

6

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

LISTOPAD • 1958 • GRUDZIEŃ

TREŚĆ ZESZYTU

Naszym zdaniem	157
R. ALEKSANDROWICZ, W. ŁUCJANEK: Pomiarzy sztywności szybowców	158
W. SZEMLIŃSKA, R. ALEKSANDROWICZ, J. MARYNIAK: Próby rezonansowe szybowców	162
J. GEDEON: Pomiarzy obciążeń występujących podczas lądowania szybowca	168
I. KANIEWSKA: Polskie wymagania wytrzymałościowe dotyczące budowy szybowców — w świetle przepisów szybowcowych innych krajów	173
R. WITKOWSKI: Śmigłowiec jako środek transportu szybowców	179
Przeglądamy usprawnienia	183
Ciekawostki techniczne z wystawy w Farnborough	184
Przeglądamy usprawnienia	184
Na półkach księgarskich	186
Przeгляд Dokumentacyjny Lotnictwa	187
Pomoce Konstruktorskie — M. KWIATKOWSKI: Połączenia nitowe w konstrukcjach lotniczych, H. ZATYKA: Zgrzewanie w produkcji lotniczej, cz. III	okł.
Spis treści za rok 1958	

Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej

Połączenia nitowe w konstrukcjach lotniczych

Dla ułatwienia doboru parametrów technologicznych oraz konstrukcyjnych opracowane zostały pomoce technologiczne dla połączeń nitowych. Zebrane są w nich dane liczbowe oraz podstawowe wskazania dla wykonania otworów i gniazd, dane liczbowe wytrzymałości szwów nitowych oraz ich odkształceń, dane liczbowe i w wreszcie tym podany jest dalszy ciąg części III „zgrzewanie”.

dane liczbowe elektrod oraz część IV własności wytrzymałościowe złącz zgrzewanych. Zebrał i opracował mgr inż. H. Zatyka

Zgrzewanie w produkcji lotniczej, część III

miarowe nitów, klasyfikacji sposobów i metod nitowania oraz wpływu metod nitowania na wytrzymałość szwów nitowych. Zebrał i opracował mgr inż. M. Kwiatkowski

I Szwy nitowe

A Wykonawstwo otworów w szwach nitowych

Sposób wykonania otworu	Szkiec	Wytrzymałość procentowa blach z atm. wykonanymi różnymi sposobami	G _{max} kG/mm ² D16T
Wiercenie na gotowo		100 100 100	<p>Wpływ sposobu wykonania otworu na wytrzymałość zmęczeniową blachy</p>
Przebijanie na gotowo		88 96 92	
Przebijanie na wymiar 0,75 d i rozwiercanie na gotowo		100 102 99	

B Wykonawstwo gniazd w szwach nitowych

Zasadnicze rodzaje gniazd	Sposoby wykonania gniazd
Nawiercane $d > h$	
Wyluczane $d < h$; $s < d$	
Nawiercane i wyluczane $d_f < h$; $d_s > h$	

Wpływ sposobu wykonania gniazda na wytrzymałość statyczną złącza przy próbie na zrywanie (nitki scinane)

Sposób wykonania gniazda	Nominalna grubość arkusza mm	Siła rozrywająca P kG	Groźny Rozrzut	R _r blachy koncentracji kG/mm ²	Współczynnik koncentracji $\beta = \frac{R_r}{R_{blachy}}$
Wyluczane	1,0	1257	2 3	44,3	0,92
Wyluczane z dokowaniem	1,0	1209	4 3	44,3	0,91
Wyoblane	1,0	1137	4 3	44,3	0,86
Nawiercane	1,0	867	2 5	44,3	0,65
Wyluczane	0,8	1023	1 2	44,3	0,92
Wyluczane z dokowaniem	0,8	1030	2 2	44,1	0,91

Wyniki badań na rozrywaniu (nitkięte) powłoki Wyniki badań na wyrywaniu (nitki rozrywanej porównano statycznymi obciążeniami próbek nitowych) statycznymi obciążeniami próbek nitowania gniazd wykonanych różnymi sposobami z gniazdami wykonanymi różnymi sposobami

Wytrzymałość statyczna na odrywanie (nitki rozrywane) Wysokość łba nity nadu padkach większa od grubości nawiercanej blachy

Wytrzymałość szwu nitowego w zależności od głębokości nawiercenia gniazda

Wielkość odchyłki głębokości gniazda od wymiaru nominalnego	Charakterystyka połączenia					
	Przebieg kG	T kG/mm ²	T ₂ %	Przebieg kG	T kG/mm ²	T ₂ %
Głębokość gniazda poniżej wymiaru nominalnego o:	0,3 1815	20,6	93	1960	22,3	105,3
0,2 1815	20,6	93	1937	22,0	104,0	
0,1 1920	21,6	97	1947	22,1	104,6	
Głębokość gniazda nominalnego	1958	22,3	100	1960	21,1	100
Głębokość gniazda powyżej wymiaru nominalnego o:	0,1 1983	22,5	101	1832	20,8	98
0,2 2226	25,3	114	1885	21,4	101	
0,3 2291	26,1	117	1830	20,8	98	

Wytrzymałość statyczna na rozrywanie próbki (scinanie nitów)

T - naprężenia scinające nitki w szwie nitowym

Wytrzymałość statyczna na odrywanie (nitki rozrywane) Wysokość łba nity nadu padkach większa od grubości nawiercanej blachy

Wytrzymałość zmęczeniowa na odrywanie (nitki rozciągane) w zależności od głębokości nawiercanych gniazd

Wytrzymałość zmęczeniowa na odrywanie (nitki rozciągane) w zależności od głębokości nawiercanych gniazd

Wytrzymałość zmęczeniowa na odrywanie (nitki rozciągane) w zależności od głębokości nawiercanych gniazd

СОДЕРЖАНИЕ

По нашему мнению	Стр. 157
R. ALEKSANDROWICZ, W. ŁUCJANEK: Измерение жесткости планера	158
W. SZEMPLIŃSKA, R. ALEKSANDROWICZ, J. MARYNIAK: Испытания планера на резонанс	162
J. GEDEON: Измерения перегрузок, возникающих при посадке планера	168
I. KANIEWSKA: Сравнение польских норм прочности планера с нормами других стран	173
R. WITKOWSKI: Вертолет, как средство воздушного транспорта планера	179
Обзор новаторских предложений	183
Интересные конструкторские новинки на выставке в Фарнборо	184
На книжных полках	186
Документальный обзор авиации	187
Конструкторские пособия — M. KWIATKOWSKI: Заключение соединения в авиационных конструкциях	
H. ZATYKA: Контактная сварка в авиационной промышленности. Часть III	Обложка

CONTENTS

In our opinion	Page 157
R. ALEKSANDROWICZ, W. ŁUCJANEK: Glider stiffness tests	158
W. SZEMPLIŃSKA, R. ALEKSANDROWICZ, J. MARYNIAK: Glider resonance tests	162
J. GEDEON: Glider landing shock measurements	168
I. KANIEWSKA: Polish glider strength requirements as compared with the other countries design requirements	173
R. WITKOWSKI: Glider towing by helicopters	179
Review of Rationalisation Projects	183
Design details from Farnborough	184
On Bookseller's Shelves	186
Aviation Documentation Review	187
Designer's Data Sheets — M. KWIATKOWSKI: Riveted joints in the aircraft design. H. ZATYKA: Welding in the aircraft production, Part III	on cover

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor naczelny — mgr inż. Jan Paczosi, Redaktorzy działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski. Redaktor techniczny: Mieczysław Dołowy, Sekretarz redakcji: Jarosław Berzyńska

Adres Redakcji: Warszawa 10, Nowowiejska 24. Redaktor naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-61-11

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł.

Prenumerata roczna 72.— zł.

Półroczna 36.— zł.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1958 r. Ark. wyd. 9. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 700 egz. Papier druk. sat. kl. V, 30 g 61x86/8. Maszynopis oddano do skład. 5.X.58 r. Druk ukończono 15.XII.58. Cena egzemplarza 12 zł Druk. im. Rewolucji Październikowej, Warszawa. Zam. 1494/58. A-29.

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XIII

LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1958 R.

ZESZYT 6 (54)

Naszym zdaniem

Za kilka miesięcy zostanie zatwierdzony na III Zjeździe Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej siedmioletni plan gospodarczy. W jego projekcie, ogłoszonym na XII Plenum KC, zagadnienia lotnicze nie figurowały z wyjątkiem wzmianki o modyfikacji sprzętu lotniczego na zagranicznych trasach naszych linii lotniczych. To za mało. Projekt planu na lata 1959—65 jest obecnie szeroko dyskutowany i nie wątpimy, że zostanie on odpowiednio rozwinięty i pogłębiony. Zdaniem naszym w dyskusji tej należy zwrócić uwagę na następujące sprawy:

W DZIEDZINIE PRODUKCJI LOTNICZEJ

Nasz przemysł lotniczy posiada dobrze wyposażony park maszynowy, zostały wychowane wykwalifikowane kadry specjalistów. Zakłady nasze potrafią produkować sprzęt bardzo wysokiej jakości. Chcąc utrzymać te kadry na poziomie, musimy stawiać zakładom zadania odpowiednio trudne. Nie można dopuścić do zaniknięcia wyrobionej (olbrzymim kosztem) kultury technicznej zakładów i wdrożonej precyzji wykonywania robót.

Druga sprawa to przepustowość zakładów. Przekracza ona w tej chwili nasze zapotrzebowanie wewnętrzne. Przemysł lotniczy polski jest i powinien pozostać poważnym eksporterem. Zaniedbanie w tej dziedzinie zmusi do wykorzystania mocy produkcyjnej na inne asortymenty, a taka praktyka prowadzi do rozproszenia wyspecjalizowanych kadr lotniczych, a bardzo często kończy się obniżeniem poziomu technicznego zakładu.

Trzeba przypomnieć też, że eksport lotniczy jest wyjątkowo korzystny pod względem ekonomicznym, gdyż udział robocizny jest bardzo duży w stosunku do ilości zużytego materiału.

Warunkiem absolutnie niezbędnym do utrzymania się na rynku lotniczym jest jednak posiadanie mocnych zespołów konstrukcyjnych i badawczych. W sprawie tej, zaniedbanej do niedawna, dał się zaznaczyć pewien postęp, tempo jednak naszych prac konstrukcyjnych, a szczególnie badawczych, jest o wiele za małe i wymaga radykalnego przyspieszenia. Pod względem badań lotniczych jesteśmy zacofani nie tylko względem takich potentatów lotniczych, jak Związek Radziecki, USA, Wielka Brytania czy Francja, ale wyprzedza nas szereg państw równorzędnych i mniejszych, jak Włochy, Szwecja, Holandia, Jugosławia i inne. Jeśli się szybko sytuacja nie zmieni, to stan ten może bardzo zaciążyć na losach naszego przemysłu lotniczego.

Do czasu okrzepnięcia własnych konstrukcji trzeba koniecznie zabiegać o licencje — ale licencje na sprzęt możliwie najbardziej nowoczesny i zbliżony do profilu zakładów — licencje, które uczą. Nie należy przy tym zapominać, że nawet najbardziej nowoczesna licencja jest zawsze zacofana w stosunku do produkcji licencjodawcy i że jedynym sposobem dogonienia licencjodawcy są intensywne własne prace rozwojowe.

Co się tyczy kierunku prac rozwojowych, to musimy sobie przypomnieć, że najbardziej zacofani jesteśmy w dziedzinie

silników, osprzętu lotniczego i aerodynamiki. Oczywiście, nasz program produkcyjny, a zatem i badawczy powinien skoncentrować się na zagadnieniach, w których mamy szanse utrzymać się na rynku. Są to — naszym zdaniem — sprzęt szybowcowy, samoloty szkolno-treningowe i małe komunikacyjne oraz śmigłowce i ich pochodne.

W DZIEDZINIE KOMUNIKACJI LOTNICZEJ

W ostatnich latach zaznaczył się wydatny wzrost komunikacji lotniczej pomiędzy Polską a zagranicą. Jest to zjawisko bardzo dla nas korzystne, a nasze położenie geograficzne jest w tym przypadku szczególnie szczęśliwe. Cieszymy się, że również nasze linie mają ambitne plany rozszerzania swej działalności zagranicznej i przygotowują się do modyfikacji sprzętu latającego (nie zmienia to naszego poglądu, że należy nie zaniedbywać linii krajowych). Zagadnieniem nader palącym jest sprawa portów lotniczych. Musimy natychmiast przystąpić do dostosowania przynajmniej jednego lotniska w kraju do potrzeb nowoczesnej komunikacji lotniczej. Musimy dostosować nasze urządzenia naziemne (radio!) do sprzętu pracującego na przylatujących samolotach. Musimy zapewnić możliwość bezpiecznego latania w każdych warunkach meteorologicznych. Musimy sprawnie dostarczać odpowiedniej jakości paliwa i oleje, żywność dla podróżnych itd. Musimy już teraz zapewnić możliwość przyjmowania ciężkich samolotów odrzutowych i turbośmigłowych.

Każdy dzień zwłoki to strata naszych szans, wynikających z dogodnego położenia geograficznego.

* * *

Podane wyżej wnioski nie są nowe. Na temat ten i inne podstawowe zagadnienia lotnictwa toczyła się przez cały rok 1956 zażarta dyskusja aktywu lotniczego, zgromadzonego w Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Wnioski z tych narad systematycznie publikowaliśmy na łamach naszego czasopisma. W niektórych sprawach zabierała głos prasa codzienna. Część naszych wniosków została zrealizowana, ale ogromna większość pozostała bez echa.

Nie został przede wszystkim zrealizowany postulat konieczności utworzenia przy najwyższych władzach organu fachowego do koordynacji spraw lotniczych w kraju i ustalenia wytycznych rozwojowych tej gałęzi gospodarki. Ramy zjednoczenia przemysłu lotniczego są do tego zbyt szczupłe.

Nasz wniosek o stworzeniu długofalowego kompleksowego planu dla lotnictwa jest chyba najbardziej aktualny właściwie teraz.

W ramach króciutkiego artykułu nie sposób — oczywiście — sprecyzować wszystkich spraw, jakie powinny znaleźć się w planie siedmioletnim. Wymaga to ogromnej pracy sztabu specjalistów. Niech jednak ten głos naszej redakcji przypomni, że w planie siedmioletnim sprawy lotnictwa muszą znaleźć się na właściwym miejscu.

Mgr inż. ROŚCISŁAW ALEKSANDROWICZ
 Mgr inż. WIEŚLAW ŁUCJANEK
 Katedra Mechaniki Lotu Politechniki
 Warszawskiej

Pomiary sztywności szybowców

Artykuł zawiera opis pomiarów sztywności szybowców, które przeprowadzone były przez zespół pracowników Katedry Mechaniki Lotu Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej w ramach prac naukowych Katedry, przy czym obejmują one okres od połowy 1956 r. do połowy 1958 r. Ponadto dokonano próby ustalenia kryteriów sztywności dla szybowców. Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno 1958 r.

1. CEL POMIARÓW

Tendencja zwiększania dopuszczalnych prędkości nurkowania dla szybowców, zwłaszcza wyraźnie występująca w okresie powojennym, pociągnęła za sobą konieczność uwzględniania w obliczeniach wytrzymałościowych wpływu zjawisk aeroelastyczności, a w szczególności flatteru.

Ponieważ w typowych konstrukcjach sztywność poszczególnych elementów płatowca jest czynnikiem decydującym o wartości krytycznej prędkości flatteru, dla samolotów zostały opracowane kryteria sztywności od dawna stosowane w przepisach angielskich. Metoda pomiarów sztywności została opublikowana w R&M nr 2208. Dotychczas nie są nam jednak znane analogiczne dane dotyczące szybowców.

Nr kateryny	Typ szybowca	Liczba miejsc	Ciepłota w locie	Rozpiętość	Długość	Powierzchnia	Max. odkształcenie	Dopuszczalna prędkość nurkowania
			kB	m	m	m ²		km/h
1	Sep	1	350	17,50	7,50	17,2	26,5	250
2	Mucha-bis	1	270	15,00	6,80	15,0	25,0	250
3	Góvier-4	2	400	14,69	6,20	19,0	19,2	220
4	Minimoa	1	350	17,00	7,09	19,0	26,0	220
5	Bocian	2	450	18,00	7,50	20,0	26,0	250
6	Zuraw	2	465	18,00	7,70	22,7	23,6	215
7	Mucha 100	1	290	15,04	7,01	15,0	25,5	250
8	Šohaj	1	295	15,00	7,13	14,0	27,0	230
9	Jaskółka	1	340	16,00	7,42	13,6	27,0	250
10	Jastrząb	1	340	12,00	6,00	12,0	20,0	450

Poniżej zostanie omówiona próba określenia wartości kryteriów dla poszczególnych elementów szybowca, oparta na danych statystycznych z pomiarów serii dziesięciu szybowców wyczynowych różnych typów, wymienionych w tabeli 1.

2. PROGRAM BADAŃ

Program badań obejmował:

- pomiary sztywności skrętnej skrzydeł, stateczników, sterów, lotek i kadłuba,
 - pomiary sztywności giętej w płaszczyźnie pionowej skrzydeł i kadłuba,
 - pomiar sztywności giętej kadłuba w płaszczyźnie poziomej,
 - pomiary sztywności układów sterowania sterem wysokości, sterem kierunku i lotkami,
 - pomiar sztywności obwodu sterowania łączącego lotki.
- Ponadto określono położenie środków skręceń w mierzonych przekrojach skrzydła i położenie środków ciężkości badanych elementów szybowca.

3. PRZEBIEG POSZCZEGÓLNYCH POMIARÓW SZTYWNOŚCI

3.1. Pomiar sztywności skrzydła i lotki

Przez sztywność konstrukcji będziemy w dalszym tekście rozumieć stosunek wielkości obciążeń działających w badanym przekroju do wielkości odkształceń tego przekroju względem innego, umownie obranego. Dla skrzydła przekrojem odniesienia jest przekrój przykadłubowy. Ponieważ sztywność giętą i skrętną skrzydła zmienia się wzdłuż rozpiętości, wprowadzony jest umowny przekrój pomiarowy, dla którego obliczona energia nagromadzona podczas

skręcania jest równa energii skręconego skrzydła, wyznaczonej w sposób dokładny, mianowicie:

$$\frac{1}{2} m_{\theta} \Theta^2 = \frac{1}{2} \int_0^l C(y) \left(\frac{d\Theta}{dy} \right)^2 dy,$$

gdzie m_{θ} — jest sztywnością przekroju pomiarowego względem przykadłubowego (kGm/rd), Θ — kątem skręcenia tego przekroju względem przykadłubowego (rd), $C(y)$ — sztywnością skrzydła na skręcanie (kGcm² — odpowiednik $G \cdot I_0$ dla belki), l — odległością od nasady do końca skrzydła.

W typowych konstrukcjach tak określony przekrój leży między 0,67 a 0,75 odległości od nasady do końca skrzydła, co odpowiada w przybliżeniu połowie rozpiętości lotki. Na tej właśnie podstawie określono przekrój położony w połowie rozpiętości lotki jako przekrój pomiarowy skrzydeł.

Dla sprawdzenia sztywności zewnętrznej części skrzydła przeprowadzono pomiary sztywności również w przekroju położonym w 0,9 połowy rozpiętości skrzydła, licząc od osi kadłuba.

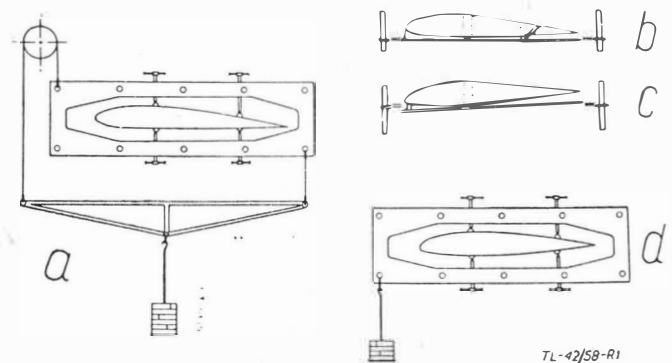
Oba omawiane przekroje leżały w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny symetrii szybowca.

3.1.1. Pomiar sztywności skrętnej skrzydła

Sztywność skrętną skrzydła m_{φ} określa stosunek momentu skręcającego M_s do kąta skręcenia φ przekroju badanego względem przykadłubowego

$$m_{\varphi} = \frac{M_s}{\varphi} \quad (\text{kGm/rd})$$

W czasie pomiarów skręcanie skrzydła realizowano za pomocą specjalnej ramy (rys. 1a), na którą działała pionowo para sił. Do pomiaru kąta skręcenia przekroju pomiarowego i przykadłubowego, w zależności od przewidywanych odkształceń, używano czujników lub linijek ze skalą milimetrową. Odkształcenia mierzone były za pomocą listwy przyrębowanej do badanego przekroju w okolicy dźwigarów (rys. 1b) lub tyłku do kesonu (rys. 1c).



Rys. 1. Schemat obciążania skrzydła i pomiaru odkształceń. a — wprowadzenie momentu skręcającego, b — pomiar odkształceń skrzydła dwudźwigarowego, c — pomiar odkształceń skrzydła jednodźwigarowego, d — wprowadzenie momentu giętno-skrętnego

Do pomiaru cały szybowiec był zmontowany i ustawiony w zabetonowanej ramie. Kadłub był unieruchomiony poprzeczną belką w wykroju kabiny i podparty pod płożą ogonową, płat zaś był zamocowany przez unieruchomienie końca nie mierzzonego skrzydła.

W pomiarach pierwszych szybowców unieruchamiano tylko kadłub, mierząc wartość sztywności równocześnie na obu skrzydłach, przy czym sztywność określano przy obciążeniu obu skrzydeł momentami symetrycznymi i antysymetrycznymi. Zbliżone wartości wyników otrzymanych z powyższych pomiarów uzasadniają przyjętą metodę badań.

Tabela 2 Zestawienie wyników pomiarów sztywności skrzydła i lotki

Nr kolejny	Typ szybowca	Skrzydło								Lotki							
		Sztywność skrętna				Sztywność giętna				Polozenie środka ciężkości		Wewnętrzna			Zewnętrzna		
		Przekrój Q,9%		Przekrój Q,5b ₁		Przekrój Q,9%		Przekrój Q,5b ₁		a/l		Sztywność skrętna	Polozenie środka ciężkości	Sztywność skrętna	Polozenie środka ciężkości		
		m _y	Polozenie środka skręcen	m _y	Polozenie środka skręcen	P _f	m _g	P _f	m _g	a/l	b/c*	m _y	a/l	%C	m _y	a/l	%C
kGm/rd	%C*	kGm/rd	%C*	kGm	kGm/rd	kGm	kGm/rd			kGm/rd			kGm/rd				
1	Sęp	280	26,5	1060	23,5	200	11600	778	24400	0,296	0,480			22,4	0,46	20,0	
2	Mucha-bis	370	24,0	750	25,5	284	11000	750	22700	0,339	0,362			17,7	0,45	0	
3	Bóvier	540	27,5	1360	29,0	726	25200	2120	42100	0,347	0,441			22,4	0,50	36,0	
4	Minimoa	200	11,7	930	9,3	318	16800	810	26000	0,334	0,434			27,4	0,47	41,0	
5	Bocian	670	27,5	1650	36,6	368	21300	1100	41500	0,316	0,361	68,4	0,47	30,0	44,6	0,47	28,0
6	Żuraw	654	17,9	3070	20,7	517	31200	1880	63700	0,305	0,384	25,5	0,50	37,0	26,1	0,53	34,0
7	Mucha 100	412	21,7	1010	20,8	227	9560	565	15600	0,335	0,314			26,1	0,49	1,50	
8	Šohaj	348	10,0	1020	16,2	182	8330	541	14500	0,367	0,312			23,1	0,45	25,0	
9	Jaskółka	401	25,0	1620	35,0	270	14000	686	24400	0,310	0,392	32,2	0,47	17,0	37,4	0,47	17,0
10	Jastrząb	1060	35,0	3740	55,0	768	22800	3680	72900	0,257	0,342	166,0	0,45	0	65,1	0,49	0

C - średnia ciężwa części lotki za osią obrotu
C* - ciężwa bieżąca

71-42-98-72

3.1.2. Pomiar sztywności giętej skrzydła

Miarą sztywności giętej skrzydła P_f jest stosunek wielkości siły P przyłożonej w badanym przekroju do wielkości ugięcia f tego przekroju względem przykadłubowego.

$$P_f = \frac{P}{f} \quad (\text{kG/m})$$

Przez analogię do sztywności skrętnej słuszniej jest określać sztywność giętną m_g jako stosunek momentu gnącego działającego w przekroju przykadłubowym, wywołanego przyłożeniem siły w przekroju badanym do kąta obrotu δ przekroju badanego względem przekroju odniesienia.

$$m_g = \frac{M}{\delta} = \frac{Pl}{f} = P_f \cdot l^2 \quad (\text{kGm/rd})$$

gdzie l — odległość między przekrojem mierzonym i przykadłubowym.

Do pomiarów sztywności giętej skrzydła szybowiec był zamocowany tak, jak do pomiarów sztywności skrętnej. Do określenia sztywności giętej potrzebna jest znajomość położenia środków skręceń w badanych przekrojach. Z tego względu sztywność tę określano nie bezpośrednio z pomiarów giętych, lecz z tzw. giętno-skrętnych, które pozwoliły na uprzednie wyznaczenie położenia środka skręceń. Mianowicie ramę zamocowaną jak do skręcania obciążano w kilku miejscach wzdłuż ciężwy płata pionową siłą, skierowaną w dół (rys. 1d). Następnie obliczano wartość skręcania badanego przekroju, odpowiadającą poszczególnym punktom obciążanym. Z wykresu podającego zależność kąta skręcania od położenia siły obciążającej określano punkt, odpowiadający zerowemu skręceniu. Mając tak otrzymany środek skręceń, z tych samych giętno-skrętnych pomiarów obliczano sztywność giętną skrzydła.

3.1.3. Pomiar sztywności lotki

Na lotce mierzono tylko sztywność skrętną. Przekroje charakterystyczne leżały w odległości 0,1 rozpiętości od końców lotki mierząc równoległe do osi zawiasów. Pomiar przeprowadzono na lotce wymontowanej z szybowca. Przekrój odniesienia był unieruchamiany w specjalnej ramie. Obciążenie wprowadzano tak samo jak na skrzydle.

3.1.4. Omówienie wyników pomiarów

Analizując wyniki pomiarów (zebrane w tabeli 2), zauważamy duży zakres otrzymanych wartości. Na przykład sztywność skrętna przekroju położonego w 0,9 połowy rozpiętości skrzydła waha się od 200 do 670 kGm/rd, a nawet 1060 kGm/rd w przypadku akrobacyjnego szybowca *Jastrząb*. Podobne wahania występują również w przekroju w połowie rozpiętości lotki, a w przypadku sztywności giętej P_f w tym przekroju są nawet większe (od 541 do 2120 kGm/rd i 3680 dla *Jastrzębia*). Jedynie wartości sztywności skrętnej lotek są bardziej wyrównane i dla nie dzielonych lotek wahają się

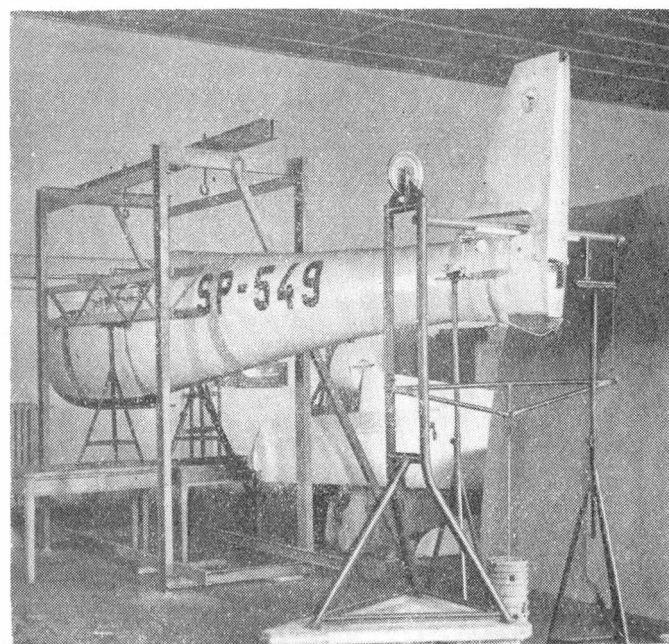
od 17,7 kGm/rd do 27,4 kGm/rd. Tak duża rozbieżność wartości sztywności da się jednak łatwo uzasadnić różnorodnością typów konstrukcji, wymiarów geometrycznych i przeznaczenia badanych szybowców.

3.2. Pomiary sztywności kadłuba

Na kadłubie przeprowadzono pomiary sztywności skrętnej oraz giętej w płaszczyźnie pionowej i poziomej. Do pomiarów skrętnych zawieszano kadłub w zabetonowanej ramie tylko na przednich okuciach skrzydłowych. Poziome położenie zapewniano przez odpowiednie obciążenie noska. Moment skręcający był wprowadzany za pośrednictwem specjalnej rury (rys. 2), na którą działała para sił w płaszczyźnie pionowej. W szybowcu *Jaskółka* moment wprowadzono wprost za pośrednictwem statecznika poziomego. Przekrój pomiarowy leżał w płaszczyźnie osi zawiasów steru wysokości, a przekrój odniesienia w połowie odległości między okuciami skrzydłowymi.

Przekrój odniesienia dla pomiarów giętych przyjęto w 1/4 przykadłubowej ciężwy skrzydła, przekrój zaś pomiarowy dla zginania w płaszczyźnie poziomej — w osi zawiasów steru kierunku, a dla zginania w płaszczyźnie pionowej — w osi zawiasów steru wysokości.

Obciążenie w płaszczyźnie pionowej realizowano za pośrednictwem pasa przerzuconego przez kadłub w osi zawiasów steru wysokości i obciążanego w dół. Siłę działającą w płaszczyźnie poziomej wprowadzano przez dolną, zwykle wzmocnioną, zawias steru kierunkowego.



Rys. 2. Zawieszenie kadłuba do pomiarów skrętnych

Tabela 3 Zestawienie wyników pomiarów sztywności kadłubów

Nr kolejny	Typ szybowca	K a d ł u b					Polożenie środka ciężkości a/l
		Sztywność giętna w płaszczyźnie pionowej		Sztywność giętna w płaszczyźnie poziomej		Sztywność skrętna	
		P_f kG/m	m_a kGm/rd	P_f kG/m	m_a kGm/rd		
1	Sęp	6300	106000	3220	57400	5400	0,363
2	Mucha-bis	8900	119000	4100	66900	2920	0,354
3	Góvier-4	4350	74300	5000	99700	3680	0,297
4	Minimoa	5520	95000	2370	46300	4500	0,358
5	Bocian	5810	87700	3100	64500	2460	0,419
6	Żuraw	10100	190000	2580	55500	2640	0,330
7	Mucha 100	9190	119000	4530	71500	2340	0,363
8	Šohaj	6700	88800	2620	40400	2860	0,367
9	Jaskółka	2050	42500	2220	47200	1540	0,325
10	Jastrząb	38000	302000	5000	50000	20100	0,341

Zestawienie wyników pomiarów (patrz tabela 3) wykazuje, że typowe kadłuby są w przybliżeniu dwa razy sztywniejsze na zginanie w płaszczyźnie pionowej w porównaniu z płaszczyzną poziomą, z tym że podobnie jak w skrzydle, występują duże wahania wartości sztywności.

W pierwszych badaniach szybowcach mierzono również sztywność giętną przedniej części kadłuba. Otrzymano bardzo duże wartości rzędu 10^4 – 10^5 kG/m. W dalszych badaniach pomiarów tych zaniechano, gdyż były obarczone stonkowo dużym błędem.

3.3. Pomiary sztywności usterzeń

W statecznikach i sterach mierzono tylko sztywności skrętne. Przekrojami odniesienia dla stateczników są przekroje przykadłubowe, przekrój badany zaś leży na stateczniku poziomym w odległości 0,1 rozpiętości od końca, a na pionowym — na najwyższym żeberku, na które można jeszcze wprowadzić obciążenie. Na sterze kierunku oba przekroje leżą w odległości 10% rozpiętości od końca, a na sterze wysokości w odległości 5% rozpiętości.

Pomiary sztywności statecznika kierunku przeprowadzano na szybowcu, przy zamontowanym stateczniku wysokości, natomiast pomiary pozostałych części usterzeń, jeśli to tylko było możliwe, przeprowadzano po ich wymontowaniu z szybowca, analogicznie jak pomiary lotki.

Najszywniejszą częścią usterzenia, jak to ilustruje tabela 4, okazał się statecznik poziomy, którego sztywność wahała się od 130 do 1890 kGm/rd, aczkolwiek odpowiednie wartości dla statecznika pionowego były tego samego rzędu, a niekiedy nawet wyższe. Najbardziej wiotkie są stery wysokości, dla których zakres sztywności wynosi 5,5 do 55 kGm/rd.

Tabela 4 Zestawienie wyników pomiarów sztywności usterzeń

Nr kolejny	Typ szybowca	Statecznik poziomy		Statecznik pionowy		Ster wysokości		Ster kierunku		Polożenie środka ciężkości
		Sztywność skrętna m_y kGm/rd	Polożenie środka ciężkości %C	Sztywność skrętna m_y kGm/rd	Sztywność skrętna m_y kGm/rd	Polożenie środka ciężkości %C	Sztywność skrętna m_y kGm/rd	Polożenie środka ciężkości %C		
1	Sęp	330	-46	1060	21,9	50,0	170,0	0,42	43,5	
2	Mucha-bis	350	-36	785	14,4	24,0	98,0	0,45	40,0	
3	Góvier-4	573	-54	250	16,4	43,0	70,6	0,46	39,3	
4	Minimoa	130	-46		30,0	32,0	305,0	0,45	18,0	
5	Bocian	882	-41	1280	46,1	39,5	215,0	0,41	29,0	
6	Żuraw	253	-54	215	31,0	41,0	127,2	0,41	42,5	
7	Mucha 100	825	-47	720	12,1	21,4	152,0	0,41	38,0	
8	Šohaj	470	-50	387	5,50	29,8	46,4	0,37	40,5	
9	Jaskółka	476	-45	465	23,5	21,0	122,5	0,36	32,0	
10	Jastrząb	1890	-53	108	55,2	21,0	307,0	0,37	27,0	

C- średnia cięciwa położona za osią obrotu
C'-średnia cięciwa położona przed osią obrotu

3.4. Pomiary sztywności układów sterowania

Do wykonywania pomiarów sztywności układów sterowania szybowiec był zamocowany jak do pomiarów skrzydła. Następnie, po unieruchomieniu odpowiedniego steru (lotek), badano odchylenie kątowne drążka (pedału) pod wpływem umownej siły, działającej na ten element w ten sposób, aby naśladowała oddziaływanie pilota.

Miarą sztywności jest stosunek $\Delta\theta = \frac{\theta}{\theta_{max}}$, gdzie θ —

wyżej omówione odchylenie drążka pod wpływem siły 23 kG lub pedału pod wpływem siły 45 kG, θ_{max} — maksymalne kątowne wychylenie drążka (pedału) od jednego do drugiego skrajnego położenia, mierzone w płaszczyźnie działania siły przy nie zablockowanych sterach (lotkach). Jeśli wychylenie pedału do tyłu nie zależało od sztywności układu sterowania, wówczas za θ_{max} przyjmowano podwójną wartość maksymalnego odchylenia od położenia neutralnego do przodu.

W układach sterowania typu linkowego z reguły do pomiarów linkę nie pracującą zluźniano.

W ramach pomiarów sztywności układów sterowania przeprowadzono oddzielne badanie sztywności obwodu sterowania łączącego lotki. Miarą tej sztywności jest stosunek wielkości momentu M dokoła osi obrotu lotki, przyłożonego symetrycznie i z jednakowym znakiem do każdej lotki, do średniej arytmetycznej kątów wychylenia lotek od położenia neutralnego.

$$m_{\xi} = \frac{2M}{\xi_1 + \xi_2} \quad (\text{kGm/rd})$$

gdzie ξ_1 i ξ_2 oznaczają kąty wychylenia lewej i prawej lotki przy obciążeniu momentem M .

Tabela 5 Zestawienie wyników pomiarów sztywności układów sterowania

Nr kolejny	Typ szybowca	Układ sterowania			Sztywność układu łączącego lotki	
		Ster wysokości θ/θ_{max}	Ster kierunku θ/θ_{max}	Lotki θ/θ_{max}	między napędami wewnętrznymi	między napędami zewnętrznymi
					m_{ξ} kGm/rd	m_{ξ} kGm/rd
1	Sęp		0,670	0,655		24,9
2	Mucha-bis	0,260	0,330	0,360		39,3
3	Góvier-4	0,187	0,184	0,204		88,4
4	Minimoa	0,280	0,401	0,258		77,6
5	Bocian	0,146	0,177	0,399	78,8	78,6
6	Żuraw	0,203	0,236	0,403	39,2	30,25
7	Mucha 100	0,378	0,469	0,240		39,6
8	Šohaj	0,273	0,385	0,249		32,8
9	Jaskółka	0,254	0,425	0,018	143,5	143
10	Jastrząb	0,230	0,111	0,196	80,8	80,8

Wartość m_{ξ} można również wyznaczyć przy jednej lotce zablockowanej. Wówczas wielkość sztywności określa wzór:

$$m_{\xi} = \frac{2M}{\xi} \quad (\text{kGm/rd})$$

gdzie ξ — kąt wychylenia lotki obciążonej w stosunku do położenia neutralnego pod wpływem momentu M .

Moment wprowadzany na lotkę przez jej dźwignię napędową. Jeśli szybowiec posiadał dwa napędy lotki lub lotki dzielone, napędzane oddzielnie, wówczas pomiar dotyczył obu układów.

Rzut oka na wyniki pomiarów (patrz tabela 5) wskazuje na w przybliżeniu wyrównane wartości sztywności, które przeważnie mieszczą się w zakresie od 0,2 do 0,4. Analogiczny zakres dla układu łączącego lotki wynosi 25 — 90 kGm/rd.

Charakterystyczna jest stosunkowo duża wartość $\frac{\theta}{\theta_{max}}$

w układzie sterowania lotkami Šohaja, mimo zastosowania popychaczy. Fakt ten można wytłumaczyć znacznymi, obserwowanymi w czasie pomiarów, odkształceniami lokalnymi rury skrętnej, będącej elementem sterownicy, napędzającym lotki.

Na zakończenie opisu metody i ogólnych wyników badań pragniemy dodać, że błąd pomiarów wynosi około 5%. Warto również zauważyć, że przeprowadzone dla szybowców Mu-

cha-100, Jaskółka i Bocian porównanie otrzymanych przez nas wyników dotyczących skrećania skrzydła z obliczeniami wykazało, że wyniki teoretyczne mają średnio o 30% mniejszą wartość niż doświadczalne. To samo odnosi się do giętej sztywności skrzydła szybowca Mucha-100.

4. OMÓWIENIE KRYTERIÓW SZTYWNOŚCI

Omówione powyżej pomiary sztywności miały na celu zebranie materiału do obliczeń kryteriów sztywności, pozwalających na ocenę podatności danego elementu szybowca na flatter. Budowę kryteriów ilustruje poniższy wzór:

$$K = \frac{1}{V} \sqrt{\frac{m}{abc}}$$

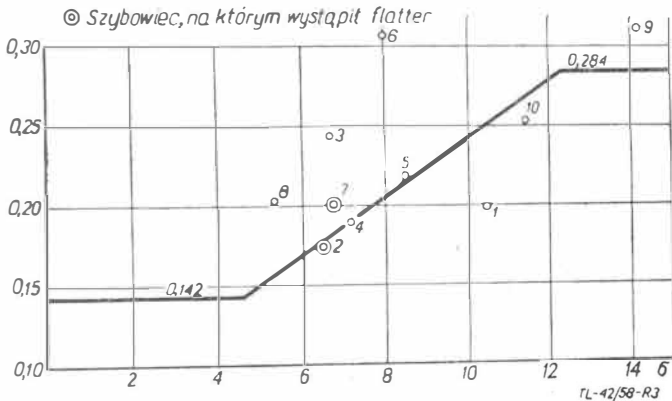
gdzie K — wartość kryterium ($kG^{1/2}$ sek m^{-2}), V — dopuszczalna prędkość nurkowania szybowca (m/sek), m — sztywność poszczególnego elementu szybowca (kGm/rd), a, b, c — wymiary liniowe dotyczące danego elementu (m) np. w przypadku lotki: a — rozpiętość lotki mierzona równoległe do osi zawiasów, $b = c$ — średnia cięciwa geometryczna części lotki znajdującej się za osią zawiasów.

Kryteria układów sterowania określone są bezpośrednio przez sztywność tych układów.

W niniejszej pracy — obok obliczeń kryteriów — przeprowadzono także porównanie otrzymanych wartości z samolotowymi i w niektórych przypadkach poczyniono propozycje zmian dopuszczalnych wartości.

Kryteria, dotyczące kadłuba i usterzeń oraz skrećania skrzydła w przekroju położonym w 0,9 połowy rozpiętości, przewyższają minimalne, dopuszczalne dla samolotów wartości, przy czym przewyższenie to jest niewielkie i we wszystkich rozpatrywanych szybowcach mniej więcej wyrównane. Ponieważ ponadto nie stwierdzono w okresie ostatnich lat wypadków flatteru, wynikłych z małej sztywności tych elementów, nasze propozycje zacierają do rozszerzenia przepisów samolotowych z tego zakresu na szybowce.

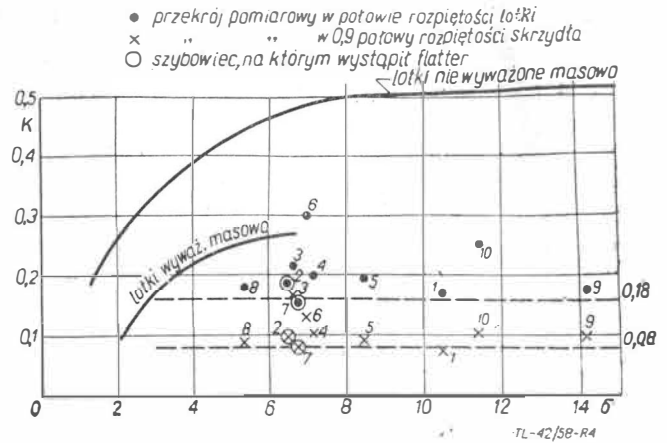
Inaczej przedstawia się sprawa z kryteriami skrzydła, lotki i układów sterowania.



Rys. 3. Kryterium sztywności skrętnego skrzydła. Przekrój pomiarowy w połowie rozpiętości lotki. Liczby przy poszczególnych punktach oznaczają numer kolejny szybowca. σ — efektywna gęstość skrzydła = $\frac{Q_s}{sl}$, gdzie Q_s — ciężar skrzydła (kG), s — powierzchnia skrzydła (m^2), l — średnia cięciwa geometryczna skrzydła (m)

I tak, jak widać z wykresu (rys. 3), część szybowców nie spełnia kryterium sztywności skrętnego skrzydła w przekroju 0,5 bi, przy czym nie na wszystkich szybowcach nie spełniających kryterium wystąpił flatter, natomiast wśród spełniających znajduje się szybowiec Mucha-100, na którym wystąpienie flatteru skrzydła swego czasu kilkakrotnie stwierdzono. Nasuwa to przypuszczenie, że kryteria samolotowe nie mogą być przeniesione wprost do szybowców. Z drugiej strony nie ma pewności, że zaistniałe wypadki flatteru były wynikiem małej sztywności skrętnego skrzydła, gdyż mogły wystąpić drgania giętno-lotkowe. Dlatego wydaje się, że bez zebrania większej ilości materiału i wykonania obliczeń, zgłoszenie jakiegokolwiek propozycji byłoby nieuzasadnione.

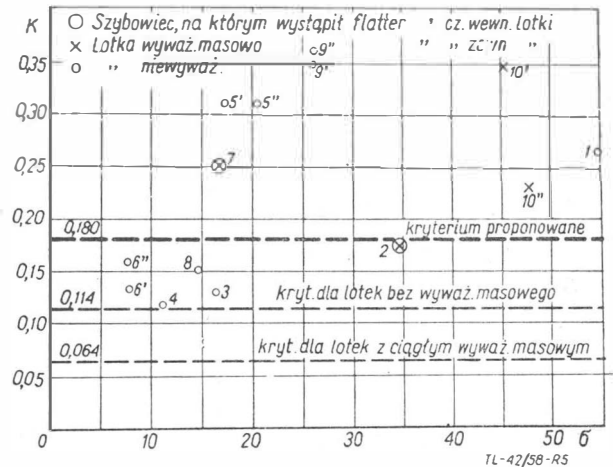
Kryterium sztywności giętej skrzydła nie jest w ogóle uwzględnione w angielskich przepisach samolotowych, co wskazuje na fakt, że przy opracowywaniu ich liczone się tylko z flatterem giętno-skrętnym skrzydła, przy którym mała sztywność giętą jest korzystna.



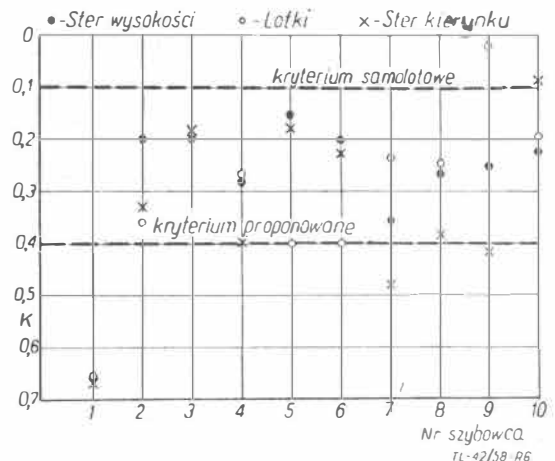
Rys. 4. Kryterium sztywności giętej skrzydła. Przekrój pomiarowy w połowie rozpiętości lotki. Liczby przy poszczególnych punktach oznaczają numer kolejny szybowca. σ — efektywna gęstość skrzydła = $\frac{Q_s}{sl}$, gdzie Q_s — ciężar skrzydła (kG), s — powierzchnia skrzydła (m^2), l — średnia cięciwa geometryczna skrzydła (m)

Naniesione na rys. 4 wartości są zaczerpnięte z R&M nr 1505.

Jak widać z wykresu, szybowce znacznie odbiegają od samolotów w tym zakresie, niemniej układ punktów pozwala na uzyskanie wskazówki dla konstruktorów, że wartość kryterium na ogół przewyższa 0,08 w przekroju położonym w 0,9 połowy rozpiętości skrzydła i 0,16 w przekroju w połowie lotki.

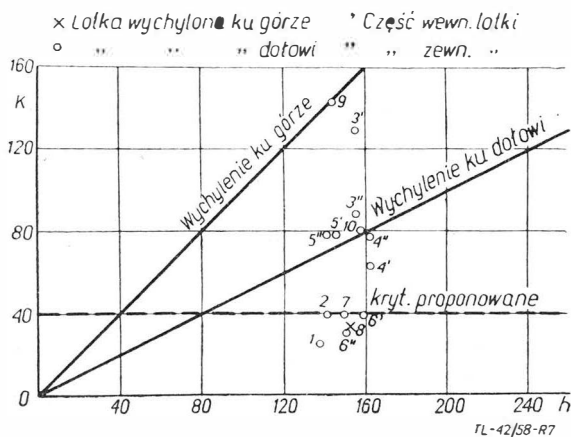


Rys. 5. Kryterium sztywności skrętnego lotki. Liczby przy poszczególnych punktach oznaczają numer kolejny szybowca. σ — efektywna gęstość lotki = $\frac{Q_l}{b_l l_l^2}$, gdzie Q_l — ciężar lotki (kG), b_l — rozpiętość lotki mierzona równoległe do osi zawiasów (m), l_l — średnia cięciwa geometryczna części lotki za osią obrotu (m)



Rys. 6. Kryteria sztywności układów sterowania

Wprawdzie przedstawione na rys. 5 kryterium skrętne lotki jest spełnione przez wszystkie szybowce, niemniej na *Musze-100* i *Musze-bis* stwierdzono wystąpienia flatteru lotki. Poza tym badania rezonansowe szybowców *Zuraw*, *Sohaj* i *Goevier* wykazały silne skręcanie lotki już przy stosunkowo niskiej częstotliwości drgań, z czego wynika, że przyjmowanie do obliczeń flatteru lotek tych szybowców jako sztywnych — jest nieuzasadnione. Dlatego nasza propozycja zmierza do wprowadzenia liczby 0,18 jako minimalnej wartości kryterium bez względu na wyważenie lotki, tym bardziej że w nowszych szybowcach osiągnięto znacznie większe wartości kryteriów, mimo że przecież nie wartość sztywności decydowała o typie konstrukcji, a więc podwyższenie kryterium nie zwiększy ciężaru lotek.



Rys. 7. Kryterium sztywności obwodu sterowania łączącego lotki

$$h = 132 + \frac{2}{3} \frac{Q}{s} n s_t l_t$$
 gdzie Q — ciężar szybowca w locie (kG),
 s — powierzchnia skrzydeł (m^2) n — współczynnik dopuszczalnego obciążenia, s_t — powierzchnia części lotki za osią obrotu (m^2),
 l_t — średnia cięciwa geometryczna części lotki za osią obrotu

Mgr inż. WANDA SZEMPLIŃSKA
 Mgr inż. ROŚCISŁAW ALEKSANDROWICZ
 Mgr inż. JERZY MARYNIAK
 Katedra Mechaniki Lotu Politechniki
 Warszawskiej

Próby rezonansowe szybowców

Artykuł zawiera opis prób rezonansowych szybowców, które były prowadzone przez zespół pracowników Katedry Mechaniki Lotu Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej równoległe z pomiarami sztywności szybowców. Próby te prowadzono w ramach prac naukowych Katedry w okresie dwu ostatnich lat. Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno 1958 r.

1. WPROWADZENIE

Próby rezonansowe przeprowadzone na wielu typach samolotów stanowiły cenną pomoc przy przewidywaniu i zapobieganiu występowania flatteru. Na podstawie licznych doświadczeń wyniki prób rezonansowych prototypu samolotu dały możliwości przewidywania pewnych typów flatteru przed przeprowadzeniem prób w locie, dawały również cenne wskazówki, w jakim kierunku powinny iść zmiany w konstrukcji.

Zagadnienia aeroelastyczności, a flatteru w szczególności, nie dotyczyły szybowców, jak długo prędkości ich lotu były stosunkowo małe. W miarę rozwoju szybownictwa zaczęto stawiać konstrukcji szybowców coraz większe wymagania zarówno pod względem wytrzymałościowym (dopuszczalny współczynnik przeciążenia), jak i pod względem dopuszczalnej prędkości nurkowania. Dotyczy to szczególnie szybowców wyczynowych i akrobacyjnych. Wymagana prędkość nurkowania dla szybowców wyczynowych wynosi obecnie 200—250 km/h, dla szybowców akrobacyjnych ponad 300 km/h, a dochodzi do 500 km/h. Ponieważ przy jednoczesnym dążeniu do lekkości konstrukcji, zwiększenie wytrzymałości nie zapewniło dostatecznego wzrostu sztywności — zagadnienie flatteru stało się aktualne. W ostatnim dziesięcioleciu szereg wypadków na szybowcach wskazywał

Kryterium sztywności układów sterowania (rys. 6), nie jest spełnione przez żaden szybowiec, poza *Jaskółką* i to tylko w zakresie układu napędzającego lotki. Z drugiej strony nie są nam znane wypadki flatteru na skutek małej sztywności układów sterowania. Dlatego, opierając się na zmierzonych przez nas wartościach, proponujemy zastosowanie w stosunku do szybowców czterokrotnie niższego kryterium niż obowiązujące w angielskich przepisach dla samolotów. Odpowiada to obecnemu stanowi konstrukcji. Jednocześnie wydaje się celowe ściślejsze ustalenie wartości eksploatacyjnego naciągu linek w układach sterowania, gdyż ma to duży wpływ na rzeczywistą sztywność tych układów, a jak dało się zauważyć w czasie pomiarów, występują znaczne rozbieżności nawet na szybowcach tego samego typu.

Kierując się analogicznymi wskazówkami jak poprzednio, proponujemy wprowadzenie jednolitego — bez względu na kierunek wychylenia lotki — kryterium sztywności obwodu sterowania, łączącego lotki, wynoszącego 40 kGm/rd (rys. 7).

5. DALSZE PLANY PRACY

Zdając sobie sprawę z faktu, że przedstawione wyżej wyniki pomiarów sztywności dziesięciu dość przypadkowo wybranych szybowców nie dają podstaw do zbyt daleko posuniętych uogólnień, w dalszej pracy pragniemy przede wszystkim uzyskać większą liczbę pomiarów. Jednakże już obecnie napotykamy na poważne trudności w zdobyciu odpowiedniego sprzętu do badań, gdyż do pomierzonej dotychczas serii weszły w zasadzie wszystkie szybowce wyczynowe znajdujące się w eksploatacji, lub niedawno z niej wycofane.

Wyniki uzyskane z badań szybowców niższych klas, o mniejszej dopuszczalnej prędkości nurkowania, są mniej interesujące, gdyż wystąpienie flatteru na tego typu sprzęcie jest mało prawdopodobne, w związku z czym obliczenia sztywnościowe nie odgrywają większej roli w analizie wytrzymałości konstrukcji tych szybowców.

W programie dalszych badań przewidujemy zebranie kilku ogólnych danych, dotyczących sztywności szybowców, na przykład zależności sztywności od stanu pokrycia, rozrzutu wartości sztywności wśród egzemplarzy tego samego typu, zmiany sztywności w czasie eksploatacji, itp.

na to, że przyczyną zniszczenia konstrukcji było zjawisko drgań samowzbudnych.

Wobec tego stała się również aktualna sprawa umiejętności przewidywania flatteru i możliwości dokładnego obliczenia prędkości krytycznej. Próby rezonansowe mogą stanowić cenną pomoc w tym zagadnieniu, gdyż znajomość częstotliwości i postaci drgań własnych konstrukcji szybowca zarówno upraszcza, jak i zwiększa dokładność obliczeń. Dotychczas nie są nam znane żadne wyniki systematycznych pomiarów postaci drgań własnych szybowców.

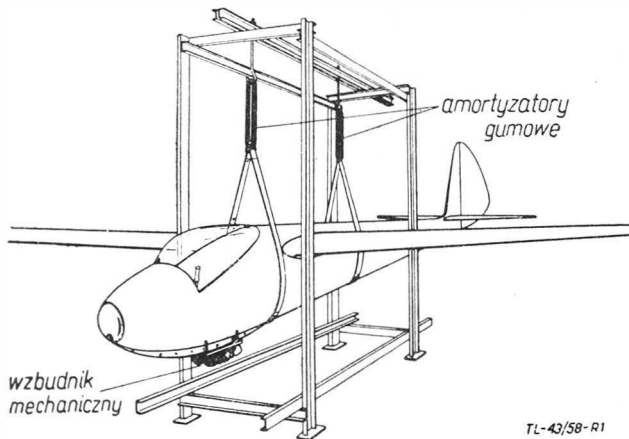
Przeprowadzono próby rezonansowe na ośmiu typach szybowców wyczynowych i treningowych: *IS-1 Sęp*, *IS-2 Mucha-bis* i *SZD-12 Mucha-100* konstrukcji polskiej, *Zuraw*, *Goevier*, *Ważka* i *Minimoa* — konstrukcji niemieckiej i *Z-125 Sohaj* — konstrukcji czechosłowackiej. Wszystkie szybowce były konstrukcji drewnianej i miały układ ortodoksyjny (tabela 1). Skrzydła jednodźwigarowe z pomocniczym dźwigarkiem skośnym i kesonem krytym sklejką. Jedynie *Ważka* miała mocowania skrzydeł za główny dźwigar i krawędź natarcia. Kadłub skorupowy o przekroju zbliżonym do elipsy kryty był sklejką. Powierzchnie stateczników kryte sklejką, stery — płótnem. Rozpiętość skrzydeł wahała się od 14,8 do 18 m, wydłużenie od 11,5 do 17,8 m. Szybowce *Zuraw* i *Goevier* były dwumiejscowe.

Celem pomiarów było zebranie materiału, mogącego posłużyć do obliczeń prędkości krytycznej flatteru metodą *Lagrange'a*. Uczyniono próby uogólnienia wyników, co pozwoliłoby przewidzieć w przybliżeniu częstości i postacie drgań własnych na podstawie znajomości sztywności, masy i wymiarów geometrycznych konstrukcji.

Ponadto przeprowadzona analiza wyników miała na celu danie odpowiedzi, czy same wyniki prób rezonansowych bez przeprowadzenia obliczeń V_{kr} pozwolą dać wskazówki co do niebezpieczeństwa flatteru. W szczególności tego rodzaju analizę przeprowadzono na jednym z szybowców, na którym flatter kilkakrotnie wystąpił. Przeprowadzone na tym szybowcu próby przy trzech wersjach wyważenia lotek miały na celu zbadanie wpływu wyważenia lotek na postacie drgań własnych, a następnie na krytyczną prędkość flatteru. Poza tym chciano otrzymać odpowiedź, czy w obliczeniach prędkości krytycznej uzasadnione jest przyjmowanie lotki jako elementu sztywnego.

2. PROGRAM I METODYKA POMIARÓW

Do pomiarów drgań szybowiec zawieszany był na specjalnym stoisku w warunkach jak najbardziej zbliżonych do warunków w locie (rys. 1). Drgania wzbudzane były siłą pulsującą sinusoidalnie w czasie o zmiennej częstości, przyłożona do przedniej części kadłuba.



Rys. 1. Zawieszenie szybowca do prób rezonansowych

Kierunek siły wybierany był w zależności od tego, jaka postać drgań miała być wzbudzona — symetryczna czy antysymetryczna.

Celem znalezienia częstości rezonansowych wykonywane były pomiary amplitud kilku charakterystycznych punktów szybowca (np. końca skrzydła, końca statecznika poziomego, nosa kadłuba itp.) przy częstości zmieniającej się co około 0,8 Hz. Badaniem objęto zakres częstości od 0 do 50 Hz. Wyniki wynoszone były dla każdego punktu na wykres amplitudy w funkcji częstości. W pobliżu częstości, przy której zaznaczało się maksimum, wykonywano dokładniejsze pomiary. Biorąc pod uwagę punkt, w którym rezonans występował najwyraźniej, ustalana była częstość rezonansu, tj. częstość, przy której amplituda osiąga maksimum.

Przy każdej częstości rezonansowej wykonywany był pomiar odkształceń konstrukcji i przedstawiany w formie wykresów rozkładu amplitud i przebiegu linii węzłowych na poszczególnych częściach szybowca.

2.1. Przygotowanie szybowca do pomiarów

Przygotowanie szybowca do pomiarów polegało przede wszystkim na stworzeniu warunków imitujących swobodny lot, pod względem rozkładu mas, położenia i sztywności zawieszania.

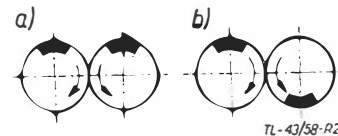
Do kabiny włożone były worki z piaskiem, które łącznie z ciężarem urządzenia wzbudzającego drgania stanowiły odpowiednik, wynoszący 75 kG ciężaru pilota. Szybowiec uchwycony był pasami parcyjnymi na dwóch wręgach przed i za środkiem ciężkości i zawieszony na amortyzatorach gumowych. Oś kadłuba szybowca nachylona była pod kątem około 5° do poziomu.

Częstość własna zawieszania wynosiła około 1 Hz, tj. około trzykrotnie mniej od najniższego rezonansu szybowca. W ten sposób stworzono warunki drgań swobodnie zawieszzonego szybowca.

Drażek sterowy utrzymywany był w położeniu neutralnym za pomocą miękkiego amortyzatora gumowego, przymocowanego do kabiny.

2.2. Wzbudzenie drgań

Jak wiadomo szybowiec, jako układ posiadający płaszczyzną symetrii, ma w zasadzie dwa rodzaje postaci drgań własnych: postać symetryczną i postać antysymetryczną. Celem wzbudzenia postaci symetrycznych stosowana była pionowa siła sinusoidalna, przyłożona w osi symetrii. Drgania antysymetryczne były wzbudzane za pomocą siły poziomej prostopadłej do płaszczyzny symetrii oraz momentu skierowanego wzdłuż osi symetrii. Zdarzały się jednak przypadki, że przy wzbudzaniu siłą pionową występowała również postać antysymetryczna i odwrotnie.



Rys. 2. Schemat wzбудnika mechanicznego: a — układ symetryczny, b — układ asymetryczny

Do wzbudzenia zastosowano jeden wzбудnik mechaniczny, który razem z napędzającym go silnikiem mocowany był sztywno do przedniej części kadłuba. Wzбудnik składał się z pary kół zębatach z niecentrycznie umieszczonymi ciężarkami (rys. 2). Jedno z kół napędzane było bezpośrednio przez silnik prądu stałego, zasilany z układu *Ward-Leonarda*, z drugiego odprowadzona była końcówka do obrotomierza elektrycznego, lub mechanicznego. Przy symetrycznym ustawieniu ciężarków otrzymano siłę pionową pulsującą sinusoidalnie. Przy asymetrycznym ustawieniu ciężarków powstała siła pozioma i moment w płaszczyźnie kół, a więc wzbudzone były drgania antysymetryczne. Wielkość ciężarków wzbudzających dobierano w zależności od obrotów, tak małe, aby maksymalne amplitudy drgań nie przekraczały 1 mm. Na ogół maksymalne amplitudy były jeszcze mniejsze i wynosiły około 0,3—0,4 mm. Dzięki temu próby rezonansowe nie tylko nie niszczyły konstrukcji szybowca, ale i nie obniżały jego wytrzymałości ani sztywności. Stosowano ciężarki od 70 G do 440 G na ramieniu 33,5 mm.

2.3. Wybrane punkty pomiarowe

Przy postaciach symetrycznych mierzono jedynie postaci drgań pionowych: na skrzydle w kilkunastu przekrojach (co drugie żebro) w pięciu punktach wzdłuż cięciwy, na końcu dźwigara statecznika i steru poziomego oraz na kilku (co najmniej na siedmiu) wręgach kadłuba. Przy postaciach antysymetrycznych mierzono ponadto drgania poziome: na krawędzi natarcia skrzydła co czwarte żebro, na kilku wręgach kadłuba oraz na dźwigarze statecznika i steru pionowego. Skręcanie kadłuba określono za pomocą pomiaru amplitud drgań pionowych na klocek przyklejanych do obu boków kadłuba.

2.4. Pomiar drgań

Do pomiaru drgań używane były dwa czujniki elektrodynamiczne typu Philips GM 5520 w połączeniu z oscylogramami. Impulsy prądu z każdego czujnika przenoszone były po wzmocnieniu na dwa oscylografy, na których mierzono amplitudy, a następnie przez przełącznik elektronowy impulsy przechodziły na trzeci wspólny dla obydwu czujników oscylograf, na którym odczytywana była faza. Jeden z czujników, tak zwany „wzorcowy”, mocowany był na stałe na szybowcu, najczęściej do głównego dźwigara. Drugi, trzymany w rękę, przykładany był kolejno do wybranych punktów pomiarowych. Fazy przesunięcia drgań określone było jedynie jako zgodne lub przeciwne. Amplitudy czujnika pomiarowego odczytywano bezpośrednio z ekranu oscylografu przy niezmiennym wzmocnieniu w czasie jednej częstości rezonansowej. Bezwzględna wartość amplitud przeważnie nie była mierzona. Amplitudy przy różnych rezonansach, odczytywane przy różnych wzmocnieniach, nie są ze sobą porównywalne.

3. WYNIKI

3.1. Określenia, definicje

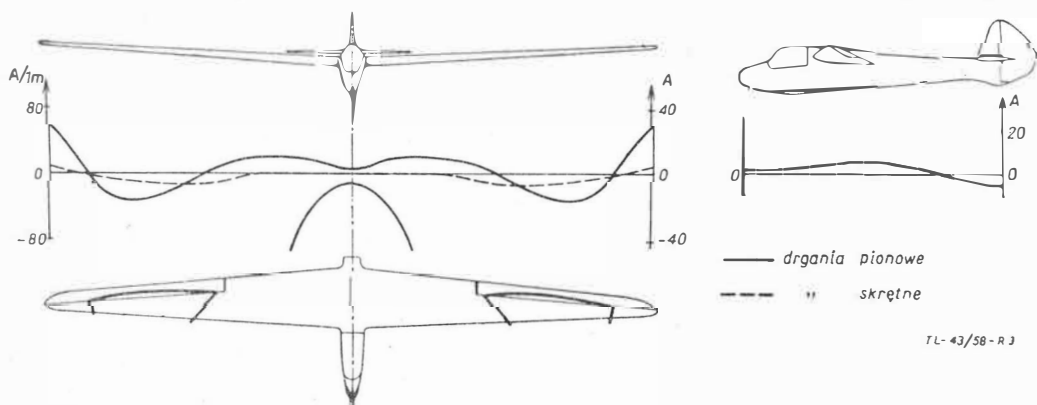
Jak już wspomniano, wyniki zostały przedstawione w postaci wykresów rozkładu amplitud i przebiegu linii węzłowych. Wiadomo że linia węzłowa dla układu drgającego z częstotliwością rezonansową przy występowaniu niewielkiego tłumienia jest linią o zerowych amplitudach, rozdzielającą obszary drgające z przeciwnymi fazami. Rezonanse o zakresie częstości od 0 do około 25 Hz na ogół podporządkowały się tej zasadzie. Natomiast przy wyższych rezonansach często występowały dość znaczne odchylenia wywołane prawdopodobnie nieliniowością, zmianą charakteru tłumienia i innymi zjawiskami.

Zamiast linii występował szeroki pas, w którym fazy stopniowo przechodziły ze zgodnej na przeciwną. W takich przypadkach węzeł wykreślano w miejscach, gdzie amplituda osiągała minimum różne od zera, a przesunięcia fazowe wynosiły około 90° .

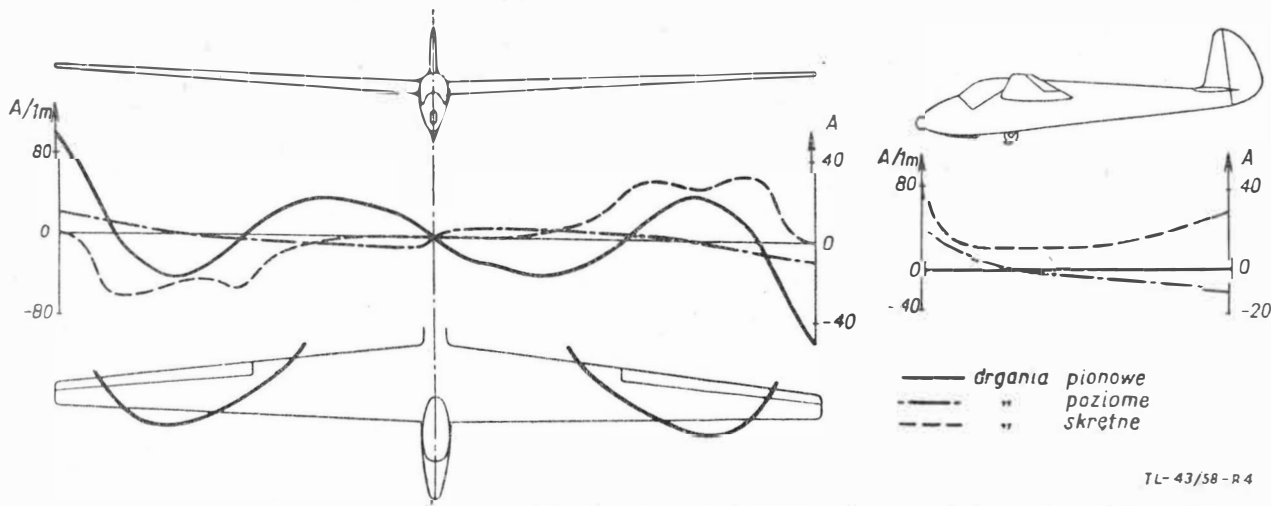
Stosowany system wzbudzania nie pozwalał na wyselekcjonowanie jednej, żądanej postaci drgań. Toteż zdarzało się, że gdy w pobliżu badanego rezonansu występował drugi, mierzona postać była sumą kinematyczną wychyleń, odpowiadających obu wzbudzonym postaciom. Wywoływało to dodatkowe przesunięcie faz niektórych punktów, leżących nawet z dala od węzłów. Szczególnym przykładem tego zjawiska było wzbudzenie jednocześnie postaci symetrycznej i antysymetrycznej, dające w sumie asymetryczny obraz drgań. Małe przesunięcie faz rzędu kilka do kilkunastu stopni były pomijane. Przy występowaniu znacznych odchyłeń starano się sprawdzić wątpliwe punkty za pomocą dwóch czujników przystawionych blisko siebie. W kilku przypadkach nie zdołano jednak otrzymać pewnego i powtarzalnego wyniku.

3.2. Przykłady przedstawiania wyników

Na rys. 3 podano przykład postaci symetrycznej drgań szybowca *Sohaj* przy częstości 17,5 Hz, na rys. 4 zaś — antysymetrycznej drgań szybowca *Mucha 100* przy częstości 16 Hz.



Rys. 3. Symetryczna postać drgań własnych szybowca Z — 125 *Sohaj* przy częstości 17,5 Hz



Rys. 4. Antysymetryczna postać drgań własnych szybowca SZD—12 *Mucha—100* przy częstości 16 Hz

Wykresy wykonane są zgodnie z układem osi współrzędnych, którego środek znajduje się w środku ciężkości szybowca, dodatnie zwroty osi X, Y, Z skierowane są do przodu, w prawo, w dół, a dodatnie obroty są prawoskrętne.

Dla postaci symetrycznej podany jest rozkład amplitud drgań pionowych wzdłuż dźwigara statecznika, kadłuba i drgań skrętnych wzdłuż rozpiętości skrzydła oraz przebieg linii węzłowych na skrzydle. Miara drgań skrętnych jest różnica amplitud w dwóch punktach cięciwy, odległych o 1 m. W podanym przykładzie skręcanie jest bardzo małe, jest to postać giętne skrzydła.

Dla postaci antysymetrycznej oprócz drgań pionowych podano również rozkład amplitud drgań poziomych skrzydła i kadłuba oraz skręcenie kadłuba.

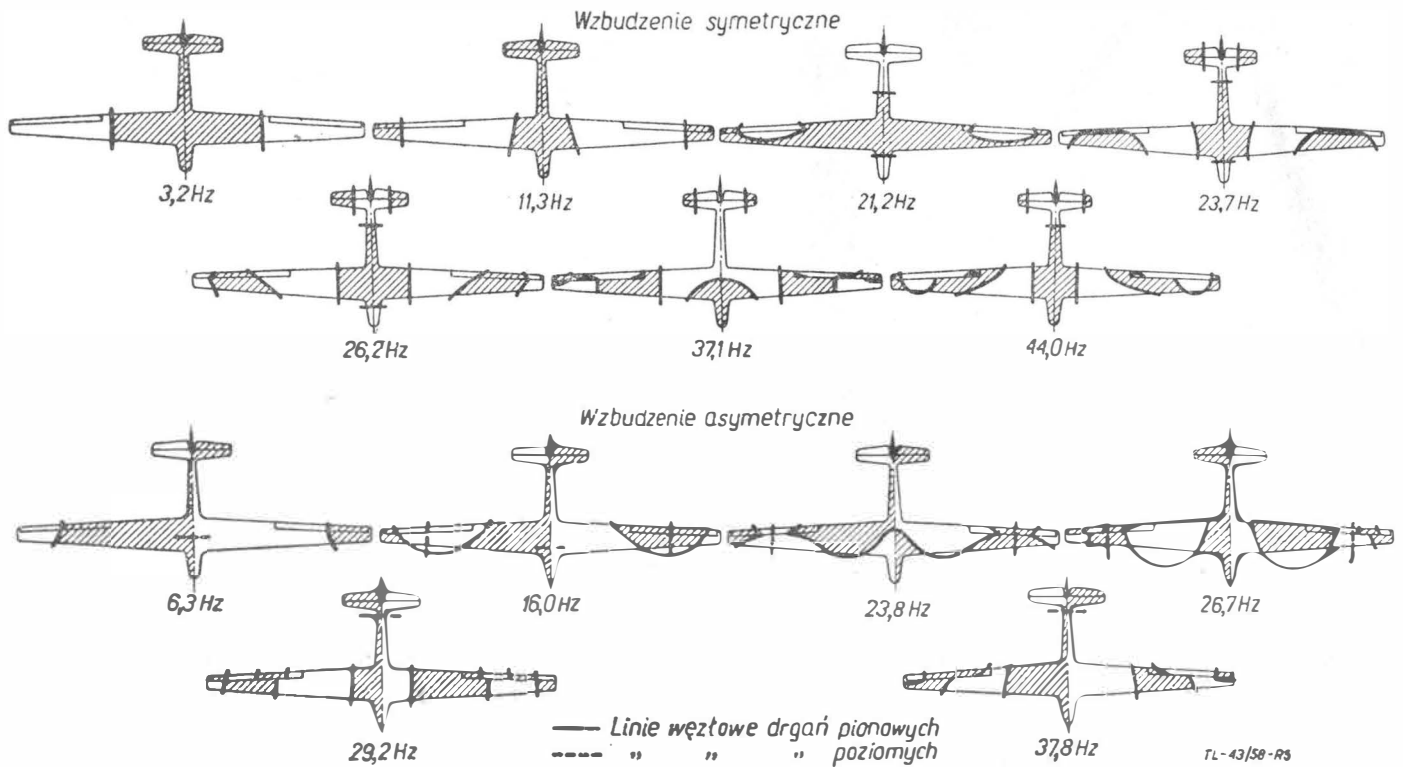
Dla lepszego porównania poszczególnych rezonansów, jak również dla porównania szybowców między sobą, wykonywane były zestawienia, na których na sylwetce szybowca nanoszone były jedynie węzły drgań pionowych i poziomych. Dla przykładu podano zestawienie postaci drgań szybowca *Mucha-100* (rys. 5) i *Żuraw* (rys. 6).

Dwa pierwsze rezonanse *Muchy-100* są postaciami giętnymi skrzydła. Przy częstości 3,2 Hz jest rezonans podstawowy z jednym węzłem, przy 11,3 Hz z dwoma węzłami giętnymi na skrzydle. Przy trzecim zewnętrzna część skrzydła jest skręcana i na kadłubie są dwa węzły. Przy częstości 23,7 Hz mamy już trzy węzły skrętno-giętne na skrzydle. Następną postać — to rezonans lotki, przy którym maksimum amplitudy wystąpiło wyraźnie tylko na lotce. Przy częstości 37,1 Hz i 44 Hz na skrzydle pojawiają się cztery węzły, a część lotki drga przeciwnie niż sąsiednia część skrzydła.

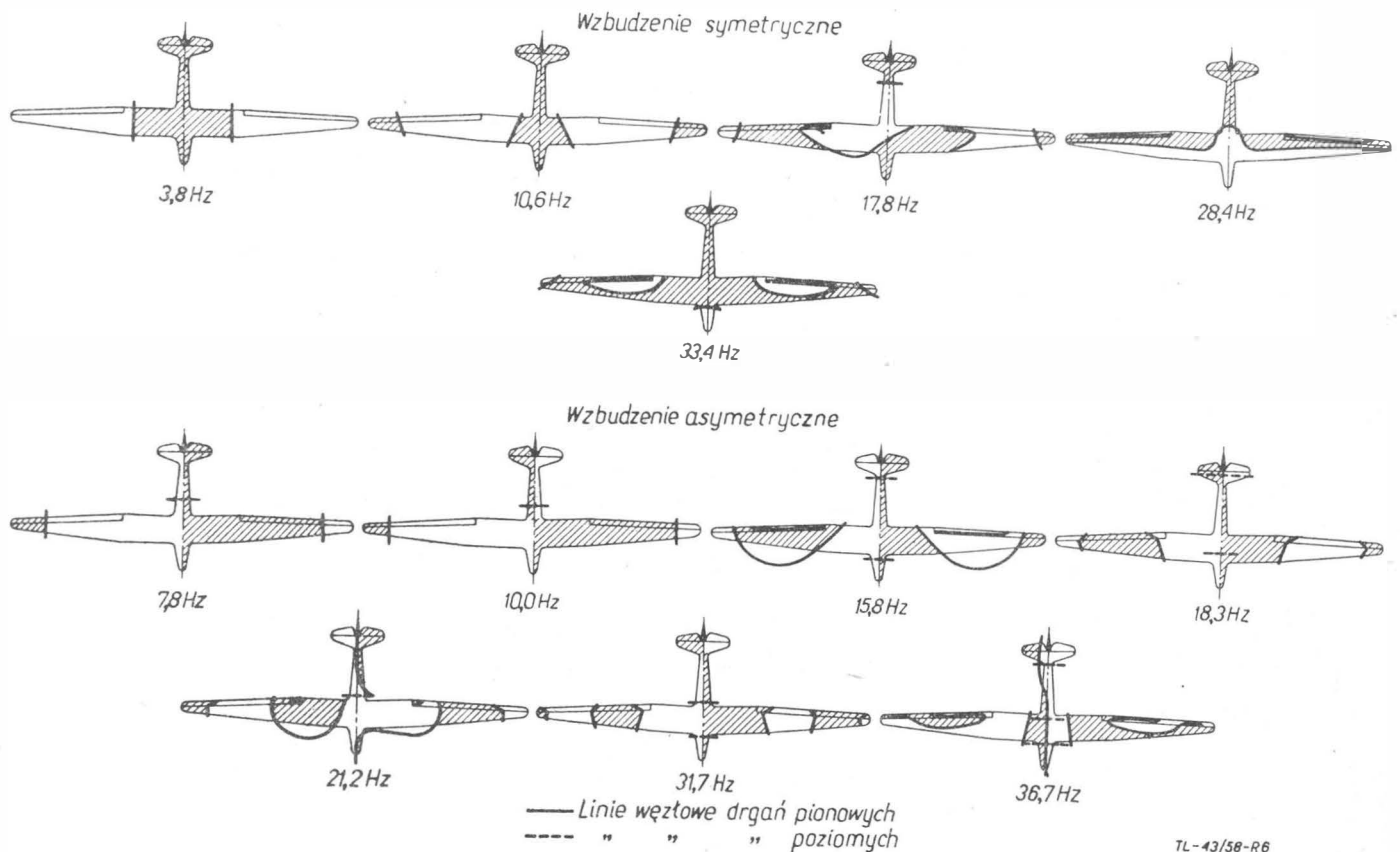
Podobnie podstawowy rezonans antysymetryczny jest jednowęzłowy, a drugi dwuwęzłowy z dość znacznym skręceniem w środkowej części skrzydła. Trzeci węzeł pojawia się przy 23,8 Hz, a przeciwne drgania lotki i skrzydła występują przy trzech ostatnich rezonansach.

Na szybowcu *Żuraw* — podobnie jak na szybowcu *Mucha-100* — dwie pierwsze postacie symetryczne są postaciami giętnymi skrzydła. Trzecia postać jest asymetryczna, prawdopodobnie w wyniku nałożenia się na siebie postaci symetrycznej i antysymetrycznej. Przy następnym rezonansie 28,4 Hz na skrzydle występuje węzeł skrętny biegnący wzdłuż całej rozpiętości.

Dwa pierwsze rezonanse antysymetryczne różnią się między sobą tylko fazą drgań statecznika: w pierwszym statecznik drga zgodnie z przykadłubową częścią skrzydeł, w drugim — drga przeciwnie.



Rys. 5. Zestawienie pomiarów rezonansowych szybowca Mucha—100



Rys. 6. Zestawienie pomiarów rezonansowych szybowca Zuraw

3.3. Próby uogólnienia i analizy wyników

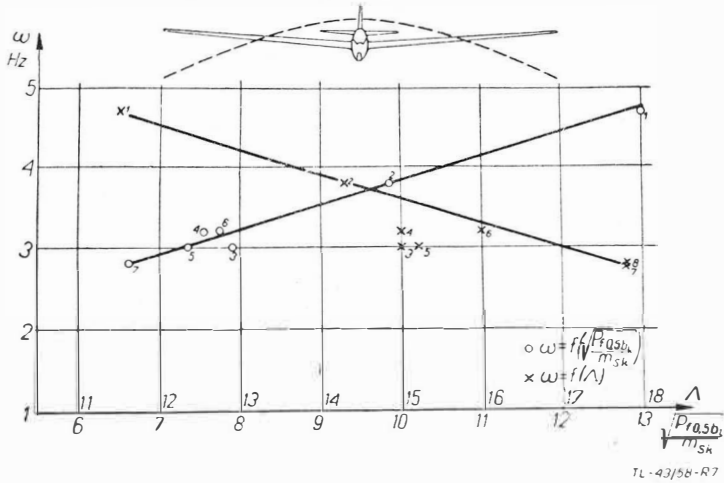
Znajomość postaci drgań własnych ośmiu szybowców różnych typów pozwoliła na przeprowadzenie pewnych uogólnień. Szczególnie w zakresie niskich częstotliwości na wszystkich szybowcach występowały analogiczne postacie drgań, a częstotliwość ich była w dość ścisłej zależności ze sztywnością i masą konstrukcji. Wykorzystano tu pomiary sztywności szybowców, prowadzone równoległe z próbami rezonansowymi.

Przy wyższych rezonansach nie zdołano znaleźć bezpośredniego związku między częstotliwością a sztywnością i masą

układu, tym bardziej że postacie drgań poszczególnych szybowców były bardziej zróżnicowane.

Wśród rezonansów symetrycznych najlepiej wyodrębniają się dwa pierwsze: rezonans podstawowy, charakteryzujący się jednym węzłem giętym na skrzydle, waha się w granicach częstotliwości 2,8—4,7 Hz, drugi — z dwoma węzłami giętymi na skrzydle, występuje przy częstotliwościach 8,3 do 14,2 Hz. Przy obu postaciach kadłub odkształcany jest nieznacznie i węzeł na nim nie występuje. O częstotliwości obu rezonansów decyduje więc sztywność i masa skrzydeł.

Częstość podstawowego rezonansu wykreślono w funkcji współczynnika $\sqrt{\frac{P_{0,5f}}{m_{sk}}}$, gdzie $P_{0,5f}$ jest sztywnością giętą skrzydła w połowie rozpiętości lotki, m_{sk} — masą skrzydła (rys. 7). Otrzymano zależność liniową przy nieznacznym rozrzucie punktów. W pierwszym przybliżeniu częstość tę ocenić można znając jedynie wydłużenie skrzydła Δ . Na wykresie $\omega = f(\Delta)$ punkty układają się również liniowo z nieco większym rozrzutem. Położenie węzła, określone jako stosunek odległości węzła od osi symetrii do połowy rozpiętości, znajdowało się w granicach 0,36—0,48.



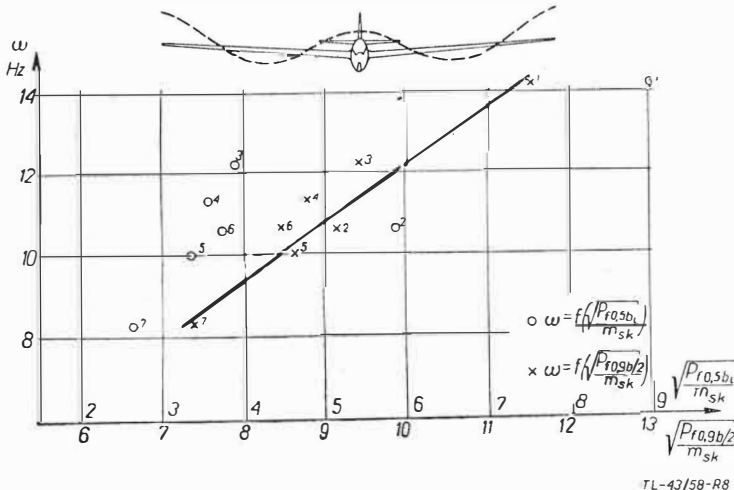
Rys. 7. Symetryczny rezonans podstawowy — częstość w funkcji $\sqrt{\frac{P_{f 0,5 b_l}}{m_{sk}}}$. Liczby przy punktach oznaczają numer kolejny szybowca według tabeli 1

Próby teoretycznych obliczeń podstawowej części giętej metodą *Rayleigha* dały wyniki większe o około 18% od uzyskanych doświadczalnie.

Częstość drugiego rezonansu symetrycznego wykazuje prawie liniową zależność od współczynnika $\sqrt{\frac{P_{0,9f}}{m_{sk}}}$, gdzie $P_{0,9f}$ jest sztywnością giętą skrzydła w przekroju 0,9 $b/2$ (rys. 8). Z podobną dokładnością układają się częstości drugiego rezonansu w funkcji współczynnika

$$\frac{1}{A^2} \sqrt{\frac{b}{Q_{sk}}}$$

gdzie: b — rozpiętość, Q_{sk} — ciężar skrzydła (rys. 9). W zakresie częstości od 16,3 do 23,4 Hz występuje grupa rezonansów, których wspólną cechą są dwa węzły na dźwigarze i jeden lub dwa węzły na kadłubie. Grupa ta jest dosyć zróżnicowana pod względem postaci drgań skrzydła.



Rys. 8. Rezonans symetryczny gięty dwuwęzłowy — częstość w funkcji $\sqrt{\frac{P_{f 0,9 b}}{m_{sk}}}$. Liczby przy punktach oznaczają numer kolejny szybowca według tabeli 1

Spośród ośmiu badanych szybowców na sześciu występuje pewne skrócenie skrzydła, przy czym charakterystyczne są dwa typy postaci drgań: 1) skrócenie występuje w przykadłubowej części skrzydła i 2) skrócenie jest zewnętrzne, lotkowa część skrzydła.

W pierwszym przypadku linia węzłowa biegnie na zewnątrz skrzydła przed krawędzią natarcia, w drugim — biegnie wzdłuż skrzydła, wchodząc na listwie splywu. Tylko na jednym szybowcu — *Żuraw* — wystąpiła przy częstości 28,2 Hz czysta postać skrętna, z węzłem biegnącym wzdłuż całego skrzydła w pobliżu głównego dźwigara.

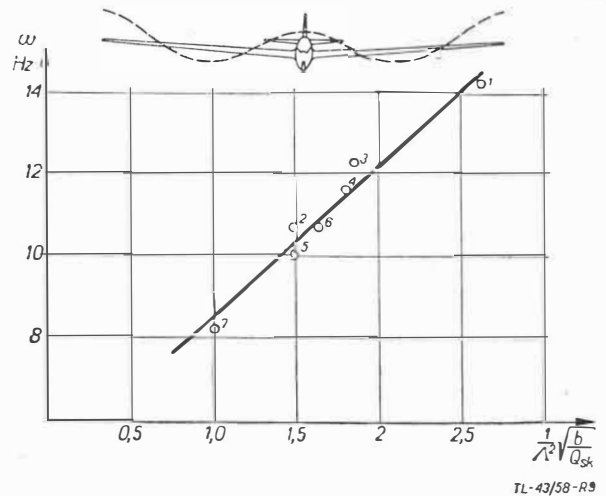
Powyżej omawianej częstości 23,4 Hz szybowce o wydłużeniu $\Delta \geq 15$ mają więcej niż dwa węzły skrętnogiętne na skrzydle. Postacie drgań są albo bardzo zbliżone do giętych (*Minimo*, *Mucha-100*, *Šohaj*), lub oprócz zginania występuje skręcanie, przy czym najczęściej razem ze zmianą fazy zginania następuje zmiana fazy skręcania.

Charakter postaci drgań skrętnych na szybowcach znacznie odbiega od postaci skrętnych, występujących na samolotach. Zagadnienie to wymaga dalszego zbadania.

Do częstości około 20 Hz na wszystkich szybowcach lotka zachowywała się jak element sztywny, związany ze skrzydłem, to znaczy, węzły na lotce były przedłużeniami węzłów skrzydła i odkształcenia jej wynikały z postaci odkształceń skrzydła. Powyżej 20 Hz, wyjątkowo na *Šohaju* już przy 17,5 Hz, zaznacza się odrębność lotki. Mimo że skrzydło jest tylko zginane między węzłami (rys. 3), wzdłuż prawie całej lotki biegnie węzeł skrętny.

Podobne zjawiska występują na *Waźce*, *Goewierze*, *Musze-100* i *Żurawiu* przy częstościach powyżej 20 Hz.

Częstość, przy której lotka zaczyna drgać z fazą przeciwną, niż sąsiednia część skrzydła, zjawisko bardzo niebezpieczne z punktu widzenia flatteru, waha się w bardzo małych granicach dla wszystkich badanych szybowców i wynosi średnio około 37 Hz.



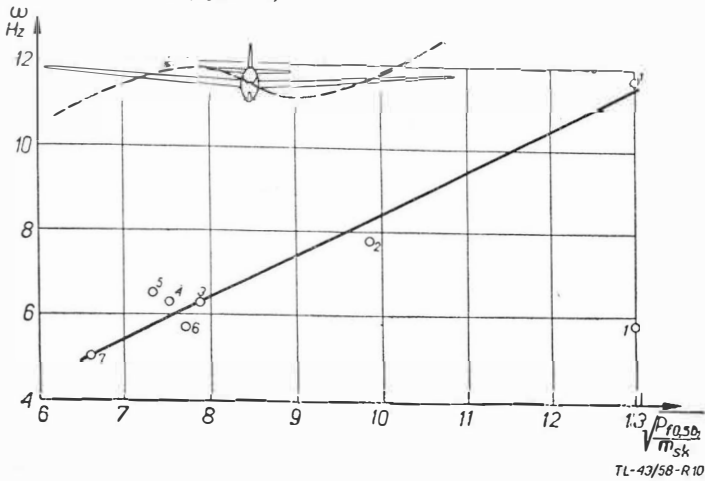
Rys. 9. Rezonans symetryczny, gięty dwuwęzłowy — częstość w funkcji $\frac{1}{A^2} \sqrt{\frac{b}{Q_{sk}}}$. Liczby przy punktach oznaczają numer kolejny szybowca według tabeli 1

Przy tej częstości (*Šohaj*) lub poniżej (*Mucha-100* przy 26,2 Hz), występuje w niektórych przypadkach rezonans lotek, tj. rezonans, przy którym maksimum amplitudy zaznacza się wyraźnie tylko na lotce.

Przy antysymetrycznych rezonansach przeciwne fazy drgań lotki i skrzydła albo nie występują wcale, albo zaznaczają się słabo (na *Šohaju* przy 40 Hz, na *Minimo* przy 35,4 Hz). Jedynie w przypadku *Muchy-100* zjawisko to wystąpiło bardzo silnie i aż w trzech rezonansach: 26,7 Hz, 29,2 Hz i 37,8 Hz.

Podstawowy rezonans antysymetryczny, charakteryzujący się jednym węzłem giętym na skrzydle i jednym węzłem drgań poziomych na kadłubie, występuje w zakresie częstości od 5 do 11,7 Hz. Wzbudzone były dwa warianty tej postaci: albo statecznik drgał zgodnie z przykadłubową częścią skrzydła, albo przeciwnie. Obydwa warianty wystąpiły tylko na *Żurawiu* — pierwszy przy 7,8 Hz, drugi przy 10 Hz. Węzeł na kadłubie występował bądź w przedniej czy centralnej części, bądź w tylnej i nie dało się zauważyć bezpośredniego związku między sztywnością giętą kadłuba, a częstością tej postaci. Natomiast zauważono, podobnie jak przy pod-

stawowym rezonansie symetrycznym, pewną zależność częstości od sztywności giętej w połowie rozpiętości lotki i masy skrzydła (rys. 10).



Rys. 10. Podstawowy rezonans antysymetryczny — częstość w funkcji $\sqrt{\frac{P_{f0,5}b_l}{m_{sk}}}$. Liczby przy punktach oznaczają numer kolejny, szybowca według tabeli 1

Powyżej rezonansu podstawowego daje się wyodrębnić grupa rezonansów antysymetrycznych, charakteryzujących się dwoma węzłami giętko-skrętnymi na skrzydle i jednym lub dwoma węzłami drgań poziomych kadłuba. Grupa ta występuje w zakresie częstości od 9,7 do 21,2 Hz.

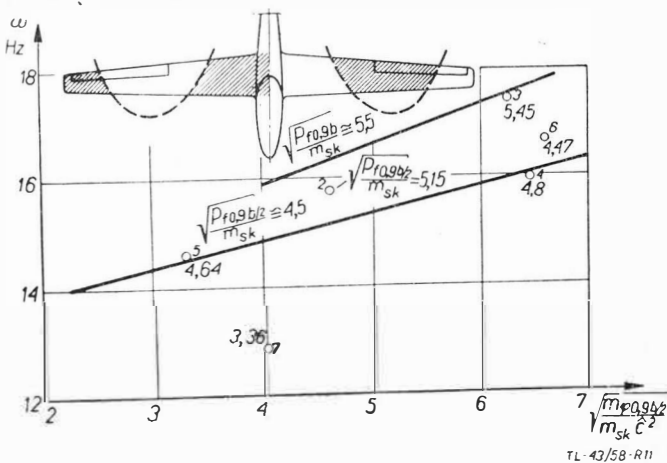
Każdy z szybowców ma od jednego do trzech rezonansów tego typu.

W grupie tej daje się zauważyć w zakresie 12,9 do 17,5 Hz postać drgań skrzydła powtarzająca się na sześciu z ośmiu badanych szybowców. Ponieważ występuje tu dość znaczne skrócenie skrzydła, uczyniono próbę uzależnienia częstości tej postaci od sztywności skrętnej skrzydła. Na rysunku (rys. 11) naniesiono częstości w funkcji współczynnika

$\sqrt{\frac{m_{\varphi 0,9}}{m_{sk} \hat{C}^2}}$ dla różnych wartości współczynnika $\sqrt{\frac{P_{f0,9}}{m_{sk}}}$ gdzie m_{φ} — sztywność skrętna w przekroju odległym o $0,9b/2$ od osi symetrii, \hat{C} — średnia geometryczna cięciwa skrzydła.

Ogólnie należy stwierdzić, że przy postaciach antysymetrycznych skręcanie skrzydeł występowało znacznie silniej, częściej i przy niższych częstościach niż przy symetrycznych. Również zjawisko wyodrębniania się drgań lotki w postaci węzła skrętnego, biegnącego wzdłuż lotki, pojawiało się na niższej częstości (Sohaj — 16,7 Hz, Ważka — 17,5 Hz).

Na podstawie wyników pomiarów postaci symetrycznych i antysymetrycznych należy stwierdzić, że przy obliczeniach flatteru lotka nie zawsze może być traktowana jako element sztywny związany ze skrzydłem.



Rys. 11. Rezonans antysymetryczny — częstość w funkcji $\sqrt{\frac{m_{\varphi 0,9}}{m_{sk} \hat{C}^2}}$

dla różnych wartości $\sqrt{\frac{P_{f0,9}b_l}{m_{sk}}}$. Liczby przy punktach oznaczają numer kolejny szybowca według tabeli 1

Tabela 1. Numeracja i charakterystyka szybowców*)

Nr na wykresach	Nazwa	Rozpiętość skrzydeł bm	Wydłużenie skrzydeł A	Ciężar Q kG
1	Goevier	14,8	11,5	400
2	Żuraw	18	14,3	460
3	IS-2 Mucha-100	15	15	240
4	SZD-12 Mucha-100	15	15	256
5	G6-3 Minimoa	17	15,2	300
6	Z-125 Sohaj	15	16	230
7	IS-1 Sęp	17,5	17,8	350
8	Ważka	18	17,8	300

Powyżej wartości 21,2 Hz wszystkie badane szybowce miały więcej niż dwa węzły skrętko-giętne na skrzydle. Również i w tym zakresie występowały postaci wybitnie skrętne (Ważka, Minimoa). Drgania poziome kadłuba i skrzydeł były bardzo różnicowane i nie zdołano znaleźć żadnych uogólnień.

Ciekawym zjawiskiem było wystąpienie dość silnych drgań poziomych skrzydła przy jednym rezonansie symetrycznym szybowca Minimoa.

Na jednym z badanych szybowców — SZD-12 Mucha-100 — wykonane były pomiary postaci symetrycznych dla trzech wersji wyważenia lotek. W wersji I — nazwanej lotkami bez wyważenia, środek ciężkości leżał 10% \hat{C}_l za osią obrotu (\hat{C}_l — średnia geometryczna cięciwa lotki), wersja II — to normalna lotka Muchy-100 z ciężarkiem wyważającym umieszczonym w przybliżeniu w połowie rozpiętości lotki, sprowadzającym środek ciężkości do położenia 1,2% \hat{C}_l za osią obrotu, wersja III — lotki z wyważeniem ciągłym, ze środkiem ciężkości 1,2% \hat{C}_l przed osią obrotu. Porównanie wersji I z II pozwala ocenić wpływ procentowego wyważenia lotki, porównanie wersji II z III — wpływ rozkładu wyważenia wzdłuż rozpiętości lotki.

We wszystkich trzech wersjach otrzymano rezonanse o zbliżonych częstościach i postaciach. Ogólnie należy stwierdzić, że różnice między I i II były bardzo niewielkie, natomiast między II i III — dosyć znaczne.

Pierwsze dwa rezonanse giętne nie różniły się postacią, a jedynie pojawiały się niewielkie różnice w częstościach. Najistotniejsze różnice zaznaczyły się w grupie rezonansów w zakresie częstości od 20 do 26,2 Hz. Jest to zakres częstości, który prawdopodobnie odgrywa istotną rolę we wzbudzeniu flatteru lotkowego. Przy wersji I w zakresie częstości od 22,5 do 25,5 Hz otrzymano trzy rezonanse, z których ostatni — przy 25,5 Hz jest rezonansem lotek. Przy wersji II otrzymano również trzy rezonanse, lecz w nieco szerszych odstępach — od 21,2 do 26,2 Hz. Ostatni również był rezonansem lotek, a drugi z kolei zaznaczał się na skrzydle znacznie słabiej. Przy wersji z wyważeniem ciągłym rezonans lotek zanika i występują tylko dwa rezonanse, jeszcze bardziej oddalone od siebie. Rezonans drugi jest bardzo słaby: występuje wyraźnie tylko na kadłubie, stateczniku i lotce. Również w zakresie wyższych częstości postaci drgań wersji I i II są prawie identyczne, natomiast między wersją II i III zaznaczają się pewne różnice. Widać stąd, że rodzaj wyważenia ma decydujący wpływ na charakter występujących postaci. Otrzymane wyniki skłaniają do przypuszczeń, że zastosowanie wyważenia ciągłego zamiast skupionego podniesie krytyczną prędkość flatteru.

4. DALSZE PLANY PRAC

Dalsze plany prac w zakresie prób rezonansowych obejmują przede wszystkim zebranie większej ilości materiału doświadczalnego, który pozwoliłby na uogólnienie wyników w szerszym niż dotąd zakresie. Poza tym planowane jest przeprowadzenie obliczeń prędkości krytycznej flatteru metodą Lagrange'a dla wszystkich zbadanych szybowców. Celem obliczeń będzie stwierdzenie, które z postaci drgań własnych są krytyczne z punktu widzenia flatteru. Taka analiza pozwoliłaby w przyszłości ocenić niebezpieczeństwo flatteru na podstawie wyników prób rezonansowych i wskazywać środki zaradcze. Szerszy materiał doświadczalny i obliczeniowy mógłby być podstawą do uzasadnienia niektórych kryteriów sztywności.

*) Wartości ciężarów zawarte w tabeli 1 niniejszego artykułu różnią się od wartości podanych w tabeli 1 artykułu „Pomiary sztywności szybowców” (str. 158). W artykule niniejszym przyjęto rzeczywiste wartości występujące w czasie prób rezonansowych, wymienionym zaś w artykule — wartości katalogowe.

Inż. dypl. JÓZSEF GEDEON
Politechnika Budapeszteńska

Pomiary obciążeń występujących podczas lądowania szybowca

Podano metodę i wyniki pomiarów dokonanych na czterech węgierskich szybowcach. Określono prawo rozrzutu obciążeń i określono prawdopodobieństwo wystąpienia obciążenia o określonej wielkości. Praca dotyczy szybowców, których podwozie stanowi płoza lub nie zamortyzowane koło z oponą. Autor dochodzi do wniosku, że podczas lądowania tego typu szybowców występują dość często w czasie dobiegu znaczne obciążenia spowodowane faktem, że częstość impulsów pochodzących od nierówności terenu jest tego samego rzędu co częstość drgań szybowca na podwoziu.

Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno 1958 r.

1. WSTĘP

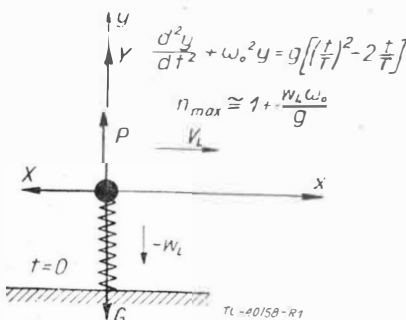
Jest rzeczą ogólnie znaną, że obciążenia występujące podczas lądowania szybowca należy przypisać częściowo błędom pilotażu, częściowo jednak pochodzą one od uderzeń o nierówności terenu, kołowania w grząskim terenie itp. W przepisach wytrzymałościowych przyjmuje się zazwyczaj błędy pilotażu jako przypadki wymiarujące. O tym, że mniemanie powyższe jest na ogół prawdziwe, świadczy większość wypadków przy lądowaniu, ponieważ są one — z wyjątkiem lądowań przymusowych na nieodpowiednim terenie — wynikiem błędnego pilotażu. Ten sposób rozumowania jest nam też wygodny, ponieważ obliczenie obciążeń występujących podczas nieprawidłowego wyrównania, przepadnięcia czy lądowania ze znośnieniem jest łatwe do ujęcia liczbowego, o ile znana jest prędkość opadania, wysokość przepadnięcia itp.

Pomimo tych przekonywujących na pozór faktów, w licznych ważnych kwestiach nie mamy jasnego obrazu. Nie znamy na przykład rzeczywistych prędkości opadania w czasie lądowania szybowców. Podczas kołowania szybowców przez nierówności terenu szybowce nie mają tendencji do natychmiastowego połamania się, czyż nie mogą jednak wystąpić zjawiska zmęczenia, które doprowadzą do pęknięcia? Celem wyjaśnienia tych i innych kwestii zostały wykonane przez Katedrę Lotnictwa Politechniki Budapeszteńskiej, kierowaną przez prof. Eleméra Rácza, próby w locie, ukończone w 1957 r.

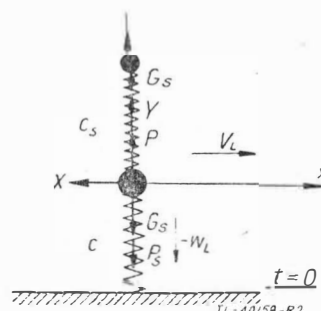
Celem możliwie gruntownego opracowania zagadnienia przestudiowaliśmy odpowiednią literaturę fachową i analizowaliśmy mechanikę zjawiska lądowania. Jeśli chodzi o ogólne zasady lądowania oraz obliczenie sił od uderzenia spowodowanego zetknięciem z ziemią, znaleźliśmy w literaturze oczywiście stosunkowo dużo danych. Niestety wiele z tego materiału mogliśmy wykorzystać do naszych celów jedynie w ograniczonym stopniu i z zastrzeżeniami, ponieważ odpowiednie prace prawie bez wyjątku nie uwzględniały specyficznych warunków lotu szybowcowego. Pomimo tego praca zużyta na studiowanie literatury nie została zmarnowana, ponieważ dzięki temu mogliśmy wprowadzić uproszczenia i skróty, które zabrałyby nam wiele czasu. Pomiędzy innymi szczegółów tych prac wstępnych i nie wdając się we wprowadzenie w przepisy wytrzymałościowe, które zakładamy, że są znane czytelnikom, przejdźmy od razu do omówienia istotnych dla zagadnienia wielkości.

ZAŁOŻENIA TEORETYCZNE

Nasze obliczenia teoretyczne opierały się na założeniach, że masa szybowca skupiona jest w jednym ważkim, sprężystym podpieranym punkcie. Na ten punkt działa ciężar szybowca G , stałej wielkości wypór Y i stałej wielkości opór X .



Rys. 1. Najprostszy model dynamiczny



Rys. 2. Model uwzględniający sprężystość skrzydła

W chwili przyziemienia punkt ten posiada prędkość poziomą V_L i prędkość opadania w_L . Siła X wywołuje stałe opóźnienie ruchu w kierunku x . Różniczkowe równanie ruchu w kierunku osi y wyraża się wzorem:

$$\frac{d^2y}{dt^2} + \omega_0^2 y = g \left[\left(\frac{t}{T} \right)^2 - 2 \frac{t}{T} \right]$$

gdzie t oznacza czas, T — czas trwania dobiegu, zaś ω_0 — pulsację drgań własnych szybowca stojącego na głównym podwoziu. Z rozwiązania tego równania różniczkowego wynika, że współczynnik największy obciążenia da się z dostatecznym przybliżeniem wyrazić wzorem:

$$n_{max} = 1 + \frac{w_L \cdot \omega_0}{g}$$

Jest oczywiste, że zastąpienie całego szybowca z jego 10—18 m skrzydłami ważkim punktem daje błąd, ponieważ podczas lądowania występują dość znaczne przyspieszenia.

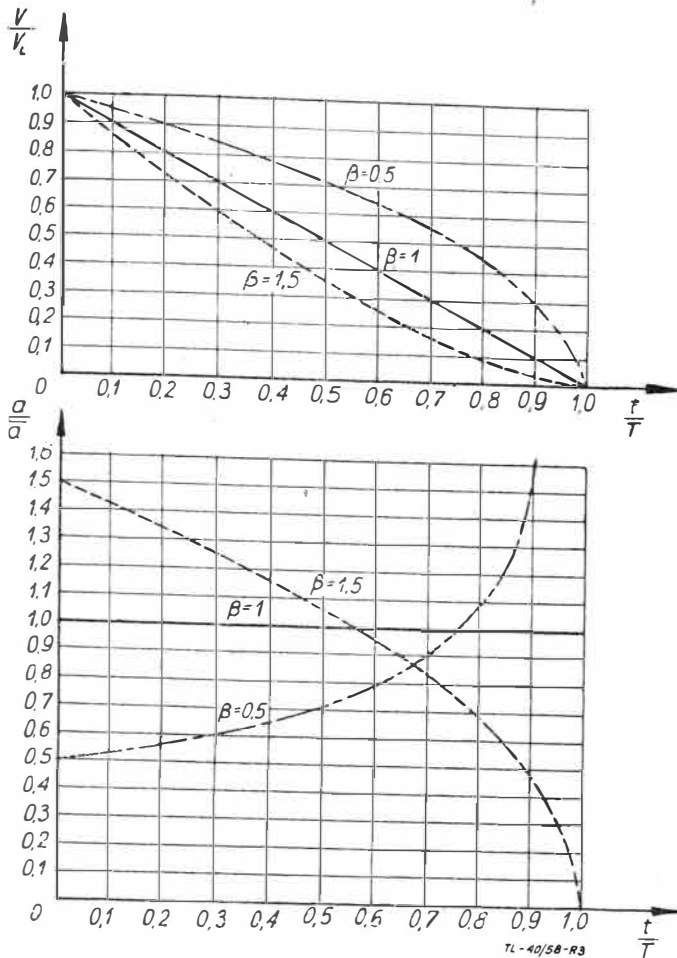
Przeprowadziliśmy krótki rachunek dla obciążenia przypuszczalnego wielkości popełnianego błędu. Górny mniejszy punkt ważki oraz górna sprężyna uwidoczniona na rysunku 2 zastępują w tym schemacie masę i sprężystość skrzydła. Znaleźliśmy, że w obliczeniach uproszczonych błąd popełniony przez zaniedbanie sprężystości skrzydła waha się w przypadku skrzydła wolnonośnego mniej więcej od 10 do 16%. Jeśli zależy nam na dokładności wyniku, należy uwzględnić powyższą poprawkę. Jeśli jednak weźmiemy pod uwagę, że przyjmujemy liniową charakterystykę opony — co jest błędem kompensującym poprzedni — to dojdziemy do wniosku, że oba błędy w znacznym stopniu się znoszą.

W następnym etapie rozważaliśmy dobieg ze wzrastającym lub malejącym opóźnieniem prędkości dobiegu. Rozpatrywaliśmy przypadek, w którym założyliśmy, że prędkość dobiegu spada według zależności

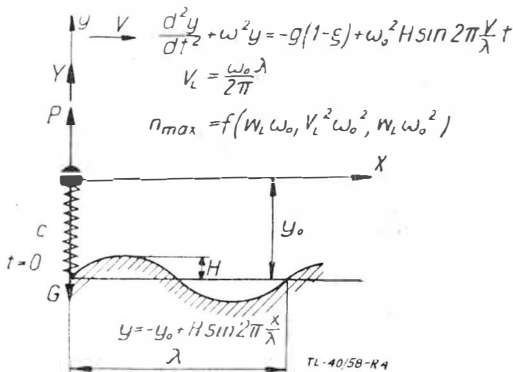
$$V = V_L \left[1 - \frac{t}{T} \right]^\beta$$

Linie pełne na rys. 3 oznaczają prędkości i opóźnienia dla $\beta = 1$, tj. w przypadku stałego opóźnienia. Jeśli wykładnik β jest większy od 1, to wykres prędkości i opóźnień wykazuje przebieg zbliżony do krzywej kreskowanej. Przypadek ten zachodzi, gdy opór czołowy szybowca jest duży w stosunku do oporu toczenia podwozia (skuteczne hamulce aerodynamiczne, podwozie o dużym kole, toczące się po płaskim gruncie). Jeśli jednak, jak w przypadku szybowca, który ląduje na płozi bez hamulców aerodynamicznych, większa część oporu pochodzi od tarcia o ziemię, to wykładnik β jest mniejszy od jedności i krzywe mają charakter zbliżony do linii punktowanej. Gdy rozwiążemy równanie różniczkowe tego ruchu i określimy stąd wielkość współczynnika obciążenia, zobaczymy, że dominujący czynnik jest ten sam co w przypadku ruchu o stałym opóźnieniu. Wartość czynników zależnych od β jest o jeden lub dwa rzędy wielkości mniejsza. Na obciążenia będą zatem i w tym przypadku wpływać głównie: prędkość opadania oraz charakterystyka pozostała podwozia.

Pozostaje jeszcze powiedzieć nieco o wpływie nierówności gruntu. Ponieważ kształt i wielkość przeszkód są bardzo różnorodne, a trudno dające się wyrachować tłumienie wahań gra dość znaczną rolę, ograniczamy nasze rozważania do wniosków jakościowych. Okazuje się np., że każdy szybowiec przy dobiegu w przeciętnych warunkach lądowania — przy których nierówności występują co 1 do 4 me-



Rys. 3. Przebieg prędkości lądowania i opóźnienia jego ruchu podczas lądowania

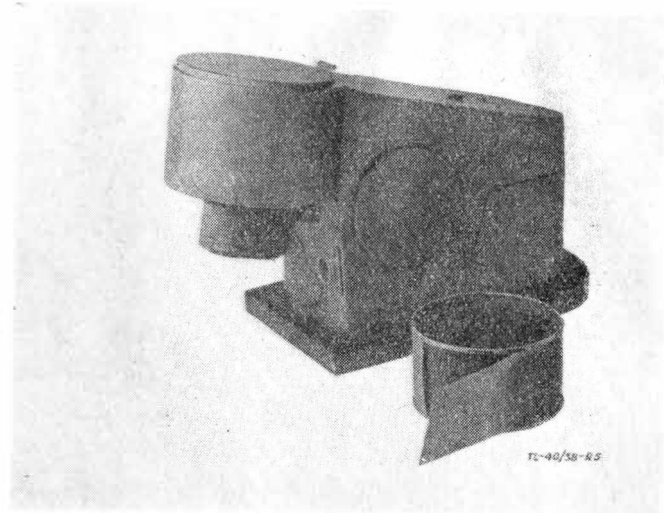


Rys. 4. Kołowanie przez nierówność terenu, model najprostszy

trów — znajduje się w obszarze rezonansu pomiędzy impulsami od nierówności terenu a częstotliwością drgań własnych. Dobre ich tłumienie jest zatem rzeczą ważną. Poszczególne człony wzorów na przyspieszenia są proporcjonalne do $\omega_L \omega_0$, $V_L^2 \omega_0^2$ i $\omega_L \omega_0^2$. Pierwszy człon odpowiada, jak poprzednio, uderzeniu przy pierwszym zetknięciu z ziemią, a pozostałe są bardziej lub mniej bezpośrednio przypisywane nierównościom terenu. Jeśli zatem szukamy reguły wiążącej wielkość i częstość występowania obciążeń w zależności od charakterystyki szybowca, celowe jest wyrazić wyniki pomiarów jako funkcję $V_L^2 \omega_0^2$ lub $\omega_L \omega_0^2$.

OPRZYRZĄDOWANIE I TECHNIKA POMIARÓW

Po tych rozważaniach wstępnych mogliśmy już zająć się sprawą metod pomiarów oraz przyrządów pomiarowych. Przebieg lądowania może być bardzo różny zależnie od wprawy pilota, powierzchni lądowiska, pogody itp. Fakt ten oraz nasze ograniczone oprzyrządowanie pomiarowe spowodowały, że obraliśmy prostą, lecz celową metodę. Ograniczyliśmy się mianowicie do pomiaru najważniejszych wielkości,



Rys. 5. Przyspieszeniograf

lecz przy interpretacji wyników zastosowaliśmy metody statystyczne, aby nasze wyniki możliwie uogólnić.

Prędkość lądowania V_L mierzyliśmy po prostu za pomocą prędkościomierza pokładowego. Ponieważ mieliśmy do czynienia z dobrze znanymi typami szybowców, zatem możliwość popełnienia grubszego błędu była bardzo mała. Zastosowanie kinoteodolitu z siatką pomiarową dałoby większą dokładność pomiaru, jednakże liczba pomiarowa byłaby znacznie mniejsza wskutek konieczności dokonania wielu robót przygotowawczych; było zatem problematyczne, czy ta dokładność się opłaci.

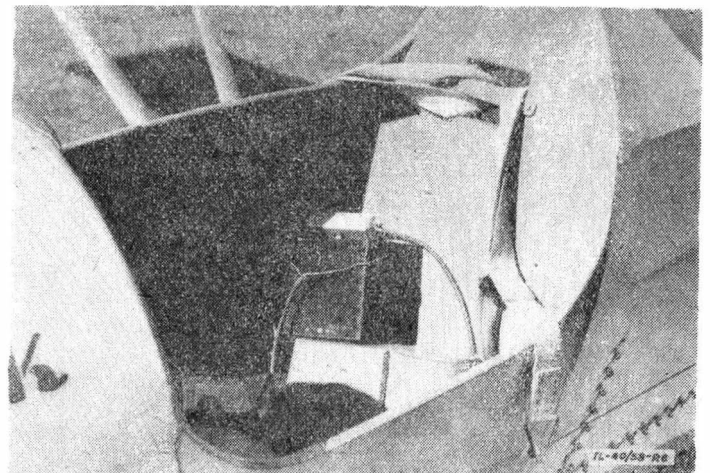
Prędkość wiatru była mierzona w chwili lądowania szybowca za pomocą wyskalowanego w m/sek anemometru przez obserwatora znajdującego się o 10—20 metrów od lądującego szybowca.

Czas dobiegu był mierzony przez tego samego obserwatora za pomocą stopera o dokładności wskazań 0,1 sek. Długość dobiegu była określona z dość dużą dokładnością przez pomiar odległości od punktu zatrzymania się szybowca do punktu, w którym szybowiec zetknął się z ziemią. Po obserwacji lądowania określano dokładnie miejsce przyziemienia przez obserwację śladu koła podwozia.

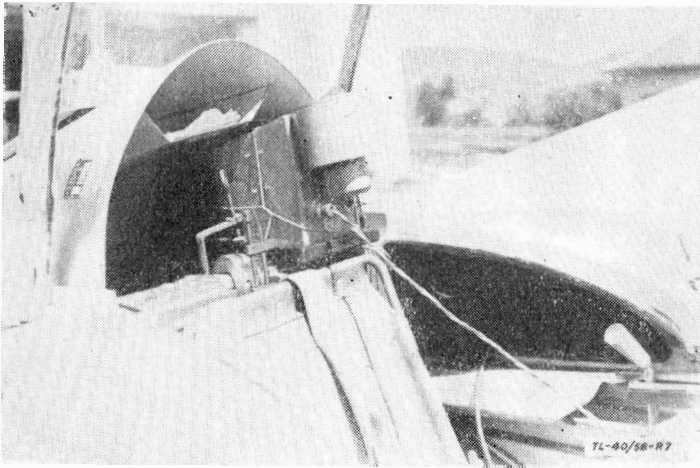
Reakcję gruntu określano z zapisu przyspieszeń pionowych, które rejestrował przyspieszeniograf dostosowany do wielkiej wysokości zapisu. Zapisu dokonywano na pasku filmu, nawiniętym na szybko obracający się bęben. Podczas jednego dobiegu bęben ten wykonywał kilka obrotów. Krzywe uzyskane podczas pomiaru nakładały się na siebie, co jednak nie zakłócało zbytnio pracy odczytywania wykresów. Zaletą tego układu była możliwość zaobserwowania szczegółów przebiegu tych szybkozmiennych zjawisk, uzyskana dzięki rozciągnięciu skali czasu.

Przyspieszeniograf wraz z przynależną doń baterią zamocowany był na fotelu za plecami pilota.

W dwumiejscowym szybowcu „Ifjuság” zamontowaliśmy przyspieszeniograf na lewym dźwigarce skrzydłowym, pod-



Rys. 6. Sposób zamontowania przyspieszeniografu w szybowcu „Vöcsök”



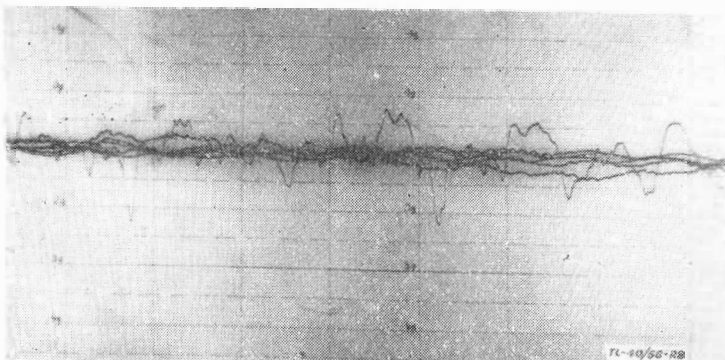
Rys. 7. Sposób zamontowania przyśpieszeniografu w szybowcu „Ifjusag”

czas gdy baterię upakowaliśmy w lewej przykadłubowej części skrzydła.

Loty pomiarowe dokonywane były za wyciągarką. Wykonane 52 loty pomiarowe pozwoliły wprowadzić na przebadanie czterech typów szybowców i na wyjaśnienie kilku kwestii, jak wpływ prędkości lądowania i innych, nie były jednak wystarczające do systematycznych badań nad wpływem kwalifikacji pilota na przebieg lądowania. Z tego powodu niektóre loty autor wykonał osobiście.

Tabela 1. Dane techniczne badanych szybowców

T y p		Vöcsök	Szellő	Pilis	Ifjuság
Ciężar w locie G [kG]		170	210	220	466
Obc. powierzchni G/F [kG/m ²]		11,3	13,1	14,0	25,3
Skrzydło	Rozpiętość S [m]	11,60	12,60	13,60	15,00
	Powierzchnia F [m ²]	15,0	16,0	15,7	18,4
	Konstrukcja	zastrzałowe 2-dźwigar.	zastrzałowe 1-dźwigar.	zastrzałowe 1-dźwigar.	wolno-nośne 1-dźwigar.
	Kłapy	—	—	—	„krokodyl”
	Hamulce aerodynamiczne	—	mało skuteczne	skuteczne	bardzo skuteczne
	Ciężar G _S [kG]	—	—	—	150
Podwozie	Typ, rozmiar	plóza pierśc. gum. $\varnothing 100/\varnothing 3078$	koło 260 85	koło 290 110	koło 420 150
	Sztwność c [kG/m]	$1,24 \cdot 10^4$	$0,757 \cdot 10^4$	$1,03 \cdot 10^4$	$1,254 \cdot 10^4$
ω_0	[1/sek]	26,8	18,8	21,5	16,2
ω_1	[1/sek]	—	—	—	19,7
V_{min}	[km/h]	45	45	50	62,4/56,5
V_L prakt.	[km/h]	46	48	58	70/65
w_L	[m/sek]	0,88	0,84	1,376	2,045



Rys. 8. Zapis przyśpieszeń podczas lądowania szybowca „Szellő”

Dane techniczne szybowców użytych do badań podaje tabela 1.

„Vöcsök” jest wysłużonym węgierskim szybowcem szkolnym. Początkowo był on używany do szkolenia początkujących uczniów w samodzielnych lotach przy starcie z lin gumowych. Z tej racji posiada on płożę amortyzującą, małą prędkość lądowania i bardzo dobre własności przy lądowaniu. Jego prędkość opadania jest, można powiedzieć, umiarkowana. Zastosowanie płoży jako podwozia powoduje, że amortyzacja jest dość twarda.

„Szellő” jest szybowcem treningowym. Jego własności przy lądowaniu są prawie równe szybowcowi „Vöcsök”, jednak na skutek zabudowania koła jezdnego posiada on większy dobieg.

„Pilis” jest również jednomiejscowym szybowcem treningowym, jednak wolniejszym niż „Szellő”. Jego własności przy lądowaniu są jednak nieco inne. Posiada on skutecznie działające hamulce aerodynamiczne, co w sposób widoczny podwyższa prędkość opadania. Usterzenie ogonowe jest położone niżej przy innych typach szkolnych, w następstwie czego nie można szybowca zbyt mocno zadrzeć, gdyż mogłoby nastąpić uderzenie częścią ogonową kadłuba o ziemię przed zetknięciem się koła podwozia z ziemią. Amortyzacja tego szybowca jest dość twarda.

„Ifjuság” jest dwumiejscowym szybowcem o ciężarze 466 kg i obciążeniu powierzchni 25 kg/m². Jego hamulce aerodynamiczne są bardzo skuteczne. Jego prędkość lądowania jest z tego powodu niemała i niezależnie od tego jest celowe przed wyrównaniem posiadać znaczną rezerwę prędkości, tak aby przy wysuniętych hamulcach utrzymać przy podejściu do lądowania minimalną prędkość 80 km/h. Duże koło zapewnia miękką amortyzację, co jednak wobec dużej prędkości lądowania jest akurat wystarczające.

Loty pomiarowe wykonywano na dwóch lotniskach. Miejsce do lądowania stale zmieniano odpowiednio do kierunku wiatru, tak że można przyjąć, iż średni wynik pomiarów nierównomierności powierzchni można uważać za warunki normalne.

WYNIKI I WNIOSKI Z PRÓB

Po dokonaniu pomiarów staraliśmy się wyrobić sobie najpierw ogólny pogląd na otrzymane wyniki.

W przypadku „Vöcsök” i „Szellő” otrzymano dobrą zgodność pomierzonych prędkości lądowania z teoretycznie obliczonymi minimalnymi prędkościami lotu. W przypadku „Pilisa” zmierzona prędkość lądowania była wyraźnie wyższa, a jeszcze większe wartości zmierzono przy badaniu szybowca „Ifjuság”.

Czasy od zetknięcia się z ziemią do zatrzymania szybowca wyniosły w przypadku szybowca „Vöcsök” 3—4,5 sek z racji jego małej prędkości lądowania i płoży do lądowania. Również szybowiec „Szellő” wykazywał krótkie czasy dobiegu (5,4 ÷ 8,2 sek). „Pilis” potrzebował 7 ÷ 18,5 sek, a „Ifjuság” 14,7 ÷ 21,4 sek do zupełnego zatrzymania się.

Przyśpieszeniograf notował dość znaczne przyśpieszenia. We wszystkich badanych typach szybowca z wyjątkiem „Szellő” występowały od czasu do czasu przyśpieszenia rzędu 5 g.

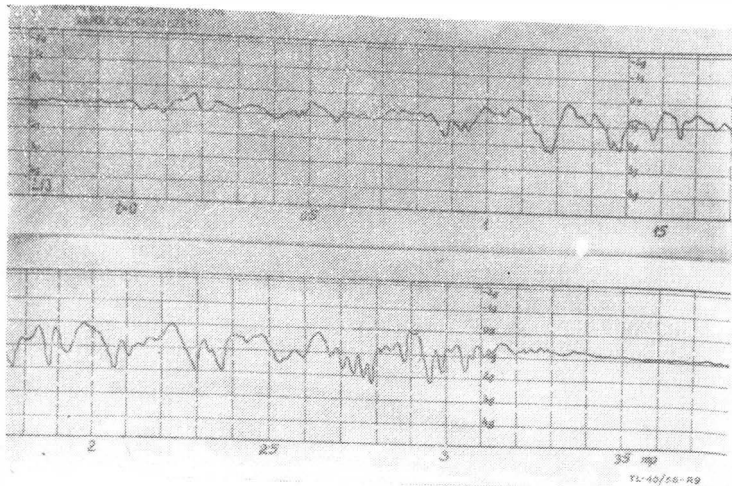
Rys. 8 przedstawia typowy zapis przyśpieszeniografu. Rozwinięty zapis lądowania szybowca „Vöcsök” przedstawia rys. 9. Jak widać, w pierwszej chwili dotknął on ziemi bardzo lekko. Po około 0,9 sek „siadł” całkowicie, aby po upływie 3,2 sek zatrzymać się.

Jest rzeczą ciekawą, że z wyjątkiem szybowca „Ifjuság” największe przyśpieszenia występowały zazwyczaj nie w chwili przyziemia, lecz nieco później w czasie dobiegu.

Rys. 10 daje pojęcie, jak silne uderzenia mogą niekiedy nastąpić podczas kołowania. W danym przypadku „Pilis” kołował z prędkością 17 km/m przez zagłębienie terenu o głębokości 20 cm i szerokości 1,2 m. Podczas wjazdu do zagłębienia zanotowano przyśpieszenie 4,25 g, podczas wjazdu pełne 5 g.

Pierwszym stopniem wykorzystania otrzymanych wyników było poszukiwanie empirycznego wzoru określającego długość dobiegu szybowca w funkcji prędkości lądowania dla różnych typów podwozi. Pomiar wykazywały duży rozrzut z racji różnorodności powierzchni lądowiska oraz wpływów atmosferycznych, udało się jednak określić przeciętne wielkości użytkowe (tabela 2).

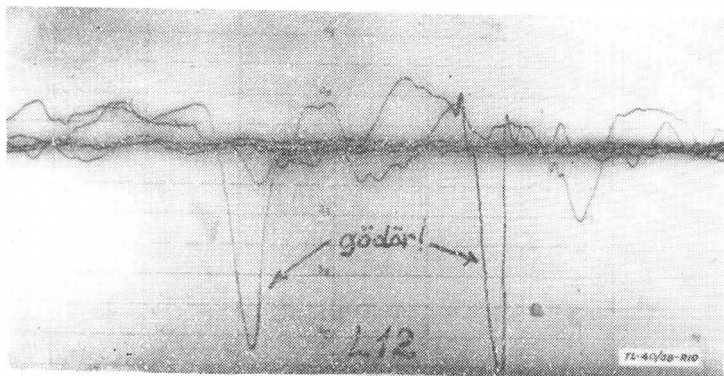
Mogliśmy już przystąpić do wykorzystania pomiaru obciążeń. Zapisy przyśpieszeniografu wykazywały szereg szczytów i oscylacji, mieliśmy zatem do czynienia z typowym ob-



Rys. 9. „Rozwinięty” zapis przyspieszeń występujących podczas lądowania szybowca „Vöcsök”

ciążeniem zmiennym. Taki stan obciążenia charakteryzuje się liczbą i wielkością następujących obciążeń, można powiedzieć, że charakteryzuje go pewien rozrzut obciążeń.

Przeciętna liczba szczytowych obciążeń wynosiła dla szybowca „Vöcsök” 13,3, dla „Szellö” — 32,4, dla „Pilisa” — 36,1, a dla „Ifjúság” — 83,0 na jedno lądowanie. Było rzeczą praktycznie niemożliwą dokonać pomiaru każdego typu na tym samym terenie lądowiska, jednak widoczne było, że dłuższym dobiegom odpowiada większa liczba szczytów obciążenia. Jest to samo przez się zrozumiałe, ponieważ przyczyną obciążeń są:



Rys. 10. Zapis przyspieszeń podczas kołowania szybowca „Pilis”

1. Uderzenie w chwili zetknięcia i wywołane tym oscylacje środka ciężkości szybowca.

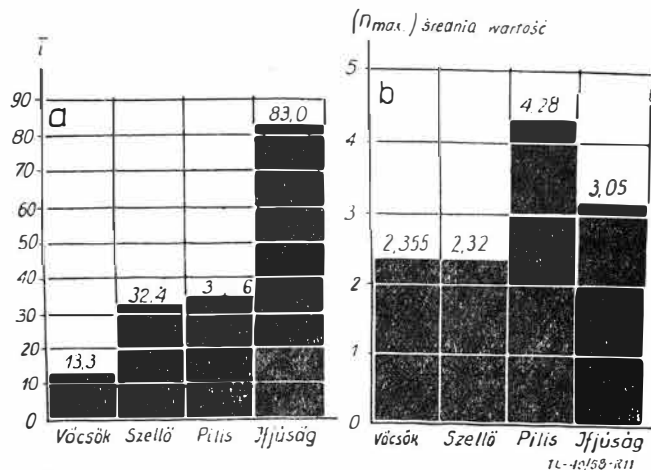
2. Uderzenia o nierówności terenu i wywołane tym oscylacje. Ponieważ oceniliśmy, że liczba zagłębień i wypukłości terenu wynosi 5 ÷ 50 na jedno lądowanie, a normalnie następuje jedno zderzenie z ziemią, zatem liczba uderzeń na tym samym terenie powinna być proporcjonalna w przybliżeniu do długości dobiegu.

Współczynnik proporcjonalności określaliśmy najpierw dla każdego lądowania z osobna, a następnie obliczaliśmy

Tabela 2. Empiryczne wzory na określenie długości dobiegu

Typ podwozia i mechanizacji skrzydła	Wzór
Płozą, bez hamulców aerodynamicznych	$S = \frac{(V_L - u)^2}{61,7} [m]$
Koło, bez hamulców aerodynamicznych	$S = \frac{(V_L - u)^2}{25,65} [m]$
Koło, hamulce aerodynamiczne	$S = \frac{(V_L - u)^2}{41,7} [m]$

Wartości V_L należy podstawić w km/h



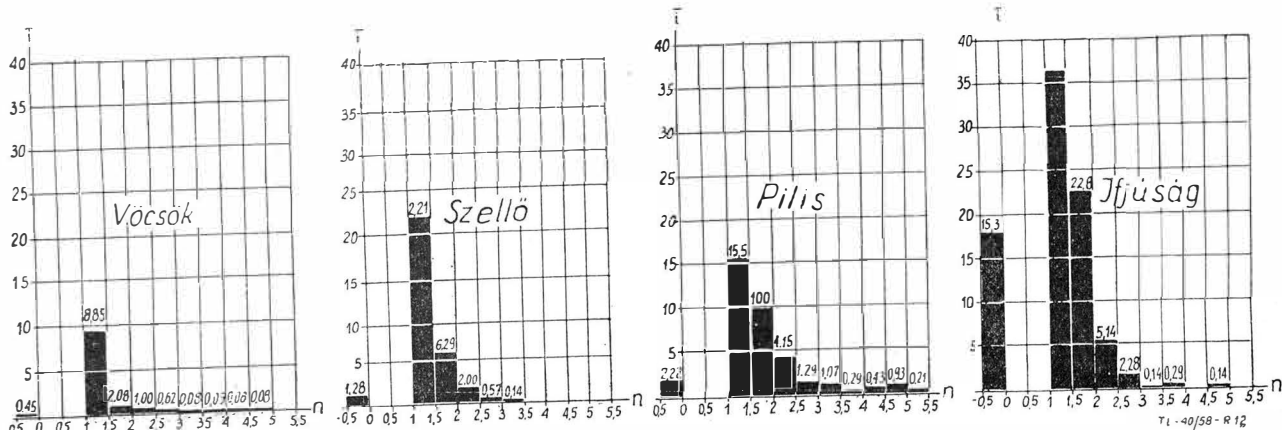
Rys. 11. Wstępne podsumowanie wyników prób: a) średnie liczby szczytowych obciążeń; b) średnie wartości szczytowych obciążeń

średnią. Na bardzo dobrym terenie jedno uderzenie przypadało co około 6 metrów. Na terenie wyboistym jedno uderzenie przypadało na 1 metr dobiegu, zdarzały się jednak przypadki częstszych uderzeń. Przeciętnie obliczyliśmy jedno uderzenie co 2 metry drogi dobiegu.

A teraz wielkość obciążeń. Początkowo interesowały nas jedynie wartości maksymalne. Największe przeciętne obciążenia zaobserwowaliśmy na szybowcu „Pilis” (rys. 11b). Już z tego pobieżnego zestawienia można wyciągnąć niektóre wnioski, chcąc jednak dokładniej prześledzić zjawisko, musieliśmy poszczególne szczyty obciążeń zsumować według ich wielkości.

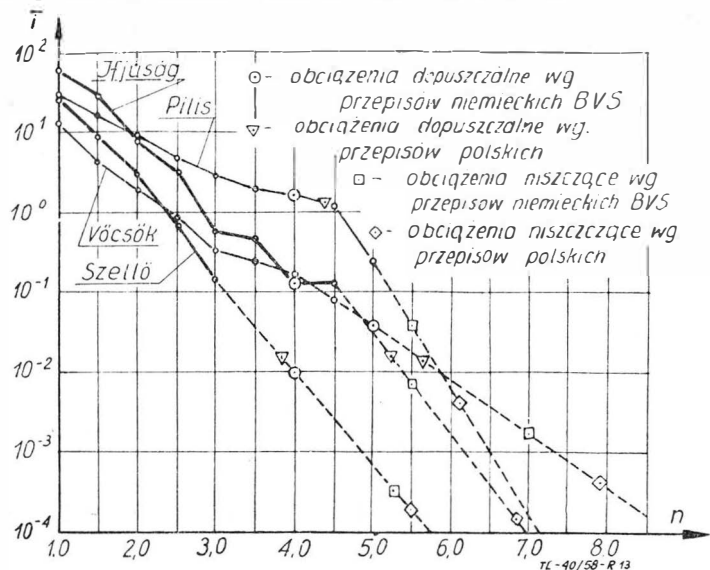
Wartości szczytowych obciążeń uszeregowaliśmy w grupy różniące się między sobą o 0,5 g. W ten sposób okazało się, że np. w przypadku szybowca „Vöcsök” otrzymaliśmy przeciętnie 8,85 uderzeń o wielkości pomiędzy 1 a 1,5 g; 20,8 uderzeń o wielkości pomiędzy 1,5 a 2 g itp.

W przypadku szybowca „Szellö” liczba małych obciążeń była wyższa niż w przypadku szybowca „Vöcsök”, najwyższe zmierzone przyspieszenie nie przekraczało jednak 3,5 g. Lądowanie „Pilisa” charakteryzuje stosunkowo częste wystę-



Rys. 12. Zestawienie rozrzutu obciążeń dla poszczególnych szybowców

powanie przyspieszeń o dużej wartości, natomiast przyspieszeniogramy szybowca „Ifjuság” wykazywały bardzo liczne przyspieszenia o małej wielkości. Można zauważyć pewną prawidłowość w tych krzywych rozrzutu obciążeń, jeśli przedstawimy je w zmienionej formie. Obliczamy w tym celu poczynając od największych obciążeń, a więc od prawej strony ku lewej sumę obciążeń szczytowych, które są wyższe od pewnej granicznej wartości np. 5 g, 4,5 g itp.

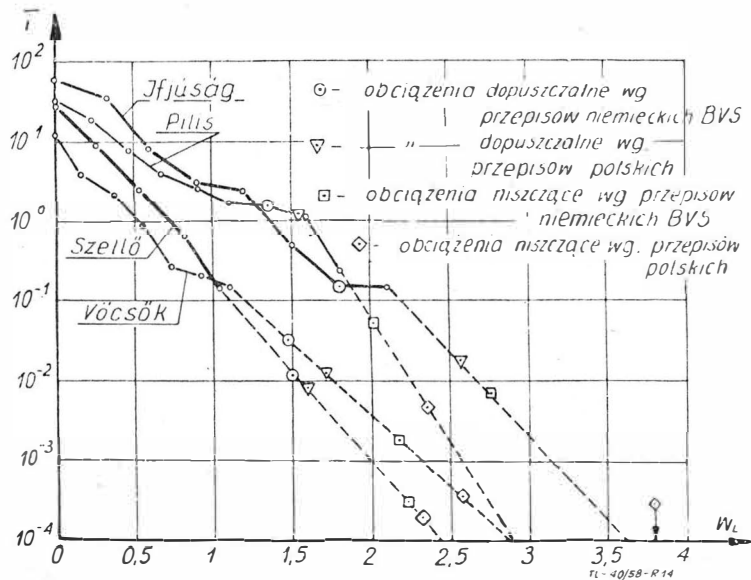


Rys. 13. Półlogarytmiczny wykres rozrzutu obciążeń

Jeśli obliczymy logarytmy tych sum i wykreślimy je w funkcji przyspieszeń, to otrzymamy w przybliżeniu linię prostą. Punkt początkowy krzywej, odpowiadający współczynnikowi obciążenia $n = 1$, określa oczywiście przeciętną sumę wszystkich obciążeń w ciągu jednego lądowania. Pełna linia łączy wyniki pomiarów, zaś kreskowana jest ekstrapolacją i przedstawia, można powiedzieć, prawdopodobieństwo osiągnięcia przyspieszeń niszczących. Cztery charakterystyczne punkty na każdej krzywej przedstawiają obliczone dla danego szybowca wartości współczynnika obciążenia dopuszczalnego i niszczonego.

W przypadku „Pilisa” daje się zauważyć, że dla szybowca o stosunkowo twardej amortyzacji niemieckie przepisy, które dla wszystkich grup przewidują jednakowe wartości przepisowych przeciążeń, nie gwarantują dostatecznego bezpieczeństwa.

Na przykładzie szybowca „Ifjuság” widzimy, że niemieckie przepisy nie uwzględniają dużych prędkości opadania i również nieco za skąpo wymiarują. Jeśli natomiast zastosujemy przepisy polskie, to stwierdzimy, że są one nieco zbyt ostrożne, ponieważ podczas przyziemienia nie osiągamy tak wielkich przyspieszeń, jakie są tam brane pod uwa-



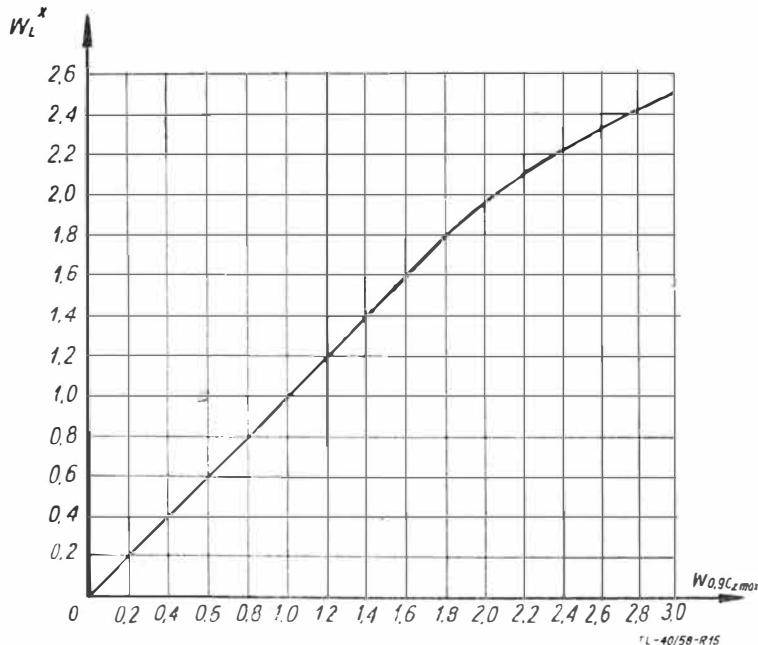
Rys. 14. Półlogarytmiczny wykres rozrzutu obliczonych z obciążen przędkości opadania

gę, byłoby zatem wskazane obniżenie założonych prędkości opadania, do czego jeszcze powrócimy.

Konstruktora interesuje nie tylko wartość przecięcia, lecz również prędkość opadania. Ściśle biorąc mogliśmy tę prędkość określić tylko przez filmowanie. Ponieważ jednak z racji braku personelu i czasu nie mogliśmy tego wykonać, przeliczyliśmy zmierzone przyspieszenia, znając sprężystość podwozia, na odpowiadającą im prędkość zetknięcia. W ten sposób przypisaliśmy wprawdzie nierównościom terenu pewną wyimaginowaną „prędkość opadania”, co jednak moim zdaniem nic nie szkodzi, ponieważ podwoziu jest wszystko jedno czy przyczyną uderzenia jest prędkość spadania, czy najechanie na nierówność terenu.

Jeśli rozważymy powyższe wyniki pomiarów, to zobaczymy, że przyjęte w polskich przepisach postępowanie, w którego określa się obciążenie przy lądowaniu z prędkości opadania i charakterystyki sprężystej amortyzatora jest zasadniczo prawidłowe. Ponieważ jednak duże prędkości nie w pełnym wymiarze dochodzą do znaczenia, stawiam propozycję odpowiedniego złagodzenia prędkości opadania większych niż 1,8 m/sek.

Z poprzednich rozważań widać, że sumy obciążeń wyrażone w półlogarytmicznym układzie współrzędnych wyrażają się linią prostą. Początkowy punkt tej prostej odpowiadający współczynnikowi obciążenia 1 możemy obliczyć, jeśli założymy — przyjmując, że lądowanie odbywa się na przeciętnym lądowisku — iż jeden szczyt obciążenia przypada na 2 metry drogi dobiegu. Pozostaje teraz znaleźć wzór wyznaczający pochylenie tej prostej. W części teoretycznej było już wspomniane, że przecięcia podczas kołowania są za-

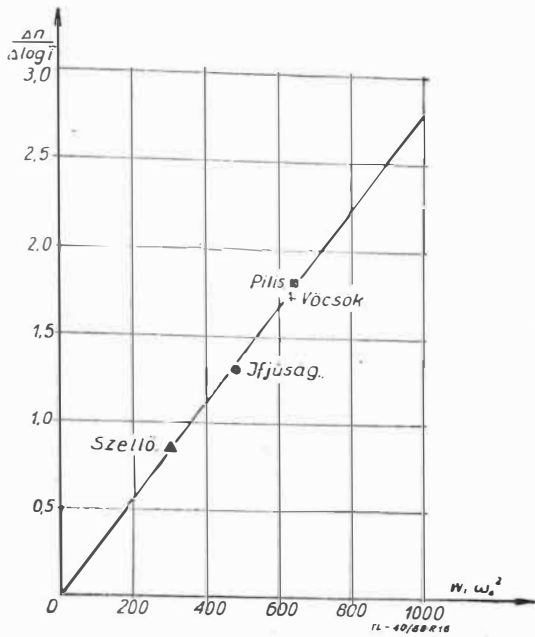


Rys. 15. „Teoretyczne” prędkości opadania podczas przyziemienia

leżne od iloczynu $V_L^2 \omega_0^2$, względnie od $w_L \omega_0^2$. Początkowo poszukiwaliśmy zależności od $V_L^2 \omega_0^2$, co jednak nie dało rezultatu. Z zależnością od $w_L \omega_0^2$ poszło lepiej. Na rys. 16 nanieśliśmy wielkości $\frac{\Delta n}{\Delta \log i}$ w funkcji iloczynu $w_L \omega_0^2$ dla

wszystkich czterech zbadanych szybowców. Jak widać wszystkie cztery punkty leżą na jednej prostej przechodzącej przez początek układu współrzędnych.

Jak można praktycznie wykorzystać otrzymane wyniki? Wykażemy to na następującym przykładzie: Projektujemy szybowiec szkolny dwumiejscowy o obciążeniu powierzchni nośnej 21 kG/m². Podwozie szybowca ma stanowić nie zamortyzowane koło ogumione. Wychodząc z prędkości opadania znajdujemy dopuszczalną wielkość współczynnika obciążenia dopuszczalnego $n = 3,53$ i obciążenia niszczonego 4,80. Sprawdzamy, czy w czasie użytkowania szybowca przyjętego na 10 000 lądowań nie należy się spodziewać zjawisk zmęczenia. Obliczona prędkość lądowania wynosi 17,4 m/sek. Stąd długość dobiegu przy lądowaniu pod wiatr o prędkości 2 m/sek będzie 108 metrów. Jeśli tę długość podzielimy przez przypuszczalną odległość przeszkód terenowych stanowiącą 2 m, to otrzymamy, że w czasie jednego lądowania przeciętna

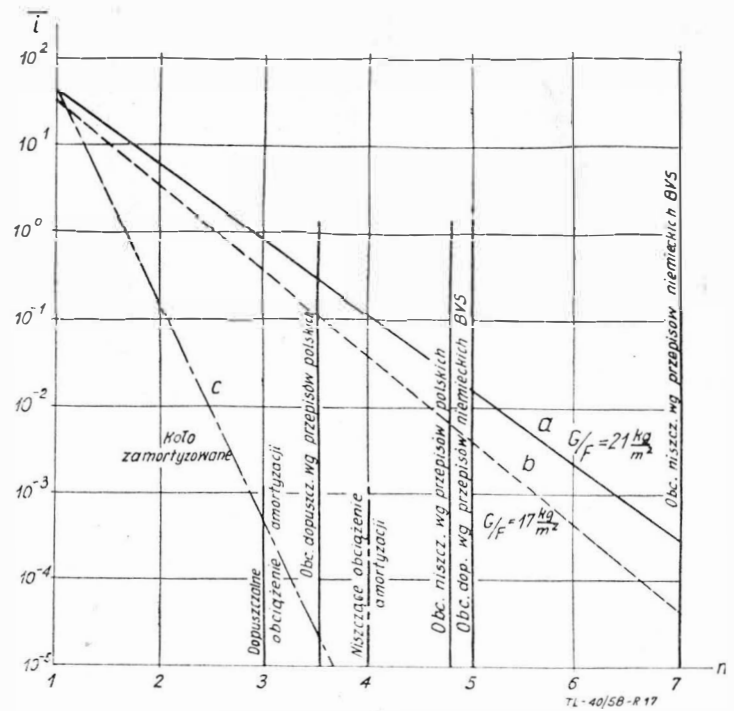


Rys. 16. Otrzymany z pomiarów wykres umożliwiający obliczenie dla danego szybowca współczynnika nachylenia prostej na półlogarytmicznym wykresie rozrzutu obciążeń

liczba obciążeń wyniesie 54. Pulsacja drgań własnych szybowca na kole wynosi $\omega_0 = 16,3$ 1/sek. Iloczyn prędkości opadania przez kwadrat pulsacji drgań własnych wynosi 404.

Z rysunku 16 znajdujemy $\frac{\Delta n}{\Delta \log i} = 1,13$. Ta linia (a na rys. 17)

przecina pionową odpowiadającą dopuszczalnemu współczynnikowi obciążenia przy rzędnej 0,3, to znaczy, że podczas 10 000 lądowań obciążenie przekroczy 3000 razy wartość dopuszczalną, a więc jest prawdopodobne pęknięcie zmęczeniowe. Jak temu zapobiec?



Rys. 17. Ilustracja do przykładowego liczbego

Możemy wykonać mocniejsze podwozie, pomoże to jednak niewiele, gdyż może ulec zmęczeniu skrzydło lub kadłub.

Można obniżyć obciążenie powierzchni do 17 kg/m^2 . Ten środek w połączeniu ze wzmocnieniem podwozia da już rozwiązanie do przyjęcia (prosta b).

Najlepszym jednak sposobem jest dodanie amortyzacji koła podwozia. Możemy w ten sposób znacznie obniżyć obciążenia do lądowania i zapewnić niezależną od liczby lądowań żywotność (prosta c).

Mgr inż. IRENA KANIEWSKA
Instytut Lotnictwa

Polskie wymagania wytrzymałościowe dotyczące budowy szybowców — w świetle przepisów szybowcowych innych krajów

Omówione w niniejszym referacie wymagania wytrzymałościowe polskich przepisów budowy szybowców są próbą uzupełnienia, unowocześnienia i ujednolicenia przepisów szybowcowych. Powstały one częściowo na bazie fragmentarycznych przepisów różnych krajów oraz — w decydującym stopniu — na podstawie doświadczeń zdobytych w polskich biurach projektowych, zakładach budowy sprzętu lotniczego i Instytucie Lotnictwa jak również w wyniku kilkunastoletniej eksploatacji szybowców własnej konstrukcji.

Ostatnio w Instytucie Lotnictwa zakończone zostały prace przy opracowywaniu pozostałych działów przepisów dotyczące wymaganych własności lotnych szybowca oraz wymagań konstrukcyjnych w budowie szybowców. Oba te projekty są obecnie w trakcie ankietowania.

Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno 1958 r.

Intensywny rozwój sportu szybowcowego w ciągu ostatnich lat kilkunastu pociągnął za sobą daleko idące udoskonalenia w konstrukcji sprzętu szybowcowego. Zarówno zwiększone wymagania użytkownika, jak i ogólny postęp techniczny posuwający się w dziedzinie lotnictwa milowymi krokami, znalazły swoje odbicie w zakresie szybownictwa.

Nowoczesny sprzęt szybowcowy spełniać musi wymagania nieraz bardzo trudne do pogodzenia. Np. musi posiadać „wyśrubowane” do maksimum osiągi, dobre własności pilotażowe, jak również wysoką wytrzymałość konstrukcji gwarantującą pilotowi pełne bezpieczeństwo w czasie wykonywania lotów.

Zakres użytkowania szybowców uległ w ostatnich latach znacznemu rozszerzeniu. Wymagania stawiane w tej chwili np. przed nowoczesnym wyczynowym szybowcem nie tylko nie są niższe od analogicznych wymagań stawianych odpowiednim typom samolotów, lecz częstokroć nawet znacznie je przewyższają. Ażeby móc konkurować skutecznie z czo-

łówką światową, nowoczesny szybowiec musi odpowiadać coraz ostrzejszym wymaganiom technicznym. Zagadnienie wystarczającej, lecz równocześnie nie „przewymiarowanej” — ze względu na nieproduktywny przyrost ciężaru — wytrzymałości konstrukcji szybowca wysuwa się tutaj na plan pierwszy.

Stosowane ogólnie w różnych krajach aż do chwili obecnej przepisy budowy szybowców posiadają duże braki, zwłaszcza w zakresie wymagań wytrzymałościowych. Działy dotyczące wytrzymałości konstrukcji potraktowane są bądź to zbyt ogólnikowo, bądź to, co się zdarza zwłaszcza w dawniejszych opracowaniach; nie uwzględniają zwiększonego zakresu wymagań dzisiejszej eksploatacji sprzętu szybowcowego. Przepisy poszczególnych krajów przyjmują częstokroć rozmaite założenia wyjściowe, co w dużej mierze utrudnia porównywanie ze sobą zapasów wytrzymałości odpowiednich konstrukcji. Zdarza się również, że przepisy szybowcowe oparte są na bazie skróconych przepisów samolotowych, co nie zawsze odpowiada specyfice konstrukcji szybowcowych.

W związku z tą niejednorodnością istniejących przepisów budowy szybowców oraz z ogólnymi brakami w tej dziedzinie, polska instytucja badawczo-opiniująca, jaką jest Instytut Lotnictwa, podjęła prace nad ułożeniem odnośnych przepisów i wprowadziła dział dotyczący strony wytrzymałościowej szybowców pt. „Wymagania Wytrzymałościowe Przepisów Budowy Szybowców” jako obowiązujący w Polsce z dniem 1. I. 1958 roku.

Przy układaniu niniejszych przepisów, które opierają się na bazie licznych pomiarów i badawczych prac naukowych, zwrócono szczególną uwagę na określenie właściwych (odpowiednich) i bezpiecznych zakresów przyjętych obciążeń i zapasu wytrzymałości dla konstrukcji nowoczesnych typów szybowców. Równocześnie starano się uzupełnić luki istniejące w dotychczas stosowanych przepisach oraz ujedynolnić wymagania jak również sposoby obliczania obciążeń i wytrzymałości szybowców.

Wymagania Wytrzymałościowe Polskich Przepisów Budowy Szybowców składają się z następujących części:

Rozdział 1 zawiera wiadomości ogólne

Rozdział 2 omawia:

- obciążenia od manewru wyrwania
- obciążenia od brutalnego wychylenia sterów
- obciążenia w burzliwej atmosferze
- obciążenia w czasie lotu holowanego za samolotem lub wyciągarką
- obciążenia przy lądowaniu
- obciążenia spowodowane nieumiejętną obsługą
- obciążenia układu sterowania szybowca.

Rozdział 3 podaje schematy rozkładów sił zewnętrznych działających na poszczególne części szybowca, które to rozkłady mogą być uznane jako wystarczająco dokładne do obliczeń wytrzymałościowych.

Rozdział 4 omawia kryteria pewności konstrukcji,

Rozdział 5 podaje przebieg doświadczalnego badania wytrzymałości szybowca, zaś

Rozdział 6 poświęcony jest analizie wymagań z zakresu aeroelastyczności i sztywności konstrukcji.

W części ogólnej Polskich Przepisów Budowy Szybowców podana jest klasyfikacja szybowców ze względu na ich przeznaczenie oraz ze względu na stopień obciążenia konstrukcji. Wzajemne powiązanie kategorii szybowców z odpowiednimi grupami obciążeniowymi przedstawione jest w tabeli 1.

Tabela 1.

Grupa obciążeniowa szybowca	Słabo obciążone 1			Srednio obciążone 2	Silnie obciążone 3	Specjalne x) 4
	I szkolne	II przejściowe	III trenin-gowe	IV wyczyno-we	V akroba-cyjne	VI specjalne
*) Kategoria ew. grupa specjalna obejmuje szybowce doświadczalne, rekordowe oraz wszystkie te, które posiadają ciężar zmienny w locie (wyrzucany balast).						

Poza tym w części ogólnej przepisów podane są ujednoczone wymagania odnośnie dokumentacji prototypu szybowca, jaka ma być przedstawiona Instytucji Badawczo-Opiniującej, wymienione są sposoby przeprowadzenia dowodu wytrzymałości szybowca oraz podział odpowiedzialności za dopełnienie odpowiednich wymagań konstrukcyjnych, wytrzymałościowych i eksploatacyjnych. W części ogólnej zawarte są również podstawowe wymagania wytrzymałościowe oraz definicje i oznaczenia stosowane w tekście przepisów.

Jako cechy charakterystyczne omawianych przepisów należy podać na wstępie założenia wyjściowe:

Dowód wytrzymałości przeprowadza się dla ciężaru szybowca z załogą o ciężarze średnim, który wynosi:

- dla załogi 1-osobowej — 80 kG + spadochron
 - dla załogi 2-osobowej — 2 × 75 kG + spadochrony,
- jak również dla średniego położenia środka ciężkości.

Ta klauzula pozwala na znaczne oszczędzenie pracy przy sporządzaniu ob-

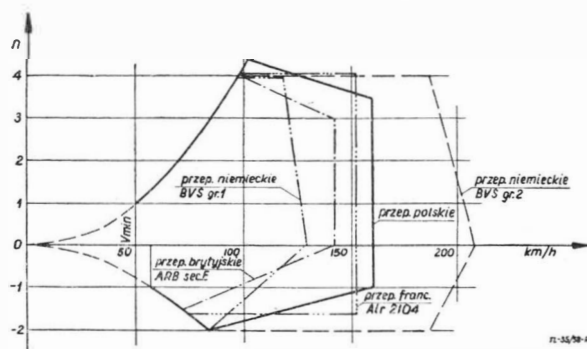
liczeń wytrzymałościowych ze względu na to, że w tym przypadku można w dużej mierze korzystać z dokumentacji aerodynamicznej szybowca, którą wykonuje się na ogół w pierwszej kolejności.

Należy dodać, że zmniejszenie zapasu wytrzymałości szybowca spowodowane przyjęciem średniego ciężaru załogi nie przekracza 10% i jest w dużej mierze skompensowane szerokim zakresem obciążeń przyjętych przez polskie przepisy jak również tym, że do obliczeń wytrzymałościowych przyjmuje się wymiary materiałów z dolną tolerancją jak również ich minimalne własności wytrzymałościowe.

Przy omawianiu części ogólnej przepisów należy jeszcze zaznaczyć, że szybowce posiadające urządzenia do dodatkowego zwiększania ciężaru przez zastosowanie balastu mogą być traktowane — po zwiększeniu obciążenia — jako szybowce 4 grupy, czyli szybowce kategorii specjalnej.

Obciążenia od manewru wyrwania określone zostały obwiednią wyrwania czyli obwiednią obciążeń rzeczywistych szybowca w krzywoliniowym locie symetrycznym (z pominięciem przyspieszenia kątownego), uzyskanych na podstawie wielu prób i doświadczeń w locie.

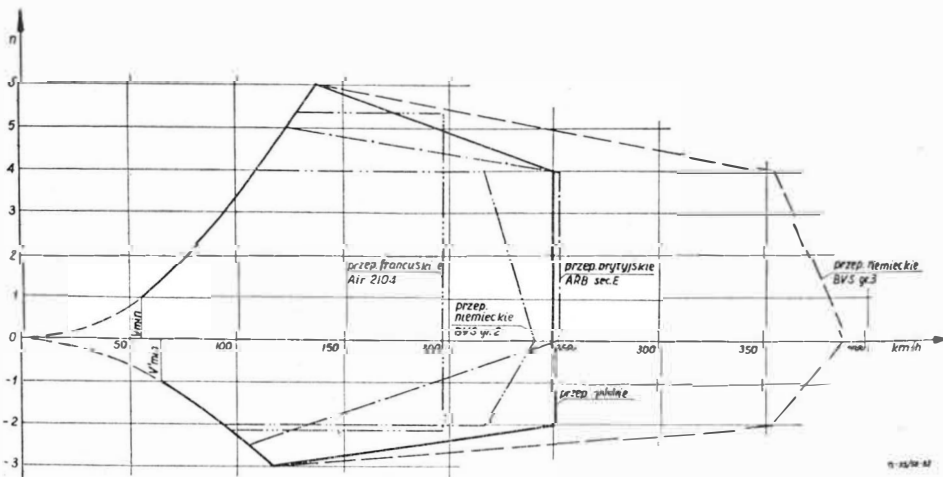
W celu zilustrowania podane są na rys. 1, 2 i 3 porównawcze wykresy obciążeń wywołanych manewrem wyrwania dla trzech różnych szybowców należących do różnych grup obciążeniowych: szybowca szkolno-treningowego, wyczynowego i akrobacyjnego. Dla porównania wrysowano obwiednie wyrwania zbudowane według przepisów zagranicznych oraz obwiednie obciążeń rzeczywistych, zrealizowanych w czasie lotu i zanotowanych przy pomocy przyrządów samopiszących.



Rys. 1. Obwiednia wyrwania dla szybowca szkolno-treningowego dwumiejscowego „Czapla” (grupa obciążeniowa 1)

Na podstawie doświadczeń uzyskanych przez polskie biura konstrukcyjne oraz analizy wymagań podawanych w przepisach zagranicznych jak również po sprawdzeniu drogą badań w locie wytypowane zostały następujące wielkości dopuszczalnych współczynników obciążenia przy wyrwaniu oraz odpowiednie prędkości lotu (tabela 2 i 3). Szybowce z wychylonymi kłapami wyporowymi obowiązują obwiednią pola zakresowanego na rysunkach 4 i 5.

Wytrzymałość konstrukcji szybowca musi być udokumentowana na wszystkie wymiarujące obciążenia objęte obwiednią wyrwania.



Rys. 2. Obwiednia wyrwania dla szybowca wyczynowego „Jaskółka” (grupa obciążeniowa 2)

Obciążenia od brutalnego sterowania obejmują obciążenia całego szybowca lub jego części, wywołane przez wychylenie sterów w czasie lotu.

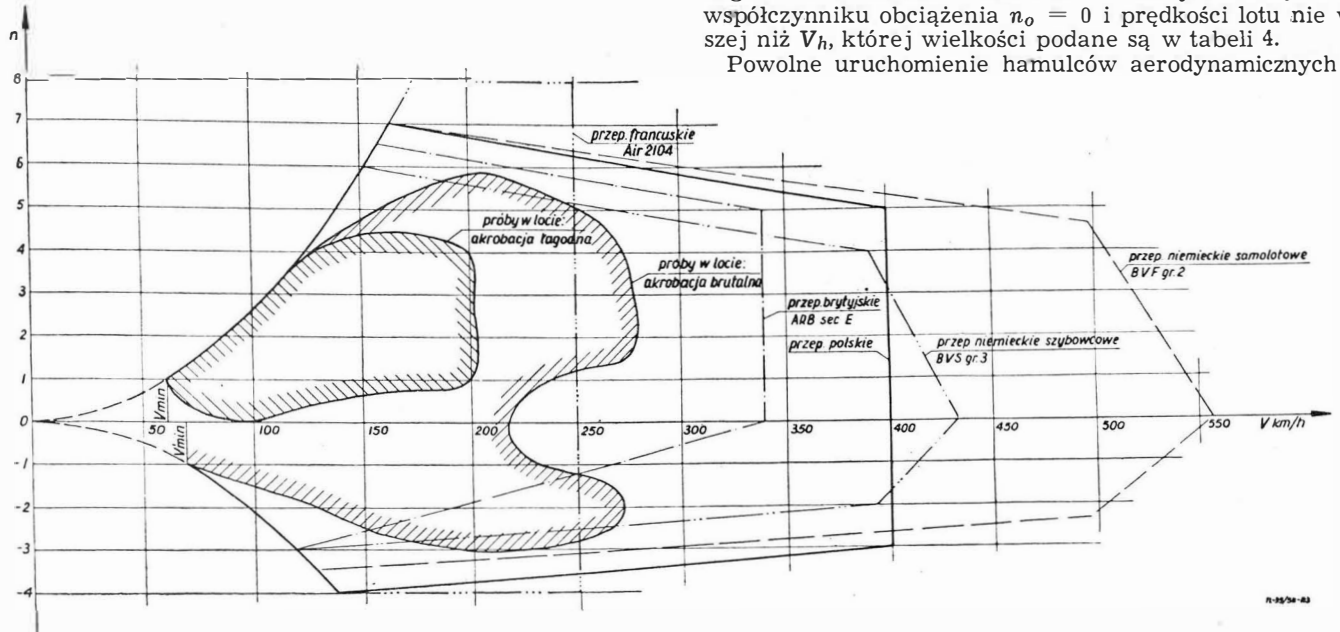
Dla wszystkich grup obciążeniowych szybowców rozważyć należy ruch przyspieszony wywołany pełnym wychyleniem lotek przy prędkości V_A — zwanej „prędkością brutalnego

żeń, obliczonych dla odpowiednich wychyleń poszczególnych sterów.

Warunek równowagi przy wychylonych sterach należy uzyskać przez wprowadzenie sił i momentów od sił masowych.

Polskie wymagania wytrzymałościowe przewidują również nagłe uruchomienie hamulców aerodynamicznych przy współczynniku obciążenia $n_0 = 0$ i prędkości lotu nie większej niż V_h , której wielkości podane są w tabeli 4.

Powolne uruchomienie hamulców aerodynamicznych win-



Rys. 3. Obwiednia wyrwania i dane uzyskane z pomiarów w locie dla szybowca akrobacyjnego „Jastrząb” (grupa obciążeniowa 3)

sterowania” — oraz przy współczynniku wstępnego obciążenia szybowca wynoszącego:

$$n_0 = \frac{n_A}{2} \quad \text{lub} \quad n_0 = \frac{n_E}{2}$$

Dla 3 grupy obciążeniowej szybowców należy dodatkowo przeanalizować ruch ustalony, wywołany:

a) pełnym wychyleniem lotek przy prędkości V_A i współczynniku wstępnego obciążenia:

$$n_0 = \frac{n_A}{2} \quad \text{lub} \quad n_0 = \frac{n_E}{2}$$

b) wychyleniem lotek równym 1/3 wychylenia maksymalnego przy prędkości V_{max} oraz przy współczynniku wstępnego obciążenia:

$$n_0 = \frac{n_B}{2} \quad \text{lub} \quad n_0 = \frac{n_D}{2}$$

Podobnie rozważa się ruch przyspieszony spowodowany przez pełne wychylenie steru kierunku, ewentualnie steru

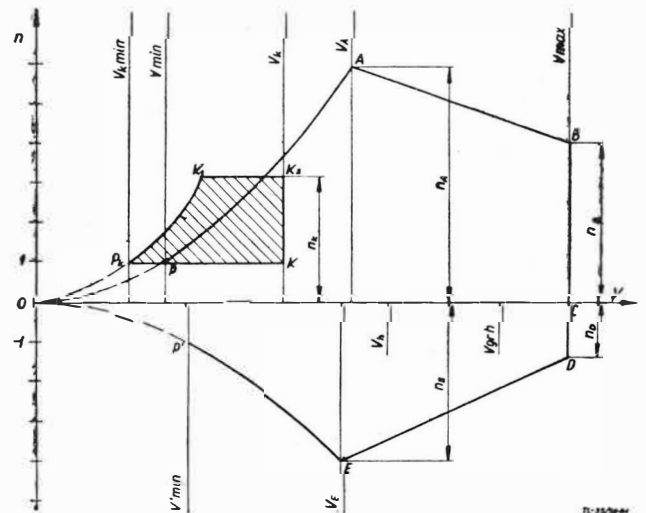
wysokości, przy prędkości lotu V_A oraz $\frac{1}{3}$ pełnego wychyle-

nia steru kierunku, ewentualnie steru wysokości, przy prędkości V_{max} , przy czym wychylenia liczą się od położenia równowagi dla danej prędkości lotu i dla wyjściowego współczynnika obciążenia $n_0 = 1$.

Polskie przepisy dopuszczają również możliwość równoczesnego uruchomienia steru kierunku i steru wysokości. W takim złożonym przypadku należy przyjąć po 0,75 obciąż-

no być możliwe w całym zakresie dopuszczalnych prędkości lotu do V_{max} .

Wyżej wymienione warunki brutalnego sterowania wymagane przez polskie przepisy na ogół przekraczają analogiczne wymagania podawane w przepisach szybowcowych innych



Rys. 4. Obwiednia wyrwania

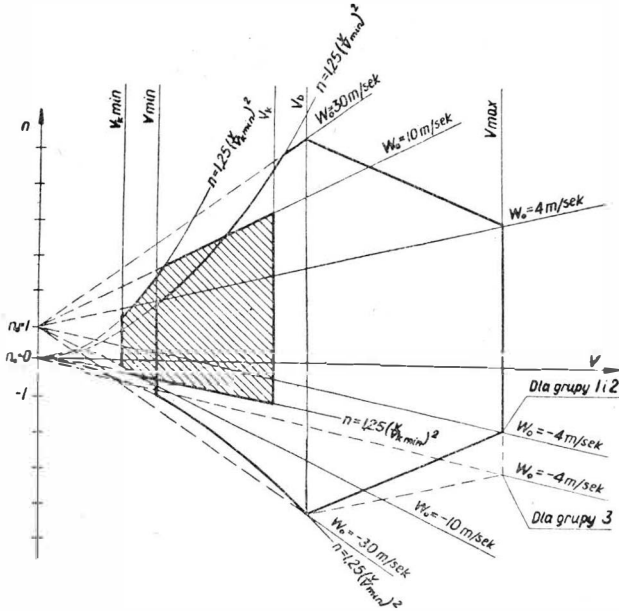
Tabela 2.

Współczynnik obciążenia	Grupa obciążeniowa szybowca			
	1	2	3	4
n_A	4,5	6,0	7,0	3
n_B	3,5	4,0	5,0	3
n_C	0	0	0	0
n_D	-1,0	-2,0	-3,0	-
n_E	-2,0	-3,0	-4,0	-
n_K	2,25	3,0	5,5	2
n_{kl}	1	1	1	1

Tabela 3

Prędkość	Grupa obciążeniowa szybowca			
	1	2	3	4
$V_A \leq V'_{min} \cdot \sqrt{n_A}$	2,12 V_{min}	2,45 V_{min}	2,64 V_{min}	1,75 V_{min}
V_{max} ma być nie mniejsze od największej spośród wartości:	3,0 V_{min}	4,0 V_{min}	4,5 V_{min}	3,0 V_{min}
	$V_{opt} + 25 \frac{m}{sek}$	$V_{opt} + 40 \frac{m}{sek}$	$V_{opt} + 50 \frac{m}{sek}$	-
	0,4 V_{gr}	0,4 V_{gr}	0,6 V_{gr}	-
$V_E = V'_{min} \cdot \sqrt{n_E}$	1,41 V_{min}	1,73 V_{min}	2 V_{min}	-
V_k	2,2 $V_{k_{min}}$	2,4 $V_{k_{min}}$	2,5 $V_{k_{min}}$	-
V_{gr} — prędkość graniczna szybowca				

krajów. Mają one jednak na celu zapewnienie dostatecznej wytrzymałości szybowca w czasie lotu w ciężkich warunkach atmosferycznych — w chmurach i rotorach — lub też w czasie wykonywania podstawowej lub pełnej akrobacji. Jak wynika z poprzednich rozważań, pilot, aż do prędkości lotu V_A , może uruchamiać nawet w sposób gwałtowny wszystkie stery bez obawy przekroczenia dopuszczalnego współczynnika obciążenia ryzykując jedynie „zwalenie się” szybowca w korkociąg.



Rys. 5. Obwiednia podmuchów

Obciążenia szybowca wywołane podmuchami w czasie lotu w burzliwej atmosferze. Omówione są w artykule mgr inż. Justyna Sandauera wydrukowanym w „Technice Lotniczej” w zeszyte 5/58 r., niemniej wskazana jest konfrontacja obwiedni wyrwania z obwiednią obciążeń wywołanych przez podmuchy, a to w celu określenia obwiedni obciążeń wymiarujących szybowiec.

Polskie przepisy szybowcowe rozpatrują podmuchy prostopadłe do toru lotu szybowca o trzech stopniach intensywności:

podmuchy słabe, o prędkości maksym. $w_0 = \pm 4 \frac{m}{sek}$ występujące w tzw. atmosferze spokojnej,

podmuchy zwykle o $w_0 = \pm 10 m/sek$, występujące w atmosferze burzliwej,

podmuchy silne (chmurowe lub rotorowe) o $w_0 = \pm 30 m/sek$, występujące w atmosferze burzliwej.

Szybowce, które mają być dopuszczone do lotów w chmurach lub lotów falowych muszą być liczone na podmuchy silne tzn. $w_0 = \pm 30 m/sek$. Szybowce, które nie są dopuszczone do lotów chmurowych mogą być liczone tylko na podmuchy zwykle tzn. $w_0 = \pm 10 m/sek$.

Konstrukcja szybowca musi więc dopuszczać obciążenia od podmuchów zwykłych, ewentualnie silnych, napotykanym przy prędkościach lotu nie mniejszych niż:

- $V_b \geq 2 V_{min}$ — dla szybowców grupy 1
- $V_b \geq 2,5 V_{min}$ — dla szybowców grupy 2 i 3
- $V_b \geq 0,25 V_{gr}$ — dla szybowców grupy 2 i 3

Przyjmuje się, że przed zaistnieniem podmuchu obciążenie wyjściowe szybowca wynosiło $n_0 = 1$, jednakże dla szybowców grupy 3 (akrobacyjnych) należy przyjąć dodatkowo przypadek wystąpienia podmuchu słabego przy wstępnym obciążeniu szybowca $n_0 = 0$.

Na rysunku 5 wykreślona jest obwiednia podmuchów wraz z nałożoną nań obwiednią wyrwania. Nie powtarzając argu-

Tabela 4

Prędkość	Grupa obciążeniowa szybowca			
	1	2	3	4
V_h	$0,6 V_{max}$	$0,7 V_{max}$	$0,75 V_{max}$	$0,6 V_{max}$

mentacji i uzasadnień zawartych w artykule mgr inż. Sandauera można jedynie podać dane niezbędne do wykreślenia obwiedni podmuchów:

1. W obliczeniach obwiedni podmuchów przyjęto równoważny podmuch ostry o prędkości w_0

2. η — współczynnik złagodzenia podmuchu — odczytuje się z rysunku 6, gdzie $a = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{Q} \frac{dc_z}{du} g$

3. Obciążenie szybowca w chwili wystąpienia podmuchu wynosi:

$$n = n_0 + 1,2 \frac{a \cdot w_0 \cdot \eta}{g} \cdot V$$

przy czym wielkość ta nie może przekraczać wartości:

$$n = 1,25 \frac{V^2}{V_{min}^2}$$

gdzie: 1,25 — wsp. uwzględniający możliwość wystąpienia podmuchu skośnego.

4. Dla szybowców dla których pulsacja giętych drgań własnych skrzydła $\omega \left[\frac{1}{sek} \right] < 0,6 V_b \left[\frac{m}{sek} \right]$ oraz dla podmuchów zwykłych i silnych obciążenie n należy powiększyć do wartości:

$$n' = 1 + k(n - 1)$$

gdzie: $k = \frac{a \cdot V_b}{3\omega} + 1$

5. O ile szybowiec zaopatrzone jest w kłapy wyporowe, to jego konstrukcja musi dopuszczać obciążenia od podmuchów zwykłych, występujące przy prędkości lotu V_k , działające na szybowiec z wychylonymi kłapami.

Poza tym należy przyjąć do obliczeń, że na skrzydle mogą wystąpić obciążenia niesymetryczne: na jednym skrzydle 100% maksymalnej siły wywołanej przez podmuch, na drugim zaś 70% tejże siły.

Obciążenie usterzenia wysokości oblicza się przyjmując, że przed wystąpieniem podmuchu działa nań siła statyczna P_0 odpowiadająca stanowi równowagi dla danej prędkości lotu, zaś w chwili wystąpienia podmuchu, na usterzenie wysokości działa będzie siła:

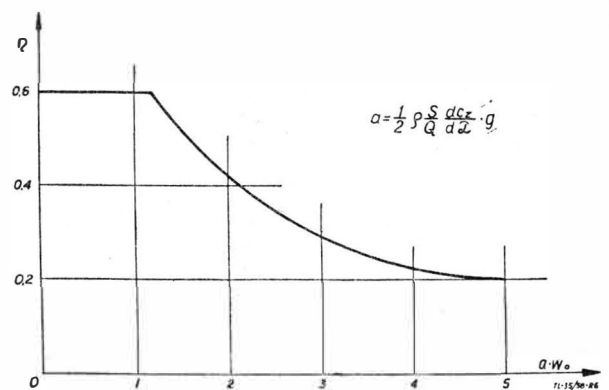
$$P = P_0 + \frac{1}{2} \rho S_H \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} w_0 \eta V \quad \eta \text{ — jak dla skrzydła.}$$

Analogicznie oblicza się obciążenie usterzenia kierunku, na którym w chwili podmuchu wystąpi siła:

$$P = \frac{1}{2} \rho S_V \frac{dc_{zV}}{d\alpha_V} w_0 \eta_k V \quad \eta_k = \text{const} = 0,8$$

Dla podmuchu silnego (chmurowego lub rotorowego) należy przyjąć, że na usterzeniu kierunku pojawi się maksymalna siła:

$$P = \frac{1}{2} \rho S_V c_{zV_{max}} V^2 \quad c_{zV_{max}} \text{ — dla steru niewychylonego.}$$



Rys. 6. Współczynnik złagodzenia podmuchu

Omawiając obciążenia szybowca w burzliwej atmosferze należy zaznaczyć, że poddmuchy silne, o prędkości 30 m/sek bywają często napotymane przez polskich pilotów w czasie lotów chmurowych lub falowych.

Zdarzały się nawet wypadki połamania szybowców w powietrzu spowodowane silnymi podmuchami. Najczęstszą przyczyną „rozsypania się” szybowca w chmurze było rozpędzenie go ponad V_b (maksymalna dopuszczalna prędkość lotu w bardzo burzliwej atmosferze), spowodowane częściową utratą panowania nad szybowcem. Może się to przydarzyć w trudnych warunkach lotów chmurowych nawet wysoko kwalifikowanemu pilotowi.

Szybowce przeznaczone do lotów w chmurach są przeważnie wymiarowane nie obwiednią wyrwania, lecz właśnie obwiednią podmuchów. Szybowce te posiadają dużą doskonałość, mają również właściwości szybkiego rozpędzania się, co utrudnia pilotowi ślepy pilotaż i może powodować powstawanie dużych obciążeń konstrukcji w chwili napotkania podmuchu.

W czasie lotów holowanych za samolotem występują obciążenia szybowca analogicznie jak w czasie lotu swobodnego w burzliwej atmosferze, jednakże należy przewidzieć dodatkowe obciążenie szybowca od liny holowniczej.

Przyjmuje się, że wstępne obciążenie szybowca przed zaistnieniem podmuchu wynosi:

$$n_o = 1 \pm 0,5 \frac{Q_s}{Q - Q_s}$$

gdzie wyrażenie $0,5 \frac{Q_s}{Q - Q_s}$ określa dodatkowe obciążenie od napięcia liny holowniczej, Q — ciężar szybowca w locie a Q_s — ciężar skrzydła szybowca. Dla startu za wyciągarką w atmosferze burzliwej dopuszcza się maksymalną prędkość holu:

$$\text{przy zaczepie przednim: } V_w = V_{min} \sqrt{n - \frac{Q_s}{Q} (n-1)}$$

$$\text{przy zaczepie dolnym: } V_w = V_{min} \sqrt{n - \frac{Q_s}{Q} (n-1)}$$

Poza tym przepisy wymagają stosowania bezpieczników zrywowych o określonej wytrzymałości do lin holowniczych, wyciągarkowych i ściągarkowych.

Kąty możliwych odchyłen liny przewiduje się dla lotów holowanych za samolotem po 45° do góry i do dołu oraz po 30° na boki, dla lotów za wyciągarką od 0° do 75° w dół.

Wielkość sił działających przy lądowaniu oblicza się z warunku zamiany energii kinetycznej lądującego szybowca w energię odkształcenia konstrukcji szybowca. Wielkość energii kinetycznej w momencie zetknięcia się z ziemią, przy założeniu, że ciężar szybowca jest zrównoważony przez siły aerodynamiczne, wynosi:

$$E_k = \frac{Q \cdot w_u^2}{2g}$$

w_u — dopuszczalna prędkość pionowa przy lądowaniu podana jest w tabeli 5.

gdzie: w — prędkość opadania szybowca w ustalonym locie ślizgowym przy $C_z = 0,9 C_{z_{max}}$

Tabela 5

Kategoria szybowca	w_u	
szkolne	$w_u = 1,0 w$	ale $w_u \geq 1,7 \text{ m/sek}$
treningowe	$w_u = 0,9 w$	ale $w_u \geq 1,5 \text{ m/s. k}$
wyczynowe i akrobacyjne	$w_u = 0,8 w$	ale $w_u \geq 1,0 \text{ m/sek}$

Maksymalna wartość siły P_{max} występująca przy akumulowaniu energii E_k przez elementy amortyzujące bez uwzględnienia podatności sprężystej reszty konstrukcji, jest wartością wyjściową do określania siły w przypadkach lądowania. Elementy amortyzujące muszą być tak dobrane, aby:

$$\frac{P_{max}}{Q} \leq 4$$

przy czym do obliczeń wytrzymałościowych nie należy przyjmować wartości mniejszej niż:

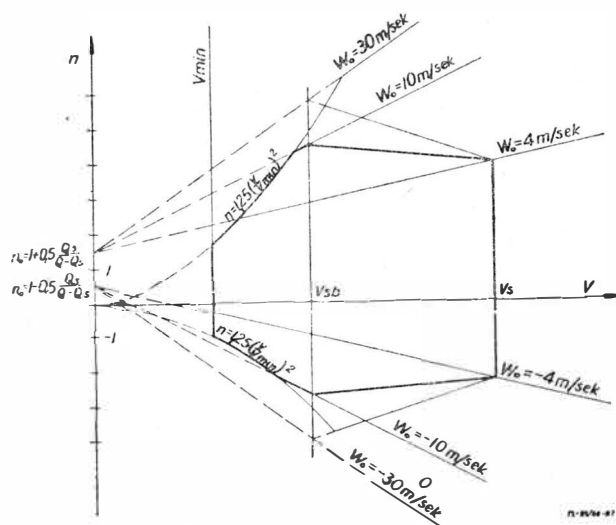
$$\frac{P_{max}}{Q} = 2$$

Przypadki lądowań, rozpatrywane w polskich przepisach wytrzymałościowych, są bardzo zbliżone do analogicznych przypadków omawianych w przepisach szwajcarskich.

Obciążenia awaryjne, tzn. obciążenia, jakim może być poddana załoga szybowca w przypadku lądowania w nieodpowiednim terenie, przewidywane przez dotychczas stosowane przepisy wydają się zbyt niskie. Dotyczy to zwłaszcza przyspieszeń skierowanych do przodu, tzn. występujących w przypadku, gdy szybowiec natrafi w czasie lądowania na czołową przeszkodę.

Odnosnie przyspieszenia, jako niszczące dla konstrukcji przodu kadłuba, podane są np. w przepisach francuskich Air 2104 w wysokości 6 g, zaś w przepisach brytyjskich ARB — 6 do 12 g. Jednakże organizm ludzki zdolny jest, pod warunkiem odpowiedniego ułożenia pasów na ciele, znieść krótkotrwałe przyspieszenia rzędu 30 g.

W celu sprawdzenia, jaką energię może pochłonąć konstrukcja przodu kabiny szybowca w czasie miażdżenia go o przeszkodę, Instytut Lotnictwa przeprowadził próby praktyczne.



Rys. 7. Obwiednia podmuchów w locie holowanym za samolotem

Wyżej wymienione próby, których cykl jeszcze nie jest zakończony, polegały na nadaniu za pośrednictwem lin gumowych odpowiedniej energii kinetycznej szybowcowi, który następnie zderzał się czołowo z przeszkodą.

W kabinie szybowca, przypięta pasami, znajdowała się makieta pilota, w której środku ciężkości zamontowany był przyspieszeniometer. Do prób dobierano taką energię uderzenia, ażeby przód szybowca uległ zniszczeniu na długości około 0,5 m lecz równocześnie, aby korpus makiety pilota nie zetknął się bezpośrednio z przeszkodą.

W próbach tych stwierdzono, że typowy przód kabiny szybowca jest w stanie, niszcząc się, pochłonąć energię uderzenia odpowiadającą $20 \div 25 g$ (lub też prędkości szybowca w chwili zderzenia wynoszącej $35 + 40 \text{ km/h}$).

W związku z powyższym polskie przepisy szybowcowe wymagają odpowiedniej wytrzymałości pasów załogi oraz za-

Tabela 6

Układ sterowania	Siła wywierana przez pilota
Ster wysokości	30 kG
Lotki	20 kG
Ster kierunku	40 kG
Klapy	30 kG
Hamulce aerodynamiczne	30 kG
Klapka wyważająca	10 kG

mocowania ich w kadłubie odpowiadającej przyspieszeniom (niszczącym):

do przodu	25 g
do góry	5 g
do dołu	6 g
w bok	3 g

Przepisy polskie sugerują również wprowadzenie odpowiednich wymagań wytrzymałościowych dla konstrukcji kabiny pilota tak, ażeby była ona zdolna pochłonąć energię uderzenia odpowiadającą przyspieszeniu 25 i 30 g przy niszczeniu przodu kadłuba na długości 0,4 do 0,6 m.

Również ważnym zagadnieniem warunkującym bezpieczeństwo załogi jest właściwe wytypowanie obciążeń układu sterowania szybowca od sił wywieranych przez pilota. Obciążenia dopuszczalne poszczególnych układów sterowania od strony pilota określone w polskich przepisach podane są w tabeli 6.

Układ napędowy winien być obciążony siłą przyłożoną na odpowiednim organie sterowniczym, zaś ostatnia dźwignia napędowa przy samym sterze winna być unieruchomiona w położeniu neutralnym.

Przy całkowitym wychyleniu dźwigni sterowniczej, aż do oporu o ograniczniki, obciążenie dopuszczalne winno wynosić 200%, odpowiedniej siły wymienionej w tabeli 6.

Jeżeli szybowiec posiada podwójną sterownicę (dwuster), to dla równoczesnego działania obu pilotów należy przyjąć dla każdego pilota po 75% sił wyszczególnionych w tabeli 6.

Omawiane wyżej wielkości sił odnoszą się do obciążeń dopuszczalnych. W celu zapewnienia odpowiedniej wytrzymałości konstrukcji szybowca polskie przepisy szybowcowe wymagają spełnienia niżej wymienionych kryteriów pewności konstrukcji:

- Warunek wytrzymałości statycznej:
Przy wsp. bezpieczeństwa $\nu_n \leq 1,5$ nie może nastąpić zmniejszenie żadnego elementu konstrukcji zasadniczej szybowca:
- Warunek granicy sprężystości:
Przy wsp. bezpieczeństwa $\nu_n = 1,1$ nie może być przekroczona mniejsza z dwóch wartości:
 $0,75 R_r$ lub $Q_r e^{\omega Q_{0,2}}$
- Warunek odkształceń trwałych:
Przy wsp. bezpieczeństwa $\nu_n = 1,0$ nie mogą powstać w żadnym miejscu konstrukcji odkształcenia trwałe, które by przekraczały:

Tabela 7

Rodzaj konstrukcji	Ze względu na: obciążenia	
	$\xi=1,00$	$\xi=1,05$
dla konstrukcji metalowych	$\xi=1,00$	$\xi=1,05$
dla konstrukcji drewnianych	$\xi=1,15$	$\xi=1,15$
dla odlewów przy 100 % kontroli promieniami Roentgena	$\xi=1,30$	—

4% całkowitych bezwzględnych odkształceń w danym miejscu przy działaniu obciążeń dopuszczalnych.

7% całkowitych względnych odkształceń konstrukcji zachodzących w danym miejscu przy działaniu obciążeń dopuszczalnych.

Ostateczny żądany współczynnik bezpieczeństwa, nazwany granicznym wsp. bezpieczeństwa ν_g — dla konstrukcji jest iloczynem nominalnego współczynnika bezpieczeństwa ν_n wymaganego przez przepisy dla danego rodzaju obciążenia oraz współczynnika jakości ξ dla danego tworzywa,

$$\nu_g = \nu_n \cdot \xi$$

Odpowiednie wartości wsp. jakości ξ , który uwzględnia niedokładności procesów fabrykacyjnych i metod kontroli, jak również ewentualność obniżenia wytrzymałości danego elementu podczas eksploatacji, podaje tabela 7.

Warunki sztywności konstrukcji szybowców oraz wymagania w zakresie aeroelastyczności są przedmiotem prowadzonych w chwili obecnej studiów. Można jedynie zaznaczyć, że w stosunku do sztywności wymaganych dla samolotów (wg ARB) szybowce spełniają tylko część kryteriów.

Tak np. kryteria dotyczące sztywności giętej i skrętnej kadłuba oraz usterzeń otrzymane z pomiarów szybowców przewyższają minimalne wartości dopuszczalne dla samolotów, przy czym przewyższenie to jest niewielkie i we wszystkich zbadanych dotychczas szybowcach mniej więcej równe.

Kryteria sztywności skrętnej skrzydła oraz lotek, jak również sztywności układu sterowania wynikającej z pomiarów szybowców, wykazują wartości o dużym rozrzucie oraz często kilkakrotnie niższe niż odnośne wartości w przepisach samolotowych. Ponieważ jednakże niektóre szybowce, pomimo niespełniania tych kryteriów, posiadają — jak wykazała praktyka eksploatacji — wystarczającą sztywność konstrukcji, zagadnienie określenia odpowiednich kryteriów pozostaje jeszcze otwarte.

Kontrolę wytrzymałości konstrukcji prototypu przeprowadza Instytucja Badawczo-Opiniująca. Taką instytucją w chwili obecnej jest w Polsce Instytut Lotnictwa.

Zasadniczo wszystkie nowe konstrukcje szybowcowe winny być zbadane w próbach wytrzymałościowych na wymiarujące przypadki obciążenia. Dowód spełnienia wymagań wytrzymałościowych na drodze obliczeniowej analizy może być uznany za wystarczający tylko wtedy, gdy schemat statyczny konstrukcji jest typu znanego, dla którego doświadczenie wykazało dobrą zgodność metod obliczeniowych z wynikami prób doświadczalnych.

Dowód spełnienia wymagań wytrzymałościowych konstrukcji uważa się za wystarczający dla dopuszczenia prototypu szybowca do eksploatacji, jeśli spełni on dla wszystkich przypadków obciążenia następujące warunki:

- konstrukcja posiada odpowiednie współczynniki bezpieczeństwa przy obciążeniach statycznych,
- konstrukcja spełnia warunek odkształceń trwałych,
- konstrukcja spełnia wymagania dotyczące sztywności,
- ugięcie powstałe pod działaniem obciążeń mniejszych lub równych 130% obciążenia dopuszczalnego nie powoduje niebezpieczeństwa podczas lotu, np. wskutek zmniejszenia sprawności mechanizmu sterowania itp.,
- wyniki analizy obliczeniowej i prób wytrzymałościowych są potwierdzone przez próby w locie w pełnym zakresie eksploatacyjnych obciążeń.

Niezależnie od powyższych wymagań wytrzymałościowych w polskim opracowaniu przepisów znalazły również miejsce rozdziały mające na celu ułatwienie pracy konstruktorom sporządzającym dokumentację obliczeniową. Mianowicie podane zostały uproszczone schematy rozkładów obciążeń zewnętrznych szybowca, które przepisy uznają za jeszcze wystarczającą dokładną dla dokumentacji wytrzymałościowej; są to: zlinearyzowany rozkład obciążeń wzdłuż cięciwy oraz uproszczony rozkład obciążeń wzdłuż rozpiętości według metody Schrenka.

Inż. RYSZARD WITKOWSKI
Instytut Lotnictwa

Śmigłowiec jako środek transportu szybowców

Artykuł omawia możliwości startu i holowania szybowców przez śmigłowiec. Dokonano analizy osiągnięć oraz sterowności i wyważenia śmigłowca. Z rozważań wynika, że śmigłowiec dysponujący dostatecznym nadmiarem mocy może wyholować szybowiec nawet z bardzo małego przygodnego terenu. Praca była przedstawiona na VII Kongresie OST IV w Lesznie w 1958 r., gdzie też autor dał pokaz holowania szybowca za śmigłowcem.

WSTĘP

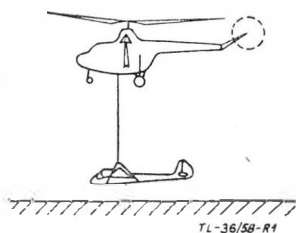
Dotychczasowa praktyka szybownictwa uformowała dwie klasyczne metody powrotu szybowca na lotnisko macierzyste po lądowaniu w terenie przygodnym. Metodą pierwszą jest powrót na holu za samolotem, drugą — transport naziemny na wozie transportowym za samochodem. W przypadku braku zasadniczych ograniczeń wynikających np. z regulaminu zawodów lub względów finansowych pilot szybowca decyduje się raczej na wzywanie samolotu holującego niż samochodu z wozem transportowym. Hol powietrzny jest szybki, nie wymaga demontażu szybowca, jest mniej męczący. Niestety start szybowca za samolotem daje się zrealizować tylko w tym przypadku, gdy szybowiec znajduje się w odpowiednim terenie zapewniającym możliwość rozbiegu zespołu. Nie zawsze tak jest. Często szybowiec ląduje w terenie trudnym, na polu krótkim i otoczonym przeszkodami, długość którego jest zbyt mała, aby mógł być zrealizowany bezpieczny rozbieg i start zespołu. Wtedy wzywa się samochód z wozem transportowym.

Transport samochodowy ma — obok ważnej zalety taniałości — poważne wady w postaci długiego czasu trwania i kłopotliwości wynikającej z konieczności demontażu szybowca. Przy transporcie z większych odległości dochodzi do tego zmęczenie pilota podróżą samochodową.

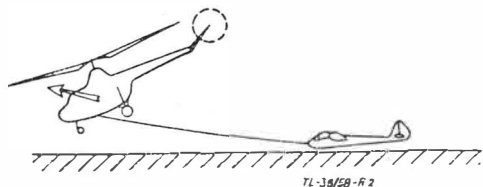
W niektórych przypadkach specjalnych, w których zależy na wyciągnięciu szybowca z lądowania w terenie trudnym w sposób szybki i bez demontażu — transport samochodowy może być zastąpiony przez hol za śmigłowcem.

Hol szybowca za śmigłowcem może być zrealizowany dwoma sposobami:

- pionowe dźwignięcie szybowca z lądowiska i przeniesienie go z małą prędkością na inne lądowisko, skąd możliwy jest start na holu za samolotem lub śmigłowcem do przelotu powrotnego. Metoda do zastosowania w terenie wyjątkowo trudnym i pełnym przeszkód (rys. 1)
- start z rozbiegiem, przy czym „rozbieg” śmigłowca odbywa się w powietrzu, poczynając od lotu wiszącego, a szybowca — po ziemi (rys. 2).



Rys. 1. Pionowe dźwignięcie szybowca przez śmigłowiec



Rys. 2. Dźwignięcie szybowca z rozbiegiem

METODA DŹWIGNANIA

Przypadek pionowego dźwigniania szybowca nie różni się zasadniczo od normalnego stanu obciążenia śmigłowca dodatkowym balastem zewnętrznym w czasie wykonywania lotu wiszącego i przemieszczania z małą prędkością. Zagadnienie sprowadza się tu zatem do przeprowadzenia oceny, czy moc silnika śmigłowca wystarczy do uniesienia szybowca określonego ciężaru. Ponieważ przy metodzie pionowego dźwigniania szybowca przez śmigłowiec położenie środka ciężkości maszyny nie ulega zmianie, zatem pominąć można przy tym wpływ obciążenia od szybowca na sterowność śmigłowca.

Jak wiadomo z ogólnej teorii śmigłowców moc potrzebna do lotu składa się ogólnie z następujących składników:

- moc indukowana N_i
 - moc profilowa N_p
 - moc oporów szkodliwych N_{sz}
 - moc na wznoszenie $G \cdot w$
- (G — ciężar śmigłowca, w — prędkość wznoszenia).

W skośnym locie wznoszącym moc jest równa sumie wszystkich wymienionych składników:

$$N = G \cdot w + N_i + N_p + N_{sz} \cdot \dots \cdot \dots \cdot (1)$$

W locie pionowym odpada składnik mocy na pokonanie oporów szkodliwych:

$$N = G \cdot w + N_i + N_p \cdot \dots \cdot \dots \cdot (2)$$

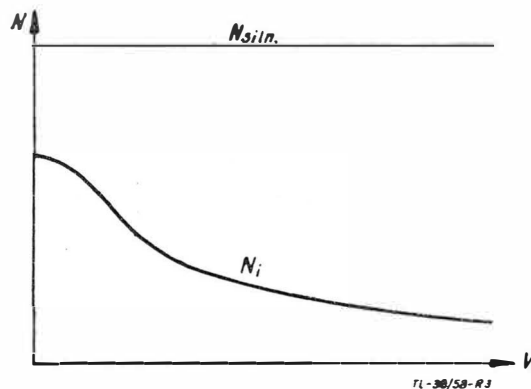
W zawisie moc potrzebna do lotu śmigłowca składa się tylko z dwóch elementów:

$$N = N_i + N_p \cdot \dots \cdot \dots \cdot (3)$$

Doświadczenie wykazało, że moc profilowa może być uważana za wartość stałą, nie zmieniającą się ze zmianą ciągu wirnika nośnego i prędkości lotu. Przyjęcie takiego upraszczającego założenia powoduje tylko niewielki błąd.

Moc indukowana N_i silnie zależy od prędkości lotu. Zależność $N_i = f(V)$ przedstawiona jest na rys. 3.

Duża wartość mocy indukowanej przy $V = 0$ pozostawia mały nadmiar mocy na wznoszenie (dźwignięcie ciężaru śmigłowca z ładunkiem), dlatego też osiągnięcie w locie pionowym prędkości wznoszenia są b. małe, rzędu $w = 1,5 \div 2$ m/s przy pracy silnika z mocą startową, podczas gdy w locie skośnym prędkość wznoszenia jest zwykle rzędu $w = 4 \div 5$ m/s przy pracy silnika na mocy nominalnej (ok. 75% N_{start}).



Rys. 3. Zmiana mocy indukowanej śmigłowca z prędkością lotu

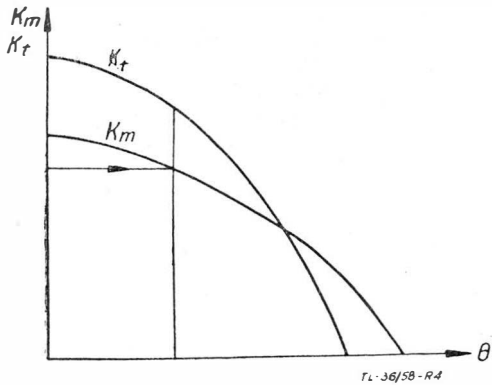
Zdolność pionowego startu silnie spada z wysokością nad poziom morza znika ona zupełnie dla tzw. pułapu zawisu, lub przy przeciążeniu śmigłowca powyżej granicy wyznaczonej przez moc jego silnika. Przeprowadzenie analizy lotu śmigłowca dla warunku $w = 0$ pozwala określić największy ciężar w zawisie przy ziemi bez uwzględniania wpływu ziemi. Dokonuje się tego dla różnych wysokości nad poziom morza, w wyniku otrzymuje się wykres pozwalający ocenić największy ciężar ładunku możliwy do zabrania lub, co ma miejsce w przypadku transportu szybowca (znany ciężar) — stopień koniecznego odciążenia śmigłowca dla umożliwienia wykonania takiego zadania.

Oczywiście warunkiem koniecznym jest znajomość podstawowych parametrów śmigłowca i charakterystyki silnika, podającej spadek jego mocy z wysokością.

Znając moc N , prędkość obwodową końców łopat $U = \Omega \cdot R$ (R = promień wirnika nośnego) i powierzchnię tarczy wirnika S oblicza się współczynnik momentu:

$$k_m = \frac{75 \cdot N}{\frac{\rho \cdot U^3}{2} \cdot S} \cdot \dots \cdot \dots \cdot (4)$$

We wzorze powyższym N oznacza moc na wirniku, którą dla przybliżonego rachunku w odniesieniu do śmigłowca jednowirnikowego ze śmigłem ogonowym przyjąć można równą 85% N silnika.



Rys. 4. Zależność współczynnika momentu K_m i współczynnika ciągu k_t od kąta skoku ogólnego

W dalszej kolejności posłużyć się trzeba wynikami badań śmigłowca podającymi związek pomiędzy współczynnikiem momentu k_m i współczynnikiem ciągu k_t od skoku ogólnego Θ (w tzw. przekroju miarodajnym $r = 0,7$ gdzie $r = r/R$) dla stanu zawisu. Wyniki te mają zwykle postać wykresu przedstawionego na rys. 4. Obliczone wg równania (4) współczynniki k_m pozwalają określić współczynnik ciągu k_t i kąt nastawienia Θ . Przy pomocy k_t obliczamy ciąg wirnika nośnego:

$$T = k_t \cdot \frac{\rho \cdot U^2}{2} \cdot S \dots \dots \dots (5)$$

Dalej obliczony zostaje największy dopuszczalny ciężar w zawisie

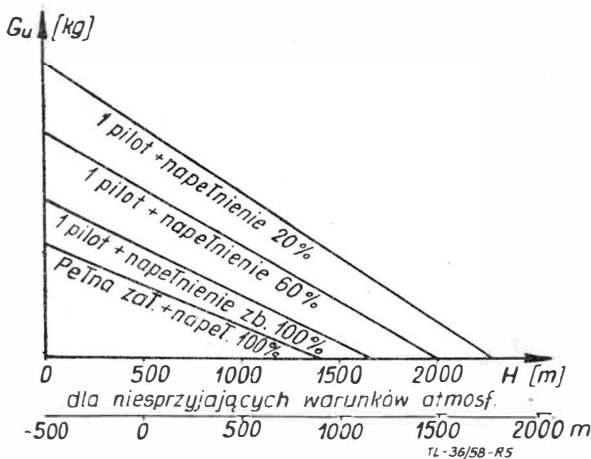
$$G = T(1 - \tau) \dots \dots \dots (6)$$

W powyższym wzorze τ jest współczynnikiem tzw. dociążenia aerodynamicznego od opływu kadłuba i ładunku zawieszzonego pod śmigłowcem przez strumień zawirnikowy. Dla śmigłowców z kadłubami opływowymi, opracowanymi starannie, dociążenie aerodynamiczne jest pomijalnie małe, natomiast dla przypadku dźwigania szybowca (duża powierzchnia) musi być uwzględnione $\tau \approx 0,1$.

Ciężar G śmigłowca dźwigającego dodatkowy ładunek składa się z trzech ciężarów składowych ciężaru śmigłowca pustego z załogą minimalną dla wykonania zadania G_p , ciężaru paliwa i smarów G_b i ładunku użytecznego G_u , który m. in. stanowić może szybowiec przeznaczony do pionowego dźwignięcia z lądowiska. Jest zatem:

$$G_u = G - G_p - G_b \dots \dots \dots (7)$$

Jeśli rachunek przeprowadzić dla kilku wysokości lotu i dla różnych stopni napełnienia zbiornika, to w wyniku powstanie wykres roboczy podający dopuszczalny ciężar użyteczny G_u dla różnych wysokości.



Rys. 5. Zależność ładunku użytecznego G_u od stopnia załadowania śmigłowca i wysokości lotu

Nie można tu pominąć wpływu stanu atmosfery na wielkość największego ciężaru G_u . Wpływ ten (upał, niskie ciśnienie) może znacznie obniżyć zdolność śmigłowca do pionowego dźwigania ciężarów. Dlatego dla bezpieczeństwa przesuwa się często skalę otrzymanego wykresu o 500 m w prawo (rys. 5).

Możliwy jest oczywiście przypadek, że nie dysponuje się wykresami $k_t = f(\Theta)$ i $k_m = f(\Theta)$. Określenie G_u przeprowadza się wtedy analitycznie korzystając z prostych wzorów teorii śmigłowców.

Współczynnik momentu k_m , współczynnik ciągu k_t , współczynnik strat brzegowych na wirniku B , współczynnik oporu profilowego w miarodajnym przekroju łopaty wirnika c_{xp} oraz współczynnik wypełnienia tarczy wirnika σ związane są następującą zależnością:

$$k_m = \frac{1}{2} \left(\frac{k_t}{B} \right)^2 + \frac{c_{xp} \cdot \sigma}{4} \dots \dots \dots (8)$$

Rozwiązanie powyższego związku wzgl. k_t daje w wyniku przy uwzględnieniu równ. (4):

$$k_t = \left[\frac{300 \cdot N}{\rho \cdot U^3 \cdot S} - \frac{c_{xp} \cdot \sigma}{2} \right]^{\frac{2}{3}} \cdot B \dots \dots \dots (9)$$

Znając k_t można obliczyć ciąg z równ. (5) i podobnie jak poprzednio wyznaczyć maks. ciężar ładunku użytecznego z równań (6) i (7).

Przeliczenie dla dwóch śmigłowców: polskiego SM-1 (licencyjna wersja radzieckiego Mi-1) i amerykańskiego Bell 47-D daje wynik następujący:

SM-1	$U = 164 \text{ m/s}$	Bell 47-D	$U = 187 \text{ m/s}$
	$S = 160,5 \text{ m}^2$		$S = 90 \text{ m}^2$
	$N = 575 \text{ KM}$		$N = 200 \text{ KM}$
	$c_{xp} = 0,008$		$c_{xp} = 0,008$
	$\sigma = 0,0504$		$\sigma = 0,035$
	$B = 0,92$		$B = 0,92$
	$G_p = 1865 \text{ kG}$		$G_p = 720 \text{ kG}$
	$G_b = 200 \text{ kG}$		$G_b = 100 \text{ kG}$
	Wynik przeliczeń		Wynik przeliczeń:
	$k_t = 0,0118$		$k_t = 0,00618$
	$T = 2850 \text{ kG}$		$T = 1215 \text{ kG}$
	$G_u = 785 \text{ kG}$		$G_u = 270 \text{ kG}$

Niewielki nadmiar mocy, jakim dysponują przeciętnie śmigłowce w zawisie powoduje, że tylko niektóre z nich nadają się do realizacji pionowego startu. Śmigłowiec Bell 47-D tylko o niewielkim nadmiarze mocy na wznoszenie może dźwignąć pusty szybowiec „Mucha” (205 kG). Zatem śmigłowiec SM-1 nadaje się do pionowego dźwigania wszystkich szybowców, jakie istnieją w Polsce, i to nawet z załogą (ciężar pustych szybowców: „Jaskółka Z” — 270 kG, „Bocian” — 326 kG). On też zastosowany został do praktycznych prób.

METODA HOLOWANIA

W porównaniu do normalnego lotu do przodu śmigłowca stan ten różni się istnieniem obciążenia śmigłowca siłą od liny holującej P_s i — jeśli zaczepienie liny holującej nie ma miejsca idealnie w środku ciężkości — momentu obracającego kadłub M_s .

Lot szybowca na holu za śmigłowcem różni się od holu za samolotem tylko tym, że wykonywany jest pod strugą zaburzeń zawirnikowych zamiast nad jak to ma miejsce w holu za samolotem.

Obraz sił i momentów działających na śmigłowiec obciążony liną holowniczą jest przedstawiony na rys. 6.

Równowaga sił i momentów działających na śmigłowiec w locie do przodu zapewniona jest przez odpowiednie odchylenie do przodu wektora ciągu T .

Ciąg wirnika T jest normalny do płaszczyzny zakreślanej przez końce łopat. W płaszczyźnie tarczy wirnika działa siła X . Płaszczyzna tarczy jest odchylna do tyłu o kąt α_1 względem osi bez przekręceń, prostopadłej do tarczy sterującej. Kąt ten (α_1) jest składową podłużną okresowych wahań łopaty wirnika bez okresowych przekręceń związanych z prędkością lotu V .

Oś bez przekreśń odchylona jest do przodu względem osi obrotu wirnika o kąt B_1 , który jest boczną składową okresowego przekreśniania.

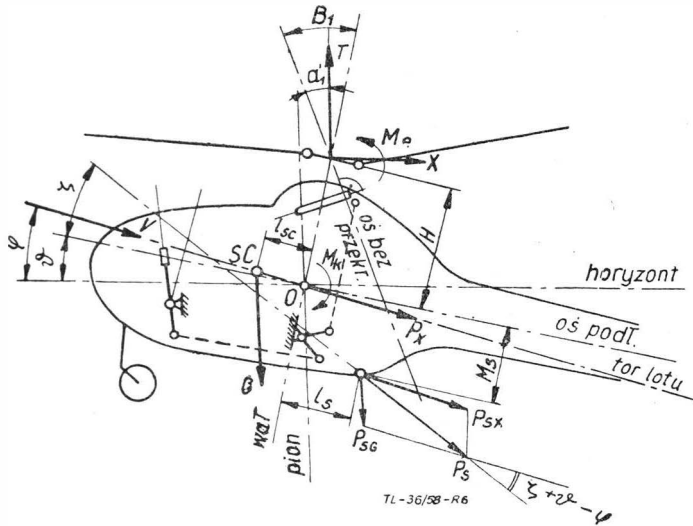
Okresowo zmienny (dzięki przekreśnianiu) kąt nastawienia łopat nośnych jest wyrażony przez szereg:

$$\Theta_1 = \Theta_0 - A_1 \cdot \cos \psi - B_1 \cdot \sin \psi \dots (10)$$

Rozpatrując równowagę momentów względem punktu O i uwzględniając, że kąty ϑ i a_1 są małe otrzymuje się wyrażenie na konieczne dla zapewnienia równowagi śmigłowca wychylenie tarczy sterującej:

$$B_1 = a'_1 + \left[\frac{1}{M_e + G \cdot H} \right] (X \cdot H + M_{kc} - G \cdot l_{SC}) \dots (11)$$

(oznaczenia sił i momentów wg rys. 6)



Rys. 6. Obszar sił i momentów działających na śmigłowiec przy holowaniu szybowca

Obciążenie śmigłowca holem szybowca wpływa na wielkość siły G i P_x oraz momentu M_k . Z rys. 6 widać, że siła od holu P_s może zostać rozłożona na kierunki sił G i P_x powiększając je odpowiednio do wielkości:

$$G' = G + P_{SG} \quad \text{i} \quad P'_x = P_{sx} + P_x$$

oraz zmieniając moment kadłuba do wartości

$$M'_k = M_k - P_{SG}/h_s \cdot \text{ctg } \zeta - l_s/\cos \varphi$$

Składowe siły od holu są:

$$P_{SG} = P_s \cdot \frac{\sin(\zeta + \vartheta - \varphi)}{\cos}$$

$$P_{sx} = P_s \cdot \frac{\cos(\zeta + \varphi)}{\cos \varphi}$$

Pomiary wykazały, że kąt $\zeta + \vartheta$ odgięcia w dół linii holowniczej wynosi ok. 30° , siła P_s w linii holowniczej przy prędkości ok. 100 km/h jest dla szybowca klasy „Jaskółki” równa $30\text{--}40 \text{ kG}$. Dla lotu poziomego ($\varphi = 0$) składowe siły od liny wynoszą $P_{SG} = 23 \text{ kG}$ i $P_{sx} = 33 \text{ kG}$.

Dociążenie ciężarowe wynoszące 23 kG jest pomijalnie małe wobec ciężaru współczesnych śmigłowców klasy średniej, który waha się od 1000 kG do 2500 kG . Dociążenie to można pominąć jeszcze i z tego względu, że w czasie holowania szybowca śmigłowiec nie zabiera na pokład swego pełnego ładunku.

Powiększenie oporu czołowego P_x o składową P_{sx} jest procentowo większe niż wzrost ciężaru. Przy przykładowej wartości 33 kG wzrost oporu czołowego wynosi ok. 30% . Wywiera to wpływ na osiągi zespołu.

Siła od holu zmienia wreszcie wielkość momentu M_k działającego na kadłub i ten efekt jest najważniejszy jeśli zważyć, że wpływa to bezpośrednio na wychylenie tarczy sterującej B_1 i zapas sterowności w czasie holu.

Równanie (8) wiąże wychylenie tarczy sterującej B_1 z podstawowymi wielkościami śmigłowca. Przy rozpatrywaniu sprawy holu szybowca za śmigłowcem interesujący jest wpływ prędkości i zmienności momentu na kadłubie (np. od wędrowki środka ciężkości) na sterowność podłużną.

Zwykle przy analizie podłużnej sterowności śmigłowców czyni się następujące założenia upraszczające:

- a) siła X w płaszczyźnie tarczy wirnika jest mała i może być zaniedbana,
- b) opór P_x działa przez punkt przecięcia osi wału z osią podłużną śmigłowca,
- c) moment na kadłubie jest równoważony przez statecznik ogonowy.

Gdyby te wszystkie założenia były spełnione, podłużne położenie drążka sterowego nie zależałoby od pozycji kadłuba, a jedynie od wielkości l_{SC} określającej położenie środka ciężkości i od prędkości.

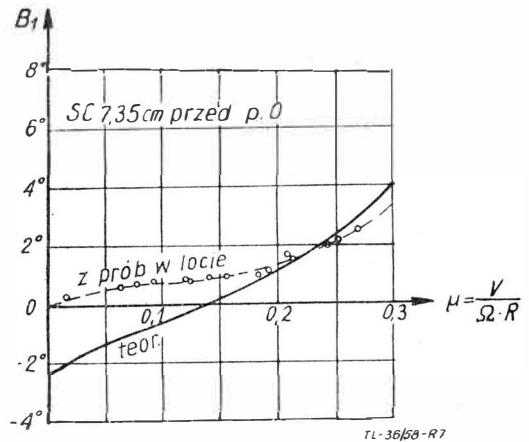
We współczesnych śmigłowcach spełnione są w rzeczywistości tylko dwa pierwsze założenia. Równowaga momentów nie ma miejsca.

Zmiana wielkości B_1 z prędkością lotu, przy założeniu, że istnieje równowaga momentów na kadłubie, wygląda jak na rys. 7. Na wykres przedstawiony na tym rysunku nanieśiona jest krzywa z pomiarów w locie. Widać, że moment niewyważony ma wartość dość znaczną. Warto jednak zauważyć, że pomierzone wychylenie tarczy sterującej B_1 jest mniejsze od teoretycznego. Wskazuje to na dodatnią wartość momentu M_k . Moment od liny holującej ma znak ujemny (jeśli punkt zaczepienia poniżej SC) i działa w kierunku zrównoważenia niewyważonego momentu kadłubowego, podobnie jak statecznik ogonowy.

Moment od holu szybowca ma wpływ na zapas sterowności bardzo niewielki. Łatwo się o tym przekonać przeliczając moment od siły holu szybowca na równoważne (ekwiwalentne) przesunięcie SC całego śmigłowca. Przypomnieć należy, że każdy typ śmigłowca ma określoną wędrowkę SC, przy której zachowane są wszelkie prawidłowe własności lotne.

Moment od holu jest

$$M_{ks} = P_{SG}/h_s \cdot \text{ctg } \zeta - l_s/\cos \varphi$$



Rys. 7. Zależność kąta β_1 od prędkości lotu

Zakładając $\varphi = 0$, $\zeta = \text{ca. } 30^\circ$, $h_s = 1 \text{ m}$, $l_s = 0,5 \text{ m}$ i przyjmując $P_{SG} = 23 \text{ kG}$ (wg obliczenia dokonanego powyżej) otrzymujemy

$$M_{ks} = 23(1 \cdot 1,73 - 0,5) \cdot 1 = 28,3 \text{ kGm}$$

Równoważne przesunięcie SC śmigłowca ważącego 2000 kG wynosi

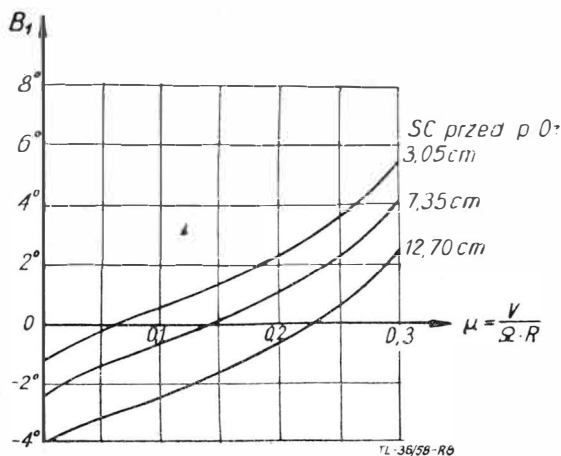
$$l_{SCe} = \frac{M_{ks}}{G} = \frac{2830}{2000} = 1,4 \text{ cm}$$

Dla śmigłowca SM-1 dopuszczalna wędrowka SC wynosi 22 cm . Krzywe równowagi dla różnych położeń SC śmigłowca średniej klasy podane są na wykresie 8.

Praktyczne próby potwierdziły wniosek z powyższych rozważań, że w przypadku holowania szybowca na zaczep dolny należy śmigłowiec wyważać na tylne dopuszczalne położenie SC. Wystarcza to całkowicie do zrównoważenia wpływu momentu od liny holującej bez dodatkowych adaptacji układu sterowania.

Obecność holowanego szybowca wpływa na zmianę prędkości ekonomicznej śmigłowca, tj. tej prędkości przy której moc potrzebna do lotu jest minimalna. Prędkość ekonomicz-

na wyznaczana jest przez zsumowanie elementarnych mocy N_1, N_p, N_{sz} . Jeśli pominąć wzrost ciężaru równoważonego przez ciąg wirnika, to zmianie ulega jedynie moc na pokonanie oporów szkodliwych N_{sz} i prędkość ekonomiczna przesunie się ku wartościom mniejszym.



Rys. 8. Dopuszczalna wędrowka środka parcia w funkcji prędkości lotu

Przesunięcie to daje się bez trudu obliczyć. W tym celu przeprowadzić trzeba prostą analizę funkcji

$$N = N_i + N_{sz} + N_p \dots \dots \dots (12)$$

gdzie poszczególne człony są zależne od prędkości lotu V :

$$N_{sz} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \left[\sum_{i=1}^{i=n} c_{xi} \cdot S_i + \frac{1}{2} \cdot c_{xp} \cdot \sigma \cdot S \cdot \frac{1}{\mu} + c_{xs} \cdot S_s \right] \dots \dots \dots (13)$$

$$N_i = G \sqrt{V \cdot \frac{1}{4} \cdot V^4 + \frac{G^2}{2 \cdot S \cdot \rho} - \frac{1}{2} \cdot V^2} \dots \dots (14)$$

$$N_p = \frac{1}{8} \cdot \rho \cdot \Omega^3 \cdot R^5 \cdot \sigma \cdot \pi \cdot c_{xp} \left[1 + \left(\frac{V}{\Omega \cdot R} \right)^2 \right] \dots \dots (15)$$

dla znalezienia prędkości, przy której jest N_{min} lub zadanie, należy rozwiązać wykreślnie. W wyniku przeliczeń dla śmigłowca obciążonego siłą od liny holującej otrzymuje się zmianę V_{ek} znikomo małą, rzędu 3–4 km/h.

W analizie holowania szybowca za śmigłowcem rozpatrzono jedynie ustalony stan lotu. Tymczasem jest sprawą oczywistą, że największe choć krótkotrwałe obciążenia zarówno pod postacią siły jak i momentu od liny holowniczej, występują w czasie startu, gdy pojawi się siła bezwładności.

$$P_{sb} = \frac{Q_s}{g} \cdot \frac{dV}{dt}$$

Przyśpieszenie dV/dt jest funkcją wielkości ciągu wirnika nośnego śmigłowca holującego i jego pochylenia. Zależy zatem od mocy silnika śmigłowca i od wychylenia drążka sterowego przez pilota.

PRÓBY

W świetle pobieżnej i przybliżonej analizy widać, że śmigłowec nadaje się do holu szybowców bez większego obciążania mocy silnika lub do dźwigania szybowców pionowo, jeśli moc silnika zapewnia odpowiednio wysoki udźwig.

Przeprowadzone w r. 1957 i 1958 praktyczne próby miały na celu potwierdzenie wniosków co do zdolności śmigłowca do powietrznego transportu szybowców oraz wypracowanie odpowiedniej techniki pilotażu dla pilota szybowcowego i pilota śmigłowca.

Sprawa, która przed przystąpieniem do prób praktycznego holowania nastęrczała najwięcej obaw — było oddziaływanie na szybowiec strumienia zawirnikowego. Jak już bowiem wspomniano, szybowiec leci w holu za śmigłowcem pod strugą zaburzeń zawirnikowych, a nie nad jak ma to miejsce w samolocie. Wynika z tego, że przy starcie szybowiec przejść musi przez strugę zaburzeń zawirnikowych. Mogło to grozić

nieprzewidzianymi następstwami. Przejście szybowca przez strugę zawirnowań zawirnikowych śmigłowca przedstawia rys. 9.

Próby holu poprzedzono badaniem rozkładu zaburzeń za śmigłowcem przy pomocy penetrowania okolicy lecącego śmigłowca przez samolot pilotowany przez pilota, który następnie lecieć miał na szybowcu oraz przez zadymianie obszaru za śmigłowcem przez świece dymne. Okazało się, że rozkład strumienia za lecącym do przodu śmigłowcem zgodny jest z analitycznymi przewidywaniami co do skosu, a intensywność zaburzeń jest niezbyt wielka już kilkadziesiąt metrów za śmigłowcem.

Wlocie z prędkością V km/h skos strugi zawirnikowej określony jest przez związek:

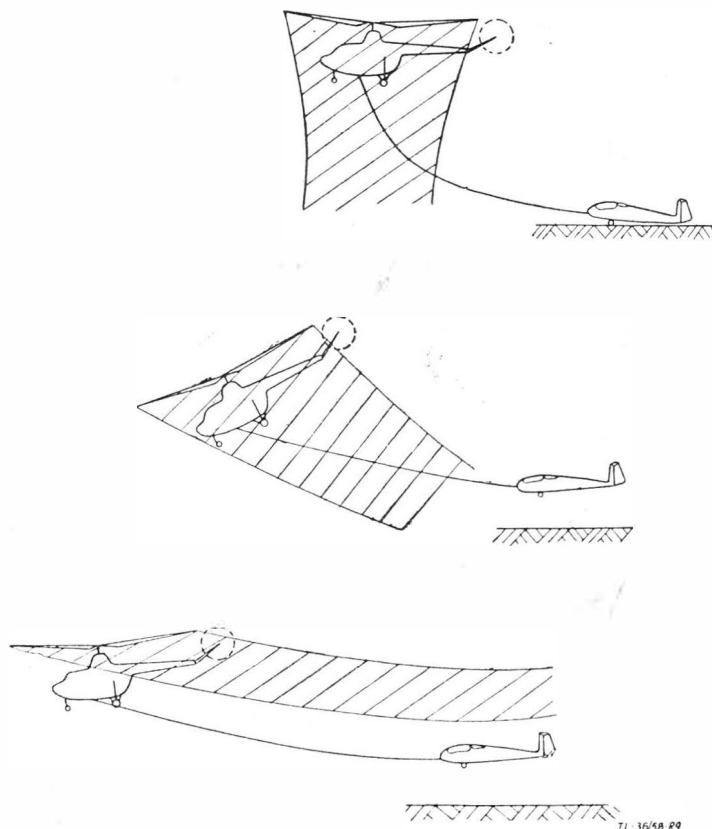
$$\varepsilon_i = \frac{V_i}{V} \cong \frac{V_{i0}^2}{V^2} \dots \dots \dots (16)$$

v_{i0} jest to prędkość indukowana dla zawisu

$$v_{i0} = \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S \cdot B} \dots \dots \dots (17)$$

Dla śmigłowca SM-1 ($T = 2000$ kG, $S = 160,5$ m², $B = 0,92$) i dla $V = 100$ km/h = 27,8 m/s skos ε i wypada ok. 4°. Szybowiec musi lecieć zatem poniżej śmigłowca. Ma to znaczenie także ze względu na bezpieczeństwo przed zaplątaniem linki holowniczej w śmigło ogonowe.

Próby ograniczono jedynie do metody holowania z rozbiegiem, prowadząc ją dla różnych warunków atmosferycznych (wiatr od 0 do 8 m/s) i dla różnych typów szybowców (Jaskółka, Mucha, Bocian). W powietrzu prędkość lotu zmniejszano aż do 0 km/h tak, że szybowiec zawisał pionowo pod śmigłowcem.



Rys. 9. Przejście szybowca przez strefę zawirnowań przy starcie śmigłowca z rozbiegiem

Prób pionowego dźwigania szybowców nie prowadzono ze względu na konieczność odpowiedniego przystosowania szybowców do pionowego dźwigania, jak również wobec uznania faktu, że jeśli szybowiec wylądował pomyślnie, to z pewnością da się go wyciągnąć metodą holowania. Metoda pionowego dźwigania ma wartość bardziej teoretyczną niż praktyczną.

Starty z rozbiegiem prowadzono na lince długości ok. 60 m. W wyniku otrzymano następujące długości rozbiegu do oderwania od ziemi szybowca:



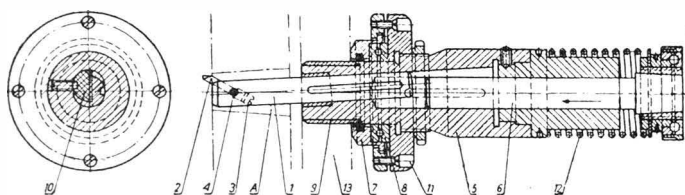
PRZEGLĄDAMY USPRAWNIENIA

Przyrząd do wiercenia otworów stożkowych

(Kl. 49 a; nr O-3075; Z. nr 29) Paul Bauer (NRD)

Dotychczas otwory stożkowe były wykonywane za pomocą rozwiertaków stożkowych ulegających szybkiemu zużyciu.

W myśl usprawnienia otwory stożkowe wierce się za pomocą noża zaopatrzonego w ostrze z węglików spiekanych, przy użyciu przyrządu uwidocznionego na rysunku.



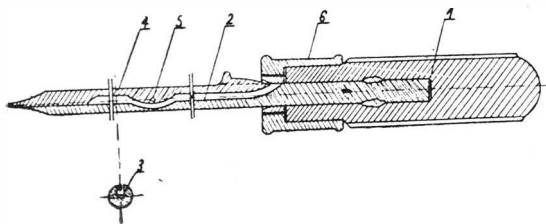
W imaku 1, nachylonym pod kątem, odpowiadającym zbieżności wierconego otworu A, osadzony jest nóż 2, nastawiany śrubą 3 i zabezpieczony śrubą 4. Imak 1 jest osadzony przesuwnie w pochyłym otworze korpusu 5, nasadzonego na przesuwnej nasadzie wrzeciono 6 wiertarki. Dolny koniec korpusu 5 jest zaopatrzonego w wymienną hartowaną prowadnicę i wsunięty w nieruchomą tuleję 9 narządu oporowego 13, o który opiera się zderzak 7, osadzony na łożysku kulkowym 8 i połączony z nakrętką nastawczą 11, zabezpieczoną przed odkręcaniem się przeciwnakrętką. Wrzeciono 6 jest połączone za pomocą czworokątnej płaskiej wkładki sprężynującej 10 z imakiem 1, dzięki czemu w miarę przesuwania wrzeciono 6 do docięnięcia zderzaka 7 do narządu oporowego 13 stopniowo wysuwa imak wraz z nożem z korpusu 5. Przez obracanie przyrządu uzyskuje się wówczas wiercenie stożkowego otworu. Sprężyna śrubowa 12 służy do amortyzacji docisku zderzaka 7 do narządu oporowego 13. Średnicę wierconego otworu można dokładnie nastawiać każdorazowo przesuwaniem zderzaka 7.

Do zalet usprawnienia należy wysoka jakość obrobionej powierzchni i nieduże zużycie narzędzi skrawających.

Uchwyt do przytrzymywania wkrętów na trzpieniu wkrętaka w czasie ich wkręcania

(Kl. 87 a; nr O-3031; Z. nr 26) Edward Sanocki

Zastosowany w myśl usprawnienia uchwyt do przytrzymywania wkrętów na trzpieniu wkrętaka daje możliwość uniknięcia trudności przy wkręcaniu wkrętów trudno dostępnych. Uchwyt składa się z dwóch sprężynek 1 i 2, połączonych ze sobą za pomocą tulejki 3, nasuniętej przesuwnie na trzpień 4 wkrętaka. Do ustalenia położenia uchwytu na trzpieniu wkrętaka służy wkręt mocujący 5. Łeb wkręcanej wkręta umieszcza się pomiędzy końcami sprężynek 1 i 2, tak



aby ostrze wkrętaka wchodziło do nacięcia na łbie wkręta. Uchwycony w ten sposób wkręt można z łatwością skierować do właściwego otworu, przy czym wkręt pozostaje w uchwycie aż do czasu jego całkowitego wkręcenia.

S. M.

Osłona piły tarczowej

(Kl. 38 e; nr OU-725; Z. nr 27) Marian Matysiak

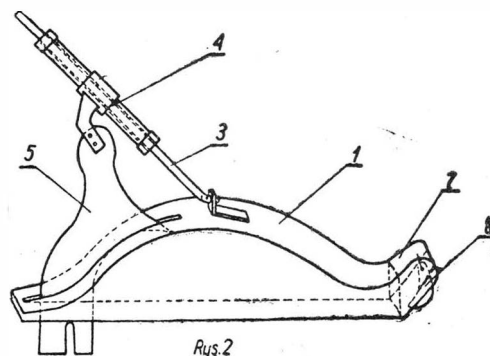
Dotychczas stosowane są w przemyśle drzewnym rozmaitego rodzaju osłony pił tarczowych, które jednak nie zabezpieczają w sposób niezawodny robotnika pracującego przy tej maszynie przed ewentualnym nieszczęśliwym wypadkiem.

Osłona w myśl udoskonalenia przedstawiona w przekroju na rys. 1 posiada konstrukcję zabezpieczającą pracownika w sposób niezawodny, a przy tym nie utrudniający pracy na tej maszynie.

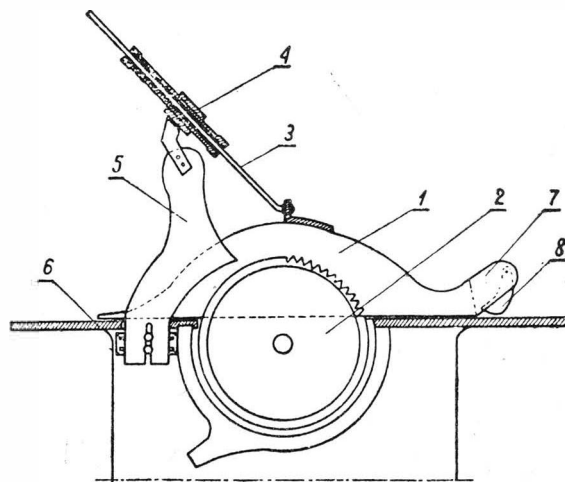
Osłona 1 jest wykonana z żelaznej blachy i spoczywa na stole 6 piły tarczowej, przykrywając całkowicie piłę tarczową 2. Na osłonie 1 zamocowany jest pod kątem 45° stalowy pręt 3, który przesuwają się w prowadnicy 4 i służy do prostopadłego podnoszenia osłony 1. Prowadnica 4 jest przymocowana do klina 5 rozdzielającego przepiłowane deski, który z kolei jest osadzony przesuwnie na sworzniach, przymocowanych do stołu 6 piły tarczowej. Deskę zakłada się pod przednią część 7 o kształcie owalnym, umożliwiającym swobodny wsuw deski pod osłonę. Na skutek przesuwu deski cała osłona unosi się równoległe do płaszczyzny wsuwanej deski w granicach 180 mm.

W przedniej części 7 osłony zamocowany jest na linii piły tarczowej wycinek koła wykonany z blachy 8, który ma za zadanie wskazywanie linii cięcia, eliminując konieczność podnoszenia osłony w celu kontrolowania kierunku cięcia.

Klin 5 rozdzielający przepiłowane deski jest umieszczony w odpowiednim wycięciu osłony 1, przedstawionym na rys. 2.



Rys. 2



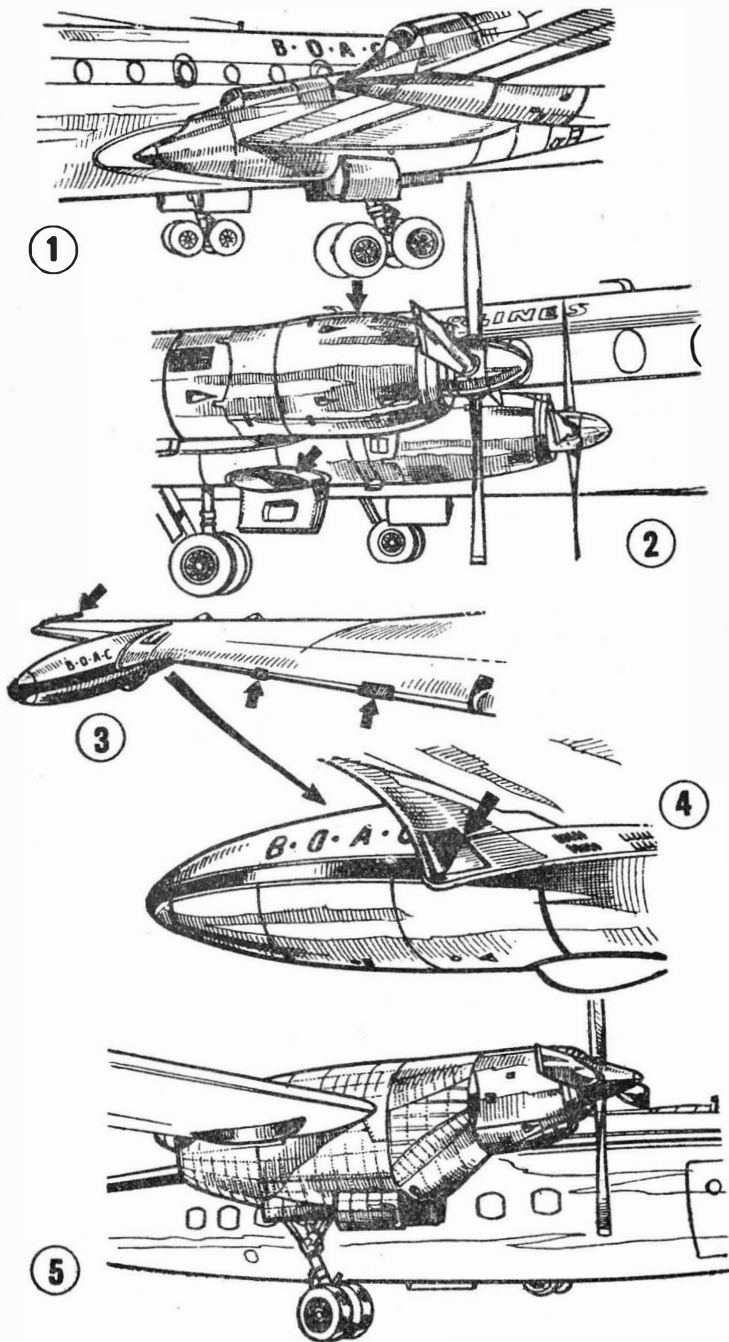
Rys. 1

Po wykonaniu cięcia osłona opada z powrotem na stół 6 piły tarczowej.

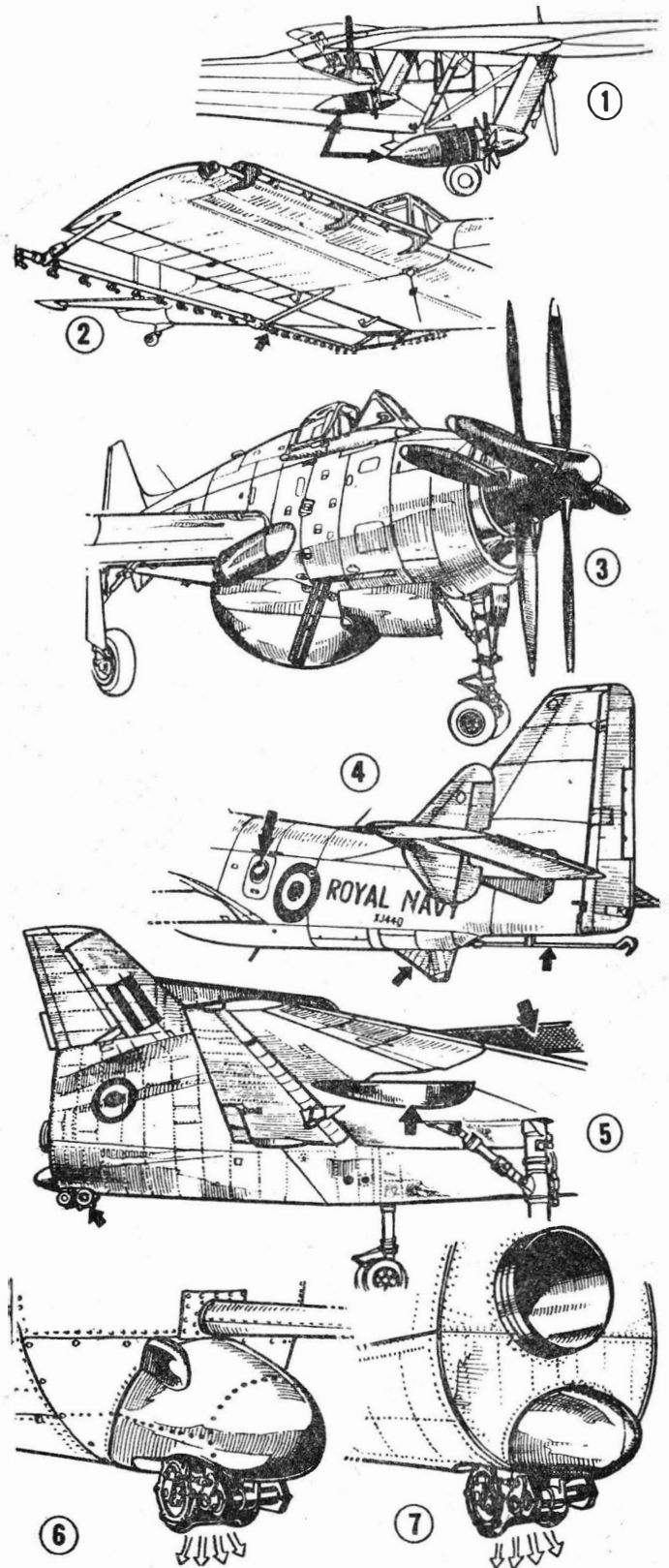
Zaletą wyżej opisanego osłony jest całkowite zakrywanie piły tarczowej, chroniące przed bezpośrednim zetknięciem się pracownika z tarczą piły.

CIEKAWOSTKI TECHNICZNE

W tym roku nie uzyskaliśmy bezpośredniego reportażu z dorocznej wystawy lotniczej w Farnborough. Chcąc jednak wywiązać się względem Czytelników z obowiązku informowania o zagranicznych nowościach, zamieszczamy wybór ciekawostek z wystawy w Farnborough wykonany przez p. Jean Perard z redakcji „Aviation Magazine”, od której uzyskaliśmy zgodę na reprodukcję.

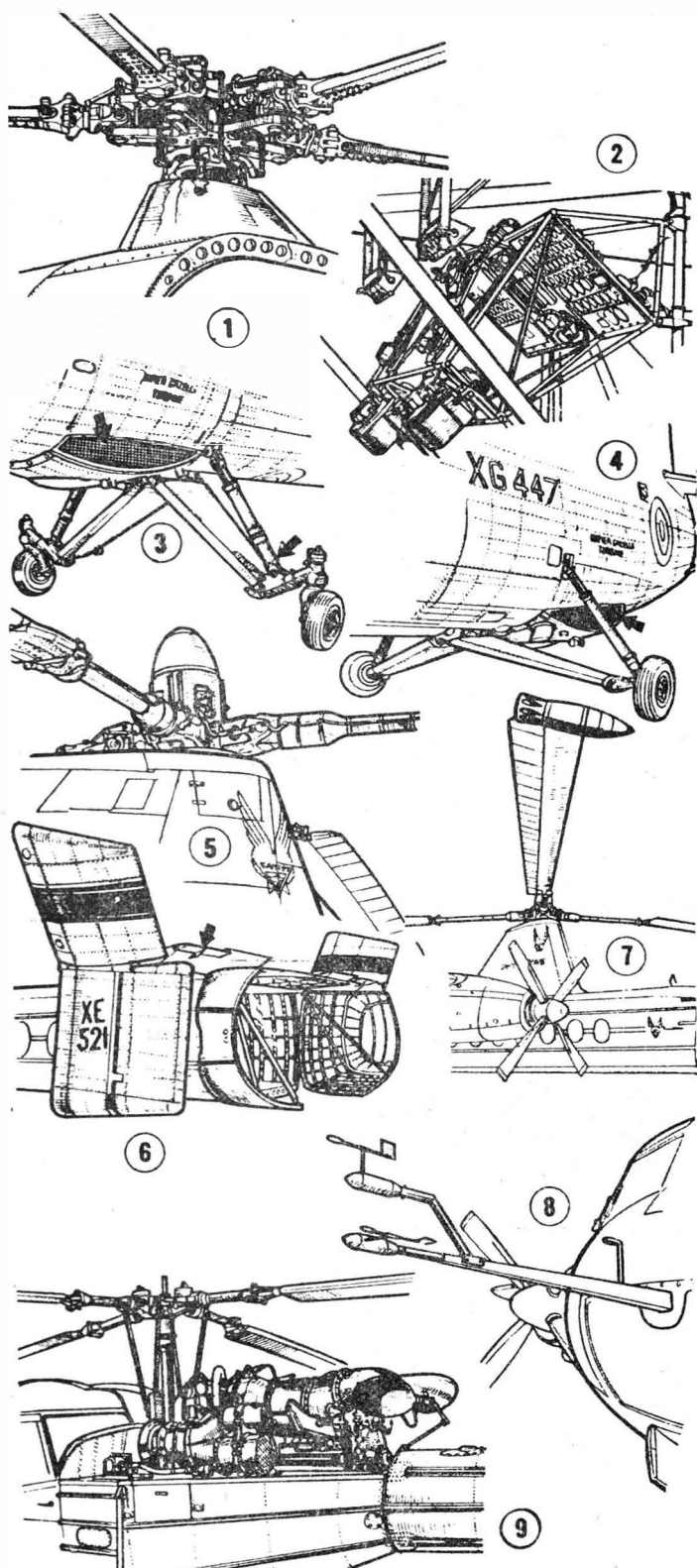


1. Usytuowanie dysz wylotowych silników turbinowych na „Britanii” na górnej powierzchni skrzydła. — 2. Nowe omaskowanie turbin „Dart” na samolocie „Viscount” 812. — 3 i 4. Rozwiązanie konstrukcyjne zabudowania zbiornika paliwa na skrzydle samolotu „Comet”. Dodano kanał w kształcie skrzydła. 5. — Omaskowanie silnika turbo-śmigłowego „Tyne” na latającym laboratorium (samolot Airspeed „Ambassador”)

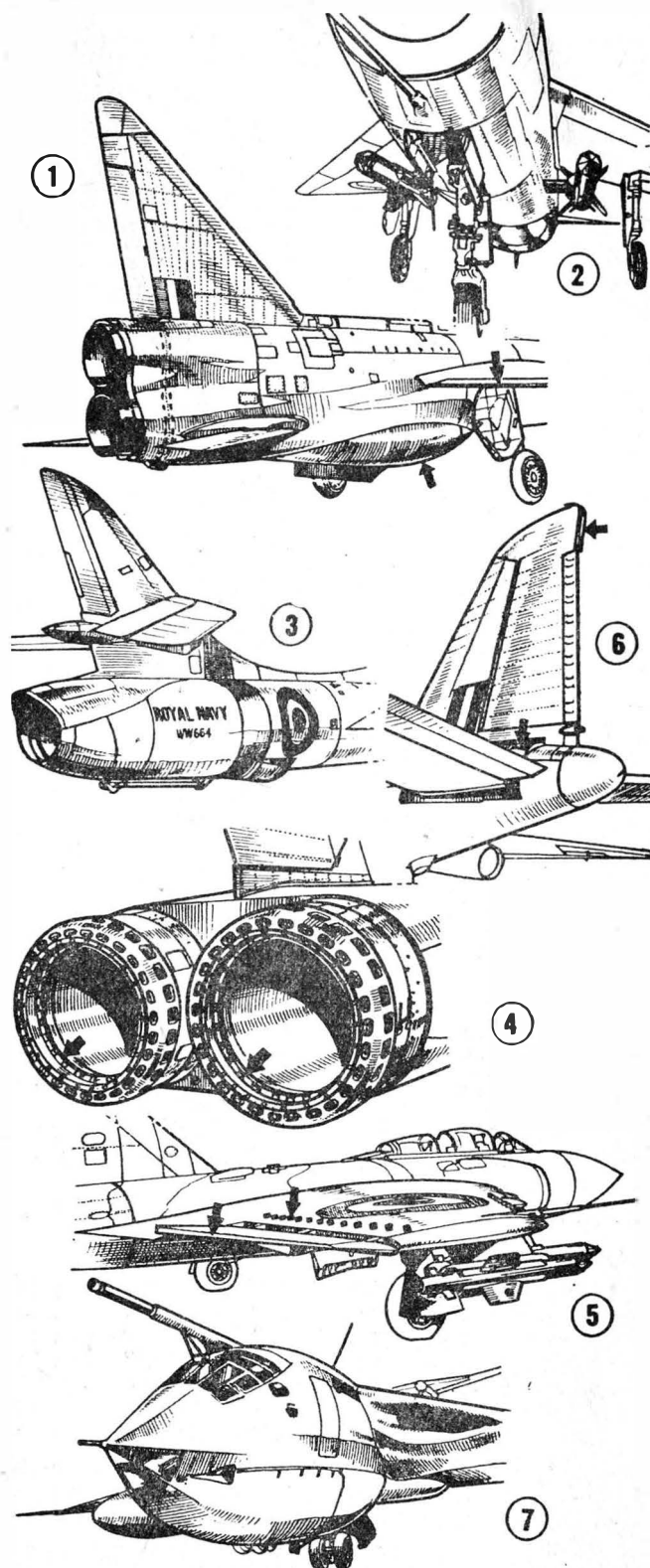


1. Dwa prawe rozpylacze pod skrzydłem samolotu Auster „Alpha” zasilane ze zbiornika widocznego w tyle kabiny. — 2. Klasyczne rozpylacze inżektorowe na samolocie „Chipmunk” Mk-23, którego skrzydło zostało wyposażone w skrzydła. — 3. Pród nowego „Ganneta” AEW-3; widać radar panoramiczny, dysze wylotowe silników turbinowych i przednie podwozie. — 4. Tył tego samego samolotu. Widać wyjście awaryjne obsługi radaru i rozwiązanie łączenia stateczników. — 5. „Short SC-1” VTOL; widać dysze sterowania poprzecznego umieszczone na skrzydle, chwyt powietrza do czterech silników pionowych oraz tylną dyszę sterowania podłużnego. — 6 i 7. Ten sam samolot — konstrukcja przedniej i tylnej dyszy sterowania podłużnego

Z WYSTAWY W FARNBOROUGH



1. Głowica pięciopłatowego wirnika Westland „Westminster” wzorowana na głowicy śmigłowca S-56. — 2. Rejestrator filmowy do badań w locie, z dwoma aparatami filmowymi. — 3 i 4. Przedni i tylny zespół podwozia Bristol 192 oraz przedni i tylny chwyt powietrza do turbin. — 5. Głowica wirnika „Rotodyny”. — 6. Tylne drzwi oraz usterzenie kierunkowe „Rotodyny”. — 7. Dysze wylotowe na końcach łopatek wirnika z tłumikami hałasu. — 8. Wskaźnik kąta natarcia i kąta ślizgu na „Rotodynie”. — 9. Wirnik SARO P-531, zaabudowanie turbiny „Turmo” i drążki zmiany skoku łopatek



1. Nowy większy statecznik kierunkowy, zbiornik podkadłubowy, przytępienie (zgrubione) krawędzie łatek i obniżone usterzenie wysokości — na samolocie English Electric P-1B. — 2. Uzbrojenie powyższego samolotu (dwie rakiety „Firestreak”). — 3. Hawker „Hunter” Mk-8, morska wersja T-7, rozwiązanie konstrukcyjne usterzenia. — 4. Dysze wylotowe Gloster „Javelin” Mk-8. — 5. Przytępiona krawędź łatki, płytki turbulencyjne i uzbrojenie „Javelin”. — 6. Regulacja statecznika i nowe usterzenie kierunku „Canberry” T-11. — 7. Dziób „Victora”, widać piaszki szyby kabiny, chwyt powietrza do hermetyzacji oraz zerdz urządzenia do zaopatrywania w paliwo w locie



na półkach księgarskich

Najnowsze konstrukcje lotnicze — Szybciej niż dźwięk, mgr inż. Jerzy Swidziński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1958 r., stron 186.

Ciekawa książka wprowadza Czytelnika interesującego się lotnictwem w mało jeszcze znaną ogółowi dziedzinę rozwiązań konstrukcji lotniczych przeznaczonych do dużych prędkości. Wyjaśnienia podane są w przystępnej postaci, ze szczególnym podkreśleniem strony fizycznej omawianych zjawisk i praw. Książka wyróżnia się niebywale, jak na nasze stosunki wydawnicze, stopniem aktualizacji: druk ukończono w kwietniu 1958 r., a w tekście odnotowano rekord prędkości lotu pobity w grudniu 1957 r. Treść książki podzielona została na wstęp, jedenaście rozdziałów oraz zakończenie, w których omówiono następujące tematy: podstawowe wiadomości z aerodynamiki zwłaszcza dużych prędkości, walka z kryzysem falowym, układy skrzydeł, reguła pół, sterowanie samolotów naddźwiękowych, aeroprzeżyłość, bariera cieplna, konstrukcja szybkich samolotów, urządzenia superdźwiękowe, silniki samolotów naddźwiękowych, zagadnienia bezpieczeństwa w odmiennych warunkach pracy załogi samolotów szybkich. W dodatku zamieszczono przegląd naddźwiękowych samolotów w postaci fotografii oraz 27 sylwetek i danych technicznych. W książce zawarto łącznie 184: fotografii oraz rysunków, schematów i wykresów, w których wiele oryginalnych i ciekawych. Książka może spełnić poważną rolę nie tylko wśród miłośników lotnictwa, lecz także będzie pomocą dla licznej rzeszy pracowników lotnictwa, którzy z zagadnieniami dużych prędkości stykają się coraz powszechniej. Przeglądając książkę znaleźliśmy szereg drobnych usterek, którymi musimy obciążyć konto Redakcji: brak wykazu literatury oraz erraty; wyróżnianie nazw samolotów przeważnie kursywą, ale nie wszędzie; stosowanie różnorodnych skrótów jednostek obok siebie, np. sek i sec, m/sek i m/sec, C i c, Ma i M (na oznaczenie liczby Macha), kg — na oznaczenie ciężaru, ale kg/cm³ na oznaczenie ciężaru właściwego; niektóre określenia niewłaściwe: siła ciągu (str. 120), ilość nitów (str. 112), paliwo płynne w podpisie pod rys. 148, ale w tekście omawiającym ten rysunek (str. 138) właściwie: paliwo ciekłe; podpisy pod niektórymi rysunkami zbyt lakoniczne, np. rys. 113. Wskazane usterki nie umniejszają jednak wartości książki, która niewątpliwie doczeka się szybkiego ponownego nakładu.

Balony, inż. Zbigniew Burzyński, prof. mgr inż. Franciszek Janik, prof. mgr inż. Mieczysław Pietraszek, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1958 r., stron 140.

Książka jest przeznaczona dla członków aeroklubów oraz młodzieży szkolnej i wszystkich interesujących się sprawami lotnictwa. Zawiera ona podstawowe wiadomości z dziedziny, która przez szereg lat była u nas w całkowitym zapomnieniu i dopiero w ostatnim czasie została wskrzeszona przez entuzjastów sportu balonowego i nielicznych fachowców. Treść książki dzieli się na cztery rozdziały i wstęp, w którym podano podział klasyfikacyjny balonów (aerostatów) oraz omówiono charakterystyczne cechy odróżniające statki powietrzne lżejsze od powietrza (aerostaty) od statków cięższych od powietrza (aerodyn). Rozdział pierwszy — Podstawy teorii lotu balonu — zawiera aerostatykę, mechanikę lotu balonu i zarys nawigacji balonowej. W rozdziale drugim — Balony wolne i ich budowa — omówiono szczegóły konstrukcyjne elementów balonów sportowych i stratostatu „Gwiazda Polski” z roku 1932 oraz podano informacje o współczesnych stratostatach amerykańskich. Rozdział trzeci — Balony na uwięzi — zawiera objaśnienie rodzajów, elementów składowych i zasad działania balonów na uwięzi oraz uwagi eksploatacyjne. W rozdziale czwartym — Budowa sterowców — omówiono własności sterowców, rozwiązania szczegółowe sterowców ciśnieniowych, półszkieletowych i szkieletowych, organizację portów sterowcowych oraz projektowanie sterowców. Zawartość książki dopełnia

100 rysunków, 9 tablic oraz wykaz literatury obejmującej 19 pozycji. Errata zawiera tylko 4 pozycje, przy czym poprawia (pozycja ostatnia) dobre „na złe” (!). Przy przeglądaniu książki znaleźliśmy bardzo dużo błędów, które warto by poprawić, przy czym pomijam w ogóle tzw. „literówki” w tekście, które jednak nie wystawiają dobrego świadectwa korektorowi. Na str. 50 błąd we wzorze na objętość kuli; na str. 76 — wartość wytrzymałości blachy ze stopu lekkiego ma zły wymiar (powinno być kg/mm²); na str. 127 — po słowach: wielkość ciągu wynosi ... wzór na moc w KM; na str. 37 — odnośniki do rysunków nawiązujące do paragrafów 8); na str. 107 i 108 — dwukrotnie użyto podków niewłaściwe; na str. 136 środek — brak części tekstu (zdanie nie tytuł „balonety”; na str. 23 i 29 powołanie się na rozdział II (jak już podano w rozdziale II)). Stosowanie różnorodnych określeń i skrótów: pojemność sterowca i objętość sterowca, V i U, kg/m³, km/godz, kg (ale są również i prawidłowe). Niewłaściwe nazwy i oznaczenia: siła ciągu, czteroramienne śmigło, wręg, wibracje, stery głębokościowe, szybkość, R (liczba Reynoldsa — prawidłowo Re), m/sek². Na str. 46 znaleźliśmy nawet błąd ortograficzny — w słowie tekturowy. Wydaje nam się, że wydawnictwo poważne, za jakie uważamy PWT, nie powinno wypuszczać książki, w której nie przeprowadzono korekty lub wykonano ją — mówiąc delikatnie — bardzo pobieżnie. Pomimo wskazanych braków książka niewątpliwie rozejdzie się szybko.

Prace Instytutu Lotnictwa, nr 6, praca zbiorowa, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1958 r., stron 32.

Na zawartość zeszytu nr 6 Prac Instytutu Lotnictwa składają się trzy prace. Pierwsza z nich — Rentgenograficzne wykrywanie mikroporowatości w stopach magnezowych — opracowana przez mgr Andrzeja Prądzynskiego, zawiera teoretyczne podstawy wykrywania mikroporowatości za pomocą promieni rentgenowskich oraz omówienie wyników uzyskanych przy wykorzystaniu dostępnej w kraju aparatury oraz bton, przy czym zamieszczono opracowane krzywe napromieniowania dla stopu magnezowego MŁ-5, przydatne do bezpośredniego wykorzystania w przemysle lotniczym. Praca zawiera 15 rysunków (przeważnie rentgenogramy, które słabo wyszły w druku na nieodpowiednim papierze), 2 tablice i wykaz piśmiennictwa obejmujący 5 pozycji. Pracę ukończono we wrześniu 1954 r. Praca druga — Oznaczenie wanadu i tytanu w stalach wysokostopowych przy zastosowaniu elektrolizy z katodą rtęciową — opracowana przez mgr inż. Krystynę Jurczak, mgr inż. Karola Körnera, mgr Jadwigę Wójcicką i Alicję Suszczyńską, dzieli się na dwie części. W pierwszej części zawarto podstawy teoretyczne, omówienie osiągnięć dotychczasowych i zmian aparatury wprowadzonych w Instytucie Lotnictwa, oraz podano uzyskane wyniki doświadczalne i wnioski. Część druga obejmuje przeglądy metod oznaczania wanadu i tytanu, omówienie sposobu oznaczania wanadu i tytanu po elektrolizie z katodą rtęciową, oraz podsumowanie wyników. Praca zawiera 9 rysunków, 9 tablic oraz wykaz piśmiennictwa obejmujący 25 pozycji. Pracę ukończono w październiku 1954 r. Trzecia praca — Proszki świecące czasowego działania oparte na siarczku cynku — opracowana przez mgr inż. Henryka Wierzbę, zawiera omówienie metod oczyszczania chlorku cynku. (I. G. Farbenindustrie, Rhodago oraz Autora) oraz metodę własną Autora otrzymywania z niego luminoforu, przeznaczoną do produkcji farby świecącej. Opisana metoda jest przedmiotem polskich patentów pracowniczych: nr 38592 i nr 38593. Pracę dopełnia 7 rysunków, 7 tablic oraz wykaz piśmiennictwa obejmujący 41 pozycji. Nie wskazano daty ukończenia pracy. Wszystkie prace posiadają streszczenia w językach: polskim, rosyjskim, francuskim, angielskim i niemieckim. Errata zawiera 19 błędów dostrzeżonych w druku. Druk zeszytu nr 6 Prac Instytutu Lotnictwa ukończono w maju 1958 r.

S. M.

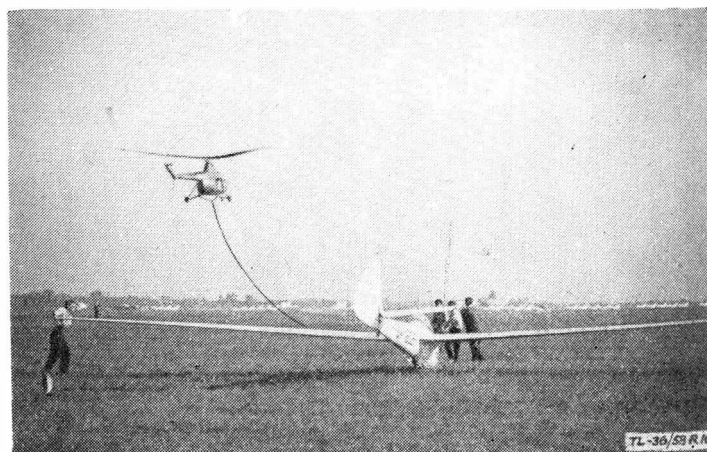
dokończenie ze str. 186

- | | |
|--|-----------|
| — bez wiatru szybowiec „Jaskółka” | — ca 30 m |
| — bez wiatru szybowiec „Bocian” | — ca 30 m |
| — bez wiatru szybowiec „Mucha” | — ca 20 m |
| — wiatr czołowy 8 m/s szybowiec „Jaskółka” | — ca 10 m |
| — odległość potrzebna dla pokonania przeszkody | 15 m |
| wysokiej (bez wiatru, szyb. Jaskółka) | — ca 60 m |

Co do techniki pilotażu to okazało się, że start z holu za śmigłowcem nie nastęca większych trudności dla pilota szybowcowego i do tej metody startu dopuszczony być może każdy zaawansowany pilot wyczynowy bez specjalnego przygotowania. W locie pilota szybowcowego obowiązuje jedynie utrzymanie się poniżej śmigłowca. Jeśli idzie o wpływ holu na pilota śmigłowca, to jest on wyraźny, ale tylko w pierwszym etapie startu, gdy na kadłub śmigłowca działa pokaźny moment od siły bezwładności napędzanego szybowca. Wymaga to bardzo precyzyjnego sterowania śmigłowcem w chwili rozpoczynania „rozbiegu”. W locie z ustaloną prędkością odczucia pilota śmigłowca holującego nie różnią się od odczuć pilota samolotu holującego (szarpnięcia). Pewnej uwagi wymaga od pilota śmigłowca napinanie liny holującej, odbywające się w locie wiszącym.

Próby potwierdziły zatem zdolność śmigłowca do wyciągania szybowców z lądowisk w terenie trudnym. Gdyby udało

się zwalczyć poważną wadę współczesnych śmigłowców, jaką jest wysoki koszt godziny lotu, te wspaniałe i uniwersalne aparaty mogłyby się stać cennym pomocnikiem pilotów szybowcowych.



Rys. 10. Przygotowanie do startu szybowca za śmigłowcem SM-1

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK VIII

WARSZAWA, LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1958 r.

ZESZYT 6

Gwiazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa.

- 155* 621.923.5 ILot
Vapour — blasting of tools. **Dogładzanie narzędzi w strumieniu sprężonego powietrza zmieszanego z proszkiem ściernym.** Aircr. Prod., 1958, t. 20, nr 2, A4, s. 61—63, tabl. 4., rys. 4.
Przedstawiono wyniki badań szwedzkiej firmy „Flygmotor Aktiebolaget” nad trwałością narzędzi dogładzanych w strumieniu sprężonego powietrza zmieszanego z materiałem ściernym. Na podstawie wyników badań stwierdzono, że trwałość noży poprawia się 2½ raza w porównaniu do narzędzi dogładzanych znanymi metodami obróbki mechanicznej. T. Vorbrodt
- 156* 629.13.002:691.33 ILot
White E. M.: Epoxy — resin tooling. **Oprzrzędowanie z mas plastycznych.** Aircr. Prod., 1957, t. 19, nr 9, A4, s. 356—363, rys. 12.
Wykonywanie oprzrzędowania do produkcji lotniczej z mas plastycznych z powodu wielu zalet, jak szybkość ich wykonanie bez obróbki ręcznej i mechanicznej, znajduje coraz szersze zastosowanie. Omówione są metody i rodzaje zastosowań do różnych oprzrzędowań, jak przestrzenne sprawdziany wymiennosci, matryce do pras i młotów opadowych, matryce do kształtowania poduszka gumową, obciąganiem, jak i do kształtowania próżniowego. Przykłady konstrukcji foremników betonowych w połączeniu z warstwą masy plastycznej na części pracującej. J. Luboński
- MECHANIKA LOTU**
- 157* 533.6.015.1 ILot
Buckingham W. R.: A theoretical analysis of the airborne path during take off. **Teoretyczna analiza toru lotu podczas startu.** Aircr. Engng. 1958, t. 30, nr 347, A4, s. 5—8, rys. 3, poz. bibl. 1.
Artykuł stanowi ujęcie matematyczne zagadnienia wyznaczenia długości startu do wysokości 50 ft (15 m). Mimo dokładnej analizy pod względem teoretycznym, wynik obliczeń nie daje pełnego obrazu startu, bo pominięto ruch samolotu podczas rozbiegu przed oderwaniem. Dla zilustrowania posługiwania się w praktyce wynikami analizy zamieszczono przykład liczbowy odnoszący się do samolotu bombowego o znanych własnościach aerodynamicznych. Właściwe opracowanie zagadnienia sprowadzono do ułożenia równań różniczkowych ruchu i do znalezienia ich rozwiązania. B. Kitzman
- 158* 533.65 ILot
Clarkson M. C.: Autorotation of fuselages. **Samobrot kadłubów.** Aeronaut. Engng. Rev., 1958, t. 17, nr 2, A4, s. 33—36, rys. 10, poz. bibl. 2.
Samobrot powodowany jest nie tylko przez zjawiska zachodzące na płacie, lecz również przez zmiany w opływie kadłubów.
Autor opisuje przeprowadzenie doświadczeń i wyniki ich odnośnie badań samobrotu kadłubów o różnym przekroju z jednym stopniem swobody. Podaje wykresy współczynnika C_n dla różnych prędkości katowych przy różnych kątach natarcia i różnych liczbach Reynoldsa. C_n jest współczynnikiem momentu obrotu względem osi korkociągu. Ostatecznie stwierdza Autor w zakończeniu, że samobrot badanych modeli wywołany był przez aerodynamiczną boczną siłę pochodzącą od przodu kadłuba. Moment autorotacyjny zależy od stopnia gładkości kadłuba, gdyż powstaje po oderwaniu strug. Zależy również od przekroju kadłuba. B. Kitzman
- 159* 533.6.013:629.135.072/75 ILot
Clements H. R.: The development of satisfactory spin characteristics for the T-37. **Stopniowe uzyskiwanie zadowalających własności lotnych w korkociągu samolotu T-37.** Aeronaut. Engng. Rev., 1958, t. 17, nr 4, A4, s. 38—41, 57, rys. 5, poz. bibl. 2.
Samolot Cessna T-37 jest odrzutowym samolotem szkolnym z siedzeniami obok siebie. Warunki techniczne postawione konstruktorom określały dosyć surowo wymagania dotyczące własności w korkociągu. Prototyp samolotu początkowo nie spełniał tych wymagań wykazując zbyt dużą prędkość katową wokół osi X, nieodpowiedni kąt natarcia i bardzo duże opóźnienie w wyprowadzaniu: 4½ zwłtki. Artykuł wylicza częściowe zmiany, jakim poddano samolot po doświadczeniach próbach w locie. Zmiany te dotyczyły wychylenia steru wysokości, wymiarów usterzenia pionowego i poziomego, „grzebieńni” u spodu kadłuba i w przedniej jego części, wzniosu końców skrzydeł i zapewnienia symetrycznego rozkładu masy paliwa podczas wykonywania korkociągu. Wprowadzone częściowe zmiany poprawiły własności korkociągowe w stopniu wymaganym przez warunki techniczne. B. Kitzman
- 160* 533.6.054:629.13.06 ILot
Development testing of the English Electric P. 1.: **Badania samolotu English Electric P. 1.** Aeroplane, 1958, t. 94, nr 2435, A4, s. 622—625, rys. 7.
Samolot P. 1B jest produktem kilkuletniej pracy nad prototypem P. 1. i jego wersją rozwojową P. 1A. Pierwszy lot P. 1B odbył się w kwietniu 1957 r. Zastosowane metody badań oraz zakres i ilość prób, jakim były poddawane zarówno poszczególne elementy, jak i całe zespoły konstrukcyjne samolotu, stanowią znaczny postęp w porównaniu z dotychczasowymi programami prac nad rozwojem innych angielskich prototypów. Badania samolotu P. 1 obejmowały próby funkcjonalne elementów i zespołów instalacji siłowej układu sterowania, instalacji hydraulicznej, elektrycznej, paliwowej i klimatyzacyjnej oraz próby wytrzymałościowe całej konstrukcji płatowca. Podczas prób zwracano szczególną uwagę na uwzględnienie zjawisk cieplnych występujących w locie oraz na zjawiska zmęczenia warunkujące żywotność sprzętu. J. Sandauer
- 161* 629.136.3.072/74 ILot
Eggers A. J.: Performance of long range hypervelocity vehicles. **Osiągi dalekosiężnych, naddźwiękowych statków powietrznych.** Jet Propulsion, 1957, t. 27, nr 11, A4, s. 1147—1151, rys. 9, poz. bibl. 5.
Rozróżniamy statki latające (hyperszybkie) o torze balistycznym i ślizgowym. Zagadnienie ich grzania aerodynamicznego jest możliwe do opanowania. Statek szybowy ma największy zasięg. Przy torze balistycznym możliwy jest powrót statku-satelity na ziemię. Z. Brodzki
- 162* 533.6.013.63 ILot
Gunter S.: Betrachtungen zum Reichweitenverlust beim Kurvenflug. **Uwagi o zmniejszaniu się zasięgu w locie krzywoliniowym.** Z. Flugwissenschaften, 1958, nr 1, A4, s. 10—15, tabl. 4, rys. 8.
Autor rozpatruje ustalony lot krzywoliniowy i wyprowadza dlań wzór na przyrost mocy potrzebny do utrzymywania w locie krzywoliniowym takiej samej prędkości jak w locie prostoliniowym. Rozważa następnie cztery przypadki lotu krzywoliniowego i w przejrzysty sposób je analizuje dochodząc w swych obliczeniach do wzorów na spadek zasięgu wywołany lotem z przechyleniem i podając przykłady zastosowania liczbowego wyprowadzonych zależności. B. Kitzman
- 163* 533.6.013.412/13:517.9 ILot
Summerlin F. A., Sullivan N.: The application of a block diagram representation to aircraft stability analysis. **Zastosowanie wykresu blokowego do analizy stateczności samolotu.** Aeronaut. Qu. 1958, t. 9, nr 1, A4, s. 34—54, rys. 12, poz. bibl. 17.
Omówiono graficzną interpretację równań różniczkowych ruchu samolotu. Na podstawie uzyskanych schematów strukturalnych dla ruchu podłużnego i boczno-przeanalizowano stateczność samolotów oraz układu dynamicznego samolot-automat lotu. J. Lipski
- 164* 629.136.3:533.6.015.1/2 ILot
Hinz E. R.: Stability and control characteristics of the vertical attitude VTOL aircraft. **Stateczność i sterowność samolotu startującego pionowo.** Canad. Aeronaut. J. 1958, t. 4, nr 2, A4, s. 52—62, tabl. 1, rys. 26, poz. bibl. 11.
Artykuł jest krótkim i przejrzystym zestawieniem zdobytych doświadczeń przy budowie i próbach w locie odrzutowego samolotu (PSL) X-13 o układzie typu delta startującego pionowo. Najtrudniejszym problemem do rozwiązania okazało się zapewnienie ostatecznej stateczności i sterowności na małych prędkościach, w locie na pozakrytycznych kątach natarcia, podczas zawisu i w fazie przejściowej. Artykuł wykazuje jak skutecznie połączono sterowanie typu strumieniowego ze zwykłymi sterami aerodynamicznymi w locie przy małej prędkości. Wykreślił przedstawiono przebieg startów i lądowań oraz m. in. współczynniki stateczności kierunkowej i poprzecznej w funkcji kątów natarcia. Przedstawiono również projekty układów sterowych mających na celu samoczynne wzmocnienie sterowności i stateczności. B. Kitzman
- 165* 533.6.015.1/2:629.135.9 ILot
Mack K. W.: Der Vertikalstart als Vortriebsproblem. **Start pionowy — sprawa napędu.** Luftfahrttechnik, 1958, t. 4, nr 1, A4, s. 1—16, tabl. 1, rys. 25, poz. bibl. 44.
Na podstawie porównawczych danych z literatury i kierunków w rozwoju lotnictwa wykazuje Autor, że zagadnienie pionowego startu dotyczy w pierwszym rzędzie samolotów średniej wielkości o ciężarze do 20 ton, niezbyt szybkich bo osiągających około 0,7 Ma.
Porównuje pracę śmigła w konwencjonalnym układzie, śmigło w pierścieniowej osłonie i napęd odrzutowy pod kątem widzenia przydatności do pionowego startu. Najdogodniejszym układem dla pionowego startu okazuje się śmigło pracujące w osłonie pierścieniowej, które pozwala na uzyskanie 126% ciągu odpowiadającego mu śmigła w konwencjonalnym układzie. Dalszym stopniem rozwoju jest połączenie napędu turbodrzutowego ze śmigłem w osłonie pierścieniowej. Układ ten, aczkolwiek nie wyszedł ze stadium prób, rokuje duże nadzieje, ponieważ przy umożliwieniu pionowego startu pozwala jednocześnie na rozwinięcie dosyć dużych prędkości. Inne rozwiązania napędów dla krótkiego czy pionowego startu obciążone są poważnymi wadami, jak np. duży koszt (w przypadku napędu odrzutowego), wąski zakres stosowania (w przypadku rakiet) itp. Zaletą artykułu są czytelne wykresy zestawienia porównawcze dotyczące wymiarów, ciągów, ciężarów. B. Kitzman
- METEOROLOGIA LOTNICZA**
- 166* 533.6.015.5:551.510.5 ILot
Hansen C. T.: Some characteristics of the upper atmosphere pertaining to hyper velocity flight. **Pewne charakterystyki górnych warstw atmosfery dotyczące lotu hyperszybkiego.** Jet Propulsion 1957, t. 27, nr 11, s. 1151—1156, rys. 13, poz. bibl. 16.

Własności górnych warstw atmosfery są zależne od zjawisk fotochemicznych. Grzanie się statku w czasie lotu przez atmosferę daje się opanować; dotyczy to również zjawisk szkodliwych dla zdrowia ludzkiego.

167* 551.557.2:533.6.015.7 ILot
Pogosjan Ch.: Strujnyje tiecznija. Prądy „jet stream“. Gražd. Awiacija, 1958, nr 2, A4, s. 33—36, rys. 5.

Początki systematycznych badań zjawisk meteorologicznych zachodzących w górnych warstwach troposfery i dolnych warstwach stratosfery przypadają na lata trzydzieste bieżącego stulecia. Przed kilkunastoma laty badania te doprowadziły do poznania ciekawego zjawiska „jet stream“ posiadającego duże znaczenie dla współczesnego lotnictwa. Prądy „jet stream“ występują prawie nad całą kulą ziemską z wyjątkiem niektórych obszarów zwrotnikowych. Są one ściśle związane z masami powietrza, w których występują duże gradienty temperatur w płaszczyźnie poziomej tzn. z obszarami frontowymi. Artykuł ilustruje typowe przekroje prądów „jet stream“ zaobserwowanych w różnych porach roku.

J. Sandauer

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

168* 620.178.8:620.191.33 ILot
Mott N. T.: A the origin of fatigue cracks. Teoria powstawania pęknięć zmęczeniowych. Acta Metallurgica, 1958, t. 6, nr. 3, A-4, s. 195—197, rys. 4, poz. bibl. 18.

Autor proponuje nową teorię, opartą na koncepcji poprzecznego poślizgu, wyjaśniającą sposób rozwoju paska poślizgu w pęknięciu. Jeżeli dyslokacje tego paska mają nośność wahadłowego poruszania się.

169* 620.178.3:534.415 ILot
Vibration research. Badanie drgań. Flight, 1957, t. 72, nr 2543, A4, s. 609—610, rys. 4.

Omówienie doświadczeń angielskiej firmy lotniczej A. V. Roe zebranych przy stosowaniu zmęczeniowych elementów oraz zespołów konstrukcyjnych posługiwano się stroboskopem błyskowym ułatwiającym synchronizację ilości obrotów silnika napędowego z częstotliwością drgań własnych badanej konstrukcji. Stroboskop ten umożliwiał również obserwację procesu tworzenia się i rozwoju pęknięcia zmęczeniowego. Firma A. V. Roe używa oprócz tego stroboskopów — do ścisłego wyznaczenia częstotliwości rezonansowych oraz do skalowania wskaźników amplitudy drgań — pracujących na zasadzie oscyloskopowej rejestracji zmian wielkości elektrycznych.

J. Sandauer

SAMOLOTY

170* 629.136.3:621.454 ILot
Lippisch A. M.: Flügellose Strahlflugzeuge. Bezskrzydłowe samoloty strumieniowe. Interavia, 1958, nr 1, A4, s. 51—55, rys. 8.

Rozpatrzenie kierunków rozwojowych współczesnych konstrukcji lotniczych doprowadza do wniosku, że najbardziej celowe rozwiązanie konstrukcji „samolotu przyszości“ byłoby takie, które dалоby statek powietrzny mający możliwość pionowego startu i lądowania oraz lotu poziomego z prędkościami przy- i naddźwiękowymi. Ideę taką można zrealizować w bezskrzydłowym statku powietrznym napędzanym kilkoma silnikami strumieniowymi. Silniki te powinny być zabudowane w odpowiednim kanale w kadłubie statku, przy czym kanał ten musi mieć kształt umożliwiający odchylenie ku dołowi strumienia powietrza przepływającego przez silniki i wewnątrz kanału, co daje w wyniku odpowiednią siłę nośną. W celu zwiększenia bezpieczeństwa lotu silniki powinny być podzielone na grupy pracujące niezależnie od siebie, zarówno w czasie pionowego startu i lądowania, jak i lotu poziomego lub zawisania w miejscu bez prędkości postępowej.

171* 629.138.5 ILot
Samolot IŁ-18. Samolot IŁ-18. Gražd. Awiacija 1958, nr 3, A4, s. 16—22, rys. 7.

Artykuł obejmuje oddzielne opisy 3 zespołów samolotu IŁ-18 — zespołu napędowego, podwozia i powietrznej instalacji kabiny ciśnieniowej — oraz opis własności lotnych. Do napędu samolotu służą 4 silniki turbosmigłowe NK-4 lub AI-20 o mocy 4000 KM. Oba typy silników posiadają bardzo podobną charakterystykę. Instalacja paliwowa obejmuje zespół gumowych zbiorników o pojemności 18 ton paliwa oraz 2 zbiorniki integralne. Cechą charakterystyczną podwozia samolotu IŁ-18 jest możliwość wykonywania startów i lądowań na lotniskach trawiastych. Podwozie jest typu konwencjonalnego. Zwraca uwagę wysokie ciśnienie w instalacji hydraulicznej wynoszące 210 atm. Wysokość przelotowa samolotu wynosi 8—10 km. Założona charakterystyka ciśnienia w kabine przewidyuje, że do wysokości 5500 m ciśnienie nie zmienia się, natomiast powyżej 5500 m spadek ciśnienia w kabine odpowiada spadkowi ciśnienia atmosferycznego, co daje w wyniku stałą różnicę ciśnień $\Delta p = 0,5$ atm. Ogrzewanie lub chłodzenie kabiny odbywa się za pomocą regulowania temperatury powietrza w instalacji ciśnieniowej. Pilotaż samolotu IŁ-18 i jego własności lotne są całkowicie prawidłowe w pełnym zakresie dopuszczalnych położen środka ciężkości. Samolot może kontynuować lot w wypadku awarii jednego lub dwu silników.

J. Sandauer

172* 621.454:629.138.5 ILot
Santangelo G.: Velivoli supersonici civili con propulsione a reazione mediante turbogetto con postbruciatore. Odrzutowe cywilne samoloty napędzane silnikiem turbodrzutowym z dopalaczem. Aerotecnica, 1957, t. 37, nr 3, A4, s. 133—146, rys. 19, poz. bibl. 35.

Samoloty transportowe i komunikacyjne przeznaczone dla dużych przelotów będą latały z prędkościami naddźwiękowymi, na dużych wysokościach. Autor analizuje cechy aerodynamiczne tych samolotów przyszości i dochodzi do wniosku, że najdogodniejszym układem będzie latające skrzydło o trójkątym obrębie z dużym kątem strzały. Jest to układ najlepszy pod względem aerodynamicznym, wytrzymałościowym i własności lotnych. Dla tego rodzaju samolotów w zakresie prędkości naddźwiękowych najbardziej wskazany będzie silnik turbodrzutowy z dopalaczem, który w tych warunkach lotu staje się optymalnym i sprawnym napędem.

Autor przewiduje wykorzystanie strumienia odrzucanych gazów również do uzyskania minimalnych prędkości podczas lądowania, do skrócenia dobiegu po lądowaniu i ewentualnie do pionowego startu.

B. Kitzman

173* 656.7:629.136.3 ILot
Shevell R. S.: The versatile jet... transport. Odrzutowy samolot transportowy o wszechstronnym zastosowaniu. SAE Transactions, 1957, t. 65, A4, s. 208—218, rys. 18.

Porównując dwie wersje samolotu DG-8 — z silnikami turbodrzutowymi J-75 i J-57 — z samolotami DC-6B i DC-7 autor wykazuje, że samolot odrzutowy może być ekonomiczniejszy od samolotu o napędzie śmigłowym nie tylko na długich trasach międzykontynentalnych, lecz również na trasach średnich i krótkich. Znaczna poprawa osiągnięć i ekonomii samolotów komunikacyjnych o napędzie turbodrzutowym na przestrzeni ostatnich 10 lat jest wynikiem postępu w konstrukcji silników oraz w aerodynamice płatowców. Przewaga samolotu DC-8 nad jego poprzednikami występuje również przy temperaturze powietrza wyższej od temperatury odpowiadającej atmosferze normalnej oraz w wypadku awarii jednego lub dwu silników. Zasadniczą negatywną rolę w ekonomii transportu odrzutowego odgrywa wysokie zużycie paliwa podczas czasów martwych związanych z procedurą startu i lądowania a zwłaszcza podczas wyczekiwania na zezwolenie lądowania. Skrócenie tych martwych czasów będzie miało duży wpływ na dalszy wzrost ekonomii samolotów o napędzie turbodrzutowym.

J. Sandauer

WYPOSAŻENIE SAMOLOTÓW

174* 629.13.06:621.694.3 ILot
Aircraft hydraulic pumps. Lotnicze pompy hydrauliczne. Appl. Hydraulics, 1958, t. 11, nr 4, A4, s. 126—128, tabl. 2, rys. 5.

W artykule podane są cechy charakterystyczne hydraulicznych pomp lotniczych, różniące je od pomp przemysłowych. Są opisane krótko coraz częściej stosowane pompy lotnicze o zmiennym wydatku. Dwie tabele zawierają dane całego szeregu pomp lotniczych oraz graniczne temperatury pracy kilku stosowanych cieczy.

J. Całński

175* 629.13.065 ILot
Dymkowski J. V.: Pneumatic system design. Konstrukcja układu powietrznego. Aeronaut. Engng, Rev. 1958, t. 17, nr 3, A4, s. 50—55, strukturów pracujących w tej dziedzinie.

J. Całński

W nowoczesnych samolotach z silnikami odrzutowymi stosowane jest do różnych celów powietrze czerpane ze sprężarki silnika. W artykule podany jest opis części składowych oraz całych układów przewodów rozpraszających sprężone powietrze o wysokiej temperaturze. Na zakończenie podaje autor krótkie zalecenia dla kon-

SILNIKI LOTNICZE

176* 621.454.001.5 ILot
Bristol ramjets and their testing. Silniki strumieniowe Bristol a ich badanie. Aeroplane, 1958, t. 94, nr 2432, A4, s. 517—519, rys. 4.

Artykuł podaje krótki opis prac firmy Bristol nad silnikami strumieniowymi oraz opis stoiska do badań wysokościanych, oddanego do użytku w kwietniu br. Stoisko to pozwala na badanie silników w zakresie liczb Macha do 3,5 w warunkach odpowiadających wysokościanom do 30 km. Stoisko to pozwala na przeprowadzenie prób silników strumieniowych w dużym zakresie zmienności ich pracy, bez konieczności przeprowadzania kosztownych badań w locie na pociskach doświadczalnych. Artykuł zawiera krótki opis urządzeń i poglądowy schemat stoiska.

A. Kowalewicz

177* 621.454.001.5 ILot
Bristol's high altitude test plant for ram-jet engines. Stoisko Bristol a badań wysokościanych silników strumieniowych. Engineering, 1958, t. 185, nr 4804, s. 436—438, nr 4805, s. 468—470, rys. 14.

Artykuł podaje szczegółowy opis nowego stoiska do badań silników strumieniowych oddanego do użytku w kwietniu br. Stoisko to pozwala na badanie silników w zakresie liczb Macha do 3,5 w warunkach odpowiadających wysokościanom do 30 km. Odpowiednie warunki, tj. ciśnienie i temperatura, osiągane są dzięki zastosowaniu ejetorów parowych, wytwarzających podciśnienie w komorze pomiarowej oraz wymiennika ciepła, ochładzającego lub podgrzewającego powietrze. Strumień powietrza o żądanej liczbie Macha wytwarzany jest w dyszy, w której rozpręża się powietrze sprężone przez sprężarkę, albo — w warunkach dużych wysokości — wskutek odsysania przez ejetory — via dysza. Artykuł podaje schemat stoiska, szczegółowy opis urządzeń i jest bogato ilustrowany zdjęciami.

A. Kowalewicz

178* 621.454:536.46 ILot
Dini D.: Applicazione della teoria della corrente unidimensionale allo studio del moto non stazionario del fluido in pulsogetti ruotanti. Zastosowanie teorii przepływu jednowymiarowego do badania ruchu nieustalonego mieszanki wybuchowej w obracających się silnikach pulsacyjnych. Aerotecnica, 1957, t. 37, nr 3, A4, s. 107—128, tabl. 6, rys. 15, poz. bibl. 12.

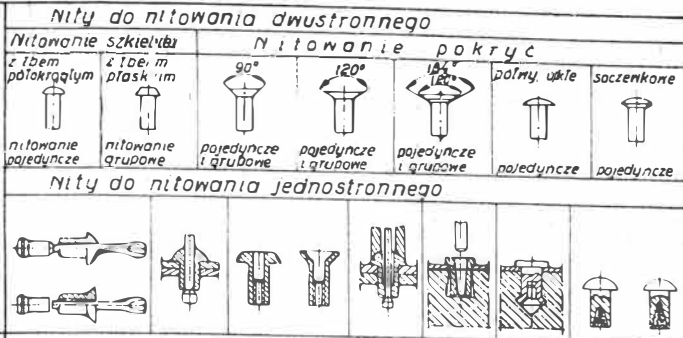
Artykuł rozpatruje przypadek zastosowania silników pulsacyjnych obracających się w płaszczyźnie poziomej wokół osi przechodzącej za jednym z końców poziomej rury silnika. Przedmiotem badania jest powstawanie fal zgęszczenia (sprężania) i prędkość przepływu mieszanki wybuchowej w rurze. W pierwszym przybliżeniu przyjmuje się, że mieszanka jest jednorodna i posiada stałą wartość entropii. Następnie, aby zbliżyć się do rzeczywistych warunków przepływu Autor uwzględnił w swych rozważaniach wpływ różnych wartości entropii części mieszanki, w której odbywa się spalanie i tej części, która bierze istotny udział w zjawisku powstawania ciągu. W sposób przybliżony podano przebieg procesu spalania. Z powyższych badań wyprowadzono wzory na czas spalania i czas trwania cyklu w obracających się silnikach pulsacyjnych.

B. Kitzman

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie ok. 20 gr. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

C Nitowanie

Rodzaje nitów zwykłych



Rodzaje nitów specjalnych

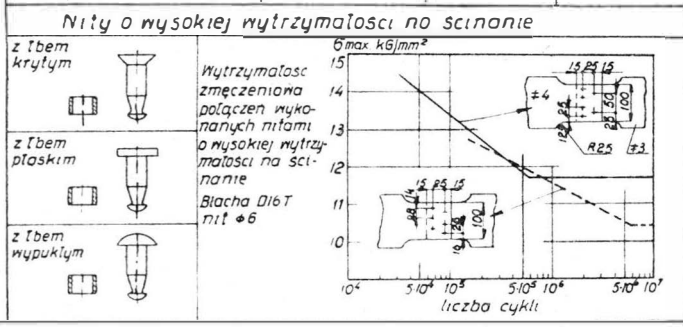
Nity dużych średnic o zmniejszonej sile załomienia

Wymiary nita i załomnika

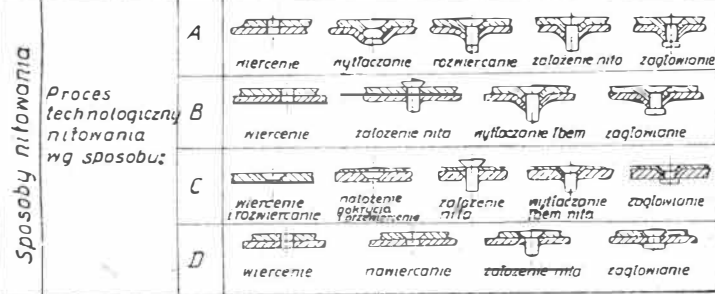
Oznaczenie	Wymiar odniesiony do średnicy d	Średnica nita d			
		18	20	22	24
D	1,4	22,5	28	31	33,5
h	0,32	5	6,5	7	7,5
C	0,4	6,5	8	9	9,5
d ₁	0,6	9,5	12	13	14,5
h ₁	0,6	9,5	12	13	14,5
B	1,4	22,5	28	31	33,5
K	0,35	5,5	7	7,5	8,5
H	0,32	5	6,5	7	7,5
B ₁	1,16	18,5	23	25,5	29
K ₁	0,18	3	3,5	4	4,5

Nity do nitowania dwustronnie krzyżowo

Średnica nita d	2,6	3,0	3,5	4,0
średnica otworu d _s	2,3	2,7	3,2	3,7
głębokość otw h	0,7		1,0	



Klasyfikacja sposobów i metod nitowania



Metody nitowania

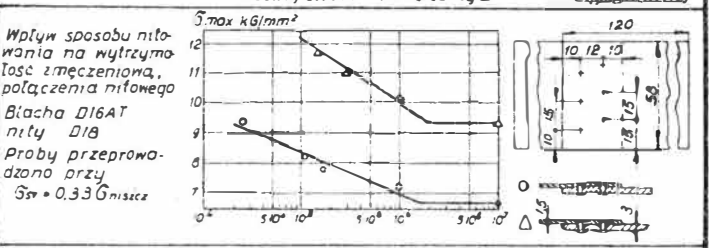
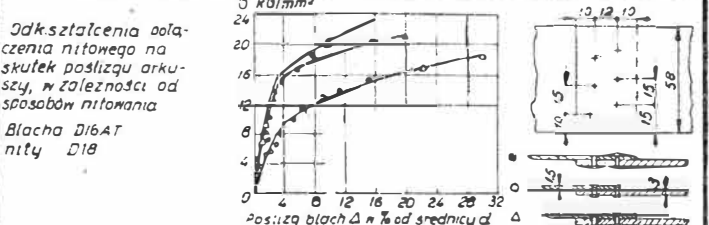
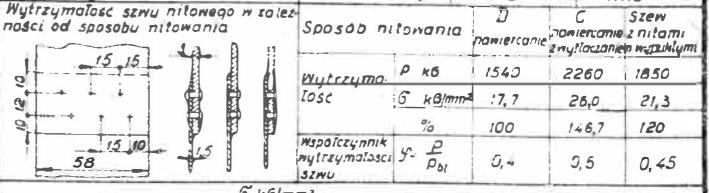
Metoda „prosta” Metoda „odrotna”

Wytrzymałość σ w kg/mm² na rozciąganie (nity scinanej) połączeń w zależności od sposobu nitowania a

Charakterystyka pakietu blach	Sposób nitowania	
	D	A
$\nu_1 = 0,8$ - MAB $\nu_2 = 1,0$ - MAB nity 120°-3-AMg5	Namiercanie	Wyłtaczanie stemplem
	11,25	13,35
$\nu_1 = 0,8$ - MAB $\nu_2 = 1,0$ - D16T nity 120°-3-AMg5	Namiercanie	Wyłtaczanie stemplem
	11,40	13,45

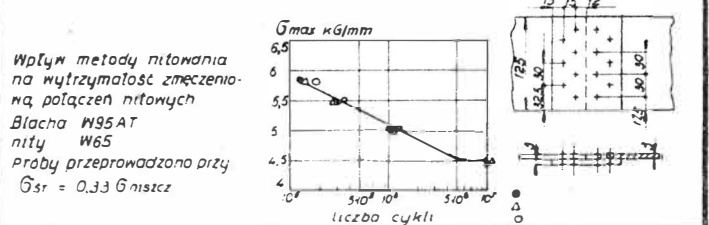
Sposób nitowania

Charakterystyka pakietu blach	Sposób nitowania	
	D	A
$K = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{niszczeniowe}} = 0,5$ $\sigma_{max} = 3,8 \text{ kg/mm}^2$ $\sigma_{niszczeniowe} = 6,6 \text{ kg/mm}^2$ $\sigma_{min} = 0,8 \text{ kg/mm}^2$ $\sigma_{min} = 0,6 \text{ kg/mm}^2$	5167	7828
	6825	8800
nity 120°-3-AMg5	6818	8528
$\nu_1 = 0,8$ - MAB	6738	10951
$\nu_2 = 1,0$ - D16AT	8624	10774
nity 120°-3 - AMg5	6552	11115

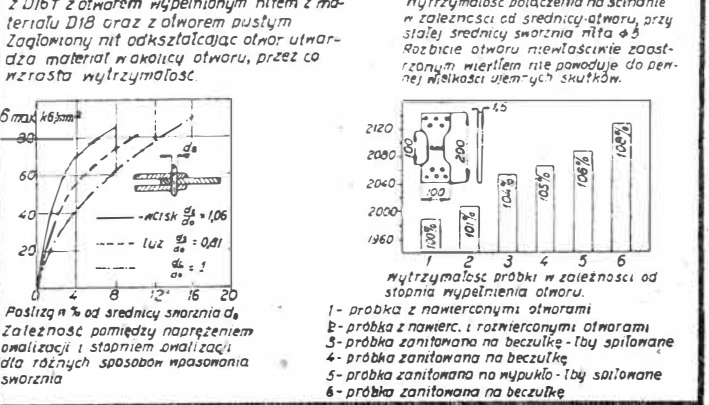
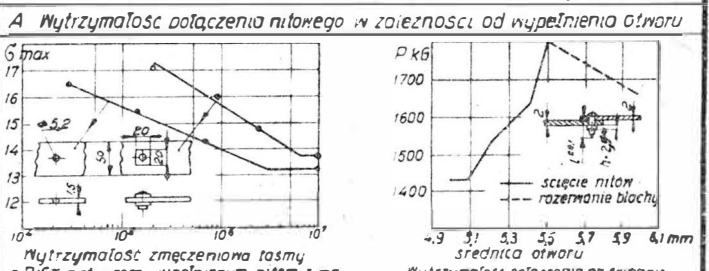


Wytrzymałość połączeń nitowych w zależności od metody nitowania

Metoda nitowania	Współczynnik obciążenia $K = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{min}}$	
	0,7	0,5
$\sigma_{max} = 4,9 \text{ kg/mm}^2$ $\sigma_{min} = 0,89 \text{ kg/mm}^2$	7700	29700
$\sigma_{max} = 6,4 \text{ kg/mm}^2$ $\sigma_{min} = 0,64 \text{ kg/mm}^2$	7890	25380
Uderzeniowa odmołna	7780	30910



Niektóre zagadnienia wytrzymałości szwu nitowego

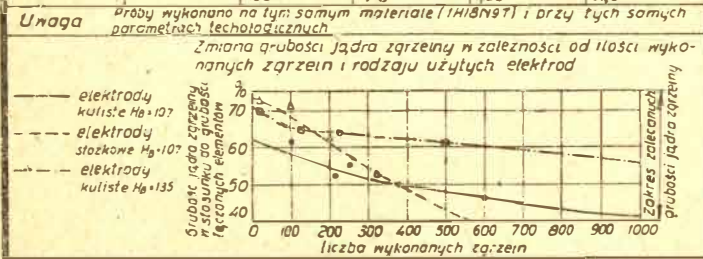


III Tabela 27 Charakterystyka własności i skład chemiczny niektórych stopów stosowanych na elektrody

Nazwa metalu lub stopu	Przewodność elektryczna % przewodności miedzi	Twardość wg Brinella H _B	Skład chemiczny					
			H ₂	Cr	Zn	Cd	Be	Ni
Miedź M1 - miękka	100	40						99,9
Miedź M1 - obrabiana na zimno	98	85						99,9
Brąz chromocynkowy	75-80	120-140	0,4-0,8	0,3-0,6				reszta
Brąz kadmowy	80-90	100-120			1,0-1,2			reszta
Brąz berylowy Nr 1	95	151	0,07			0,6	0,3	reszta
Brąz berylowy Nr 2	71	136	0,29			0,7	0,22	reszta
Brąz berylowy Nr 3	54	290	0,06			1,3	0,25	reszta

III Tabela 28 Wzrost twardości i kształtu powierzchni stykowej elektrod na wymiary jąder kolejno po sobie wykonywanych zgrzein

Kształt powierzchni stykowej	Twardość elektrody H _B	Kolejny Nr zgrzeiny	Zgrzeina		
			d mm	q mm	$\frac{q}{d} \cdot 100\%$
Stozkowa	86	17	3,84	2,02	67,3
		35	4,20	2,05	68,3
		105	3,92	1,48	49,3
		221	3,25	1,00	33,3
		6	4,65	2,15	71,6
		102	4,20	2,10	70,0
Kulista	86	206	3,95	1,85	61,7
		323	3,60	1,60	53,3
		16	3,20	1,43	47,7
		106	3,40	1,08	36,0
		221	3,38	1,08	35,0
		488	3,90	1,20	40,0
Kulista	107	7	3,82	1,85	61,7
		103	4,20	1,90	63,3
		207	3,65	1,60	53,3
		246	3,80	1,70	56,6
		378	3,80	1,50	50,0
		598	4,40	1,40	46,7
	135	15	4,85	2,10	70,0
		133	4,65	1,95	65,0
		212	5,00	1,90	63,3
		498	5,13	1,83	61,0



IV Tabela 29 Wymiary próbek wytrzymałościowych na rozciąganie wg normy francuskiej

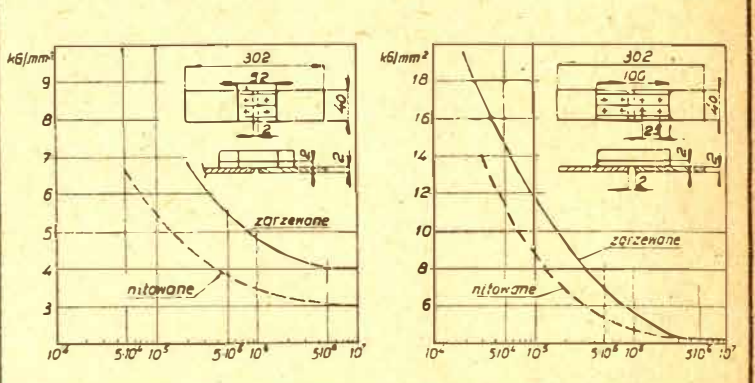
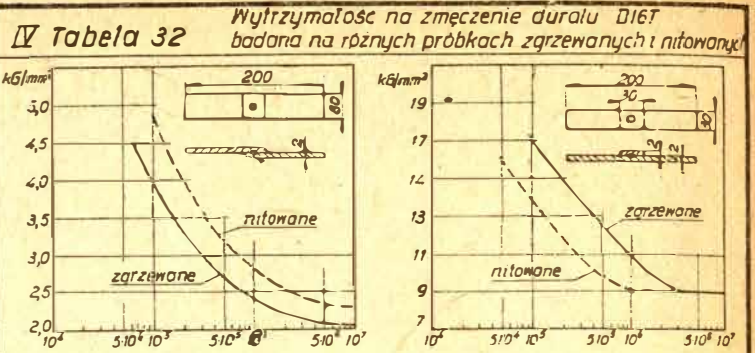
e mm	a mm	b mm	c mm	L mm
0,32-0,84	15	100	15	185
0,8-1,0	25	120	20	220
1,2-1,6	25	120	30	210
2,0-3,2	35	150	40	260
4,0-5,0	45	200	50-60	350

IV Tabela 30 Kształt i wymiary próbek oraz Drzebieg próby na odrywanie wg norm francuskich

a) dla grubości do 1,6 mm						
e mm	a mm	b mm	c mm	d mm	f mm	g mm
0,32	15	180	50	6,1	10	10
0,8	25	210	55	10,1	15	15
1,0	25	270	55	10,1	15	20
1,5	25	320	55	10,1	15	25

IV Tabela 31 Wyniki prób porównawczych próbek zgrzewanych i nitowanych z materiału D16AT

Grubość badanych próbek mm	Próbki zgrzewane		Próbki nitowane	
	Srednia srednica zgrzeiny	Srednia sila niszczaca na scinanie / na odrywanie (kg)	Srednica nitow (mm)	Srednia sila niszczaca na scinanie / na odrywanie (kg)
1,0-1,0	4,0	230 / 65	3	125 / 94
1,5-1,5	5,0	340 / 135	3,5	254 / 198
2,0-2,0	7,5	650 / 260	4,0	370 / 306
3,0-3,0	9,0	1100 / 560	6,0	745 / -



IV Tabela 33 Wytrzymałość na scinanie na jedną zgrzeinę punktową dla aluminium i stopów aluminium wg normy amerykańskiej ANW 30

Grubość zgrzewanych próbek mm	Aluminium i stopy aluminium gładkie i platerowane							
	R _T > 40 kg/mm²		58 > R _T > 20 kg/mm²		20 > R _T > 13 kg/mm²		R _T < 13 kg/mm²	
	Wartości minimalne	Wartości średnie	Wartości minimalne	Wartości średnie	Wartości minimalne	Wartości średnie	Wartości minimalne	Wartości średnie
0,25-0,25	27	34	36	22,5	28	30,5		
0,30-0,30	34	42	45	29,5	35	39,5	13,6	17
0,36-0,36	42	51	56	37	45	51	23	28
0,41-0,41	49	62	65	44,5	55	59	32	39
0,46-0,46	57	70	75	53	64	70	38,5	46
0,51-0,51	64	79	85	60	74	80	45	57
0,64-0,64	84	104	110	80	98	106	6,6	82
0,76-0,76	107	130	142	99	120	132	8,7	107
0,81-0,81	118	145	156	106	132	142	9,5	118
1,0-1,0	156	194	210	140	174	188	13,6	168
1,27-1,27	210	260	280	195	240	260	18,2	220
1,3-1,3	217	270	290	200	248	270	18,5	230
1,52-1,52	280	345	370	250	315	340	23,5	290
1,62-1,62	315	385	415	285	350	380	25,5	320
1,78-1,78	360	445	480	320	395	425	28,5	355
1,83-1,83	380	470	510	330	410	445	30,0	365
2,0-2,0	465	560	620	385	455	510	34,5	426
2,1-2,1	475	585	635	390	460	525	35,0	432
2,3-2,3	575	715	770	470	570	615	40,0	490
2,6-2,6	695	855	925	545	670	725	43,0	530
2,8-2,8	785	970	1050	605	745	810	45,0	555
2,9-2,9	830	1020	1100	620	760	830	45,5	560
3,2-3,2	965	1190	1280	735	910	985	47,5	585
3,5-3,5	1120	1420	1540					

IV Tabela 34 Wytrzymałość na scinanie na jedną zgrzeinę punktową przy zgrzewaniu stopów magnezu (wg normy USA AN-M-29)

Grubość zgrzewanych próbek mm	Rodzaje stopów magnezowych			
	AN-M-30		AN-M-28; AN-M-29	
	Wartości minimalne	Wartości średnie	Wartości minimalne	Wartości średnie
0,5-0,5	28	36	33,5	40
0,64-0,64	40	50	54,5	55
0,75-0,75	63	66	71	71
0,8-0,8	58	72	79	79
1,0-1,0	79	96	104	105
1,25-1,25	103	127	137	139
1,30-1,30	106	130	140	142
1,5-1,5	130	158	170	172
1,6-1,6	137	170	183	186
1,8-1,8	152	188	205	207
2,0-2,0	178	220	240	242
2,3-2,3	208	258	280	280
2,6-2,6	245	300	327	330
2,8-2,8	265	325	350	355
3,2-3,2	310	380	410	415