



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

HMOTNOSTNÍ OPTIMALIZACE DOLNÍHO INTEGRÁLNÍHO PANELU KŘÍDLA VELKÉHO DOPRAVNÍHO LETOUNU DLE PŘEDPISU CS-25

BOTTOM INTEGRAL PANEL WEIGHT OPTIMIZATION OF LARGE TRANSPORT AEROPLANE ACCORDING
TO REGULATION CS-25

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Tomáš Bohýl

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Dalibor Vlček

BRNO 2021

Zadaní diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Bc. Tomáš Bohýl
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Stavba letadel
Vedoucí práce:	Ing. Dalibor Vlček
Akademický rok:	2020/21

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 dolního integrálního panelu křídla velkého dopravního letounu dle předpisu CS–25

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Úkolem je provést optimalizaci konstrukce dolního integrálního panelu křídla velkého turbovrtulového dopravního letounu dle předpisu CS–25 za účelem snížení hmotnosti při dodržení požadovaných parametrů statické pevnosti, únavové životnosti a Damage Tolerance. Způsob rozdělení průřezu mezi podélníky a nosný potah má vedle statické pevnosti také vliv na rychlost šíření únavových trhlin a zbytkovou pevnost panelu, a tedy i na program prohlídek v provozu. Tento vliv je významný zejména v oblastech křídla, kde je detekovatelná délka trhlin poměrně velká z důvodu omezeného přístupu, např. v části křídla nacházející se nad trupem, v motorové gondole nebo v oblasti závěsů vztlačových klapek. Zvládnutí dané problematiky je klíčové pro návrh hmotnostně vyhovujícího konstrukčního řešení křídla, které bude zároveň splňovat požadavky certifikační specifikace CS–25. Diplomová práce by měla být ve společnosti Aircraft Industries, a.s. přímo využitelná při vývoji nových výpočetních metod v rámci vývoje letounu podle certifikační specifikace CS–25.

Cíle diplomové práce:

V první části diplomant provede rozbor platných certifikačních specifikací vztahujících se k danému tématu. V další části bude provedena rešerše používaných konstrukčních řešení. Stěžejní částí práce bude návrh variant konstrukce dolního integrálního panelu křídla a jejich následná optimalizace za účelem snížení hmotnosti při dodržení požadovaných parametrů statické pevnosti, únavové životnosti a Damage Tolerance. V rámci optimalizace diplomant definuje návrhový prostor, stanoví kritéria optima a definuje návrhové proměnné. Závěrečným výstupem bude hodnocení a inženýrská interpretace dosažených výsledků; součástí bude rovněž návrh programu zkoušek pro experimentální ověření vyvozených závěrů.

Seznam doporučené literatury:

PÍŠTĚK, A., GRÉGR, O., KAHÁNEK, V. a BÖHM, R.: Pevnost a životnost letadel I. 1.vydání. Brno: FS VUT v Brně, 1987.

ČTVERÁK, J., PÍŠTĚK, A. a MERTL, V.: Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí. 1.vydání. Brno: FSI VUT v Brně, 1997.

NIU, M. Ch.Y.: Airframe stress analysis and sizing. 2nd edition. Hong Kong: Hong Kong Conmillit Press, 1997. ISBN 962-7128-08-2.

MEGSON, T.H.G.: Aircraft Structures for Engineering Students, 4th edition. Oxford: Butterworth - Heineman, 2007. ISBN 978-0-75066-7395.

MAREŠ, T.: Základy konstrukční optimalizace. Praha: [Tomáš Mareš], 2006. Knižnice konstrukční optimalizace. ISBN 80-239-6508-5.

CS-25. Certification Specifications And Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes. Amendment 25. EASA, 2020.

BENT, L.: Practical Airframe Fatigue and Damage. Croydon: Sigma K Ltd., 2013. ISBN 978--9565174-0-1.

SCHMIDT, H.-J. a SCHMIDT-BRANDECKER, B.: Fatigue and damage tolerance course for metal structure. Buxtehude: Aerostruc, 2013.

HARTER, J. A. AFGROW users guide and technical manual. Centerville, Ohio: Lextech, Inc. 2014.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

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

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato diplomová práce se zabývá optimalizací vyztuženého integrálního panelu křídla letounu L-610 vzhledem k jeho únavové životnosti. Analýza byla provedena pomocí MKP, programu AFGROW a jazyka PYTHON.

Klíčová slova

Damage tolerance, šíření únavové trhliny, optimalizace,

ABSTRACT

This master thesis deals with optimization of stiffened integral wing panel of L-610 aircraft to its fatigue life. Analysis has been made using FEM, AFGROW software and PYTHON language.

Keywords

Damage tolerance, crack growth, optimization

Bibliografická citace

BOHÝL, Tomáš. *Hmotnostní optimalizace dolního integrálního panelu křídla velkého dopravního letounu dle předpisu CS-25* [online]. Brno, 2021 [cit. 2021-05-20]. Dostupné Z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/132471>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Dalibor Vlček.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma "Hmotnostní optimalizace dolního integrálního panelu křídla velkého dopravního letounu dle předpisu CS-25" vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu, který tvoří přílohu této práce.

V Brně dne 20.5.2021

Tomáš Bohýl

Seznam zkratek a fyzikálních veličin

Zkratka	Jednotka	Význam
a	[mm]	délka trhliny
AI	[-]	Aircraft Industries, a.s.
b _{pot}	[mm]	rozteč podélníků
BSR	[1]	bearing stress ratio, kontaktní část zatížení
DET	[-]	detailní vizuální inspekce
DT	[-]	damage tolerance, přístup ke konstrukci z hlediska únavy
E	[MPa]	Yongův modul pružnosti
EIQF	[-]	Equivalent Initial quality Flaw, typ počáteční trhliny
EIRF	[-]	Equivalent Initial Rogue Flaw, typ počáteční trhliny
EPLM	[-]	elasticko plastická lomová mechanika
GVI	[-]	základní vizuální inspekce
K	[MPa*m ^{1/2}]	součinitel koncentrace napětí
K _R	[MPa*m ^{1/2}]	kritický součinitel koncentrace napětí
k _s	[1]	koeficient tvaru pro výpočet stability
K _{TH}	[MPa*m ^{1/2}]	prahový součinitel koncentrace napětí
K _{IC}	[MPa*m ^{1/2}]	lomová houževnatost ve stavu rovinné deformace
L _{det}	[mm]	detekovatelná délka trhliny
LELM	[-]	lineární elastická lomová mechanika
L _h	[mm]	skrytá délka trhliny
LOV	[-]	limit of validity, doba, po které jsou ověřena data týkající se WFD
L _{vis}	[mm]	viditelná délka trhliny
m	[1]	parametr ve Wheelerově retardačním modelu
MED	[-]	multiple element damage, jeden ze zdrojů WFD
MKP	[-]	metoda konečných prvků

MSD	[-]	multiple site damage, jeden ze zdrojů WFD
MSG-3	[-]	dokument předepisující metodiku údržby letounu
MTOW	[kg]	maximální vzletová hmotnost
PSE	[-]	principal structural element, díl určený k DT analýze
R	[1]	koeficient nesouměrnosti kmitu
r_p	[mm]	velikost plastické zóny
$R_{p0,2}$	[MPa]	mez kluzu
SF	[1]	scatter factor, součinitel spolehlivosti
SIF	[MPa*m ^{1/2}]	stress intensity factor, součinitel intenzity napětí
SLSQP	[-]	optimalizační metoda
SOP	[-]	svislá ocasní plocha
T_{trh}	[lety]	počet letů, kdy začnou prohlídky
T_{crit}	[lety]	počet letů při kritické trhlině
T_{det}	[lety]	počet letů při detekovatelné trhlině
t_{pod}	[mm]	tloušťka podélníku
t_{pot}	[mm]	tloušťka potahu
TSR	[1]	tensile stress ratio, tahová část zatížení
TWIST	[-]	spektrum zatížení křídla velkého dopravního letounu
VOP	[-]	vodorovná ocasní plocha
WFD	[-]	widespread fatigue damage, mnohoohniskové únavové poškození
β, Y	[1]	funkce vyjadřující vliv geometrie a způsobu zatížení
ΔK	[MPa*m ^{1/2}]	rozkmít součinitele intenzity napětí
γ	[1]	parametr zpoždění
μ	[1]	Poissonův poměr
σ	[MPa]	normálové napětí

Obsah

1. Úvod	10
1.1 Popis letounu L-610.....	10
1.2 Popis stávajícího panelu	11
2. Teorie	12
2.1 Návrhové principy z hlediska únavové životnosti.....	12
2.2 Růst trhliny.....	14
2.2.1 Počáteční trhliny.....	14
2.2.2 Lineární lomová mechanika (LELM).....	15
2.2.3 Nestabilní lom	17
2.2.4 Praktické získání SIF	18
2.2.5 Predikce růstu trhliny.....	20
2.2.6 Interakce kmitů.....	23
2.2.7 Wheelerův model	24
2.2.8 Plán inspekčních prohlídek	26
2.3 Optimalizace	26
2.3.1 Optimalizační proces.....	26
2.3.2 Rozdělení optimalizačních úloh.....	27
2.3.3 Princip numerické optimalizace.....	28
2.3.4 Metoda SLSQP	29
2.3.5 Určení počátečních bodů	30
2.4 Zatěžovací sekvence	30
3. Použitý skript	33
4. Použitá data.....	36
4.1 Materiálová data	36
4.2 Zatěžovací sekvence	37
5. Rozbor certifikačních specifikací	38
5.1 CS-25.571	38
5.2 AC-25.571-1D.....	38
5.3 JSSG-2006.....	38
5.4 MSG-3	39
6. Rešerše konfigurací.....	41
7. Návrh.....	45

7.1	Návrhový prostor a typ optimalizace	45
7.2	MKP model	45
7.3	Postup	47
7.4	Výsledky	51
7.5	Návrh programu zkoušek.....	53
7.5.1	Tlaková zkouška	53
7.5.2	Zkouška šíření a zbytkové pevnosti panelu.....	54
8.	Závěr	55

1. Úvod

Tato diplomová práce je motivována snahou o obnovení projektu L-610 ve firmě Aircraft Industries, a.s.. Návrh letounu L-610 od začátku používá filozofii Damage Tolerance a tato práce má za cíl snížit hmotnost integrálního panelu křídla při zachování požadované doby života ve fázi šíření únavové trhliny.

V práci je v první kapitole charakterizován samotný problém, druhá kapitola přináší krátký výtah z lomové mechaniky, teorie růstu trhlin a inženýrské optimalizace.

Třetí kapitola popisuje skript, který je v práci používán a jeho tvorbu. Čtvrtá kapitola se věnuje použitým materiálům a jejich vlastnostem.

Další kapitoly jsou už samotným vypracováním, v páté kapitole se nachází přehled požadavků certifikační specifikace CS-25 a dalších týkajících se problematiky Damage Tolerance, šestá se věnuje rešerši použitých řešení integrálních panelů. Sedmá kapitola obsahuje hlavní výsledky práce, tedy optimalizovaný panel a návrh zkoušek.

Součástí práce jsou vypracovaný skript a excel k ovládní postupu.

1.1 Popis letounu L-610

L-610, k vidění na Obr. 1, je hornoplošný dopravní a transportní jednoplošník se dvěma motory schopný provozu z nezpevněných ploch. Jedná se o největší letoun navržený a vyráběný v České republice/Československu.

Oproti L-410 má více než dvounásobnou maximální vzletovou hmotnost, je větší a uveze více než dvojnásobné množství pasažérů v přetlakované kabině vyšší rychlostí, kromě velikosti je nejsnáze rozpoznatelný podle ocasních ploch v konfiguraci typu T.

Už od původního návrhu z 80. let je cesta letounu k sériové výrobě lemovaná problémy a situace dnes je také spíše předmětem dohadů.

V tabulce níže je vidět srovnání letounů L-610NG a již vyráběného L-410NG.



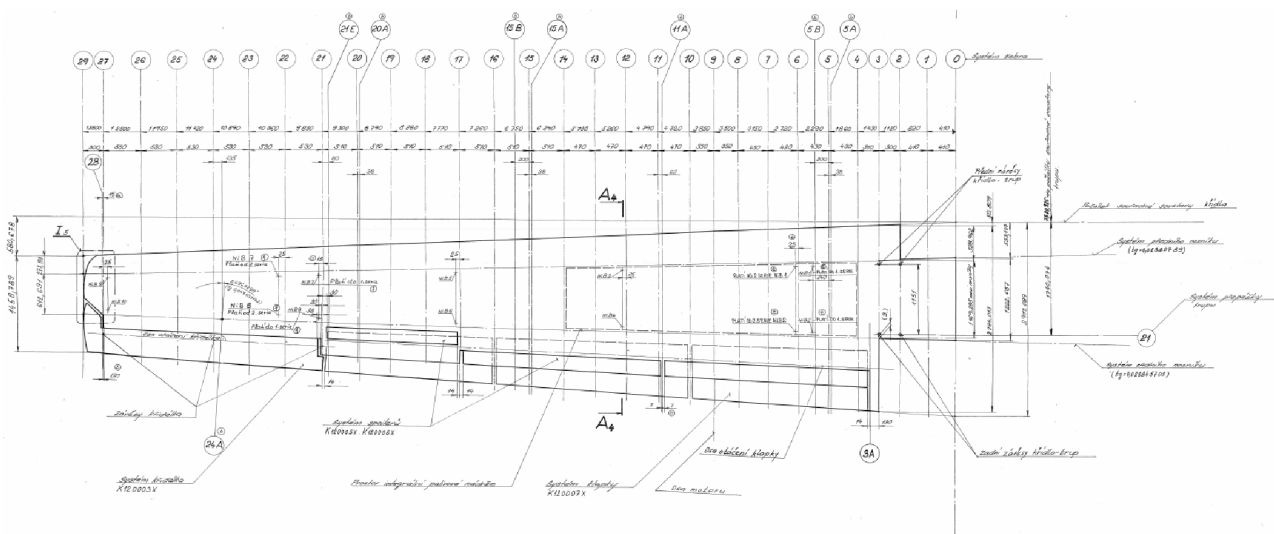
Obr. 1 L-610 [12]

Letoun	L-610 NG	L-410 NG
MTOW [kg]	17 000	7 000
Rozpětí x délka [m]	25,6 x 22,47	19,48 x 15,02
Pasažerů [1] x náklad [kg]	44 x 5 000	19 x 2 200
Dolet [km] x výdrž [h]	2 800 x 8,5	2 570 x 10,5
Návrhová životnost [h]	60 000	30 000

Tab. 1 Parametry L-610 NG a srovnání s L-410 NG [26, 30]

1.2 Popis stávajícího panelu

Původní letoun L-610 byl navrhován se skládanou konstrukcí a u L-610NG bude, jako u L-410NG, na některých místech konstrukce integrální.



Obr. 2 Potah spodní části křídla [29]

Na obrázku 2 označen vidět výkres křídla, číslem 5 je vyznačen řez, který bude používán v rámci diplomové práce. Vycházeno bude z původní skládané konstrukce L-610 a spodní panel bude dimenzován jako integrální.

2. Teorie

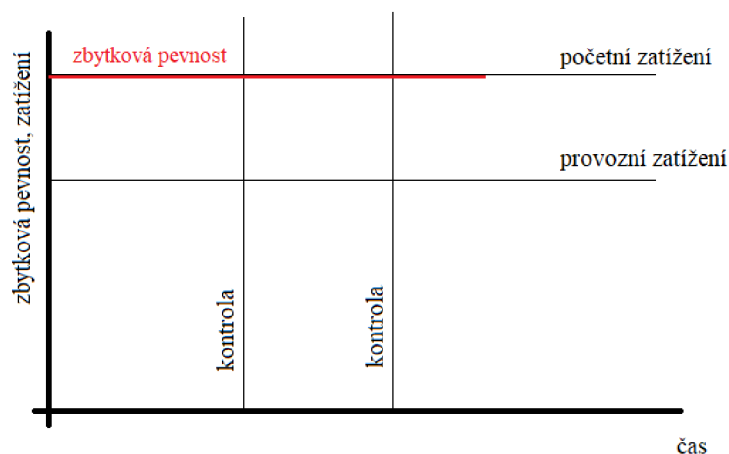
V této kapitole budou popsány teoretické základy oborů, které byly použity při vypracování diplomové práce.

2.1 Návrhové principy z hlediska únavové životnosti



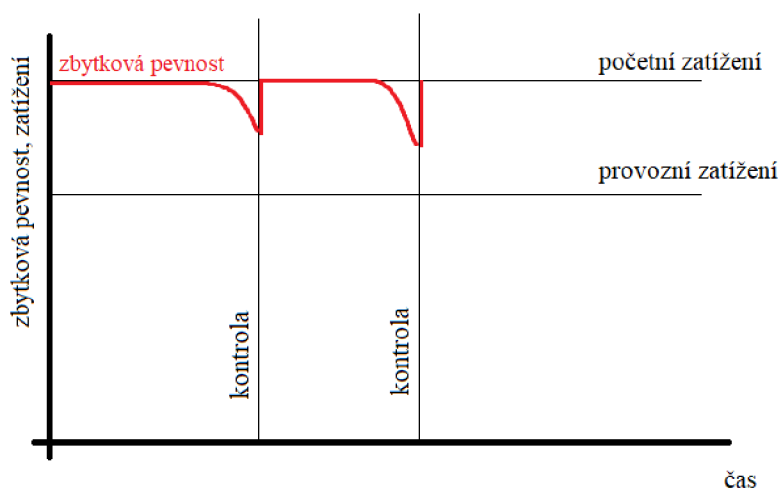
Obr. 3 Přístupy k řešení problematiky životnosti letadel [2]

Jak je vidět na obrázku 3, existují dva hlavní přístupy k únavové životnosti. Starší přístup se nazývá Safe-Life a stále se používá pro menší letadla a některé části větších letadel, například podvozky. Cílem je pro letadlo nebo pro jeho část předepsat dobu, počet cyklů, v letectví potom počet letů nebo letových hodin, během kterých je pravděpodobnost výskytu únavových trhlin menší než stanovená mez. Při použití tohoto principu si musí konstrukce zachovat během celé doby svého života pevnost rovnou výpočetnímu zatížení, jak je vidět na Obr. 4.



Obr. 4 Znárodnění konstrukce při safe-life přístupu

Modernější přístup se nazývá Damage-Tolerance (DT). Tento připouští únavové poškození v podobě trhlin, a předepisuje pro každý Principal Structure Element (PSE) plán kontrol, který při správném plnění zajišťuje objevení trhlin, než mohou výrazně ovlivnit zbytkovou pevnost, jak je zřejmé z Obr. 5. Tento přístup teoreticky umožňuje, s výjimkou oblastí se sklonem k WFD, opravami prodlužovat život letounu do nekonečna, ale i při zahrnutí ekonomických faktorů prodlužuje dobu života, což je jeho hlavní motivací.

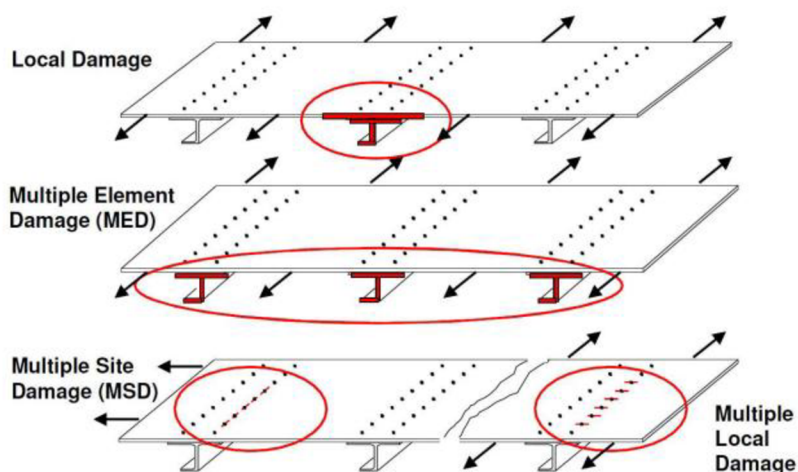


Obr. 5 Znárodnění konstrukce při DT přístupu

Hlavním dokumentem pro aplikaci principů DT je oběžník AC 25.571-1D [1]. Tento mimo jiných věcí definuje tyto termíny:

- single load path: struktura, která vede zatížení jedinou cestou a její selhání vede k selhání celé konstrukce
- multiple load path: struktura, která zatížení vede více cestami, selhání jediného nevede k selhání celé konstrukce
- principal structural element: struktura, která je kritická z hlediska vedení zatížení

- design service goal: doba, během které se v konstrukci neobjevují větší únavové trhliny
- limit of validity (LOV): doba, po kterou je ověřena platnost dat a předpokladů použitých při analýze s ohledem na výskyt WFD
- widespread fatigue damage (WFD): současný růst většího množství obvykle obtížně detekovatelných trhlín snižující zbytkovou pevnost. Rozlišují se dva zdroje WFD, které lze vidět na obrázku 6:
 - Multiple site damage (MSD) – více trhlín na jednom elementu
 - Multiple element damage (MED) – více trhlín na přilehlých elementech



Obr. 6 WFD [25]

Letoun L-610 byl od počátku navrhován podle přístupu DT, jako první v bývalém Československu. Dnes už v AI je zkušenost v používání DT přístupu na certifikovaném a vyráběném L-410NG.

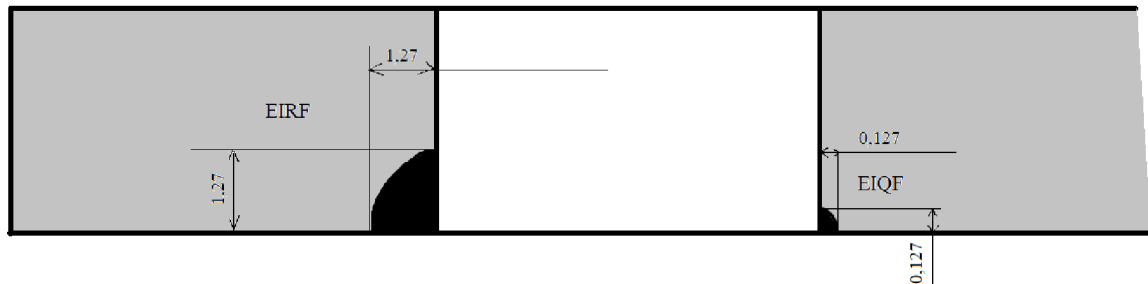
2.2 Růst trhlíny

Časové rozmezí kontrol při DT přístupu vychází z průběhů růstu trhlín a jejich detekovatelné délce. Těmto tématům se bude věnovat tato kapitola.

2.2.1 Počáteční trhliny

Přístup DT předpokládá šíření únavových trhlín z drobných defektů vzniklých při výrobě nebo provozu, při výpočtu se existence těchto trhlín předpokládá jako výchozí stav. Umístění a rozměry těchto trhlín jsou dány dokumentem [8]. Tyto rozměry se liší podle

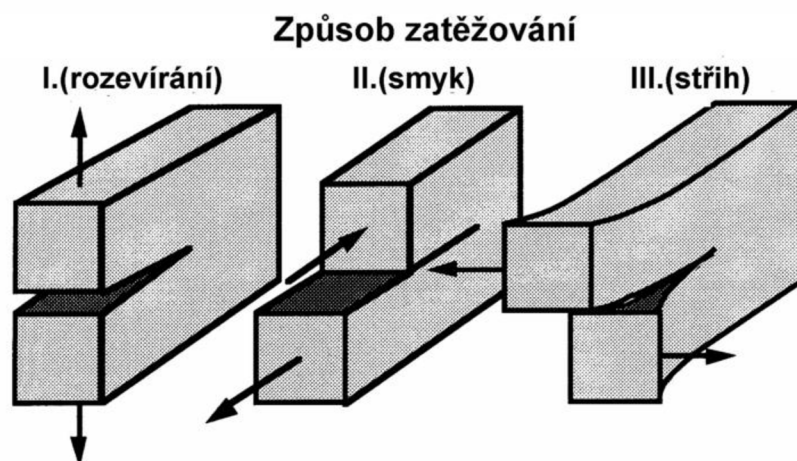
tloušťky materiálu a podle toho, je-li trhlina okrajová nebo povrchová. Dokument dále rozlišuje primární (EIRF) nedokonalosti, u kterých se předpokládá vznik při samotné výrobě letadla na otvorech a krajích součástí, vždy v nejvíce nepříznivém směru a poloze. Sekundární (EIQF) nedokonalosti se typicky předpokládají na opačné straně otvoru, než primární. Na obrázku 7 lze vidět umístění trhlin v otvoru použité v této práci.



Obr. 7 Typické umístění počátečních trhlin v otvoru pro nýt

2.2.2 Lineární lomová mechanika (LELM)

Lomová mechanika se zabývá chováním materiálu při lomu, šířením a zastavováním trhliny. Pro popis těchto jevů existuje více veličin, ale nejběžněji se používá takzvaný faktor intenzity napětí (Stress Intensity Factor - SIF) značený K . Tato značka se často doplňuje římskou číslicí označující mód, který popisuje charakter rozevírání trhliny. Tyto lze vidět na obrázku 8.



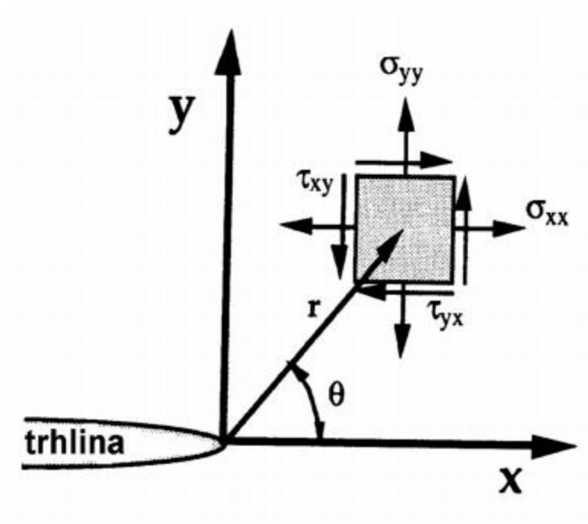
Obr. 8 Módy rozevírání trhliny [18]

Pro praktické použití je často rozhodující mód I.

Samotný faktor intenzity napětí se potom dá určit jako:

$$K_I = \lim_{r \rightarrow 0} \sqrt{2\pi r} * \sigma_y(r, 0)$$

Neznámé v této rovnici jsou znázorněny v obrázku níže.



Obr. 9 Kótování pro získání SIF [18]

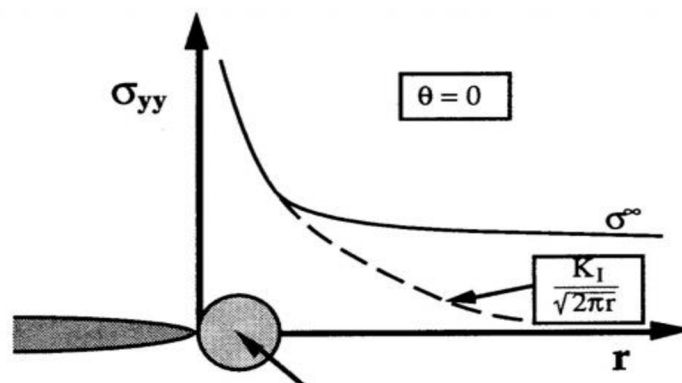
Výše napsaná rovnice je pro běžné použití nevhodná, používá se tvar:

$$K_I = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad [MPa\sqrt{m}]$$

kde: a je délka trhliny

$\sigma \sqrt{\pi a}$ je součinitel intenzity napětí v nekonečné desce

β je korekční součinitel (také tvarová funkce) který hodnotu opravuje o konečnost desky, nebo u složitějších tvarů o vliv tvaru



Obr. 10 Velikost napětí u čela trhliny [18]

Slovo lineární v názvu LELM znamená, že předpokládáme napětí v lineární oblasti, tedy pod mezí kluzu. Jak je zřejmé z obrázku 10, na čele trhliny se objevuje singularita a napětí jde k nekonečnu, předpoklad lineárnosti tedy není fakticky správný. Běžně se však tento fakt dá zanedbat, pokud platí:

$$r_p = \frac{1}{\alpha * 2\pi} * \left(\frac{K}{R_{p0,2}} \right)^2 \ll a$$

Tedy pokud je délka trhliny výrazně větší než poloměr plastické oblasti. Parametr α vyjadřuje závislost velikosti plastické oblasti na charakteru napětí, platí že:

$\alpha = 1$ pro rovinnou napjatost

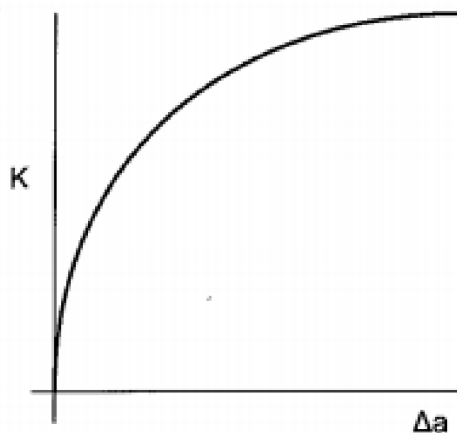
$\alpha = 3$ pro rovinnou deformaci

Pro případ velké plastické zóny je potřeba použít elasticko-plastické lomové mechaniky (EPLM) a její parametry jako je rozevření trhliny δ nebo J-integrál, tyto však nebudou dále rozebírány.

Výše popsaná plastická oblast vzniká při zatížení tělesa a nazývá se primární. Při odlehčení vzniká sekundární plastická zóna. Sekundární zóna je typická tlakovým napětím a může výrazně zpomalit růst trhliny, o čemž bude řeč později.

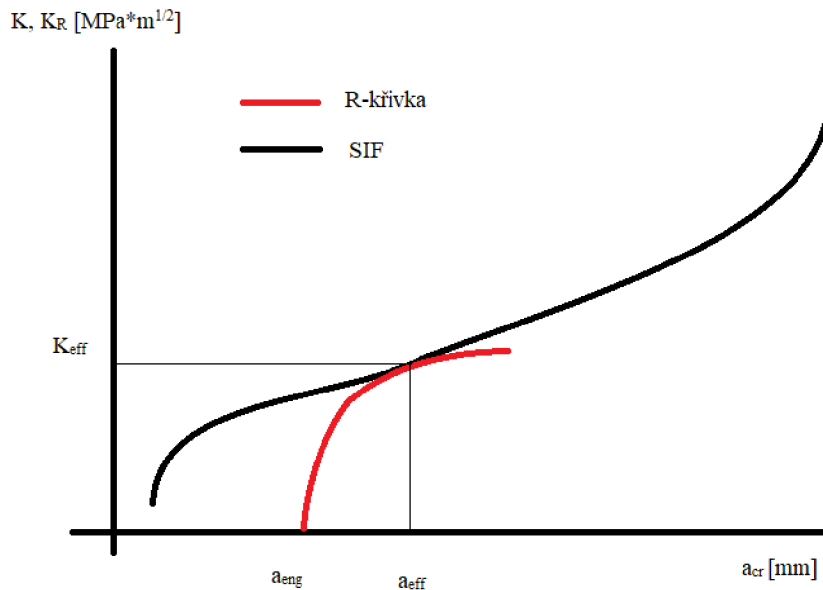
2.2.3 Nestabilní lom

Při porušování dílců s malou tloušťkou, s jakými se v letectví běžně setkáváme, dochází před lomem k výraznému prodloužení trhliny před samotným lomem bez výrazného zvětšení zatížení. Této situaci se říká nestabilní lom a k vyjádření odolnosti materiálu proti tomuto se používají takzvané R-křivky, typická je vidět na Obr. 11.



Obr. 11 R-křivka [18]

Nestabilní lom nastane, když je křivka SIF tečná na R-křivku, což se prakticky zjišťuje posouváním R-křivky po vodorovné ose, jak je ukázáno na obrázku 12.



Obr. 12 Nalezení délky trhliny pro nestabilní lom

Lom nastává při délce trhliny a_{eff} v místě tečnosti, ale prakticky se předpokládá inženýrská kritická délka trhliny a_{eng} .

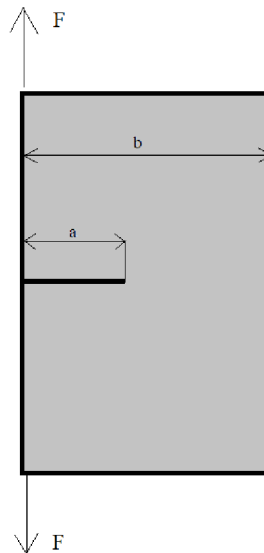
2.2.4 Praktické získání SIF

V kapitole 2.2.2 byla popsána praktická rovnice pro výpočet SIF:

$$K_I = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad [MPa\sqrt{m}]$$

Z této rovnice je snadno zjistitelná jen délka trhliny, pro složitější geometrie může být napětí obtížné zjistit a získání β -funkce bude předmětem této kapitoly.

Pro jednoduché geometrie jsou dostupné tabelované funkce, které analyticky popisují β -funkci. Někdy také značené jako Y , je zpravidla popisují jako závislost mezi délkou trhliny a šířkou dílce ve směru růstu trhliny. Jako referenční napětí v této situaci používáme napětí v neporušeném tvaru, kvůli tomuto mívají tyto vztahy omezenou platnost pro určité rozmezí poměrů rozměru a délky trhliny.



$$K_I = \sigma\sqrt{\pi a} \left[1.122 - 0.231 \left(\frac{a}{b}\right) + 10.55 \left(\frac{a}{b}\right)^2 - 21.71 \left(\frac{a}{b}\right)^3 + 30.382 \left(\frac{a}{b}\right)^4 \right]$$

Obr. 13 Trhlina v desce pod jednoosým zatížením

Pro některé geometrie a pro typické vzorky na zkoušky jsou popsány i na wikipedii [31], lze také použít [6], v AI se nejčastěji používá [21]. Na obrázku 13 lze vidět vzorec pro výpočet SIF u vzorku s okrajovou trhlinou s nákresem situace, za které je použitelný.

Vzhledem k tomu, že se pohybujeme v lineárně-elastické oblasti, lze dostupné jednoduché případy sčítat a získávat tak složitější, čemuž se říká princip superpozice.

Hlavní nevýhodou této metody je omezení geometriemi, pro které máme funkce k dispozici. Je nicméně běžně používaná pro počáteční růst trhliny. Pro trhlinu do 10 mm, kdy nedochází k výraznému přerozdělení zatížení, by navíc MKP řešení vyžadovalo velice malou velikost elementů, což by vyžadovalo množství času pro tvorbu a řešení detailních modelů.

Pro složité geometrie se používá MKP řešení. Při tomto se připraví modely s různou délkou trhliny, které reprezentují její růst. Z těchto je získán průběh SIF, který lze buď přímo využít, nebo z něj získat průběh β -funkce a tento použít jako v dalších výpočtech.

Trhlinové elementy jsou obsažené ve většině MKP programů, zde bude dále popisován postup v používaném preprocesoru ANSA a řešiči NASTRAN.

V NASTRANu existují trhlinové prvky CRAC2D pro použití s rovinnými prvky a CRAC3D pro použití s objemovými prvky. Oba dva používají pro získání SIF rovnici pro posuvy:

$$v(r, \theta) = \frac{K_I}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left(\frac{2}{1 + \mu} - \cos^2 \left(\frac{\theta}{2} \right) \right) \sin \frac{\theta}{2}$$

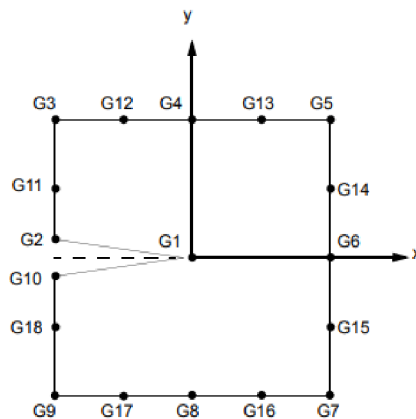
z této lze upravit a dosadit:

$$K_I = \lim_{r \rightarrow 0} \frac{E}{4} * \sqrt{\frac{2\pi}{r}} * v(r, \theta) \text{ pro rovinnou napjatost}$$

a

$$K_I = \lim_{r \rightarrow 0} \frac{E}{4(1-\mu)^2} * \sqrt{\frac{2\pi}{r}} * v(r, \theta) \text{ pro rovinnou deformaci}$$

Pro tenkostěnné struktury typické pro letectví je vhodný prvek CRAC2D. Tento je v NASTRANu definován jako 8 lineárních nebo kvadratických trojúhelníkových elementů, viz Obr. 14. Bližší informace se dají najít v [19].



Obr. 14 Prvek CRAC2D [14]

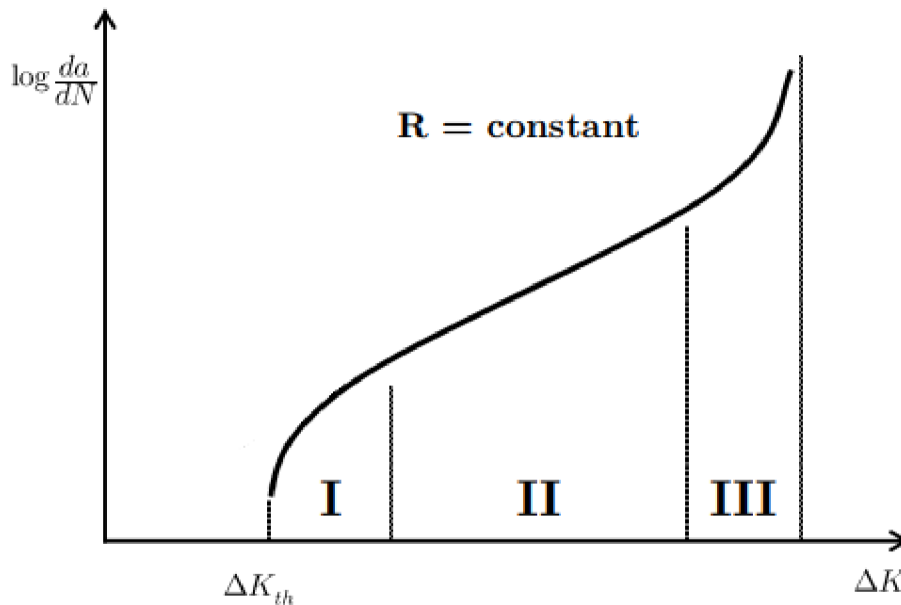
Tento prvek bohužel není v používaném preprocesoru plně podporován, je potřeba ještě umístit SPC do čela trhliny a ponechat pouze 1 translační stupeň volnosti ve směru růstu trhliny. Dále je potřeba po exportu modelu do vstupního souboru pro MKP řešič připsat element ADUM8. Mezi rovinnou napjatostí a rovinnou deformací je potřeba přepínat v nastavení vlastnosti PRAC2D.

2.2.5 Predikce růstu trhliny

Samotný výpočet růstu trhliny je hlavní úkol, ke kterému předchází kapitoly směřují. Pro certifikaci podle přístupu DT je, jak bylo řečeno dříve, potřeba znát průběh růstu trhlín na čase nebo cyklech zatížení.

Jedná se o relativně novou disciplínu, poprvé se objevuje až v 60. letech s tzv. Paris-Erdoganovou rovnicí, a i když se objevilo velké množství dalších přístupů, stále se jedná o neuzavřenou disciplínu, ve které se dá mnohé zlepšit. I novější modely predikce vyžadují parametry, které se musí získávat z naměřených dat, než aby se daly odvodit ze základních vlastností materiálu. Získání materiálových dat pro certifikaci dle DT přístupu je tedy finančně značně náročné.

Základní zdroj k odhadu růstu trhlin je takzvaná da/dN křivka, která ukazuje závislost změny délky trhliny za cyklus na ΔK při zatížení cyklem s konstantní amplitudou.



Obr. 15 Typická da/dN křivka [2]

Na obrázku 15 je vidět typická da/dN křivka. Dělí se na tři oblasti:

- Prahová oblast (Oblast nízkých rychlostí šíření) – definovaná pomocí ΔK_{th} (někdy také ΔK_{apz}), předpokládá se, že trhlina neporooste, pokud je ΔK menší. Prahová hodnota není konstantní, je ve skutečnosti závislá na R . Běžně se používá extrapolace druhé oblasti, což při zatěžování proměnnou amplitudou přináší lepší shodu s realitou, například podle [24].
- Parisova oblast (Oblast stabilního šíření) – v této oblasti trhlina stabilně roste. K této oblasti se vztahuje původní Paris-Erdoganova rovnice, která ovšem nebere v potaz vliv R .
- Oblast zrychleného růstu trhliny – K_{max} se blíží kritické hodnotě, která se někdy označuje jako K_{Ic} . Lom se dá popsat pomocí tečnosti s R -křivkou, jak je zmíněno dříve.

Jak již bylo zmíněno, nejstarší použitelnou rovnicí pro odhad růstu trhlin je Paris-Erdoganova. Tato popisuje pouze druhou oblast:

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^n$$

Kde C a n jsou materiálové konstanty. I když nebere v potaz poměr R , dají se dosadit takové C a n , aby se momentální R vzalo v potaz.

Další používané jsou například Formanova rovnice:

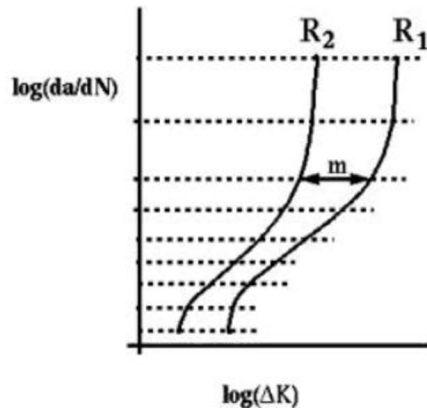
$$\frac{da}{dN} = \frac{C \Delta K^n}{(1-R)K_{cf} - \Delta K}$$

Rovnice NASGRO beroucí v potaz všechny tři oblasti:

$$\frac{da}{dN} = C \left(\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right)^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{\Delta K_{max}}{\Delta K_c} \right)^q}$$

Parametry pro výše uvedené rovnice jsou také dostupné v materiálové knihovně programu AFGROW [7].

V této práci se používá externě dodávaná da/dN křivka přes tabulkový vstup (tabular lookup) v programu AFGROW. Tato vyžaduje křivky pro alespoň 2 R a z nich interpoluje a extrapoluje křivku pro používané R pomocí Harter T-method [7].



Obr. 16 Získání parametru m pro Harter T-method [7]

AFGROW využívá Walkerovu rovnici, kde parametr m je naznačený na Obr. 16:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K(1-R)^{m-1})^n$$

S touto pro konstantní da/dN provede přepočítání ΔK :

$$\Delta K_1 = \Delta K_0 \left(\frac{1-R_0}{1-R_1} \right)^{m-1}$$

Další vliv, který je potřeba zmínit, je vliv typu zatížení. Při růstu trhliny kolem zatíženého otvoru β -funkce výrazně roste. AFGROW umožňuje použít vestavěnou funkci a pomocí tzv. stress ratio lze popsat charakter zatížení. TSR (tensile stress ratio) a BSR (bearing stress ratio) se určí podle následujících vztahů:

$$\sigma_{TGR} = \sigma_{TENSION} + \frac{P}{Wt}$$

$$TSR = \frac{\sigma_{TENSION}}{\sigma_{TGR}}$$

$$BSR = \frac{\frac{P}{D\dot{\epsilon}}}{\sigma_{TGR}}$$

2.2.6 Interakce kmitů

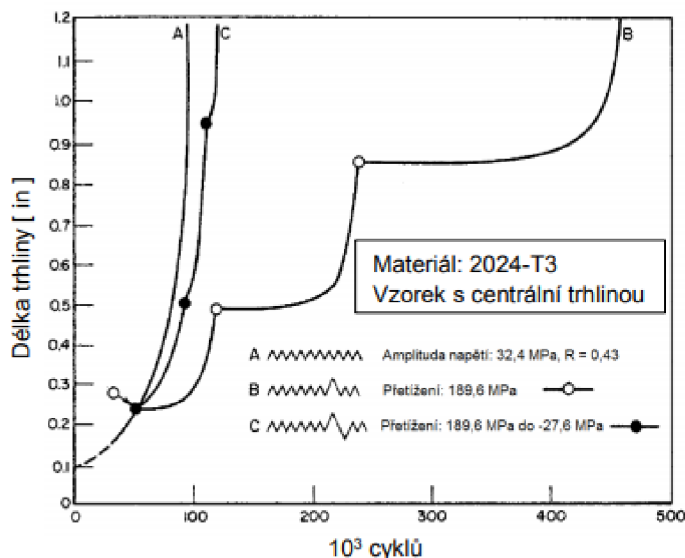
Dříve popsané metody je nutné upravit pro proměnné zatížení. Při tomto mohou vznikat velké plastické zóny, které ovlivňují rychlost růstu trhliny.

Jak bylo řečeno dříve, při snížení zatížení vzniká sekundární plastická zóna, která může způsobit zavírání trhliny, při kterém trhlina neroste. Tento jev se někdy popisuje pomocí efektivního SIF ΔK_{eff} :

$$\Delta K_{eff} = \Delta K * U(R)$$

Kde U je polynomická funkce která pro materiál vyjadřuje poměr $\Delta K / \Delta K_{eff}$ v závislosti na R. Rovnice pro predikci růstu trhlín lze přepsat pomocí ΔK_{eff} .

Podobně růst trhliny zpomalují také výrazná přetížení v sekvenci o jinak nízké amplitudě. Jak je vidět na obrázku 17. Velikost této retardace závisí mimo jiné na poměru přetížení a následujícími cykly, výrazněji se projevuje na tenčích materiálech s nižší mezí kluzu.



Obr. 17 Vliv interakce kmitů [26]

Od 70. let existuje množství modelů popisujících interakci kmitů na základě několika principů. Některé používané jsou:

- Yield zone modely (Willenborg, Wheeler) – tyto modely jsou nejstarší a vyžadují nejvíce ladění. Sníží rychlost růstu trhliny, pokud se nachází v plastické oblasti vzniklé z odlehčení.
- Crack closure modely – zavádí podrobnější popis, tedy vyřazuje kmity nebo jejich části, které nepřispívají k růstu trhliny. Patří sem například model PREFFAS.
- Strip-yield modely – založené na Dugdalově tzv. páskovém modelu (strip-yield). Snaží se zvýšit fyzikální relevanci napjatosti na čele trhliny. Patří sem například model FASTRAN.

I když je výpočet bez interakce kmitů výrazně konzervativní, certifikace s nimi vyžaduje množství materiálových testů, které nejsou vždy k dispozici. V této práci tedy výpočet proběhne s použitím Wheelerova modelu, který bude blíže popsán.

2.2.7 Wheelerův model

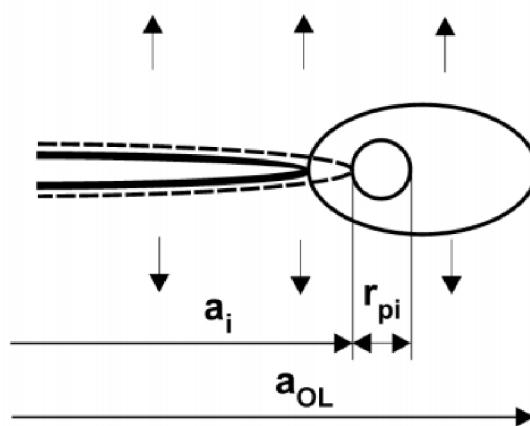
Wheelerův retardační model je jeden z nejvíce empirických modelů k dispozici. Wheelerův model říká, že pro růst trhliny při proměnném zatěžování platí:

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{var} = \gamma * \left(\frac{da}{dN}\right)_{const}$$

kde γ je tzv. knock-down factor, někdy česky parametr zpoždění. Tento parametr udává poměr mezi aktuálním kmitem vznikající plastickou zónou a plastickou zónou z předchozího přetěžujícího kmitu.

$$\gamma = \left(\frac{r_{pi}}{a_{OL} - a_i}\right)^m$$

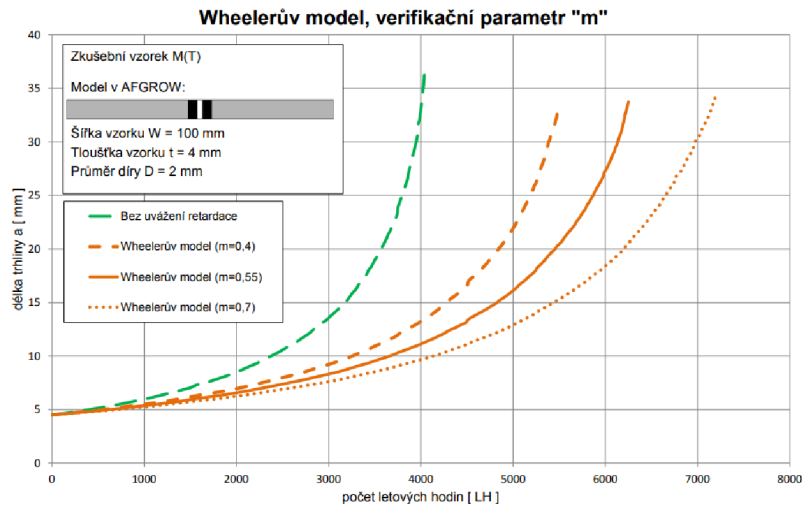
Tyto parametry jsou zobrazeny na obrázku 18 níže.



Obr. 18 Rozměry k Wheelerovu modelu [7]

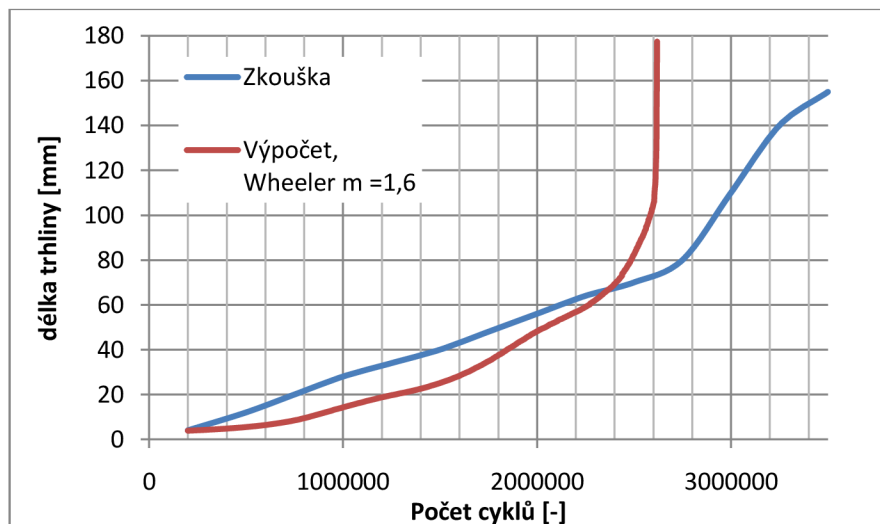
Jako u ostatních yield-zone modelů i zde k retardaci dochází, dokud se aktuální plastická oblast nachází uvnitř plastické zóny z předchozího přetěžujícího kmitu.

Největší nevýhoda Wheelerova modelu je nutnost experimentálního získání ladícího parametru m pro danou konfiguraci, materiál a historii zatěžování. Vyšší konstanta m vede k vyššímu zpomalení trhliny, a tímto modelem nelze modelovat zrychlení trhliny oproti například strip-yield modelům. Na obrázku níže je vidět vliv parametru m na růst trhliny.

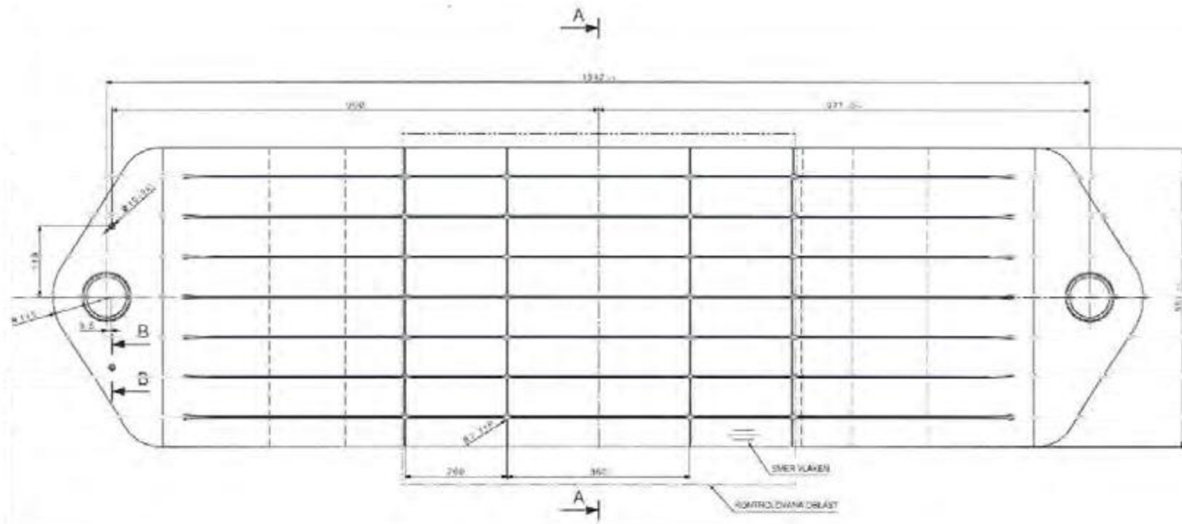


Obr. 19 Vliv parametru m [26]

Pro výpočet zde se použije $m = 1,6$ jako se v [16] použilo pro integrální panely křídla, což dle odhadu zvýší životnost přibližně 3krát. Podle dříve provedených zkoušek toto dává dobrý, ale stále konzervativní odhad oproti realitě jak je vidět na obrázku 20. Zkouška tohoto panelu proběhla s počáteční trhlinou ve středu a byl zatížený znáhodněnou sekvencí, tak jak je navržena zkouška panelů navržených v této práci, jak je vidět na obrázku 21.



Obr. 20 Srovnání Wheelerova modelu s provedenými zkouškami [22]



Obr. 21 Schéma vzorku pro zkoušku šíření trhliny [22]

2.2.8 Plán inspekčních prohlídek

Se známým průběhem a konečnou délkou trhliny lze poté určit práh prohlídek T_{TRH} a interval prohlídek ΔT pomocí vztahů:

$$T_{TRH} = \frac{T_{crit}}{SF} \text{ a } \Delta T = \frac{T_{crit} - T_{det}}{SF}$$

kde SF je součinitel spolehlivosti.

2.3 Optimalizace

V této kapitole budou popsány základy konstrukční optimalizace, její hlavní principy a metody, s důrazem na ty, použité dále v této práci.

Konstrukční optimalizace je pojem, který zastřešuje metody návrhu konstrukce, která co nejlépe vyhovuje požadavkům na ni. Jejím hlavním principem je výběr měněných faktorů s cílem maximální efektivity.

2.3.1 Optimalizační proces

Samotný optimalizační proces se dá rozdělit na několik fází, tyto jsou [13]:

- 1. fáze - definice návrhového prostoru, souboru vnějších podmínek, za kterých konstrukce pracuje a faktorů účelovosti, které budou hodnotit, zda dokáže sloužit svému účelu. Patří sem například geometrie, materiál a zatížení konstrukce.
- 2. fáze – definice činitelů, které hodnotí jakost konstrukce. Pomocí těchto porovnááme vícero různých návrhů. Zpravidla zde bývá hmotnost, cena nebo tuhost, nazýváme je cílová funkce.
- 3. fáze – volba rozměrových a tvarových návrhových proměnných. Tvarové proměnné označují polohu prvku v prostoru, rozměrové jsou jejich tloušťky, délky atd.
- 4. fáze – volba vedlejších podmínek. Často používaná je například pevnostní podmínka, která zajišťuje, že nedojde k žádnému meznímu stavu.
- 5. fáze – sestavení matematického modelu
- 6. fáze – výběr vhodné optimalizační metody. Ne každá optimalizační metoda je schopná akceptovat různé typy vstupů, a většinou je pro daný problém vhodné jen úzké spektrum metod. Stejně tak nemusí být každá metoda k dispozici, ať už kvůli nedostatečné výpočetní síle či jiným důvodům.
- 7. fáze – matematické řešení optimalizace. Dnes se zpravidla řešení provede pomocí počítače v některém programovacím jazyce, často např. MATLAB nebo PYTHON.
- 8. fáze – interpretace řešení. Poslední fáze se snaží převést optimum na prakticky použitelnou hodnotu, často je nutné volit z dostupných řešení takové, co nejlépe odpovídá optimálnímu.

2.3.2 Rozdělení optimalizačních úloh

- Podle charakteru neznámých veličin
 - Parametrické úlohy – hledáme bod, kde se nachází extrém cílové funkce
 - Funkční úlohy – hledáme funkci, ve kterých nabývá funkcionál nejvyšší nebo nejnižší hodnoty
- Podle přítomnosti vedlejších podmínek
 - s vedlejšími podmínkami
 - bez vedlejších podmínek
- Podle metody řešení
 - přesné
 - přibližné

nebo

 - analytické
 - numerické

nebo

- metody poskytující řešení jedním výpočtem
- iterační metody

Numerické metody jdou dále rozdělit:

- lineární programování
- nelineární programování
 - Stochastické metody
 - Genetické algoritmy
 - Neuronové sítě
 - Roje
 - Deterministické metody
 - Gradientní
 - Newtonova
 - Metoda minim residuí
 - SLSQP
 - Negradientní
 - Hooke-Jeevesova
 - Nelder-Meadova

V této práci je dále používána metoda SLSQP.

2.3.3 Princip numerické optimalizace

Hledáme hodnoty \hat{x} vektoru x , pro který platí

$$f(\hat{x}) = \max f(\vec{x})$$

s tím, že máme nerovnostní a rovnostní podmínky

$$g_i(x) < 0, i = (1, 2 \dots k)$$

$$h_j(x) = 0, j = (1, 2 \dots l)$$

a vedlejší podmínky

$$x_i^l < x_i < x_i^h, i = (1, 2 \dots k)$$

Funkce f je cílová funkce, kterou se snažíme minimalizovat nebo maximalizovat. Vedlejší podmínky jsou vytvořené z důvodu omezení oblasti hledání.

2.3.4 Metoda SLSQP

Jako hlavní optimalizační algoritmus je použita metoda SLSQP zahrnutá ve funkci minimize v PYTHONové knihovně scipy. Tato přebírá řešení z [11]. SLSQP (Sequential Least Squares Programming) patří mezi takzvané kvadratické optimalizační metody, které se dají používat na nelineární funkce s rovnostními i nerovnostními podmínkami.

Pro úkol optimalizace, kde hledáme

$$\min f(\vec{x})$$

s podmínkami

$$\vec{g}(\vec{x}) < 0$$

$$\vec{h}(\vec{x}) = 0$$

se Lagrangeova funkce určí jako:

$$L(\vec{x}, \vec{u}, \vec{v}) = f(\vec{x}) + \vec{u}^T * \vec{h}(\vec{x}) + \vec{v}^T * \vec{g}(\vec{x})$$

kde \vec{u} a \vec{v} jsou Lagrangeovy multiplikátory pro dané podmínky.

Toto se dá zjednodušit a upravit na tvar:

$$\frac{1}{2} \Delta \vec{x}^T * \left(\frac{\delta^2 L}{\delta \vec{x}^2} \right)_k * \Delta \vec{x} + \left(\frac{\delta \vec{h}}{\delta \vec{x}} \right)_k^T * \vec{u}_{k+1} = \left(\frac{\delta f}{\delta \vec{x}} \right)_k$$
$$\left(\frac{\delta \vec{h}}{\delta \vec{x}} \right)_k * \Delta \vec{x} + \vec{h}_k = 0$$

který se dá těmito metodami řešit.

Lagrangeovy multiplikátory jsou aproximovány pomocí metody nejmenších čtverců a hessián $\left(\frac{\delta^2 L}{\delta \vec{x}^2} \right)_k$ je aproximován pomocí metody BFGS.

Bez použití podmínek se dá cílová funkce použít jak je, pokud ale používáme rovnostní a nerovnostní podmínky, používá se v tomto algoritmu úprava cílové funkce pomocí metody L1:

$$\phi_1(x, \rho) = f(x) + \rho(\|\vec{h}(x)\| + \|\vec{g}'(x)\|)$$

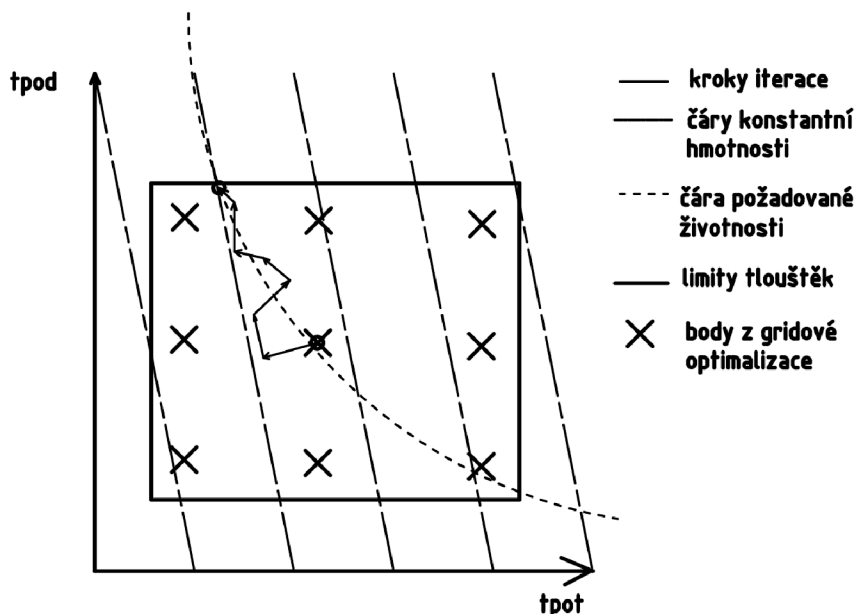
Kde $\|\vec{h}(x)\|$ je norma vektoru rovnostních podmínek a $\|\vec{g}'(x)\|$ je norma vektoru porušených nerovnostních podmínek. Druhá část vzorce tedy představuje zvýšení hodnoty cílové funkce jako vliv nedokonalého využití a porušení podmínek.

S tímto tedy známe gradient cílové funkce a algoritmus vybírá ve směru jeho klesání nový bod, jehož vzdálenost je určena podle velikosti gradientu.

Ukončení algoritmu může proběhnout ze dvou příčin, buď díky získání hodnoty cílové funkce dostatečně blízko požadované hodnoty, nebo kvůli malé změně mezi dvěma iteracemi.

2.3.5 Určení počátečních bodů

Vzhledem k velkému počtu iterací, které metoda SLSQP potřebuje, jsou nejdříve vypočteny hodnoty funkcí v některých bodech pro získání vhodného počátečního bodu. Jejich počet je nastaven uživatelem a jsou potom pravidelně rozmístěny v určených mezích. Výstup této fáze jsou souřadnice bodu s nejmenší plochou panelu, který ještě splňuje ostatní podmínky. Celkový průběh optimalizace tedy ukazuje obrázek 22 níže.



Obr. 22 Optimalizace

2.4 Zatěžovací sekvence

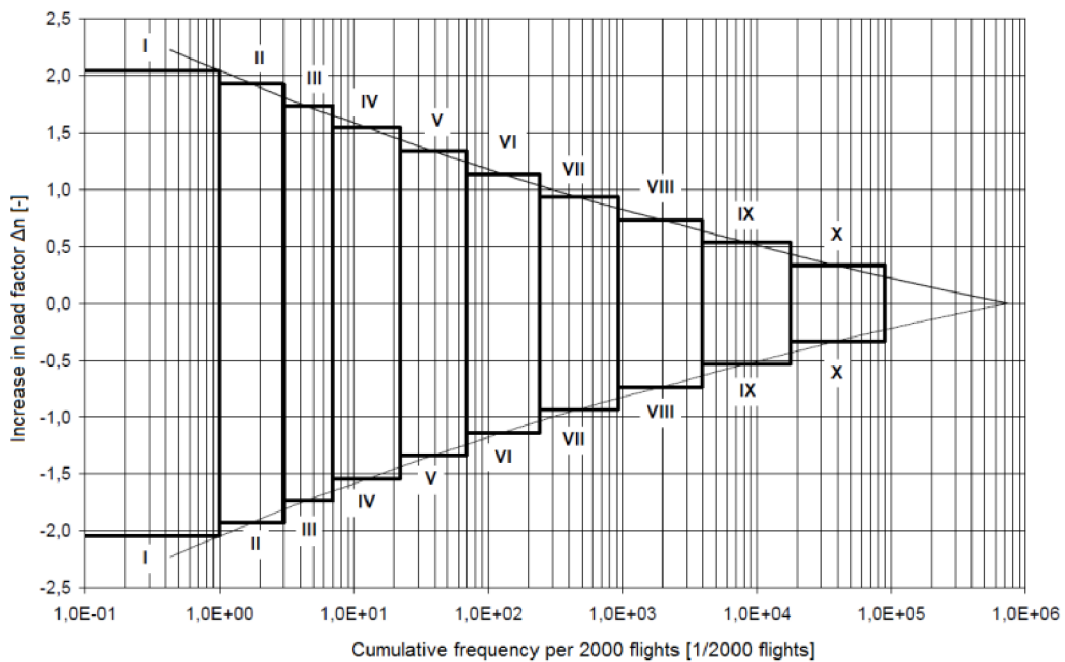
Ke správnému odhadu růstů trhlin je potřeba znát spektrum zatížení letounu. Spektrum pro L-610 je podobné získání spektra podle metody TWIST.

Nejdříve se vytvoří spektrum četnosti zatížení a tato se upraví pomocí tzv. truncation a omission.

Oříznutí špiček zatížení (truncation) představuje odstranění nejvyšších zatížení, takových která se nemusí u letounu vyskytnout. Jak již bylo řečeno, výrazná zatížení mohou pomocí retardace zvýšit dobu života.

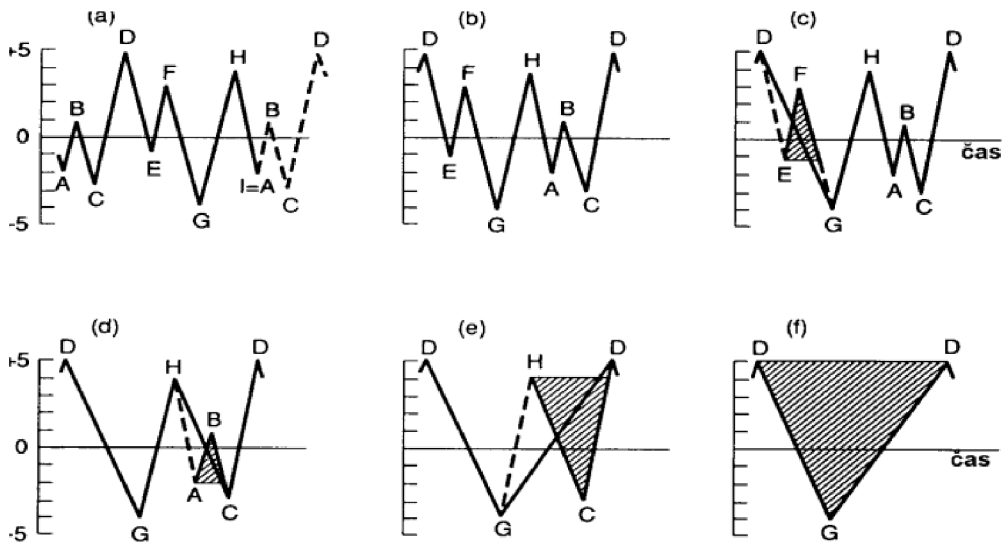
Vypuštění kmitů s malou amplitudou (omission) naopak odstraňuje nejnižší zatížení. Tato nepřispívají k únavovému poškození výrazně, zato by ale vyžadovaly nejvíce času při realizaci zkoušek, proto se nezahrnují.

Takto upravené spektrum se rozdělí na diskrétní bloky, viditelné na Obr. 23. Z nich je poté vytvořeno několik typů letů podle závažnosti a z těchto je pomocí firmního generátoru ERIS vytvořena takzvaná G-sequence.

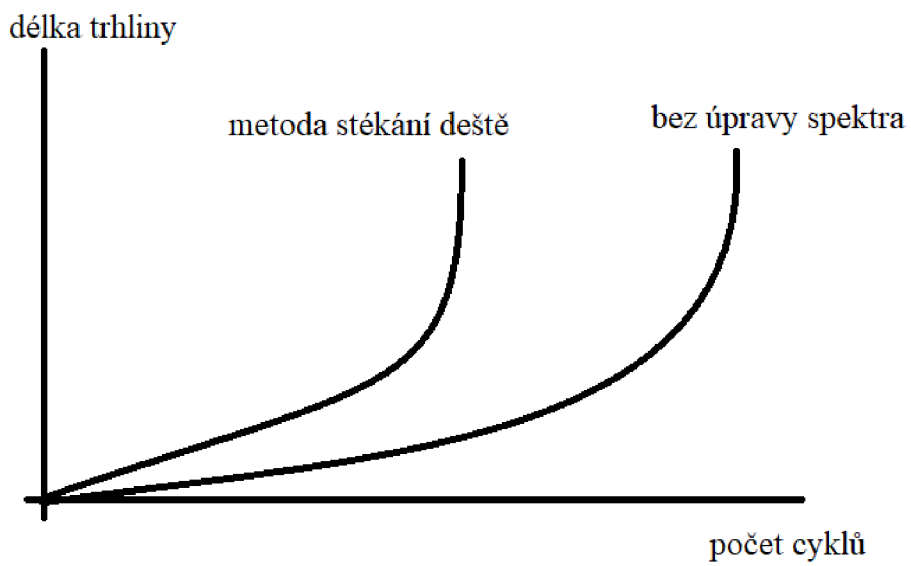


Obr. 23 Diskretizace spektra [3]

G-sequence obsahuje zatížení charakterizované svislým násobkem a typem případu zatížení, tyto je potřeba převést na působící napětí, což je tedy přiřazení napětí v konstrukční části pro daný násobek. Vzniklá sequence obsahuje neuzavřené kmity, které jsou tříděny tzv. metodou stékání deště, viz Obr. 24. Na obrázku 25 je znázorněný vliv této metody na výpočet šíření trhliny. Takto vytvořená sequence je potom použita v AFGROW.



Obr. 24 Metoda stékání deště [18]



Obr. 25 Vliv metody stékání deště na výpočet šíření trhliny

3. Použitý skript

Pro vypracování diplomové práce byl v programu PYTHON a v tabulkovém editoru EXCEL vytvořen skript pro provedení optimalizace. Nebylo možné použít optimalizační řešení v NASTRANu, jelikož optimalizační řešení v NASTRANu nepodporuje prvek CRAC2D.

Pro funkci je potřeba povolit v EXCELU makra a v PYTHONu je potřeba doinstalovat knihovny os, shutil, NumPy, win32com a SciPy.

Skript z dat z EXCELU spočítá plochu panelu, upraví vstupní soubory pro MKP řešič které zachycují růst trhliny. Tyto dá vypočíst a z nich odečte hodnoty β -funkce, s kterými pomocí programu AFGROW vypočte počet cyklů do prasknutí panelu.

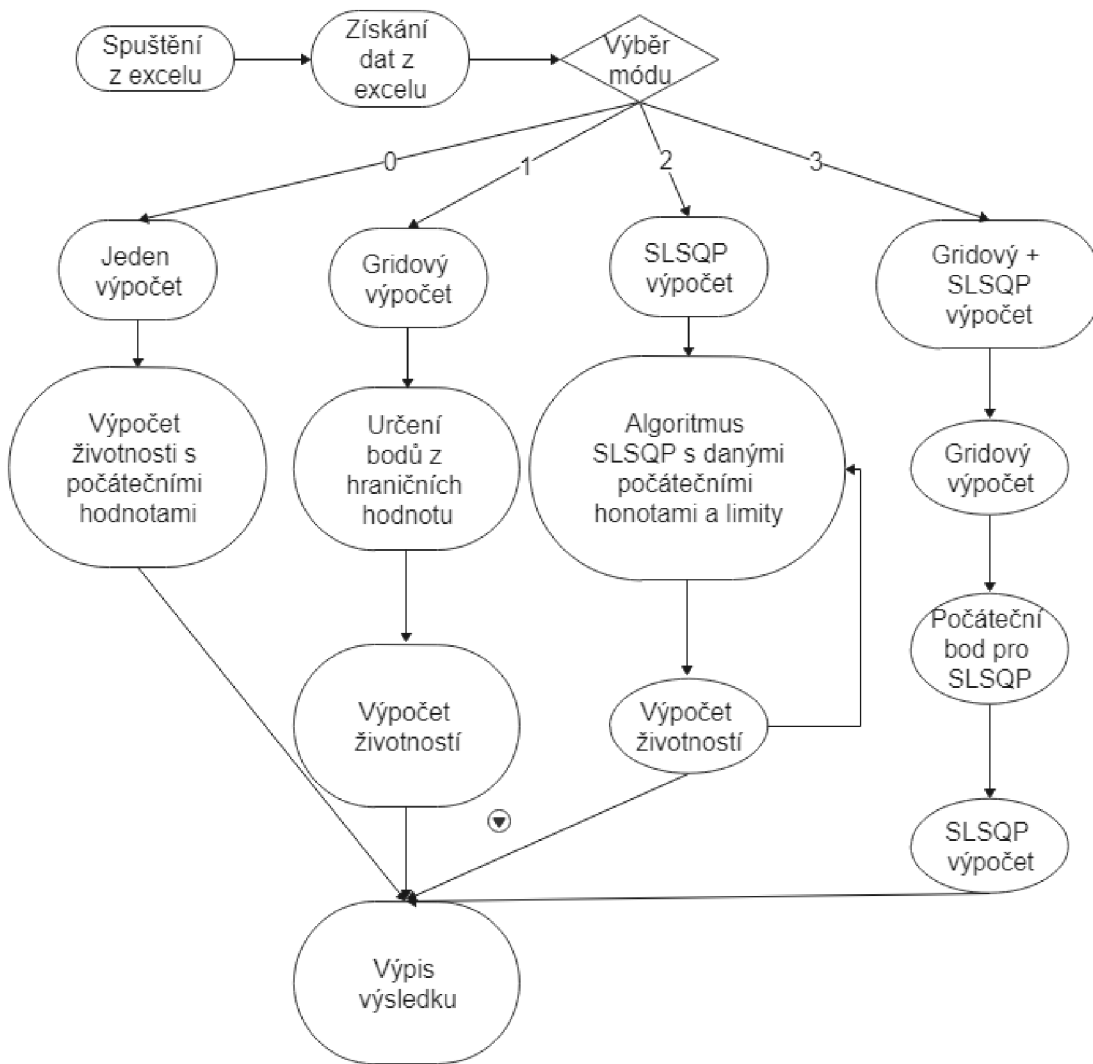
Ovládání probíhá pomocí EXCELU, v tomto zadáváme základní parametry modelu, jeho rozměry, počet souborů růstu trhliny. Dále je potřeba manuálně vybrat prvky na horním a dolním panelu, ze kterých se bude brát hodnota napětí a CBUSH, ze kterého bude braná síla na svorník. Také je potřeba vložit data pro optimalizaci, která se využijí jinak podle zvoleného módu. EXCEL předpokládá ve své složce následující vstupy:

- složku nas a v ní očíslované vstupní soubory pro MKP řešič s modely růstu trhliny. První číslo označuje postup trhliny, druhé počet podélníků.
- složku pr, do které se budou ukládat složky s vyřešenými modely a výstupy z AFGROW. Tato může zabrat velké množství místa na disku, podle velikosti modelu.
- soubor p.dax, ve kterém jsou uložena data materiálu.
- soubory sekvence zatížení pro AFGROW. Pro sekvence je potřeba v EXCELU nastavit SMF.

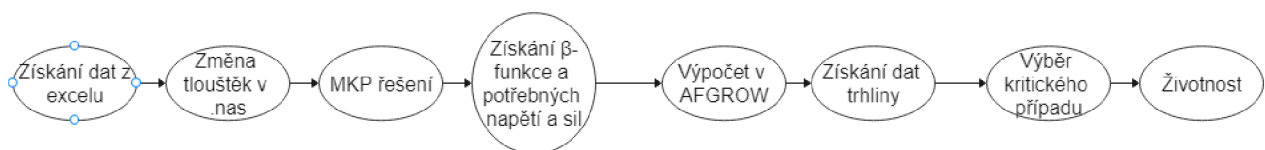
Byly zpracovány tři módy optimalizace a jeden jen pro jednoduchý výpočet:

- mód 0: Proběhne jeden výpočet s počátečními hodnotami t_{pod0} a t_{pot0} .
- mód 1: Gridová optimalizace, vytvoří se síť bodů, jejichž počet a krajní hodnoty jsou zvolené jako t_{min} a t_{max} . Toto je vhodné zejména jako první předvýpočet.
- mód 2: Optimalizace pomocí SLSQP, použije t_{min} a t_{max} jako limitní hodnoty a t_{pod0} a t_{pot0} jako počáteční hodnoty. Tato je nejpřesnější, ale velice časově náročná.
- mód 3: Kombinovaný, nejdříve proběhne gridová optimalizace a poté z jejího výsledného bodu proběhne optimalizace SLSQP.

Průběh optimalizačního skriptu je na obrázku dále, pod ním je ukázán chod samotného získání životnosti.



Obr. 26 Flow-chart optimalizačního skriptu



Obr. 27 Flow-chart skriptu na získání životnosti

Do EXCELU budou po každé iteraci vypsány jí dosažené výsledky, ve tvaru prezentovaném na obrázku 28.

iter [1]	1
tpot [mm]	3.24
tpod [mm]	4.68
hm [mm^2]	7625.00
cyklu při lomu [1]	72143
akrit [mm]	340.00
cyklu při zjistitelne [1]	34568
napeti [MPa]	64.32
napeti na hornim [MPa]	68.32
vzpěr [1]	4.30

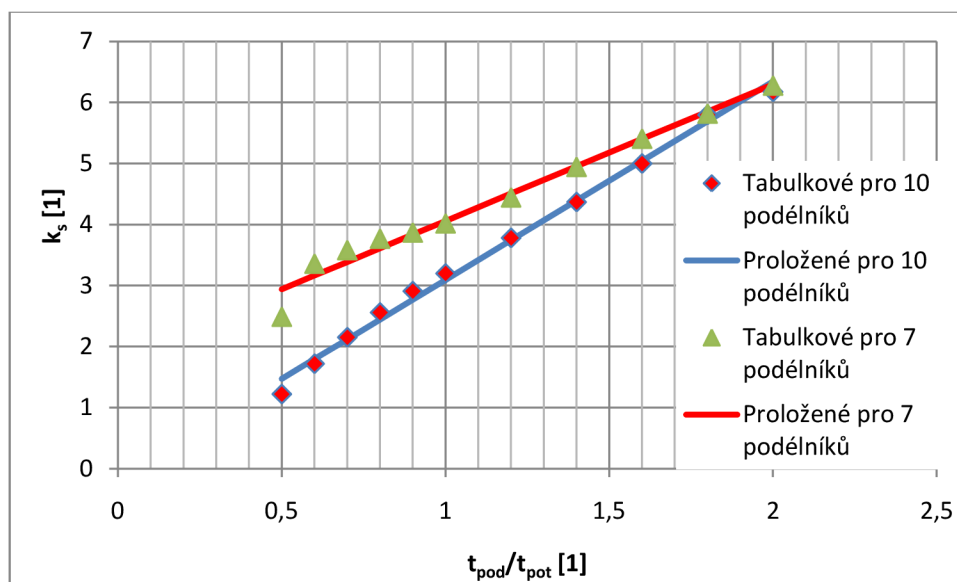
Obr. 28 Výstup v EXCELU

Mezi vypisovanými daty jsou mimo údajů o trhlině i použité napětí a hodnocení lokální ztráty stability, které ovšem nebývají kritické, mají tedy spíše kontrolní charakter.

Skript také kontroluje bezpečnost z hlediska lokální ztráty stability podle [4]. Tento dokument se zabývá lokální ztrátou stability bezpečností integrálních panelů, určuje kritické napětí podle rovnice:

$$\sigma_{cr} = \frac{k_s * \pi^2 * E * t_{pot}^2}{12(1 - \mu^2)b_{pod}^2}$$

kde b_{pod} je vzdálenost mezi podélníky a k_s je tabelizovaný koeficient závislý na poměru ploch podélníků a potahu. Tyto hodnoty byly proloženy přímkou a tato byla použita pro výpočet, což je vidět na obrázku níže.



Obr. 29 Proložení k_s

4. Použitá data

K vypracování práce byly použity zatěžující sekvence a materiálové vlastnosti dodané Al. V této kapitole budou ukázány.

4.1 Materiálová data

Panel je navržen z materiálu 7475-T7351, data jsou převzata z [32] a z [15].

Chemické složení materiálu 7475-T7351											
Prvek	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Další	Al	
poměrná hmotnost [%]	0,1 max	0,12 max	1,2 – 1,9	0,06 max	1,9 – 2,6	0,18 – 0,25	5,2 – 6,2	0,06 max	<0,05 každý	Zbytek	

Tab. 2 Složení materiálu 7475-T7351

Základní materiálové vlastnosti	Průměrné hodnoty z [32]	Hodnoty z [15]
R_m [MPa]	486.0	467
$R_{p0,2}$ [MPa]	418.6	386
μ [1]	0.3	0.3
E [MPa]	69 260	71 016
A [%]	15.01	10

Tab. 3 Základní vlastnosti 7475-T7351

R-křivka	
Δa_{eff} [mm]	K_R [MPa*m ^{1/2}]
0	25
5	75
10	96
15	112
20	124
25	135
30	144
35	152
40	159
45	165

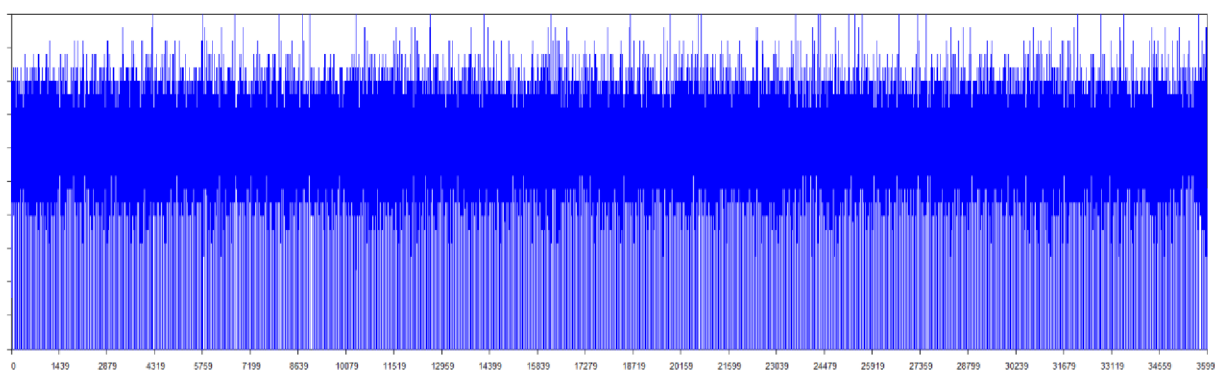
Tab. 4 R-křivka materiálu 7475-T7351

da/dN [m/cycle]	ΔK [MPa*m ^{1/2}]		
	R = 0.02	R = 0.2	R = 0.6
	0.02	0.20	0.60
2.51E-11	0.44	0.39	0.25
5.03E-11	0.60	0.54	0.36
1.01E-10	0.81	0.73	0.51
2.51E-10	1.21	1.10	0.79
5.03E-10	1.64	1.50	1.10
1.01E-09	2.23	2.04	1.53
1.51E-09	2.66	2.44	1.83
2.52E-09	3.32	3.05	2.29
5.03E-09	4.50	4.11	3.07
7.55E-09	5.37	4.90	3.64
1.01E-08	5.90	5.38	3.98
1.51E-08	6.40	5.83	4.28
2.52E-08	6.96	6.32	4.65
5.04E-08	7.95	7.20	5.55
1.01E-07	9.40	8.48	7.08
2.52E-07	12.75	11.40	9.75
5.04E-07	16.20	14.35	12.40
1.01E-06	21.05	18.50	16.00
2.53E-06	29.40	25.50	21.35
5.05E-06	36.10	31.00	24.70
7.08E-06	39.60	33.80	26.28
1.01E-05	43.50	36.85	27.75
1.52E-05	48.25	40.48	29.10
2.03E-05	51.50	43.00	30.00
4.05E-05	58.25	48.30	31.75
1.01E-04	68.25	56.20	34.20
2.54E-04	76.75	62.88	36.13
5.08E-04	81.18	66.40	37.13
1.02E-03	84.00	68.65	37.75

Tab. 5 Hodnoty da/dN v závislosti na ΔK pro materiál 7475-T7351

4.2 Zatěžovací sekvence

Ve výpočtu je použita předběžná sekvence pro L-610 se střední hodnotou 70 MPa, k vidění na obrázku níže.



Obr. 30 Zatěžovací sekvence

5. Rozbor certifikačních specifikací

V této kapitole budou krátce popsány relevantní předpisy a jejich rozdíly oproti zkušenostem s certifikací letounu L-410 podle CS-23.

5.1 CS-25.571

V předpisu CS-25 je certifikace z hlediska únavy popsána v odstavci 25.571 Damage tolerance and fatigue evaluation of structure. V části (a) předepisuje identifikaci PSE, stanovení prohlídek a LOV. Část (b) se věnuje zejména požadavkům na zbytkovou pevnost. Část (c) stanovuje přípustnost safe-life přístupu při prokázání nepraktičnosti přístupu damage-tolerance. Části (d) a (e) popisují sonickou únavu a poškození při nárazu ptáka.

5.2 AC-25.571-1D

Oběžník AC-25.571-1D popisuje možné, ale ne jediné přijatelné způsoby plnění průkazu (acceptable means of compliance) pro certifikaci podle CS-25 vzhledem k únavové životnosti. Je v něm blíže popsáno stanovení LOV a blíže popisuje požadavky z hlediska WFD.

5.3 JSSG-2006

Joint Service Specification Guide 2006 (JSSG-2006) je rozsáhlý dokument, zabývající se pevností letounu od určení zatížení až po vlastnosti jednotlivých soustav.

Jeho hlavní využití zde je určení počátečních velikostí trhlin, o čemž už bylo hovořeno v kapitole 2.2.1. Dokument předepisuje počáteční trhliny vznikající během výroby letounu, zejména během operací jako je vrtání děr a na okrajích částí. Požaduje se pouze jedna trhlina v nejméně příznivé pozici a další trhlina v pozici zajišťující následný růst trhliny. Obrázek 31 ukazuje doporučené počáteční velikosti trhlin, dokument ale popisuje možnost použití vlastních hodnot, bylo-li provedeno testování výrobků. Hodnoty z JSSG-2006 jsou však běžně uznávané a používané.

Category	Critical Detail	Initial Flaw Assumption (1) (2)
<u>Metallic Structure</u>		
Slow Crack Growth and Fail Safe Primary Element	Hole, Cutouts, etc.	For thickness $\leq .05"$, $.05"$ long through thickness flaw For thickness $\geq .05"$, $.05"$ radius corner flaw
	Other	For thickness $\leq .125"$, $.25"$ long through thickness flaw For thickness $> .125"$, $.125"$ deep x $.25"$ long surface flaw
	Welds Embedded Defects	TBD TBD
<u>Metallic Structure</u>		
Fail-safe Adjacent Structure	Holes, cutouts, etc.	For thickness $\leq .05"$, $.05"$ long through thickness flaw + Δa For thickness $> .05"$, $.05"$ radius corner flaw + Δa
Multiple Load Path Dependent	Other	For thickness $\leq .125"$, $.25"$ long through thickness flaw + Δa For thickness $> .125"$, $.125"$ deep x $.25"$ long surface flaw + Δa
Multiple Load Path Independent and Crack Arrest	Holes, cutouts, etc.	$.005"$ radius corner flaw + Δa
	Other	$.01"$ deep x $.02"$ long surface flaw + Δa
<u>Other Material Systems</u> (3)	TBD	TBD

(1) Flaw oriented in most critical direction.

(2) Δa is the incremental growth of the indicated flaw prior to primary element failure.

(3) Including organic and metal matrix composites.

Obr. 31 Velikosti počátečních trhlin [8]

5.4 MSG-3

Maintenance Steering Group 3 (MSG-3) je dokument, týkající se údržby letadel a vrtulníků. Podle oběžníku AC-121-22C musí letoun z kategorie CS-25 používat pro plánování své údržby nejnovější verzi MSG, nicméně v AI byl použit už pro L-410NG, u L-610NG lze tedy postupovat obdobně.

Z hlediska přístupu DT je důležitou částí MSG-3 metodika pro stanovení detekovatelných délek trhlin. MSG-3 uvádí detekovatelné délky trhlin jen pro vizuální prohlídky: GVI (Jednoduchá vizuální prohlídka) a DET (Detailní prohlídka). V případě použití moderních nedestruktivních metod zkoušení, jako je ultrazvuková metoda nebo metoda vířivých proudů, je nutno detekovatelnou délku stanovit speciálně pro každou konkrétní prohlídku.

Na Obr. 32 je vidět, že k velikosti detekovatelné trhliny dojdeme pomocí faktorů a hodnocení přístupu k trhlíně. Tyto jsou:

- Faktor viditelnosti – jak blízko se lze k trhlíně přiblížit.
- Faktor zaplněnosti – množství překážek zakrývající výhled na trhlínu.
- Faktor velikosti – velikost kontrolované součásti.
- Faktor osvětlení – osvětlení kontrolovaného prostoru.
- Faktor znečištění – znečištění prostorů, zejména tmely nebo mazivy.

Kombinací těchto faktorů získáme základní velikost detekovatelné trhliny L_{BAS} , kterou opravíme faktory:

- Faktor tloušťky – bere v potaz nižší rozevření trhliny u tlustších materiálů.
- Faktor hrany – bere v potaz vyšší rozevření okrajové trhliny.

S těmito faktory zjistíme viditelnou délku trhliny L_{VIS} , přičtením skryté délky trhliny L_H dostaneme detekovatelnou velikost trhliny L_{DET} . Tato potom vstupuje do výpočtu inspekčních prohlídek.

Detekovatelná délka trhliny dle Benta				GVI	DET		
Hodnocení přístupu			Hodnocení stavu				
Faktor viditelnosti	Nedostatečný	Nutnost redefinovat způsob údržby nebo upravit konstrukci.	0	Faktor osvětlení	Zastíněné plochy	Znečištěn	1
		Slabý	Zaplněn		1	Čistý	2
	Mírně zaplněn		2		Plochy osvětlené obvyklým zdrojem světla		Znečištěn
	Volný prostor		3			Čistý	3
	Průměrný	Zaplněn	2		Výžadován zdroj koncentrovaného světla	Znečištěn	3
		Mírně zaplněn	3			Čistý	4
	Dobrý	Volný prostor	4	Zaplněn	3		
		Mírně zaplněn	4				
		Volný prostor	5				

Hodnocení praktičnosti					
Hodnocení přístupu	Faktor velikosti				
	Velká plocha	Středně velká plocha/ Velká součást	Středně velká součást	Malá součást	
	1	1	1	1	1
	2	1	2	2	2
	3	2	2	3	3
	4	2	3	4	4
5	3	3	4	5	

Základní velikost detekovatelné trhliny L_{BAS} [mm]					
Hodnocení praktičnosti	Hodnocení stavu				
	1	2	3	4	
	1	295	205	145	100
	2	205	100	70	50
	3	145	70	35	22
	4	100	50	15	10
5	70	22	10	8	

Velikost detekovatelné trhliny										
Faktor tloušťky		Faktor hran		L_{BAS} [mm]	=	Viditelná délka L_{VIS} [mm]	+	Skrytá délka L_H [mm]	=	Velikost detekovatelné trhliny L_{DET} [mm]
$t < 5$ mm	1	Hrana	0,5							
$5 < t < 10$ mm	1.25		Mimo hranu	1						
$t > 10$ mm	1.5									
	x		x		=		+		=	

Obr. 32 Zjištění velikosti detekovatelné trhliny [10]

6. Rešerše konfigurací

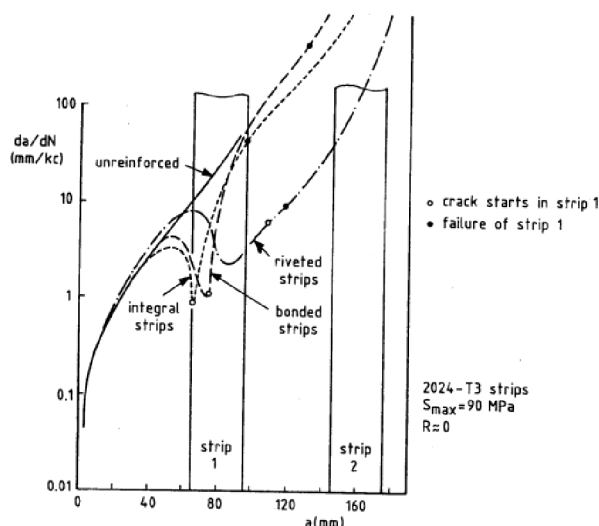
Tato kapitola se bude zabývat používanými konfiguracemi panelů, tvary podélníků, používanými crack-stoppery a jejich účinností.

Nejdříve je potřeba motivovat použití panelů s podélníky, tedy poloskořepinovou konstrukci a její výhody proti nosníkové konstrukci. Oproti nosníkové konstrukci rozděljuje poloskořepinová pomocí podélníků potahová pole na menší a tím zvyšuje jejich únosnost v tlaku, a snižuje potřebnou tloušťku potahu a tím i jeho hmotnost. Přidáním podélníků se hmotnost zpět zvyšuje, ale obecně je poloskořepinová konstrukce lehčí. K tomuto přidávají podélníky další výhodu, a to je zpomalení růstu trhliny, o čemž bude dále řeč.

Další otázkou je spojování, respektive výroba těchto částí. Z tohoto hlediska máme dvě možnosti:

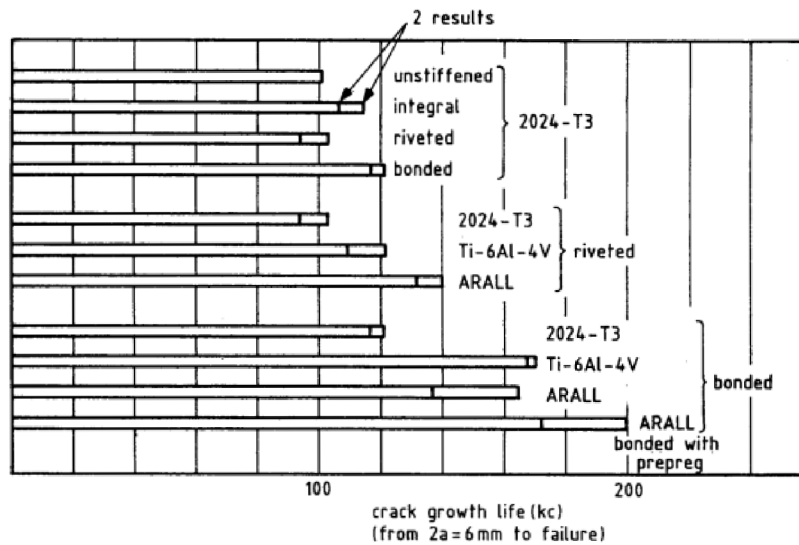
- integrální panely – potah a podélníky jsou z jednoho kusu materiálu bez spojovacích součástí, většinou frézováním, méně často vytlačováním.
- skládané panely – potah a podélníky jsou vyráběny samostatně a jsou následně spojovány pomocí nýtů, nebo lepidlem, případně jejich kombinací.

Podle Shijeho [23] a dalších, integrální podélník mírně snižuje rychlost trhliny, ale vzhledem k tomu, že se trhlina šíří i podélníkem, po prorostení trhliny přestává fungovat. Přinýtovaný podélník, i když plní funkci i poté, co je v místě podélníku již porušen potah, je významně přetížen, zejména v okolí nýtových otvorů v blízkosti trhliny a s určitým zpožděním zpravidla dochází ke vzniku trhliny i v tomto podélníku. Nejlepší, z hlediska zastavení trhliny, se jeví podélník lepený, který jak zachovává funkčnost i po prorostení trhliny, tak není vystaven špičkám napětí, za předpokladu neporušení lepeného spoje.



Obr. 33 Rychlost růstu trhlin podélníkem [23]

Na obrázku 33 lze vidět průběhy růstů trhlin při použití různých metod spojování. Na obrázku 34 lze vidět životnosti ve fázi šíření trhliny takto vyrobených panelů.



Obr. 34 Životnosti panelů ve fázi šíření trhliny [23]

Dále je na obrázku 34 vidět vliv materiálu výztuhy. Lze obecně říci, že hlavní je v tomto ohledu tuhost materiálu, která zabraňuje většímu rozevírání trhliny.

Z výše uvedeného lze usoudit, že z hlediska životnosti jsou nejvýhodnější titanové nebo kompozitové lepené podélníky.

Podobný efekt jako výše popisované podélníky mají takzvané crack-stoppers. Stejně jako podélníky zpomalují růst trhliny a mírně zvyšují únosnost v tlaku. Hlavní rozdíl je ovšem ten, že oproti podélníkům, mívají jiný tvar, nejčastěji jsou ve formě pásků.

Tvar těchto podélníků nebývá z hlediska životnosti kritický, a z výrobních důvodů bývají dolní integrální panely nejčastěji hřebínkového typu. Jiné složitější tvary jsou výrobně složitější a vytlačované panely jsou omezeny šířkou, což odstraňuje jejich největší výhodu, tedy odstranění spojovacích operací.

Výrobce	Typ letounu	Typ konstrukce křídla
Aerospatiale/BAE	Concorde	Integrální
Airbus	A-300	Skládaná
Airbus	A-310	Skládaná
Airbus	A-320	Skládaná
Airbus	A-330	Skládaná
Airbus	A-340	Skládaná
Antonov	AN-10	Skládaná
Antonov	AN-12	Skládaná
Antonov	AN-22	Integrální
Antonov	AN-24	Integrální
Antonov	AN-26	Integrální
Antonov	AN-30	Integrální
Antonov	AN-70	Integrální
Antonov	AN-72	Integrální
Antonov	AN-74	Integrální
Antonov	AN-124	Integrální
Antonov	AN-225	Integrální
BAC	BAC-111	Integrální
Boeing	B-707 až B-787	Skládaná
Convair	CV-880	Skládaná
Convair	CV-990	Skládaná
Dornier	Do-228	Integrální
Douglas	DC-8	Skládaná
Douglas	DC-9	Skládaná
Douglas	DC-10	Skládaná
Fokker	F.28	Skládaná
Hawker-Siddeley	HS-121 Trident	Skládaná
Iľjušin	Il-18	Skládaná
Iľjušin	Il-96	Skládaná
Iľjušin	Il-62	Integrální
Iľjušin	Il-76	Integrální
Iľjušin	Il-86	Integrální
Lockheed	C-130	Skládaná
Lockheed	L-1011	Skládaná
Lockheed	L-188	Integrální
Lockheed	C-141	Integrální
Lockheed	C-5	Integrální
Tupolev	Tu-104	Skládaná
Tupolev	Tu-134	Skládaná
Tupolev	Tu-144	Integrální
Tupolev	Tu-154	Skládaná
Tupolev	Tu-204	Skládaná
Vickers	VC-10	Integrální
Yakovlev	Yak-40	Skládaná
Yakovlev	Yak-42	Skládaná

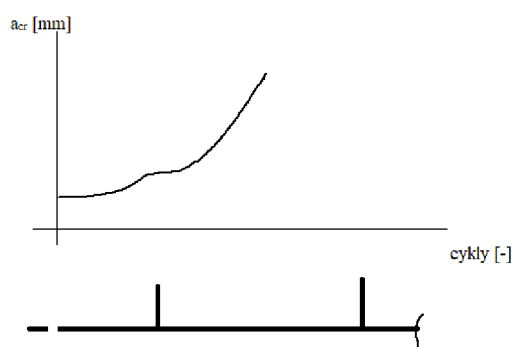
Tab. 6 Používané konstrukce křídla podle [17, 25]

Z tabulky 6 je zřejmé, že se nedá říci, že by integrální panely byly jednoznačně preferovaná varianta nebo že by se jim vyhýbaly jen menší firmy s méně prostředky, jak je vidět na příkladu Boeingu. Integrální panely jsou používány od 60. – 70. let, nedá se tedy říct, že se jedná o nezavedenou novinku, se kterou nejsou zkušenosti. Jako u jiných věcí se jedná o kompromis mezi mnoha faktory.

Tloušťka podélníků a potahu může z hlediska růstu trhliny mít velký vliv. Autor ze zkušeností z předchozí práce v AI ukazuje, že tlustší podélníky mají vyšší schopnost zpomalování trhlin při stejné hmotnosti, je tedy vhodnější ztlušťovat spíše je než potah.

Co se týče konfigurace, v naprosté většině případů se používají rovnoměrně rozložené podélníky ve směru osy křídla. Existují experimenty s například geodetickými sítěmi, nicméně nejsou u velkých letadel běžně používány.

Rovnoměrně rozložené podélníky, tedy se stejně velkými potahovými poli, jsou nejvhodnější vzhledem ke ztrátě stability. Při šíření únavové trhliny se nedá očekávat zpomalovací účinek všech podélníků, k lomu dojde typicky mezi 30-50% panelu. U integrální konstrukce, kde jsou otvory pro nýty pouze v místě nosníků (typicky na kraji), lze předpokládat šíření otvoru z těchto otvorů. U skládané konstrukce, kde nelze vyloučit šíření ze spoje s podélníky, je využití tohoto předpokladu obtížné.



Obr. 35 Růst trhliny v integrálním panelu

Například, pokud by, jako na obrázku 35, trhlina rostla z otvoru pro nýt na kraji panelu a lom nastal po přerušení prvního podélníku, dalo by se předpokládat prodloužení doby mezi kontrolami použitím crack-stopperu v oblasti před prvním podélníkem.

7. Návrh

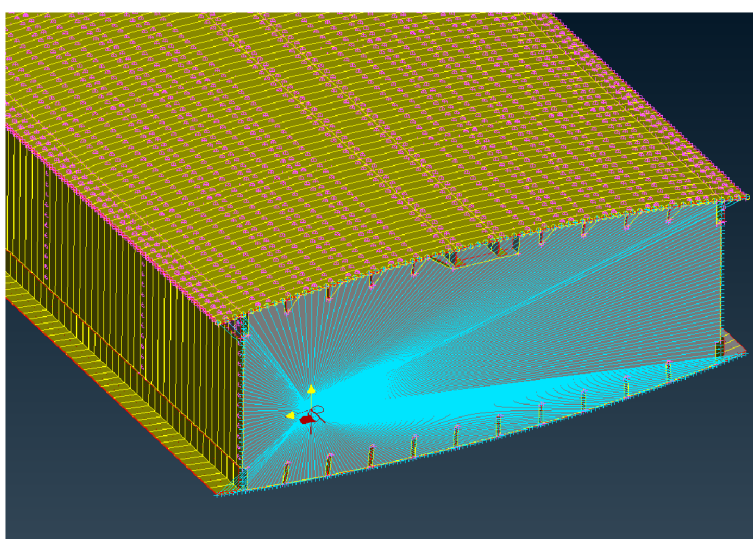
V této kapitole bude popsán samotný postup návrhu vhodných rozměrů panelu.

7.1 Návrhový prostor a typ optimalizace

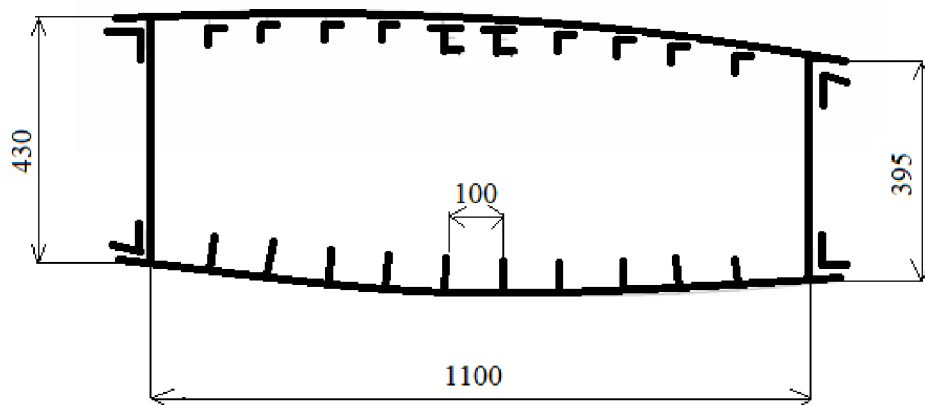
Návrhové proměnné jsou pouze tloušťka potahu a podélníků integrálního panelu. Topologická optimalizace byla zvolena z důvodu její jednoduchosti. Ze začátku se uvažovalo nad jinými možnostmi, ale nakonec nebyly použity z důvodu časové náročnosti.

7.2 MKP model

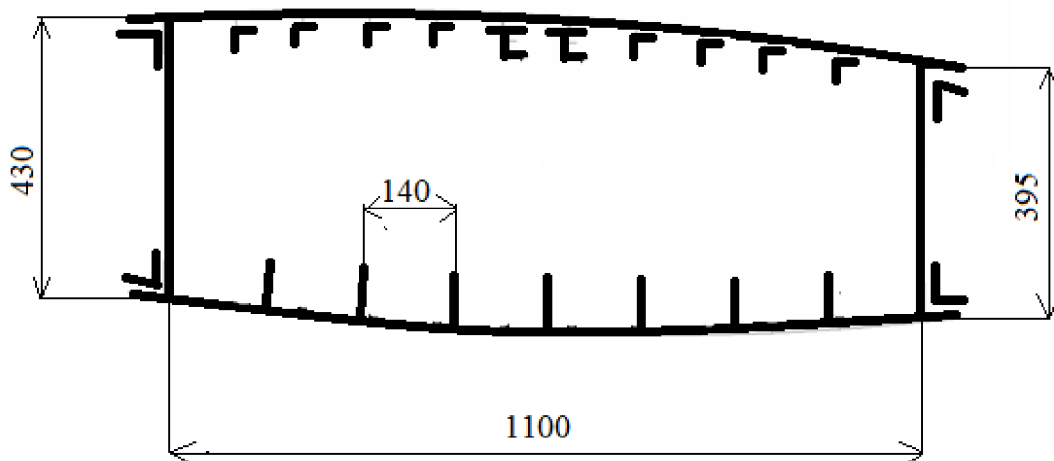
Podle modelu celého křídla a dokumentace poskytnutého AI byl vypracován prizmatický model v řezu mezi trupem a motorem. Prizmatický model byl použit z důvodu velkého množství potřebných výpočtů, použití celého křídla by vedlo k neúnosnému prodloužení. Jak bylo dříve řečeno, spodní potah je nahrazen integrálním, horní potah zůstává skládaný. Byl vytvořen jeden model s deseti podélníky, a druhý se sedmi, pro zjištění vlivu podélníků na životnost ve fázi šíření trhliny. Průřez s deseti podélníky je na obrázku 37, se sedmi na obrázku 38. Původní je na obrázku 39. Mimo těchto dvou je v modelu zahrnut přední nosník, zadní nosník a jejich pásnice. Většina modelu je tvořena pomocí shellových prvků CQUAD, svorníky mezi nosníky a panely jsou modelovány pomocí prvků CBUSH. Trhlina je vždy modelována pomocí jednoho prvku CRAC2D. Na obou koncích panelu jsou prvky RBE2, do nichž se zavádějí okrajové podmínky. Detail zavedení sil je na obrázku 36.



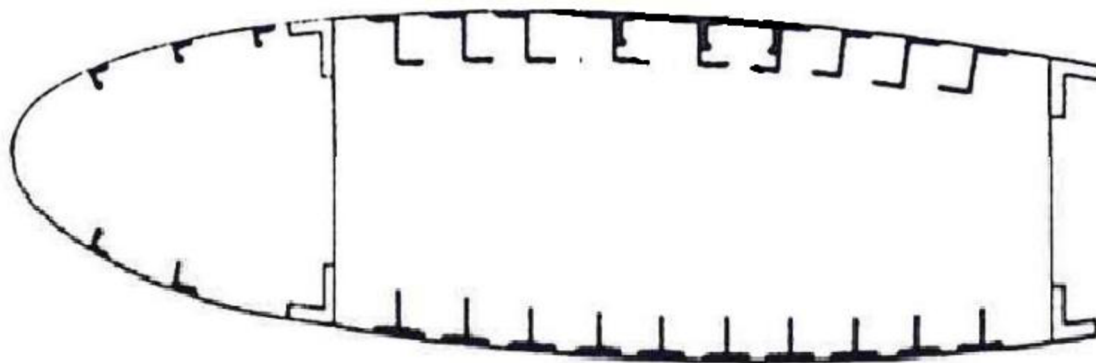
Obr. 36 Detail zavedení sil



Obr. 37 Použitý průřez s deseti podélníky



Obr. 38 Použitý průřez se sedmi podélníky



Obr. 39 Původní průřez [29]

Typ	Model s 10 podélníky	Model se 7 podélníky
CQUAD [1]	177 154	166018
CTRIA [1]	88	80
CBUSH [1]	3974	3974
celkem elementů [1]	181218	170074
Trvání jedné iterace [min]	75	75

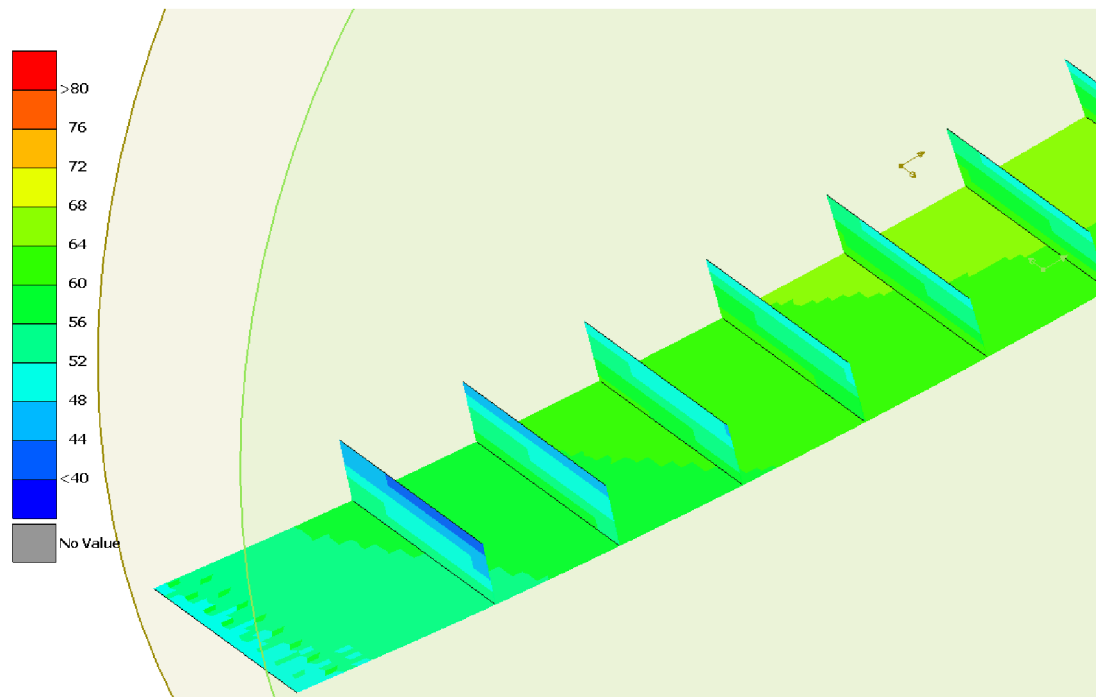
Tab. 7 Shrnutí modelu

7.3 Postup

Nejdříve se upraví předpřipravené vstupní soubory pro MKP řešič, což znamená změna tloušťek potahu a podélníku spodního panelu. Poté začne samotný výpočet.

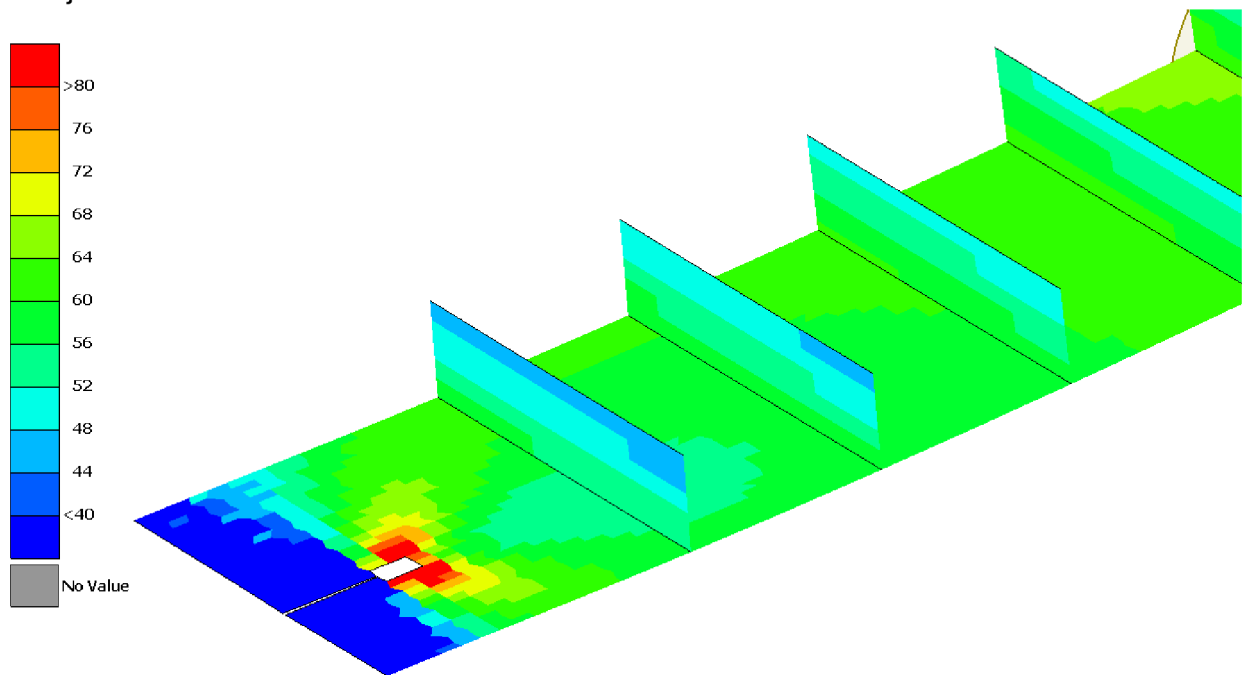
Při výpočtu jsou použity 2 typy řešení:

- Lineární výpočet (SOL_101) bez trhlinového prvku: pro získání nominálního napětí v integrálním panelu, tohoto je využito pro získání hodnot β -funkce. Z tohoto výpočtu se také kontroluje, zda hodnota napětí v horním panelu nepřekračuje přijatelnou hodnotu a zjišťuje se síla na nýt. Typický výsledek tohoto modelu je vidět na obrázku 40.

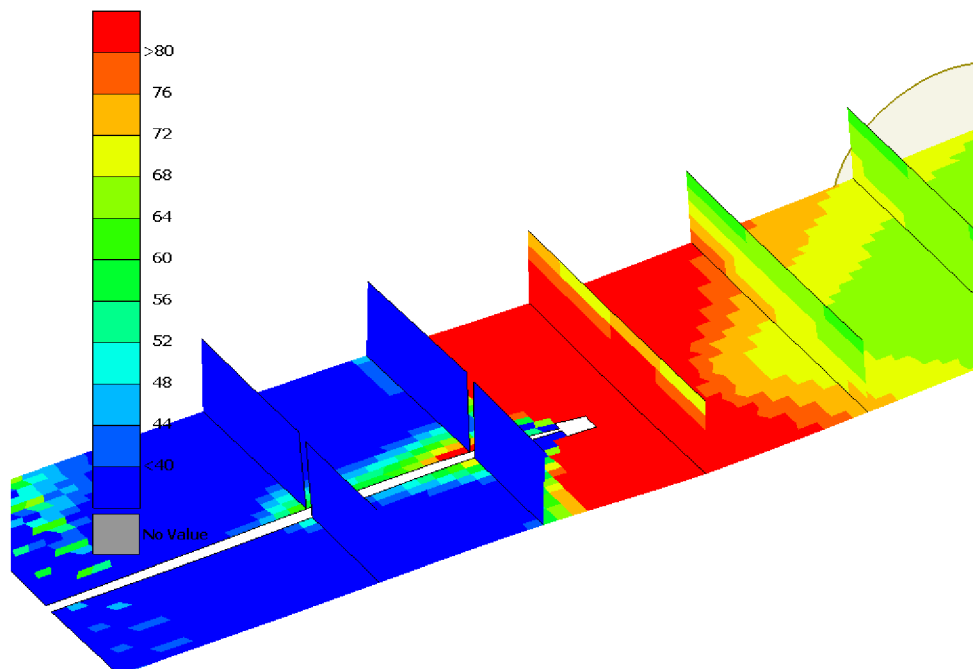


Obr. 40 Výpočet bez trhliny

- Lineární výpočet (SOL_101) s trhlinovým prvkem: pro získání hodnot SIF jako funkce délky trhliny; při každém výpočtu je jich použito 15. Typické výsledky tohoto modelu jsou vidět na obrázcích 41 a 42.



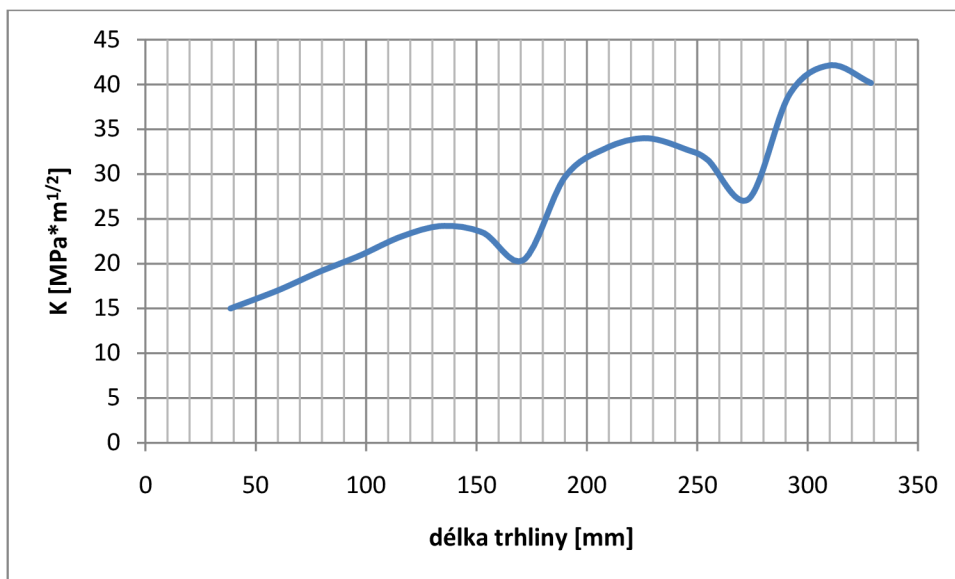
Obr. 41 Výpočet s krátkou trhlinou



Obr. 42 Výpočet s dlouhou trhlinou

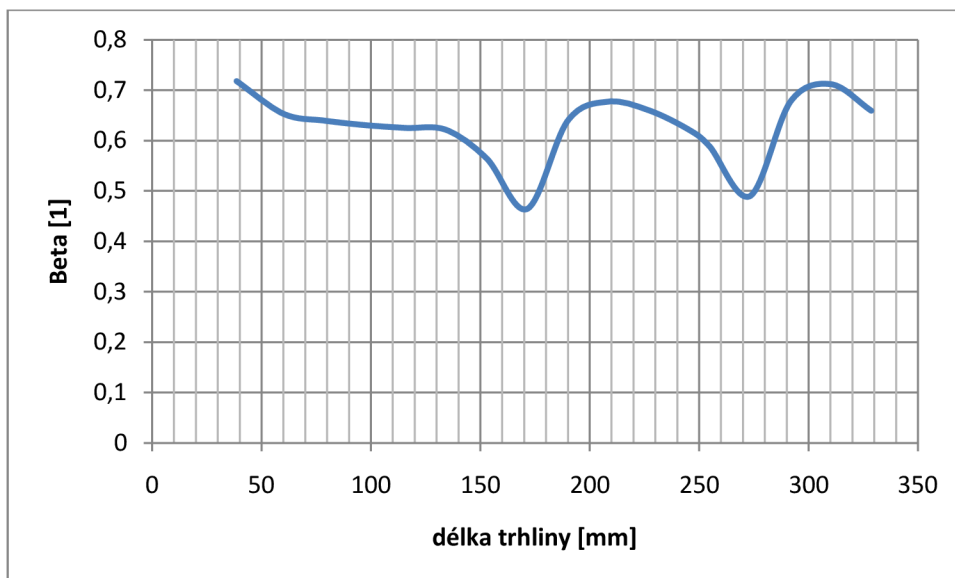
Na těchto obrázcích není trhlinový element vidět, použitý postprocessor META jej nepodporuje.

Z těchto grafů je získán průběh SIF, který je vidět na obrázku 43.



Obr. 43 Průběh SIF s délkou trhliny

Z tohoto se získá průběh β -funkce, která je na obrázku 44.



Obr. 44 Průběh β -funkce

Po provedení těchto výpočtů se provede výpočet v AFGROW. Pro první fázi je použit advanced model s otvorem a dvěma trhlinami, k vidění na obrázku 45, a druhá fáze, která již používá vypočtenou β -funkci, používá model s okrajovou trhlinou, tento je na obrázku 46. Z těchto se získají údaje o růstu trhliny a tyto se srovnají s požadovanými hodnotami. Tímto je iterace zakončena a začne se nová.



Obr. 45 První fáze výpočtu AFGROW



Obr. 46 Druhá fáze výpočtu AFGROW

V tabulce níže jsou vidět použité případy zatížení.

Případ zatížení	Svislý násobek n_v [1]
112 – 1g případ – cestovní let	1
200 – Rozhodující případ – ohyb nahoru	3,133
302 – Rozhodující případ – ohyb dolů	-1,5

Tab. 8 Případy zatížení

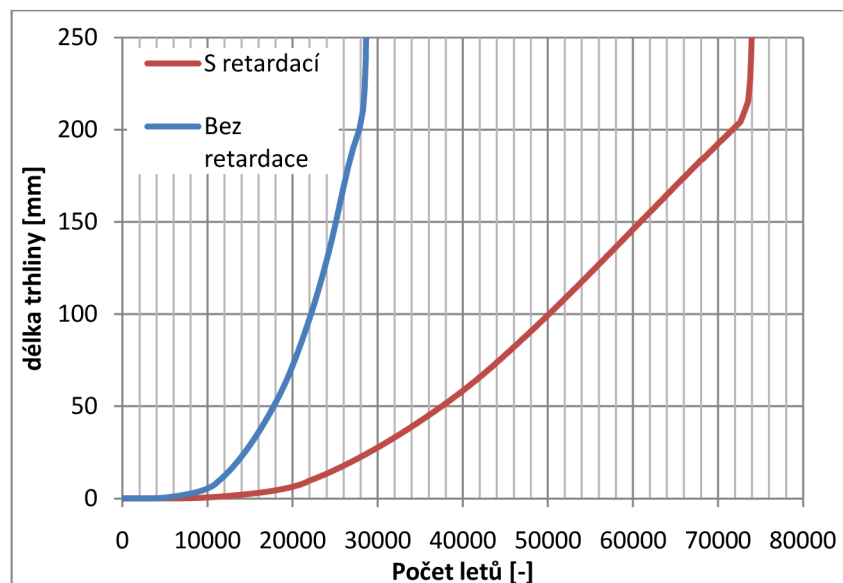
Proti odpovídajícím zatížením se kontroluje odolnost na únosnost v tlaku a zbytková pevnost, s tím že se pohybujeme v lineárně-elastické oblasti se pouze přenásobí výsledek získaný z případu 112 v poměru normálových ohybových momentů M_N .

7.4 Výsledky

V této kapitole budou prezentovány výsledky optimalizace.

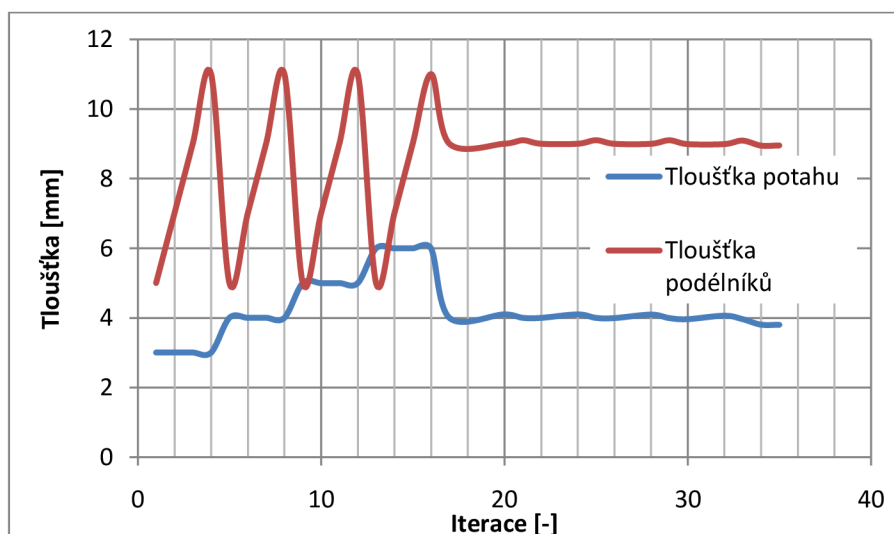
Vzhledem k tomu, že původní konstrukce je navrhována na nižší životnost, nedosáhlo se hmotnostní úspory, skript ovšem dokáže snížit hmotnost panelu oproti původnímu přibližnému návrhu a je schopen velice přesně se přiblížit k požadované životnosti.

Na grafu níže je vidět vliv použitého Wheelerova retardačního modelu, více než ztrojnásobení predikované doby šíření trhliny:

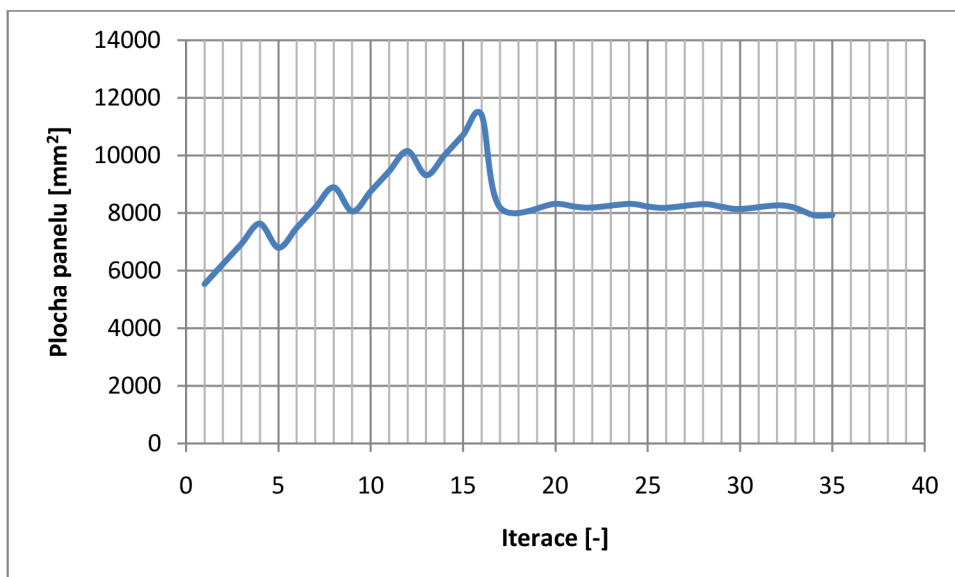


Obr. 47 Vliv retardace na životnost panelu

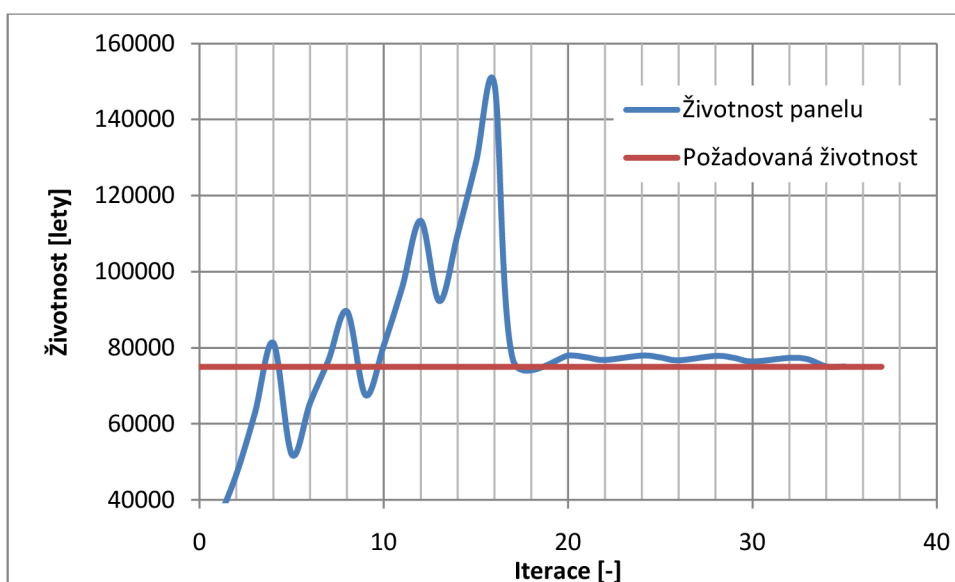
Typický průběh optimalizace, používající jak gridový mód, tak poté algoritmus SLSQP vypadá jako na obrázcích níže. Gridový mód, jak již bylo řečeno, výrazně snižuje potřebný počet iterací nalezením vhodného počátečního bodu.



Obr. 48 Průběh tloušťek při optimalizaci



Obr. 49 Průběh plochy panelu při optimalizaci



Obr. 50 Průběh životnosti panelu při optimalizaci

V tabulce níže je ukázán průběh optimalizací pro řečený panel se sedmi a deseti podélníky.

počet podélníků	počáteční t_{pot} [mm]	počáteční t_{pod} [mm]	t_{pot} z grid. optim [mm]	t_{pod} z grid. optim [mm]	výsledná t_{pot} [mm]	výsledná t_{pod} [mm]	výsledná plocha [mm ²]	počet iterací [1]
7	3-10	5-12	4	9	3,8	8,95	7921	35
10	3	3	x	x	3,9	5,52	7687	52

Tab. 9 Srovnání modelů

Z tohoto srovnání je zřejmá výhoda použití gridů, a také je viditelná výhoda vyššího počtu podélníků. Provedení výpočtů pro vyšší počet podélníků než 10 bylo z časového hlediska nemožné, je ovšem předpokladatelné, že vyšší počet podélníků, které jsou během růstu trhliny účinné, způsobují větší zpomalení trhliny než menší počet tlustších podélníků. Vrůstající počet podélníků bude omezen jejich minimální tloušťkou, ať už z hlediska technologického nebo z hlediska lokální ztráty stability.

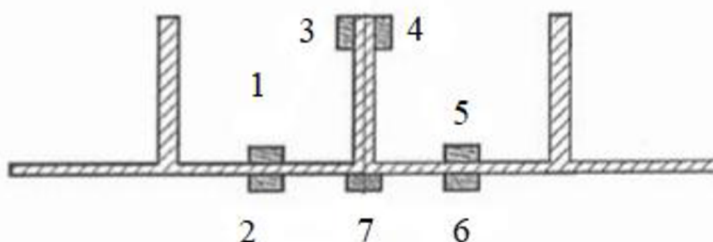
7.5 Návrh programu zkoušek

V následujících kapitolách budou navrženy zkoušky na ověření vlastností navrženého panelu. Zkoušky pro potvrzení získaných poznatků jsou potřeba dvě: jedna tlaková pro ověření únosnosti panelu a druhá únavová pro ověření rychlosti růstu trhliny.

7.5.1 Tlaková zkouška

Cílem zkoušky je ověřit hodnotu kritického napětí a chování panelu jako celku. Vzorky budou zkontrolovány z hlediska rozměrů a z polotovarů budou odebrány vzorky a na nich budou ověřeny mechanické vlastnosti.

Panely budou zatěžovány konstantní rychlostí posuvu příčnicku až do ztráty stability. Panely budou vybaveny tenzometry na středním podélníku podle Obr. 51.



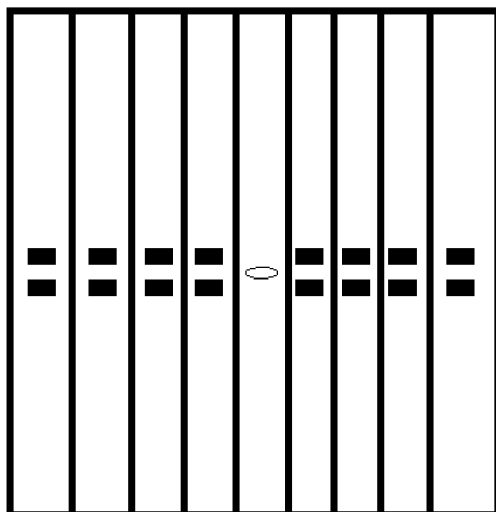
Obr. 51 Umístění tenzometrů na tlakovém vzorku [20]

Výstupem zkoušky bude závislost napětí a deformace na zatěžující síle a kritická hodnota síly.

7.5.2 Zkouška šíření a zbytkové pevnosti panelu

Cílem zkoušky je ověření rychlostí růstu trhliny na panelu. Jako u tlakové zkoušky, vzorky budou zkontrolovány z hlediska rozměrů a z polotovarů budou odebrány vzorky a na nich budou ověřeny mechanické vlastnosti.

Počáteční trhlina bude ve středu panelu, a zatížením s konstantní amplitudou napětí se nacykluje na délku 20 mm, poté bude zkouška pokračovat s dodanou sekvencí. Panel bude vybaven tenzometry pro kontrolu napětí podle obrázku 52.



Obr. 52: Umístění tenzometrů a trhliny na tahovém vzorku

Výstupem zkoušky bude růstová křivka trhliny v potahu a podélnících.

8. Závěr

Tato diplomová práce se zabývala problematikou DT optimalizace panelu. Proběhla rešerše týkající se dané problematiky a její legislativy, byl vytvořen skript pro provedení této optimalizace a byly navrženy zkoušky pro verifikaci navržených parametrů.

Rešerše integrálních panelů a předpisů jich se týkajících potvrdily již známé závěry a používané metody, použité u návrhu L-410NG.

Byl vypracován postup optimalizace tloušťek podélníků a potahu u panelu. Tento využívá rozšířené prostředí MS EXCEL, freeware programovací jazyk PYTHON a jeho knihovny, ve firmě používaný MKP řešič MD NASTRAN a ve firmě používaný program AFGROW, používaný na analýzu růstu trhlín. Je schopen snížit hmotnost panelů a dosáhnout požadované životnosti s dobrou přesností.

Celá optimalizace proběhla pouze se dvěma proměnnými, optimalizace s tloušťkou každého podélníku a každého potahového pole jako proměnnou by pravděpodobně vedla ke snížení hmotnosti, ale vedlo by k výraznému zvýšení časové náročnosti. Časová náročnost je i tak největší nevýhoda tohoto postupu, i přes použití v některých místech dost hrubého modelu.

Zlepšení by rovněž představovala automatizace souborů pro růst trhlíny, která neproběhla kvůli nedostatku času a autorově nezkušenosti jako programátora. Další časovou úsporu by mohl přinést postup, který by dokázal extrapolovat předchozí výsledky a s jejich pomocí nahradit některé MKP výpočty.

Ve výpočtu samotném byla dokázána výhodnost vyššího počtu podélníků, což je způsobeno jejich dřívějším účinkem, a také výhoda vyšší tloušťky podélníků oproti potahu, což je dáno jejich vyšším zpomalovacím účinkem.

Celá metodika tedy může být použita při budoucím návrhu integrálních panelů křídel a snížení jejich hmotnosti.

Zdroje

- [1]: Advisory Circular AC 25.571-1D, FAA, Washington, USA, 2011
- [2]: AUGUSTIN, P.: Přednášky: Únava a životnost leteckých konstrukcí. 2021.
- [3]: AUGUSTIN, P.: Zatěžovací sekvence pro DT analýzu křídla, MOSTA.0401.B.U.TR, rev. A, Letecký ústav FSI VUT v Brně, 2011
- [4]: BOUGHAN, R. BAAB, G.: Charts for Calculation of the Critical Compressive Stress for Local Instability of Idealized Web- and T-Stiffened Panels, USA, 1944
- [5]: EASA CS-25 Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes
- [6]: GALLAGHER, J.P., et al.: USAF Damage Tolerant Design Handbook: Guidelines for the analysis of damage tolerant aircraft structures, USA, 1984
- [7]: HARTER, J. A. AFGROW users guide and technical manual. Centerville, Ohio: Lextech, Inc. 2014.
- [8]: Joint Service Specification Guide 2006 (JSSG-2006), Defence Quality and Standardisation Office, Falls Church, Virginia, USA, 1998
- [9]: JUREK, P.: Hmotnostní optimalizace klesonu křídla letounu L 410 NG. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 57 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Tomáš Katrňák.
- [10]: KOŠTIAL, R.: Plán prohlídek a údržby draku malého dopravního letounu s využitím moderních přístupů [online]. Brno, 2017 [cit. 2021-02-15]. Dostupné z: <http://hdl.handle.net/11012/69949>. Disertační práce. Vysoké učení technické v Brně. Fakulta strojního inženýrství. Letecký ústav. Vedoucí práce Jiří Hlinka.
- [11]: KRAFT, D.: A software package for sequential quadratic programming. DFVLR-FB, 88(28), 1985
- [12]: L410.cz - Fotogalerie L 610. [online]. 2021. Dostupný z WWW: <http://www.l410.cz/wp/fotogalerie/fotogalerie-l-610/l-610g>
- [13]: MAREŠ, T.: *Základy konstrukční optimalizace*. Praha: Nakladatelství ČVUT, 2006. 307 s. ISBN 80-239-6508-5
- [14]: MD NASTRAN 2010 Quick Reference Guide, MSC Software, USA, 2009
- [15]: MMPDS-03, FAA, Washington, USA, 2006
- [16]: NESTERENKO G.I.: Razčet živučesti konstrukcii samoljota L-610, CAGI, 1997.
- [17]: NESTERENKO, G.I.: Comparison of Damage Tolerance of integrally stiffened and riveted structures, Presented at ICAS 2000 Congress, Harrogate International Conference Centre, UK, 1999.
- [18]: PANTĚLEJEV, L.: Přednášky z předmětu: Mezní stavy materiálů. 2019.
- [19]: Parekh, J.C., et al.: A Modern Family of Crack Tip Elements for MSC NASTRAN, Anamet Laboratories, Inc., California, USA, 1986
- [20]: Protokol o zkoušce P13/2018. Letecký ústav FSI VUT v Brně, 2018
- [21]: ROOKE, David P. and CARTWRIGHT, David J.: Compendium of stress intensity factors. London: Her Majesty's Stationary Office, 1976. ISBN 0117713368.
- [22]: RŮŽEK, R. KUCHARSKY, P. MLCH, I.: Fatigue crack growth data under SQ_0027 flight by flight loading sequence and residual strength of integrally stiffened panel IV (VK11-156N) in section 103-104, 7475 T7351 material, SIGMA.2000.37.V.F.TR, Aircraft Industries, Kunovice, 2015
- [23]: SHIJEVE, J.: Crack stoppers and ARALL Laminates. Delft University of Technology. 1989

- [24]: SCHIJVE, J.: Fatigue of Structures and Materials, The Netherlands: Kluwer Academic Publiss, 2001. ISBN 0-7923-7013-9
- [25]: SCHMIDT, H.-J., SCHMIDT-BRANDECKER, B.: AeroStruc Fatigue and Damage Tolerance Course, Buxtehude, Germany, 2013
- [26]: VANĚK, D.: Analýzy damage tolerance s uvážením interakce zatěžovacích kmitů. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 84 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Maroš Bvoc.
- [27]: VLČEK, D.: Methodology of Crack Growth and Residual Strength Analyses. Initial release. Kunovice: Aircraft Industries, 2014. MOSTA.0464.A.U.MD.
- [28]: VLČEK, D.: Stanovení životnosti dolního integrálního panelu křídla letounu L410 NG filozofií damage tolerance. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 160 s.
- [29]: Výkresová dokumentace letounu L-610
- [30]: Wikipedie: Otevřená encyklopedie: Let L-610 [online]. c2020 [citováno 22. 02. 2021]. Dostupný z: <https://cs.wikipedia.org/w/index.php?title=Let_L-610&oldid=19284214>
- [31]: Wikipedie: Otevřená encyklopedie: Stress intensity factor [online]. c2020 [citováno 22. 02. 2021]. Dostupný z WWW: < https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Stress_intensity_factor&oldid=994190218>
- [32]: ZUBRYTSKI, R.: Material data for damage tolerance analyses, MOSTA.04121.A.U.RE, Aircraft Industries, Kunovice, 2017

Seznam příloh

Příloha 1: Optimalizační skript

Příloha 2: Ovládací excel