

TECHNISCHE HOGESCHOOL DELFT  
AFDELING DER LUCHTVAART- EN RUIMTEVAARTECHNIEK

Memorandum M - 241

VERMOEING VAN EEN CONSTRUCTIE ONDER STATISTISCH  
VERANDERLIJKE BELASTINGEN

door  
J. Schijve

Delft - Nederland  
november 1975

## 1. OVERZICHT VAN HET PROBLEEM

Het optreden van vermoeiingsscheuren en breuken is om diverse redenen ongewenst. Het kan zelfs desastreuze gevolgen hebben. De constructeur van een dynamisch belaste constructie moet met het vermoeiingsverschijnsel rekening houden. De kernvraag is:

== Wat is de levensduur van een constructie in een bepaald milieu? ==

Indien een constructeur meent deze vraag naar een levensduurvoorspelling tot op zekere hoogte te kunnen beantwoorden, dan moet hij zich vervolgens afvragen welke onzekerheden in de voorspelling een rol spelen. Hij kan zich daar tegen wapenen door het toepassen van veiligheidsfactoren. De onzekerheden kunnen globaal in twee categorieën worden gesplitst:

a Onzekerheden met een statistisch karakter. Deze kunnen betrekking hebben op het belastingsmilieu, de stijfheid en de vermoeiingsweerstand van de constructie.

b Onzekerheden over de juistheid van de toegepaste rekentechnieken, beter aan te duiden als onbekendheden.

Dit leidt tot het formuleren van een tweede vraag:

== Welke onzekerheden en welke onbekendheden zijn aan de levensduurvoorspelling verbonden? ==

Het maken van een levensduurvoorspelling vereist uiteraard dat de vermoeiingsbelasting met zijn statistisch veranderlijke eigenschappen beschreven kan worden.

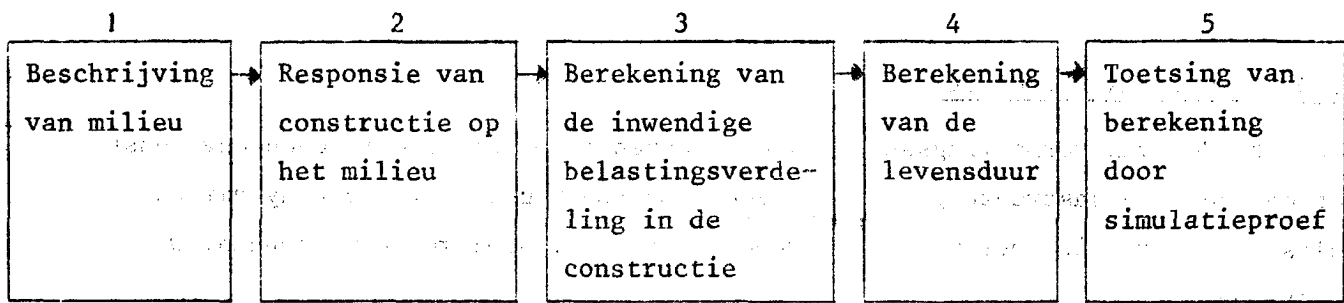
Dat leidt tot de derde vraag:

== Hoe moet de beschrijving van de vermoeiingsbelasting luiden opdat er een zinvolle levensduurberekening of een zinvolle simulatieproef kan worden uitgevoerd? ==

De eerste vraag gaf aanleiding tot het stellen van de tweede en de derde vraag. Dit betoog zal vooral betrekking hebben op de tweede en derde vraag.

## 2. DE VERSCHILLENDE DEELPROBLEMEN VAN DE LEVENSDUURVOORSPELLING

Bij het doorlopen van het volledige probleem kunnen de volgende deelproblemen achtereenvolgens worden onderscheiden:



### Beschrijving van het milieu

Een beschrijving van het milieu, waarin een constructie moet functioneren, omvat vanuit het oogpunt van vermoeding in de eerste plaats informatie over het verloop van de belastingen, die op de constructie werkzaam zijn, als functie van de tijd,  $P(t)$ . Daarnaast moeten in principe ook gegevens bekend zijn over het verloop van temperatuur en vochtigheid, de eventuele aanwezigheid van corrosieve media, etc. Voorlopig zal de beschouwing echter tot  $P(t)$  beperkt blijven.

De belastingen op een constructie kunnen in twee categorieën worden ondergebracht:

a De geplande belastingen, die voortvloeien uit het geplande gebruik van de constructie (bij een vliegtuig de manoeuvrebelastingen).

b De niet geplande maar in het betreffende milieu onvermijdelijke belastingen, zoals windbelastingen, remous op een vliegtuig.

Hoe volledig de beschrijving van  $P(t)$  moet zijn, moet blijken uit de volgende stappen.

### Responsie van de constructie

Wanneer een trein langzaam over een brug rijdt kan met een statische berekening van de belasting op de brug worden volstaan. Heeft  $P(t)$  echter een dynamisch karakter, dan wordt de mechanische responsie van de constructie als dynamisch probleem van betekenis. Dan moet niet alleen bekend zijn dat  $P$  als functie van  $t$  verandert, maar ook hoe snel dat gaat. De dynamische responsie moet voor berekening toegankelijk zijn (o.a. kennis van demping).

### Berekening van de inwendige belastingen

Ogenschijnlijk lijkt dit deelprobleem een opgelost probleem te zijn. Hoewel dit in principe wel zo kan zijn moet toch worden bedacht dat bij een vermoeiingsberekening niet met een globale berekening voor het draagvermogen van een constructie kan worden volstaan. De belastingsverdeling over de diverse onderdelen van de constructie en locale spanningsniveaus moeten bekend zijn.

### Berekening van de levensduur

Indien  $P(t)$  voor een onderdeel van een constructie bekend is, kan overgegaan

worden tot de levensduurberekening. Aangenomen wordt dat de materiaalkeuze gemaakt is en de vorm van de constructie vast ligt. Wat dan nog voor de berekening nodig is zijn de spanningsverdeling in de kritiek geachte doorsnede (spanningsconcentratiefactor  $K_t$ ), vermoeiingsgegevens over het betreffende materiaal en een vermoeiingstheorie om met deze gegevens de som over de verwachte levensduur te maken. De meest eenvoudige som ontstaat als geëist wordt dat onder geen voorwaarde vermoeiing mag optreden. Dan moet de hoogste wisselspanning onder de vermoeiingsgrens liggen. Het meer interessante en actuele geval heeft echter betrekking op het aanvaarden van een eindige levensduur.

#### De simulatieproef

Indien aan het resultaat van een berekening wordt getwijfeld en betrouwbare informatie toch zeer belangrijk is, is een simulatieproef noodzakelijk. De grote vraag is: welke simulatieproef kan als een goede nabootsing van de praktijk worden beschouwd?

Aan de hand van twee voorbeelden uit de luchtvaart zullen de bovengenoemde deelproblemen nader worden belicht. De problemen zijn naar andere takken van de techniek te vertalen. Daarna zal worden geïnterpreteerd welke tekorten in onze kennis van de levensduurberekening aanwezig blijken te zijn.

### 3. VERMOEING VAN DE VLEUGEL VAN EEN CIVIEL VLIECTUIG (FOKKER F-28 FELLOWSHIP)

#### 3.1. Belastingen

De eerste stap is het maken van een missie-analyse. Beantwoord moet worden op welke wijze het vliegtuig gebruikt zal worden. Dat leidt tot gegevens over vliegsnelheid, vlieghoogte, vluchtduur, enz. Dan kan worden nagegaan welke geplande belastingen (manoeuvres) daaruit voortvloeien. De niet geplande belastingen zijn overwegend remousstoten in de vlucht en taxi-belastingen bij starten en landen. Statistische informatie hierover is wel beschikbaar. Oudere gegevens bestaan uit verdelingsfuncties van remousstoten (overschrijdingskans).

Nieuwere informatie ligt vast als spectraalfuncties van de remoussnelheid. Deze spectraalfunctie is afhankelijk van de vlieghoogte. Verondersteld wordt dat remous (turbulentie) een stochastisch Gauss proces is. Het is evenwel niet een stationair proces. Gedurende kortere tijd wordt het toch als quasi-stationair beschouwd. Met deze belastingsgegevens gaat het vliegtuig denkbeeldig volgens de diverse missies vliegen en wordt nagegaan welke belastingen op de vleugel terecht komen (lit. 1).

Op fysische gronden lijkt het aannemelijk dat temperatuur en vochtigheid in het betreffende probleem een secundaire invloed op de vermoeiing zullen hebben. Dit is ook wel door vluchtsimulatie vermoeiingsproeven bevestigd.

### 3.2. De responsie van de vleugel

Vroeger werd er vanuit gegaan dat een remousstoot volgens een bepaald verloop met de tijd werd opgebouwd. Met de spectraalanalytische behandeling kreeg dit probleem een betere fundering. De demping van het systeem heeft overwegend een aerodynamisch karakter en daarover zijn wel gegevens beschikbaar. Berekeningen voor de F-28 leerden dat op de "flexibele" vleugel de dynamische belastingen gemiddeld enige procenten hoger lagen (overshoot) dan de oudere klassieke methode aangaf. Deze uitkomst is echter sterk afhankelijk van het betreffende vliegtuigtype (overdrachtsfunctie) (lit. 2 en 3).

### 3.3. Belastingen in de vleugel

De belastingen op de vleugel leiden tot belastingen in de vleugelconstructie. Voor vermoeiing van de constructie is de onderzijde van de vleugel (de trek-huid) het eventueel kritieke onderdeel. De trekkrachten worden afgeleid uit het buigmoment op de vleugel. Berekend moet worden hoe deze krachten zich over de trekhuid verdelen. Daaruit volgen spanningsniveaus die lokaal, maar altijd nog als nominale spanning ter plaatse aanwezig zijn.

### 3.4. Berekening van de levensduur (lit. 4 en 5)

Allereerst moet worden opgemerkt dat het bij een vliegtuigconstructie niet alleen om de berekening van de levensduur gaat, maar ook om de voorspelling van de scheurgroeisnelheid (fail-safe principe). Voor beide gevallen is een theorie nodig om berekeningstechnieken op te baseren. De bekende rekenregel van Palmgren-Miner ( $\sum n/N = 1$ ) berust niet op een theorie. De toenemende kwalitatieve kennis van het vermoeiingsverschijnsel leert dat de regel van Miner niet juist kan zijn. Bij gebrek aan beter wordt er toch mee gerekend. Voor vele vliegtuigbouwkundige omstandigheden blijkt de regel niet tot onveilige voorspellingen te leiden. Deze troostrijke gedachte moet echter direct van twee kanttekeningen worden voorzien:

(i) De regel kan alleen toegepast worden als de wisselende belastingen in grootte en aantal te specificeren zijn. In fig. 1 (resonantieverschijnsel) lijkt dat nog wel te doen, maar bij  $P(t)$  registratie in fig. 2 is het bepaald niet evident hoe dat zou moeten gebeuren. Dat is een probleem op zichzelf (lit. 6). (ii) Om de regel te kunnen toepassen zijn vermoeiingskrommes ( $N$ -waarden) nodig. De meest rele-

vante krommes in de vliegtuigbouw zijn afkomstig van proeven op verbindingen. De minst relevante worden verkregen met gladde proefstaven ( $K_c \sim 1$ ).

De conclusie moet luiden dat de regel van Miner op zijn best tot een globale schatting heeft geleid, waarbij onzekerheden van de eerste drie deelproblemen nog buiten beschouwing worden gelaten. Dat een dergelijke situatie toch aanvaardbaar kan zijn berust o.a. op de volgende verklaringen.

(a) Uit ervaring met andere ontwerpen (o.a. de F-27) is bekend bij welk spanningsniveau alleszins bevredigende levensduren te bereiken zijn. (b) Details van de constructies worden aan proeven onderworpen. (c) Uiteindelijk wordt een vluchtsimulatieproef op de volledige constructie uitgevoerd (lit. 1).

### 3.5. De vluchtsimulatieproef op de constructie

Een principeel probleem van betekenis bij het uitvoeren van deze proef is het nabootsen van het belastingsverloop zoals dat in de praktijk optreedt. Daarover is alleen statistische informatie beschikbaar. Kennis van het vermoeiingsverschijnsel is nodig om aan te geven wat wel en wat niet moet worden nagebootst. Het compromis waartoe voor de F-28 vleugel werd besloten wordt geïllustreerd door fig. 3. Vluchten in 10 verschillende weertypes worden nagebootst. Random volgordes worden aangehouden. Tijden waarin de belasting niet verandert worden niet nagebootst. De belastingssnelheid wijkt ten dele ook af van de werkelijkheid. Fysische beschouwingen en proeven rechtvaardigen deze maatregelen (lit. 7).

## 4. VERMOEING VAN EEN TRILLENDE HUIDPANEEL

In dit geval gaat het om de verstijfde huid van een staartvlak dat door de geluidsdruk van de straalmotor in trilling wordt gebracht, waardoor scheuren optreden. Dit verschijnsel wordt acoustische vermoeing genoemd (lit. 8).

### 4.1. Belastingen

Missie-analyse leerde dat een overheersende belastingssituatie optrad bij het proefdraaien van de motor met een nog stilstaand vliegtuig. Berekeningen en beproevingen kunnen praktisch tot deze situatie beperkt blijven. Het geluid wordt geacht een stochastisch Gauss proces te zijn. Zowel de spectraalfunctie als de r.m.s. waarde werden gemeten. Een illustratie geeft fig. 4.

### 4.2. Responsie van het paneel

Beschikbare berekeningstechnieken (lit. 9) gaan uit van een rechthoekig huidveld

aan zijn randen opgelegd op verstijvers en ribben. De responsie wordt berekend voor de meest eenvoudige trillingsvormen. Voor de demping wordt  $\delta = 0,017$  gekozen, een gemiddelde uit een breed scala van waarnemingen. De berekening leidt tot de standaarddeviatie van de spanning,  $\sigma_{\text{rms}}$ . De gemaakte veronderstellingen zijn sterk vereenvoudigd en leiden in het betreffende geval tot een onderschatting van de werkelijke levensduur. Metingen aan het staartvlak wezen uit dat een aantal huidvelden gezamenlijk ging trillen. De veronderstelde randcondities waren dus niet vervuld.

#### 4.3. Belastingen in het paneel

Zoals hierboven geschetst werden deze uitgedrukt in  $\sigma_{\text{rms}}$ . Hoewel de spectraalfunctie van  $\sigma$  ook gemeten is gaan levensduurschattingen bij acoustische vermoeiing ervan uit dat die functie geen invloed van betekenis heeft. Empirische bevestiging hiervan is zeer beperkt.

#### 4.4. Berekening van de levensduur

De berekening moet worden gebaseerd op gegevens over het verband tussen  $\sigma_{\text{rms}}$  en de levensduur voor een vergelijkbare constructie. Er zijn in de literatuur gegevens verzameld, maar de directe toepasbaarheid is veelal beperkt. Zodoende wordt niet veel meer dan een indicatie verkregen. Het feit dat in het betreffende geval in de praktijk een onverwacht korte levensduur werd gevonden was hoofdzakelijk te wijten aan het feit dat het geluidsniveau aanzienlijk hoger lag dan de motorfabrikant had voorspeld. Met een relatief geringe constructieve ingreep kan het probleem worden verholpen.

#### 4.5. De simulatieproef

Een dergelijke proef was in dit geval niet uitgevoerd. Een realistische simulatieproef zou in principe op het vliegtuig zelf uitgevoerd moeten worden. Ongewild is dat ook gebeurd omdat de scheuren op een vliegend prototype werden gevonden, waarna modificatie plaats vond. Gebleken is dat met relatief eenvoudige wijzigingen het probleem geëlimineerd kan worden.

### 5. INVENTARISATIE VAN DE KNELPUNTEN

Ook hierbij zal de eerder gebruikte indeling van deelproblemen worden aangehouden.

### 5.1. Belastingen

De constructeur kan zich met fantasie en analyse van beschikbare informatie een beeld vormen van het belastingsmilieu. Toch stelt hem dat in vele gevallen niet in staat een beschrijving van het milieu te geven, die uit het oogpunt van vermoeding als goed en volledig beschouwd mag worden. Diverse vragen kunnen vaak niet beantwoord worden, zoals: Heeft het milieu een stationair karakter? Als het instationair is, is dan bekend op welke wijze? Beantwoordt de wisselende belasting aan de beschrijving van een stochastisch Gaussproces? Zijn spectraalfuncties en intensiteiten bekend? Indien de belasting niet een dergelijk proces is zijn er dan andere adequate beschrijvingen mogelijk?

Dergelijke vragen kunnen zelden goed beantwoord worden vanuit theoretische beschouwing. De oplossing moet dan ook in eerste instantie gezocht worden in het uitvoeren van metingen, het maken en analyseren van belastingsregistraties. Metingen over goed gekozen langere tijdvakken werken in vele gevallen zeer verhelderend met betrekking tot de gehele probleemstelling.

### 5.2. De mechanische responsie van de constructie

In eerste aanleg lijkt dit een mechanicaprobleem te zijn. Misschien is dat ook wel juist, maar in de mechanica som moet de constructie gemodelleerd worden en moeten aan de constructie eigenschappen worden toegekend. Wat de stijfheid betreft lijkt dat oplosbaar, maar de demping (energiedissipatie) biedt veel grotere problemen. Bij de voorbeelden is nog niet genoemd het optreden van extreme belastingen, waarbij de constructie zich ev. niet meer lineair gedraagt, terwijl er dan ook onzekerheid kan bestaan over de extreme belastingen op de constructie. Bij randomverschijnselen staat dit probleem bekend als de vraag naar de crest factor (of clipping ratio). Helaas zijn die extreme belastingen voor de vermoedings levensduur van zeer grote betekenis. Onzekerheden zijn hier aanwezig en ook daaraan kan alleen ontkomen worden door het uitvoeren van metingen aan de constructie.

### 5.3. Belastingen in de constructie

Hier zijn ogenschijnlijk geen knelpunten aanwezig, die berusten op een tekort aan kennis. Wel rijst de vraag welke verfijning in berekeningen gerechtvaardigd is als bij de andere deelproblemen onzekerheden blijven bestaan.

### 5.4. Berekening van de levensduur

Zoals bij de bespreking van de twee voorbeelden al naar voren kwam is hier



nog duidelijk een tekort aan kennis. Levensduurvoorspellingen met een nauwkeurigheid van bijv.  $\pm 25\%$  moeten als illusoir worden beschouwd. Met kennis en inzicht kunnen globale schattingen wel gemaakt worden. Maar dan moeten wel min of meer toepasselijke vermoeingsgegevens beschikbaar zijn. Is dat niet het geval dan zal daarin door het doen van proeven voorzien moeten worden.

### 5.5. Simulatieproeven

Een simulatieproef is het meest zinvol als de proef zo realistisch mogelijk wordt uitgevoerd. Dat betekent o.a. dat het proefstuk een realistische afspiegeling van de constructie moet zijn. Het betekent ook dat het belastingsverloop in de proef een realistisch karakter moet hebben. De mogelijkheden om dergelijke proeven uit te voeren zijn pas beschikbaar geworden na het invoeren van de electrohydraulisch gestuurde vijzels. Daarmee kunnen inderdaad belastingshistories zoals gegeven in fig. 1-3 betrouwbaar worden aangebracht en gereproduceerd. Daarmee kan ook de volgorde waarmee belastingen in de praktijk optreden worden nagebootst. Vroeger moesten kunstmatige volgordes om experimentele redenen worden geaccepteerd (zoals in zgn. programmaproeven) maar gebleken is dat de volgorde een grote invloed kan hebben op de levensduur, terwijl dat ook begrepen kan worden. Twee sprekende voorbeelden van volgorde-invloeden worden gegeven in fig. 5 (lit. 10) en 6 (lit. 4).

De invoering van de electrohydraulische beproevingsapparatuur moet zeker als een doorbraak worden gezien voor het uitvoeren van realistische vermoeingsproeven. Toch zijn er nog problemen over de vraag: wat is realistisch? (o.a. truncatieprobleem). Hiervoor is nog gericht speurwerk nodig, waarbij ook fundamentele kennis van het vermoeingsverschijnsel een rol speelt. In de vliegtuigbouw zijn door samenwerking van enige laboratoria al voorstellen gedaan voor het standaardiseren van het belastingsverloop in vluchtsimulatieproeven (lit. 11 en 12).

## 6. CONCLUSIES

In het voorgaande is getracht de verschillende aspecten van de levensduurschatting voor een constructie te belichten. Gebleken is dat een universeel recept voor dit probleem nog niet klaar ligt. De situatie kan in algemene termen ongeveer als volgt worden samengevat:

(i) Levensduurproblemen moeten niet detaillistisch worden behandeld. Een algemene benadering, waarbij alle aspecten en hun onderlinge samenhang worden geanalyseerd, is de meer aangewezen weg.

- (ii) Een belangrijk punt is de inventarisatie van alle mogelijke belastingen op een constructie en het verloop van die belastingen. Waar die kennis niet beschikbaar is moet het maken van belastingsregistraties sterk aanbevolen worden. Dit kan zeer verhelderend werken voor het gehele probleem.
- (iii) Onzekerheden over de mechanische responsie van een constructie (damping, ev. niet-lineair gedrag) kunnen alleen opgeheven worden door metingen aan de constructie.
- (iv) Een goede theorie voor een vermoeiingsschadeberekening is niet beschikbaar. Schattingen kunnen wel gemaakt worden. De betrouwbaarheid neemt toe met toenemende relevantie van de levensduur-gegevens waarvan gebruik wordt gemaakt. Gegevens van goede simulatieproeven op realistische proefstukken zijn hiervoor het beste uitgangspunt.

#### Literatuur

1. E.J. van Beek - Fatigue testing of the F-28 Fellowship. Aircraft Fatigue, Proc. 5th ICAF Symp., Pergamon Press 1972.
2. J.B. de Jonge - Comparison between discrete and continuous models for vertical gusts. NLR-TR 71025 (1971).
3. J.B. de Jonge - An evaluation of the mission analysis concept for the definition of gust design loads. NLR-TR 72131 (1972).
4. J. Schijve - The accumulation of fatigue damage in aircraft materials and structures. AGARD-AG-157 (1972).
5. J. Schijve - Prediction of fatigue crack propagation in aircraft materials under variable-amplitude loading. T.H.-Delft, Report VTH-193 (1975).
6. G.J. van Dijk - Statistical load data processing. Proc. 6th ICAF Symp., NASA SP-309 (1972) (NLR MP 71004).
7. Symposium on Random Load Fatigue - AGARD-CP-119 (1972).
8. J. Schijve - Geluidsvermoeiing van vliegtuigconstructies. NLR TR 73101 (1973).
9. Acoustic Fatigue, Vol. 1-3, Engineering Science Data Unit, London.
10. J. Schijve - Fatigue damage accumulation and incompatible crack front orientation. Engng. Fracture Mech., Vol. 6, 1974, p. 245 (NLR MP 73017).
11. J.B. de Jonge, D. Schütz, H. Lowak en J. Schijve - A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures. NLR TR 73029 (1973).
12. G.M. van Dijk en J.B. de Jonge - Introduction to a fighter aircraft loading standard for fatigue evaluation "Falstaff". NLR-MP 75017 (1975).

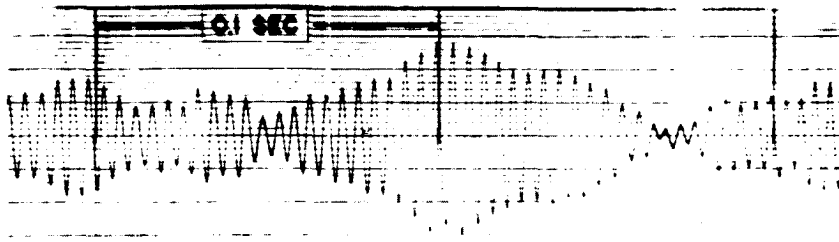


Fig. 1. Registratie van "narrow band random load".

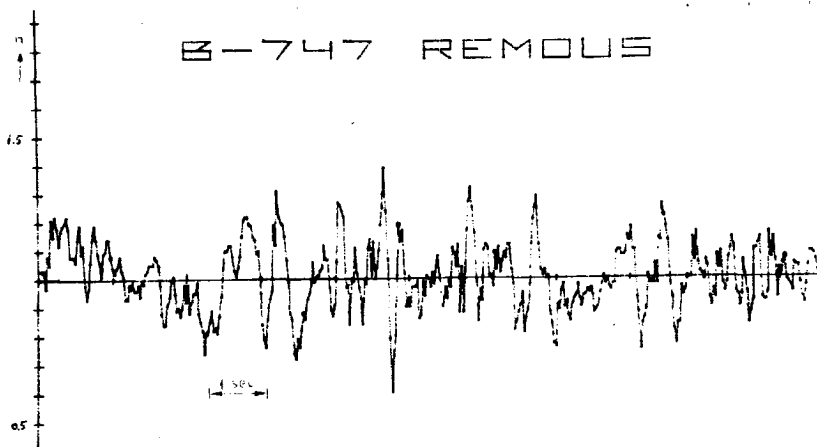


Fig. 2. Remousregistratie

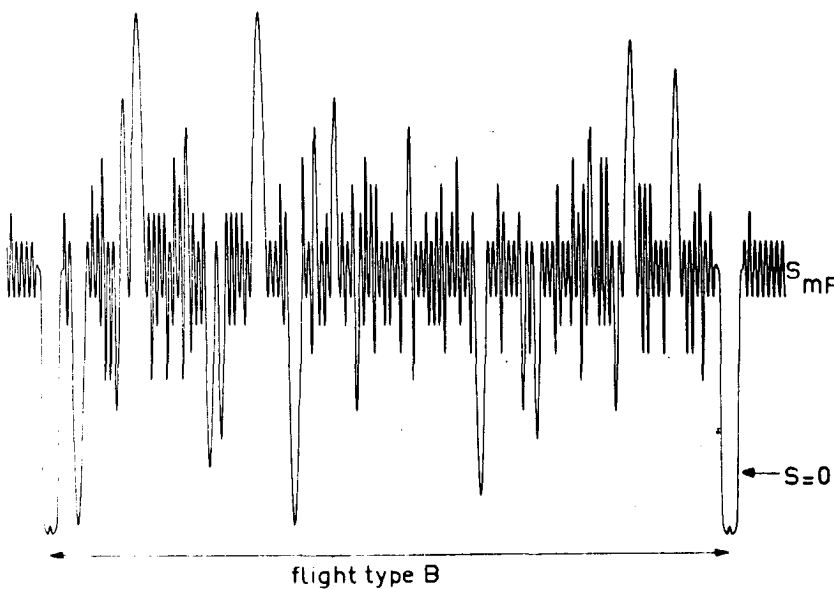


Fig. 3. Registratie van de belasting tijdens een van de "zware" vluchten van de vluchtsimulatieproef op de vleugel van de F-28 (Fokker Fellowship).

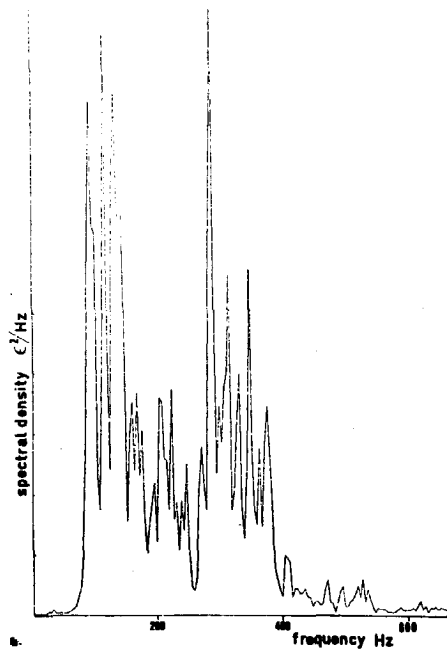


Fig. 4. Spectraalfunctie gemeten met een rekstrook op een huidpaneel van een staartvlak.

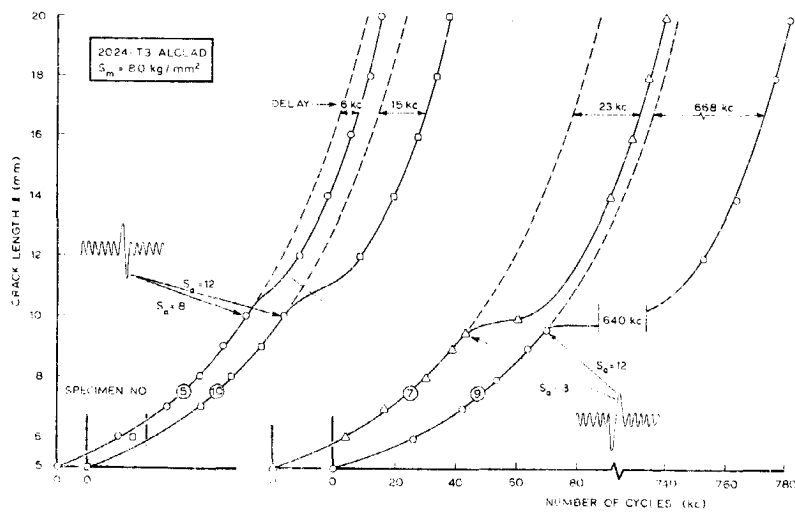


Fig. 5. Invloed van de volgorde van de wisselende belasting op de groeisnelheid van een vermoeingscheur.

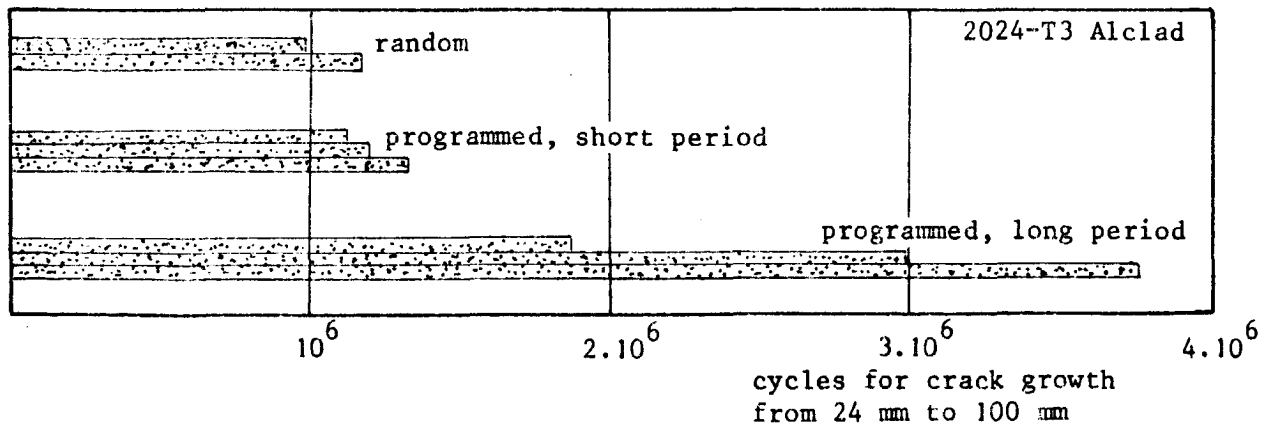


Fig. 6. Vergelijking van levensduren onder random belasting, programmabelasting met korte periode en klassieke programmabelasting (lange periode).

Memorandum 241



60142071007