \cdot \tau^2}.$$

Ako kritické napätie v ťahu bola braná hodnota $0,9 \cdot R_m$ z dôvodu možných chýb pri výrobe a iných technologických vplyvov.

Z výsledkov je možné usúdiť, že pre dolný panel od rezu 103 až po rez 115 je kritickým prípadom únavové ťahové zaťaženie pri letovom prípade č. 30, pre ktoré je dimenzačnou podmienkou požiadavka na maximálne hlavné normálové napätie $\sigma = 52,5 \text{ MPa}$ v konštrukčných prvkoch tohto panelu. Z hľadiska únosnosti pri ostatných prípadoch sú vypočítané súčinitele rezervy značne vysoké.

Od rezu 116 po rez 20 sú pre konštrukciu dolného panelu kritické prípady zaťaženia tlakom a šmykom. Súčinitele využitia k_{min} pre jednotlivé stringery a potahy sú spravidla menšie než 1, no celková porucha krídla je daná poruchou niektorej z kritických častí, čo je u použitého typu konštrukcie pásnica nosníka. Z tohto hľadiska sú súčinitele rezervy pre rezy 116 až 118 prijateľné. Ich hodnoty sú uvedené v tab. 8. Kontrola únosnosti týchto rezov potvrdzuje aplikáciu dolných medzí návrhových premenných, definovaných v kapitole 7.2.2

Výsledky kontroly únosnosti rezov 116 až 20 pre ich najkritickejšie prípady sú vo výstupnom formáte .vys uvedené v prílohe 6. Výsledky kontroly stability a únosnosti pri šmykovom zaťažení sú uvedené v prílohe 7.

Rez	Kritický prípad zaťaženia	R.F.
116	248	1.15
117	248	1.28
118	69	1.18
20	69	0.89

Tab. 8 Súčinitele rezervy pre rezy 116 - 20

Jedine rez 20 po optimalizácii nespĺňal bezpečnostné kritéria pri hrúbke poťahu 0,6 mm a hrúbke stringerov 1,5 mm. Z hľadiska únosnosti pri tlakovom a šmykovom zaťažení bol značne poddimenzovaný, o čom nasvedčuje súčiniteľ rezervy 0,89. Vzhľadom na poznatok o efektívnejšom využití hmoty v poťahu, efektívnejší prenos šmykového zaťaženia a pre zníženie gradientu hlavného normálového napätia medzi rezmi 118-20 bola zvýšená hrúbka poťahu v tomto reze. Táto zmena zvýšila kritické napätie prvku a súčiniteľ rezervy na hodnotu 1,04. Tiež sa tým znížila maximálna hodnota hlavného normálového napätia v tomto reze z 52 MPa na 32 MPa a tým sa zminimalizoval nepriaznivý spád napätí v sekcii kesónu medzi rezmi 118 a 20, viditeľný na obr. 39. Prehľad vykonaných zmien a výsledných hodnôt R.F. a hlavného normálového napätia rezu 20 je uvedený v tab. 9.

Poťahové pole	Hrúbka t [mm]		
	Pôvodná	Optimalizovaná	Upravená
51611000	1.27	0.6	1
51612000	1.27	0.6	1
51613000	1.27	0.6	1
51614000	1.27	0.6	1
51621000	1.27	0.6	1
51622000	1.27	0.6	1
51623000	1.27	0.6	1
51624000	1.27	0.6	1
51631000	1.27	0.6	0.9
51632000	1.27	0.6	0.9
51633000	1.27	0.6	0.9
51634000	1.27	0.6	0.9
Popis	Pôvodná hodnota	Hodnota po úprave	
R.F. [-]	0.89	1.04	
σ_{HN} [MPa]	51	32	

Tab. 9 Úprava rezu 20

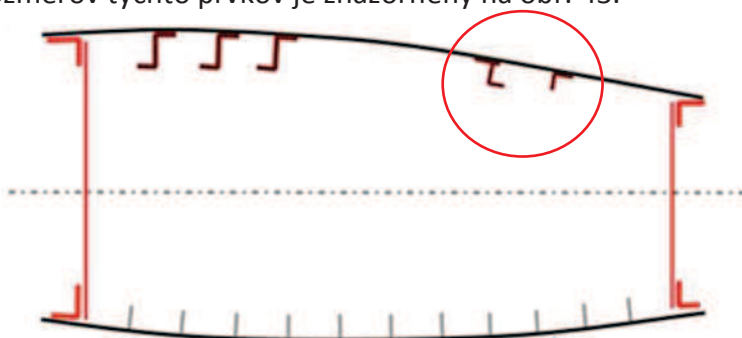
7 Optimalizácia horného panelu

Optimalizácia horného panelu kesónu krídla bola vykonaná na základe poznatku o súčiniteľoch bezpečnosti, danými kontrolou únosnosti jednotlivých rezov po optimalizácii dolného panelu pri ich kritických prípadoch zaťaženia ohybom hore. Tieto súčinitele sú pre prehľad uvedené v tab. 10.

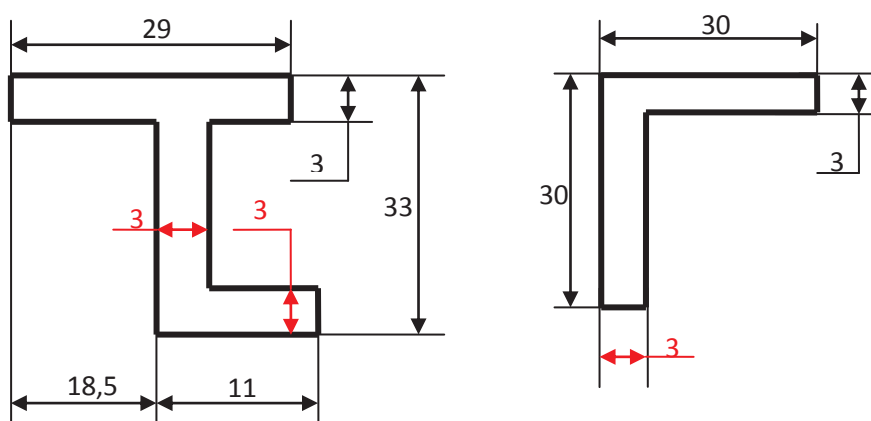
Rez	R.F.
103	1.012
8	1.033
10	1.055
15	1.188
116	1.048
117	1.203
118	1.143
20	1.344

Tab. 10 Prehľad súčiniteľov rezervy únosnosti kritických rezov

Rastúca tendencia týchto súčiniteľov bola vodiacim elementom k optimalizácii. Zároveň hodnoty R.F. poľahu a troch stringerov profilu Z, ktoré vďaka svojmu mohutnému prierezu sú kľúčovými vystužujúcimi členmi horného panelu, prispeli k voľbe optimalizovaných prvkov. Za tie boli zvolené menšie stringery tvaru T a L. Tento výber je naznačený na obr. 42. Pôvodný návrh rozmerov týchto prvkov je znázornený na obr. 43.



Obr. 42 Objekty optimalizácie horného panelu



Obr. 43 Pôvodný návrh optimalizovaných stringerov horného panelu

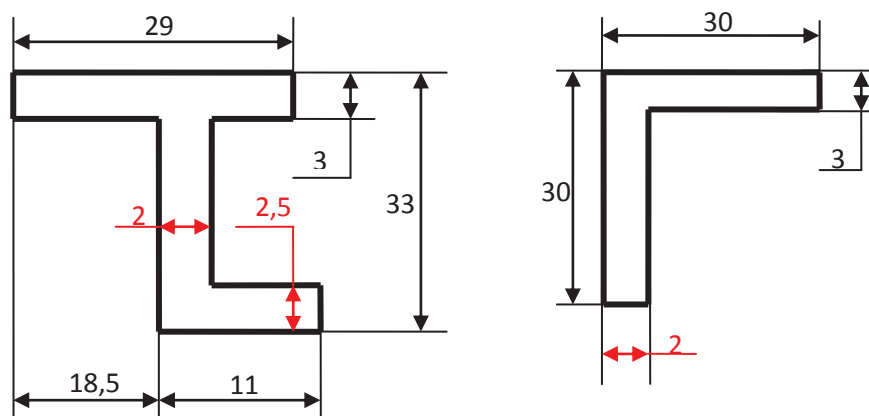
Optimalizácia bola opäť parametrická a keďže podľa zadania je tvar a usporiadanie krídla dané, parametrom boli hrúbky stien stringerov okrem steny priľahlej k poťahu kvôli jej príspevku k jeho únosnosti. K optimalizácii poťahu horného panelu nedošlo kvôli hodnotám jeho hrúbky na minime z hľadiska ochrany proti blesku. Pokusy o zníženie hrúbky stojiny alebo lemov stringerov profilu Z došlo k značnému zníženiu súčiniteľa rezervy, pre niektoré rezy až pod hodnotu 1, preto neboli tieto stringery zvolené ako objekt optimalizácie. Optimalizačné parametre sú vyznačené na obr. 43 červenou farbou.

Proces získavania optimálneho návrhu horného panelu mal iteračný charakter a prebiehal ručne za pomoci programu *STAUNO*. Ako vstupná geometria boli použité vstupné súbory vo formáte *.uno* s pozmenenými údajmi, obsahujúcimi optimalizovanú geometriu dolného panelu. Kritické napätia stringerov horného panelu boli stanovené za pomoci [13], tab. 2.6. Pre výpočet boli použité materiálové vlastnosti, uvedené v tab. 2. Z dôvodu kritickosti horného panelu z hľadiska celkovej únosnosti a bezpečnosti letu boli optimalizačné kritériá oproti dolnému panelu z hľadiska únosnosti prísnejšie a bolo stanovené nasledovne:

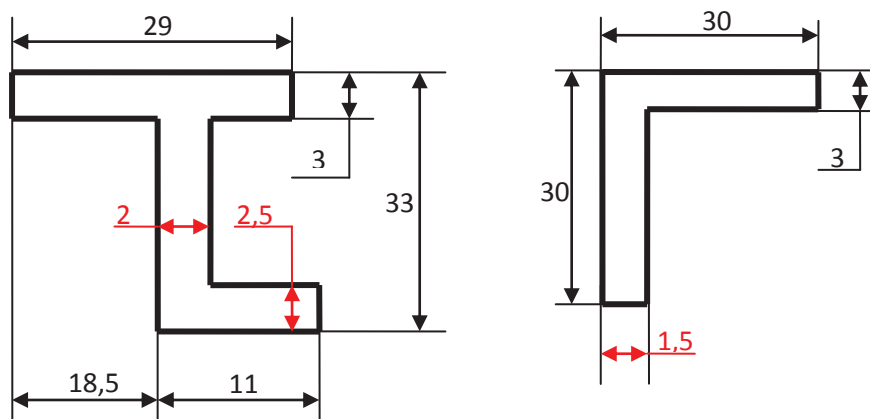
- súčiniteľ využitia materiálu pre pásnice nosníka a kľúčové stringery $\sum k_{min} > 1$ pre všetky kritické letové prípady.;
- výška a tvar stringerov ostanú nezmenené.

Vzhľadom na relatívne nízke súčinitele rezervy pri poruche nosníka v rezoch 0 až 8 (cca 1,03) boli optimalizované iba rezy 8 až 21. Iteračný proces bol inicializovaný kombináciou rôznych rozmerov optimalizačných parametrov. Sledovaním výsledných súčiniteľov rezervy každého kroku sa ukázalo, že smerom ku koncu krídla je možné postupne znižovať hrúbku stringerov. Prehľad hmotností horného panelu pred a po optimalizácii je uvedený v kapitole 9.1. Výsledné rozmery optimalizovaných stringerov pre dané rezy sú znázornené na obr. 44. Prehľad výsledkov kontroly únosnosti optimalizovaného kesónu je uvedený v prílohe 8.

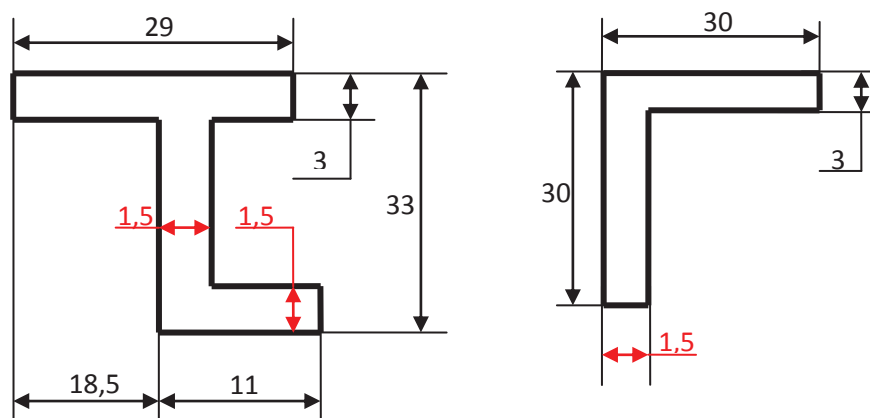
Výsledky vykazujú všetky súčinitele rezervy nosníkov a kľúčových stringerov pri poruche $R.F. > 1$. Zároveň mierne klesli súčinitele rezervy dolného panelu, no boli dodržané kritéria bezpečnosti s potrebnou rezervou. Z toho dôvodu je možné prehlásiť optimalizovaný návrh ako vyhovujúci.



Obr. 44 Optimalizované rozmery stringerov medzi rezmi 8 - 10



Obr. 45 Optimalizované rozmery stringerov medzi rezmi 10 - 15



Obr. 46 Optimalizované rozmery stringerov medzi rezmi 15 - 21

8 Zhrnutie výsledkov

Z hľadiska bezpečnostných a prevádzkových kritérií boli dôležité 3 parametre, a to hodnota hlavného normálového napätia v jednotlivých prvkoch dolného panelu, z toho vyplývajúce súčinitele bezpečnosti celého krídla pri kritických letových prípadoch a z hľadiska cieľov tejto práce bola kľúčovým parametrom počiatočná a koncová hmotnosť konštrukcie. Táto kapitola obsahuje prehľad výsledných hodnôt týchto parametrov a ich porovnanie v rôznych etapách optimalizácie.

Príloha 9. obsahuje výber dôležitých výsledkov topometrickej optimalizácie v MSC Nastran, vytiahnutých z výsledného súboru vo formáte .f06. Táto príloha obsahuje údaje o hodnotách normálových napätí vo vlákne Z1 a Z2 v sledovaných prvkoch, informáciu o výslednej hmotnosti konštrukčného celku krídlo + stredná časť trupu a výsledné hodnoty návrhových premenných, teda hrúbok potahu a stringerov. Okrem toho je v jej závere informácia o hodnotách návrhových premenných v jednotlivých iteráciách optimalizácie.

8.1 Hmotnosť

Prehľad informácií o zmenách hmotnosti v jednotlivých etapách optimalizácie spodného panelu ľavej polovice krídla je uvedený v tab. 11. Tieto hodnoty boli odčítané z informácií, poskytnutých programom ANSA. Z tejto tabuľky je možné vyčítať, že k najvýznamnejšej úspore na hmotnosti došlo v koncových rezoch kesónu, nachádzajúcimi sa v bleskovej zóne 3. Celkovo sa hmotnosť dolného panelu po optimalizácii znížila o 3,87 kg, čo tvorí významný 7,6% rozdiel.

Rez	Hmotnosť [kg]			Rozdiel	
	Pôvodná	Po optimalizácii	Po úprave	Absolútny [kg]	Relatívny [%]
0	3.753	3.753	3.753	0	0
102	4.495	4.495	4.495	0	0
103	4.909	4.532	4.532	0.377	7.7
104	4.353	4.24	4.240	0.113	2.6
105	3.873	3.851	3.851	0.022	0.6
106	3.864	3.754	3.754	0.11	2.8
8	4.125	3.744	3.744	0.381	9.2
10	3.808	3.412	3.412	0.396	10.4
111	3.176	2.931	2.931	0.245	7.7
112	2.876	2.488	2.488	0.388	13.5
113	2.651	2.438	2.438	0.213	8.0
15	2.447	2.261	2.261	0.186	7.6
116	1.836	1.438	1.438	0.398	21.7
117	1.739	1.361	1.361	0.378	21.7
118	1.536	1.176	1.176	0.36	23.4
20	1.233	0.705	0.933	0.3	24.3
Dolný panel	50.674	46.579	46.807	3.867	7.6

Tab. 11 Prehľad zmien hmotnosti v jednotlivých rezoch dolného panelu ľavej polovice krídla

Rez	Ušetrená hmotnosť [kg]		
	T stringer	L stringer	Celková
8 - 10	0.064	0.060	0.124
10 - 15	0.152	0.168	0.320
15 - 20	0.205	0.173	0.378
Horný panel	0.421	0.401	0.822

Tab. 12 Prehľad ušetrených hmotností na hornom paneli kesónu

Prehľad ušetrených hmotností na hornom paneli je uvedený v tabuľke 12. Ušetrená hmotnosť bola počítaná manuálne analytickou metódou pri uvážení hustoty duralu $\rho = 2,85 \text{ g/cm}^3$. Celkovo sa dosiahlo zníženie hmotnosti horného panelu polovice krídla o hodnotu 0,822 kg.

Údaje o celkovej zmene hmotnosti krídla sú uvedené v tab. 13. Globálne došlo k ušetreniu 9,38 kg hmoty, čo je 1,7% úspory v rámci celého krídla. K najvýznamnejšiemu zníženiu hmotnosti došlo na dolnom paneli vďaka implementácii optimalizačných možností systémov MKP.

Prvok	Hmotnosť [kg]		Rozdiel	
	Pôvodná	Optimalizovaná	Absolútny [kg]	Relatívny [%]
Dolný panel	50.674	46.807	3.867	7.6
Horný panel	81.384	80.562	0.822	1.0
Krídlo	536.871	527.493	9.378	1.7

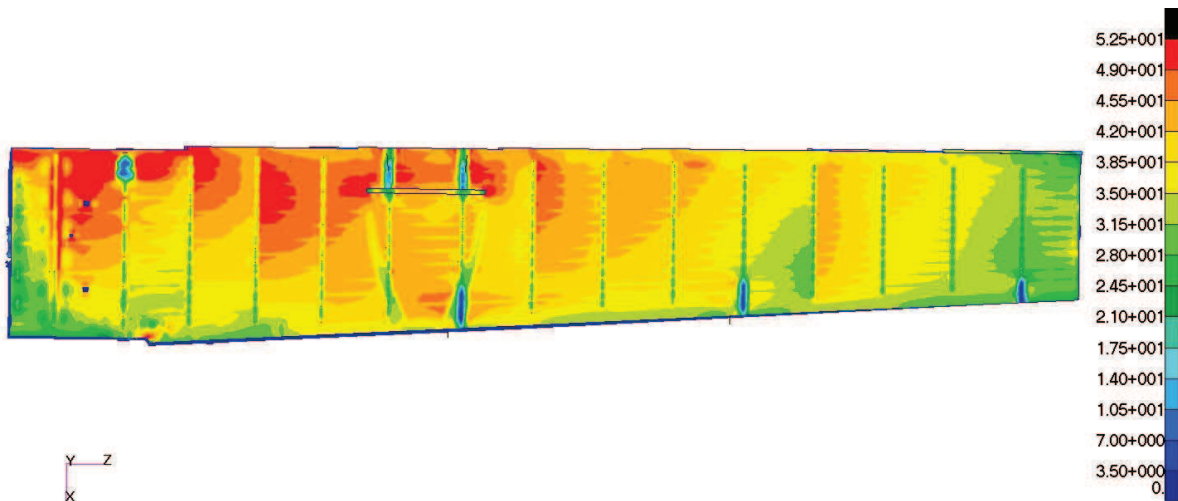
Tab. 13 Celkové ušetrenie hmotnosti krídla

8.2 Hlavné normálové napätia

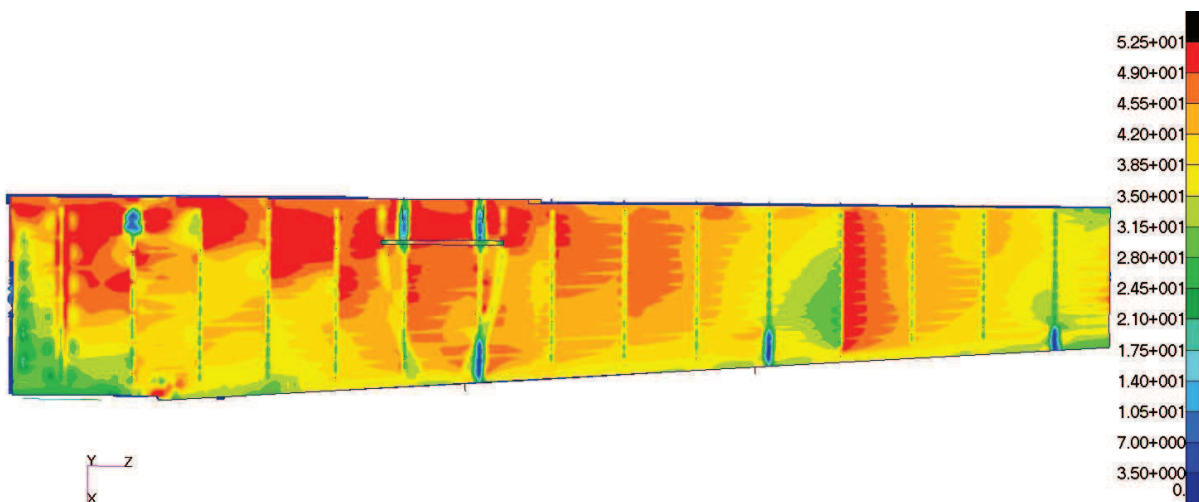
Výsledné rozloženie normálových napätí pôvodného a optimalizovaného návrhu pri letovom prípade 30, kľúčovom z hľadiska návrhu podľa princípov *DT*, sú znázornené na obr. 47 a 48. Je možné poznamenať, že optimalizovaný návrh dosiahol lepšie využitie materiálu, čomu nasvedčuje väčšie zastúpenie plochy dolného panelu regiónmi s vyššou hodnotou hlavného normálového napätia. Taktiež bolo dosiahnuté lepšie využitie materiálu stringerov, keďže pôvodné hodnoty normálového napätia nepresahovali hodnotu 39,5 MPa, zatiaľ čo na stringeroch optimalizovaného panelu sa nachádzajú regióny s hodnotou hlavného napätia 50 MPa.

Napätie v poťahu medzi rezmi 20 - 21 sa na rozdiel od návrhu pred jeho úpravou znížilo zvýšením hrúbky poťahu, čím sa odstránil aj nepríjemný gradient napätia. Tým je možné nazvať tento návrh optimálnym z viacerých hľadísk. Gradient napätia medzi rezmi 15 a 116 je možné odstrániť ďalším navýšením hrúbky poťahu, čím sa návrh z hľadiska bezpečnosti posunie na bezpečnejšiu stranu.

Konkrétne hodnoty hlavného napätia pre jednotlivé sledované konečné prvky sú uvedené v elektronickej prílohe v textovom formáte .f06.



Obr. 47 Rozloženie hlavných normálových napätí pôvodného návrhu dolného panelu



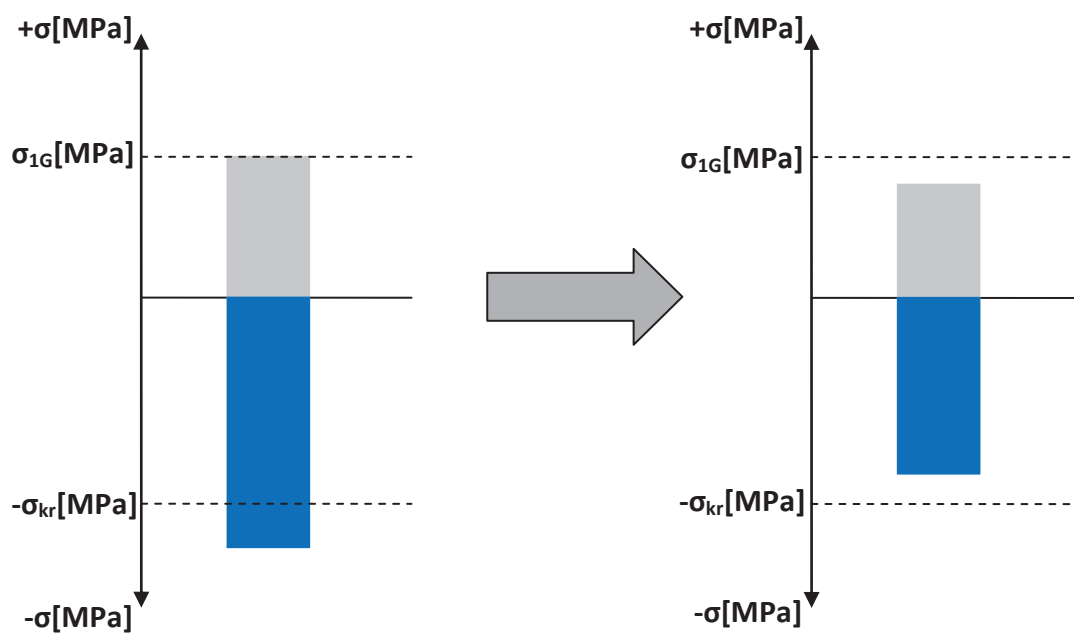
Obr. 48 Rozloženie hlavných normálových napätí optimálneho návrhu dolného panelu

8.3 Súčinitele rezervy

Tabuľka 14. obsahuje prehľad súčiniteľov rezervy v kritických rezoch krídla pre ich najkritickejšie letové prípady. Detailný prehľad výsledkov je uvedený v prílohe 8. Podľa predpokladov sa so znížením prierezových charakteristík znížili aj hodnoty R.F. oproti pôvodnému návrhu, no ostali splnené všetky bezpečnostné kritéria prevádzky lietadla.

Cieľom optimalizácie bolo získať najvhodnejšie využitie materiálu, teda dostať konštrukciu do stavu, znázornenú na obr. 1. To sa z väčšej časti podarilo. Jedine rez 20 bolo potrebné upraviť z hľadiska prenosu tlakového zaťaženia pri prípadoch ohybu krídla smerom dole. To bolo splnené vykonanou úpravou. Počiatočný a výsledný napätový stav rezu 20 je znázornený na obr. 49.

Na základe hodnôt R.F. je možné usúdiť, že pre návrh väčšej časti dolného panelu krídla, ohraničenou bleskovou zónou 1C, bol kritickým prípadom únavový letový prípad č. 30. Pri únosnosti v tlaku a šmyku sa objavili značné súčinitele rezervy a je možné povedať, že optimalizovaný tvar sa v podstatnej miere priblížil k stavu, znázornenému na obr. 1. Naopak pre dolný panel v bleskovej zóne 3 boli kritické prípady tlakového zaťaženia. Z tohto dôvodu v týchto rezoch nie je úplne dosiahnutý požadovaný stav. Pre horný panel boli kritické prípady jednoznačne prípady tlakové pri ohybe krídla hore.



Obr. 49 Stav únosnosti rezu 20 pred a po úprave hrúbky poťahu

Rez	Ohyb dole	Ohyb hore
103	2.928	1.012
8	2.276	1.022
10	2.268	1.030
15	1.619	1.147
116	1.136	1.026
117	1.266	1.177
118	1.26	1.112
20	1.041	1.310

Tab. 14 Výsledné súčinitele rezervy pri kritických prípadoch zaťaženia

9 Záver

Práca sa zaoberala procesom optimalizácie kesónu letúna *L 410 NG*. V úvode je uvedený stručný popis letúna a konštrukcie jeho krídla. Vyšší dôraz je kladený na konštrukciu jeho centrálnej dutiny, ktorej dolný a horný panel bol objektom optimalizácie.

Jadro práce je tvorené stručným teoretickým vstupom do numerickej optimalizácie a aplikáciou jej metód. Ďalšie kapitoly sú venované kontrole únosnosti, ktorá bola potrebná pre validáciu výsledkov optimalizácie z hľadiska bezpečnosti nového návrhu. Následne je uvedená metodika a výsledky optimalizácie horného panelu, po ktorom nasledovala finálna kontrola únosnosti krídla. Posledná kapitola obsahuje sumár výsledkov.

Hlavný dôraz pri práci bol kladený na parametrickú optimalizáciu dolného panelu krídla s využitím moderných systémov, implementujúcich možnosti *MKP* a pre jej splnenie vhodne poslúžil optimalizačný riešič *SOL 200* balíka *MSC Nastran*, využívajúci gradientné metódy. Parametrom optimalizácie boli hrúbky poťahových polí a pozdĺžnych výstuh poťahu v oblasti kesónu.

Hlavným prínosom pre optimalizáciu bola možnosť rozdelenia pôvodného návrhu poťahu na menšie poťahové polia, ako je znázornené na obr. 30. Tým boli dosiahnuté optimálne hrúbky týchto polí a stringerov. Praktické prevedenie tohto návrhu je umožnené použitím päťosej frézy pri výrobe spodného aj horného panelu. V menšej miere sa na výslednom optimálnom návrhu podieľal aj nový materiál dolného panelu s lepšími mechanickými vlastnosťami, čo spôsobilo vyššiu medzu únosnosti celej konštrukcie. Tieto faktory umožnili efektívnejšiu distribúciu hmoty pozdĺž rozpätia krídla a hĺbky profilu.

Aplikáciou vedľajších podmienok a napäťových odoziev bol dosiahnutý optimálny napäťový stav konštrukcie z hľadiska únavovej životnosti a podarilo sa podstatne priblížiť k požadovanému stavu konštrukcie, zobrazenému na obrázku 1. Pritom bola znateľne redukovaná hmotnosť dolného panelu krídla.

V menšej miere bol optimalizovaný horný panel kesónu, v ktorom došlo k zmenšeniu prierezu stringerov v jeho zadnej časti. Ich optimalizácia prebiehala iteračne s použitím programu *STAUNO*.

Pre splnenie kritérií bezpečnosti bol optimalizovaný návrh skontrolovaný na únosnosť pri kritických režimoch letu. Táto kontrola preukázala splnenie požiadavok bezpečnosti nového návrhu. V závere je teda možné prehlásiť, že sa podarilo splniť všetky stanovené ciele a spracovaná metodika je použiteľná pri návrhu leteckých konštrukcií.

Zoznam použitej literatúry

- [1] AIRCRAFT INDUSTRIES, a.s - *Základní charakteristika letounu L 410*. [online]. 2013. Dostupný z WWW: <http://www.let.cz/clanek_316_zakladni-charakteristika.html>
- [2] L410.cz - *Fotogalerie L 410*. [online]. 2013. Dostupný z WWW: <<http://www.l410.cz/wp/fotogalerie/l-410-uvp-e>>
- [3] ROZSÁR, P., et al.: *Supplemental Inspection Document Program for the Aircraft L 410 NG*, MOSTA.0439.A.U.MD, Aircraft Industries, Kunovice, 2012
- [4] NIU, Michael C.Y.: *Airframe Stress Analysis and Sizing*. 2nd edition. Hong Kong: HONG KONG CONMILIT PRESS LTD, 1999. 795 s. ISBN 962-7128-02-2
- [5] ROZSÁR,P.: *Výpočet napětí σ_{1G} pro dolní stranu křídla letounu L 410 NG*, MOSTA.0421.A.U.TR, Aircraft Industries, Kunovice, 2011
- [6] MAREŠ, T.: *Konstrukční optimalizace*. Praha: Nakladatelství ČVUT, 2007. 106 s. ISBN 978-80-01-03696-9
- [7] MSC NASTRAN *Design Sensitivity and Optimization User's guide*, Version 2010, The MacNeal-Schwedler Corporation, Los Angeles, CA, 2010
- [8] AIRBUS - *A380 Weight Reduction Through Optimization*. [online]. 2013. Dostupný z WWW: < <http://www.altairproductdesign.com/CaseStudyDetail.aspx?id=10>>
- [9] MSC NASTRAN *Quick reference guide*, Version 2008, The MacNeal-Schwedler Corporation, Los Angeles, CA, 2008
- [10] TOBOLA, P. – MARTINÁK, L.: *Ochrana proti účinkům blesku - Zónování letounu*, MOSTA.0211.E.E.PD, EVEKTOR, Kunovice, 2011
- [11] HLAVÁČEK, J.: *Konstrukce a pevnost letadel, díl 1*. 1. Vydanie. Brno: VAAZ, 1970. 187 s.
- [12] MEGSON, T.H.G.: *Aircraft Structures for Engineering Students*, 4th edition. Oxford: Butterworth - Heineman, 2007, 824 s. ISBN: 978-0750667395
- [13] ČTVERÁK, J. – MERTL, V. – PIŠTĚK, A.: *Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí*, VUT Brno, 1997
- [14] Výkresová dokumentácia letúna L 410 NG
- [15] RŮŽEK, R.: *Materiálové charakteristiky desky tl. 50 mm vyrobenej zo zliatiny 7475-T7351 (KUMZ) a ich hodnotenie*, MOSTA.0422.V.U, Aircraft Industries, Kunovice, 2012
- [16] WARCHIL, M.: *Křídlo – podklady pro STAUNO (jednopanelová varianta, krivka $\sigma_{1G} = 52,5$ MPa)*, MO-DI-020, EVEKTOR, Kunovice, 2012

Zoznam symbolov a skratiek

Δx	[-]	Čiastková dĺžka kroku
ΣK_{\min}	[-]	Súčiniteľ využitia materiálu
μ	[-]	Poissonova konštanta
ρ	[g/cm ³]	Hustota
σ_{1G}	[MPa]	Hlavné normálové napätie pri lete s násobkom $n = 1$
σ_{DOV}	[MPa]	Dovolené napätie
σ_{HN}	[MPa]	Hlavné normálové napätie
σ_{kr}	[MPa]	Kritické napätie pri poruche
$\sigma_{kr,EU,PAN}$	[MPa]	Kritické napätie poťahu podľa Eulera
$\sigma_{kr,EU,ST}$	[MPa]	Kritické napätie stringeru podľa Eulera
$\sigma_{kr,PAN}$	[MPa]	Kritické napätie pri lokálnej strate stability panelu
$\sigma_{kr,SK}$	[MPa]	Kritické napätie pri lokálnej strate stability poťahu
$\sigma_{kr,ST}$	[MPa]	Kritické napätie pri lokálnej strate stability stringeru
σ_{red}	[MPa]	Redukované napätie podľa teórie napätosti <i>HMH</i>
σ_{skut}	[MPa]	Skutočné normálové napätie prvku
$\tau_{kr,st}$	[MPa]	Kritické napätie pri strate stability poťahu
$\tau_{kr,un}$	[MPa]	Kritické napätie pri strate únosnosti poťahu
τ_{skut}	[MPa]	Skutočné šmykové napätie prvku
A_{ST}	[mm ²]	Plocha priečného prierezu stringeru
A_{PAN}	[mm ²]	Plocha priečného prierezu panelu
b_{SK}	[mm]	Šírka poťahu
b_{ST}	[mm]	Výška stringeru
CONV1	[-]	Relatívne kritérium konverencie
CONV2	[-]	Absolútne kritérium konverencie
DT	[-]	<i>Damage Tolerance</i>
E	[MPa]	Youngov modul pružnosti
EID	[-]	<i>Element Identification number</i> , Identifikačné číslo prvku
$F_{c,cr}$	[ksi]	Kritické napätie pri lokálnej strate stability panelu
F(X)	[-]	Cieľová funkcia
$g_j(X)$	[mm,MPa]	Stavová premenná nerovnostných podmienok
$h_k(X)$	[-]	Stavová premenná rovnostných podmienok
H	[m]	Výška letu
HMH	[-]	Huber, von Miseses, Henckey
$J_{x,PAN}$	[mm ⁴]	Kvadratický moment zotrvačnosti panelu k ose x
$J_{x,ST}$	[mm ⁴]	Kvadratický moment zotrvačnosti stringeru k ose x
K	[-]	Poradie kroku
L_B	[h]	Bezpečná životnosť

LH	[h]	Letové hodiny
L_{PAN}	[mm]	Dĺžka panelu (rozteč rebier)
m_1	[kg]	Hmotnosť konštrukčného celku krídlo-trup pred optimalizáciou
MP	[-]	Matematické programovanie
n	[-]	Násobok zaťaženia
PID	[-]	Property Identification number , Identifikačné číslo sady vlastností
PSE	[-]	Primary Structural Element , primárny prvok konštrukcie
R.F.	[-]	Reserve Factor , Súčiniteľ rezervy
R_m	[MPa]	Medza pevnosti materiálu
$R_{p0.2}$	[MPa]	Medza kĺzu material
t	[mm]	Hrúbka
t_{SK}	[mm]	Hrúbka poťahu
t_{ST}	[mm]	Hrúbka stringeru
V_C	[km/h]	Cestovná rýchlosť
X	[mm]	Návrhová premenná
x_i	[mm, MPa]	Aktuálna hodnota
x_i^L	[mm, MPa]	Dolná medza
x_i^U	[mm, MPa]	Horná medza
Z	[m]	Dĺžka po rozpätí

Zoznam príloh

- Príloha 1:** Systémový výkres krídla letúna L 410 NG
- Príloha 2:** Priebeh zložiek zaťaženia krídla pri letovom prípade 30
- Príloha 3:** Výsledky optimalizácie dolného panelu
- Príloha 4:** Validácia metód výpočtu podľa STAUNO a MKP
- Príloha 5:** Kontrola stavu napätosti dolného panelu po optimalizácii
- Príloha 6:** Výsledky kontroly únosnosti kritických rezov kesónu pri zaťažení tlakom (po optimalizácii dolného panelu)
- Príloha 7:** Výsledky kontroly stability a únosnosti poťahu v rezoch 116 – 20 pri zaťažení šmykom
- Príloha 8:** Výsledky celkovej kontroly únosnosti kritických rezov kesónu pri zaťažení tlakom
- Príloha 9:** Elektronická príloha (CD-ROM)