

WYNIKI POMIARÓW WIDMA OBCIĄŻEŃ SKRZYDŁA SZYBOWCA W NIEKTÓRYCH STANACH UŻYTKOWANIA

WIESŁAW STAFIEJ

PZL - Bielsko, Bielsko-Biala

1. Wstęp

Konstruktor, projektując szybowiec, ustala wymiary poszczególnych zespołów biorąc pod uwagę wytrzymałość statyczną i zmęczeniową.

W pierwszym przypadku decydują ekstremalne wartości obciążeń jakie mogą pojawić się w locie i na ziemi. Obciążenia te można wyznaczyć na drodze obliczeniowej po ustaleniu podstawowych parametrów szybowca oraz przyjęciu wymagań przepisów budowy, na których będzie oparty dowód zdatności lotnej. Wyznaczona statyczna charakterystyka wytrzymałościowa płatowca podlega praktycznej weryfikacji w trakcie naziemnych prób statycznych struktury i podczas prób w locie statku powietrznego.

W przypadku drugim wytrzymałość zmęczeniowa jest funkcją nie tylko wielkości obciążenia, ale również krotności jego powtórzenia w trakcie żywotności szybowca, przy czym istotne znaczenie posiadają nie wielkości ekstremalne, a poziomy niższe, ale powtarzane wielokrotnie. Obciążenie w funkcji krotności powtórzeń nazwano widmem obciążeń [7].

Teoretyczne przewidywanie postaci widma obciążeń jest trudne z uwagi na brak dostatecznego doświadczenia i ubogą statystykę zbieraną w trakcie eksploatacji [1]. Pomiary widma są drogie i czasochłonne, dotychczas więc ani wytwórcy sprzętu, ani placówki naukowo-badawcze nie podjęły systematycznych badań nad charakterystyką widma [13]. O ile w oparciu o projekt techniczny szybowca można przewidzieć wielkość obciążenia ekstremalnego w rozpatrywanym stanie lotu, o tyle zagadnienie powtarzalności tego obciążenia i wielkości pośrednich wymaga eksperymentu.

Nie znamy ani zależności określających stan atmosfery, ani zmian tego stanu w trakcie lotu szybowca, które pozwoliłyby na wyznaczenie reakcji płatowca odpowiadających tymże zmianom. Ponadto rodzaj i wielkość obciążenia zależą w znacznej mierze od modelu eksploatacji szybowca [11], uzależnionego od regionu

geograficznego, sposobu wykorzystania szybowca i intensywności lotów w rozpatrywanym kraju.

Powyższe względy nie pozwalają na bezpośrednie przenoszenie na grunt szybowcowy wyników badań przeprowadzanych na lekkich samolotach sportowych [5].

2. Charakterystyka mierzonych obciążeń

Celem realizowanych pomiarów było zarejestrowanie widma obciążeń w różnych stanach eksploatacji szybowca w locie i na ziemi.

Jedną z metod pomiaru jest zastosowanie techniki tensometrycznej. Wykorzystano ją w "PZL-Bielsko" dla zrealizowania pomiaru widma obciążeń szybowca SZD-51-1 "Junior". W trakcie produkcji dźwigara właminowano układ tensometrów w rowingowy pas w przekroju u nasady skrzydła, który umożliwił uzyskanie sygnału elektrycznego. Skalowanie układu otrzymano obciążając skrzydło w trakcie naziemnych prób wytrzymałościowych do wartości momentu gnącego w przekroju pomiarowym, odpowiadającego założonym wartościom współczynnika obciążenia n . Rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości skrzydła i wynikające stąd wartości momentu gnącego normalnego w przekroju pomiarowym wyznaczono na drodze obliczeniowej.

Skalowanie naziemne zostało zweryfikowane w locie przez wykonanie wyrwań do różnych wielkości współczynnika n , rejestrowanego na pokładowym przyspieszoniomierzu umieszczonym w tablicy przyrządów i na aparaturze SFIM umieszczonej w okolicy środka masy szybowca. Zgodność obu skalowań mieściła się w zakresie wynikającym z przyjętych założeń upraszczających, podanych poniżej. Chwilowy stan równowagi płatowca w locie określony jest przez zależność:

$$P_z + P_H = nQ, \quad (2.1)$$

gdzie:

P_z - siła nośna na skrzydle,

P_H - siła na usterzeniu wysokości,

n - współczynnik obciążenia płatowca,

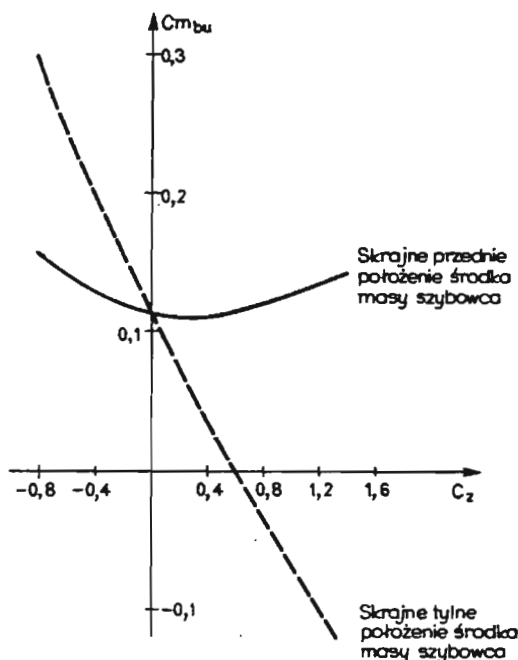
Q - ciężar płatowca w locie.

Skrzydło obciążone w locie siłą P_z doznaje odciążenia o wartości:

$$P_{odc} = nQ_s, \quad (2.2)$$

gdzie:

Q_s - ciężar skrzydła .



Rys. 1. Współczynnik momentu pochylającego bez siły na usterzeniu wysokości dla szybowca SZD-5-1 "Junior"

Wypadkowa siła obciążająca skrzydło w locie wynosi:

$$P_s = P_{z_s} - P_{odc} = P_{z_s} - nQ_s = nQ - P_H - nQ_s = n(Q - Q_s) - P_H. \quad (2.3)$$

Ponieważ wielkość Q oraz Q_s nie ulegają w locie zmianie (z wyjątkiem szybowców z balastem wodnym w przypadku opróżnienia w locie zbiorników wodnych, częściowego lub całkowitego), siła P_s byłaby liniową funkcją współczynnika obciążenia n , gdyby nie zakłócający wpływ siły na usterzeniu wysokości P_H , niezależnej liniowo od współczynnika n . Wartość siły P_H , określa związek:

$$P_H = -C_{mbu} S q \frac{l_o}{L_H}, \quad (2.4)$$

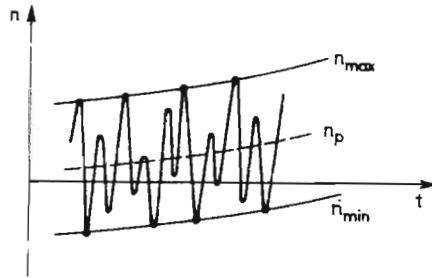
gdzie:

C_{mbu} - współczynnik momentu pochylającego szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości,

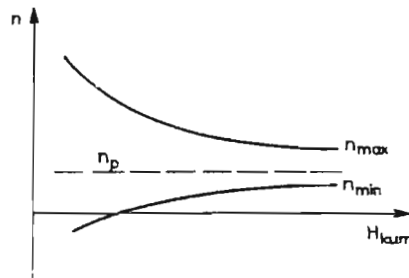
S - powierzchnia nośna płata,

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ - ciśnienie dynamiczne,

l_o - średnia cięciwa odniesienia skrzydła,



Rys. 2. Charakter widma rejestrowanego w locie



Rys. 3. Usystematyzowane widmo obciążeń

L_H – ramię siły na na usterzeniu wysokości względem środka masy szybowca.

Współczynnik $C_{mbu} = f(C_z, x_{sm})$, którego przebieg pokazano na rys.1, jest funkcją współczynnika siły nośnej na skrzydle C_z i położenia środka masy szybowca w locie x_{sm} . Współczynnik C_z nie jest liniowo związany ze współczynnikiem n , albowiem dla $n = \text{const}$, C_z zależy od prędkości lotu. Powyższe względy decydują o nieliniowości siły P_H względem n .

Fakt ten zmusza do przyjęcia uproszczenia polegającego na sztucznej linearyzacji siły P_H względem n poprzez założenie że:

$$P_H = nP_{H1}, \quad (2.5)$$

gdzie poprzez P_{H1} oznaczono wielkość siły na usterzeniu wyznaczoną z warunków: $n = 1$, średnie położenie środka masy szybowca w locie, prędkość optymalna w locie ślizgowym.

Dalszym czynnikiem naruszającym liniowość obciążenia skrzydła względem n jest odkształcalność skrętna, wpływająca na zmianę rozkładu obciążenia wzdłuż rozpiętości, szczególnie przy wyższych prędkościach lotu.

Charakter widma rejestrowanego w locie pokazano na rys.2. Wielkość współczynnika obciążenia n zmienia się w czasie t oscylując wokół poziomu podstawowego n_p . Linie n_{\max} i n_{\min} określają obszary przyrostów obciążenia: dodatniego $+\Delta n = n_{\max} - n_p$ i ujemnego $-\Delta n = n_{\min} - n_p$.

Przebieg widma posiada dwie zasadnicze postacie:

- o ustalonej w czasie wartości współczynnika obciążenia podstawowego $n_p = \text{const}$,
- o wartości współczynnika obciążenia podstawowego zmiennej w czasie $n_p = f(t)$.

Do postaci pierwszej $n_p = \text{const}$ należą widma obciążeń rejestrowane podczas:

- lotu ślizgowego,
- lotu holowanego za samolotem,
- akrobacji;
- ustalonego krążenia w kominie termicznym,
- kołowania po lotnisku [10], [12], [14].

Postacią drugą $n_p = f(t)$ charakteryzują się widma dla:

- rozbiegu podczas startu na holu za samolotem,
- dobiegu podczas lądowania,
- wzlotu przy pomocy wyciągarki.

Interpretacja zarejestrowanych obciążeń w przypadku postaci $n_p = \text{const}$ jest łatwiejsza i pozwala na usystematyzowanie widma w postaci pokazanej na rys.3, gdzie wokół z góry zadanego poziomu podstawowego n_p oscylują obciążenia o różnej wielkości, a kumulatywna ilość obciążeń jest na osi poziomej. Widmo jest wówczas określone liniami n_{\max} i n_{\min} . Przyrosty obciążeń $+\Delta n$ i $-\Delta n$ mogą być jednakowe tworząc widmo symetryczne względem n_p [2], lub różne i wówczas widmo jest niesymetryczne [9].

Trudniejszą jest interpretacja widma w przypadku $n_p = f(t)$ i próby jego uproszczenia są dyskusyjne. Dlatego jako temat niniejszego opracowania wybrano właśnie pomiary dla rozbiegu, dobiegu i wzlotu przy pomocy wyciągarki.

3. Rozbieg podczas lotu holowanego za samolotem

Analogicznie do definicji współczynnika obciążenia szybowca:

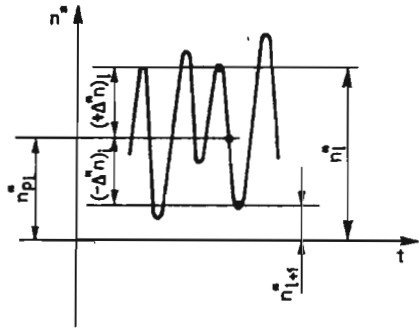
$$n = \frac{P_s}{Q} \quad (3.1)$$

można wprowadzić pojęcie współczynnika obciążenia skrzydła, z uwzględnieniem sił odciążających. Zgodnie z zależnością (2.3):

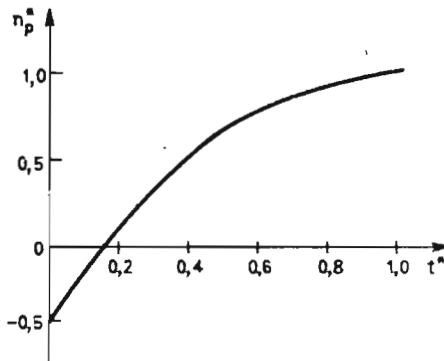
$$n^* = \frac{\dot{P}_s + P_H}{Q - Q_s} \quad (3.2)$$

Tablica 1. Ilość zmian obciążeń w trakcie rozbiegu

t^*	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
H_{100} trawa	507	1027	1454	1874	2307	2707	3100	3487	3867	4167
H_{100} beton	1000	1860	2690	3430	4130	4800	5570	6370	7090	7840

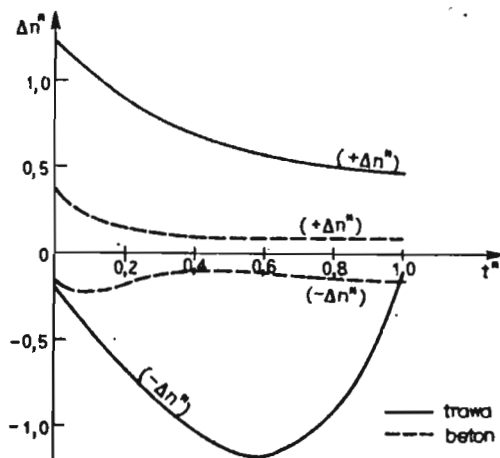


Rys. 4. Wyznaczanie przebiegu współczynnika obciążenia podstawowego



Rys. 5. Współczynnik obciążenia podstawowego podczas rozbiegu

Na początku rozbieżności prędkości $V = 0$ (postój), a więc siła na skrzydle $P_z = 0$ i na usterzeniu $P_H = 0$. Skrzydło obciążone jest tylko własnym ciężarem,



Rys. 6. Przyrosty współczynnika obciążenia podczas rozbiegu

czyli $P_s = -Q_s$ (znak minus oznacza działanie siły w kierunku przeciwnym niż podczas lotu). Wówczas współczynnik obciążenia podstawowego (postojowego) wynosi: (3.3)

$$n^* = \frac{-Q_s}{Q - Q_s} \quad (3.3)$$

W miarę wzrostu prędkości podczas rozbiegu wzrasta siła nośna i w momencie gdy $P_{zs} = Q_s - P_H$ współczynnik $n^* = 0$. Przy dalszym wzroście prędkości siła P_{zs} zwiększa się i gdy $n^* = 1$ szybowiec odrywa się od ziemi, co jest zarazem końcem rozbiegu.

Na zmienne w czasie obciążenie podstawowe n_p nakładają się przyrosty $+\Delta n$ i $-\Delta n$ wywoływane oddziaływaniem nierówności podłoża na toczące się koło podwozia. Wielkość tych przyrostów zależy od charakterystyki podłoża i zdolności amortyzacji podwozia i płatowca.

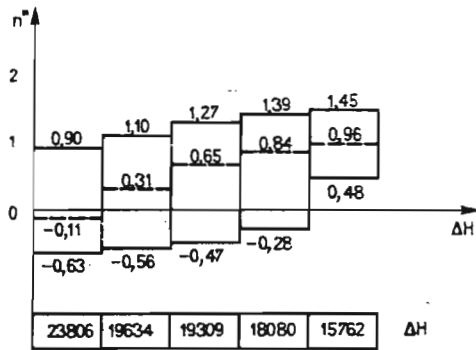
Z punktu widzenia charakterystyki widma wielkościami istotnymi są:

- charakter zależności $n_p = f(t)$,
- wartości przyrostów współczynnika obciążenia $+\Delta n = f(t)$ oraz $-\Delta n = f(t)$,
- ilość zmian obciążeń przypadających na umowną ilość rozbiegów.

W analizie pomiarów na szybowcu SZD-51-1 "Junior" przyjęto jako umowę ilość 100 rozbiegów, dlatego zarejestrowaną ilość m zapisów standaryzowano poprzez mnożnik:

$$k_m = \frac{100}{m} \quad (3.4)$$

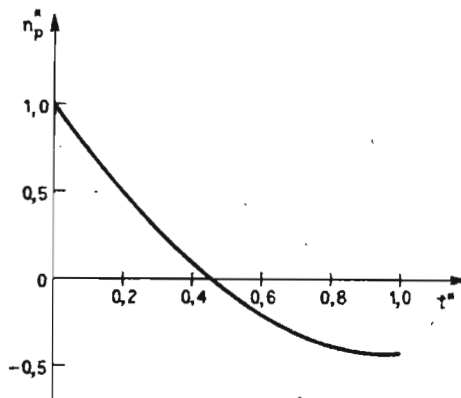
Sposób wyznaczania przebiegu poziomu podstawowego pokazano na rys.4,



Rys. 7. Program próby zmęczeniowej dla przypadku rozbiegu

gdzie:

$$\left. \begin{aligned} n_{p_i}^* &= \frac{n_i^* - n_{i+1}^*}{2}, \\ +\Delta n_i^* &= n_i^* - n_{p_i}^*, \\ -\Delta n_i^* &= n_{i+1}^* - n_{p_i}^*. \end{aligned} \right\} \quad (3.5)$$



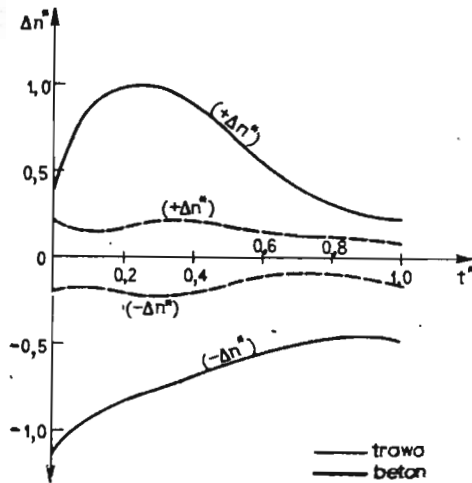
Rys. 8. Współczynnik obciążenia podstawowego podczas dobiegu

Przebieg zależności $n_p^* = f(t^*)$ pokazano na rys.5, gdzie t^* jest cząstkowym czasem rozbiegu:

$$t^* = \frac{t}{t_c}, \quad (3.6)$$

Tablica 2. Ilość zmian obciążeń w trakcie dobiegu

t^*	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
H_{100} trawa teren przyg.	482	919	1346	1800	2310	2800	3309	3800	4264	4711
H_{100} beton	1130	2130	3310	4270	5430	6730	7930	9280	10590	11870



Rys. 9. Przyrosty współczynnika obciążenia podczas dobiegu

gdzie t – czas od momentu ruszenia szybowca do rozpatrywanej chwili, t_c – całkowity czas rozbiegu.

Wprowadzenie czasu cząstkowego uniezależnia analizę od wartości t_c różnej dla różnych mocy samolotu holującego, różnych stanów nawierzchni lotniska i różnego stanu załadowania szybowca (pilot ciężki lub lekki, balast wodny, wyposażenie dodatków itp).

Zarejestrowane wielkości przyrostów $+\Delta_n$ i $-\Delta_n^*$ w funkcji czasu t^* pokazano na rys.6.

Ilość zmian obciążeń H_{100} standaryzowaną dla 100 rozbiegów zliczaną kumulatywnie dla odcinków $t = 0,1, 0,2, \dots, 1$ podano w tablicy 1.

Wartości przyrostów obciążenia i ilości zmian podano dla rozbiegów z pasa betonowego i z nawierzchni trawiastej. Ciekawym jest tutaj fakt, że pas betonowy,

Tablica 3. Ilość zmian obciążeń podczas wlotu przy pomocy wyciągarki

t^*	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
H_{100}	1800	2800	3075	3303	3306	3527	3887	3947	4977	5543

oczywiście gładzy od nawierzchni trawiastej, daje większą ilość zmian obciążeń, ale o zdecydowanie niższym poziomie (gęstsza drobna falistość betonu w porównaniu z murawą).

Symulację rozbiegu w programie próby zmęczeniowej, opracowanej dla modelowej żywotności 1000 godzin lotu podano na rys.7. Przyjęty model eksploatacji szybowca SZD-51-1 "Junior" dla wyżej wspomnianej żywotności przewiduje realizację 1780 rozbiegów zastępczych.

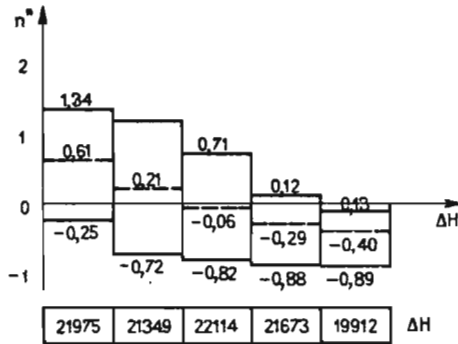
Ilość zastępcza wynika z sumy startów na holu za samolotem i wlotów przy pomocy wyciągarki zredukowanych do poziomu holu za samolotem. Redukcja ta jest konieczna, ponieważ rozbieg podczas wlotu przy pomocy wyciągarki jest bardzo krótki. W programie założono jako zasadniczy start z nawierzchni trawiastej, uwzględniając jednak pewną ilość startów z pasa betonowego. Ze względów realizacyjnych widmo ciągle symulowano układem 5 dyskretnych poziomów obciążenia dla każdego poziomu wartość $n_p = \text{const}$ jako przybliżenie rzeczywistej zmienności w czasie.

4. Dobieg podczas lądowania

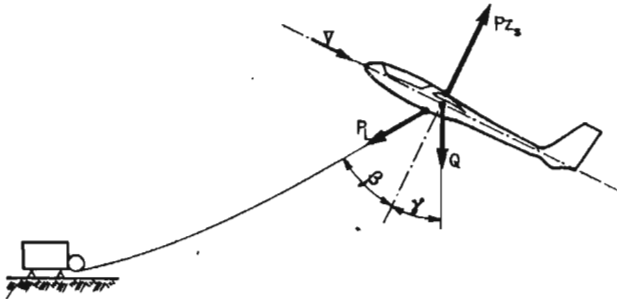
Zjawiska podczas lądowania przebiegają w kierunku przeciwnym w stosunku do startu. W trakcie dobiegu współczynnik obciążenia podstawowego spada od wartości $n_p^* = 1$ w momencie przyziemienia, poprzez zero, do wartości postojowej przy końcu dobiegu (zatrzymanie się szybowca). Przebieg charakterystyki $n_p = f(t^*)$ pokazano na rys.8. Odpowiednie przyrosty obciążeń podano na rys.9, z rozróżnieniem lądowań na pasie betonowym i nawierzchni trawiastej, w tym również w terenie przygodnym. Ilość zmian obciążeń standaryzowaną dla 100 dobiegów podano w tablicy II.

W modelu eksploatacji szybowca SZD-51-1 "Junior" dla żywotności 1000 godzin lotu przypada 2318 lądowań. Niezależnie od rodzaju startu lądowania są identyczne, nie ma więc potrzeby redukcji.

Zastępując również widmo ciągle stopniowanym (5 stopni obciążeń) opracowano widmo obciążeń symulujące dobiegi (rys.10). Tutaj również uwzględniono część lądowań na pasie betonowym.



Rys. 10. Program próby zmęczeniowej dla przypadku dobiegu



Rys. 11. Główne siły podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki

5. Wzlot przy pomocy wyciągarki

Podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki [8] współczynnik obciążenia podstawowego w początkowej fazie (rozbieg) zmienia się w sposób opisany w rozdziale 3. Szybowiec po oderwaniu się od ziemi ($n_p^* = 1$) przechodzi do lotu wznoszącego (rys.11). Wartość współczynnika obciążenia skrzydła zależy od parametrów lotu [3]. Zgodnie z oznaczeniami na rys.11:

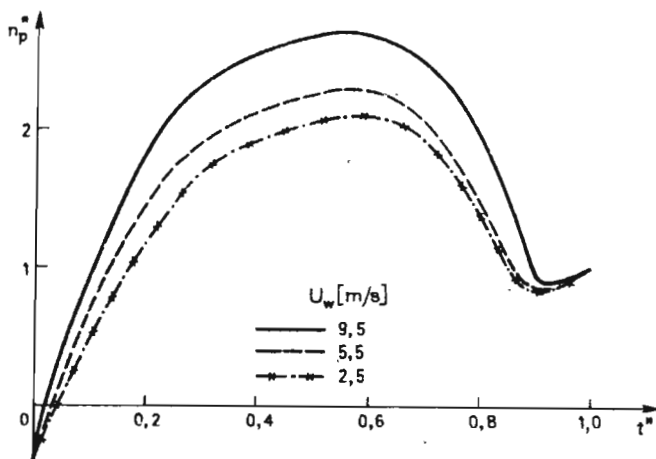
$$P_{z_s} + P_H = Q \cos \gamma + P_L \cos \beta. \tag{5.1}$$

Siła odciążająca skrzydło:

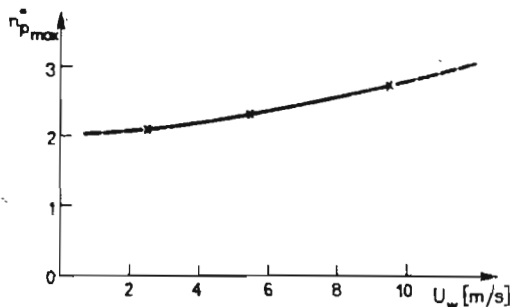
$$P_{odc} = Q_s \cos \beta \gamma. \tag{5.2}$$

Z zależności (3), (12) i (13) wynika:

$$n_p = P_s Q - Q_s = \frac{(Q - Q_s) \cos \gamma + P_L \cos \beta - P_H}{Q - Q_s}. \tag{5.3}$$



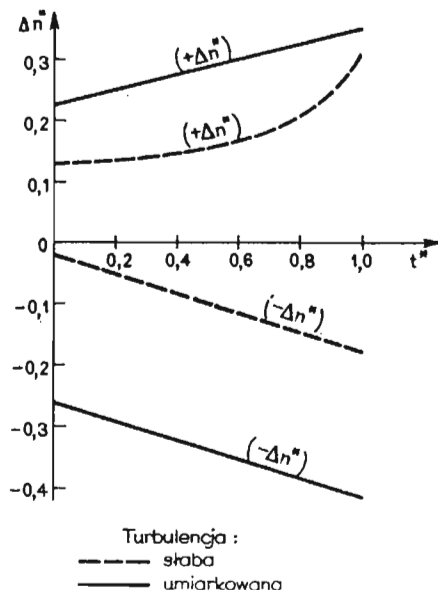
Rys. 12. Współczynnik obciążenia podstawowego podczas wlotu przy pomocy wyciągarki



Rys. 13. Zależność maksymalnej wartości współczynnika obciążenia podstawowego podczas wlotu przy pomocy wyciągarki od siły wiatru

Podczas wlotu kąty: γ i β zmieniają się wpływając na zmiany współczynnika obciążenia podstawowego skrzydła n_p^* . Charakter zależności $n_p^* = f(t^*)$ pokazano na rys.12. Parametry toru wlotu zależą od siły wiatru czołowego (start przy pomocy wyciągarki odbywa się pod wiatr), dlatego dokonano rejestracji dla wiatru o intensywności 2.5, 5.5, 9.5 m/s. Zmianę maksimum współczynnika obciążenia podstawowego w zależności od siły pokazano na wykresie (rys.13).

W dotychczas opracowanych programach prób zmęczeniowych skrzydeł szybowców [2], [4], [6], [7] i [9], przyjmowano wartość $n_p^* = 2,3 = \text{const}$ [8], co odpowiada intensywności wiatru około 5.5 m/s. Pomiar dokonane na szybowcu



Rys. 14. Przyrosty współczynnika obciążenia podczas wzlotu przy pomocy wyciągarki

SZD-51-1 "Junior" przeczą stałości współczynnika obciążenia podstawowego.

Przyrosty obciążeń, dodatni i ujemny, zarejestrowane podczas turbulencji słabej i umiarkowanej, przedstawiono na rys.14. Rejestracji w turbulencji silnej nie zebrano, z uwagi na brak teje w czasie przeprowadzania pomiarów.

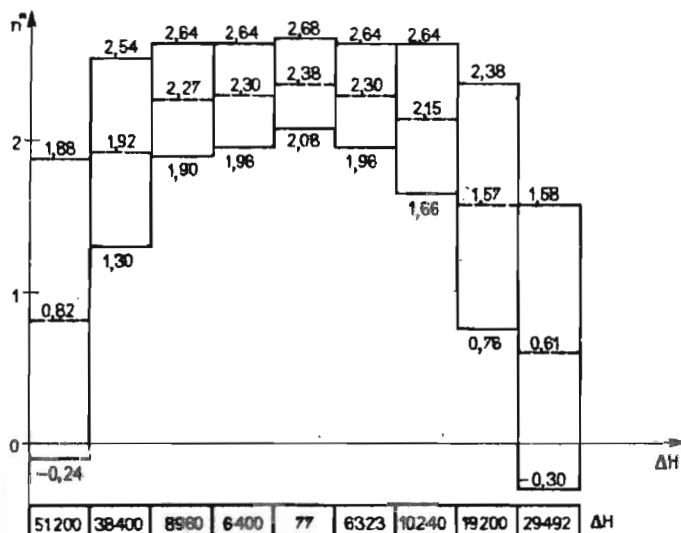
Kumulatywną ilość zmian obciążeń dla poszczególnych odcinków czasu t'' podano w tablicy III, przy pomocy standaryzacji do 100 wzlotów.

Program symulacji wlotu przy pomocy wyciągarki dla modelowej żywotności 1000 godzin lotu, co odpowiada 2560 wzlotom, pokazana na rys.15. W programie tym uwzględniono średnie warunki wiatro-turbulencyjne.

6. Wnioski

Pomiary widma obciążeń eksploatacyjnych skrzydła szybowca SZD-52-1 "Junior", wykonane w celu opracowania programu próby zmęczeniowej, dostarczyły informacji na temat charakteru tychże obciążeń. Można więc było wierniej niż dotychczas przybliżyć się do obciążeń rzeczywistych.

Szczególnie ważnym był zapis przypadków obciążenia, w których współczynnik



Rys. 15. Program próby zmęczeniowej dla przypadku wlotu przy pomocy wyciągarki

obciążenia podstawowego jest zmienny w czasie. Zapis ten wraz z rejestracją przyrostów umożliwił, odmiennie od stosowanej dotychczas metody, uściślenie poziomów i ilości zmian obciążeń w rozpatrywanych przypadkach eksploatacji szybowca

Uzyskano również materiał statystyczny, który w momencie gdy stanie się odpowiednio bogaty, może pozwolić na uogólnienie teoretyczne, ograniczając konieczność pomiarów tylko do przypadków, które nie dadzą się ująć analizą obliczeniową.

Literatura

1. Mc R.L. DOUGAL, *Obciążenia eksploatacyjne samolotu*, Praca zbiorowa "Zmęczenie metali" WNT Warszawa 1962
2. F.K. FRANZMAYER, *Statische und dynamische Festigkeitsuntersuchungen an einer Tragfläche des Segelflugzeuges "Cirrus"*, Deutscher Aerokurier Nr 10, 1969
3. J. GEDEON, *Belastungsmessungen im Windschlepp*, OSTIV Publication V, 1958
4. V. KAHANEK, *Fatigue Life Analysis of the L-13 (Blanik) Glider*, Zprawa VZLU Z-31, 1977
5. H.W. KAUL, *Die erforderliche Zeit- und Dauerfestigkeit von Flugzeugtragwerken*, Jahrbuch der deutschen Luftfahrtforschung, 1938 s.1274-1288
6. K. KENSCHKE, *Betriebsbelastungsversuch an einem Segelflugzeugflügel in CFK Bauweise*, OSTIV Publication XVII, 1981

7. H.KOSSIRA, W.REINKE, *Die Ermittlung von Lastkollektiven für die Bemessung von Segelflugzeugen*, OSTIV Publication XVII, 1981
8. W.NOWAKOWSKI, *Obciążenia szybowca w czasie startu przy pomocy wyciągarki*, Skrzydłata Polska Nr 5,6,7 i 8, 1948
9. W.STAFIEJ, *Program próby zmęczeniowej skrzydła szybowca SZD-37 "Jantar"*, Technika Lotnictwa i Astronautyczna Nr 7, 1973
10. W.STAFIEJ, *Obciążenia szybowca wyczynowego podczas toczenia się po lotnisku*, Technika Lotnicza i Astronautyczna Nr 8, 1981
11. W.STAFIEJ, *Model eksploatacji szybowca*, Technika Lotnicza i Astronautyczna Nr 11, 1983
12. W.STAFIEJ, *Wing Loading spectrum of glider in aerobatics measured on training two-seater SZD-9 bis "Bocian"*, Aero Revue Zurich Nr 8, 1985
13. W.STAFIEJ, *Postulowane pomiary widma obciążeń eksploatacyjnych skrzydeł szybowców w locie*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana Nr 1-2, 1987
14. W.STAFIEJ, *Współczynnik obciążenia skrzydła szybowca w różnych stanach lotu ustalonego*, Technika Lotnictwa i Astronautyczna Nr 3, 1987

Summary

The results of the fatigue loading spectrum measurements on SZD-51-1 "Junior" glider have been presented. The general characteristics of spectrum and the operation mode for the glider have been described. The special loading blocks have been selected in respect to the load factor being the function of time, namely the blocks of ground run in take-off and landing as well as winch launching. The measurement results have been presented in the form of spectrum diagrams and tables listing the loading cycles associated with the particular time fractions of the characteristic spectrum modes.

The way of the measurement results utilization for the designing of fatigue test program has been described.

Резюме

Представлены результаты измерений усталостных нагрузок произведенных на крыле планера СЖД-51-1 "Юниор". Показаны обычная характеристика спектра, а также способ эксплуатации планера. Среди характеристических блоков нагрузок избраны эти, в которых коэффициент основного нагружения непостоянный во времени т.е. случай разгона, пробега, взлета с помощью лебедки.

Результаты измерений представлены в помощью спектральных диаграмм и таблиц, в которых указаны частота изменений нагрузок отвечающих отдельно, интервалом времени характеристических эксплуатационных составяний.

Рассмотрен метод использования результатов измерений для постройки элементов программы усталостного испытания крыла.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 27 kwietnia 1988 roku