



## Metodyka modelowania widma obciążeń zmęczeniowych dla kompozytowego samolotu AF-129

STANISŁAW DANILECKI, PIOTR LESZCZYŃSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2,  
stanislaw.danilecki@wat.edu.pl, piotr.leszczyński@wat.edu.pl

**Streszczenie.** W ramach niniejszej pracy opracowano metodykę modelowania widma obciążeń zmęczeniowych dla samolotu kompozytowego, przedstawiono charakterystykę obciążeń zewnętrznych struktury — założenia ogólne. Następnie, bazując na modelu użytkowania samolotu kompozytowego, wyodrębniono poszczególne tak zwane bloki, charakteryzujące kolejne etapy lotu samolotu. Należą do nich:

1. Blok startu–kołowania.
2. Blok wznoszenia.
3. Blok zakrętów o różnych kątach przechylenia.
4. Blok lotu poziomego.
5. Blok opadania–szybowania.
6. Blok lądowania–kołowania.

Bloki te zostały szczegółowo omówione w ramach zaprezentowanej metodyki modelowania widma obciążeń zmęczeniowych. Omówienie zakończone zostało zbiorczymi zestawieniami liczby zmian obciążeń (cykli) od wartości współczynnika obciążeń  $n$  dla dwóch rozpatrywanych wariantów.

Z kolei dokonano oceny uproszczeń sposobu przyjmowania wartości współczynnika zwielokrotnienia próby trwałości zmęczeniowej oraz oceny sposobu przyjmowania wartości obciążenia podstawowego. Na zakończenie opracowano uwagi o sposobie prowadzenia badań.

**Słowa kluczowe:** lotnictwo, statek powietrzny, bezpieczny okres użytkowania, widmo obciążeń zmęczeniowych, trwałość zmęczeniowa

### Spis oznaczeń

- B.O.U.* — bezpieczny okres użytkowania,  
*p* — prawdopodobieństwo,

$m_o$	— masa całkowita (do startu),
$z$	— współczynnik zwielokrotnienia,
$h$	— liczba przekroczeń współczynnika obciążeń $n$ ,
$T$	— trwałość,
$T_{\text{realizowana}}$	— trwałość realizowana,
$n_p$	— obciążenie podstawowe,
$n_i$	— poziomy obciążenia,
$h_i$	— liczba cykli przypisana do poziomemu obciążeniu,
$n_{\text{max}}$	— obciążenie maksymalne,
$n_{\text{min}}$	— obciążenie minimalne,
$\Delta n_{\text{max}}$	— przyrost obciążenia maksymalnego,
$\Delta n_i$	— przyrost obciążenia przypisany do poziomemu obciążeniu,
$k$	— liczba poziomów obciążeń,
$H$	— wysokość,
$m_{\text{pilotów+bagaż}}$	— masa załogi i bagażu,
$m_{\text{struktury}}$	— masa struktury samolotu,
$m_{\text{paliwa}}$	— masa paliwa,
$L$	— długość kołowania i rozbiegu,
$V$	— prędkość,
$t$	— czas,
$H_c$	— całkowita liczba cykli,
$H_i$	— liczba cykli dla $i$ -tego stopnia (poziomu) obciążenia,
$w_{\text{śr}}$	— średnia prędkość wznoszenia,
$a$	— pochodna $\frac{dC_z}{d\alpha}$ ,
$C_z$	— współczynnik siły nośnej skrzydła,
$\alpha$	— kąt natarcia skrzydła,
$S$	— powierzchnia skrzydła (samolotu),
$Q_o$	— ciężar całkowity (do startu),
$c_{\text{śr.c.g.}}$	— średnia cięciwa geometryczna skrzydła,
$\rho$	— ciężar właściwy powietrza,
$\eta$	— współczynnik złagodzenia podmuchu,
$\mu$	— cecha masowa samolotu,
$\phi$	— kąt przechylenia (w zakręcie),
$n_L$	— współczynnik obciążenia przy lądowaniu,
$N$	— liczba zmian obciążeń — krzywa Wohlera,
$n$	— tu liczba zmian obciążeń — widmo obciążeń (spektrum),
$\sigma_m$	— poziom naprężeń średnich w cyklu,
$v_{\text{zmęcz}}$	— współczynnik bezpieczeństwa,
$\sigma_{\text{obliczeniowe}}$	— naprężenia obliczeniowe (tzn. dopuszczalne) elementu,
$\sigma_{\text{niszczące}}$	— naprężenia, które powodują zniszczenie elementu,

$Q_N$	— siła niszcząca konstrukcję,
$F$	— pole przekroju,
$v_T$	— współczynnik bezpieczeństwa odniesiony do czasu użytkowania,
$T_{\text{doświadcz}}$	— czas użytkowania uzyskany w badaniach,
$R$	— granica prawdopodobieństwa zniszczenia,
$T_u$	— rzeczywisty czas użytkowania,
$R_m$	— wytrzymałość materiału,
$a_k$	— współczynnik koncentracji naprężeń,
$P_z$	— siła nośna płata,
$n^*$	— współczynnik obciążeń,
$t^*$	— czas względny.

## 1. Wstęp

### 1.1. Model użytkowania kompozytowego samolotu AF-129

Jednym z istotnych czynników wpływających na jakość, a w tym konkurencyjność współczesnego samolotu, szczególnie kompozytowego, jest jego BEZPIECZNY OKRES UŻYTKOWANIA (tzw. „resurs”), który gwarantowany jest przez wytwórcę. Określa on liczbę godzin lotu od pierwszego startu do chwili kasacji. Okres ten ustalany jest bądź w oparciu o wyniki użytkowania innych podobnych typów samolotów, wykorzystywanych w podobnych warunkach i mających podobne cechy konstrukcyjne, bądź na podstawie naziemnych prób trwałości zmęczeniowej, odtwarzających w sposób przyspieszony zespół obciążeń zewnętrznych, na jakie narażony będzie samolot w trakcie swego użytkowania. Okres ten wyrażony liczbą godzin lotu nazywać się będzie żywotnością samolotu i określany jest dla wymaganego poziomu bezpieczeństwa, którego miarą jest prawdopodobieństwo niewystąpienia zniszczenia, na przykład na poziomie  $p = 10^{-6}$ .

Naziemna próba trwałości zmęczeniowej wymaga zaprogramowania w oparciu o wyznaczone wcześniej WIDMO OBCIĄŻEŃ ZMĘCZENIOWYCH.

Przez widmo obciążeń zmęczeniowych rozumiany jest związek między wartością współczynnika obciążeń —  $n$  a liczbą jego przekroczeń —  $h$ , podczas użytkowania w całym okresie żywotności samolotu.

Należy tu podkreślić, że naziemna próba trwałości zmęczeniowej nie ustala granicy zmęczenia struktury, a jedynie pozwala stwierdzić, iż postulowana żywotność nie prowadzi do objawów zmęczenia materiału struktury.

Opracowując metodykę modelowania widma obciążeń zmęczeniowych, trzeba dysponować co najmniej trzema grupami danych:

- wartością obciążeń pojawiających się w czasie użytkowania i zróżnicowaniem ich poziomów (najlepiej z pomiarów w locie),

- częstością występowania tych obciążeń w odniesieniu do poszczególnych poziomów (najlepiej z pomiarów w locie),
- modelem użytkowania samolotu, warunkującym zarówno wartość jak i częstość występowania obciążeń.

Informacje na temat wielkości występujących w pierwszej i drugiej grupie mogą być uzyskane z dokumentacji technicznej samolotu lub najlepiej z pomiarów wykonanych w trakcie wstępnego — próbnego użytkowania.

Informacje dotyczące modelu użytkowania, oprócz wspomnianych dwóch źródeł, wymagają też analiz indywidualnych dokumentów użytkowania różnych egzemplarzy danego typu samolotu, instrukcji techniki pilotowania, zasad organizacji lotów, programów szkolenia, czy też wywiadów z instruktorami, co dodatkowo zwiększa skalę trudności.

Pośród wspomnianych wyżej trzech grup danych, służących do opracowania widma obciążeń zmęczeniowych, każda stanowi odrębny i złożony problem techniczny.

W tym opracowaniu przeprowadzona zostanie próba powiązania ich ze sobą w jak najbardziej racjonalny sposób.

Biorąc pod uwagę powyższe względy, w celu ustalenia przebiegu widma obciążeń konieczne staje się przyjęcie „uśrednionego” modelu reprezentatywnego, symulującego przeciętne warunki użytkowania.

Opracowujący widmo obciążeń zmęczeniowych będzie w sposób oczywisty miał skłonność do zawyżania ostrości warunków użytkowania, wychodząc z założenia, iż poprawność interpretacji naziemnej próby trwałości zmęczeniowej powinna stawić strukturę samolotu po stronie bezpiecznej. Z drugiej jednak strony, zawyżone wymagania prowadzą do wzrostu obciążeń, a te mogą być przyczyną zaniżenia żywotności (Bezpiecznego Okresu Użytkowania), a tym samym obniżenia wartości rynkowej samolotu.

Brak danych statystycznych podobnych samolotów, zebranych dla różnych sposobów użytkowania, w liczbie umożliwiającej opracowanie statystyczne wyników, znacznie utrudnia zadanie ustalenia przeciętnego reprezentatywnego modelu użytkowania rozpatrywanego kompozytowego samolotu AF-129.

Charakterystyka modelu użytkowania zawiera czynniki niezależne od obszaru zastosowań, w którym samolot jest użytkowany, oraz zależne; jest to zespół warunków ekologicznych i sposobów użytkowania.

Charakterystyka techniczna określa aerodynamiczne, geometryczne i masowe cechy samolotu. Jest ona względnie łatwa do ustalenia obliczeniowo, a następnie weryfikowana praktycznie podczas prób w locie.

Warunki ekologiczne stanowią o środowisku, w którym użytkowany jest samolot. Tworzą je powietrze w odniesieniu do stanów obciążeń w locie oraz podłoże w odniesieniu do obciążeń na ziemi (rozbieg, dobieg, kołowanie).

Ze względu na przeznaczenie samolotu, sposób jego użytkowania może być bardzo różny. Na przykład w przypadku samolotu przeznaczonego do szkolenia, należy brać pod uwagę różny poziom wyszkolenia instruktorów oraz różny poziom obsługi technicznej. Czynniki te mogą rzutować na trafność doboru reprezentatywnego modelu użytkowania. Model użytkowania scharakteryzować można przez tzw. parametry operacyjne samolotu, wśród których jedne stanowią cechy ogólne, inne zaś związane są z właściwościami konkretnego typu samolotu, dla którego opracowywane jest widmo obciążeń zmęczeniowych.

Do ogólnych parametrów należą:

- postulowana żywotność, tj. liczba godzin zapewniająca bezpieczne użytkowanie — w przypadku np. samolotu AF-129 o konstrukcji kompozytowej, do którego adresowane jest opracowanie, wartość ta wynosi po uzgodnieniu z konstruktorem:  
B.O.U. = 5000 godz. — dla prawdopodobieństwa  $p = 10^{-6}$   
i traktowana jest jako wartość wstępna; określa ona a priori intensywność użytkowania przyszłego pojedynczego samolotu,
- liczba startów (i lądowań) przypadająca na jedną godzinę lotu lub czas ich trwania na tle planu lotu (co podane będzie później),
- udział lotów wykonywanych przy określonych etapach lotu. Etapów tych zwanych blokami wyodrębnia się tu 6. Do nich należą:
  1. Blok startu–kołowania
  2. Blok wznoszenia
  3. Blok zakrętów o różnych kątach przechylenia
  4. Blok lotu poziomego
  5. Blok opadania–szybowania
  6. Blok lądowania–kołowania,
- rodzaj konfiguracji masowej. Tu przyjęto dwie konfiguracje masowe, wynikające z bilansu mas; są to:  $m_o = 600$  kg i  $m_o = 520$  kg — co też uzgodnione zostało z konstruktorem samolotu AF-129.

Trafne ustalenie modelu użytkowania i jego parametrów jest zagadnieniem trudnym ze względu na konieczność przewidywania ewentualnych zmian, jakie będą zachodzić w przyszłości.

Żywotność samolotu jest ustalana przez konstruktora albo w momencie oferty handlowej, co ma tu miejsce, i dotyczy wartości B.O.U. = 5000 godzin przy  $p = 10^{-6}$ , lub po obliczeniowej ocenie Bezpiecznego Okresu Użytkowania na przykład struktury skrzydła kompozytowego, a więc przed rozpoczęciem użytkowania. Takiej oceny jeszcze nie ma, ale widmo obciążeń zmęczeniowych może być budowane na podstawie wyżej podanych założeń.

Przeciętny czas „życia” samolotu sięga wielu lat (10-15). W naszym przypadku przy średnim nalocie 350 godzin w ciągu roku wynosi 14,3 lat, a zatem prognozowanie modelu użytkowania musi sięgać odpowiednio daleko w przeszłość.

Najczęściej konstruktorzy dokonują ekstrapolacji stanu dzisiejszego w przyszłość, rzadziej są skłonni do wysuwania hipotez, albowiem te nie mogą być praktycznie zweryfikowane, a ponadto mogą być nietrafne.

W niniejszym opracowaniu podjęto próbę ustalenia ilościowych parametrów dla widma obciążeń zmęczeniowych kompozytowego samolotu AF-129. Podany materiał ma charakter dyskusyjny, albowiem oparty jest o zbyt ubogi, prawie nieistniejący materiał statystyczny. Celem uwag zawartych w powyższym wstępie jest przede wszystkim zwrócenie uwagi na złożoną problematykę i metodykę postępowania przy wyznaczaniu widma obciążeń zmęczeniowych i ustalania modelu użytkowania takiego samolotu jak kompozytowy samolot AF-129.

## 2. Metodyka modelowania widma obciążeń zmęczeniowych dla kompozytowego samolotu AF-129

### 2.1. Trwałość samolotu

Obciążenia zewnętrzne samolotu są wynikiem nałożenia się na siebie sił masowych, aerodynamicznych, sprężystych, wywołanych procesami sterowania, turbulencji lub oddziaływania podłoża (czasem z uwzględnieniem pól temperatury). Wartość tych obciążeń wynika z przeznaczenia samolotu narzucającego warunki użytkowania, a ekstremalne ich wartości określone są odpowiednimi wymaganiami przepisów dotyczących budowy samolotów.

Ocena trwałości zmęczeniowej kompozytowej struktury (np. skrzydła) jest tym pewniejsza, im większą liczbę „próbek” (np. skrzydła) podda się badaniu. W przypadku kompozytowego samolotu możemy mieć do czynienia tylko z jedną „próbką”. Aby więc przy jej wykorzystaniu można było wyciągnąć wnioski, trwałość symulowana w próbie zmęczeniowej musi być zwielokrotniona. Ten współczynnik zwielokrotnienia uwzględniać musi żądany poziom bezpieczeństwa, mierzony prawdopodobieństwem zniszczenia, na ogół dużo mniejszym niż  $p = 0,5$ , na przykład obecnie  $p = 10^{-6}$ .

Zatem punktem wyjścia jest ustalenie wartości współczynnika zwielokrotnienia —  $z$ . Na podstawie oceny zawartej w rozdziale 3.1 oraz dotychczas stosowanej metodyki w podobnych próbach, wartość tę ustalono na  $z = 3$ .

Zatem trwałość realizowana w próbie zmęczeniowej w pierwszym etapie powinna wynosić:

$$T_{\text{realizowana}} = T \cdot z = 5000_{\text{godz}} \cdot 3 = 15000 \text{ godzin.} \quad (2.1)$$

## 2.2. Charakter obciążeń zewnętrznych struktury (np. skrzydła) — założenia ogólne

Charakter obciążeń skrzydła kompozytowego wiąże się z poszczególnymi stanami lotu i manewrów na ziemi, począwszy nawet od momentu wyprowadzenia z hangaru, aż do zahangarowania po zakończeniu dnia lotnego.

Obciążenia mogą powstawać w wyniku: kołowania, startu-wznoszenia, działania podmuchów, sterowania (manewry) i lądowania z dobiegiem i kołowaniem.

Podczas kołowania po lotnisku pojawiają się siły masowe jako wynik przyspieszeń działających na samolot wywołanych nierównościami podłoża. Ustalenie, co ile metrów przebytej drogi pojawia się jedno uderzenie, jest zadaniem trudnym, ale podstawowym.

Start i lądowanie to przypadki proste, w których siły aerodynamiczne zmieniają się w znany sposób wraz ze zmianą prędkości podczas rozbiegu i dobiegu.

Podmuchy i sterowanie wywołujące zmiany współczynników aerodynamicznych i przyspieszeń również tworzą zespoły sił aerodynamicznych i masowych łatwe do określenia.

Na wartości tych obciążeń wpływ mają: charakterystyka aerodynamiczna i masowa samolotu oraz zdolność do pochłaniania energii przez układ amortyzacyjny podwozia.

## 2.3. Bloki obciążeń zmęczeniowych

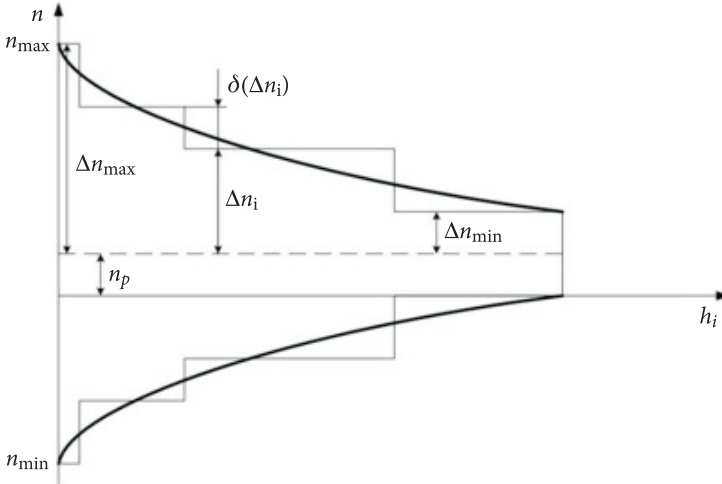
Biorąc pod uwagę różnice w charakterze obciążeń występujących w poszczególnych stanach lotu lub obciążeniach na ziemi, w obliczeniach związanych z budową widma, które później stanowi podstawę do programu próby trwałości zmęczeniowej, wprowadzono podział na charakterystyczne *bloki*:

Zasadniczymi parametrami bloku są:

- obciążenie podstawowe —  $n_p$ ;
- poziomy obciążenia  $n_i$  (stopni obciążenia);
- liczba cykli  $h_i$  przypisana do danego stopnia obciążenia.

Ustalenie współzależności tych parametrów powinno opierać się o materiał statystyczny zebrany w wyniku dużej liczby lotów doświadczalnych, podczas których rejestrowano przyspieszenia mierzone w środku ciężkości samolotu (względnie naprężenia w ustalonych punktach struktury wynikających z przepisów dotyczących budowy samolotów) dla narzuconych poziomów obciążeń. Zliczanie liczby przekroczeń danego poziomu w ciągu serii lotów próbnych daje obraz częstości występowania określonego poziomu obciążenia. Jest rzeczą oczywistą, że liczba powtórzeń będzie wzrastać w miarę zmniejszania się poziomu obciążenia, gdyż duże obciążenia w locie występują rzadko, małe natomiast bardzo często.

Z uwagi na technikę pomiaru, jak i sposób opracowania wyników do budowy widma obciążeń ciągle widmo obciążenia zastąpione zostaje stopniowanym (rys. 1).



Rys. 1. Widmo ciągle i stopniowane

Charakterystycznymi wartościami widma stopniowanego są:

- obciążenie maksymalne  $n_{\max}$ ,
- obciążenie minimalne  $n_{\min}$ ,
- obciążenie podstawowe  $n_p = \frac{n_{\max} + n_{\min}}{2}$ ,
- przyrost obciążenia stopnia maksymalnego  $\Delta n_{\max} = n_{\max} - n_p$ ,
- przyrost obciążenia stopnia  $i$ -tego  $\Delta n_i = n_i - n_p$ ,
- przedział poziomów obciążenia  $\delta(\Delta n) = \frac{\Delta n_{\max} - \Delta n_{\min}}{k - 1}$ ,
- liczba poziomów obciążeń (liczba stopni)  $k$ .

Sposoby określenia liczby cykli widma obciążeń, realizowanych według programu próby zmęczeniowej, na przykład skrzydła samolotu, podano przy omawianiu — kształtowaniu charakterystycznych przyjętych wcześniej sześciu bloków obciążeń.

W budowie bloków wykorzystano uzgodniony z konstruktorem podział na elementy lotu, które wprowadzono głównie z punktu widzenia obciążeń konstrukcji. Elementami tymi są:

1. START (kołowanie i rozbieg);
2. WZNOSZENIE (na ustaloną wysokość  $H = 1530$  m);
3. ZAKRĘTY (w locie poziomym o przechyleniu  $30^\circ$ ,  $45^\circ$  i  $60^\circ$ );
4. LOT POZIOMY;



5. OPADANIE–SZYBOWANIE;
6. LĄDOWANIE (dobieg–kołowanie).

W podanej wyżej kolejności bloki od 1 do 6 będą budowane, a następnie zestawiane w sekwencje, tworząc widmo obciążeń zmęczeniowych kompozytowej struktury samolotu. Punktem wyjścia do budowy bloków jest przyjęcie planu jednego lotu. Zdecydowano się na dwa warianty planu lotu:

- WARIANT A, gdzie czas jednego lotu wynosi 5 godzin i dotyczy masy samolotu  $m_o = 600$  kg;
- WARIANT B, gdzie czas jednego lotu wynosi 2 godziny i dotyczy masy samolotu  $m_o = 520$  kg.

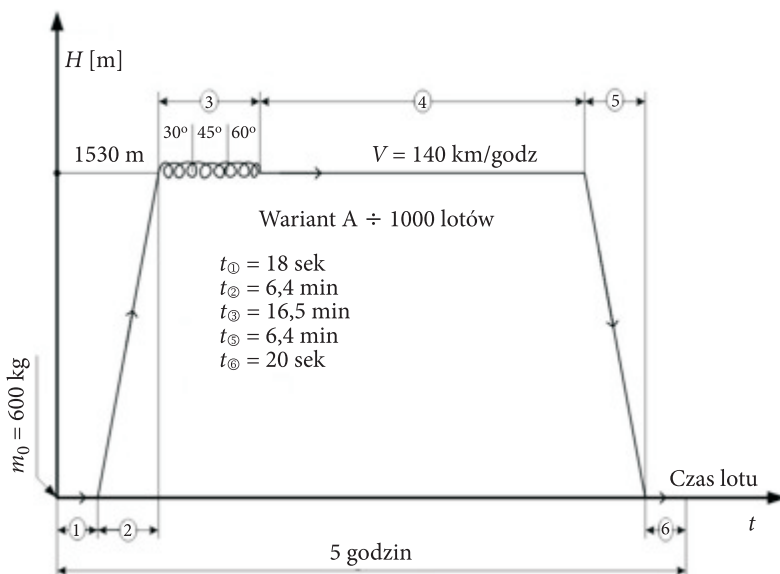
Założenie, że B.O.U. = 5000 godzin przy prawdopodobieństwie  $p = 10^{-6}$ , oznacza, że:

- WARIANT A to 1000 lotów pięciogodzinnych,
- WARIANT B to 2500 lotów dwugodzinnych.

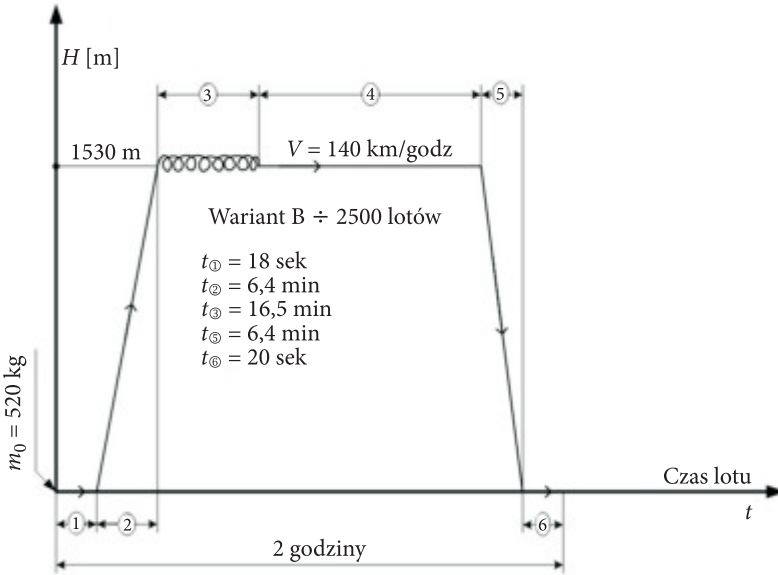
Według danych podanych przez konstruktora bilans mas dla wariantu A ma postać:

$$m_o = m_{\text{pilotow+bagaz}} + m_{\text{struktury}} + m_{\text{paliwa}} = 180(2*90) + 318 + 92 = 590 \text{ kg.} \quad (2.2)$$

Tu masa paliwa  $m_{\text{paliwa}} = 92$  kg, co przy zużyciu ok. 15 l/godz daje czas lotu równy 6,1 godz i przyjęto, że czas jednego lotu wynosi 5 godzin. Do dalszych obliczeń przyjęto  $m_o = 600$  kg.



Rys. 2. Plan lotu, wariant A



Rys. 3. Plan lotu, wariant B

Dla wariantu B bilans ma postać:

$$m_o = m_{\text{pilotow+bagaz}} + m_{\text{struktury}} + m_{\text{paliwa}} = 180(2 \cdot 90) + 318 + 22 = 520 \text{ kg.} \quad (2.3)$$

Tu masa paliwa  $m_{\text{paliwa}} = 22 \text{ kg}$  i przyjęto, że czas jednego lotu wynosi dwie godziny.

Plany lotu dla tych dwóch wariantów A i B z uwzględnieniem czasów trwania elementów od 1 do 6 pokazane są na rysunkach 2 i 3.

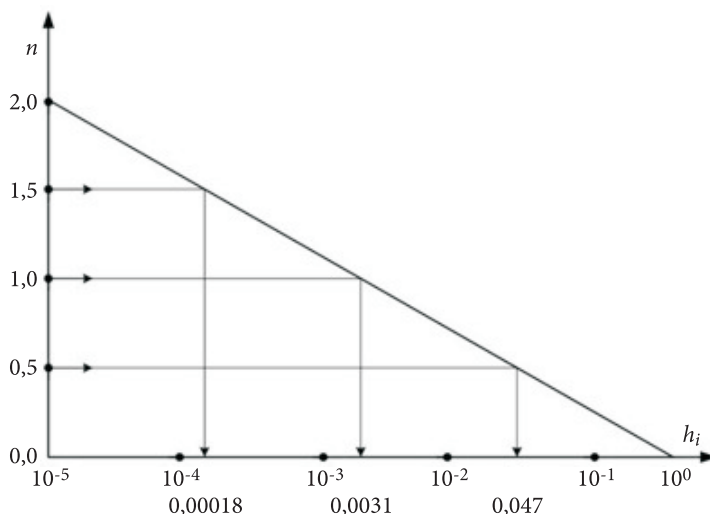
### Blok 1. Start (kołowanie–rozbieg)

Przyjęto następujące dane wyjściowe do budowy bloku:

1. Kołowanie + rozbieg  $L = 500 \text{ m}$ ;
2. Start  $V = 100 \text{ km/h}$ ;
3. Czas startu  $t = 18 \text{ sek}$ ;
4. Sprawny układ amortyzacyjny dający  $n_{\text{max}} < 2$ ;
5. Jedno uderzenie o nierówność podłoża pojawia się średnio co 10 m (w przypadku szybowców przyjmuje się jedno uderzenie co dwa metry!);
6. Masa skrzydła — 35 kg;
7. Masa samolotu  $m_o = 600 \text{ kg}$ ;  $m_o = 520 \text{ kg}$ .

Wartość  $n_{\text{max}} < 2$  (pkt 4) wynika z charakterystyki amortyzacji podwozia. Obciążenia podczas kołowania zmieniają się od  $n_{\text{max}}$  do  $n_{\text{min}}$ . Dzieląc ów zakres na  $k$  stopni, uzyskuje się widmo stopniowane. Udział liczby cykli  $h_i$  dla danego stop-

nia w całkowitej ich liczbie  $H_c$  określono na podstawie funkcji rozkładu częstości występowania danego poziomu obciążenia [8]. Przedstawiono to na rysunku 4.



Rys. 4. Funkcja rozkładu częstości obciążenia (tzw. dystrybuanta)

Dla  $i$ -tego stopnia liczba cykli jest:

$$H_i = h_i \cdot H_c. \quad (2.4)$$

Dla najniższego  $k$ -tego stopnia:

$$H_k = H_c - \sum_{i=1}^{i=k-1} H_i, \quad H_c \text{ — całkowita liczba cykli.} \quad (2.5)$$

W naszym przypadku mamy 1000 startów — wariant A i 2500 startów — wariant B. Stąd całkowita liczba cykli  $H_c$  wynosi:

$$H_c = 1000 \text{ cykli — wariant A,}$$

$$H_c = 2500 \text{ cykli — wariant B.}$$

Na podstawie rysunku 4 otrzymujemy odpowiednio:

$$n < 2 \quad \begin{array}{l} 1000 [0,00018 + 0,00001] = 0,190 \quad \text{— wariant A,} \\ 2500 [0,00018 + 0,00001] = 0,475 \quad \text{— wariant B,} \end{array}$$

$$n < 1,5 \quad \begin{array}{l} 1000 [0,0031 + 0,00019] = 3,290 \quad \text{— wariant A,} \\ 2500 [0,0031 + 0,00019] = 8,225 \quad \text{— wariant B,} \end{array}$$

$$n < 1 \quad \begin{array}{l} 1000 [0,047 + 0,00329] = 50,3 \quad \text{— wariant A,} \\ 2500 [0,047 + 0,00329] = 125,7 \quad \text{— wariant B,} \end{array}$$

$$\begin{array}{ll} n < 0,5 & 1000 [1 + 0,0503] = 1050 \quad \text{— wariant A,} \\ & 2500 [1 + 0,0503] = 2625 \quad \text{— wariant B.} \end{array}$$

Założono, że jedno uderzenie występuje co 10 m, stąd:

$$L = 500 \text{ m} / 10 \text{ m} = 50 \text{ uderzeń na dystansie } L = 500 \text{ m}$$

i wtedy liczba cykli na poszczególnych poziomach obciążeń wyniesie:

$$\begin{array}{ll} n < 2 & i = 50 \times 0,190 = 9,50 \quad \text{— wariant A,} \\ & i = 50 \times 0,475 = 23,75 \quad \text{— wariant B,} \end{array}$$

$$\begin{array}{ll} n < 1,5 & i = 50 \times 3,290 = 164,50 \quad \text{— wariant A,} \\ & i = 50 \times 8,225 = 411,25 \quad \text{— wariant B,} \end{array}$$

$$\begin{array}{ll} n < 1 & i = 50 \times 50,3 = 2515 \quad \text{— wariant A,} \\ & i = 50 \times 125,7 = 6285 \quad \text{— wariant B,} \end{array}$$

$$\begin{array}{ll} n < 0,5 & i = 50 \times 1050 = 52500 \quad \text{— wariant A,} \\ & i = 50 \times 2625 = 131250 \quad \text{— wariant B.} \end{array}$$

Dla wariantu A suma cykli wynosi: 55189 cykli.

Dla wariantu B suma cykli wynosi: 137970 cykli.

Różnica pomiędzy powyższymi cyklami i cyklami  $H_c$  wynika z różnego sposobu użytkowania oraz z różnych mas samolotu (rys. 2 i 3). To właśnie te dwa czynniki wpływają na różnicę pomiędzy cyklami. Wrażliwość na te dwa czynniki widoczna jest wyraźnie na rysunkach 5 i 6.

Oderwaniu się samolotu od ziemi podczas startu, a także przyziemieniu samolotu podczas lądowania towarzyszy współczynnik obciążenia  $n_{\max} = 1$ . Obciążenie to narasta od (bądź maleje do) obciążenia postojowego skrzydła.

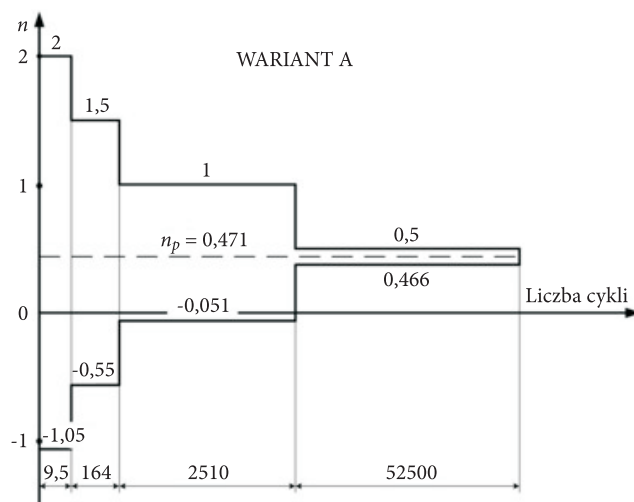
$$n_{\min} = -\frac{m_{\text{skrzydła}}}{m_o}. \quad (2.6)$$

Zgodnie z punktem 4 założeń  $n < 2$ . Obciążenie podstawowe  $n_p$  wynosi wówczas:

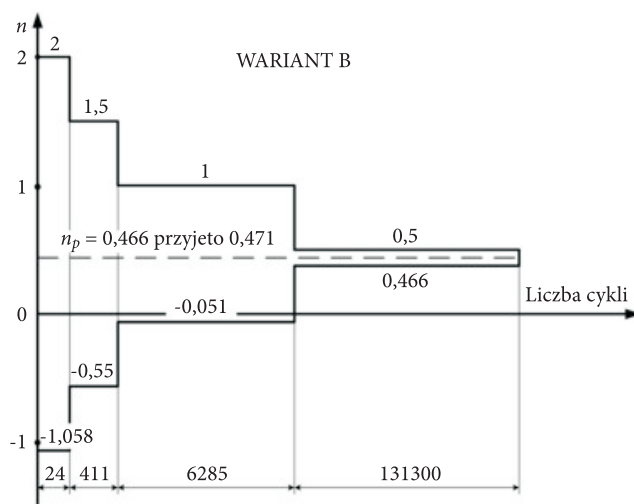
$$n_p = \frac{1}{2} \left( 1 - \frac{m_{\text{skrzydła}}}{m_o} \right). \quad (2.7)$$

Po podstawieniu wartości liczbowych otrzymujemy:

$$\begin{array}{ll} n_p = \frac{1}{2} \left( 1 - \frac{35}{600} \right) = 0,471 & \text{— wariant A,} \\ n_p = \frac{1}{2} \left( 1 - \frac{35}{520} \right) = 0,466 & \text{— wariant B.} \end{array} \quad (2.8)$$



Rys. 5. Blok 1. START (kołowanie-rozbieg), wariant A



Rys. 6. Blok 1. START (kołowanie-rozbieg), wariant B

Zatem Blok 1. Start (kołowanie-rozbieg) przedstawia się jak na rysunku 5 dla wariantu A i rysunku 6 dla wariantu B.

**Blok 2. Wznoszenie**

Dane:

1. Czas wznoszenia od  $H = 0$  do  $H = 1530$  m, przy średniej prędkości wznoszenia  $w_{sr} = 4$  m/s, wynosi  $t_2 = 6,4$  min;
2.  $a = \frac{dC_z}{d\alpha} = 4,61$  1/rad;
3.  $\frac{S}{Q_{oA}} = 0,0194$  m<sup>2</sup>/kg — wariant A;  
 $\frac{S}{Q_{oB}} = 0,0224$  m<sup>2</sup>/kg — wariant B;
4.  $c_{sr.c.g.} = 0,8$  m (średnia cięciwa geometryczna);
5.  $\rho = 0,125$  kg · s<sup>2</sup>/m<sup>4</sup> — w projektach i obliczeniach związanych z zagadnieniami lotniczymi bardzo często nie stosuje się jednostek układu miar SI, ponieważ stosowanie innych jednostek lepiej oddaje fizykę zjawisk zachodzących w lotnictwie;
6. Prędkość po torze — średnia  $V = 140$  km/h (ok. 39 m/s).

Przyrost współczynnika obciążeń wyznacza zależność [np. 11]:

$$\Delta n = \frac{\rho}{2} \frac{dC_z}{d\alpha} \frac{S}{Q_o} K_g w V, \quad n_p = 1, \quad (2.9)$$

gdzie:

$$K_g = \frac{0,88\mu}{5,3 + \mu}, \quad \mu = \frac{2 Q_o}{\rho S} \frac{1}{\frac{dC_z}{d\alpha} t_{sr} g}. \quad (2.10)$$

Po wstawieniu danych liczbowych otrzymuje się:

$$\mu_A = \frac{2}{0,125} 51,5 \frac{1}{4,64 \cdot 0,8 \cdot 9,81} = 22,62 \quad \text{— dla wariantu A,}$$

$$\mu_B = \frac{2}{0,121} 44,55 \frac{1}{4,64 \cdot 0,8 \cdot 9,81} = 19,66 \quad \text{— dla wariantu B,}$$

$$K_{gA} = \frac{0,88 \cdot 22,62}{5,3 + 22,62} = 0,712 \quad \text{— dla wariantu A,}$$

$$K_{gB} = \frac{0,88 \cdot 19,66}{5,3 + 19,66} = 0,693 \quad \text{— dla wariantu B.}$$

Stąd przyrost współczynnika obciążeń wynosi odpowiednio:

$$\Delta n_A = \frac{0,125}{2} \cdot 4,64 \cdot 0,0194 \cdot 0,712 \cdot 39w = 0,156w \quad \text{— dla wariantu A,}$$

$$\Delta n_B = \frac{0,125}{2} \cdot 4,64 \cdot 0,0224 \cdot 0,693 \cdot 39w = 0,175w \quad \text{— dla wariantu B.}$$

Przyjęto, że uwzględnia się poddmuchy pionowe do  $w \leq 5$  m/s. Wówczas stopnie obciążeń będą:

Dla wariantu A

$\Delta n = 0,156 w$	$w = 2$ m/s,	$\Delta n = 0,312,$	$n_{\max} = 1,312,$	$n_{\min} = 0,688,$
	$w = 3$ m/s,	$\Delta n = 0,468,$	$n_{\max} = 1,468,$	$n_{\min} = 0,532,$
	$w = 4$ m/s,	$\Delta n = 0,624,$	$n_{\max} = 1,624,$	$n_{\min} = 0,376,$
	$w = 5$ m/s,	$\Delta n = 0,780,$	$n_{\max} = 1,780,$	$n_{\min} = 0,220.$

Dla wariantu B

$\Delta n = 0,175 w$	$w = 2$ m/s,	$\Delta n = 0,350,$	$n_{\max} = 1,350,$	$n_{\min} = 0,650,$
	$w = 3$ m/s,	$\Delta n = 0,525,$	$n_{\max} = 1,525,$	$n_{\min} = 0,475,$
	$w = 4$ m/s,	$\Delta n = 0,700,$	$n_{\max} = 1,700,$	$n_{\min} = 0,300,$
	$w = 5$ m/s,	$\Delta n = 0,875,$	$n_{\max} = 1,875,$	$n_{\min} = 0,125.$

W celu wyznaczenia liczby obciążeń niezbędna jest znajomość odległości pomiędzy podmuchami. Umożliwia to zaczerpnięty z lit. [4] wykres rozkładu podmuchów, tzn. średnia częstotliwość podmuchów na wysokości  $H = 1530$  m. Wykres ten przedstawiony jest na rysunku 7.

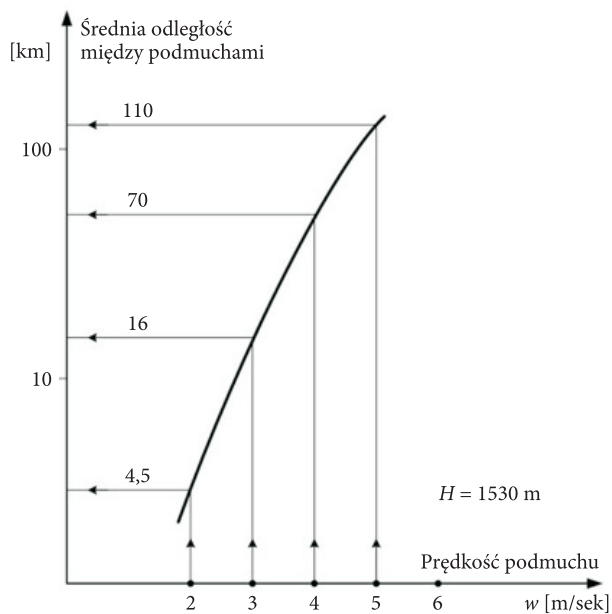
Po uwzględnieniu, że dla wariantu A (1000 startów) droga przebyta podczas wznoszenia, które trwa 6,4 min, wynosi:

$$T = (1000 \times 6,4) / 60 = 106 \text{ godz}; \quad L_A = 140 \text{ km/h} \times 106 \text{ godz} = 14875 \text{ km}$$

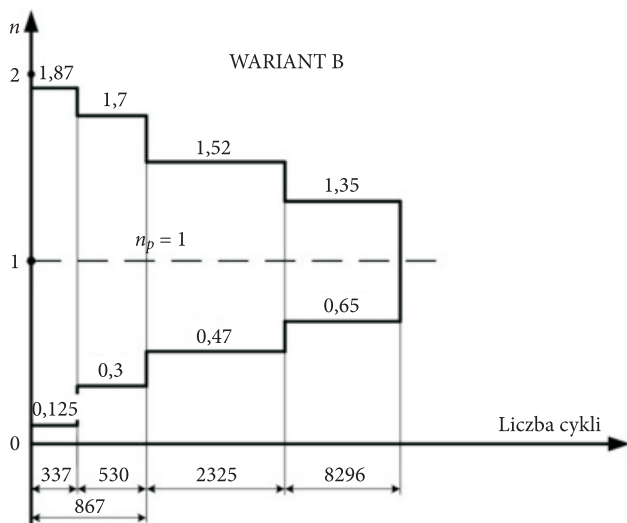
dla wariantu B (2500 startów)  $L_B = 37187$  km, to korzystając z wykresu na rysunku 7, otrzymujemy:

$w = 2$ m/s,	$i_A = 14875/4,5 = 3305$ cykli,	$i_B = 8296$ cykli,
$w = 3$ m/s,	$i_A = 14875/16 = 930$ cykli,	$i_B = 2325$ cykli,
$w = 4$ m/s,	$i_A = 14875/70 = 212$ cykli,	$i_B = 530$ cykli,
$w = 5$ m/s,	$i_A = 14875/110 = 135$ cykli,	$i_B = 337$ cykli.

Blok 2. Wznoszenie przedstawia się tak, jak pokazano na rysunkach 8 i 9. Do bloków tych dodane zostaną obciążenia od faz lotu, w których  $n_p = 1$ , to jest od Bloku 4. Lot poziomy i Bloku 5. Szybowanie.

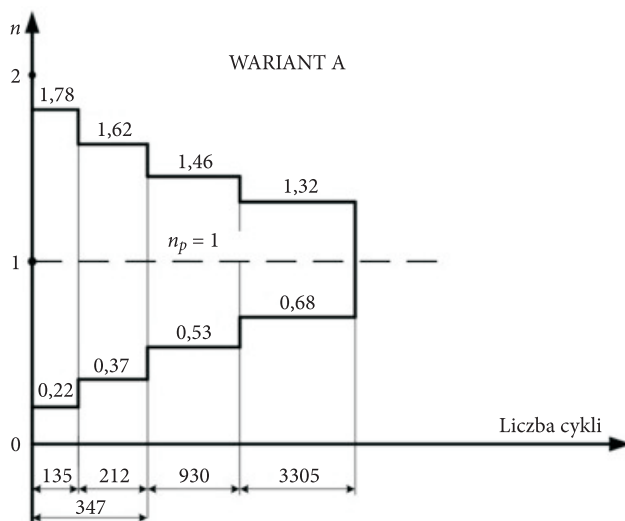


Rys. 7. Średnia częstość podmuchów



Rys. 8. Blok 2. Wznoszenie — wariant B





Rys. 9. Blok 2. Wznoszenie — wariant A

### Blok 3. Zakręty

Założono, że w każdym locie, zarówno wariantu A jak i B, wykona się po:

- 15 zakrętów z przechyleniem  $30^\circ$ ,
- 10 zakrętów z przechyleniem  $45^\circ$ ,
- 5 zakrętów z przechyleniem  $60^\circ$ .

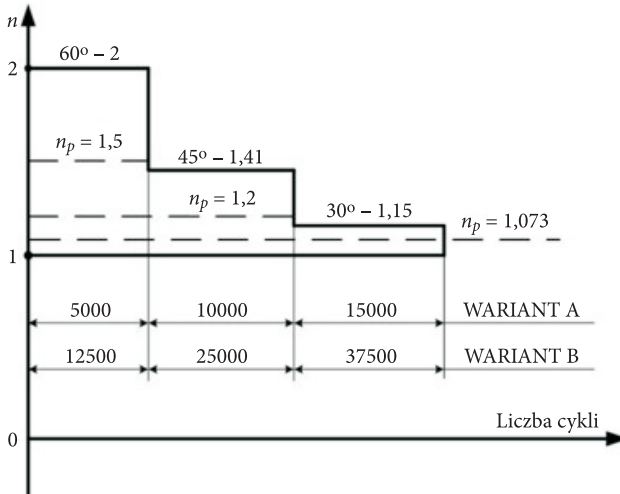
Według [11] w zakręcie  $n = \frac{1}{\cos \varphi}$ . Dla wariantu A otrzymujemy liczbę cykli:

1. zakręt  $30^\circ$  —  $15 \times 1000 = 15000$  cykli przy  $n = 1/\cos 30^\circ = 1,15$ ,
2. zakręt  $45^\circ$  —  $10 \times 1000 = 10000$  cykli przy  $n = 1/\cos 45^\circ = 1,41$ ,
3. zakręt  $60^\circ$  —  $5 \times 1000 = 5000$  cykli przy  $n = 1/\cos 60^\circ = 2$ .

Dla wariantu B otrzymujemy liczbę cykli:

1. zakręt  $30^\circ$  —  $15 \times 2500 = 37500$  cykli przy  $n = 1/\cos 30^\circ = 1,15$ ,
2. zakręt  $45^\circ$  —  $10 \times 2500 = 25000$  cykli przy  $n = 1/\cos 45^\circ = 1,41$ ,
3. zakręt  $60^\circ$  —  $5 \times 2500 = 12500$  cykli przy  $n = 1/\cos 60^\circ = 2$ .

Udział czasów zakrętów w odniesieniu do lotu pięciogodzinnego nie przekracza 5,5%, a w odniesieniu do lotu dwugodzinnego 14%. Sumaryczny czas zakrętów wynosi 17 min. Na rysunku 10 przedstawiono Blok 3. Zakręty.



Rys. 10. Blok 3. Zakręty

#### Blok 4. Lot poziomy

Przyjęte założenia są takie same jak dla Bloku 2. Wznoszenie. Skróceniu ulegną czasy jednego lotu o 15 min, wtedy czas od ukończenia zakrętów do rozpoczęcia szybowania wyniesie dla wariantu A:  $T_A = 285$  min, co daje

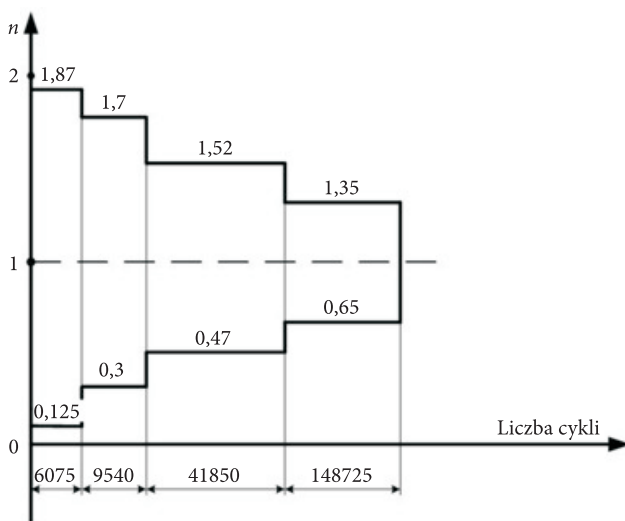
$$T_A = (1000 \text{ lotów} \times 285 \text{ min}) / 60 \text{ min} = 4750 \text{ godz.}$$

Przebyta droga wyniesie:  $L_A = 140 \text{ km/h} \times 4750 \text{ godz} = 665000 \text{ km}$ .

Uwzględniając, że w Bloku 2. Wznoszenie ten odcinek  $L = 14875 \text{ km}$ , a przebyta droga wyniesie 665000 km, to wówczas dla wariantu A stosunek przebytej drogi do odcinka  $L$  wynosi 45, a dla wariantu B — 41. Traktowane to jest jako swoisty „mnożnik”.

Uzyskujemy wtedy to, że liczba cykli będzie:

$$\begin{array}{lll} w = 2 \text{ m/s}, & i_A = 3305 \times 45 = 148\,725 \text{ cykli}, & n = 1,35, \\ w = 3 \text{ m/s}, & i_A = 930 \times 45 = 41\,850 \text{ cykli}, & n = 1,52, \\ w = 4 \text{ m/s}, & i_A = 212 \times 45 = 9540 \text{ cykli}, & n = 1,70, \\ w = 5 \text{ m/s}, & i_A = 135 \times 45 = 6075 \text{ cykli}, & n = 1,87. \end{array}$$



Rys. 11. Blok 4. Lot poziomy

### Blok 5. Opadanie

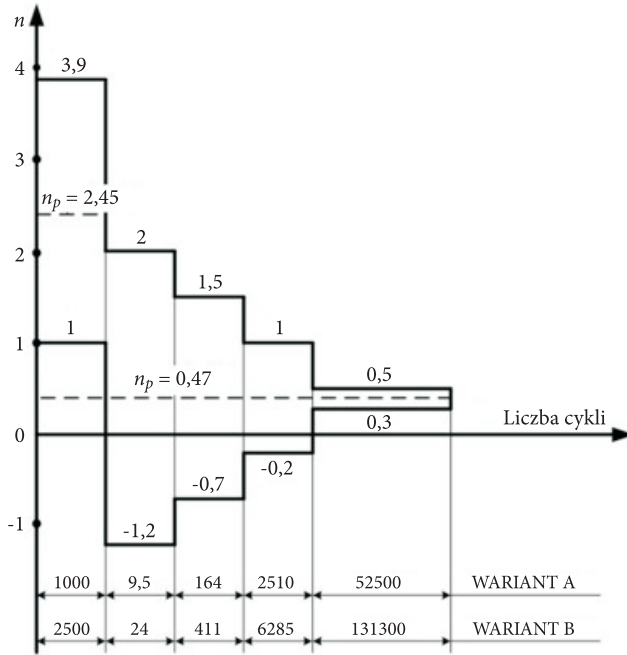
Przyjęto takie same założenia, jak dla Bloku 2. i dlatego budowa Bloku 5. jest taka sama, jak na rysunkach 8 i 9.

### Blok 6. Lądowanie

Przyjęto następujące dane wejściowe do budowy Bloku:

1. prędkość opadania  $w = 3,05$  m/s;
2. współczynnik obciążeń przy lądowaniu  $n_L = 3,9$  ( $n_{\min} = 1$ );
3. dobieg + kołowanie  $L = 500$  m.

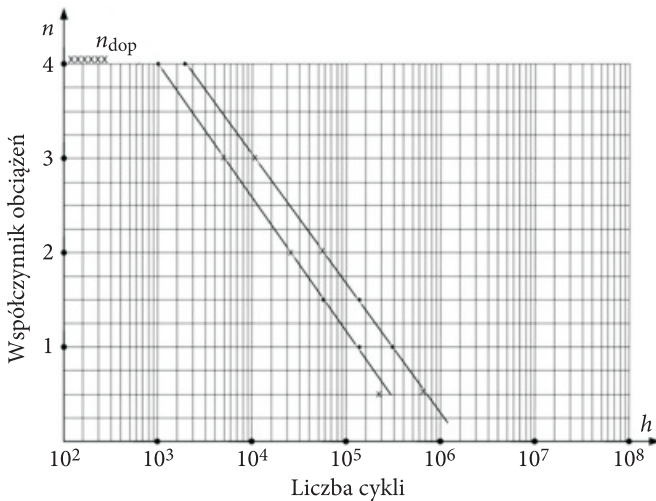
Pozwala to wykorzystać Blok 1. Start w etapie kołowania podany na rysunku 6, uzupełniony obciążeniami od lądowania dla wariantu B (2500 lądowań). Wariant B jest w tym przypadku wymiarujący, ponieważ stanowi wariant ekstremalny pod względem liczby cykli. Blok 6. Lądowanie pokazano na rysunku 12.



Rys. 12. Blok 6. Ładowanie–dobieg i kołowanie

**Zbiornicze zestawienie bloków**

W oparciu o obliczenia liczby cykli  $h$  dla sześciu elementów planu lotu zestawiono wyniki obliczeń w sposób zbiorczy: w tabeli 1 dla wariantu A, zaś w tabeli 2 dla wariantu B.



Rys. 13. Zbiornicze zestawienie widm obciążeń

Na rysunku 13 pokazano położenie i przebieg widma obciążeń. Wykres na rysunku 13 pokazuje, że w wyniku metodycznie prowadzonych obliczeń istnieje możliwość zbudowania *widma summarycznego* (które w tym przypadku adresowane jest do samolotu AF-129).

O potrzebie posiadania widma takiego typu sygnalizują obecnie te ośrodki lotnicze (Instytuty Badawcze, Biura Konstrukcyjne), które zajmują się badaniem trwałości zmęczeniowej samolotów i szybowców.

Charakterystyczne Bloki stanowią w sumie całość potrzebną do budowy programu próby zmęczeniowej. Należy je jednak odpowiednio uporządkować. Przyjmuje się tu zasadę sekwencji w oparciu o wartość obciążenia podstawowego, np. rozpoczynając od wartości najwyższej.

TABELA 1

Zbiorcze zestawienie liczby zmian obciążeń  $h$  (cykli) od wartości współczynnika obciążeń  $n$ ; dla wariantu A; czas jednego lotu 5 godzin,  $m_o = 600$  kg

Współcz. obciąż.	1 Start	2 Wznoszenie	3 Zakręty	4 Lot poziomy	5 Opadanie	6 Lądowanie	Suma $h$ od 1 do 6	Suma po ekstrapol.
$N$	Liczba cykli $h$						$h_{\text{obliczeń}}$	$h$ [cykli]
4,0						1000	$10^3$	$10^3$
3,0								$5e10^3$
2,0	9,5	347	500	6075	347	9,5	$1,1e10^4$	$2,3e10^4$
1,5	164	4235	10000	41850	4235	164	$6e10^4$	$6e10^4$
1,0	2510		15000	148725		2510	$1,68e10^5$	$1,7e10^5$
0,5	52500					52500	$1,05e10^5$	$2,5e10^5$

Położenie i przebieg widma obciążeń podano na rysunku 13 ↴

TABELA 2

Zbiorcze zestawienie liczby zmian obciążeń  $h$  (cykli) od wartości współczynnika obciążeń  $n$ ; dla wariantu B; czas jednego lotu 2 godziny,  $m_o = 520$  kg

Współcz. obciąż.	1 Start	2 Wznoszenie	3 Zakręty	4 Lot poziomy	5 Opadanie	6 Lądowanie	Suma $h$ od 1 do 6	Suma po ekstrapol.
$N$	Liczba cykli $h$						$h_{\text{obliczeń}}$	$h$ [cykli]
4,0						2500	$2,5e10^3$	$2,5e10^3$
3,0								$1,2e10^4$
2,0	24	867	12500	6075	867	24	$2e10^4$	$5e10^4$
1,5	411	10621	25000	41850	10621	411	$9e10^4$	$10^5$
1,0	6285		37500	148725		6285	$2e10^5$	$2e10^5$
0,5	131300					131300	$2,6e10^5$	$4e10^5$

Położenie i przebieg widma obciążeń podano na rysunku 13 ↴

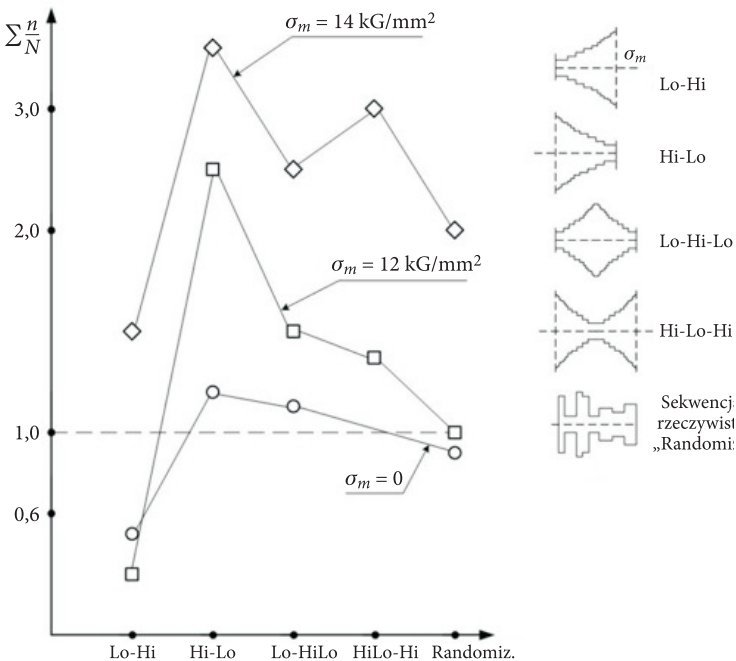
Za takim układem przemawiają:

- sekwencja oparta o monotonicznie malejącą wartość obciążenia podstawowego  $n_p$  przyjmowana została w większości prób skrzydeł, zwłaszcza szybowców niemieckich na podstawie prac specjalnie powołanej grupy specjalistów,
- możliwość porównywania wyników podobnych prób,
- wyniki badań nad typem bloku prowadzące do wniosku, że przyjęcie układu sekwencji, w którym istnieje monotoniczność malejąca przykładanych obciążeń, jest układem najbardziej racjonalnym i zbliżonym do założeń teorii kumulacji zużycia zmęczeniowego.

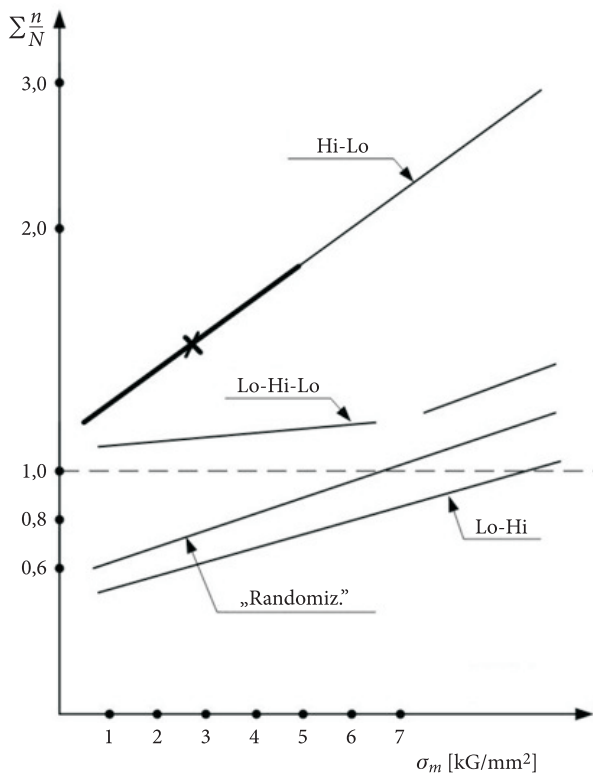
Dla potwierdzenia tych sformułowań załączono na rysunkach 14 i 15 wyniki badań

[5], w których badano wpływ sekwencji na stopień zużycia zmęczeniowego  $\left(\sum \frac{n}{N}\right)$ .

Na przykład na rysunku 14 przedstawionych jest pięć przypadków takich sekwencji mających wpływ na kumulację zużycia zmęczeniowego. Umożliwia to dokonywanie porównań wyników obliczeń z wynikami badań.



Rys. 14. Sekwencje wg lit. [5]



Rys. 15. Sekwencje wg lit. [5]

### 3. Ocena uproszczeń

Poniżej przedstawiona zostanie ocena uproszczeń dotyczących sposobu przyjmowania wartości współczynnika zwielfokrotnienia próby trwałości zmęczeniowej  $z = 3$  (pkt 2.1 opracowania) oraz sposobu przyjmowania wartości obciążenia podstawowego  $n_p$  (pkt 2.3 opracowania).

#### 3.1. Założenia do ustalenia wartości współczynnika zwielfokrotnienia $z$

Ustalenie tej wartości jest sprawą kontrowersyjną ze względu na licznosci badanych elementów oraz ich poziomy bezpieczeństwa. Niemniej jednak przesłanki do ustalenia wartości współczynnika zwielfokrotnienia próby  $z$  powinny wynikać z kompromisu pomiędzy kosztami (koszt próbek, badań itp.) a wymaganą do udowodnienia żywotnością przy żądanym poziomie bezpieczeństwa. Brakuje wymagań co do zależności pomiędzy zachowaniem poziomym bezpieczeństwa a licznoscią badanych próbek, która powinna z tego wynikać.

Przy projektowaniu nowej konstrukcji w celu uzyskania żywotności  $T_e$  przy odpowiednio niskim prawdopodobieństwie zniszczenia  $p_1$  (ustalonego dla samolotów cywilnych na ogół odpowiednimi wymaganiami) konstruktor stosuje współczynnik bezpieczeństwa oznaczony jako  $v_{zmęcz}$  odniesiony do wielkości naprężeń, który pozwoli uzyskać ZAŁOŻONĄ żywotność.

Ścisłsza definicja tego współczynnika oznacza, że należy przez niego pomnożyć pole przekroju odpowiadające wymogom statycznym, aby element mógł spełnić wymagania zmęczeniowe, tzn. miał odpowiednią żywotność

$$v_{zmęcz} \cdot \sigma_{obliczeniowe} = \sigma_{niszczące} \quad (3.1)$$

Tu  $\sigma_{niszczące}$  — są naprężeniami, przy których konstrukcja niszczy się w sposób statyczny;  
czyli

$$\sigma_N = \frac{Q_N}{F}, \quad (3.2)$$

gdzie:  $Q_N$  — siła niszcząca konstrukcję;  
 $F$  — pole przekroju przenoszącego siłę  $Q_N$  ( $v_{zmęcz} = 1,2-2$ ).

W przypadku sprawdzenia konstrukcji na stanowisku badawczym wygodnie jest używać współczynnika bezpieczeństwa odniesionego do czasu użytkowania.

Współczynnik bezpieczeństwa ze względu na czas określa się jako

$$v_T = \frac{T_{doświadcz}}{T_u}, \quad (3.3)$$

gdzie:  $T_{doświadcz}$  — czas użytkowania uzyskany w badaniach [godz.];  
 $T_u$  — czas użytkowania [godz.].

Między współczynnikami  $v_{zmęcz}$  i  $v_T$  istnieje oczywista współzależność.

Zazwyczaj nigdy nie udaje się, a nieraz byłoby to wręcz szkodliwe ze względów ekonomicznych, dobrać współczynnik  $v_{zmęcz}$  jednakowy dla wszystkich elementów samolotu.

Sytuacja komplikuje się, gdy samolot zbudowany jest z elementów statycznie niewyznaczalnych. Wtedy wartość współczynnika  $v_{zmęcz}$  musi być odnoszona do różnych poziomów, których nie można nieraz ze sobą porównywać.

Dlatego w lotnictwie wprowadza się pojęcie granicy prawdopodobieństwa zniszczenia jako miary bezpieczeństwa całego samolotu.

Ta granica prawdopodobieństwa definiowana jest przez różne biura konstrukcyjne w różny sposób. Zdefiniować ją można też w następujący sposób wg zależności [10]:



$$R = \frac{p}{T}, \quad (3.4)$$

gdzie:  $p$  — prawdopodobieństwo zniszczenia przy żywotności odpowiadającej czasowi użytkowania  $T$  [godz.].

Krytyczną wartość granicy prawdopodobieństwa zniszczenia określa się wtedy zależnością:

$$R_{\text{kryt}} = \frac{p_1}{T_u}. \quad (3.5)$$

W analizowanym przypadku  $T_u = 5000$  godz., a później więcej, np. 15000 godz.;  $p_1$  — ustalony (mały) poziom bezpieczeństwa, w analizowanym przypadku  $p_1 = 10^{-6}$ .

Tę krytyczną wartość granicy prawdopodobieństwa zniszczenia można określić też w następujący sposób z zależności:

$$R_{\text{kryt}} = \frac{1}{T_u} \int_0^{T_u} \frac{dp}{dT} dT. \quad (3.6)$$

Pojęcie granicy może być użyte jako miara bezpieczeństwa do wszystkich samolotów pewnego typu bez względu na to, że poszczególne samoloty mają różne wartości prawdopodobieństwa zniszczenia. Wówczas:

$$R = \frac{\sum p_m}{\sum T_m}, \quad (3.7)$$

gdzie  $p_m$  i  $T_m$  prawdopodobieństwo zniszczenia i czas użytkowania [godz.] dla jednego samolotu z badanego zbioru. Gdy np. samoloty tego samego typu zostały zaprojektowane na jednakowe wartości prawdopodobieństwa zniszczenia i żywotności, to zależność będzie wtedy następująca:

$$\frac{\sum p_m}{\sum T_m} = \frac{n \cdot p_1}{n \cdot T_u} = \frac{p_1}{T_u}. \quad (3.8)$$

Praktycznie pokazać to można na następującym przykładzie.

Załóżmy, że flota samolotów złożona ze 100 samolotów jednego typu jest tak zaprojektowana, że każdy samolot powinien wylatać  $T_u = 5000$  godz. (AF-129), stąd cała flota ma sumę  $T_u = 100 \times 5000 = 5 \cdot 10^5$  godz. Jeśli teraz założymy, że granica prawdopodobieństwa zniszczenia  $R_{\text{kryt}} = 10^{-8}$  (to akceptacja społeczna), wtedy oznacza to, że samoloty danej floty powinny być zaprojektowane z prawdopodobieństwem nie większym niż

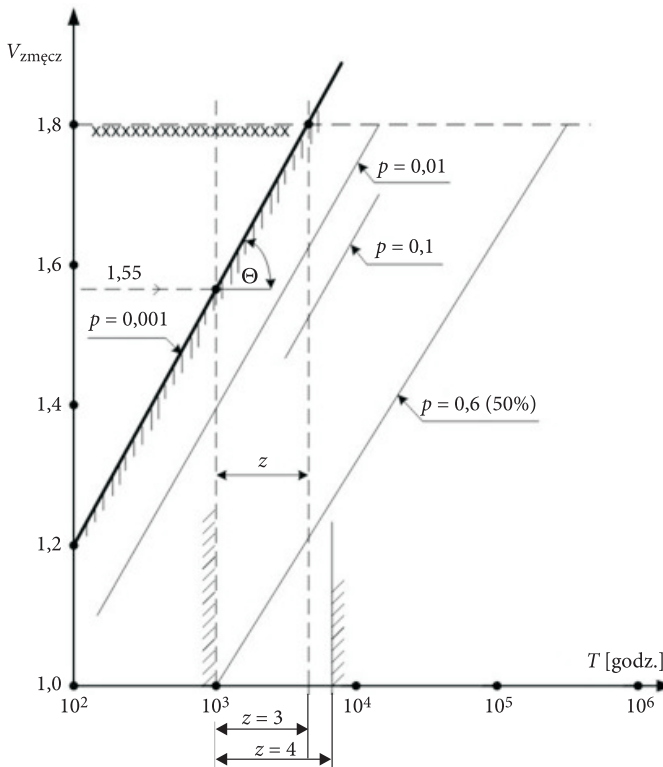
$$p = R_{\text{kryt}} \cdot T_{uz} = 10^{-8} \cdot 5 \cdot 10^5 = 5 \cdot 10^{-3} \quad (p = 0,005), \quad (3.9)$$

co znaczy, że średnio jeden samolot na 5000 ulegnie zniszczeniu na skutek braku trwałości zmęczeniowej.

W ten sposób uzyskaliśmy następną wartość mającą wpływ na ocenę współczynnika zwielokrotnienia próby  $z$ . Należy teraz wykorzystać dane publikowane na ten temat w literaturze. Chodzi o takie dane, które wiążą liczbę godzin użytkowania samolotu  $T$  z wartością współczynnika  $v_{zmęcz}$  przy różnych prawdopodobieństwach  $p$ .

Na przykład dla skrzydeł samolotów transportowych, gdzie zazwyczaj stosunek naprężeń średnich  $\sigma_m$  do wytrzymałości  $R_m$  wynosi od 0,08 do 0,3, przy współczynniku bezpieczeństwa = 1,5, współczynnik  $v_{zmęcz}$  waha się w granicach od 1,2 do 2,0. Jeśli przyjęć wartość 1,8, mimo że konstrukcja może być traktowana jako statycznie wyznaczalna i  $v_{zmęcz}$  mógłby być niższy, to wówczas można wykorzystać wykres na rysunku 16 zaczerpnięty z lit. [6, 7].

Umożliwia to śledzenie tendencji zmian wartości współczynnika zwielokrotnienia próby  $z$  od współczynnika  $v_{zmęcz}$  dla różnych  $p$ .



Rys. 16. Zmiana współczynnika  $v_{zmęcz}$  od trwałości — w lit. [6, 7]

Z wykresu wynika, że jeśli postawi się ograniczenie dla  $p_1 \leq 0,001$ , to dla współczynnika  $v_{zmęcz} = 1,8$  otrzyma się zwielokrotnienie próby  $z \cong 3$ .

Oczywiste jest, że zwiększenie  $v_{zmęcz}$  prowadzi jednocześnie do wzrostu masy konstrukcji, jak i konieczności zwiększenia współczynnika  $z > 3$ . W konstrukcjach lotniczych, głównie kompozytowych, spotyka się przekroczenie wartości  $v_{zmęcz} > 1,8$ . Nie powoduje to jednak konieczności zwiększenia współczynnika  $z > 4$ .

Pochylenia linii na wykresie rysunku 16 uzyskano z badań próbek duralowych ( $R_m \cong 40 \text{ kG/mm}^2$ ) o współczynniku koncentracji naprężeń  $\alpha_k = 2,05$ . Zagadnienie komplikuje się, gdy materiałem jest kompozyt.

Jak widać z wykresu na rysunku 16, żywotność maleje, gdy zmniejszamy prawdopodobieństwo zniszczenia skrzydła  $p$ . Na wykresie zaznaczono ograniczenia formalne wynikające z wymagań bezpieczeństwa. Analiza przebiegów pokazanych na wykresie rysunku 16 prowadzi do wniosku, że próba trwałości zmęczeniowej jednego skrzydła dla poziomu bezpieczeństwa  $p_1 \leq 0,001$  nie musi być zwielokrotniona więcej niż cztery razy, ale dotyczy to materiału, jakim jest stop duralu użyty w strukturze skrzydła.

Próba trwałości zmęczeniowej musi być zwielokrotniona co najmniej trzy razy w stosunku do prognozowanej żywotności.

### 3.2. Uproszczenia w obliczaniu wartości współczynnika obciążenia podstawowego $n_p$

Ponieważ obciążenia samolotu w locie i podczas ruchu po ziemi składają się z dwóch członów:

- pierwszego wynikającego z warunków równowagi w podstawowym stanie lotu (lub ruchu po ziemi),
- drugiego, związanego z zakłóceniami stanu podstawowego,

to wartość obciążenia mierzona wartością współczynnika obciążeń  $n$  wynosi:

$$n = \frac{P_z}{Q_o}, \quad (3.10)$$

gdzie:  $P_z$  — siła nośna na płacie;  
 $Q_o$  — ciężar samolotu;  $Q_o = m_o \cdot g_o$ .

i

$$n = n_p + \Delta n, \quad (3.11)$$

gdzie:  $n_p$  — współczynnik obciążenia podstawowego;  
 $\Delta n$  — przyrost obciążenia podstawowego.

W locie ślizgowym bez przyrostu obciążeń ( $n = 1$ ) płat nośny obciążony jest siłą:

$$P_s = P_z - Q_s, \quad (3.12)$$

gdzie  $Q_s = m_s \cdot g$  — ciężar płata nośnego.

Gdy  $P_z = Q_s$ , wówczas:

$$P_{s(n=1)} = Q_o - Q_s. \quad (3.13)$$

W przypadku zakłócenia stanu ustalonego  $n \neq 1$  na płacie pojawia się siła:

$$P_{s(n \neq 1)} = P_{z(n \neq 1)} - n \cdot Q_s. \quad (3.14)$$

Przez analogię można wprowadzić pojęcie współczynnika obciążenia skrzydła jako stosunku:

$$n^* = \frac{P_{s(n \neq 1)}}{P_{s(n=1)}} = \frac{P_{s(n \neq 1)}}{Q_o - Q_s} \quad (3.15)$$

i analogicznie:

$$n^* = n_p^* + \Delta n^*, \quad (3.16)$$

gdzie:  $n^*$  — współczynnik obciążenia podstawowego;

$\Delta n^*$  — przyrost współczynnika obciążenia podstawowego.

W takich stanach lotu jak lot poziomy, wznoszenie, lot ślizgowy, ustalone krążenie — współczynnik obciążenia podstawowego  $n_p^*$  ma stałą wartość. Natomiast podczas rozbiegu i dobiegu zmienia się w funkcji czasu. Teoretyczne określenie postaci funkcji  $n^* = f(t)$  wymagałoby przyjmowania różnych założeń po to, aby najlepiej oddać przebieg ruchu samolotu podczas toczenia się po podłożu przy zmieniającej się sile nośnej płata. Stąd najbardziej właściwe byłoby wyznaczenie tej funkcji za pomocą pomiarów. Niestety nie zawsze jest to możliwe, a dotychczasowe wyniki badań w tym zakresie są bardzo ograniczone.

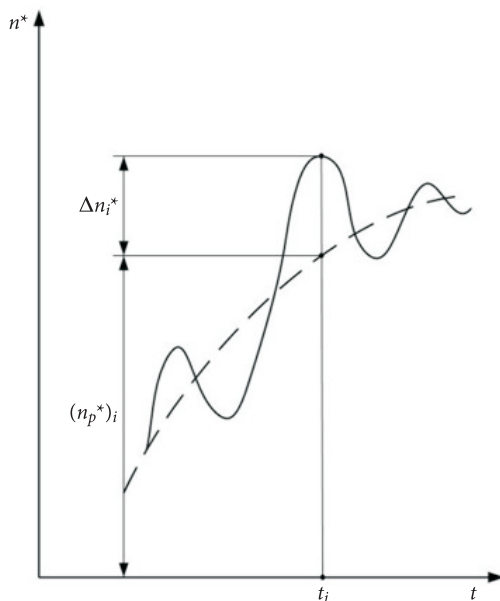
Współczynnik obciążenia skrzydła  $n^*$  zmienia się wraz z czasem  $t$  w sposób, którego charakter przebiegu przedstawiony jest na rysunku 17. Jest to rysunek autorski.

Obciążenia oscylują wokół poziomu podstawowego. Jednak bezwzględna wartość czasu nie jest tutaj istotna, ważny jest sam kształt przebiegu funkcji  $n_p^* = f(t)$ . Dlatego zastosowane zostało pojęcie czasu względnego, np.

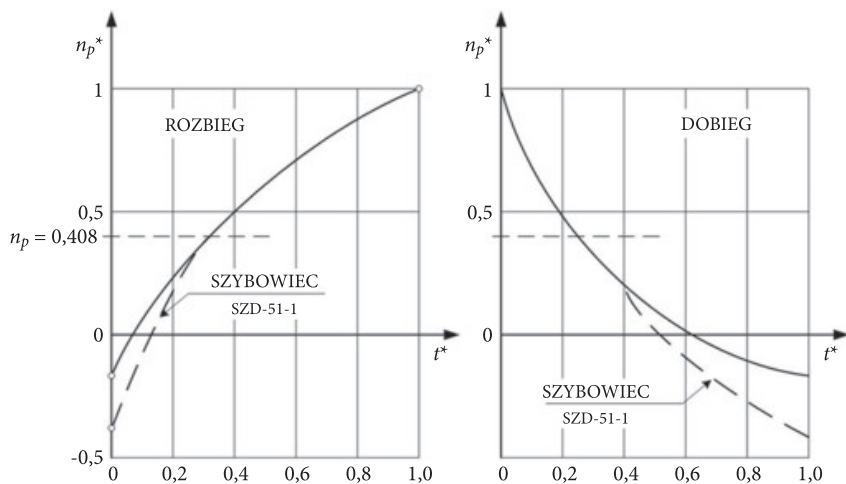
$$t^* = \frac{t_i}{t_o}, \quad (3.17)$$

gdzie:  $t_i$  — czas od początku badanej fazy użytkowania;

$t_o$  — całkowity czas badanej fazy (np. rozbieg).

Rys. 17. Zmiana współczynnika  $n^*$  od  $t$ 

Dla parametrów masowych skrzydła samolotu kompozytowego AF-129 obciążenie postojowe wynosi:  $\frac{Q_s = 35 \text{ kg}}{Q_o = 600 \text{ kg}} = -0,058$ . Znak minus wynika z kierunku zginania skrzydła, pod ciężarem własnym w dół. W chwili oderwania się samolotu od podłoża zachodzi zależność:  $P_z - Q_s = Q_o - Q_s$ , stąd  $n_p^* = +1$ . Obydwa te



Rys. 18. Charakterystyki rozbiegu i dobiegu

stany brzegowe wyznaczają granicę funkcji  $n_p^* = f(t^*)$ . Uzyskane w pomiarach charakterystyki rozbiegu i dobiegu mają charakter przebiegu taki, jak pokazano na rysunku 18.

Wartość  $n_p = 0,471$ , przyjęta do budowy cyklu z rysunku 6, okazała się zbyt wysoka w stosunku do wartości rzeczywistych. Dlatego została obniżona. Z uwagi na niewielki udział procentowy w zużyciu zmęczeniowym faz reprezentowanych Blokiem 1. Start i Blokiem 6. Łądowanie postanowiono uprościć postępowanie i założyć stałość występowania wartości współczynnika obciążenia podstawowego  $n_p$ . Dane zawarte w opracowaniu [3] potwierdzają słuszność przyjętego postępowania.

#### 4. Uwagi o sposobie prowadzenia badań

Prawidłowym sposobem określenia widma obciążeń samolotu kompozytowego, byłoby zbieranie danych przy pomocy automatycznych urządzeń zainstalowanych na kilku samolotach kompozytowych przez co najmniej jeden sezon lotny przy założeniu, że samoloty byłyby eksploatowane w różnych warunkach, a użytkownicy — przede wszystkim piloci — nie byłiby informowani o prowadzonych badaniach.

Ponieważ tego typu podejście jest niemożliwe do realizacji, choćby z uwagi na możliwości aparaturowe (konieczność nieprzerwanej pracy — rejestracji w wielogodzinnym locie), proponuje się prowadzenie badań w warunkach poligonowych, co pozwoli na użycie aparatury w stosunkowo krótkich czasach rejestracji, rzędu 30 min.

Badania polegałyby na wykonywaniu przez wielu różnych pilotów określonych zadań, w czasie których włączona byłaby aparatura rejestrująca. Pomiary byłyby przeprowadzone na jednym samolocie kompozytowym, a jedynie wybrane fazy lotu byłyby powtarzane na innym egzemplarzu (typie) samolotu kompozytowego. Miałyby to służyć zweryfikowaniu proponowanej metody uogólnienia wyników.

Badania należałoby przeprowadzić w różnych warunkach meteorologicznych, uwzględniając proporcje zmian pogody w czasie sezonu lotnego oraz proporcje (udziały) lotu na różnych wysokościach i nad różnym terenem.

I tak:

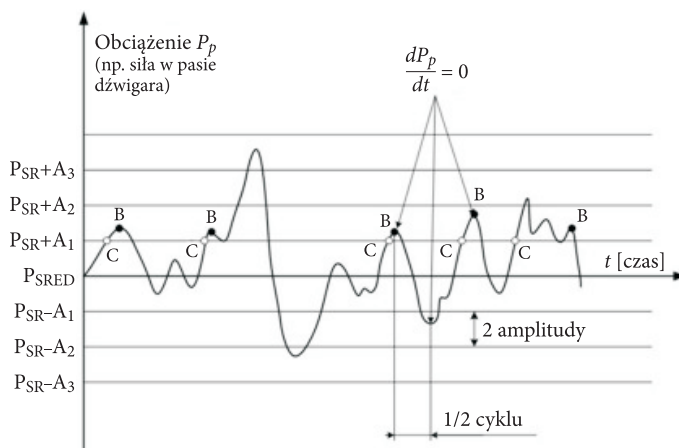
- a) proporcje lotów przy różnych warunkach pogodowych mogą być dobierane na podstawie statystyki dni lotnych z ubiegłych lat (na danym lub podobnym samolocie kompozytowym),
- b) loty powinny być realizowane w zakresie prędkości i wysokości charakterystycznych dla danej fazy lotu,
- c) ze względu na sposób prowadzenia pomiarów, dla pełnego opracowania wyników, konieczne będzie przeprowadzenie niezależnych badań prowadzących do uściślenia udziałów czasowych poszczególnych faz lotu. W tym

celu dla uzyskania odpowiednio licznej reprezentacji statystycznej należy przeanalizować około  $10^3$  zapisów barograficznych lotów na danym typie samolotu.

Pomiary mogą być rejestrowane w postaci krzywej ciągłej, kreślonej przez aparat piszący, która podaje wartości obciążenia (odkształcenia) w funkcji czasu lub też przy pomocy przyrządu zliczającego, podającego liczbę zmian obciążeń w poszczególnych przedziałach ich wartości, napotkanych w określonym czasie prowadzenia pomiaru.

Pomiar ciągły jest łatwiejszy w realizacji i daje więcej informacji, gdyż jest zapisem pierwotnym. Jest kłopotliwy w dalszej obróbce, gdyż całkowita liczba badanych cykli obciążeń będzie rzędu kilkunastu tysięcy i należy je posegregować i przeliczyć z krzywej nakreślonej na taśmie.

Pomiar przyrządem zliczającym wymaga zastosowania elementów logicznych w elektrycznym układzie pomiarowym, a poza tym uzyskane rezultaty są już przetworzeniem informacji pierwotnej. Układ ten powinien zapewnić zliczanie amplitud obciążenia, może natomiast nie rejestrować wartości średniej, którą uważa się za stałą i znaną.



Rys. 19. Metody zliczania obciążeń

Na rysunku 19 pokazano amplitudy przykładowo odczytywane przez przyrząd, przy czym aparatura zlicza ich ilość przypadającą na poszczególne przedziały ich wartości.

Metody zliczania obciążeń mogą być następujące:

- A. Zliczanie amplitud o danym zakresie wartości,
- B. Zliczanie maksimum w danym przedziale obciążeń,
- C. Zliczanie przekroczeń danego poziomu (tzn. „tych i większych”).

Można też zliczać, ile szczytów obciążenia (pochodna  $\frac{dP}{dt} = 0$ , druga pochodna nie równa się zeru) przypada na każdy przedział lub też ilokrotnie obciążenie przecina granicę między poszczególnymi sąsiednimi przedziałami. Możliwa jest także metoda mieszana. Dla podjęcia decyzji, którą z tych metod zastosować, potrzebne będzie wykonanie wstępnych pomiarów aparatem dającym zapis ciągły obciążenia w funkcji czasu.

Ze względu na ułatwienie dalszej obróbki statystycznej pożądane jest, aby liczność obciążeń w przedziałach, na które zostanie podzielony cały zakres mierzonych obciążeń, była tego samego rzędu. Liczba obciążeń małych jest o kilka rzędów większa niż obciążeń dużych (dystrybuanta logarytmiczna). Natomiast na cały zakres obciążeń od najmniejszych, ale mających wpływ na zużycie zmęczeniowe, do obciążenia dopuszczalnego, trzeba przyjąć od 8 do 12 przedziałów. Dlatego przedziały powinny progresywnie rosnać od najmniejszych, dla dolnych obciążeń, do największego, obejmującego naprężenia dopuszczalne, tak jak jest to np. na rysunku 13 (samolot AF-129 na  $n_{\text{dop}} = 4$ ).

Możliwości takiego podziału powinny być przewidziane już w fazie projektowania aparatury.

Według rozeznania autorów istnieje techniczna możliwość opracowania i wykonania w kraju aparatury spełniającej wymagania wynikające z proponowanego zakresu badań. Dla osiągnięcia odpowiedniego stopnia miniaturyzacji konieczne mogą być zakupy za granicą podzespołów elektronicznych.

Rzeczą cenną byłoby rejestrowanie cyfrowej wartości maksymalnej i minimalnej obciążenia  $P$  w każdym locie. Pozwoliłoby to, przy wykorzystaniu metod statystycznych, na wyznaczenie rozkładów granicznych i na określenie ekstremalnych obciążeń struktury kompozytowej, która nie poddaje się rozkładowi trwałości Gaussa, co utrudnia interpretację probabilistyczną.

Każdorazowy zapis zasadniczy, tzn. zapis liczności amplitud obciążeń w każdym przedziale, musi być uzupełniony informacją o miejscu, czasie i warunkach rejestracji. Przez warunki te rozumie się w pierwszym rzędzie warunki meteorologiczne w czasie badań oraz rejestrację wysokości lotu i zakresu prędkości lotu.

*Artykuł wpłynął do redakcji 28.12.2011 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w czerwcu 2012 r.*

#### LITERATURA

- [1] S. DANILECKI, *Założenia do programu dochodzenia do docelowego rezerwu samolotu PZL-130TB Orlik*, opracowanie wewnętrzne PZL Warszawa-Okęcie, Warszawa, 1996.
- [2] R. OMASTA, *Opracowanie danych do widma obciążeń samolotu szkolnego dla aktualnego programu szkolenia — wyznaczenia średnich wartości czasów trwania lotu dla poszczególnych ćwiczeń*.
- [3] S. DANILECKI, *Ocena bezpiecznego okresu użytkowania struktury skrzydła samolotu PZL-130 Orlik (OOTMB/TC-20-01)*, opracowanie wewnętrzne PZL Warszawa-Okęcie, Warszawa, 1993.



- [4] D. RAITHY, *Metoda obliczania czasu pracy skrzydła samolotu transportowego*, J.R. Aeronautical Soc., 1961-65.
- [5] H.F. HARDRATH, *Variable amplitude fatigue tests of aluminium alloy specimens*, Prepint No. 79 of Third Pacific Area Nat. Meeting of the Am. Soc. for Testing Mat., 1960.
- [6] W.A. Weibull, *A statistical representation of Fatigue Failures in Solids*, 1960.
- [7] K.U. LUNDBERG, *Some Propose for evalenting Fatigue Properties of Airopplane Structures*.
- [8] H.W. KAUL, *Die erforderliche Dauerfestigkeit von Flugzeugtragwerken*, DVL Jahrbuch, 1938, 195-209.
- [9] *Badania zmęczeniowe statków powietrznych o strukturze kompozytowej*, Sprawozdanie z realizacji Projektu Badawczego Grant Nr O N501 050635, WAT, Warszawa, 2011.
- [10] B.O. LUNDBERG, *Fatigue Life of Airplane Structures*, Journal of the Aeronautical Sciences, 1955.
- [11] S. DANILECKI, *Konstruowanie samolotów — wyznaczanie obciążeń*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław, 2004.

S. DANILECKI, P. LESZCZYŃSKI

### Methodology for modeling fatigue load spectrum for AF-129 composite aircraft

**Abstract.** As a part of this work, a methodology of modeling fatigue load spectrum for composite aircraft was developed. The characteristic of external loads of the structure — general assumptions was presented. Then, basing on the use of aircraft composite model, so-called, individual blocks, characterizing successive stages of the aircraft flight were separated. These are:

1. Starting block.
2. Take up block.
3. The block of corners with different angles of tilt.
4. Horizontal flight block.
5. Falling-gliding block.
6. Landing block.

These blocks were discussed in detail in the presented methodology for modelling the fatigue loads spectrum. Discussion has been completed with summary combinations of the number of load changes (cycles) of the load factor  $n$  for the two options under consideration.

The simplification of the method was evaluated taking the multiplication factor of the fatigue life test and evaluates how to take the base load. In conclusion, the comments on a way of research conducting are presented.

**Keywords:** aviation, aircraft, safe period of use, fatigue loads spectrum, fatigue life

