



# ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

---

Fakulta dopravní  
Ústav letecké dopravy

## **Návrh postupu pro prodloužení životnosti letadla L-40 nad limit 4000h/8000 přistání**

## **Proposal for Extending the Life of L-40 Aircraft above 4000h/8000 Landings**

**Bakalářská práce**

Studijní program: Bakalářský, TUL

Studijní obor: Technologie údržby letadel

Vedoucí práce: doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.

Ing. Jiří Pavlas

---

**Ivan Tvrdík**

Praha 2022



**K621.....Ústav letecké dopravy**

## **ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE**

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

**Ivan Tvrdík**

Studijní program (obor/specializace) studenta:

**bakalářský – TUL – Technologie údržby letadel**

Název tématu (česky): **Návrh postupu pro prodloužení životnosti letadla L-40 nad limit 4000 h/8000 přistání**

Název tématu (anglicky): Proposal for Extending the Life of L-40 Aircraft above the 4000 h/8000 Landings

### **Zásady pro vypracování**

Při zpracování bakalářské práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem práce je navrhnout legislativní a technický postup pro prodloužení životnosti letadla L-40 nad limit 4000 h/8000 přistání.
- Konstrukce letounu L-40 a statistiky poruch z provozu.
- Legislativní prostředí a historie prodlužování životnosti.
- Identifikace kritických konstrukčních uzlů (včetně výpočtu životnosti) a režimů namáhání.
- Návrh prodloužení životnosti bez konstrukčních úprav a s konstrukčními úpravami.
- Zhodnocení návrhů a doporučení.



- Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího bakalářské práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 35 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: Příloha k typovému osvědčení č.1622/58  
DECISION NO. 2003/14/RM (CS-23)  
British Civil Airworthiness Requirements - Sections A, C and D  
LETECKÝ PŘEDPIS LETOVÁ ZPŮSOBILOST LETADEL L 8

Vedoucí bakalářské práce: **doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.**  
**Ing. Jiří Pavlas**

Datum zadání bakalářské práce: **9. srpna 2021**  
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání bakalářské práce: **30. listopadu 2022**  
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia  
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.  
vedoucí  
Ústavu letecké dopravy



prof. Ing. Ondřej Příbyl, Ph.D.  
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání bakalářské práce.

Ivan Tvrdek  
jméno a podpis studenta

V Praze dne..... 9.srpna 2022



## Abstrakt

L40 Metasokol je populárním typem malého čtyřsedadlového turistického letounu československé produkce z konce 50. let. Většina existujících exemplářů brzy dolétá nebo již dolétala provozní životnost draku. Cílem práce je použít data vertikálních zrychlení a analytické vyjádření napětí v kritickém uzlu spodního závěsu hlavního nosníku křídla pro kontrolní výpočet bezpečné životnosti draku metodou Nominal Stress Approach a poznatky z výpočtu použít pro návrh postupu pro prodloužení životnosti L40 nad limit 4000h/8000 přistání. Výpočet životnosti byl proveden dle postupu z prostředí FAA a potvrdil již dříve stanovený limit 4000 letových hodin. V práci byly navrženy způsoby prodloužení životnosti zesílením kořenové části křídla a výměny spodního závěsu hlavního nosníku nebo implementací systému pro monitorování skutečné zbytkové provozní životnosti u draků, které ještě nedosáhly 4000 letových hodin nebo 8000 přistání.

**Klíčová slova:** Letoun, L40, L-ROL, závěs, životnost



## Abstract

The L40 Metasokol is a popular type of four-seat touring aircraft of Czechoslovak production from the end of the fifties. Most aircraft will soon achieve or have already achieved the airframe service limit. The aim of this thesis is to use vertical acceleration data and analytical expression of forces in the critical main wing spar lower attach point lug for a verification calculation of the service life limit using the Nominal Stress Approach method and apply knowledge acquired during this process to propose a method for the extension of service life limit of L40 beyond 4000hrs/8000 landings. The calculation was conducted according to a methodology from the FAA environment and confirmed the set service life of 4000 flight hours. Possible service life extension solutions were proposed by means of strengthening of the wing root section and replacement of lower main spar attach fitting or the implementation of a system for monitoring real remaining service life of aircraft which have not yet reached 4000 flying hours or 8000 landings.

**Keywords:** Aircraft, L40, life, lug, L-ROL,



## **Poděkování**

Rád bych poděkoval ing. Jiřímu Pavlasovi za odborný a praktický přístup k vedení bakalářské práce a doc. Jakobovi Krausovi za metodické vedení. Dále patří poděkování firmě Blanik Aircraft CZ s.r.o. zejména ing. Václavu Křížkovi za poskytnutí podkladů k materiálu L-ROL. Firmě HPH spol. s.r.o. děkuji jako držiteli typového osvědčení L40 za poskytnutí kopií výpočtové a výrobní dokumentace k typu.



### Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci s názvem „Návrh postupu pro prodloužení životnosti letadla L-40 nad limit 4000h/8000 přistání“ vypracoval samostatně a použil k tomu úplný výčet citací použitých pramenů, které uvádím v seznamu přiloženém k bakalářské/diplomové práci.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu §60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne 30. listopadu 2022

Podpis



## Obsah

Úvod .....	10
<b>1. Konstrukční filosofie a přehled historie životnosti L40.....</b>	<b>12</b>
1.1. Historie provozní životnosti draku.....	13
1.2. Případy nehod L40.....	13
1.3. Definice konstrukčního uzlu.....	15
1.4. Předpisová základna .....	16
<b>2. Výpočet životnosti metodou NSA .....</b>	<b>17</b>
2.1. Hmotová obálka .....	19
2.2. Aerodynamické vztahy .....	20
2.3. Reakční síly v závěsech, průřezové napětí .....	22
2.4. Obálka letových obrátů a kritické případy .....	26
2.5. Měřené spektrum L40 .....	27
2.6. Spektrum dle FAA AC 23-13A.....	28
2.7. Materiálové vlastnosti.....	30
2.8. S-N křivka, korekce .....	30
2.9. Vliv středního napětí, Haighův diagram.....	32
2.10. Kumulace poškození, životnost .....	34
2.11. Součinitel bezpečnosti .....	35
<b>3. Hodnocení výsledků výpočtu životnosti .....</b>	<b>36</b>
<b>4. Návrh prodloužení životnosti .....</b>	<b>37</b>
4.1. Konstrukční úprava zesílením .....	37
4.2. Kontrola životnosti závěsu z materiálu 30ChGSA.....	40
4.3. Monitorování skutečné zbytkové životnosti.....	42
4.4. Životně důležité části.....	43
<b>5. Závěr .....</b>	<b>44</b>
<b>Seznam použitých zdrojů .....</b>	<b>46</b>
<b>Seznam obrázků .....</b>	<b>50</b>
<b>Seznam tabulek .....</b>	<b>51</b>
<b>Seznam grafů.....</b>	<b>51</b>
<b>Seznam příloh.....</b>	<b>52</b>





## Seznam symbolů a zkratk

$a_n, a_{nLFF}$	Rozdíl násobku od $n = 1$ , měrný návrhový násobkový limit (přesná definice viz. AC 23-13A)
AC/GM	Advisory circular/Guidance materiál (poradní oběžník, poradenský materiál)
AMC	Acceptable means of compliance (přijatelný způsob splnění)
AS	Aerodynamický střed
BCAR	Britské konstrukční předpisy pro civilní letouny (British Civil Airworthiness Requierments)
$C_l, C_d, C_m(\alpha)$	Koeficienty vztlaku, odporu, klopného momentu respektive
CM	Monitorování stavu (condition monitoring)
D	Odporová síla
EASA	Evropská agentura pro bezpečnost letectví European Union Aviation Safety Agency:
FAA	Regulační úřad pro civilní letectví v USA (Federal Aviation Administration)
$f_n$	Frekvence výskytu násobku za 1 letovou hodinu
$f_{surf}$	Součinitel vlivu kvality obrobeného povrchu (Surface finish factor)
$f_{vz}$	Frekvence vzletů za 1 letovou hodinu
G-A-G	Ground-air-ground (země-vzduch-země)
GO	Generální oprava
$j_B$	Součinitel bezpečnosti
K	Zmírňující součinitel poryvu
$K_t$	Součinitel koncentrace napětí
L	Vztlaková síla
LH	Letové hodiny
m	Hmotnost
M	Moment



MLW	Maximální přistávací hmotnost
MTOW	Maximální vzletová hmotnost
n	Násobek
NDT	Nedestruktivní zkoušky (Non-destructive testing)
$N_n$	Počet kmitů do selhání při napětí hladiny násobku n
NSA	Nominal Stress Approach
R	Asymetrie kmitu
S, s	Plocha, průřezová plocha
SAT	Střední aerodynamická tětíva
TC	Typové osvědčení (type certificate)
VOP	Vodorovná ocasní plocha
$X_T$	Souřadnice polohy těžiště
$\sigma_{a,n}$	Amplituda napětí při násobku n
$\sigma_{e0,2}$	Smluvní mez kluzu
$\sigma_{eq,a,n}$	Ekvivalentní střední napětí při násobku n)
$\sigma_{fl}$	Mez únavy
$\sigma_{fl, cor}$	Mez únavy, opravená o součinitele
$\sigma_m$	Mez pevnosti
$v$	Skutečná vzdušná rychlost letu
$\rho$	Hustota vzduchu



## Úvod

L40 Meta Sokol byl vyvíjen již od roku 1949 v podniku „Továrna letadel ing. J Mráz v národní správě, Choceň“. Konstrukce celokovového lehkého sportovního a turistického letounu bylo reakcí na požadavek ředitelství ČZAL (Československé závody automobilové a letecké), které předpokládalo zahraničí poptávku po moderním nástupci již zavedené celodřevěné konstrukce M1 Sokol. Pro Ing. Zdeňka Rubliče byl vývoj celokovového letounu se skořepinovou konstrukcí trupu a samonosným křídlem pravděpodobně výzvou, protože všechny jeho konstrukce do té doby byly celodřevěné. Udávaných deset měsíců mezi zahájením vývoje a záletem prototypu XLD-40 Mír dne 30. července 1950 nasvědčuje, že konstrukční práce a zavedení nové technologie výroby mohly být uspěchané a negativně se podepsat na kvalitě konstrukce a životnosti letounu [1]. Opak se jeví být pravdou, protože několik desítek kusů tohoto typu dodnes létá a svými výkony a koncepcí se dá srovnávat nebo i předčívá pozdější konstrukce letounů stejné kategorie.

Politika všeobecného letectví v době návrhu a certifikace typu nechaly vzniknout situaci, kdy se nepředpokládalo, že by L40 během své aktivní služby nalétaly více než jednotky tisíc hodin před jejich nahrazením modernějšími typy. Tato skutečnost vyplývá z provozního bulletinu č.6/L40, který prodlužuje původní předpokládaný čas životnosti pouhých 12 let [2]. V dostupných pevnostních výpočtech typu není zmínka o výpočtu životnosti. Až v roce 1973 provedl Doc. Ing. Cais odhad životnosti letounu [3].

Cílem práce je využití naměřených dat spektra vertikálních násobků a provést výpočet životnosti kování závěsů hlavního nosníku křídla analytickou metodou, která vychází z původních pevnostních výpočtů letounu. Byla zvolena metoda Nominal Stress Approach (NSA). Jedná se o klasickou metodu výpočtu kumulace poškození v obecném konstruování a v leteckých konstrukčních příručkách je dodnes považována za standard. Je pravděpodobné, že předchozí odhady životnosti L40 byly počítány stejnou metodou.

Spodní závěs hlavního nosníku je kritickým konstrukčním uzlem, jehož selhání by bylo pro posádku letounu fatálním. Vzhledem k způsobu namáhání a historii případů selhání u jiných typů lze tvrdit, že spodní závěs a kořenová část pásnice hlavního nosníku jsou zpravidla částí konstrukce s nejnižší provozní životností a náchylností k poruše při nadměrném zatěžování. Působení cyklické únavy materiálu není omezeno pouze na tento konstrukční uzel, ale projevuje se na celém draku, byť s různou intenzitou. Pro bezpečné posouzení provozní

životnosti celého draku by bylo vhodné provést kontrolní výpočty životnosti i na ostatních kritických částech.

Byla formulována hypotéza, že výsledkem výpočtu bude zjištění vyšší bezpečné životnosti závěsu, než je aktuální stanovená životnost 4000 letových hodin LH a na základě výsledků této práce bude možné bezpečně prodloužit provozní životnost draku.



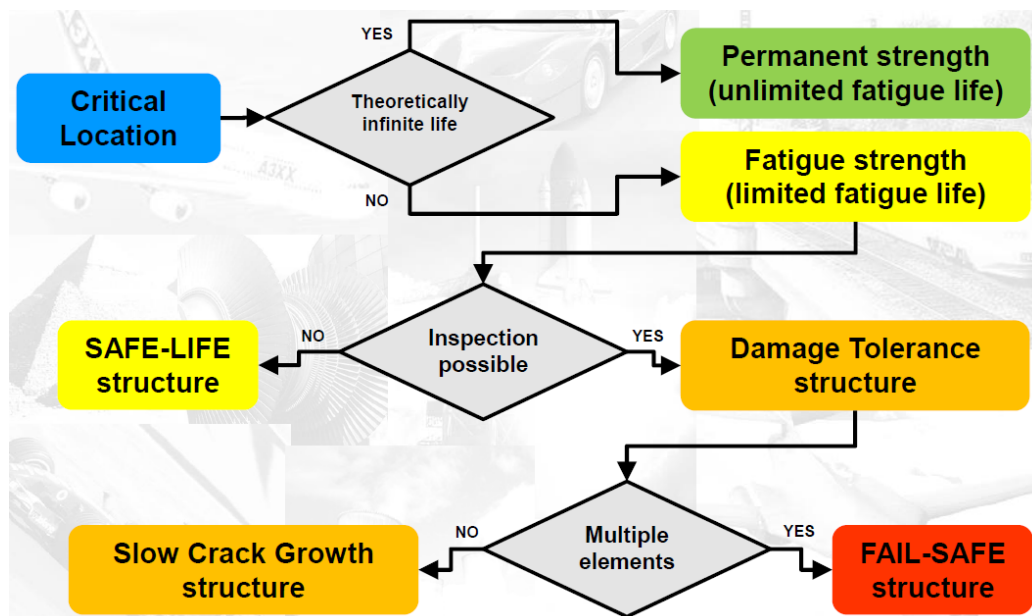
Obr. 1 Orličan L40 Meta Sokol

## 1. Konstrukční filosofie a přehled historie životnosti L40

Výrobce doporučená omezená životnost řadí L40 do konstrukční filosofie 'safe-life' (bezpečná životnost). Obecně se v letectví od této filosofie upouští, protože jasně omezená životnost draku je ekonomicky neatraktivní pro provozovatele. Prodlužování životnosti letounů pomocí výpočtů a simulací je jednou z nejčastějších motivací pro výzkum v oblasti šíření trhlin a kumulace únavových poškození v kritických konstrukčních uzlech letounů.

U rozšířených zejména vojenských a dopravních typů je snaha využít zkušenosti a data z provozu a údržby pro bezpečné prodloužení životnosti draku. Oproti vypočteným životnostem například metodou NSA je snaha za pomoci sofistikovanějších teorií o mechanice únavy materiálu a šíření trhlin prokázat vyšší bezpečnou životnost bez provádění nákladných únavových zkoušek.

Od 70. let je pro analytické posouzení životnosti používána metoda šíření trhlin dle Parise, která byla postupně vylepšována Walkerem a Foremanem [4]. Stanovení intervalu prohlídek pro včasné odhalení únavových trhlin v kritických uzlech draku letounu při zachování bezpečnosti znamená přechod konstrukce 'safe-life' (bezpečná životnost) do režimu provozování 'on condition' (dle stavu) a posuzování životnosti draku dle konstrukční filosofie 'damage tolerance' (povolené poškození)[5]. Výrobci nových letounů starší konstrukce s konstrukční filosofií 'safe-life' často instalují do svých výrobků zařízení pro monitorování



Obr. 2 Rozdělení konstrukčních filozofií [28]



násobků a životnost každého letounu stanovují metodou 'structural life monitoring' (monitorování životnosti draku) na základě skutečného zatěžování draku v provozu [6].

### 1.1. Historie provozní životnosti draku

V roce 1970 byl vydán provozní bulletin č.6/L40, z jehož je patrné, že historicky první stanovená hodnota provozní životnosti je 4000LH nebo 12 let [2]. Ve zprávě se statickými pevnostními výpočty draku letounu nebyly nalezeny žádné podklady, podle kterých byla tato životnost prokázána v rámci schvalování letové způsobilosti typu.

V roce 1973, skoro 14 let po ukončení sériové výroby, provedl Doc. Cais „odhad“, provozní životnosti draku. První odhad střední životnosti 19000LH se součinitelem bezpečnosti 6 a výslednou životností 3000LH byl uveden v praxi publikací provozního bulletinu č.10/L40 v září 1973 [7]. Současně ve výrobním závodě probíhaly tenzometrická měření na pásnicích nosníků křídel. Zpráva s výsledky měření nebyla dohledána. Pravděpodobně na základě těchto výsledků provedl Doc. Cais upřesnění svého odhadu na střední životnost 13000LH se sníženým faktorem bezpečnosti 4,5 a zachováním výsledné životnosti 3000LH [3].

Poslední prodloužení životnosti bylo formou závazného bulletinu č.14/L40 z roku 1999. Byla navrácena maximální životnost 4000LH nebo 8000 startů za předpokladu splnění konkrétních technických požadavků včetně generální opravy GO draku [3]. K tomuto prodloužení životnosti rovněž nebyla dohledána opora ve výpočtech nebo zkouškách. Proběhlo na základě vyhodnocení celkového technického stavu flotily letounů a faktu, že během generálních oprav a periodických prohlídek typu nebyly výrobci nikdy nahlášeny trhliny nebo únavové lomy v kritických uzlech konstrukce.

### 1.2. Případy nehod L40

Při úvaze o prodloužení životnosti draku je vhodné prozkoumat módy selhání konstrukce typu během historie jeho provozu. „L8/A 2.12.2: Každý držitel Typového osvědčení, Doplnkového typového osvědčení nebo jiných schválených konstrukčních údajů a každý držitel Oprávnění k výrobě musí zavést a udržovat systém sběru, přezkoumávání a rozboru informací o poruchách, nesprávné činnosti nebo závadách každého svého výrobku., L8/A 2.12.7 Držitel Typového osvědčení, Doplnkového typového osvědčení nebo jiných schválených konstrukčních údajů musí provést ve všech případech, kdy vyšetřování letecké nehody nebo provozních důsledků podle ust. 2.12.4 odhalí nedostatek konstrukce, vlastní rozbor a navrhnout na základě jeho výsledků nápravné opatření [8]“.



Z citace předpisu L8/A je zřejmé, že držitel typového certifikátu TC musí mít přehled o nehodách typu a aktivně řešit jejich příčiny. Držitel TC L40 kromě nehod sbírá i údaje o nálezech při údržbě úrovně 500h a GO [7]. Webové stránky *aviation-safety.net* [9] a archiv stránek *xdh.ca* [10] obsahují sumarizace, odkazy a neověřené informace o provozu a nehodách jednotlivých L40 po celém světě. V rámci procházení výše uvedených zdrojů včetně archivních materiálů držitele TC nebyla nalezena zmínka o selhání nosné soustavy letounu za letu nebo vznik trhlin na závěsech křídla.

Lze sumarizovat, že nehody typu L40 byly způsobené chybou pilotáže, selháním pohonné jednotky a následnou chybou pilotáže při provádění nouzového přistání, nesprávným zacházením s letounem při pozemní manipulaci nebo jinými vnějšími faktory.

Ze zkušenosti autora je možné tvrdit, že nejčastějšími nehodami L40 jsou případy samovolného odjištění podvozku a jeho zavření při přistání nebo pojíždění. Dle L8/A 2.12.4 se tyto nehody však držitel TC hlásit nemusí [8]. Vzhledem ke konstrukci, kdy podvozková kola v zavřené poloze podvozku výrazně vyčnívají z obrysu letounu a chrání ho při dosednutí na břicho, je významně sníženo riziko, že by případy přistání na břicho nebo zatažení podvozku při pojíždění způsobily významné poškození draku. Zanedbatelné poškození draku po přistání



Obr. 3 L40 po přistání s nezajištěným podvozkem [42]

s nezajištěným podvozkem je patrné z obr. 3. Údržbová praxe v případech uvádění letounu zpět do provozu po takovéto události obsahuje provedení nedestruktivní zkoušky NDT zejména závěsů křídel. Původní vydání technické příručky vyžaduje GO celého draku [11].

### 1.3. Definice konstrukčního uzlu

„Křídlo letounu L40 je celokovové, samonosné. Jeho půdorys je lichoběžníkový, s obdélníkovým centroplánem, který tvoří montážní celek s trupem. Vnější křídla mají jeden hlavní a jeden pomocný nosník [11]“. Kování a příložka jsou v sestavě se stojinovou částí L profilu pásnic a stojinou nosníku sešroubovány lícovanými pevnostními šrouby. Tvar závěsu a příložky („plechu“) je definován výrobními výkresy v příloze 1 a 2 respektive. Sestava kování hlavních závěsů L40.201-01.01 s příložkou „plechem“ L40.201-01.08 na obr. 4 jsou díly, které budou předmětem výpočtu životnosti v této práci. Z obr. 17 je patrné uspořádání konstrukce kořenové části křídla s demontovaným závěsem.



Obr. 4 Závěs a příložka hlavního nosníku křídla L40

V této práci bude posuzována životnost spodního závěsu a příložky, protože jsou majoritně namáhány tahem, který na rozdíl od tlaku způsobuje únavová poškození. Horní závěs a příložka jsou namáhány tlakem a s jistotou lze tvrdit, že spodní závěs bude mít výrazně nižší vypočtenou i skutečnou životnost než horní [5].





#### 1.4. Předpisová základna

Předpisovou základnou typu pro konstrukci a certifikaci je předpis BCAR kategorie normální, skupina D, vydání 3 z roku 1956 [12]. Nepodařilo se získat přesné znění tohoto dokumentu. L40 se s ohledem na provozování a zachování letové způsobilosti legislativně řadí do skupiny letadel annexovaných, „jejichž typová osvědčení nebyla převedena pod pravomoc EASA nebo letadla definovaná v Příloze (Annexu) I Nařízení Evropského parlamentu a Rady (EU) č. 2018/1139 [13]“.

Zachování letové způsobilosti typu se řídí směrnicí CAA-TI-011-9/97 [14].

Aktuální znění požadavků pro počáteční letovou způsobilost letounů usilujících o certifikaci dle národní legislativy ČR je uvedeno v předpisu L8/A hl. 2 čl. 2.1 „Prokazování typové způsobilosti letadel“. Článek se odkazuje na předpisové základny uvedené v příloze 1 téhož předpisu, kde první zmíněná akceptovatelná předpisová základna je „Evropské předpisy letové způsobilosti řady CS vydané EASA“ [8].

EASA CS-23 neobsahuje příliš specifické konstrukční požadavky. Nejčastěji se odkazuje na specifikace ASTM. ASTM jsou s odchylkami použitelné jako přijatelný způsob pro splnění požadavků AMC předpisu FAA 14 CFR 23, amerického ekvivalentu CS-23 [15].

Vzhledem k dostupnosti byly v této práci použity AMC a poradenský materiál (zkr. AC pro FAA, GM pro EASA) z prostředí FAA. Předpokladem je, že tyto podklady by byly akceptovatelné při certifikaci prodloužení provozní životnosti L40 v prostředí národní legislativy.

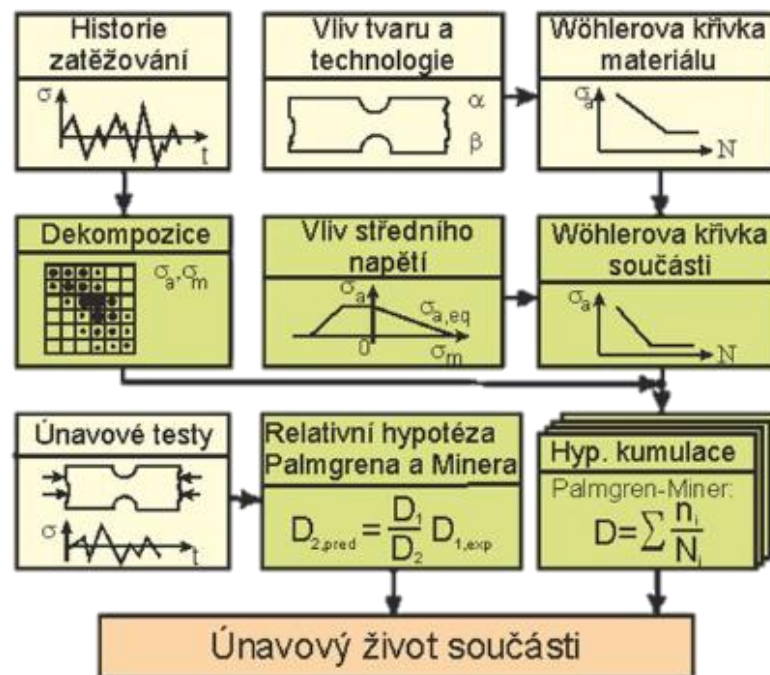
## 2. Výpočet životnosti metodou NSA

Metodu NSA lze shrnout do několika kroků:

1. Stanovení frekvence výskytu jednotlivých hladin napětí v uvažovaném dílu v místě nejmenšího průřezu (největšího nominálního průřezového napětí)
2. Identifikace hladin napětí, které způsobují únavová poškození
3. Výpočet měrného poškození způsobeného každým výskytem hladiny napětí za pomoci experimentálně získaného S-N diagramu pro daný materiál nebo díl. S-N diagram zobrazuje křivku funkce, která udává počet zatěžovacích cyklů vzorku při selhání v závislosti na napětí zatěžovacích cyklů
4. Výpočet celkového způsobeného poškození za určitý časový úsek se spektrem výskytu hladin napětí z kroku 1 pomocí Palmgren-Minerova modelu lineární kumulace poškození dle rovnice 1 [16].

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} \quad (1)$$

Přehledné schéma procesu výpočtu zpracoval prof. Růžička na obr. 5.



Obr. 5 Schéma metody výpočtu NSA [16]



Pokud jsou vstupní data spektra napětí ve formě spojité funkce proměnné v čase a vyskytují se různé amplitudy napětí, je zapotřebí použít vhodný algoritmus pro transformaci dat v diskrétní. Zvolený algoritmus bude mít značný vliv na vypočtenou životnost součástky. 'Rainflow counting' neboli metoda stékání deště je často používaným algoritmem, který uvažuje „uzavřené hysterezní smyčky zatěžovaného dílu, jejichž plocha reprezentuje energii spotřebovanou pro plastické deformace dílu a způsobená poškození [17]“.

Haighův diagram definuje oblast napětí, která nezpůsobují únavová poškození dílu. Hranice oblasti je definována nejjednodušeji Goodmanovou čarou. Pro její konstrukci je kromě meze pevnosti a meze kluzu materiálu zapotřebí hodnoty meze únavy (největší napětí, které nevede k lomu ani po překonání smluvní hranice  $10^7$  cyklů)[18]. Mez únavy pro sestavení Haighova diagramu se upravuje koeficienty, které zahrnují například koncentrace napětí v důsledku tvaru dílu [16]. Tyto faktory jsou často nazývány „Marin endurance limit factors“[19].

Měrné poškození reprezentuje poškození způsobené výskytem počtu kmitů  $n$  na hladině napětí  $i$ .  $N$  na hladině napětí  $i$  je počet kmitů při selhání vzorku odečten z S-N diagramu. Měrné poškození rovno jedné reprezentuje nakumulované poškození v okamžiku selhání dílu.

Palmgren-Minerovo pravidlo lineární kumulace poškození je sumou měrných poškození způsobených výskytem jednotlivých hladin napětí v množství, které je definováno spektrem jejich výskytu[16].

Tato kapitola se dále podrobněji zabývá výpočtem životnosti spodního závěsu a příložky hlavního nosníku L40 výše popsanou metodou.

Z obr. 5 je patrné, že stanovení životnosti metodou NSA zahrnuje i únavové zkoušky pro ověření správnosti výpočtu. AFS-120-73-2 popisuje volbu součinitele bezpečnosti pro vypočtenou životnost v závislosti na způsobu ověření výpočtu. Čím vyšší je počet zkoušených vzorků částí konstrukce, tím nižší je povolený součinitel bezpečnosti s nejnižší uvažovanou hodnotou přibližně  $j_B = 4$ . Na dopravních a vojenských letounech se často provádí únavové zkoušky celého draku. Jsou velmi nákladné a mohou trvat řádově roky [20]. Složitost zkušebního zařízení pro celé draky je patrná z obr. 6. Pro letouny kategorie GA, obzvláště typy menší sériové výroby je provádění drakových únavových zkoušek ekonomicky nereálné. Snížení součinitele bezpečnosti pro zvýšení provozní životnosti je prováděno monitorováním degradace technického stavu draků fotily během provozu. Bohužel nejsou neobvyklé případy, kdy je stanovená životnost typu upravena v důsledku nehody letounu po selhání konstrukce za letu.



Obr. 6 Únavové zkoušky celého draku stíhacího letounu F-16 [20]

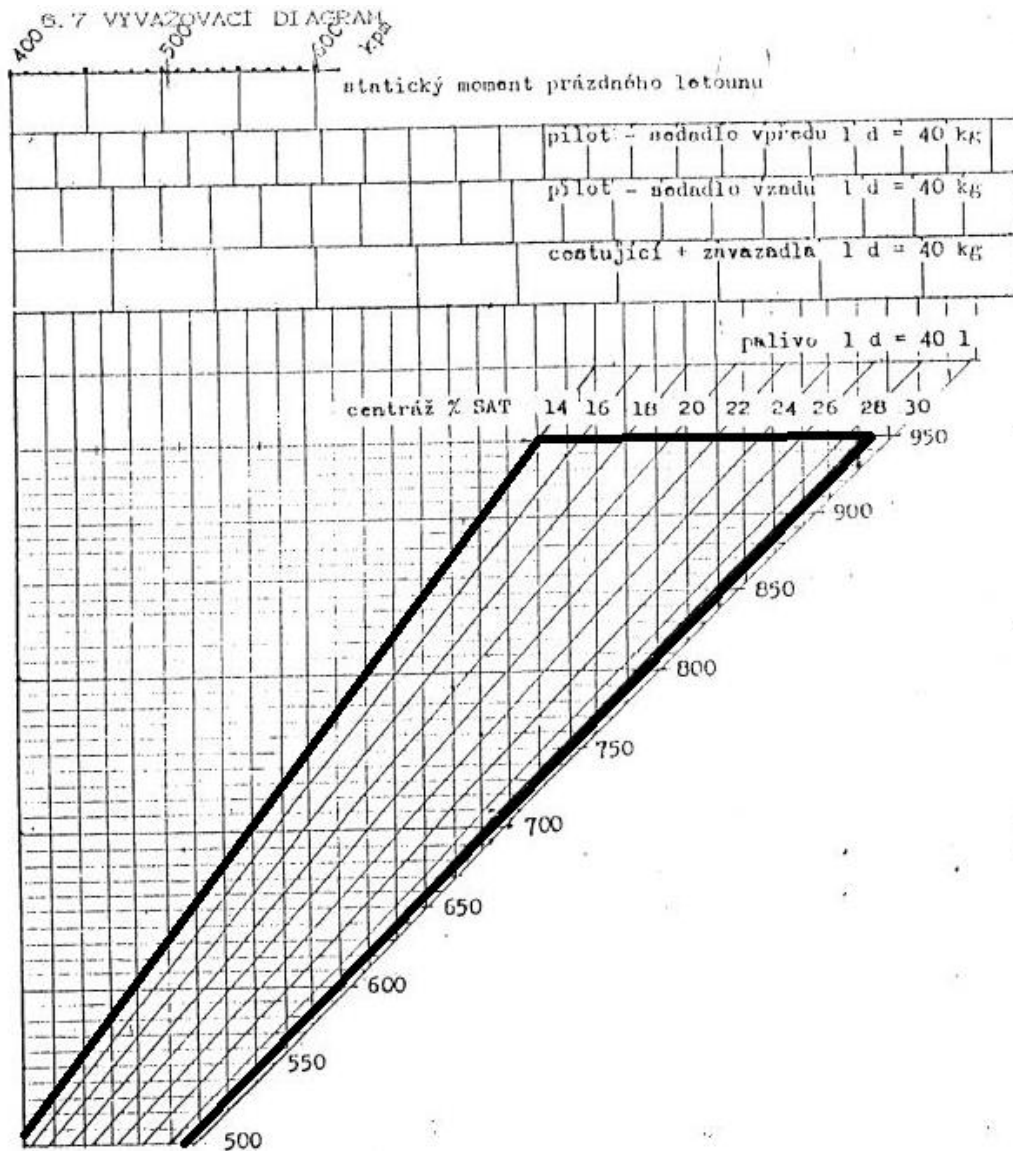
### 2.1. Hmotová obálka

Hmotová obálka je stanovena výrobcem letounu jako bezpečný rozsah krajních poloh těžiště a maximální vzletové a přistávací hmotnosti MTOW a MLW. Letová příručka L40 definuje polohu těžiště  $X_t$  jako vzdálenost od vztažné roviny (požární přepážka)[21]. Poloha těžiště je běžně uváděna v procentech délky střední aerodynamické tětiny SAT od náběžné hrany křídla v místě SAT. Typové osvědčení č.1622/58 udává povolený rozsah polohy těžiště L40 [12].

$$X_T = 13\sim 30\% SAT, \quad SAT = 1,522 m$$

Letová příručka každého letounu obsahuje postup pro výpočet polohy těžiště před každým letem. Na obr. 7 je zobrazena pomůcka pro grafické určení polohy těžiště a vzletové hmotnosti L40. Tučné linky definují hranici hmotové obálky.





Obr. 7 Vyvažovací diagram L40 [21]

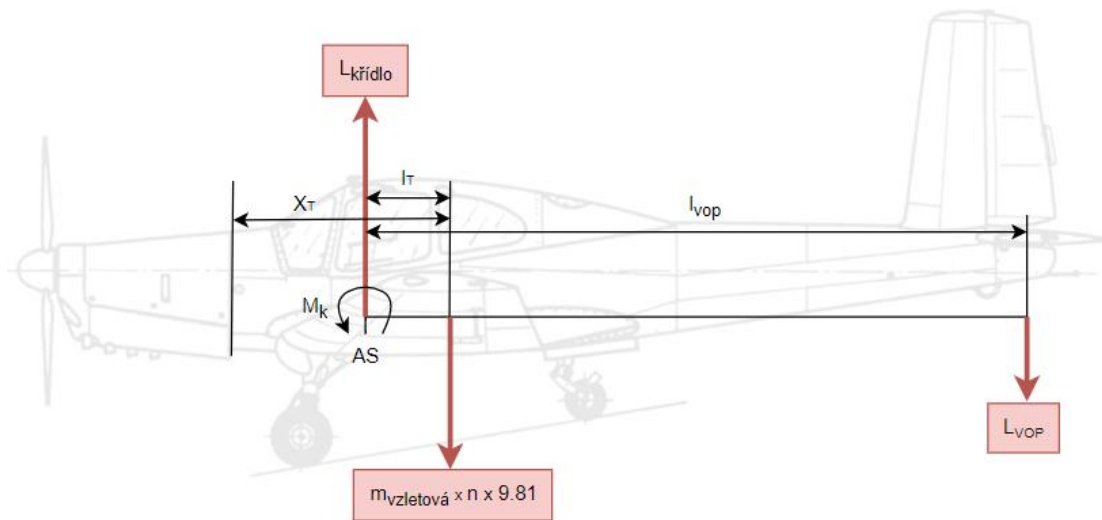
## 2.2. Aerodynamické vztahy

Výpočet vzlaku, odporu a klopného momentu na hladinách násobku  $n$  byl proveden aerodynamickými vztahy, které jsou ve zjednodušené formě definovány rovnicemi 5 až 9. Vzorce jsou převzaty z diplomové práce Bc. Filipa Tomáše z roku 2020, případně upraveny dle vztahů statických pevnostních výpočtů L40 [22]. Poláry byly sejmuty z přílohy 12 a vyjádřeny parametricky rovnicemi 2 až 4.

$$c_l(\alpha) = 0.0771\alpha + 0.07 \quad (2)$$

$$c_d(\alpha) = 10^{-6}\alpha^4 - 3 \times 10^{-5}\alpha^3 + 0.006\alpha^2 + 0.0002\alpha + 0.0074 \quad (3)$$

$$c_m(\alpha) = 7 \times 10^{-5}\alpha^2 - 0.0017\alpha + 0.0147- \quad (4)$$



Obr. 8 Silový diagram L40 (ilustrativní, není v měřítku) [36], [37]

$$\sum L = L_{křídlo} + L_{VOP} = n \times m_{vzletová} \times 9.81 \quad (5)$$

$$\sum M : 0 = M_k + (l_{VOP} \times L_{VOP}) + (l_T \times m_{vzletová} \times n \times 9.81) \quad (6)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S \times C_l(\alpha) \quad (7)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S \times C_d(\alpha) \quad (8)$$

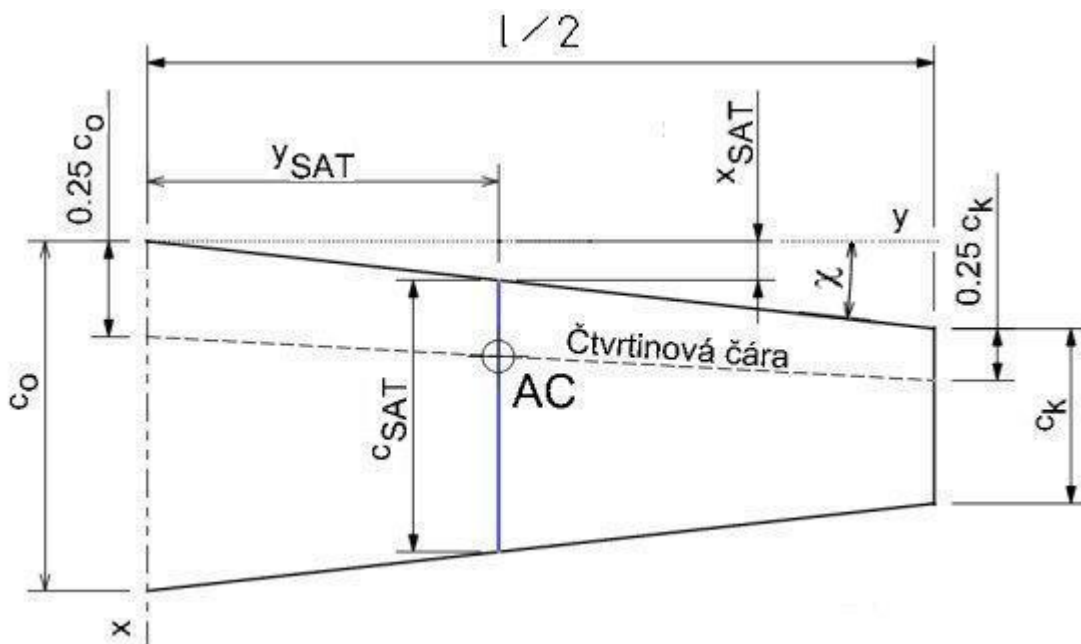
$$M = \frac{1}{2} \rho v^2 S \times SAT \times C_m(\alpha) \quad (9)$$

Uvažován byl ustálený let bez vychýlených kormidel (opomenuty křídélkové případy), hmotnost letounu  $m_{vzletová}$  s trojčlennou posádkou a plnými palivovými nádržemi. Rychlost byla stanovena běžná cestovní. Poloha těžiště  $X_T$  v dané konfiguraci byla vypočtena dle postupu v letové příručce. MTOW 950kg lze dosáhnout pouze při překročení povoleného limitu 300kg zatížení v pilotní kabině nebo u letounu ve variantě s přidavnými nádržemi [21]. Základní vstupní hodnoty pro aerodynamické výpočty:

$$m_{vzletová} = 881kg, \quad v = 195kmh^{-1}, \quad X_T = 21,6\% SAT$$

### 2.3. Reakční síly v závěsech, průřezové napětí

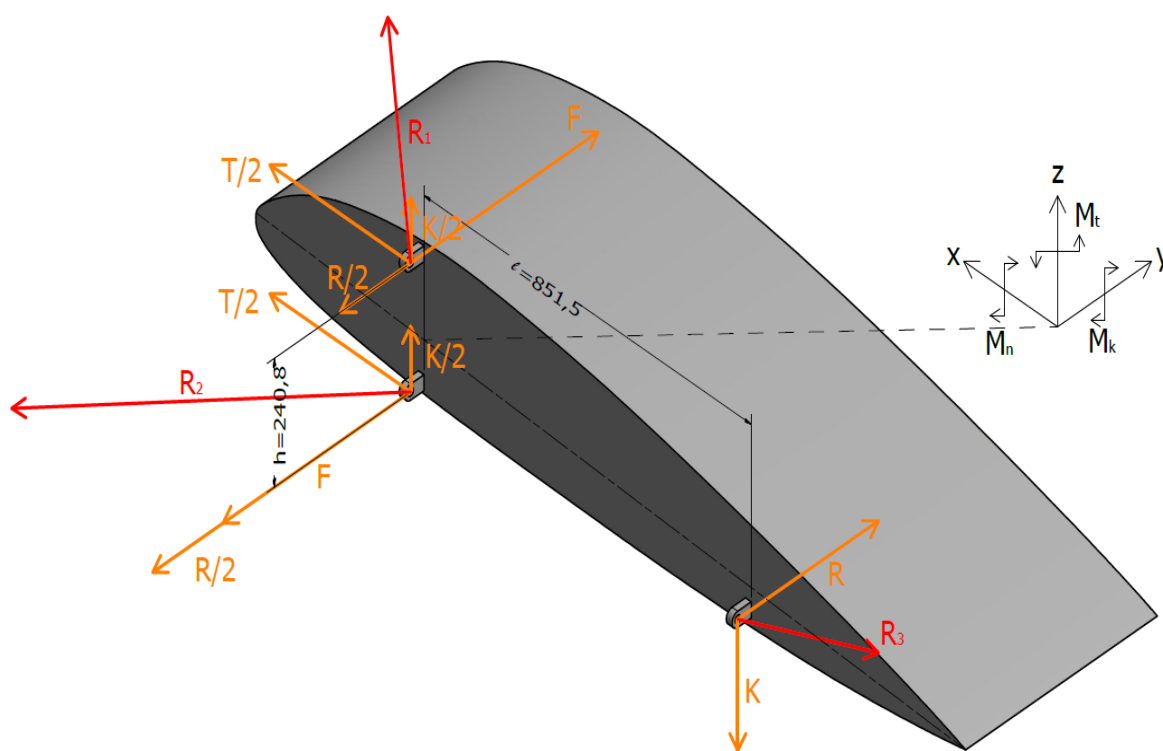
Výpočet reakčních sil v závěsech byl proveden posouzením maximálních ohybových momentů v místě závěsu rovnicemi 11 až 18, které jsou výsledkem působení posouvacích aerodynamických sil a klopného momentu v místě aerodynamického středu AS vnějšího křídla [23]. Poloha AS vnějšího křídla není totožná s polohou AS celého křídla, která je uvedena v příloze 4. Poloha AS vnějšího křídla byla vypočtena běžným vztahem pro lichoběžníkové křídlo rovnicí 10 [24].



Obr. 9 Definice geometrie vnějšího křídla pro výpočet AS [24]

$$Y_{SAT} = \frac{l c_o + 2c_k}{6 c_o + c_k} = \frac{4.130 \cdot 1.85 + 2(0.923)}{6 \cdot 1.85 + 0.923} = 0.917m \quad (10)$$

Rovnice 11 až 18 převzaté z práce Bc. Tomáše byly upraveny, aby odpovídaly uspořádání křídla se závěsy hlavního nosníku vpředu a závěsem pomocného nosníku vzadu. Při této úpravě stojí za povšimnutí, že uspořádání s pomocným závěsem vzadu navyšuje reakci ve směru osy  $y$  na spodním závěsu o hodnotu  $R/2$ , naopak uspořádání s pomocným závěsem vpředu  $R/2$  od reakce spodního závěsu v ose  $y$  odečítá a jedná se o konstrukčně výhodnější uspořádání vzhledem k namáhání spodního závěsu hlavního nosníku v tahu. Do rovnic 5 až 14 byly zakomponovány trigonometrické koeficienty vztažené k úhlu náběhu  $\alpha$  a geometrii uspořádání závěsů v rovině kořenového žebra. Komponenty reakcí v závěsech byly vyjádřeny v souřadnicovém systému křídla patrném z obr. 10, nikoli v souřadnicovém systému směru pohybu letounu. Nebyl opomenut vliv hmotnosti konstrukce křídla a hmotnost palivové nádrže s benzínem. Při vyšetření průběhu ohybového momentu  $M_n$  byla uvažována prázdná palivová nádrž při zachování celkové hmotnosti  $m$  letounu včetně paliva (maximální možný ohybový moment).



Obr. 10 Definice reakcí v závěsech křídla





$$F = \frac{M_n}{h} \quad M_n = \left( \frac{L}{2} \times y_{AS} \right) + (m_{křídlo} \times Y_{T \text{ křídlo}} \times n) \quad (11) \quad (12)$$

$$R = \frac{M_t}{l} \quad M_t = \frac{D}{2} \times y_{AS} \quad (13) \quad (14)$$

$$K = \frac{M_k}{l} \quad M_K = \frac{M}{2} \quad (15) \quad (16)$$

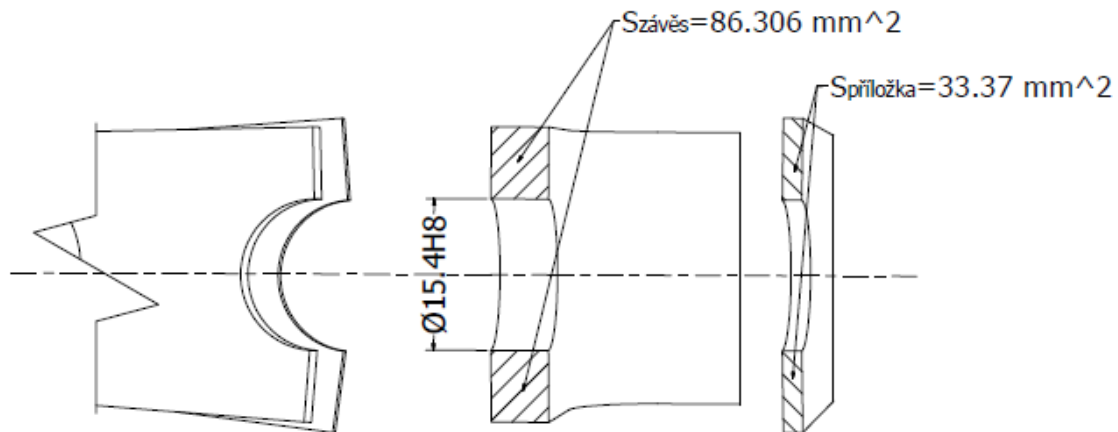
$$T = D \quad (17) \quad (18)$$

Správnost aerodynamických výpočtů a vyjádření reakcí byla ověřena porovnáním vypočtené reakce ve spodním závěsu s hodnotou uvedenou v příloze 5 při kritickém případě „C“ letové obálky z obr. 8 [20].

$$\left( F + \frac{R}{2} \right)_{\text{vypočtená}} = 84812N = 8645 \text{ kg} \quad (19)$$

$$\left( F + \frac{R}{2} \right)_{\text{vztlú}} = 8600 \text{ kg} \quad (20)$$

Ve výpočtech pro dimenzování závěsu a příložky v přílohách 5, 6 a 7 jsou opomenuty reakce ozn. K a T dle obr. 6. Rozdělení síly reakce na pásnici nosníku do závěsu a příložky bylo provedeno dle přílohy 5. V příloze 7 je stanovena deformační podmínka a součinitel rozdělení síly reakce mezi příložku a stojinovou část pásnice nosníku. Na 3D modelu závěsu a příložky byly změřeny plochy nejmenšího průřezu v místě oka čepu. Výrobní průměr čepu je  $\varnothing 15\text{mm}$ , pro stanovení ploch průřezů byl uvažován největší povolený rozměr otvoru pro nadrozměrný čep  $\varnothing 15.4\text{mm}$  [25]. Umístění nejmenšího průřezu závěsu a příložky v místě oka čepu a je patrné z obr. 11.



Obr. 11 Plochy nejmenších průřezů závěsu a příložky [43]

Výsledná definice napětí v závěsu a příložce:

$$\sigma_{a,n \text{ závěs}} = \frac{14}{25} \times \left( F + \frac{R}{2} \right) \times \frac{1}{S_{\text{závěs}}} \quad (21)$$

$$\sigma_{a,n \text{ příložka}} = \frac{11 \times 0.7}{25} \times \left( F + \frac{R}{2} \right) \times \frac{1}{S_{\text{příložka}}} \quad (22)$$

Vypočtené hodnoty průřezového napětí v rozsahu násobků vyplývajících z kap. 2.6 jsou zobrazeny v tabulce 1.



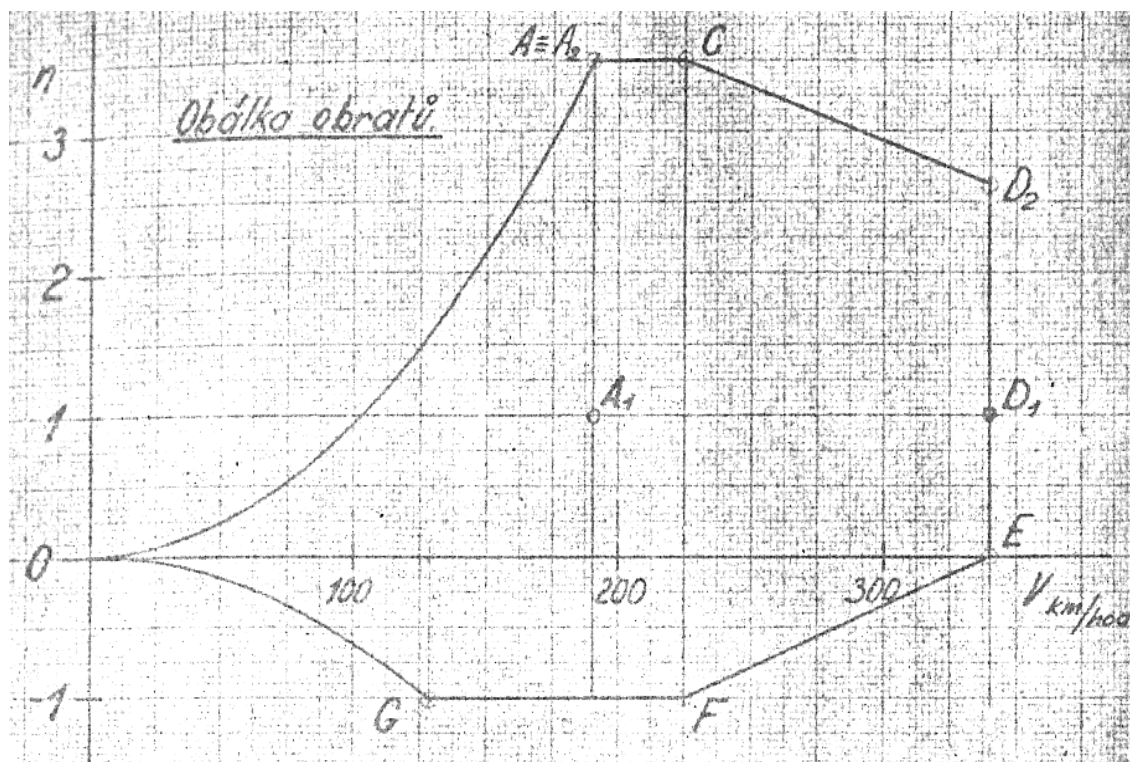
n [ ]	závěs $\sigma_{a,n}$ [Mpa]	příložka $\sigma_{a,n}$ [Mpa]	n [ ]	závěs $\sigma_{a,n}$ [Mpa]	příložka $\sigma_{a,n}$ [Mpa]
1	120.2	100.5	0	-3.1	-2.6
1.1	131.6	110.1	-0.1	-9.0	-7.5
1.2	143.0	119.6	-0.2	-21.0	-17.6
1.3	154.3	129.1	-0.3	-33.0	-27.6
1.4	165.5	138.5	-0.4	-45.1	-37.7
1.5	176.7	147.9	-0.5	-57.2	-47.8
1.6	187.8	157.2	-0.6	-69.3	-58.0
1.7	198.9	166.4	-0.7	-81.5	-68.2
1.8	209.9	175.6	-0.8	-93.6	-78.4
1.9	220.8	184.7	-0.9	-105.8	-88.6
2	231.6	193.8	-1	-118.1	-98.8
2.1	242.4	202.8	-1.1	-130.3	-109.1
2.2	253.1	211.7	-1.2	-142.6	-119.3
2.3	263.7	220.6	-1.3	-154.9	-129.6
2.4	274.2	229.4	-1.4	-167.3	-140.0
2.5	284.6	238.2	-1.5	-179.6	-150.3
2.6	295.0	246.8	-1.6	-192.0	-160.6

Tabulka 1: Nominální průřezové napětí ve spodním závěsu a příložce při

$$m_{vzletová} = 841kg, v = 195kmh^{-1}$$

#### 2.4. Obálka letových obrátů a kritické případy

U všech letounů je výrobcem stanovena obálka bezpečného násobku v závislosti na skutečné rychlosti letu při MTOW. Krajiní 'kritické případy' obálky uvažoval konstruktér letounu při ověřovacích pevnostních výpočtech konstrukčních uzlů včetně předepsaných pevnostních rezerv. U L40 konstruktér stanovil kritickým případem zatížení při ověřovacím výpočtu spodního závěsu křídla případ C letové obálky na obr. 12.



Obr. 12 Obálka letových obrátů a kritických L40 [22]

### 2.5. Měřené spektrum L40

Mezi lety 1992 až 1994 byly v provozu zaznamenávány vertikální násobky při celkem 280 letových hodinách na 8 hladinách v rozpětí od -0,35 do +2,35g na letounech OK-NPV a OK-MMR. Typ použitého záznamového zařízení nebyl dohledán. Dle dokumentů s ručními záznamy hodnot četností násobků je souzeno, že se jednalo o mechanický přístroj s nutnou obsluhou od posádky při každém letu [3]. Poznámka v dokumentu s výsledky měření zdůrazňuje značné rozdíly ve změřených spektrech letounů a pochybuje o objektivnosti naměřených hodnot, což je pravděpodobně důsledek použitého typu záznamového zařízení ve spojení s jeho nesprávnou obsluhou. Nebylo zjištěno, zda záznamy obsahují násobky ze všech fází letu včetně pojíždění, vzletu a přistání. Výsledky měření jsou zobrazeny na obr. 13 [3].

Data z obr. 13 byla porovnána se spektrem násobků ze všech fází letu letounu Cessna 172, který se váhově, rozměrově a druhem provozu výrazně neliší od L40 [26]. Výsledkem porovnání je označení dat OK-NPV za nepoužitelná, zřejmě v důsledku závady na záznamovém zařízení a výsledné systémové chybě měření. Data OK-MMR jsou při poměrovém přepočtu na stejnou celkovou frekvenci kmitů za 1 LH velice podobná spektru

C172. Spektrum OK-MMR však neobsahuje dostatek spolehlivých dat pro použití ve výpočtu životnosti součástky letounu.

		OK-NPV	OK-MMR
Období měření	-	9/92 - 8/94	4/93 - 8/94
Celkový počet hodin	h	92 <sup>0</sup> 31'	190 <sup>0</sup> 14'
Celkový počet vzletů	l	177	335
Průměr osob na palubě	Os/let	2,67	2,23
Průměr. čas 1 letu	min.	31	34
	g		
Hladina násobků	-0,35	0,010	-
přepočtená	+0,05	0,097	0,053
na 1 hodinu letu	+0,45	1,524	2,034
	+0,75	45,830	104,025
	+1,25	630,503	145,674
	+1,55	97,042	12,075
	+1,95	4,432	0,704
	+2,35	0,400	0,042

Porovnáním výsledků NPV a MMR zjišťujeme značné rozdíly. Tyto rozdíly vzbuzují pochybnosti o jejich objektivitě.

Obr. 13 Souhrn dat měření vertikálních zrychlení v těžišti [3]

## 2.6. Spektrum dle FAA AC 23-13A

Dokument AC 23-13A obsahuje doporučenou metodiku přijatelného způsobu výpočtu životnosti nosných ploch kovových konstrukcí včetně doporučených spekter zatěžování pro různé kategorie letounů a druhy jejich provozu. Dle tabulek A1-1 a A1-3 zmíněného dokumentu bylo stanoveno spektrum násobků pro poryvy a letové manévry. Hraniční hodnoty uvažovaných spekter jsou definovány obálkou letových obrátů nebo definičním oborem dat ve zdrojové tabulce. AFS-120-73-2 doporučuje sestavit spektrum s nárůstkem násobku  $\Delta n = 0,2$  [27].

Pro stanovení spektra únavových poškození během přistání je zapotřebí dat z dopadových zkoušek letounu [27]. Nedostupnost dat byla nahrazena úvahou založenou na provozním bulletinu č. 10/L40, kterým je zavedeno snižování životnosti při překročení maximálního počtu startů [7]. Únavové poškození draku způsobené 500 přistáními je považováno za rovné únavovému poškození způsobené poryvy a manévry za 100 letových hodin. Mělo by zahrnovat pojíždění, přistání a jiné významné kmity při cyklu G-A-G (země-vzduch-země). Popsaná úvaha byla matematicky implementována v rovnici 31.



Zdrojové tabulky spekter obsahují kumulativní frekvence výskytu měrného násobku udaných ve tvaru  $\frac{a_n}{a_{nLFF}}$ , kde  $a_n$  je hodnota rozdílu násobku od  $n = 1$  odečtená z tabulky. Jmenovatel  $a_{nLFF}$  byl vypočten pro běžnou cestovní rychlost a plošné zatížení při MTOW dle postupu v AC 23-13A:

$$a_{nLFF} = \frac{30 \times K \times V \times m}{4989 \left(\frac{W}{S}\right)}, K = \frac{1}{2} \left(\frac{W}{S}\right)^{\frac{1}{4}} \quad (23)$$

$$a_{nLFF} = \frac{30 \times \frac{1}{2} (13.42)^{\frac{1}{4}} \times 105.3 \times 4.417}{498 \times 13.42} = 2.047479 \quad (24)$$

Za zmínku stojí rozdíl v předpisu BCAR a FAA 14 CFR 23 při výpočtu zmírňujícího součinitele poryvu výše označeného K. V příloze 8 je definován dle BCAR

$$K = \frac{1}{5} \left(\frac{W}{S}\right)^{\frac{1}{4}} \quad (25)$$

S  $a_{nLFF}$  vypočteným s hodnotou K dle rovnice 25 jsou násobky odečtené z tabulek spekter nižší úměrně násobícímu koeficientu z rovnic 23 resp. 25. Výsledným efektem je výrazně vyšší uvažovaná celková frekvence kmitů za 1LH (nižší vypočtená životnost). Spektrum použité pro další výpočty, které je zobrazené v tabulce 2, je stanoveno za použití  $a_{nLFF}$  z rovnice 24.

	Poryv		Manévr			Poryv		Manévr	
Násobek []	Frekvence/LH fn	Frekvence/LH fn			Násobek []	Frekvence/LH fn	Frekvence/LH fn		
1.20	5.889E+01	6.886E+00			0.80	6.281E+01	6.920E+00		
1.41	5.966E+00	1.594E+00			0.59	5.713E+00	6.568E-01		
1.61	5.992E-01	4.215E-01			0.39	5.799E-01	1.243E-01		
1.82	9.370E-02	1.100E-01			0.18	7.644E-02	2.319E-02		
2.02	1.746E-02	2.638E-02			-0.02	1.119E-02	3.981E-03		
2.23	3.405E-03	6.135E-03			-0.23	1.696E-03	6.363E-04		
2.43	6.639E-04	1.423E-03			-0.43	2.573E-04	9.529E-05		
2.64	1.294E-04	3.299E-04			-0.64	3.906E-05	1.338E-05		
					-0.84	5.928E-06	1.763E-06		

Tabulka 2: Spektrum násobků pro poryvy a manévry za letu dle AC 23-13A stanovené pro L40



Použité spektrum násobků má značný vliv na výslednou vypočtenou životnost. Nedostupnost reálných dat o spektru zatěžování draku a jeho součástí v provozu je jednou z největších limitací této práce a určování životnosti letounů obecně. Přesná data jsou důležitá zejména u vyšších a méně frekventovaných hladin násobků, protože každý z těchto kmitů má za následek významný úbytek životnosti.

## 2.7. Materiálové vlastnosti

Výrobní výkresy závěsu a příložky specifikují materiál polotovarů L-ROL s tepelným zpracováním na minimální pevnost 110kg/mm<sup>2</sup>. Příloha 6 uvádí rozsah pevnosti 110-130kg/mm<sup>2</sup>. Materiálový list L-ROL v ONL2101 připouští tepelné zpracování na stav „7 izotermicky kalený“. Toto je nejpravděpodobnější použitá úprava pro zaručení houževnatosti materiálu po tepelném zpracování. Ve výpočtech byly uvažovány nejnižší uvedené pevnosti materiálu.

$$\sigma_m = 1080 \text{ MPa}, \quad \sigma_{e0,2} = 890 \text{ MPa}$$

$\sigma_m$ : mez pevnosti [MPa]

$\sigma_{e0,2}$ : smluvní mez kluzu [MPa]

## 2.8. S-N křivka, korekce

Podklady k únavovým vlastnostem materiálu L-ROL byly převzaty z přílohy 10 grafu 4.2.5. Byla sejmuta regrese pro hladký vzorek L-ROL.7 zkoušeného při nesouměrnosti kmitu  $R = 0,05$  a parametricky zrekonstruována S-N křivka, která je zobrazena v grafu 2. Mez únavy  $\sigma_{fl}$  není uvedena na žádném dostupném zdroji. Byla stanovena

$$\sigma_{fl} = 349 \text{ MPa}$$

což je hodnota konzistentní s koncovým bodem lineární regrese ve zdrojovém grafu přílohy 10 a zároveň bezpečně splňuje obecné pravidlo  $\sigma_{fl} \approx 0,61\sigma_m$  pro uhlíkové oceli při zatěžování míjivým tahem a tlakem[28].

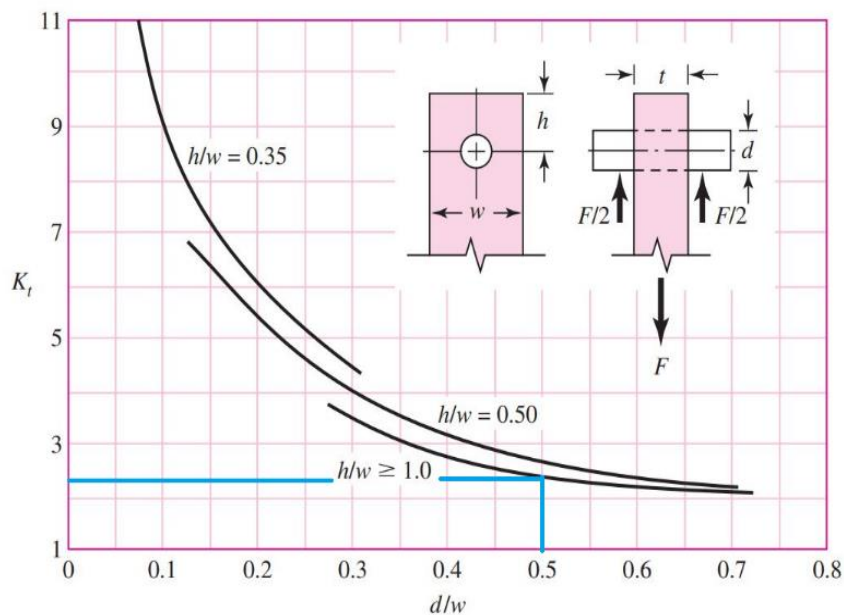


Geometrie závěsu a příložky v bokorysu jsou velmi podobné a je možné použít totožnou hodnotu součinitele koncentrace napětí, která byla odečtena z grafu 1. Součinitel jakosti obrobeneho povrchu byl stanoven dle FKM Richtlinie [5].

$$K_t = 2,2 \quad f_{surf} = 0.8$$

$K_t$ : součinitel tvaru (koncentrace napětí) [ ]

$f_{surf}$ : součinitel jakosti povrchu [ ]



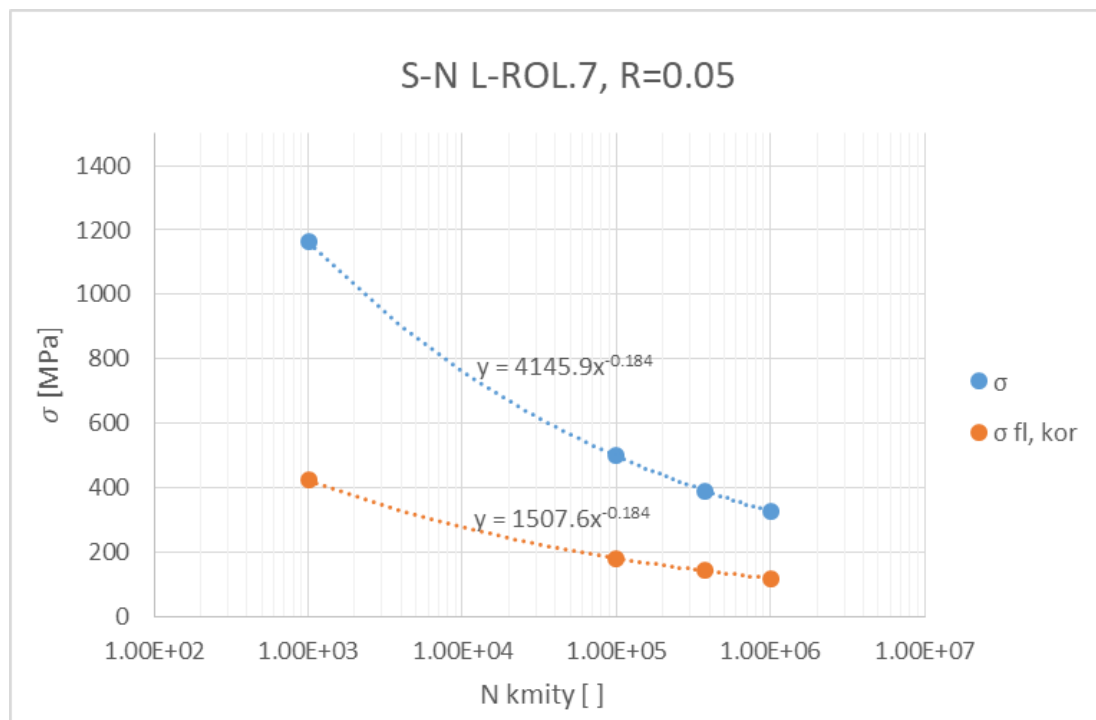
Graf 1: Určení součinitele koncentrace napětí [45]

Upravená hodnota meze únavy byla vypočtena rovnicí 26. Na grafu 2 je zobrazena upravená S-N křivka s odpovídající hodnotou  $\sigma_{fl,kor}$  [5].

$$\sigma_{fl,kor} = \frac{\sigma_{fl} \times f_{surf}}{K_t} = 126.9 \text{ MPa} \quad (26)$$

$\sigma_{fl,kor}$ : mez únavy opravená o příslušné součinitele [MPa]





Graf 2: S-N křivka vzorku ploché tyče L-ROL.7 zkoušené při  $R=0,05$ , včetně křivky po korekci o vliv koncentrace napětí a jakosti obrobeného povrchu, lineární regrese

### 2.9. Vliv středního napětí, Haighův diagram

Byla vyšetřena asymetrie kmitu  $R$  pro každou hladinu napětí.

$$R = \frac{\sigma_{a,n=1}}{\sigma_{a,n}} \quad (27)$$

Pro použití S-N křivky s  $R = 0,05$  byl proveden výpočet ekvivalentních napětí  $\sigma_{eq a,n}$  s asymetrií  $R = 0$  dle MIL-HDBK rovnicí 28 [5]

$$\sigma_{eq a,n} = \sqrt{2 \times (\sigma_{a,n} + \sigma_{a,n=1}) \times \sigma_{a,n=1}} \quad (28)$$

Tabulka 3 obsahuje výsledné spektrum ekvivalentních napětí závěsu a přílohy, které byly použity pro sestavení Haighových diagramů a výpočet životnosti.



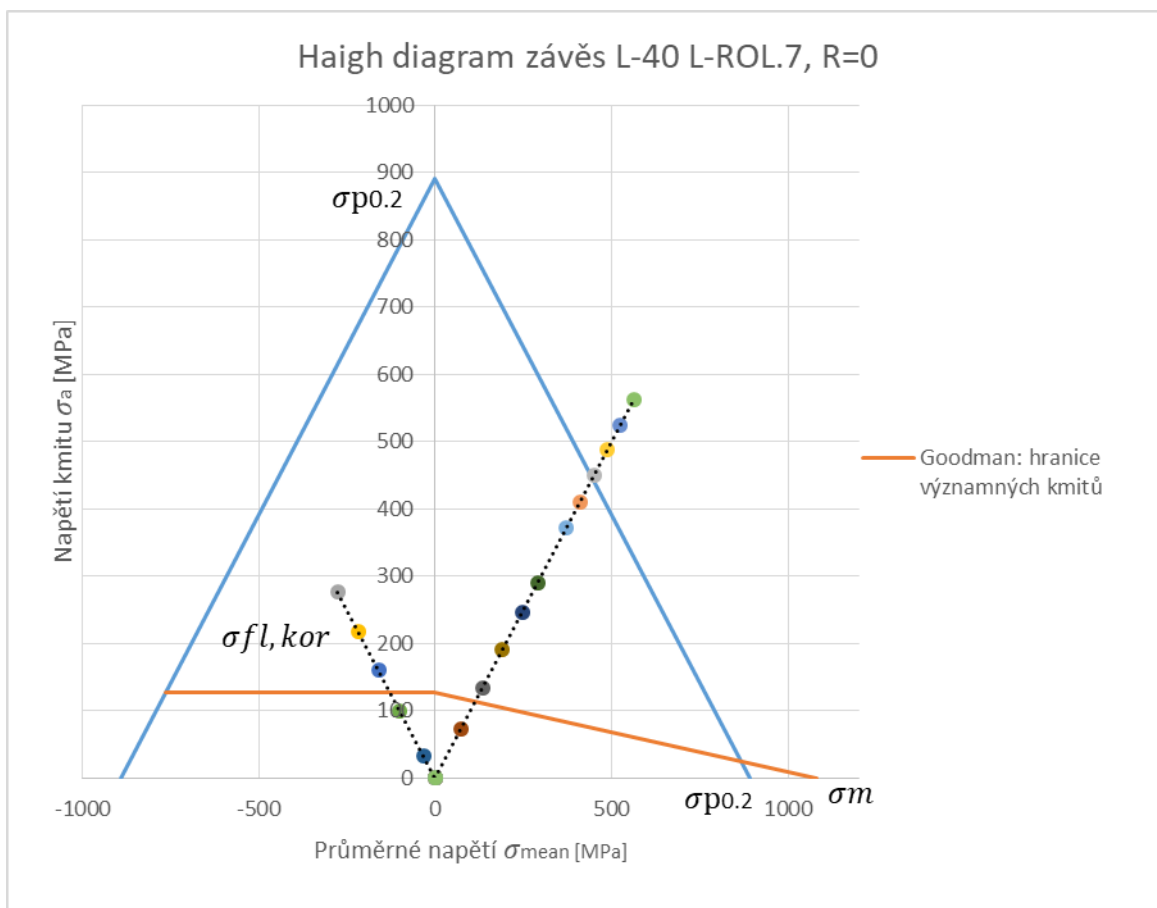
Násobek n [ ]	$\sigma_{a, eq}$ Záv. [Mpa]	$\sigma_{a, eq}$ Příl. [Mpa]	Poryv	Manévr
			Frekvence/LH fn	Frekvence/LH fn
-0.84	-276.2	-236.5	5.928E-06	1.763E-06
-0.64	-218.1	-187.6	3.906E-05	1.338E-05
-0.43	-159.6	-138.4	2.573E-04	9.529E-05
-0.23	-100.0	-87.9	1.696E-03	6.363E-04
-0.02	-32.9	-29.7	1.119E-02	3.981E-03
0.18	73.2	64.9	7.644E-02	2.319E-02
0.39	133.3	116.1	5.799E-01	1.243E-01
0.59	190.5	164.4	5.713E+00	6.568E-01
0.80	246.5	211.5	6.281E+01	6.920E+00
1.20	143.5	243.1	5.889E+01	6.886E+00
1.41	166.6	276.9	5.966E+00	1.594E+00
1.61	189.4	310.3	5.992E-01	4.215E-01
1.82	211.9	343.2	9.370E-02	1.100E-01
2.02	234.2	375.6	1.746E-02	2.638E-02
2.23	256.1	407.5	3.405E-03	6.135E-03
2.43	277.7	438.9	6.639E-04	1.423E-03
2.64	298.9	469.8	1.294E-04	3.299E-04

Tabulka 3: Spektrum ekvivalentních napětí R=0

Byly sestrojeny Haighovy diagramy pro závěs a příložku s použitím Goodmanovy čáry jako hranice pro definici významných kmitů. Z grafu 3 je patrný způsob sestrojení diagramu včetně napětí přepočtených na asymetrii  $R = 0$ .

Bylo definováno kritérium významného kmitu:

$$\sigma_{eq a,n} > \frac{-\sigma_{fl,kor}}{\sigma_m} (\sigma_{eq a,n}) + \sigma_{fl,kor}, \sigma_{eq a,n} > 113.5 MPa \quad (29)$$



Graf 3: Haighův diagram pro závěs mat. L-ROL.7

### 2.10. Kumulace poškození, životnost

K identifikovaným hladinám významných kmitů v tahu byly vypočteny hodnoty  $N_n$  počtu kmitů při selhání vzorku rovnicí regrese S-N křivky z grafu 2

$$N_n = \left( \frac{\sigma_{a,n}}{a} \right)^{\left( \frac{1}{b} \right)} \quad (30)$$

$$a = 4145.9, b = -0.184$$

Palmgren-Minerovým pravidlem byla vypočtena střední životnost dílu, na kterém se lineárně kumuluje poškození v důsledku významných kmitů [5]. Rovnice 31 obsahuje úpravu pro započítání poškození způsobených cykly G-A-G dle kap. 2.6.



$$LH = \left( \frac{f_{vz} + 5}{5} \times \sum \frac{f_n}{N_n} \right)^{-1} \quad (31)$$

Definiční obor křivek A1-1 a A1-3 z AC 23-13A omezuje horní i spodní hranici kladných násobků. Z definičního oboru spektra záporných násobků nesplňuje podmínku významných kmitů žádná hladina násobku. Příkladem Palmgrem-Minerovy hypotézy včetně definice uvažovaných významných kmitů pro závěs je rovnice 32.

$$LH_{závěs} = \left( \frac{f_{vz} + 5}{5} \times \sum_{n=0.18}^{2.64} \frac{f_n}{N_n} \right)^{-1} \quad (32)$$

AFS-120-73-2 u letadel v režimu soukromého a 'executive' provozu uvažuje počet vzletů za 1 LH  $f_{vz} = 1,54$ . **Vypočtené střední životnosti závěsu a příločky rovnicí 31 pro různé hodnoty  $f_{vz}$  jsou shrnuty v tabulce 4.**

<b><math>f_{vz}</math></b>	<b>Stř. životnost závěsu [LH]</b>	<b>Stř. životnost příločky [LH]</b>
1.54	19373	68124
2.00	18100	63647
2.50	16894	59404
3.00	15838	55691
3.50	14906	52416
4.00	14078	49504

Tabulka 4 Shrnutí vypočtených středních životností pro různé hodnoty  $f_{vz}$

### 2.11. Součinitel bezpečnosti

Předpis L8 odst. 3.7 požaduje „extrémně malou“ pravděpodobnost únavové poruchy, jak je definována v ICAO Doc 9760 Airworthiness manual část 5.6.1.2 c.

AFS-120-73-2 připouští stanovení životnosti celokovových konstrukcí letounů bez experimentálního ověření s použitím součinitele bezpečnosti  $j_B = 8$ . Podmínkou je výpočet životnosti dle spekter zatížení obsažných ve stejném dokumentu. Součinitel je vzahraníční literatuře nazván „scatter factor“. Vydělením vypočtené střední životnosti z tabulky 4 součinitelem bezpečnosti je získána vypočtená bezpečná provozní životnost.



### 3. Hodnocení výsledků výpočtu životnosti

Za předpokladu platnosti úvahy, že spodní závěs křídla je díl s nejnižší vypočtenou bezpečnou životností a stanovuje životnost celého draku, lze porovnat výsledky z tabulky 4 s historicky stanovenými hodnotami uvedených v kap. 1.1. Porovnávány byly životnosti při  $f_{vz} = 2$ . Vypočtená střední životnost závěsu odpovídá poslední hodnotě stanovené životnosti 4000h s použitím  $j_B = 4,5$ , stejný součinitel bezpečnosti jaký použil Doc. Cais u svého druhého upřesňujícího odhadu provozní životnosti v roce 1973. Takový součinitel bezpečnosti je dle AFS-120-73-2 doporučen při potvrzení výsledků výpočtu životnosti únavovými zkouškami součástí konstrukce (nikoli celé konstrukce).

Bylo ověřeno, že při použití vyšší meze únavy vypočtené obecným vztahem  $\sigma_{fl} \approx 0,61\sigma_m$  se kritérium významného kmitu posune na  $\sigma_{eq a,n} > 196,1 MPa$ . V tu chvíli nespĺňujú kritérium v prípade závěsu násobky  $n = 1,41$  a  $n = 1,61$ . Vzhledem k nízkému měrnému poškození při napětích na těchto hladinách násobků se výsledná vypočtená životnost změní zanedbatelně.

Analytické stanovení životnosti dle AC 23-13A respektive AFS-120-73-2 je pravděpodobně podobný postup použitý Doc. Caisem. Poslední vydání AC 23-13A datované v roce 2005 dokládá, že tato metodika výpočtu nebyla od prvního vydání AFS-120-73-2 v roce 1973 příliš změněna. AC 23-13A by dnes pravděpodobně byl pro ÚCL přijatelným způsobem průkazu životnosti.

Zpřesnit výpočet životnosti by bylo možné vyjádřením napětí v závěsu při přistání letounu, pojíždění a obecně při cyklech G-A-G. K takovému výpočtu je zapotřebí dat o tlumících vlastnostech tlumičů hlavního podvozku nebo tenzometrická měření během přistání v provozu.

Únavové zkoušky závěsu by pro prodloužení životnosti nebyly příliš přínosné, protože nejnižší doporučený součinitel bezpečnosti dle AFS-120-73-2 je i v případě provádění nákladných únavových zkoušek  $j_b = 3\sim 4$ . Střední životnost 18100LH by se s takovým součinitelem bezpečnosti nevýrazně navýšila na 4500LH.

**S ohledem na výsledky v tabulce 4 a relativně nízkému koeficientu bezpečnosti aktuální stanovené provozní životnosti nedoporučuji provoz L40 nad 4000h při průměrné hodnotě  $f_{vz} = 2$  bez provedení kroků pro obnovu nebo navýšení životnosti spodního závěsu hlavního nosníku na straně křídla i centroplánu.**

## 4. Návrh prodloužení životnosti

Pro úplné posouzení životnosti křídla L40 je zapotřebí provést kontrolní výpočet životnosti spodních pásnic nosníku. Pásnice jsou L profily extrudované z materiálu D16T. Definici ohybového momentu respektive sil v kořenové části křídla a spektrum násobků je možné převzít z této práce. AFS-120-73-2 obsahuje fig. 11 a fig. 12, únavové křivky pro stanovení životnosti celých křídel duralové konstrukce. Použitím uvedených dat je možné posoudit životnost nejen spodních pásnic, ale celého křídla a stanovit, zdali je nutné zesílení a v jakém rozsahu.

### 4.1. Konstrukční úprava zesílením

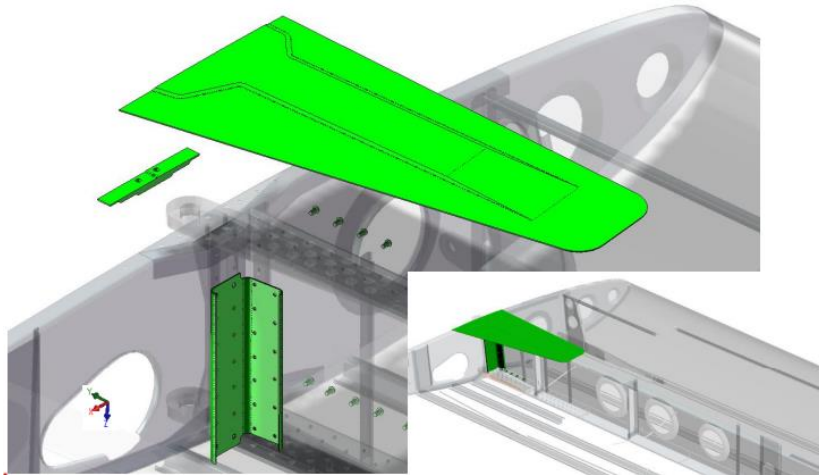
Zesílení kořenové části se často provádí příložkou z tlustého duralového plechu na spodní straně křídla. AFS-120-73-2 doporučuje 'spar strap' jako vhodný způsob prodloužení životnosti křídel. 'Spar strap' není pouze zesilující příložka, ale průběžný přídavný nosný prvek, který je ukotven do současného nosného systému křídla a centroplánu. Výsledným efektem je nepřerušovaný průběh ohybového momentu v 'spar strap' podobně jako v pásnici průběžného křídla.



Obr. 14 Ilustrace průběžného externího zesílení křídla 'spar strap' na letounu King Air

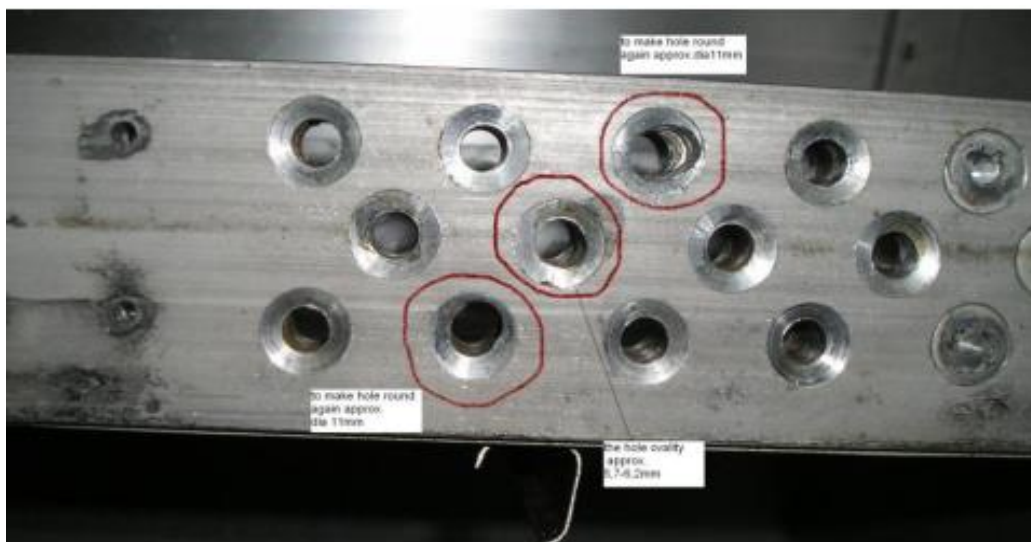
[47]

Příkladem zesílení křídla příložkou je EASA STC 10035295 typu L-13 Blaník zobrazené na obr. 15 Důvodem vývoje zesílení L13 pro splnění požadavků EASA-AD2010-0185-E bylo selhání pásnice za letu v důsledku trhlin, které iniciovaly v rozměrných a hustě umístěných otvorech pro nýty, kterými jsou přichyceny kování spodních závěsů k pásnici. Otvory výrazně zeslabená pásnice je patrná z obr. 16



Obr. 15 Zesílení kořenové části křídla L-13, pohled zespod [44]

L40 má tento konstrukční uzel dle názoru autora lépe řešený, protože spodní část L profilů pásnice není narušena otvory pro uchycení závěsu, ale pouze malými otvory pro nýty na přichycení potahu. Místa koncentrace napětí u L40 jsou otvory pro lícované šrouby, kterými je přichycen závěs do stojinové části pásnice, vnitřní rádius L profilu pásnice a okamžité okolí kování závěsu. Uspořádání kořenové části spodní pásnice je patrné z obr. 17.a. přílohy 1.



Obr. 16 Spodní pásnice L-13 s demontovaným kováním závěsu [44]



Na základě popsaných úvah o konstrukčním řešení kořenové části pásnice byla formulována nová hypotéza, že analýza životnosti kořenové části spodních pásnic nosníku neprokáže potřebu zesílení do 6000LH. Ověření této hypotézy by mělo být dalším krokem v prodlužování životnosti křídla L40 a je návrhem tématu pro odborné zpracování.



Obr. 17 Dispozice kořenové části spodní pásnice s demontovaným závěsem a příložkou. Červeně označená místa očekávaného vzniku trhlin.

AC 23-13A připouští možnost získání letové způsobilosti typu před dokončením únavových výpočtů a zkoušek. Pro zachování letové způsobilosti typu během provádění dalších kontrolních výpočtů a zkoušek životnosti je navrženo prodloužení životnosti draku L40 na 4500LH (odpovídá  $j_B = 4$ ) za podmínky výměny všech ocelových částí uzlu spodního závěsu křídla včetně spojovacího materiálu s perspektivou, že po dokončení ověřovacích kroků bude životnost dále navýšena. Po demontáži závěsů z křídla a centroplánu by měly být provedeny NDT (nedestruktivní zkoušky) vířivými proudy vnitřních průměrů otvorů ('borehole') a celých kořenových částí pásnic zejména v okolí otvorů, vnitřního rádiusu L profilu a okolí nýtů. Oblasti očekávaného výskytu trhlin jsou označené na obr. 17.

Pro realizaci výměny je zapotřebí zajistit výrobu nových dílů z adekvátní náhrady L-ROL a zpracovat technologický postup výměny závěsů. Důležité je zejména zachování uložení lícovaných šroubů v pásnici a závěsech s velkým přesahem pro snížení koncentrace napětí v otvorech. Technologický postup výměny kování spodních závěsů křídel je zpracován





například pro letoun L-200 Morava v IB L200/114. Touto výměnou se životnost letounu L200 navyšuje z původních 4500LH na 8000LH[29].

Prodloužení životnosti L40 by mělo mimo jiné obsahovat i provedení všech NDT kontrol předepsaných příručkou pro GO, kontrolu správné funkce tlumičů podvozků a zhodnocení celkového technického stavu draku. GO draku je v případě prodloužení životnosti pouze o 500h neekonomická a při provedení všech předepsaných NDT a rozměrových kontrol kritických částí v rozsahu GO je nepotřebná pro zajištění bezpečného provozu letounu.

#### 4.2. Kontrola životnosti závěsu z materiálu 30ChGSA

Z ONL2101 vyplývá ocel 30ChGSA jako ekvivalentní náhrada L-ROL. Z přílohy 10 je na první pohled zřejmé, že únavové vlastnosti materiálů nejsou stejné. Pro kontrolu životnosti nově vyrobeného závěsu z 30ChGSA byl použit postup z kap. 2.7 až 2.10. Vstupní data pro pevnostní a únavové vlastnosti 30ChGSA jsou převzaty z přílohy 10, vzorky ploché tyče, izotermicky kalené, s asymetrií kmitu  $R = 0$ . Výpočet je sumarizován rovnicemi 33 až 35 a grafy 4 a 5

$$\sigma_m = 1080 \text{ MPa}, \quad \sigma_{fl} = 313 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{fl, kor} = \frac{\sigma_{fl} \times f_{surf}}{K_t} = 113.8 \text{ MPa} \quad (33)$$

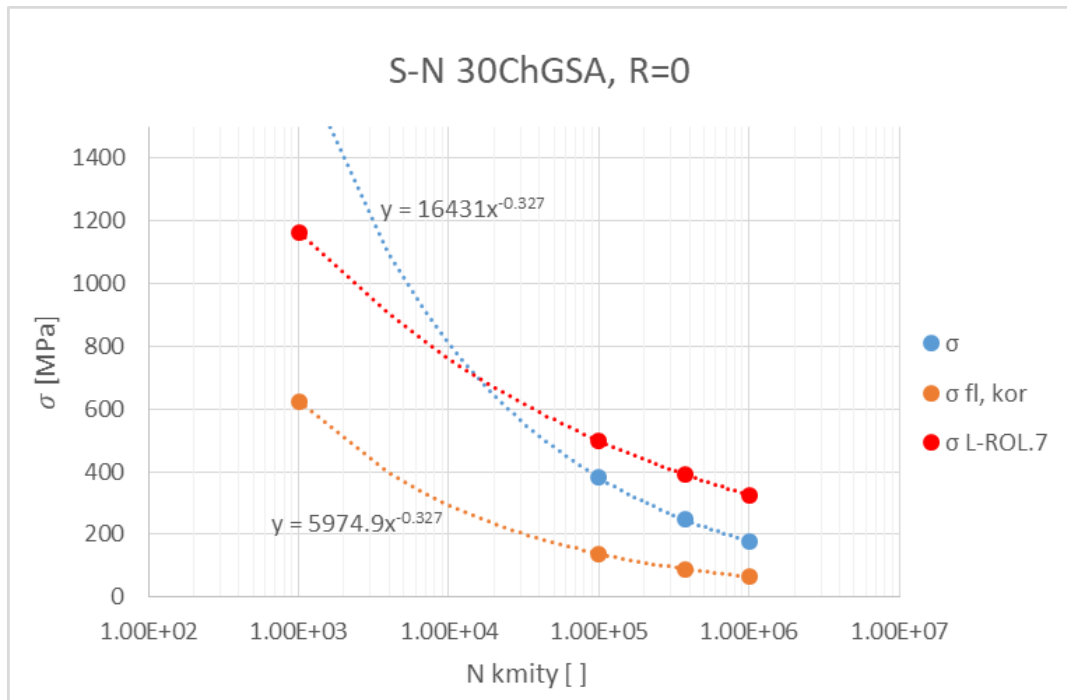
$$\sigma_{eq, a, n} > 103 \text{ MPa} \quad (34)$$

$$N_n = \left( \frac{\sigma_{eq, a, n}}{16431} \right)^{-\frac{1}{0.327}} \quad (35)$$

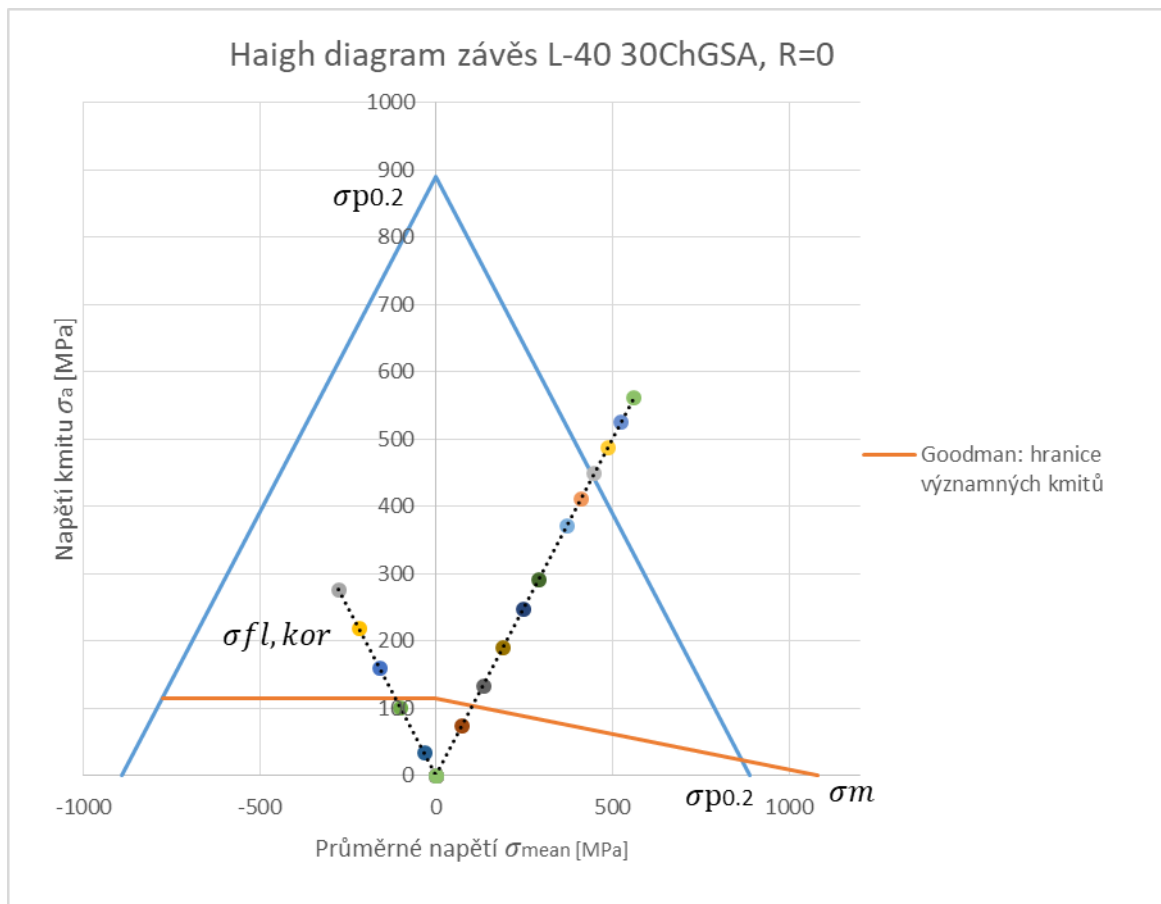
Vypočtená střední životnost závěsu vyrobeného z 30ChGSA při  $f_{cz} = 2$  je při zatěžování stejným spektrem jako závěsu z L-ROL:

**2279LH**

Při použití součinitele bezpečnosti  $j_B = 4,5$  má závěs životnost pouhých 506h. Bylo zjištěno, že pro prodloužení provozní životnosti L40 není ekonomicky vhodné nový závěs vyrábět z 30ChGSA kvůli jeho horším únavovým vlastnostem.



Graf 4: S-N křivka vzorku 30ChGSA



Graf 5 Haighův diagram pro závěs mat. 30ChGSA



### 4.3. Monitorování skutečné zbytkové životnosti

Jediný způsob prodloužení životnosti závěsu bez konstrukčních úprav je zahájení monitorování reálných provozních násobků u letounů se zbytkovou životností, výpočet kumulace skutečného únavového poškození a výsledné navýšení (nebo snížení) zbytkové provozní životnosti. Při výpočtu životnosti závěsu v této práci byl vyvinut výpočetní program, ve kterém je možné jednoduše měnit vstupní údaje a stanovit únavové poškození závěsu za 1 LH. Zapracováním parametrického vyjádření spekter násobků a zavedením algoritmu pro dekompozici naměřených letových násobků by bylo možné výpočet skoro zcela automatizovat.

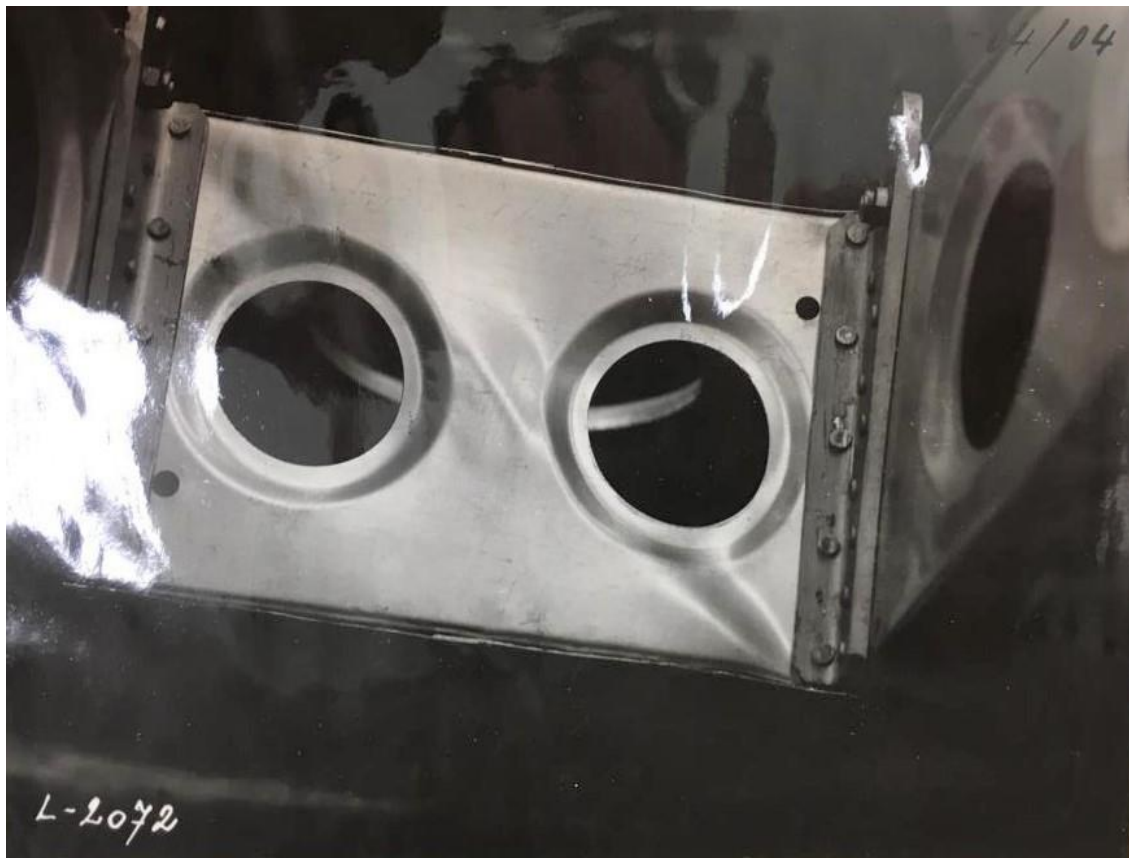
Významný vstupní údaj, který má vliv na napětí ve spodním závěsu je vzletová hmotnost. Vzletovou hmotnost by bylo možné relativně jednoduše monitorovat pro každý let zvlášť ručním záznamem v palubním deníku letounu. Pilot by správně před každým letem měl provádět kontrolní výpočet hmotnosti a polohy těžiště. Výpočet poškození s proměnnými vstupními údaji pouze vzletové hmotnosti a délkou letu by stále byl založen na použití standardizovaných zatěžovacích spekter.

Výrazně reálnější výsledky by bylo možné získat měřeními vertikálních zrychlení za letu a zapracováním spektra zatížení do výpočtu zbytkové životnosti. Technologie monitorování skutečné zbytkové provozní životnosti 'safe-life' draků již byla vymyšlena a implementována například na letounech Zlín 142, 242 a 143 [6]. Jednotka AMU1, která je instalována do letounů všeobecného letectví je pravděpodobně derivací FAU-39 určené pro monitorování životnosti vojenských letounů L-39 a společně s vyhodnocovacím softwarem ji dodává tuzemská firma SPEEL PRAHA s.r.o. Příkladem individuálního vyhodnocení zbytkové životnosti konkrétních kusů Z242 je Service Letter No. L. 134[30]. Systém monitorování skutečného technického stavu draku a letadlových celků během provozu je aplikován ve větším měřítku v komerčním letectví pod pojmem 'condition monitoring' CM. CM je zdrojem dat pro filosofii údržby 'predictive maintenance'[31]. AMU1 je pouze jeden senzor instalovaný v letounu pro sbírání dat vertikálních násobků, ale jejich vyhodnocením umí výrobce u vyjmenovaných typů Zlín stanovit životnost nosníku centroplánu, šroubů spojujících přední příhradovou část trupu s ocasní částí, kritických bodů na zadní skořepinové části trupu, kozlíku stabilizátoru a motorového lože [30].

Pro konkrétní kusy L40 s vyšší zbytkovou provozní životností by instalace podobného zařízení mohlo být řešením pro navýšení životnosti a zároveň zdrojem dat pro přesnější vyhodnocení životnosti typu.

#### 4.4. Životně důležité části

Při prodloužení životnosti draku je zapotřebí uvažovat i životnost ostatních částí draku letounu. Příručka pro generální opravu L40 obsahuje „Seznam vybraných životně důležitých částí“. Seznam je možné zúžit posouzením důsledků selhání částí a věnovat pozornost životnosti těch nejkritičtějších. Za vybrané životně důležité části jsou považovány závěsy stabilizátoru L40.102-02.P1, P2, L40.102-10 a kozlík L40.417-01 P4 [25]. Na choulostivost uzlu uchycení stabilizátoru upozorňuje zaznamenaný případ z pevnostních zkoušek na obr.18. Vyjmenované součásti by měly být podrobeny analýze alespoň v rozsahu této práce.



Obr. 18 Deformovaná stojina stabilizátoru po nesymetrickém zatížení. [46]



## 5. Závěr

Na začátku práce byla přiblížena historie rychlého vývoje typu L40 na přelomu 40. a 50. let, problematika omezené provozní životnosti v důsledku 'safe life' konstrukční filosofie draku a chronologický vývoj hodnoty stanovené životnosti typu. Byla prozkoumána historie nehod typu se zaměřením na módy poruch draku, které nikdy nebyly strukturální ve smyslu selhání nosné soustavy nebo jiného kritického konstrukčního prvku během letu. Pro vyhodnocení životnosti draku byl definován kritický konstrukční uzel spodního závěsu hlavního nosníku křídla na základě předpokládaného způsobu namáhání a zvoleného materiálu pro výrobu. Byla identifikována původní předpisová základna pro konstrukci a certifikaci typu, uváženy požadavky relevantního předpisu L8/A pro počáteční letovou způsobilost typu a představen dostupný postup pro průkaz životnosti částí letounů pro splnění požadavků předpisu FAA 14 CFR 23, který by pravděpodobně byl akceptovatelný pro průkaz prodloužení životnosti typu v prostředí národní legislativy ČR.

Před zahájením výpočtové části práce byl prezentován obecný přehled metody Nominal Stress Approach pro výpočet životnosti cyklicky namáhaných součástí. Následoval příklad výpočtu životnosti závěsu a příločky metodou NSA. Nepřívětivé vyhodnocení použitelnosti historicky naměřeného spektra násobků mělo za následek stanovení standardního spektra násobků pro jednomotorový letoun v režimu soukromého provozu dle dokumentu AC 23-13A. Základními aerodynamickými vztahy a definicemi sil a momentů byl čtenáři přiblížen princip výpočtu reakce v závěsu a z toho vyplývající napětí ve vybraných součástech. Použitím vypočtených ekvivalentních napětí pro míjivé kmity a znalosti pevnostních a únavových vlastností materiálu Poldi L-ROL byly sestaveny Haighovy diagramy pro identifikaci významných kmitů. Palmgren-Minerovým pravidlem lineární kumulace poškození byla stanovena střední životnost závěsu a příločky. **Vypočtená životnost závěsu s malou odchylkou odpovídá poslední stanovené hodnotě provozní životnosti 4000LH při  $j_B = 4.5$ .**

Po **vyvrácení hypotézy o násobně vyšší bezpečné vypočtené životnosti draku přes 4000 letových hodin** byly zahájeny úvahy o způsobech prodloužení životnosti. Byly představeny možnosti výměny kování závěsu společně se zesílením kořenové části křídla v případě, že by v dalších výzkumech byla zjištěna nízká životnost pásnice v kořenové části křídla. Výpočtově byla ověřena životnost nově vyrobeného závěsu z doporučeného náhradního materiálu 30ChGSA, která byla zjištěna výrazně nižší než při použití L-ROL. Pro výrobu nového závěsu bude nutné zvolit materiál s minimálně stejnými vlastnostmi pevnosti jako L-ROL, ale s lepšími únavovými vlastnostmi.



Systém automatického zaznamenávání a vyhodnocování vertikálních zrychlení během provozu byl navržen jako možnost prodloužení životnosti L40 se zbývajícím resursem provozní životnosti bez konstrukčních úprav. Přiblížen byl příklad úspěšné implementace systému pro monitorování skutečné zbytkové životnosti AMU1 v některých typech Zlín.

Na závěr autor upozornil na další kritické části draku L40, u kterých by měla být prověřena životnost.

Limitacemi ověřovacího výpočtu životnosti závěsu byly zejména zdroje dat pro konstrukci reálného spektra násobků. Měřené spektrum z 90. let bylo označeno za nepoužitelné v důsledku použité primitivní měřicí techniky a pravděpodobných vnějších vlivů a celkového malého množství naměřených dat. K typu nebyla dohledána data z dopadových zkoušek potřebných pro vyjádření násobků působících na drak při dosednutí. Nebylo možné ověřit správnost použitého náhradního řešení pro vyjádření kumulace poškození během cyklu G-A-G ve formě zápočtu poškození 100 LH za každých 500 přistání. Nepříliš zásadní limitací přesnosti výpočtu životnosti byl zdroj S-N křivek uvažovaných materiálů pouze ve formě grafů, nikoli číselných dat. Během tvorby práce bylo zjištěno, že podrobný návrh konkrétního technického řešení pro prodloužení životnosti je mimo rozsah této práce a vzhledem k nepříznivému výsledku výpočtu životnosti závěsu nebylo možné doporučit výrazné navýšení provozní životnosti letounu bez výměny kování závěsu.

Provedením výpočtu byla ověřena historicky proměnlivá hodnota provozní životnosti L40, často s nejasným odůvodněním pro její stanovení. Vedlejším výsledkem výpočtu je potvrzení správnosti úvahy o tom, že spodní závěs křídla je kritický pro určování provozní životnosti draku. V rámci rešerše byly shromážděny technické podklady a analyticky definovány rekce v závěsech křídla, které budou dobrým základem pro provádění dalších kontrolních výpočtů a zkoušek životnosti kritických částí L40 s cílem komplexního posouzení provozní životnosti draku a jejího prodloužení.





## Seznam použitých zdrojů

- [1]. **NĚMEČEK, Václav.** *Československá letadla II 1945 - 1984.* Praha : Naše vojsko, 1984.
- [2]. **Orlíčan n.p.** *Provozní bulletin č.6/L40.* Choceň : AERO - československé letecké podniky, Praha - Letňany, 1970.
- [3]. **Orlíčan a.s.** *Rekapitulace ověřování spektra provozního zatížení letounů L-40 Meta Sokol.* Choceň : autor neznámý, 1994.
- [4]. **Kuipers, R.C.** *Methodology for Prediction of the.* Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology. místo neznámé : TU Delft, 2018.
- [5]. **Růžička, Milan.** Vyhodnocení životnosti konstrukcí. *Dynamická únosnost a životnost - přednášky.* [Online] 2017. [http://www.kmp.tul.cz/system/files/duz\\_2017\\_5\\_pa.pdf](http://www.kmp.tul.cz/system/files/duz_2017_5_pa.pdf).
- [6]. **Zlin Aircraft.** Safe Life AMU1. [Online] <https://zlinaircraft.eu/en/aircraft/innovation/safe-life-amu1-en/>.
- [7]. **Orlíčan n.p.** *Provozní bulletin č.10/L40.* Choceň : AERO - Československé letecké podniky, Praha - Letňany, 1973.
- [8]. **ÚCL.** Aeronautical Information Service. *LETOVÁ ZPŮSOBILOST LETADEL - POSTUPY L8/A.* [Online] Změna č. 12, 10. 10 2019. [Citace: 6. 2 2022.] <https://aim.rlp.cz/predpisy/predpisy/index.htm>.
- [9]. **Flight Safety Foundation.** Aviation Safety Network. *L40 type.* [Online] [Citace: 5. 10 2022.] <https://aviation-safety.net/wikibase/type/L40>.
- [10]. **Hartmann, Peter V.** XdH Aviation Services. *Orlíčan L-40 Metasokol.* [Online] [https://web.archive.org/web/20131209001831/http://xdh.ca/L-40\\_Meta\\_Sokol/l-40\\_meta\\_sokol.html](https://web.archive.org/web/20131209001831/http://xdh.ca/L-40_Meta_Sokol/l-40_meta_sokol.html).
- [11]. **VZLÚ.** *Technická příručka pro letoun L40 "Meta-sokol" (návrh).* Letňany u Prahy : Výzkumný a zkušební letecký ústav, 1957.
- [12]. **ÚCL ČR.** Příloha k typovému osvědčení č.1622/58. *Úřad pro civilní letectví.* [Online] 24. 7 2018. [Citace: 6. 2 2022.] <https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/TCDS-1622-58-5.pdf?cb=b2e4ec28f300df0d64a32c235cc20414>.



- [13]. **caa.cz**. Pokračující letová způsobilost. *Úřad pro civilní letectví*. [Online] 8. 5 2022. <https://www.caa.cz/letadlova-technika/pokracujici-letova-zpusobilost/>.
- [14]. **ing. Vít Zárybnický**. Úřad pro civilní letectví. *Požadavky ÚCL na provádění údržby a preventivní údržby "annexových letadel*. [Online] 27. 7 2020. <https://www.caa.cz/news/zmeny-pozadavku-ucl-na-provadeni-udrzby-a-preventivni-udrzby/>. CAA-TI-011-9/97 zm. 9.
- [15]. **ASTM**. ASTM International. *Standard Specification for Structural Durability for Small Aeroplanes*. [Online] 1996-2022. [https://www.astm.org/f3115\\_f3115m-22.html](https://www.astm.org/f3115_f3115m-22.html).
- [16]. **Růžička, Fidranský**. *Pevnost a životnost letadel*. Praha : Vydavatelství ČVUT, 2000. stránky 107-110.
- [17]. **Balda, Miroslav**. *VÍCEKANÁLOVÉ SLEDOVÁNÍ KUMULACE POŠKOZENÍ V REÁLNÉM ČASE*. [Online] [Citace: 27. 11 2022.] <http://hera.cdm.cas.cz/publications/balda/Dynstr96.pdf>.
- [18]. **Kozáková, Bc. Kamila**. *VLIV VRUBŮ PŘI CYKlickÉM VYSOKOFREKVENČNÍM ÚNAVOVÉM ZATĚŽOVÁNÍ*. [Online] [Citace: 29. 11 2022.] [https://theses.cz/id/nxilu/2021\\_DP\\_Kozakova\\_Kamila\\_191737.pdf](https://theses.cz/id/nxilu/2021_DP_Kozakova_Kamila_191737.pdf).
- [19]. Engineers Edge. *Marin Endurance Limit Equations and Calculator*. [Online] [https://www.engineersedge.com/calculators/marin\\_endurance\\_limit\\_15637.htm](https://www.engineersedge.com/calculators/marin_endurance_limit_15637.htm).
- [20]. **Cision Distribution**. Cision PR Newswire. *Lockheed Martin Completes F-16 Durability Testing Milestone*. [Online] 3. 11 2015. <https://www.prnewswire.com/news-releases/lockheed-martin-completes-f-16-durability-testing-milestone-300169875.html>.
- [21]. **Orličan a.s.** *Letová příručka typu L40*. Choceň : Orličan a.s., 1991.
- [22]. **VZLÚ**. *Pevnostní výpočty letounu L-40*. Letňany : HPH spol. s.r.o., 1956.
- [23]. **Tomáš, Bc. Filip**. *NÁVRH KŘÍDLA RYCHLOSTNÍHO LETOUNU*. FAKULTA STROJNÍ. Praha : ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE, 2020.
- [24]. **Slavětinský, Dušan**. *Obecná geometrie křídla. Dušan Slavětinský: O letadlech*. [Online] 2010. <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlo-obecnageometrie.aspx>.
- [25]. **Orličan n.p.** *Příručka pro generální revizi letounu L-40*. 1960.



- [26]. **Cicero, Dr. John A.** *Statistical Loads Data for Cessna 172 Aircraft Using the Aircraft Cumulative Fatigue System (ACFS)*. Federal Aviation Administration. 2001. pp. A-22.
- [27]. *Fatigue Evaluation of Wing and Associated Structure on Small Airplanes*. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. 1973.
- [28]. **Hrubý, ing. Zbyněk Ph.D.** Dynamická pevnost a životnost Přednášky - základy. <http://mechanika.fs.cvut.cz/>. [Online] 2014. <http://mechanika.fs.cvut.cz/>.
- [29]. **Aircraft Industries a.s.** *Technická příručka L200A, L200D*. 2012.
- [30]. **Belohradsky, T.** *Service Letter No. L 134*. místo neznámé : Zlin Aircraft a.s., 2021.
- [31]. SKYbrary. *Aircraft Condition Monitoring System (ACMS)*. [Online] [Citace: 29. 11 2022.] <https://www.skybrary.aero/articles/aircraft-condition-monitoring-system-acms>.
- [32]. **ALV.** ALV Czech Republic. *OBOROVÉ NORMY LETECKÉ (ONL)*. [Online] 6. 10 1982. [Citace: 10. 5 2022.] <http://alv-cr.cz/ONL/PDF/2101.pdf>.
- [33]. **VZLÚ.** *Únavové vlastnosti oceli 30ChGSA R-6640*. Praha : Poskytla firma Blanik Aircraft CZ s.r.o., 2017.
- [34]. **Srbek, František.** *Technická zpráva MLG č.10/2001*. MLG, LOM Praha s.p. místo neznámé : Poskytla firma Blanik Aircraft CZ s.r.o., 2001.
- [35]. **SHVL s.r.o.** *Závazný bulletin L40/15a*. místo neznámé : Shempp-Hirth výroba letadel, spol. s.r.o., 1999.
- [36]. **Blueprints.** Blueprints. *Orličan L-40 Meta Sokol Blueprint*. [Online] <https://drawingdatabase.com/orlican-l-40-meta-sokol/>.
- [37]. **JGraph Ltd.** draw.io. *Freeware pro tvorbu diagramů*. [Online] [www.draw.io](http://www.draw.io).
- [38]. **Vyčítal, ing. Jiří.** *Rozhovor o měření spektra a prodloužení životnosti L-40*. [dotazovaný] Ivan Tvrđík. 30. 1 2022.
- [39]. **EASA.** *Commission Regulation (EU) No 1321/2014*. [Online] 11. 3 2022. <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/PDF/?uri=CELEX:02014R1321-20220518&from=EN>.



- [40]. **Autoři dle jednotlivých článků.** Aviation Safety Network (ASN). *Aviation Safety Network*. [Online] 26. 1 2022. [Citace: 29. 1 2022.] <https://aviation-safety.net/wikibase/type/L40>.
- [41]. **ŘLP ČR.** ŘLP ČR. *LETOVÁ ZPŮSOBILOST LETADEL - POSTUPY L8/A*. [Online] zm. č. 12, 10. 10 2019. Hlava 2, čl. 2.12.1. <https://aim.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L-8a/index.htm>.
- [42]. **Peletak.** Planes.cz. *L40 Meta Sokol*. [Online] <https://www.planes.cz/cs/photo/1134585/l40-meta-sokol-ok-npf-aeroklub-hodkovice-liberec-klub>.
- [43]. **Autodesk .** *Autodesk Inventor*. San Rafael, CA : Autodesk, 2017. Sv. Studentská licence ČVUT.
- [44]. **ADxC.** *5000h approved for Blaník L-13 modification .* [Online] 2. 20 2011. [https://www.flyingbulls.at/fileadmin/content/pdf/FlyingBulls\\_Friends\\_Blanix\\_AD\\_C\\_Customerinfo\\_02\\_Mar\\_12.pdf](https://www.flyingbulls.at/fileadmin/content/pdf/FlyingBulls_Friends_Blanix_AD_C_Customerinfo_02_Mar_12.pdf).
- [45]. **Budynas, Richard G.** Shigley's Mechanical Engineering Design 9th edition. místo neznámé : McGrawHill, 2011, str. 1029.
- [46]. **VZLÚ.** *Zpráva o periodické pevnostní zkoušce draku L40 ze sériové výroby r. 1959.* místo neznámé : VZLÚ, 1960. P-43/1004/60.
- [47]. G's Plane Stuff. *Saunders Spar Strap Original Sales Brochure, Tri-Fold*. [Online] [Citace: 29. 11 2022.] <https://gsplanestuff.com/products/saunders-spar-strap-original-sales-brochure-tri-fold-8-5-x-11>.



## Seznam obrázků

Obr. 1 Orličan L40 Meta Sokol .....	11
Obr. 2 Rozdělení konstrukčních filozofií [23].....	12
Obr. 3 L40 po přistání s nezajištěným podvozkem [43].....	14
Obr. 4 Závěs a příložka hlavního nosníku křídla L40 .....	15
Obr. 5 Schéma metody výpočtu NSA [13] .....	17
Obr. 6 Únavové zkoušky celého draku stíhacího letounu F-16 [14] .....	19
Obr. 7 Vyvažovací diagram L40 [15].....	20
Obr. 8 Silový diagram L40 (ilustrativní, není v měřítku) [38], [39].....	21
Obr. 9 Definice geometrie vnějšího křídla pro výpočet AS [18] .....	22
Obr. 10 Definice reakcí v závěsech křídla.....	23
Obr. 11 Plochy nejmenších průřezů závěsu a příložky [44] .....	25
Obr. 12 Obálka letových obrátů a kritických L40 [16].....	27
Obr. 13 Souhrn dat měření vertikálních zrychlení v těžišti [20] .....	28
Obr. 14 Ilustrace průběžného externího zesílení křídla 'spar strap'[48].....	37
Obr. 15 Zesílení kořenové části křídla L-13, pohled zespod [45] .....	38
Obr. 16 Spodní pásnice L-13 s demontovaným kováním závěsu [45].....	38
Obr. 17 Dispozice kořenové části spodní pásnice. ....	39
Obr. 18 Deformovaná stojina stabilizátoru po nesymetrickém zatížení. [47] .....	43



## Seznam tabulek

Tabulka 1: Nominální průřezové napětí ve spodním závěsu a příložce .....	26
Tabulka 2: Spektrum násobků pro poryvy a manévry AC 23-13A stanovené pro L40.....	29
Tabulka 3: Spektrum ekvivalentních napětí $R=0$ .....	33
Tabulka 4 Shrnutí vypočtených středních životností pro různé hodnoty $f_{vz}$ .....	35

## Seznam grafů

Graf 1: Určení součinitele koncentrace napětí [44] .....	31
Graf 2: S-N křivka vzorku ploché tyče L-ROL.7 zkoušené při $R=0,05$ .....	32
Graf 3: Haighův diagram pro závěs .....	34
Graf 4: S-N křivka vzorku 30ChGSA.....	41
Graf 5: Haighův diagram pro závěs mat. 30ChGSA .....	41





## Seznam příloh

Příloha 1: Výrobní výkres závěsu L40.201-01.01, získáno od HPH spol. s.r.o.

Příloha 2: Výrobní výkres příložky závěsu L40.201-01.08, získáno od HPH spol. s.r.o.

Příloha 3: Prodloužení životnosti letounů L40 Meta Sokol [3]

Příloha 4: Hlavní rozměry křídla 003-2 [15]

Příloha 5: Křídlo 206-11 [15]

Příloha 6: Křídlo 206-13 [15]

Příloha 7: Křídlo 206-14 [15]

Příloha 8: Případy zatížení 004-2 [15]

Příloha 9: ONL2101 [32]

Příloha 10: Únavové vlastnosti oceli 30ChGSA [29]

Příloha 11: Technická zpráva MLG č.10/2001 [30]

Příloha 12: Poláry křídla 003-4 [15]