

# TECHNIKA LOTNICZA

WRZESIEŃ—PAŹDZIERNIK

5

1955 R.

ROK X

DWUMIESIĘCZNIK STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH SIMP  
(SEKCJA LOTNICZA)



## TREŚĆ ZESZYTU

	Str.		Str.
Rozwój wiroplątów w Związku Radzieckim . . . . .	129	Lotnicze słownictwo techniczne . . . . .	149
S. Madeyski: Polska myśl lotnicza okresu międzywojen- nego w świetle patentów . . . . .	131	Nowości techniczne . . . . .	151
J. Lipka: Zagadnienie zginania w locie łopat śmigłowca . . . . .	137	Przeglądamy usprawnienia — S. M. . . . .	154
K. Körner: Pokrycia ochronne . . . . .	142	Na półkach księgarskich . . . . .	155
Produkcja — Z. Michałowski: Technologiczne metody usuwania naprężeń własnych membran . . . . .	144	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	156
Notatnik użytkownika . . . . .	149	Pomoce Konstruktorskie — inż. H. Zatyka: Sklejka i drewno ulepszone w konstrukcjach lotniczych . . . . .	okł.

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

# „Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej” Sklejka i drewno ulepszone w konstrukcjach lotniczych

Opracował inż. Henryk Zatyka

## Sklejka i drewno ulepszone

Jedną z głównych wad drewna tartego jest jego niejednorodna budowa, wywierająca wpływ na wszystkie własności drewna, a szczególnie na własności mechaniczne i fizyczne. Dlatego to od dawna już czyniono próby nad wyprodukowaniem z drewna materiałów o bardziej jednorodnej budowie.

Jednym z pierwszych wyprodukowanych materiałów odpowiadających tym wymaganiom było sklejkę. W późniejszym dopiero okresie, przez zastosowanie specjalnej obróbki otrzymano z drewna, materiały oznaczające się: zwartą budową, zwiększoną i równomierną wytrzymałością, oraz większą odpornością na działanie wilgoci i grzybów. Materiały te nazwano plastikami drzewnymi.

Zarówno sklejkę jak i plastyki drzewne ze względu na swe własności znalazły duże zastosowanie w przemyśle lotniczym.

### Część I Sklejka

Sklejkę otrzymuje się przez sklejanie cienkich arkuszy luszczzonego forniru ułożonych tak, aby kierunek włókien w przylegających do siebie warstwach był prostopadły.

Sklejkę dzieli się według następujących cech: rodzaju użytego drewna (forniru), rodzaju kleju, sposobu klejenia, struktury (budowy) arkusza, wymiarów, jakości (klasy) i przeznaczenia.

Klasyfikacja sklejek przedstawiona jest w tabeli 1 i 2. Budowa oraz własności mechaniczne sklejek krajowych określone przez obowiązujące warunki techniczne (Czema) podane są w tabelach Nr 3 i 4. W dalszych tabelach i wykresach podano wł. mech. dla różnych sklejek podawane w literaturze polskiej, rosyjskiej i niemieckiej.

Tabela Nr 1 Klasyfikacja sklejek

Cecha	Rodzaj sklejk	Rodzaje sklejek stosowane w lotnictwie	Uwagi
Rodzaj forniru	Do wyrobu sklejek stosuje się głównie drewno brzozy, buka, alchy i sosny.	W lotnictwie do celów konstrukcyjnych stosuje się głównie sklejkę brzożową i bukową oraz w zastępstwie na elementy mniej odpowiedzialne stosowana jest sklejkę alchowa.	Rodzaj drewna określa się na podstawie zewnętrznych warstw sklejek (obłogów). W sklejce lotniczych wszystkie warstwy forniru są z jednego rodzaju drewna. Najlepszą pod względem wytrzymałościowym jest sklejkę brzożowa. Sklejkę bukowa jest bardzo zbliżona pod względem wytrzymałościowym do sklejek brzożowej. Sklejkę ta jest jednak bardziej higroskopijna, a w związku z tym wskutek zmian wilgotności łatwo się kurczy i pęka. Ciężar właściwy sklejek bukowej nieco większy od sklejek brzożowej. Sklejkę alchowa posiada mniejszy ciężar właściwy niż sklejkę brzożową o 15-20%, lecz również i gorsze własności wytrzymałościowe. Przy tym samym ciężarze danego przedmiotu sklejkę brzożową i alchową są równoważne. Alcha ma jednakże tę wadę że jest krucha, miękka i wrażliwa na uderzenia.
Rodzaj kleju	Kleje używane w produkcji sklejek ze względu na wodoodporność dzielą się na: a) suchotrwałe - kleje gilotynowe, włóknikowe, roślinne i sernikowe. b) półwodoodporne - niektóre kleje mieszane włóknikowe i sernikowe. c) wodoodporne - kleje syntetyczne.	Do sklejanie sklejek lotniczych stosowane są kleje syntetyczne	Kleje syntetyczne odznaczają się następującymi cechami: a) znaczną wytrzymałością, spoin b) odpornością na wodę (zimną i gorącą) c) odpornością na działanie grzybów. d) szybkim wiązaniem w produkcji. e) odpornością na wysoką temperaturę.
Sposób klejenia	Istnieją trzy sposoby sklejanie: a) mokry - gorący b) suchy - gorący c) suchy - zimny	Sklejkę do celów lotniczych sklejana jest wg sposobu „b”, to znaczy fornir jest suszony i klejenie odbywa się na gorąco.	Po sklejaniu sklejek wg sposobu „a” i „c” sklejkę posiada dużą wilgotność około 30% i trzeba ją suszyć. Podczas suszenia przy przejściu sklejek ze stanu wilgotności od 30% do 8-10% (normalnej) powstają w arkuszach sklejek naprężenia wywołujące drobne pęknięcia biegnące wzdłuż włókien.
Struktura (budowa) arkusza	Budowa arkusza obejmuje: a) ilość warstw forniru b) stosunek grubości fornirów. c) kierunek włókien sąsiednich warstw (fornirów). Ze względu na powyższe sklejkę może być: a) 1) parzystowarstwowa 2) nieparzystowarstwowa b. 1) równowarstwowa 2) różnowarstwowa (arkusz środkowy jest grubszy lub cieńszy od obłogów). c: 1) normalna 2) diagonalna 3) gwiaździsta	Sklejkę lotnicze wykonywane są jako nieparzystowarstwowe, równowarstwowe i różnowarstwowe. - tab. Nr. 4.	Jeżeli arkusz składa się z więcej niż 5 warstw forniru, to sklejkę nazywa się wielowarstwowa. Zewnętrzne warstwy sklejek nazywają się obłogami, wewn.-środkami. W sklejce normalnej włókna w sąsiednich warstwach przebiegają pod 4,90° W sklejce diagonalnej kierunek włókien w warstwach wewnętrznych przesunięty jest o 4,45° w stosunku włókien obłogów. W sklejce gwiaździstej włókna w sąsiednich warstwach przebiegają pod kątem mniejszym od 90°.
Wymiary	W zależności od wymiarów arkuszy różni się sklejkę podłużną i kwadratową.	Sklejkę do celów lotniczych wykonywana jest w arkuszach podłużnych i kwadratowych.	Długość arkusza sklejek mierzy się wzdłuż włókien obłogów.
Jakość	W zależności od występujących wad drewna i wad produkcyjnych, oraz wiążących się z tym własności wytrzymałościowych sklejkę dzieli się na klasy jakości.	Polskie Warunki Techniczne przewidują podział sklejek lotniczych na 3 klasy (brzożowa) i 2 klasy (bukowa i alchowa) - tabela Nr 3. Norma radziecka GOST 102-49 przewiduje podział na 2 klasy.	Ilość wad dopuszczalnych w poszczególnych klasach jakości określona jest przez odpowiednie Warunki Techniczne i GOST 102-49.
Przeznaczenie	W zależności od przeznaczenia dzieli się sklejkę na: lotniczą, zwykłą budowlaną, krytą jednostronnie, lub dwustronnie, okleiną, dekoracyjną, balietyzowaną, oraz do innych specjalnych celów.		Własności i zastosowanie sklejek specjalnych przedstawione jest w tabeli Nr 2.

## СОДЕРЖАНИЕ

## CONTENTS

	стр.		page
Советские вертолеты	129	Development of helicopters in USSR	129
S. Madejski: Польская авиационная мысль в междувоенном периоде на основании данных патентной литературы того времени	131	S. Madejski: Polish aeronautical ideas between two world war period as reflected in patent specification	131
J. Lipka: Вопрос изгиба лопасти ротора вертолета при полете	137	J. Lipka: On flight bending of helicopter rotor blades	137
K. Körner: Защитные покрытия	142	K. Körner: Anticorrosive covers (surface protection)	142
Производство — Z. Michałowski: Технологические методы устранения собственных напряжений мембран	144	Production — Z. Michałowski: Technological methods of removing interval stresses in bellows	144
Заметки по технической эксплуатации	149	The User's Note-Book	149
Авиационный технический словарь	149	Technical Letter Box	149
Технические новости	151	Technical News	151
Обзор новаторский предложения — S. M.	154	Review of Rationalisation Projects — S. M.	154
На книжных полках	155	On Booksellers' Shelves	155
Документальный обзор авиации	156	Aviation Dokumentation Review	156
Конструкторские пособия — H. Zatyka: фанера и улучшенная древесина в авиационных конструкциях	обертки	Designer's Data Sheets — H. Zatyka: Plywood and reinforced wood as used in aircraft production	on cover

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego Inżynierów i Techników Mechaników Polskich SIMP (Sekcja Lotnicza)

Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madejski.

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 33-01-11

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe miejsca zamieszkania oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

Nakład 1.200 egz. Ark. druk. 3,5. Papier druk. sat. kl. V, 60 g, 61x86

Oddano do skł. 3.8.55. Podp. do druku 12.9.55. Druk. uk. 12.9.55.

Druk. im. Rewolucji Październikowej, W-wa. Zam. 1017c/55. B-6-125911

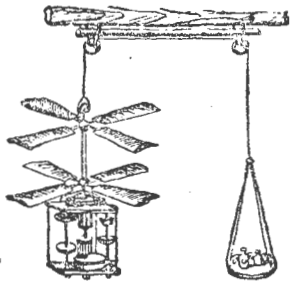
# TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH SIMP  
(SEKCJA LOTNICZA)

ROK X

WRZESIEŃ – PAŹDZIERNIK 1955 R.

ZESZYT 5 (35)



## Rozwój wiroplątów w Związku Radzieckim



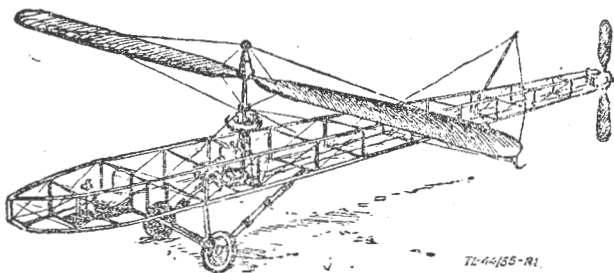
Z okazji tradycyjnego Miesiąca Przyjaźni Polsko-Radzieckiej zamieszczamy poniżej krótki przegląd rozwoju myśli konstruktorskiej w dziedzinie śmigłowców, na przestrzeni przeszło dwustu lat. w Rosji oraz w Związku Radzieckim. Prace radzieckich uczonych i konstruktorów w okresie ostatnich czterdziestu lat pozwoliły nie tylko na uzyskanie doskonałych osiągnięć radzieckich śmigłowców, ale stały się one fundamentem ich rozwoju na całym świecie.

Pierwszym przejawem w Rosji działalności naukowej w dziedzinie śmigłowców jest „aerodynamiczna maszynka” rosyjskiego uczonego z XVIII wieku, M. W. Łomonosowa, przedstawiona przez twórcę w Petersburskiej Akademii Nauk w postaci modelu w lipcu 1754 roku. Maszynka ta przeznaczona była do unoszenia przyrządów meteorologicznych. Doświadczenia przeprowadzono na modelu, w którym dwa współosiowe wirniki obracały się w przeciwnych kierunkach pod działaniem sprężyny zegarowej, powodując unoszenie się ku górze, przy czym ciężar mechanizmów był zrównoważony ciężarkami zawieszonymi na linie przeciągniętej przez krążki. Przy niskim stanie współczesnej Łomonosowowi techniki nie było jednak możliwe stworzenie śmigłowca większych rozmiarów, który mógłby unosić się w powietrzu. Jednakże układ wirników zastosowany przez tego twórcę spotykać się będzie w historycznym rozwoju śmigłowców aż do dni obecnych stale, ponieważ przedstawia on wiele korzyści aerodynamicznych.

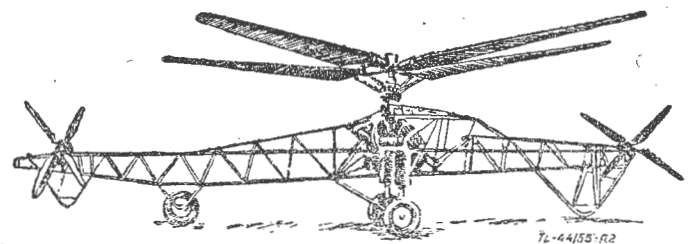
rym mógł mierzyć ciąg wirnika. Zapoczątkował on systematyczne studia zagadnień śmigłowcowych.

Udane próby, przeprowadzone na przełomie wieków XIX i XX, z silnikami spalinowymi w zastosowaniu najpierw do samochodów, następnie do samolotów, zwróciły na nie uwagę rosyjskich twórców śmigłowców. W roku 1896 W. N. Konowałow w projekcie swego dwuwirnikowego śmigłowca przewidywał zastosowanie dwóch silników spalinowych o mocy 18,5 KM każdy, które jednak nie mogły unieść maszyny posiadającej ciężar 600 kG. W roku 1907 K. A. Antonow zgłosił do opatentowania wynalazek na śmigłowiec z dwoma współosiowymi wirnikami, który zbudował w roku 1910, jednakże również zbyt słaby silnik spalinowy o mocy 35 KM nie mógł unieść maszyny.

Dynamiczny rozwój samolotów w pierwszym dziesiątku lat obecnego stulecia odwrócił uwagę konstruktorów od śmigłowców. W okresie tym jednak, dzięki pracy uczonych wykuwających zręby nowoczesnej aerodynamiki, zwłaszcza śmigła, twórcy śmigłowców uzyskali naukowe podstawy do swojej działalności. W Rosji duże zasługi na tym polu położyli: N. E. Żukowski, S. A. Czapygin, K. E. Ciołkowski i inni. Zwłaszcza zaś opracowane przez Żukowskiego teoria śmigła idealnego oraz teoria wirowa śmigła pozwoliły jego uczniom zarówno na prowadzenie specjalnych studiów teoretycznych jak i na wykonywanie coraz lepszych rozwiązań konstrukcyjnych śmigłowców.



Rys. 1. Pierwszy śmigłowiec B. N. Jurjewa. Lewa winieta umieszczona obok tytułu przedstawia szkic śmigłowca, „aerodynamicznej maszynki” M. W. Łomonosowa, prawa zaś winieta — szkic współczesnego śmigłowca „Omega” konstrukcji I. P. Bratuchina



Rys. 2. Śmigłowiec CAGI-EA-1 z roku 1930, konstrukcji prof. A. M. Czeremuchina i A. M. Izaksona

W okresie wieku XIX, wieku pary i elektryczności, liczni rosyjscy twórcy projektów śmigłowców zaczynają sięgać do stale rozwijających się silników parowych i elektrycznych. W roku 1869 A. N. Ładygin przedstawił projekt swego „elektrolotu”, śmigłowca napędzanego specjalnie przez niego zbudowanym silnikiem elektrycznym o mocy około 300 KM. Również projekt wynalazcy Grochowskiego z roku 1891 przewidywał napęd obydwu wirników za pomocą silnika elektrycznego.

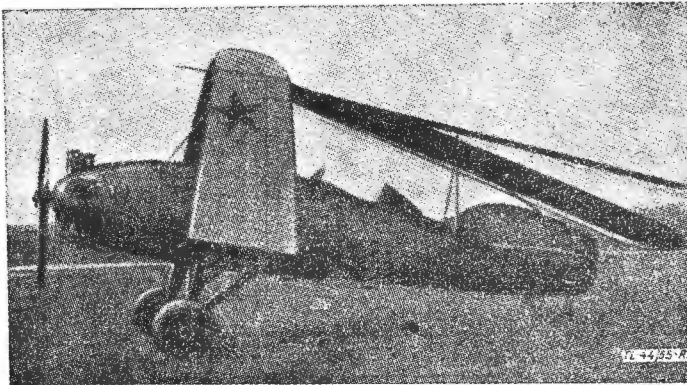
W latach 1870 — 1871 akademik M. A. Rykaczew prowadził poważne doświadczenia nad śmigłami i wirnikami. W tym celu zbudował specjalne stanowisko kontrolne naziemne, na któ-

W latach 1908 — 1913 B. N. Jurjew, obecnie akademik, opracował trzy projekty jednowirnikowego śmigłowca ze śmigłem ogonowym i mechanizmem umożliwiającym okresowe przekreślenie łopatek dla wykonania lotu poziomego, nazywając urządzenie to „automatem przechyleń” i uzyskując nań patent w roku 1910. Urządzenie to, stosowane dziś powszechnie na każdym śmigłowcu w postaci tarczy sterowania okresowego, ma za zadanie tak zmienić kąt nastawienia łopatek śmigłowca w czasie lotu poziomego, aby przez zmniejszenie kąta natarcia na łopacie nacierającej, o dużej prędkości względem powietrza i przez zwiększenie kąta natarcia na łopacie powracającej, o małej prędkości względem powietrza, otrzymać równowagę momentów względem osi wału od sił nośnych łopatek przy różnych prędkościach lotu. Mimo dużych trudności finansowych w realizacji prac lotniczych w Rosji carskiej, trzeci projekt

śmigłowca *Jurjewa* z silnikiem o mocy 25 — 30 KM, został zbudowany w 1912 roku i wystawiony w tym roku na Międzynarodowej Wystawie Samochodowo-Lotniczej w Moskwie, gdzie nawet zdobył złoty medal za opracowanie teoretyczne projektu i konstrukcyjne rozwiązanie maszyny. Na śmigłowcu tym wykonano szereg próbnych lotów, jednakże po poważnym uszkodzeniu głównego wału wirnika musiano ich zaniechać z powodu braku środków finansowych. *Jurjew* opracował w tym okresie parę projektów śmigłowców, w tym jeden łodziowy i jeden wielowirnikowy.

Również *Igor Sikorski* w latach 1908 — 1910 zbudował w Rosji dwa śmigłowce z silnikami o mocy odpowiednio 12 KM i 25 KM, ale nie uzyskawszy pomyślnych wyników, przerwali się do budowy samolotów.

Na przeszkodzie w praktycznej realizacji pomyślnych wyników pierwszych próbnych lotów śmigłowców zbudowanych przez młodych konstruktorów stały wtedy: zbyt ciężkie w stosunku do mocy ówczesne silniki lotnicze, panujące w Rosji carskiej uwielbienie dla techniki zachodu przy nie-

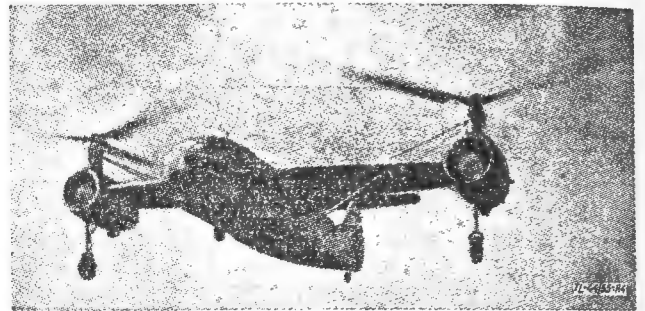


Rys. 3. Wiatrakowiec CAGI-A-6 konstrukcji W. A. Kuzniecowa.

według barografu, podczas gdy oficjalny rekord zatwierdzony przez FAI, należący do *Wiocha Ascanio*, wynosił wtedy 18 m.

W roku 1933 zbudowano zmodyfikowany typ tej maszyny, oznaczony jako CAGI-3-EA, który przeszedł próby naziemne, ale nie był badany w locie i posłużył za podstawę do wykonania dalszego typu CAGI-5-EA, wykończonego pod koniec 1933 roku, konstrukcji *I. P. Bratuchina*. Typ ten mało różnił się od poprzedniego (3-EA). Kadłub, napędy, podwozie i śmigła sterujące zastosowano z poprzedniego typu, jedynie wirnik nośny i jego sterowanie było zasadniczą nowością. Składał się on z dwóch trójłopatowych wirników, większego o średnicy 12 m, którego łopaty były umocowane przegubowo do piasty i mniejszego, o średnicy 7,8 m, którego sztywno utwierdzone łopaty służyły do sterowania maszyną, sprzężone z „automatem przechylenia”. Śmigłowiec ten wykonał w latach 1933 — 1937 dużą liczbę lotów doświadczalnych, które posłużyły do wyjaśnienia dynamiki łopat umocowanych przegubowo.

Na podstawie tych wyników zbudowano w latach 1935 — 36 nowy wielki śmigłowiec CAGI-11-EA z dwunastocylindrowym silnikiem o mocy 600 KM, również skonstruowany przez *Bratuchina*. Silnik zabudowano po przodzie kadłuba; napędzał on



Rys. 4. Śmigłowiec „Omega” *Bratuchina*

docenianiu sił własnych, tkwiących w narodzie rosyjskim, oraz wreszcie wybuch pierwszej wojny światowej w roku 1914.

Dopiero Wielka Socjalistyczna Rewolucja Październikowa zmieniła ten stan rzeczy. Uchwałą Rady Komisarzy Ludowych założono Centralny Instytut Aerohydrodynamiczny (CAGI) pod kierunkiem profesora *Żukowskiego*. Tam też rozpoczęto dalsze prace nad śmigłowcami przerwane przez wojnę światową i wojnę domową. W 1925 roku *Jurjew* tworzy grupę konstrukcji wiroplątów i tam powstają pierwsze udane wiatrakowce i śmigłowce, w oparciu o liczne urządzenia badawcze do przeprowadzania pomiarów i prób na ziemi.

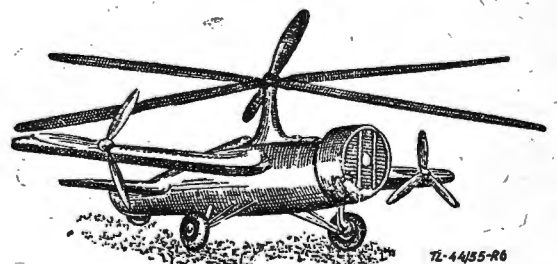
Budowa pierwszego doświadczalnego śmigłowca CAGI-1-EA, konstrukcji *prof. A. M. Czeremuchina* i *A. M. Izaksona*, była zakończona w sierpniu 1930 roku. Był to śmigłowiec jednoosobowy, z jednym wirnikiem nośnym i dwoma śmigłami sterującymi, jednym na ogonie, drugim na dziobie maszyny. Napęd stanowiły dwa rotacyjne silniki M2 po 120 KM każdy. Wirowały one w kadłubie stykając się wałami, przy czym napęd przenosił się za pomocą zębatach kół stożkowych na śmigła sterujące i wirnik nośny. Ten ostatni miał cztery łopaty metalowe średnicy 11 m, sztywno osadzone w głowicy i wykonywał 153 obroty na minutę. Loty doświadczalne tego śmigłowca, trwające od 1930 do 1934 roku wykonywał *prof. Czeremuchin*. W dniu 14 sierpnia 1932 roku osiągnął on wysokość lotu 605 m

przez przekładnię stożkową wirnik nośny i dwa śmigła sterujące, umieszczone po obu stronach kadłuba, spawanego z rur stalowych, na skrzydłach lub na kratowych wysięgnikach, w odmianie CAGI-11-EA-PW. Wirnik nośny był analogiczny do zastosowanego w typie 5-EA; był on kombinacją dwóch wirników, nośnego o łopatach przegubowych średnicy 15,4 m i sterującego o łopatach sztywno utwierdzonych, średnicy 9,2 m. Dwuosobowa kabina umieszczona była z tyłu za wałem głównym. Zasadniczą osobliwością śmigłowca CAGI-11-EA stanowiło sprzężenie sterowania z wirnikiem nośnym i śmigłami sterującymi, które w locie wiszącym równoważyły moment obrotowy wirnika, w locie zaś poziomym wykorzystywały nadmiar mocy na ciąg do przodu, zwiększając prędkość lotu. Konieczność opanowania wielu trudności wynikających z wielkości maszyny (był to największy śmigłowiec na świecie w owych czasach) spowodowały, że systematyczne badania w locie wykonano dopiero w latach 1940 — 1941. Było to wielkim osiągnięciem jeśli zważyć, że w Niemczech *prof. Focke* dopiero pod koniec drugiej wojny światowej wypuścił nieduży śmigłowiec z silnikiem o mocy 1 000 KM, Amerykanie zaś i Anglicy dopiero po wojnie doszli do śmigłowców tej mocy.

Równoległe do prac prowadzonych w CAGI nad śmigłowcami, grupa konstruktorów zajmowała się studiami nad wiatrakowcami, tworząc szereg udanych konstrukcji, które pozwoliły na przeprowadzenie prób w locie i użytkowanie tego sprzętu. Już w roku 1928 powstały wiatrakowce KASKR-I i KASKR-II konstrukcji *N. I. Kamowa* i *N. K. Skrzżinskiego*, a potem wiatrakowce CAGI-2EA, CAGI-4EA i CAGI-A-6 konstrukcji *W. A. Kuzniecowa*. Wiatrakowiec A-7bis konstrukcji *N. I. Kamowa*



Rys. 5. Śmigłowiec *N. I. Kamowa*



Rys. 6. Śmigłowiec CAGI-11-EA *Bratuchina*



Rys. 7. Śmigłowiec M. L. Miła w służbie społeczeństwa — dostarczanie gazet i czasopism w rejonie podmoskiewskim

w 1934 roku osiągnął prędkość 221 km/godz, miał zasięg do 1 000 km i unosił ciężar 750 kG. Stosowany był do zwalczania szkodników sadów. W roku 1936 pojawiają się wiatrakowce, nie posiadające już skrzydeł: typ A-12 konstrukcji N. K. Skrzinińskiego oraz typy A-14 i A-15 konstrukcji W. A. Kuzniecowa. Od roku 1940 prace przy projektowaniu nowego wiatrakowca prowadził N. I. Kamow, przy udziale M. L. Miła, W. A. Kuzniecowa i innych.

W tym samym czasie, latem 1941 roku, został ukończony śmigłowiec „Omega” skonstruowany przez Bratuchina przy udziale Jurjewa. Zaczęty był w 1939 roku, jednakże trudne warunki wojenne zatrzymały próby w locie, które dokonano z powodzeniem dopiero po zwycięskim zakończeniu drugiej wojny światowej. Jest to dwusilnikowa, dwuwirnikowa maszyna dwuosobowa. W każdej gondoli znajduje się silnik i podwozie oraz wirnik nośny. Gondole są połączone kratowymi wysięgnikami. Pilot i pasażer siedzą jeden za drugim w oszklonej kabine. Na końcu kadłuba umieszczone są stateczniki, pionowy i poziomy, z usterzeniami oraz kółko ogonowe, z przodu kadłuba zaś koło przednie. Śmigłowiec ten był demonstrowany na Święcie Lotniczym w Tuszino w 1948 roku. Na tym samym Święcie pokazano również w bardzo ciekawy sposób drugi śmigłowiec, konstruktorem którego był N. I. Kamow. Małych rozmiarów, jednoosobowy śmigłowiec z dwoma współosiowymi wirnikami, przywieziono na lotnisko na platformie samochodu ciężarowego, z której wzniosł się w górę, wykonał lot naokoło lotniska, zawisł nieruchomo w powietrzu i osiadł z powrotem na platformie samochodu, wykazując wspaniałe właściwości lotne tego sprzętu. Te same śmigłowce, zaopatrzone w pływaki, demonstrowano również na paradzie wojennej floty radzieckiej w Chimkach pod Moskwą.

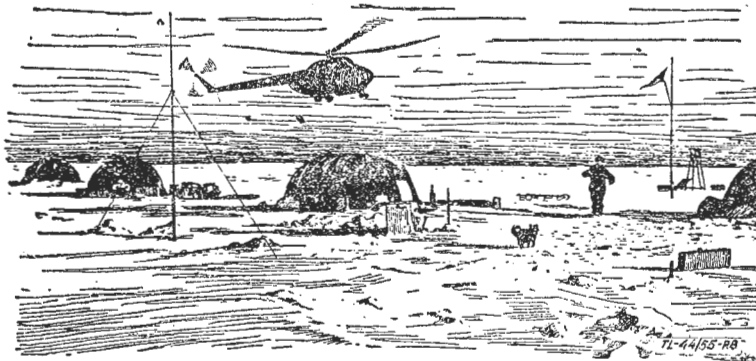
Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

## Polska myśl lotnicza okresu międzywojennego w świetle patentów

*W artykule podano przykłady zaczerpnięte z polskiej literatury patentowej z klasy 62, które są dowodem przodującej roli polskich twórców i wynalazców w dziedzinie lotnictwa.*

W ocenie wystawy „Na straży polskiego nieba”, zamieszczonej w Skrzynce Technicznej w zeszytce nr 6 „Techniki Lotniczej” z 1954 r. wyraziliśmy żal, że na wystawie tej nie wykorzystano szerzej źródła patentowego dla pokazania ciekawych osiągnięć polskich konstruktorów. W pracy zaś opublikowanej w tym samym zeszytce „Techniki Lotniczej” pt. „O wykorzystaniu literatury patentowej z dziedziny lotnictwa” na przykładach zaczerpniętych z patentów zagranicznych wskazaliśmy jak duże możliwości do analizy działalności twórczej kryją się w zbiorach patentowych. Od dłuższego czasu poświęcamy łamy naszego pisma na publikowanie materiałów dotyczących dorobku polskich pracowników lotnictwa w przeszłości. Uważamy dlatego, że temat ten zasługuje na umieszczenie w „Technice Lotniczej”.

W pracy niniejszej zamieszczamy krótkie opisy patentów wybranych tylko z klasy patentowej 62, obejmującej budowę samolotów i ich elementów oraz ogólne urządzenia, dla lotnictwa. W tekście pozostawiono nazwy i określenia, stosowane



Rys. 8. Śmigłowiec M. L. Miła w służbie nauki — utrzymywanie łączności z dryfującym obozem „Biegun Północny nr 3” w roku 1954

Na Święcie Lotniczym w roku 1951 pokazano po raz pierwszy w locie jednowirnikowe śmigłowce skonstruowane przez M. L. Miła. Pokazy na corocznych Świętach lotniczych w Tuszino są stałym dowodem coraz większego rozwoju ostatnich konstrukcji i przystosowania ich do spełniania licznych zadań, zarówno związanych z obroną Ojczyzny jak i usług społecznymi. Śmigłowce Miła wstąpiły się zwłaszcza ostatnio lotami w trudnych warunkach polarnych przy utrzymywaniu łączności z załogami obozów „Biegun Północny nr 3, nr 4” dryfujących w okolicach podbiegunowych na krach lodowych.

Ten wspaniały rozwój śmigłowców w Związku Radzieckim nie byłby możliwy, gdyby nie zostały stworzone mocne podstawy nauki, konstrukcji, i produkcji śmigłowców. Obok wymienionych powyżej nazwisk konstruktorów i naukowców, trzeba wymienić dalszych uczestników tej zespołowej pracy: W. N. Jaroszenko, A. P. Proskuriakow, A. N. Michajłow, B. J. Zerebcow, L. S. Wildgrube, B. W. Bogatyrew i inni.

Z tego krótkiego przeglądu rozwoju wiroplątów w Związku Radzieckim musimy wyciągnąć wnioski na nasz użytek. Posiadamy już pewne osiągnięcia na polu konstrukcji. Inż. Bronisław Żurakowski zapoczątkował u nas prace w dziedzinie śmigłowców. Zespół stworzony przez niego powinien stać się załogiem, z którego wyjść muszą zarówno naukowcy, teoretycy i badacze, jak i konstruktorzy oraz znawcy produkcji śmigłowców. Dopiero liczne kadry będą mogły podołać zadaniom, jakie stawiają przed naszym lotnictwem śmigłowcowym plany państwowe. Zainteresowanie PLL „Lot”, Ministerstwa Leśnictwa i innych dziedzin naszego życia gospodarczego możliwościami wykorzystania śmigłowców nakłada na nas obowiązek dostarczenia im sprzętu rodzimego. Uczmy się na przykładzie Związku Radzieckiego.

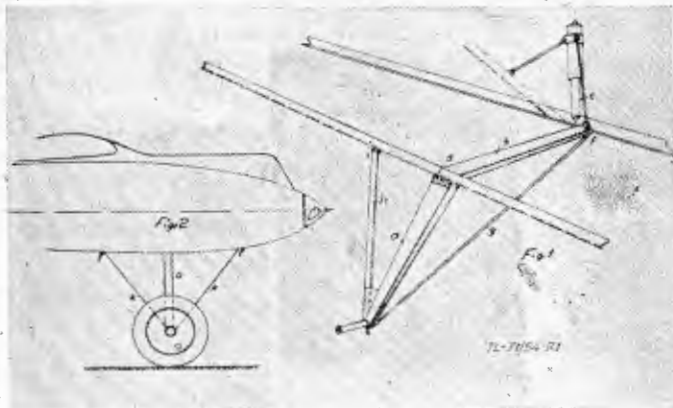
w oryginalnych drukach patentowych. Tematem oddzielnego artykułu mogą być zagadnienia silników lotniczych, osprzętu i dziedzin pokrewnych.

Z dużej liczby patentów udzielonych w Polsce polskim wynalazcom wybraliśmy kilkanaście najciekawszych, które podzielić można na trzy grupy. Do pierwszej grupy zaliczyć możemy te projekty, które były zrealizowane i zastosowane w praktyce, do drugiej — te, które pomimo niekiedy jednostkowego wykonania i nawet wypróbowania, nie były dalej rozwijane, do trzeciej wreszcie — patenty w ogóle nie wprowadzone w życie, które dopiero w okresie obecnym mogą być ocenione pozytywnie, świadcząc o przodującej postawie polskich wynalazców.

W grupie pierwszej wymieniamy następujące patenty:

Patent nr 13 180, klasa 62b, 47; zgłoszony dnia 4 grudnia 1929 r., udzielony dnia 27 lutego 1931 r.; twórca nie wymieniony (niewątpliwie inż. Zygmunt Puławski), właściciel patentu: Państwowe Zakłady Lotnicze, Warszawa. Podwozie no-

żyłowe stałe z amortyzatorami ukrytymi wewnątrz kadłuba samolotu, co pozwala na zmniejszenie szkodliwego oporu podwozia. Goleń (a) podwozia swą przedłużoną dźwignią (b), podpartą usztywnieniem (g) oddziałuje na amortyzator (c) w momencie zetknięcia podwozia z ziemią. Goleń (a) może być usztywniona w kierunku podłużnej osi samolotu cięgłami (k) lub zastrzałem (h).

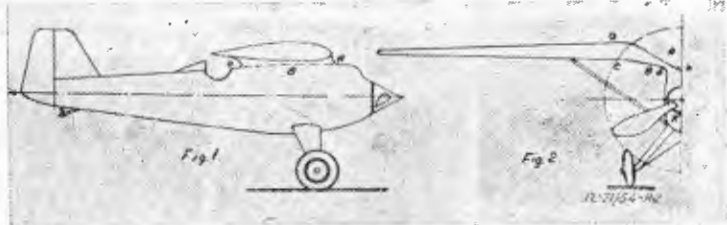


Rys. 1. Patent nr 13 180 — Stałe podwozie nożycowe stosowane w samolotach inż. Z. Puławskiego

Podwozie tego rodzaju stanowiło wyposażenie samolotów myśliwskich konstrukcji Puławskiego, budowanych przez PZL w Warszawie. Również i powojenne „Szpaki” inż. T. Sołtyka miały podwozie o układzie podobnego rodzaju.

Patent nr 13 826, klasa 62b, 5; zgłoszony dnia 4 grudnia 1929 r., udzielony dnia 18 maja 1931 r.; twórca nie wymieniony (bez wątplenia inż. Zygmunt Puławski), właściciel patentu: Państwowe Zakłady Lotnicze, Warszawa. Skrzydło płatowca o układzie górnopłatowym, zapewniające usunięcie martwego pola widzenia przy jednoczesnym całkowitym wyzyskaniu zdolności nośnych skrzydła. Skrzydło posiada przy kadłubie takie wygięcie ku dołowi, że środkowa część górnego jego obrysu (aba) znajduje się na poziomie lub poniżej dolnego obrysu (cd). Przy układzie tym uzyskuje się nie tylko wolne pole widzenia (A) ponad skrzydłami, lecz także wolne pole widzenia (B) z boku kadłuba pod skrzydłami. Układ ten jest zwłaszcza bardzo korzystny przy zastosowaniu silnika szeregowego o cylindrach ustawionych w literę V.

Skrzydło według tego patentu było cechą charakterystyczną myśliwskiego samolotu konstrukcji inż. Puławskiego. Samolot ten, to znany „Pułaszczak”, którego kolejne wersje P 1, P 6, P 7, P 11 i P 24 przez wiele lat stanowiły przedmiot podziwu wśród lotników w kraju i za granicą. Na sprzęt ten (P 7 i P 11), już jednak wówczas przestarzały, we wrześniu 1939 r. spadł



Rys. 2. Patent nr 13 826 — Wygięte ku dołowi skrzydło samolotu myśliwskiego PZL

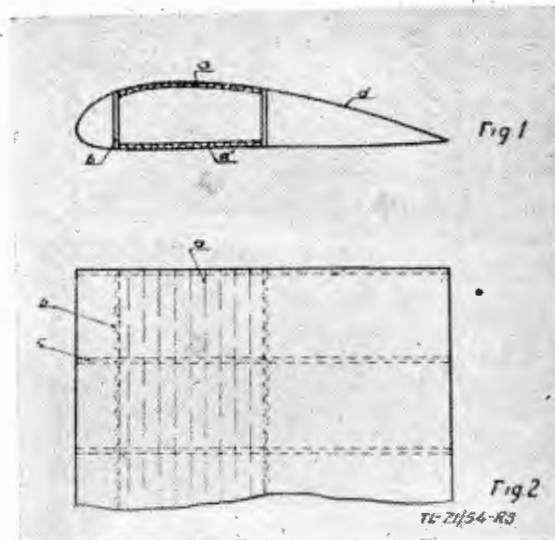
nadludzki ciężar obrony polskiego nieba przed zalewem faszystowskiego lotnictwa.

Patent nr 16 585, klasa 62b, 4; zgłoszony dnia 7 listopada 1931 r., udzielony dnia 20 czerwca 1932 r.; twórca Franciszek Misztal<sup>1)</sup>. Cienkościenny dźwigar skrzynkowy do skrzydeł samolotowych, wykonany z blachy falowanej, zwany popularnie „kesonem” o zamkniętym przekroju poprzecznym, ograniczony jest ze wszystkich stron ściankami wykonanymi z blachy falowanej. Ścianki, górna (a) i dolna (a'), są utworzone z blachy o fali biegnącej w kierunku rozpiętości skrzydła, przylegając bezpośrednio do pokrycia skrzydła, boczne zaś (b) są utworzone z blachy falowanej o fali biegnącej w kierunku prostopadłym lub równoległym do kierunku rozpiętości skrzydła. Ścianki mogą być łączone ze sobą bezpośrednio za pomocą spawania, nitowania itp. albo za pośrednictwem kątownika

<sup>1)</sup> Obecnie profesor i dziekan Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej.

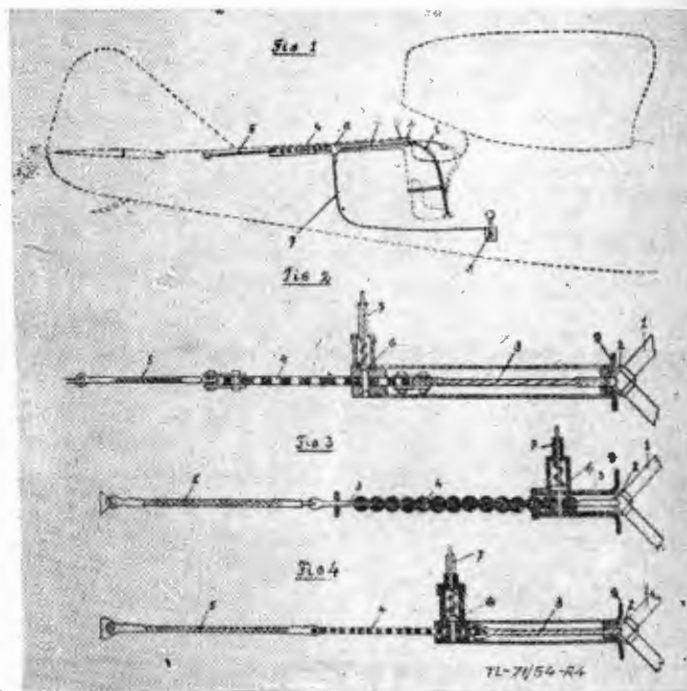
wykonanego z blachy. Dźwigar taki zapewnia znaczną wytrzymałość i sztywność skrzydła.

Kesony budowane według tego patentu stosowane były w wielu samolotach budowanych przez PZL: PZL 26 (uczestniczył w Challenge 1934 r.), „Łoś”, „Wilk” i inne. Kesony, podobnego rodzaju, są obecnie często spotykane w konstrukcjach lotniczych.



Rys. 3. Patent nr 16 585 — Cienkościenny „keson” wykonany z blachy falowanej

Patent nr 18 014, klasa 62c, 23/03; zgłoszony dnia 12 grudnia 1931 r., udzielony dnia 28 lutego 1933 r.; twórca Stanisław Borkowski. Urządzenie do umocowywania i rozluźniania pasów pilota, w którym pasy naramienne pilota są przymocowane do ramki (2) połączonej giętką linką (3) z narządem wodzącym (4) odciągającym ku tyłowi za pomocą amortyzatora (5). Zamek (6), uruchomiany przez pilota za pomocą dźwigni (8) i linki (7), służy do zwalniania i ustalania w żądanej pozycji narządu (4). Przy pochylaniu się, pilot zwalnia zamek (6) i rozciągając amortyzator przesuwając narząd (4) do przodu, ustalając



Rys. 4. Patent nr 18 014 — Urządzenie do rozluźniania pasów pilota

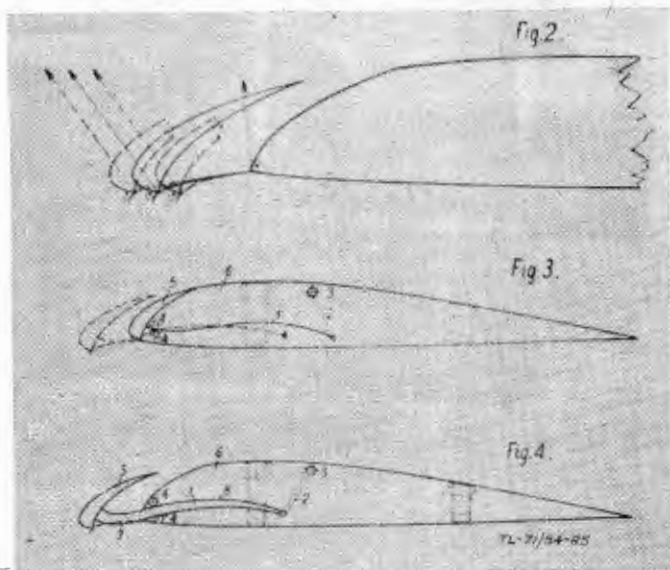
następnie jego położenie po uzyskaniu pożądanego stopnia rozluźnienia pasów. Sztywne umocowanie pasów potrzebne przy akrobacji uzyskuje się z tego położenia przez zluźwienie zamka (6) pod działaniem amortyzatora (5).

Układ ten był stosowany w samolotach PZL; rozwiązanie to może być i obecnie przydatne, dzięki swej prostocie.

Patent nr 25 868, klasa 62b, 4/04; zgłoszony dnia 14 sierpnia 1936 r., udzielony dnia 6 grudnia 1937 r.; twórcy: Czesław

Bieniek<sup>2)</sup> i Leonard Łabuć<sup>3)</sup>, właściciel patentu: Ministerstwo Spraw Wojskowych. Urządzenie do sterowania slotów nośnych płatów samolotów, w którym wykorzystuje się zjawisko, że w miarę zwiększania kąta natarcia płata samolotu kierunek działania wypadkowej siły aerodynamicznej działającej na sloty (skrzela) pochyla się coraz bardziej ku przodowi. Sloty otwierają się i zatrzymują w położeniu wysuniętym samoczynnie, gdy odpowiednio ukształtuje się prowadnicę sterowniczą. Do slotu (5) przymocowane są krzywe drążki sterownicze (1), które swymi przeciwległymi końcami są z kolei przegubowo przymocowane do ramion (2) połączonych z rurą (3). Kształt drążków (1), położenie krążków prowadniczych (4) oraz wielkość i położenie ramion (2) są tak dobrane, aby sloty (skrzela) odbywały ruch po ściśle określonym torze podczas swego odsuwania się od płata.

Rozwiązanie według tego patentu było stosowane w samolotach RWD, których osiągnięcia są powszechnie znane. Kilka egzemplarzy RWD 13, które przetrwały wojnę, znajduje się w kraju.



Rys. 5. Patent nr 25 868 — Samoczynnie sterowane sloty (skrzela)

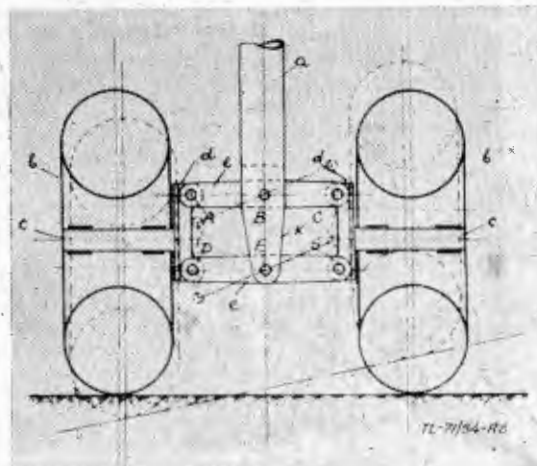
Patent nr 29 090 klasa 62b, 41/01; zgłoszony dnia 5 lipca 1937 r., udzielony dnia 30 sierpnia 1939 r.; twórca Piotr Kubicki, właściciel patentu: Państwowe Zakłady Lotnicze, Warszawa. Podwozie do statków napowietrznych, zaopatrzonego w dwa koła (b), osadzone symetrycznie po obu stronach goleni. Osie (c) kół są połączone ze sobą przegubowo w punktach (A, D oraz C, G) za pomocą dwóch dźwigni (e), które z kolei są osadzone przegubowo w punktach (B, E) w goleni (a). Przy lądowaniu samolotu, zarówno na terenie równym jak i nierównym, osie (c) kół pozostają równoległe względem ziemi i w ten sposób koła (b) są jednakowo obciążone. Dzięki równomiernemu rozkładowi sił reakcji ziemi na każde koło uzyskuje się niezawodność pracy takiego podwozia.

Układ według patentu był stosowany w samolocie bombowym PZL „Łoś”, który w swoim czasie znajdował się w służbie światowych samolotów tej klasy i dzięki ofiarności załóg, podczas września 1939 r., skutecznie wykonał postawione mu zadania. Podobne układy są obecnie bardzo często spotykane w najnowszych konstrukcjach.

Do grupy drugiej zaliczamy zamieszczone poniżej patenty: Patent nr 15 938, klasa 62b, 15; zgłoszony dnia 17 listopada 1930 r., udzielony dnia 15 marca 1932 r.; twórca Jerzy Rudlicki. Urządzenie sterowe do płatowców, zaopatrzonych w stateczniki umieszczone na stałe pod kątem  $\alpha$  (alfa) do poziomu (fig. 1 na rysunku patentowym); stery zaś są zawieszane obrotowo względem stateczników i pozwalają się wychylać za pomocą drążka sterowego (8) jednokierunkowo do góry (fig. 2) lub do dołu (fig. 3) oraz za pomocą orczyka (11) w kierunkach przeciwnych (np. lewy do góry, prawy zaś do dołu jak to przedstawia fig. 4). Sterowanie za pomocą omawianego urządzenia może się odbywać w sposób pokazany na fig. 5 schematycznie jak w normalnych samolotach (drążek stero-

wy 8 — wysokość, orczyk 11 — kierunek) albo po skoordynowaniu ruchów sterów z lotkami może być w ogóle usunięty orczyk.

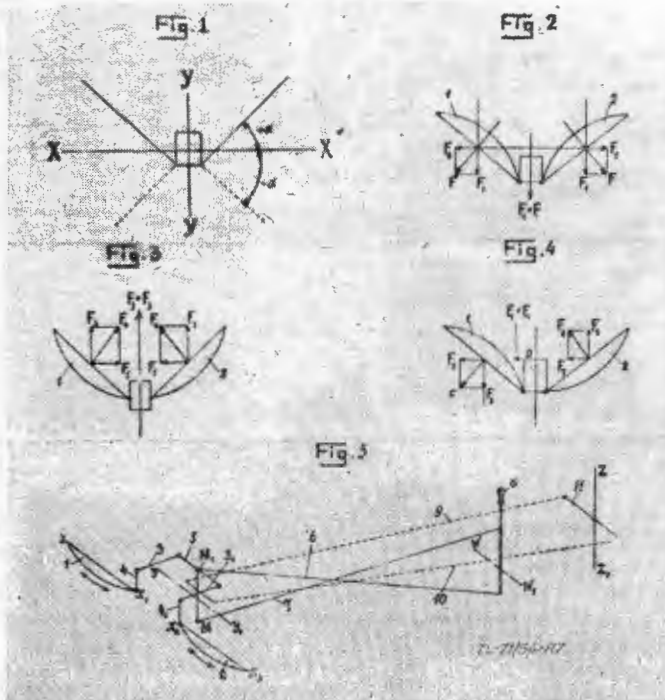
Samolot z takim usterzeniem został wybudowany, wykonał loty i pomysł... poszedł w zapomnienie. W czasopiśmie brat-



Rys. 6. Patent nr 29 090 — Podwozie z kołami osadzonymi po obu stronach goleni, stosowane w samolotach PZL „Łoś”

nim — „Skrzydła Polska” znajdą czytelnicy fotografię i opis tego lotu (nr 21 z 1954 r.) oraz artykuł pt. „Motylek — usterzenie przyszłości”. Ostatnio spotyka się bowiem coraz więcej usterzeń o układzie według opisanego powyżej patentu, zarówno w zastosowaniu do szybowców jak i samolotów, także i szybkich, odrzutowych.

Patent nr 19 754, klasa 62b, 15/01; zgłoszony dnia 9 maja



Rys. 7. Patent nr 15 938 — Usterzenie typu „motylek” inż. J. Rudlickiego

1932 r., udzielony dnia 23 lutego 1934 r.; twórca Jerzy Teisseyre<sup>4)</sup>. Opuszczane usterzenie kierunkowe samolotu. Patent nr 22 983, klasa 62b, 15/03; zgłoszony dnia 30 sierpnia 1934 r., udzielony 20 marca 1936 r.; patent dodatkowy do patentu nr 19 754; twórcy: Jerzy Teisseyre i August Zdaniewski. Przesuwany pionowy ster kierunkowy samolotu ma na celu zapewnienie skuteczności działania steru kierunkowego w czasie opadania samolotu w korkociągu oraz uzyskanie, w samolotach wojskowych, wolnego pola ostrzału do tyłu. Usterzenie kierunku jest zamocowane przesuwnie do kadłuba samolotu, przy czym załoga ma możliwość za pomocą odpowiedniego urządzenia przestawiać z położenia górnego (linia ciągła

<sup>2)</sup> twórca i w latach 1945 — 1950 dziekan Wydziału Lotniczego Szkoły Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda w Warszawie.

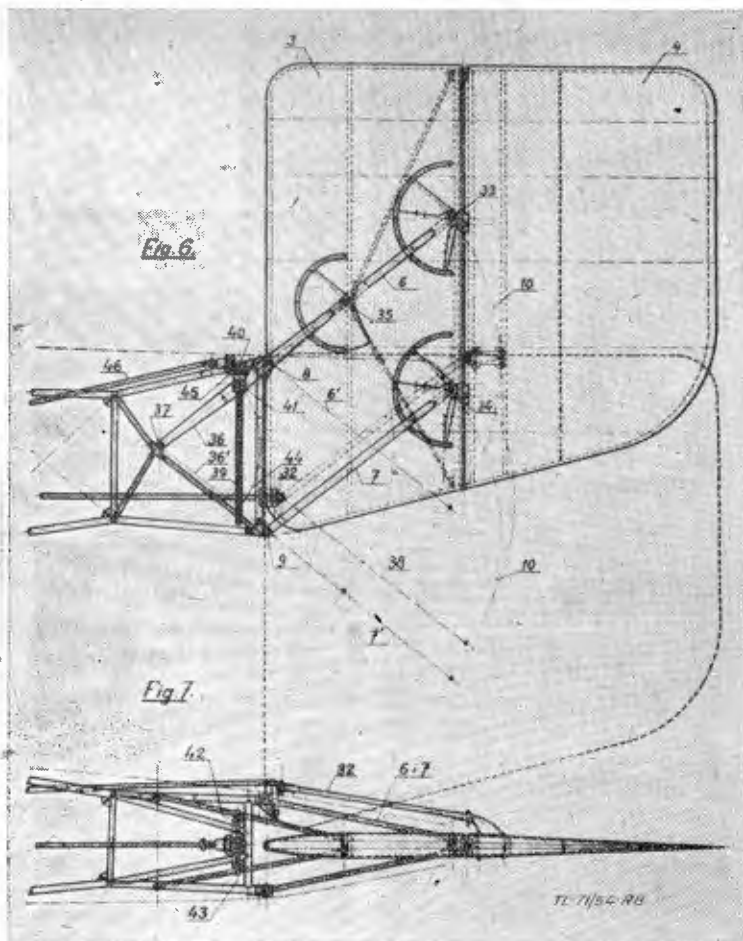
<sup>3)</sup> pracownik Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie, zaginiony w czasie wojny, po powstaniu warszawskim.

<sup>4)</sup> obecnie profesor Politechniki we Wrocławiu, do roku 1953 — na Wydziale Lotniczym (teraz zlikwidowanym).

na fig. 6 na rysunku patentowym) w położenie dolne (linia kręskowa). Statecznik umocowany jest w punktach (33, 34, 35) na trzech ramionach trójkątnych (6, 7, 36), które są osadzone w przegubach (8, 9, 37), umożliwiając w ten sposób równoległe opuszczanie statecznika w dół po łukach (10, 38). Do opuszczenia służy umocowana wahliwie w punkcie (40) śruba (39), po której przy obrocie jej przesuwa się nakrętka (41) osadzona przegubowo w ramieniu (36). Do uruchomienia tej śruby służy wałek (46) i przekładnia stożkowych kół zębatach. Poruszanie steru (4) odbywa się za pomocą drążka (32), osadzonego w przegubach kardanowych tak, że wychylenie steru jest możliwe w każdym położeniu pośrednim, od skrajnego górnego do dolnego.

Samolot wykonany według tego patentu — o ile nas pamięć nie zawodzi — wykonał w swoim czasie loty próbne... i na tym się skończyło.

Patent nr 20 626, klasa 62c, 22; zgłoszony dnia 2 sierpnia 1933 r., udzielony dnia 16 października 1934 r.; twórca Stanisław Mazurek. Szybko otwierający się spadochron ma na celu umożliwienie szybkiego wyrzucenia spadochronu z pokrowca. Pokrowiec w tym celu jest zaopatrzony w sprężyny



Rys. 8. Patent nr 22 983 — Przesuwne pionowo usterzenie kierunkowe samolotu

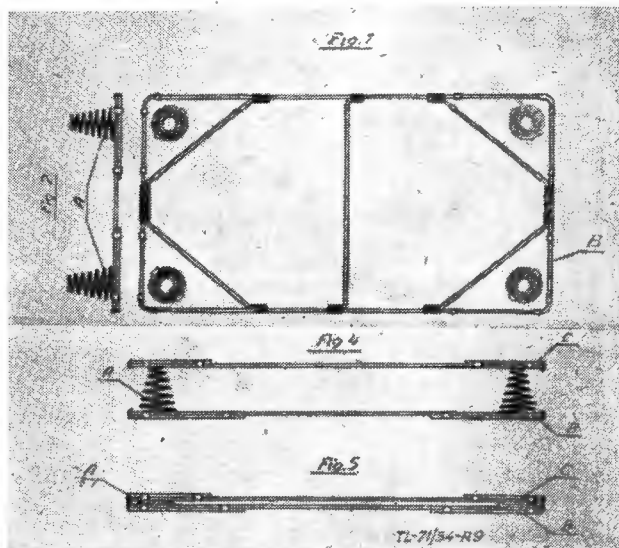
(A) umocowane na dolnej ramie pokrowca, przy czym na tych sprężynach jest umieszczona rama (C), na której układa się złożony spadochron wraz z olinowaniem. Po zamknięciu pokrowca rama (C) zostaje przyciśnięta do ramy (B), sprężyny (A) zaś ściśnięte. Po wyciągnięciu linki służącej do otwierania pokrowca, sprężyny wyrzucają ramę (C) wraz ze spadochronem, który otwiera się.

Czy zastosowano wspomniane urządzenie przed wojną przy produkcji naszych spadochronów — nie jest autorowi niniejszej pracy wiadome.

Patent nr 23 193, klasa 62c, 27/01; zgłoszony dnia 25 marca 1935 r., udzielony dnia 7 maja 1936 r.; twórca Józef Ołubczyński. Składana przestrzenna kotwica ziemna służy do kotwiczenia samolotów, rozpinania namiotów itp. Kotwica posiada głowicę (A) w kształcie prostego graniastopuła trójściennego, zaopatrzoną w ucho (B) do zaczepiania linek od przymocowanego samolotu oraz prowadnice ułożone skośnie, w których przesuwnie osadza się kołki kotwiczne (C) w postaci kątowników lub teowników, zakończone u góry okuciem (D).

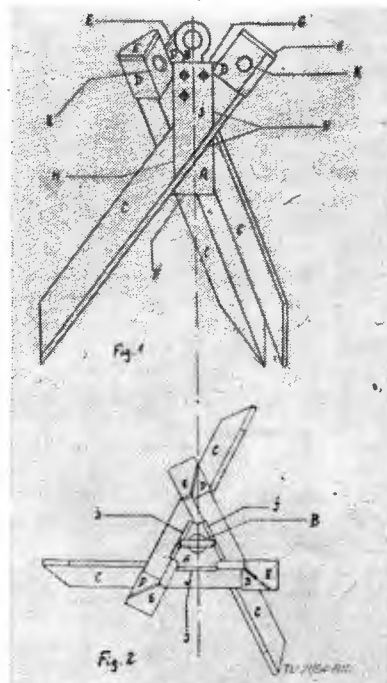
Okucie to posiada kowadełko (E) do pobijania młotkiem przy wbijaniu kotwicy do ziemi, oraz otwór (K) dla zamocowania uchwytu przy wyciąganiu kołka z ziemi.

Kotwica ta swą prostotą wyróżnia się spośród stosowanych urządzeń tego rodzaju i pomimo upływu dwudziestu lat od momentu zgłoszenia może być i obecnie jeszcze z pożytkiem wypróbowana i wykorzystana.



Rys. 9. Patent nr 20 626 — Sprężynowe urządzenie do szybkiego otwierania spadochronu

Patent nr 27 778, klasa 62c, 27/03; zgłoszony dnia 29 maja 1937 r., udzielony dnia 22 grudnia 1938 r.; twórca Michał Bohatyrew. Urządzenie do nauki skakania ze spadochronem, w którym zastosowano latawce co pozwala na stworzenie warunków zbliżonych do rzeczywistych przy skokach z samolotu, przy czym uzyskuje się bardzo niskie koszty inwestycyjne i użytkowe. Grupa miękkich latawców (B) w liczbie 12, przy wietrze 8 m/sec uzyskująca siłę nośną użytecznej wielkości



Rys. 10. Patent nr 23 193 — Kotwica do mocowania samolotów

170 — 200 kG, za pomocą liny stalowej (A) jest uruchamiana z dźwigiarki na kołach (G). Do regulowania wysokości skoku (200 — 300 m) służą dwie liny boczne (D) przepuszczone przez bloki (E) zakotwiczone na ziemi. Spadochron ze skoczkiem posiada linę asekuracyjną (L) przeciągniętą przez bloki (C<sub>1</sub> i C<sub>2</sub>) i nawijaną na bęben (F); liną tą można regulować prędkość opadania spadochronu lub całkowicie go zatrzymać, używając hamulca (H).

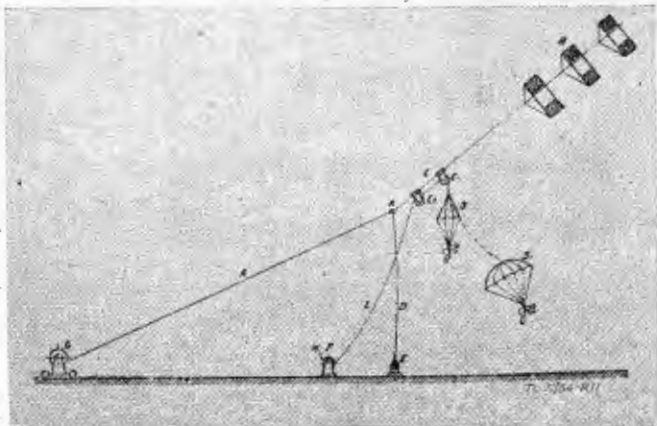
W literaturze radzieckiej spotyka się opisy stosowania latawców do unoszenia w górę skoczków spadochronowych.



Widać więc z tego, że pomysł polskiego wynalazcy stanowi realną pozycję, którą powinni zainteresować się nasi działacze sportu spadochronowego zgrupowani w ramach organizacji Ligi Przyjaciół Żołnierza.

W grupie trzeciej omówimy wskazane niżej patenty:

Patent nr 1.707, klasa 62b, 2; zgłoszony dnia 14 kwietnia 1919 r., udzielony dnia 4 marca 1925 r.; twórca Konrad W.



Rys. 11. Patent nr 27 778 — Latawcowe urządzenie do unoszenia do góry skoczków spadochronowych podczas nauki skakania

Kucfir. Maszyna lotnicza, mogąca pionowo wznosić się i lądować oraz zatrzymywać się w powietrzu na jednym poziomie lub miejscu, która po przeprowadzeniu jej za pomocą steru (n) w pozycję poziomą może posuwać się postępowo jako płatowiec. Tył maszyny zaopatrzonej jest w trójmóg (o) z amortyzatorami (p), na którym maszyna spoczywa i na który przy lądowaniu osiada. Rozwiązanie to opiera się na układzie dwupłatowca z wirującym układem również dwupłatowych płaszczyzn nośnych, które są uruchamiane śmigłami ciągnącymi, poruszonymi przekładnią łańcuchową od silników.

Uprzytomnijmy sobie, że rok zgłoszenia tego patentu jest: 1919. Gdybyśmy układ ten przedstawili w postaci uproszczonej, schematycznie — to dostaniemy klasyczny typ zmiennojąłata (wirolotu), jaki był na przykład tematem patentu amerykańskiego nr 2.479.125, o którym pisaliśmy w zeszycie nr 6 z 1954 r. „Techniki Lotniczej” (rysunek na okładce oraz rys. 6 na str. 154 i rys. 7 na str. 155). Samoloty tego rodzaju odbywały już obecnie próbną loty, jak donosiła o tym za prasą zagraniczną „Skrzydłata Polska” (nr 36 z 1954 r.). Zagadnieniu temu poświęciliśmy wzmiankę w „Nowościach technicznych” w zeszycie nr 3 z r. b. Na tym miejscu musimy stwierdzić, że nie znany bliżej polski wynalazca wyprzedził swą koncepcją ów ówczesne konstruktorów tego ciekawego rodzaju zmiennojąłata.

Patent nr 6.869, klasa 62b, 10; zgłoszony dnia 10 października 1922 r., udzielony dnia 31 stycznia 1927 r.; twórca Lubomir Tomaszewski. Statecznik samolotu o ruchomej krawędzi tylnej, na przykład statecznik poziomy, do którego umocowany jest ster wysokości. Przednia krawędź (a) statecznika jest zupełnie nieruchoma, tylna zaś krawędź (b), do której umocowany jest ster wysokości (B) obracać się może po łuku koła, którego osią jest krawędź przednia. Za pomocą linek (D) i dźwigni (c) pilot ma możliwość nastawiania statecznika pod pewnym kątem do linii lotu. Sam zaś statecznik (A) jest giętki, dzięki umieszczonym wewnątrz sprężynom poprzeczkom, przez co przyjmuje on pewną krzywiznę przy działaniu nań dźwigni (c). Przez odpowiednie połączenie linek steru z linkami statecznika osiągnąć można to, że ster stanowi przedłużenie statecznika przez co uzyskuje się wydatne powiększenie działania steru.

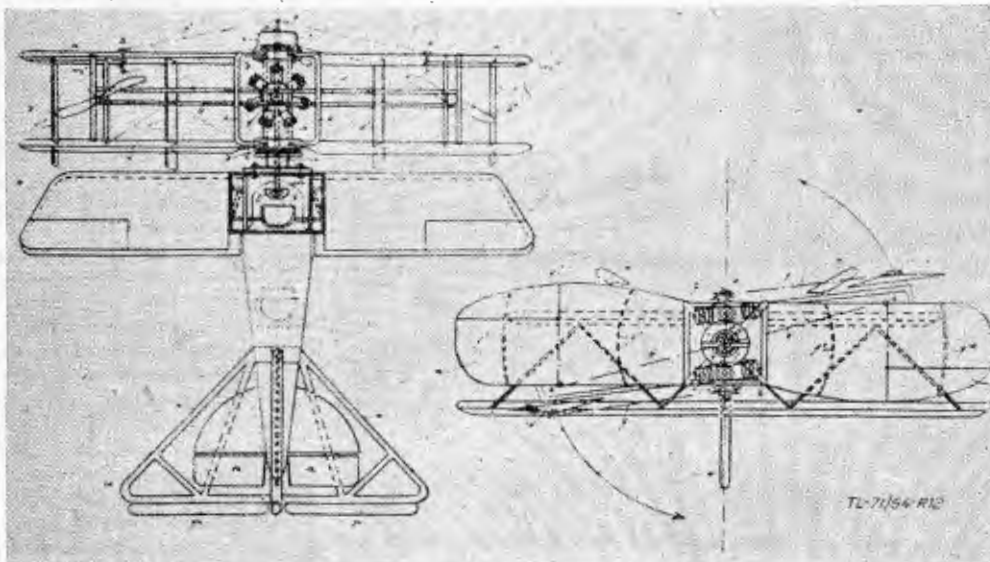
Przy porównaniu z opisem nowoczesnego szybowca HKS-1 („Szybowiec doświadczalny” w zeszycie nr 1/1954 r. „Techniki

Lotniczej”), w którym zastąpiono w ogóle lotki i klapy przez zmienianie wysklepienia profilu za pomocą sprężystego odkształcania żeber, napędzanych układem dźwigniowym — widzimy, że pomysł polskiego wynalazcy sprzed trzydziestu lat obecnie został... zrealizowany.

Patent nr 7.470, klasa 62b, 4; zgłoszony dnia 16 stycznia 1926 r., udzielony dnia 30 kwietnia 1927 r.; twórca Piotr Tułacz. Dźwigarowe pokrycie samolotów, w którym pokrycie płata nośnego składa się z trzech warstw (a, b, c), przy czym warstwy zewnętrzna (a) i wewnętrzna (b) wykonane są z płaskich zasadniczo płyt przedzielonych warstwą środkową (b), która może być utworzona z łąchy falistej lub innego tworzywa wytrzymałego na obciążenia statyczne.

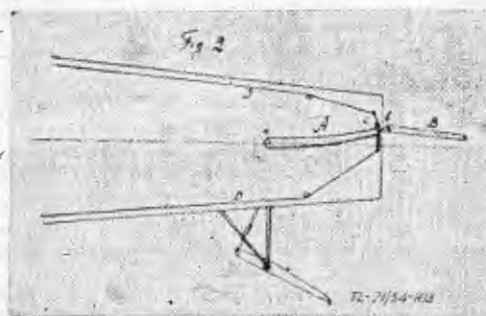
Układ przedstawiony w opisanym powyżej patencie znany jest obecnie pod nazwą „sandwich” (przekładkowy) i od szeregu lat jest stosowany w nowoczesnych samolotach. W okresie zgłaszania w Urzędzie Patentowym nie był w ogóle znany, wyprzedzając zagranicznych konstruktorów.

Patent nr 20.833, klasa 62b, 40/04; zgłoszony dnia 17 listopada 1932 r., udzielony dnia 11 grudnia 1934 r.; twórcy: Michał Friedel, Jerzy Dąbrowski, Jerzy Guttman i Kazimierz Dworakowski. Podatne urządzenie taśmowe do podwozi samolotowych, które ma na celu umożliwienie krótkiego lądowania na błotnistym lub nierównym terenie. Podwozie takie posiada dwa równoległe do osi samolotu układy czterech drążków połączonych przegubowo, przy czym górne (A i B) są umocowane przegubowo do kadłuba (M), dolne (C i D) zaś są



Rys. 12. Patent nr 1707 — Startujący i lądujący pionowo zmiennojąłata (wirolot)

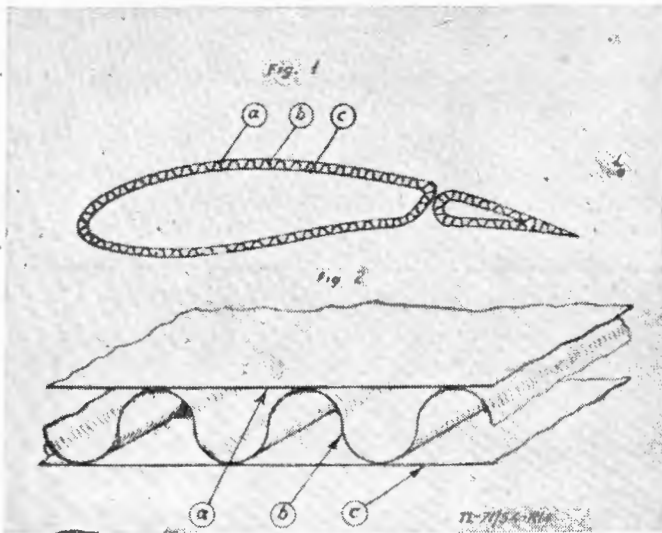
złączone przegubem (E), przy czym przy przegubach tych drążki są ze sobą połączone amortyzatorami (H i G). Na przegubie tym osadzony jest wahliwie wózek (F) z krążkami tocznymi (L), w przegubach (J i K) zaś są osadzone podobne krążki. Przez krążki te przerzucone są profilowe taśmy ela-



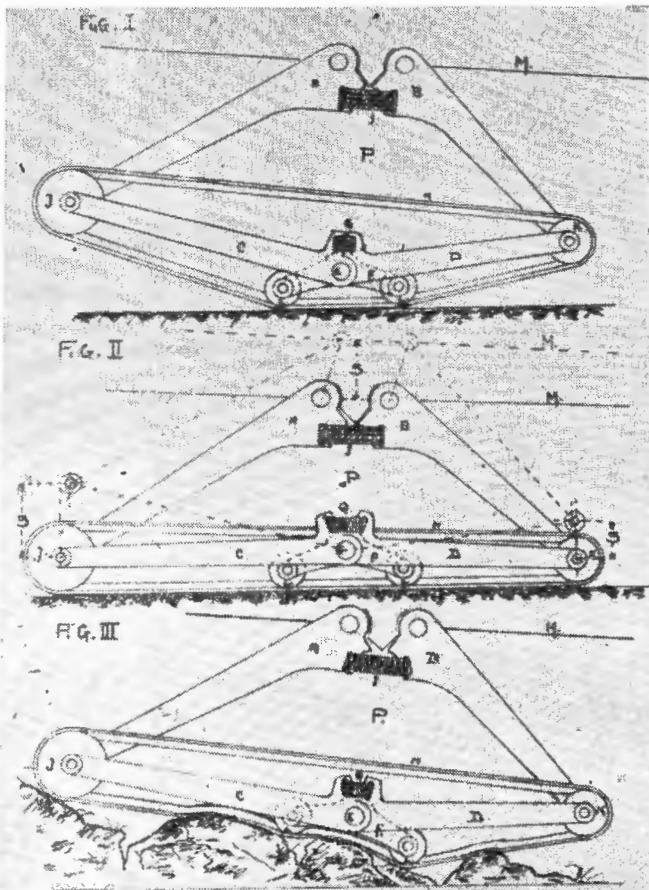
Rys. 13. — Patent nr 6.869 — Statecznik samolotu o ruchomej krawędzi tylnej

styczne. Opisane urządzenie podatne zapewnia podwoziu samoustawną taśmę odpowiednio do kształtu powierzchni terenu w chwili styku z nimi.

Obecnie w fachowej lotniczej prasie zagranicznej, od czasu do czasu, pojawiają się opisy rozwiązań o podobnym charakterze.

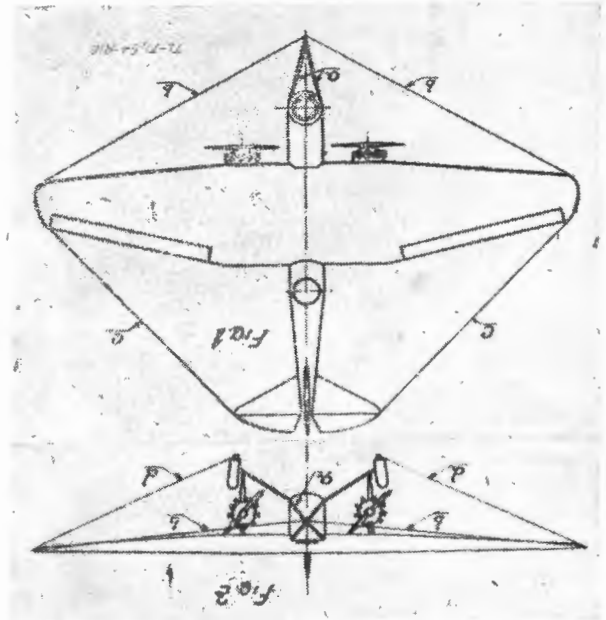


Rys. 14. Patent nr 7 470 — Przekładkowe pokrycie pracujące samolotu („sandwich“)



Rys. 15. Patent nr 20 833 — Gąsienicowe podwozie do samolotu

Patent nr 21 519, klasa 62c, 32; zgłoszony dnia 16 marca 1934 r., udzielony dnia 15 maja 1935 r.; twórcy: Mieczysław Stasiuk, Jan Pytasz i Zygmunt Orzeszko-Ostrejko. Urządzenie ochronne na samolocie bojowym przeciwko działaniu balonów zaporowych polega na tym, że samolot bojowy jest zaopatrzony w druty ochronne (b) rozpięte pomiędzy piramidką (a) zamocowaną na przodzie kadłuba samolotu i końcami jego skrzydeł oraz druty (d) rozpięte pomiędzy podwoziem i końcami skrzydeł. Druty (c) łączą końce skrzydeł z końcami statecznika poziomego. Druty ochronne powodują, przy bezpośrednim uderzeniu o linki balonów zaporowych, rozsuniecie, ześlizg i odrzucenie w bok do tyłu tych linek, wskutek czego



Rys. 16. Patent nr 21 519 — Urządzenie ochronne na samolocie bojowym przeciwko działaniu balonów zaporowych

tracą one zupełnie szkodliwe działanie na samolot. Dla złagodzenia uderzenia twórcy przewidywali zamocowanie drutów ochronnych za pomocą amortyzatorów.

Urządzenie według omówionego patentu można porównać z rozwiązaniem zastosowanym przez Niemców w czasie ostatniej wojny; samoloty Ju 88 były wyposażone w urządzenia do odsuwania oraz przecinania linek balonów zaporowych. Polscy wynalazcy na kilka lat przed wojną przedstawili więc zupełnie realne rozwiązanie.

Ten krótki przegląd, nie mogący rościć sobie prawa do przedstawienia całokształtu twórczej inicjatywy tych wszystkich, którzy budowali w przeszłości nasze lotnictwo, ma na celu jedynie przypomnienie przodującej roli polskich twórców i wynalazców w kształtowaniu postępu technicznego. Drobek ich powinien być wydobyty z zapomnienia i przedstawiony młodzieży naszej na świadectwo prężności polskiej myśli technicznej w dziedzinie lotnictwa. To kwalifikuje materiał podany w niniejszej pracy jako drogowskaz dla pracowników naszych muzeów, przygotowujących stały dział lotnictwa dla Muzeum Techniki, które już niedługo znajdzie swe stałe pomieszczenie w Pałacu Kultury i Nauki imienia Józefa Stalina w Warszawie.

Artykuł wpłynął dnia 14 grudnia 1954 r.

## ECHA DEFILADY LOTNICZEJ

Dnia 22 lipca, na zakończenie roku dziesięciolecia Polski Ludowej, odbyła się w Warszawie defilada ludowego wojska polskiego. Szczególny entuzjazm wywołała defilada sił powietrznych. Oto zdjęcia z przelotu naszych maszyn wojskowych. Na środkowym zdjęciu przodujący pilot I kl. oficer Hermaszewski.



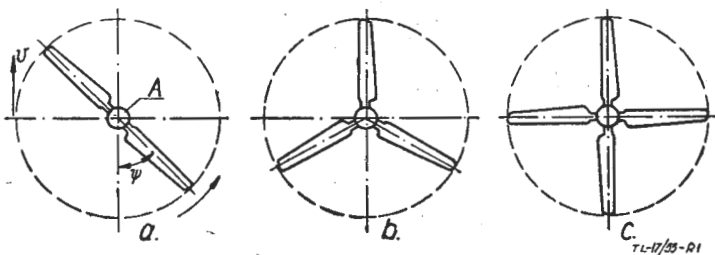
Mgr inż. JERZY LIPKA

## Zagadnienie zginania w locie łopát śmigłowca

Poniżej zamieszczona praca zawiera: wyprowadzenie równania różniczkowego dla łopaty śmigłowca w locie; omówienie kilku metod pozwalających wyznaczyć rozkład momentów gnących wzdłuż łopaty; porównanie wyników uzyskanych kilkoma metodami. Praca ta ma zapoznać ogół inżynierów lotnictwa oraz studentów lat starszych z zagadnieniem wytrzymałości łopát śmigłowców.

### Wstęp

Elementem, za pośrednictwem którego śmigłowiec unosi się i dokonuje lotów, jest wirnik nośny. Zazwyczaj wirnik nośny tworzą dwie, trzy lub cztery łopaty sprzężone ze sobą przy pomocy piasty. Piasta ta połączona jest wałem napędowym z silnikiem. Łopaty w przekroju poprzecznym posiadają odpowiednie profile, skutkiem czego będąc w ruchu obrotowym wirnik nośny staje się źródłem niezbędnych sił: pionowej — równoważącej ciężar śmigłowca i umożliwiającej wznoszenie, oraz poziomej — koniecznej dla lotu poziomego. Rys. 1 podaje schematy typowych wirników nośnych.



Rys. 1. Wirnik nośny: a — dwułopatowy, b — trójłopatowy, c — czterołopatowy, A — piasta, V — azymut, v — prędkość i kierunek lotu poziomego śmigłowca.

W zależności od sposobu połączenia wału napędowego z łopatami, te ostatnie dzielimy na:

1. przegubowe — rys. 2a,

2. sprzężone ze sobą sztywno, a z wałem napędowym poprzez przegub Cardana — rys. 2b.

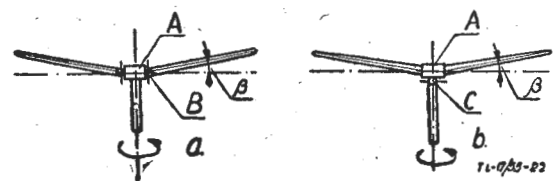
W pierwszym typie łopat moment gnący w miejscu połączenia z piastą równy jest zeru, z uwagi na obecność przegubu B, w drugim typie — różny od zera. Będąc w ruchu obrotowym łopata wirnika nośnego podlega przede wszystkim działaniu sił aerodynamicznych i odśrodkowych. Skutki działania tych dwóch głównych sił są przeciwne i częściowo znoszą się. Łopata bowiem przedstawia belkę sprężystą, która pod wpływem sił aerodynamicznych wygina się, skutkiem czego powstają momenty gnące od sił odśrodkowych o kierunku przeciwnym do momentów gnących od sił aerodynamicznych. Dla dodatkowego zmniejszenia momentów gnących łopat sprzężonych sztywno z piastą, łopaty te ustawia się pod kątem  $\beta$  nazywanym kątem stożka. Kąt ten mierzy się od płaszczyzny prostopadłej do osi obrotów wirnika nośnego w locie wznoszącym, do stycznej do osi łopaty w miejscu połączenia z piastą. Kąt  $\beta$  zazwyczaj liczy kilka stopni. Łopaty przegubowe podczas lotu ustawiają się same pod kątem  $\beta$ , tak, że momenty na przegubach są równe zeru.

Dla projektującego łopaty wirnika nośnego najważniejszym zagadnieniem jest znajomość rozkładu momentów gnących wzdłuż łopat. Konstruktor często także interesuje wielkość sił poprzecznych oraz ugięć łopaty. Ścisłe rozwiązanie tego zagadnienia na drodze czysto rachunkowej jest nadzwyczaj trudne, a równocześnie pochłania wiele czasu, dlatego też część konstruktorów poszukuje rozwiązań metodą doświadczalną lub rachunkowo-doświadczalną. W pewnym stopniu jest to uzasadnione gdyż, jak podaje J. B. Owen (1939 r.) na przykładzie kilku rozwiązań, wzory jakie uzyskał J. de la Cierva na drodze półteoretycznej dają wyniki dostatecznie zgodne z wynikami rozwiązań czysto rachunkowych.

Rozważania nasze poświęcimy rachunkowej drodze wyznaczania rozkładu momentów gnących wzdłuż łopat. W tym celu wyprowadzimy ogólne równanie różniczkowe dla łopaty w warunkach lotu, omówimy szereg metod rozwiązania tego równania oraz na zakończenie porównamy wyniki otrzymane dla jednej łopaty drogą zastosowania kilku metod.

### Oznaczenia

- $c_i$  — współczynniki stałe nie oznaczone w metodach kolkacji i Galërkina,
- $f_i$  — składowe funkcje szeregu dla  $y$ ,
- $g = 981 \frac{cm}{sek^2}$  przyspieszenie ziemskie,
- $k$  — siła tłumiąca odniesiona do jednostki długości łopaty,  $\frac{kG}{cm}$ ,
- $m = \frac{\gamma}{g} F$  — masa jednostki długości łopaty,  $\frac{kG \text{ sek}^2}{cm}$
- $m_R$  — masa jednostki długości łopaty w miejscu piasty,  $\frac{kG \text{ sek}^2}{cm}$
- $p$  — obciążenie od sił odśrodkowych jednostki długości łopaty,  $\frac{kG}{cm}$ ,
- $q$  — obciążenie poprzeczne jednostki długości łopaty,  $\frac{kG}{cm}$
- $t$  — czas, sek,
- $x$  — odległość przekroju od osi obrotu wirnika nośnego, cm,
- $\Delta x$  — długość odcinka łopaty (przedziału), cm,
- $y$  — ugięcie łopaty mierzone od stycznej w punkcie piasty do osi łopaty, cm,
- $y_1$  — ugięcie łopaty mierzone od osi odciętych  $x$  przechodzącej przez piastę, cm,
- $E$  — moduł Younga materiału łopaty,  $\frac{kG}{cm^2}$ ,
- $F$  — przekrój poprzeczny w dowolnym miejscu łopaty,  $cm^2$ ,
- $I$  — moment bezwładności poprzecznego przekroju łopaty,  $cm^4$ ,
- $I_R$  — moment bezwładności poprzecznego przekroju łopaty w miejscu piasty,  $cm^4$ ,
- $M$  — moment gnący łopatę w dowolnym przekroju,  $kGcm$
- $P$  — siła odśrodkowa w dowolnym przekroju,  $kG$ ,
- $P_R$  — siła odśrodkowa w miejscu piasty,  $kG$ ,
- $Q$  — siła poprzeczna w dowolnym przekroju łopaty,  $kG$ ,
- $R$  — promień wirnika nośnego, teoretyczna długość łopaty, cm,
- $T$  — obciążenie poprzeczne aerodynamiczne jednostki długości łopaty,  $\frac{kG}{cm}$ ,
- $\beta$  — kąt stożka,



Rys. 2. a — łopaty przegubowe, b — łopaty sztywno sprzężone; A — piasta, B — przegub, C — przegub Cardana,  $\beta$  — kąt stożka.

- $\gamma$  — ciężar właściwy materiału łopaty,  $\frac{kG}{cm^3}$ ,
- $\psi$  — azymut, kąt położenia łopaty mierzony jak na rys. 1a,
- $\eta = \frac{x}{R}$  — współrzędna bezwymiarowa,
- $\Omega$  — prędkość kątowa ruchu obrotowego wirnika nośnego,  $\frac{1}{sek}$ ,

**Równanie różniczkowe łopaty zginanej podczas lotu**

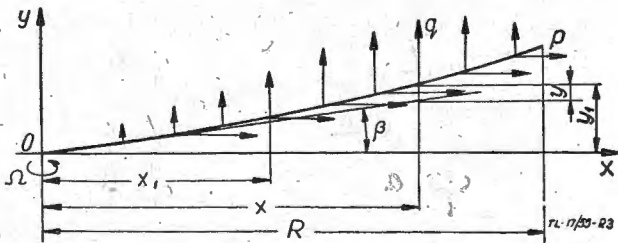
Równanie różniczkowe zginanej w locie łopaty wyprowadzimy przy założeniach znacznie upraszczających rozważania. Założenia te zasadniczo w praktyce są najczęściej spełniane. Są one następujące:

1. ugięcia  $y$  łopaty są małe w stosunku do długości  $R$  łopaty,
2. kąt  $\beta$  oraz  $\frac{dy}{dx}$  są małe,
3. w każdym przekroju łopaty zginanie zachodzi w jednej wspólnej dla wszystkich przekrojów płaszczyźnie, która równocześnie zawiera główne centralne osie bezwładności przekrojów poprzecznych,
4. wpływ bezwładności obracających się przekrojów poprzecznych łopaty jest tak mały, że można go pominąć.

Opierając się na tych założeniach można będzie w rozważaniach nie uwzględniać wpływu odkształceń łopaty na wielkość i rozkład sił aerodynamicznych oraz masowych.

- Podczas lotu na łopatę wirnika nośnego, obracającego się z prędkością kątową  $\Omega$ , działają następujące siły odniesione do jednostki długości łopaty, dające zginanie w płaszczyźnie xoy:
1. aerodynamiczne, poprzeczne o wielkości  $T$ ,
  2. odśrodkowe, o wielkości  $m\Omega^2$ ,
  3. masowe od wahań łopat przegubowych,  $m\Omega \frac{\partial^2 \beta}{\partial t^2}$ ,
  4. masowe  $m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2}$  od drgań wymuszonych wywołanych zmiennymi w czasie siłami aerodynamicznymi,
  5. siły aerodynamiczne tłumiące,  $k$ ,
  6. ciężar własny  $mg$  łopaty.

Na rys. 3 przedstawiono schematycznie obciążenia ugiętej łopaty w układzie współrzędnych prostokątnych xoy.



Rys. 3. Schemat obciążenia łopaty wirnika nośnego.

Dla uproszczenia wprowadźmy następujące oznaczenia,

$$q = T - k - mg - m\Omega \frac{\partial^2 \beta}{\partial t^2} - m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} \dots [1]$$

które jest poprzecznym obciążeniem jednostki długości łopaty, oraz

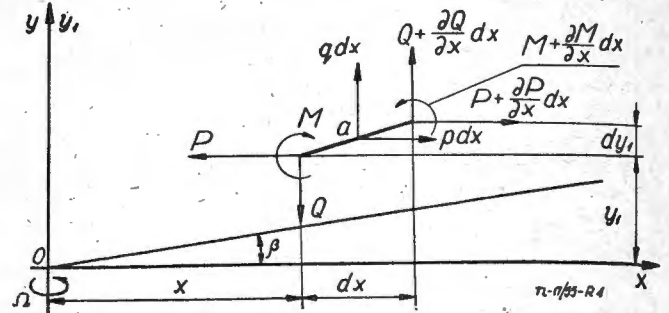
$$\left. \begin{aligned} p &= m\Omega^2 \\ P &= \int_x^R p \, dx \end{aligned} \right\} \dots [2]$$

jako obciążenie od sił odśrodkowych jednostki długości łopaty i siła odśrodkowa w przekroju łopaty.

Skutkiem działania wszystkich tych sił, w każdym poprzecznym przekroju łopaty wystąpią momenty gnące  $M$  i siły poprzeczne  $Q$ . Opierając się na wyżej przyjętych założeniach można momenty gnące wyrazić znanym z teorii zginania belek równaniem różniczkowym:

$$EI \frac{\partial^2 y_1}{\partial x^2} = M \dots [3]$$

Wytnijmy z łopaty element o długości  $dx$  (rys. 4) i rozważmy jego równowagę pod działaniem sił zewnętrznych. Warunki równowagi tego elementu w układzie współrzędnych xoy:



Rys. 4. Siły i momenty działające na element długości łopaty.

$$\begin{aligned} \sum X_i = 0 & \quad P + \frac{\partial P}{\partial x} dx + p \, dx - P = 0 \\ \sum Y_i = 0 & \quad Q + \frac{\partial Q}{\partial x} dx + q \, dx - Q = 0 \\ \sum M_{ai} = 0 & \quad P \frac{dy_1}{2} - Q \frac{dx}{2} + M + \left( P + \frac{\partial P}{\partial x} dx \right) \frac{dy_1}{2} - \\ & \quad - \left( M + \frac{\partial M}{\partial x} dx \right) - \left( Q + \frac{\partial Q}{\partial x} dx \right) \frac{dx}{2} = 0 \end{aligned}$$

dają nam trzy równania:

$$\begin{aligned} \frac{\partial P}{\partial x} &= -p \\ \frac{\partial Q}{\partial x} &= -q \\ P \frac{\partial y_1}{\partial x} - Q - \frac{\partial M}{\partial x} &= 0 \end{aligned}$$

Zróżniczkujmy trzecie równanie względem  $x$ , a następnie podstawmy w nie dwa pierwsze równania oraz równanie [3] po uprzednim dwukrotnym zróżniczkowaniu względem zmiennej  $x$ . Pamiętając, że:  $y_1 = y + \beta x$ , otrzymamy w ostatecznej postaci równanie różniczkowe

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left( EI \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) - q + p \frac{\partial y}{\partial x} + p \beta - \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \int_x^R p \, dx = 0 \dots [4]$$

zginanej w locie łopaty wirnika nośnego. Należy zauważyć, że wielkości wchodzące w  $q$  (z wyjątkiem  $mg$ ), oraz  $y$  są funkcjami zmiennych: współrzędnej  $x$  położenia punktu na osi łopaty i czasu  $t$ .

Rozwiązanie równania [4] na drodze analitycznej jest niemiernie trudne, bowiem wszystkie wchodzące tu wielkości są funkcjami o bardzo złożonych postaciach. Wpływ tych wielkości na rozwiązanie jest różny.

Obecnie przejdziemy do kolejnego omówienia tego wpływu.

Ogólnie biorąc  $mg$  łopat jest małe w porównaniu z obciążeniami masowymi i aerodynamicznymi, dlatego też wpływ tej wielkości na wynik rozwiązania jest stosunkowo mały. Dopuszczalne jest więc pominięcie  $mg$ . W przedziałach prędkości kątowych dość odległych od rezonansu drgań wymuszonych przez siły aerodynamiczne  $T$  z drganiami swobodnymi

łopaty, w większości przypadków siły masowe,  $m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2}$ , są

małe w stosunku do sił masowych  $m\Omega \frac{\partial^2 \beta}{\partial t^2}$ . Pominięcie więc tych wielkości nie zmniejszy w sposób decydujący dokładności obliczeń. A. Flax, P. Hufton i inni podają, że, jak wynika z obliczeń, uwzględnienie  $m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2}$  w rozważaniach nie wnosi do rezultatów poważniejszych poprawek.

Ruch wahliwy łopaty wokół przegubu B (rys. 2a), oraz drgania wymuszone łopaty, wywołane zmiennymi w czasie siłami aerodynamicznymi, są tłumione oporem aerodynamicznym powietrza. Opór ten oznaczamy wielkością  $k$ , odniesioną do jednostki długości łopaty. Szereg autorów pomija często to tłumienie, bowiem jest ono niewielkie, zwłaszcza w przedziałach dość odległych od rezonansu między siłami aerodynamicznymi wymuszającymi drgania i drganiami swobodnymi łopaty wirującej. Jest to dopuszczalne, tym bardziej że wyliczone wówczas momenty gnące są większe, co tym samym zwiększa pewność konstrukcji.

W rozważaniach zginania łopat, tak jak zresztą czynią inni, nie będziemy uwzględniać odkształceń skrętnych łopaty. Zagadnienie wpływu odkształceń skrętnych na własności łopaty, na wielkość i rozkład obciążeń aerodynamicznych, traktuje się jako osobne.

Na zakończenie należy jeszcze omówić rolę kąta  $\beta$  w równaniu [4]. P. Hufton, J. Owen oraz wielu innych autorów w swoich rozważaniach przyjmują, że wielkość  $\beta$  wystarczy wyznaczyć traktując łopatę jako doskonale sztywną, przy czym kąt ten jest mierzony w miejscu przegubu na piaście. Takie przyjęcie może mieć uzasadnienie przy założeniu, że

kąty obrotów przekrojów (wyrażane przez  $\frac{\partial y}{\partial x}$ ) w stosunku

do  $\beta$  są małe, bowiem wówczas jest mały wpływ  $\frac{\partial y}{\partial x}$  na do-

kładność rozwiązania równania [4]. Przyjmując zatem, że łopata jest sztywna, a tym samym  $y = 0$ , oraz równocześnie wychodząc z warunku, że moment na przegubie łopaty ma być zerem, na podstawie rys. 3 otrzymujemy równanie:

$$M = \int_0^R qx \, dx - \int_0^R px\beta \, dx = 0$$

stąd kąt stożka:

$$\beta = \frac{\int_0^R qx \, dx}{\int_0^R px \, dx} \dots \dots \dots [5]$$

Trzeba jednak stwierdzić, że rozważanie takie nie jest teoretycznie dostatecznie uzasadnione.

Jak wyżej już nadmieniono, rozwiązanie równania [4] nie jest łatwe. Nawet w przypadkach stosunkowo prostych, przy  $EI = const$ ,  $m = const$ , znalezienie rozwiązania przedstawia znaczne trudności. Mimo tego opracowano kilka metod, dających mniej lub bardziej dokładne rozwiązania. Podstawy metod tych postaramy się kolejno omówić.

**Metody rozwiązania równania różniczkowego zginanej łopaty**

W tym miejscu omówimy następujące metody:

1. de la Ciervy,
2. Hohenemsera,
3. typowych rozwiązań Owena,
4. zastosowania metody Galërkina,
5. kollokacji,
6. Stuart-Myklestada.

1. *Metoda J. de la Ciervy.* J. de la Cierva przedstawił tę metodę bez właściwego uzasadnienia teoretycznego. Odnosi się do łopat przegubowych, o  $EI$ , oraz  $m$  stałych na całej długości. Jest to metoda typowo „inżynierska”, prosta zarówno w postaci jak i w wynikach, pozwalająca stosunkowo szybko określić rozkład momentów gnących wzdłuż łopaty. Zasada tej metody jest następująca: początkowo traktuje się łopatę jako pręt doskonale wiotki, czyli przyjmuje, że  $EI = 0$ . Wówczas, przy założeniu, że wszystkie wielkości wchodzące do [4] zależą tylko od zmiennej  $x$ , otrzymane z [4] równanie różniczkowe

$$-P \frac{d^2y}{dx^2} + p \frac{dy}{dx} = q - p\beta \dots \dots [6]$$

lub

$$\frac{d}{dx} \left[ -P \left( \frac{dy}{dx} \right) \right] = q - p\beta$$

daje się łatwo scałkować:

$$P \frac{dy}{dx} = \int_x^R (q - p\beta) \, dx \dots \dots \dots [7]$$

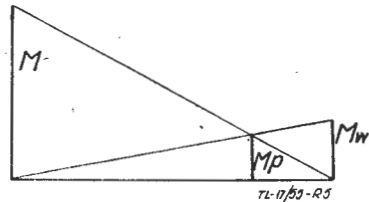
Lewa strona równania różniczkowego [7] przedstawia siłę poprzeczną, działającą w przekroju odległym o  $x$  od osi obrotu łopaty sztywnej. Oznaczmy tę siłę poprzeczną przez  $Q$ , wówczas z [7] otrzymujemy:  $\frac{dy}{dx} = \frac{Q}{P}$ .

Wartości  $\frac{dy}{dx}$  wyznacza się stosunkowo łatwo, bowiem  $Q$

i  $P$  są wielkościami znanymi. Mnożąc drugą pochodną ugięcia  $y$  względem  $x$  przez rzeczywistą sztywność łopaty  $EI$ , dostajemy „pomocniczy” moment gnący:

$$M_w = EI \frac{d^2y}{dx^2} = EI \frac{d}{dx} \left( \frac{Q}{P} \right) \dots \dots \dots [8]$$

Równocześnie wyznaczamy momenty gnące  $M_s$  dla doskonale sztywnej łopaty, tj. przy  $y = 0$ . Mając wyznaczone  $M_s$  i  $M_w$  de la Cierva uważa, że wartości rzeczywiście działających w łopacie momentów gnących  $M_p$  leżą między  $M_s$  i  $M_w$ . W związku z tym interpoluje  $M_p$  przy pomocy konstrukcji (rys. 5), otrzymując związek:



Rys. 5. Konstrukcja de la Ciervy dla wyznaczania  $M_p$ .

$$M_p = \frac{M_s \cdot M_w}{M_s + M_w} \dots \dots \dots [9]$$

Związek ten w praktyce daje dość dobre przybliżenie dla wartości  $M_p$  łopaty. Obciążenie zewnętrzne  $T$  można rozłożyć w szereg Fouriera, a następnie dla każdej składowej wyliczyć

$$\text{współczynnik wzmocnienia dynamicznego: } \mu = \frac{1}{1 - \left( \frac{\omega}{\omega_n} \right)^2};$$

$\omega$  — prędkość kątowa zmiennych w czasie sił wymuszających,  
 $\omega_n$  — prędkość kątowa drgań własnych rzędu  $n$  łopaty wirującej.

Współczynniki te określa się każdorazowo dla znanych częstości drgań swobodnych wirującej łopaty.

Na podstawie uzyskanych z doświadczeń danych dla łopat przegubowych de la Cierva wyciąga następujące wnioski:

1. maksymalny gnący moment mało zależy od momentu bezwładności przekroju poprzecznego dźwigara łopaty oraz od ciężaru śmigłowca,
  2. zależy głównie od konstrukcji łopaty.
2. *Metoda K. Hohenemsera.* K. Hohenemser swoje rozważania oparł na zaobserwowanym zjawisku, że podczas wirowania, skutkiem działania sił odśrodkowych, łopata napina się, prostując się i bardziej upodabnia się do liny niż do pręta. Wówczas momenty gnące w łopacie są mniejsze niż w łopacie sztywnej tak samo obciążonej.

Hohenemser przyjmuje, że obciążenie zewnętrzne  $q$  składa się z  $q_B$  przenoszonego drogą zginania łopaty i  $q_z$ , które przenosi siła odśrodkowa, działająca w dźwigarze, czyli że:  $q = q_B + q_z$ . Zakłada początkowo, że łopata przegubowa jest

doskonale sztywna, tzn.  $EI = \infty$ , wówczas  $\frac{dy}{dx} = const$

w miejscu zejścia się łopaty z piastą, oraz że momenty gnące wzdłuż łopaty sztywnej określa związek:

$$M_u = M_q - M_{qR} \frac{M_p}{M_{pR}} \dots \dots \dots [10]$$

gdzie:

$$M_p = \int_0^x dx \int_0^x \frac{dP}{dx} \, dx, \quad M_q = \int_0^x dx \int_0^x q \, dx \dots \dots \dots [11]$$

Indeks  $R$  oznacza całkowanie wyrażen [11] w granicach  $x = 0 - R$  w układzie współrzędnych  $xoy$  o początku o w punkcie końca łopaty. Moment gnący występujący rzeczywiście w przekrojach łopaty:

$$M = \int_0^x dx \int_0^x q_B dx \dots \dots \dots [12]$$

Następnie, rozważając łopatę rzeczywistą, tj. o sztywności skończonej, wprowadza założenie, że przybliżone rozwiązanie dla momentów  $M$  jest określane wyrażeniem zawierającym tylko jeden wyraz, o postaci:  $M = cM_u$  z na razie nie znanym parametrem  $c$ . W rezultacie szeregu działań matematycznych, wychodząc z warunku optymalnego przybliżenia dla  $c$ , otrzymuje dla łopat o  $EI = const$  i  $m = const$ :

$$c = \frac{1}{1 + 0,0520 \frac{P_R R^2}{EI}} \dots \dots \dots [13]$$

oraz gnący moment w dowolnym przekroju łopaty przegubowej przy najczęściej spotykanych rozkładach obciążeń zewnętrznych:

$$M = \frac{M_u}{1 + 0,052 \frac{P_R R^2}{EI}} \dots \dots \dots [14]$$

gdzie:  $R$  — długość łopaty,  $P_R$  — siła odśrodkowa, działająca na przegub łopaty.

Ponieważ Hohenemser dla momentu gnącego bierze tylko jeden wyraz z nieznanym parametrem  $c$ , nie należy oczekiwać dla  $M$  dobrego przybliżenia wzdłuż całej łopaty.

Podobne rozwiązania zostały uzyskane dla rozkładów obciążeń, oddzielnie stałego, liniowo i parabolicznie zmiennych wzdłuż łopaty, przy czym:

dla obciążenia stałego i liniowo zmiennego:

$$c = \frac{1}{1 + 0,0515 \frac{P_R R^2}{EI}}$$

dla obciążenia parabolicznie zmiennego:

$$c = \frac{1}{1 + 0,0525 \frac{P_R R^2}{EI}}$$

Dla sumy tych trzech rozkładów obciążeń otrzymuje się [13]. W przypadku  $EI$  oraz  $m$  zmiennych wzdłuż łopaty metoda ta staje się długa i bardzo uciążliwa.

W zasadzie w tych wyliczeniach Hohenemser nie zakłada kąta  $\beta$  jako kąta wyznaczonego dla sztywnej łopaty, lecz raczej określa jego wartość dla łopaty sprężystej.

Postępując jak wyżej, Hohenemser uzyskał przybliżone rozwiązania dla momentów gnących wzdłuż łopat śmigieł, a więc utwierdzonych w piasku. Przy liniowym rozkładzie

masy wzdłuż łopaty:  $m = m_R \eta$ , gdzie  $\eta = \frac{x}{R}$ , oraz potęgowym

rozkładzie momentów bezwładności:  $EI = \eta^2 EI_R$  gdzie  $m_R$  — masa jednostki długości łopaty w miejscu piasty.

$I_R$  — moment bezwładności przekroju łopaty w miejscu piasty, moment gnący łopatę określa:

$$M = \frac{M_u}{1 + 0,17 \frac{P_R R^2}{EI_R}} ; \dots \dots \dots [15]$$

dla rozkładu  $EI = \eta^3 EI_R$  moment gnący:

$$M = \frac{M_u}{1 + 0,28 \frac{P_R R^2}{EI_R}} \dots \dots \dots [16]$$

Jak wynika z rachunków współczynnik  $c$  dla łopat utwierdzonych, przy danych rozkładach  $EI$  i  $m$ , prawie nie zależy od poprzecznego obciążenia  $q$  łopaty; zależy jedynie od rozkładu  $EI$  i  $m$ .

3. Metoda „typowych rozwiązań” J. Owena. Metodę tę podał J. Owen. Zakładając dla łopaty przegubowej  $EI = const$ ,  $m =$

$= const$ , otrzymuje się z [4] równanie znacznie prostsze. Przy tych założeniach Owen odwrócił zagadnienie, mianowicie wyznaczał obciążenia poprzeczne  $q$  dla różnych przypuszczalnie prawdopodobnych rozkładów momentów gnących wzdłuż łopaty. Z uwagi na stronę matematyczną, droga ta jest znacznie prostsza. Wyznaczając tą drogą obciążenia  $q$  dla dużej ilości różnych rozkładów momentów, można otrzymać cały szereg typowych rozwiązań dla  $q$ , jako funkcji zmiennej  $x$ , dla danych momentów  $M$ . Całość zagadnienia sprowadza się zatem do dobrego dopasowania do uzyskanego drogą wyliczeń dla danej łopaty obciążenia  $q$  pewnego „typowego rozwiązania”  $q$ , lub kombinacji „typowych rozwiązań”, którym odpowiadają znane już uprzednio momenty gnące.

Metoda ta jest szczególnie wygodna przy studiach wstępnych nad wpływem zmian sztywności i ciężaru łopat przegubowych o  $EI$ , oraz  $m$  stałych. Nie nadaje się dla łopat o dowolnie zmiennych  $EI$  i  $m$ , a więc dla łopat w praktyce najczęściej spotykanych.

4. Zastosowanie metody Galérkina. Metoda, którą podał B. G. Galérkin, oparta jest na twierdzeniach o energii układów sprężystych. Może być z powodzeniem zastosowana dla znalezienia rozwiązania równania [4]. Postępowanie jest następujące:

Niech rozwiązaniem równania różniczkowego [4] będzie funkcja w postaci szeregu:

$$y = \sum_{i=1}^n c_i f_i(x) \dots \dots \dots [17]$$

skończonego, o  $n$  wyrazach, w którym funkcje  $f_i(x)$  spełniają wszystkie warunki brzegowe łopaty, zaś  $c_i$  są stałymi dowolnymi początkowo nie znanymi. Wychodząc z równania [4] obliczamy pracę wszystkich sił wewnętrznych i zewnętrznych, działających na łopatę, na przesunięciach przygotowanych, za które uważamy kolejno funkcje  $f_i(x)$ . Przyrównując prace te do zera, wyznaczamy niewiadome stałe  $c_i$ , następnie po wstawieniu do [17] otrzymujemy w postaci tej przybliżone wyrażenie na linię odkształconą osi łopaty. Dalsze wielkości, interesujące nas, można łatwo wyznaczyć.

Uogólniając wyżej opisaną postępowanie, należy stwierdzić, że metoda Galérkina wymaga, by przy założeniu rozwiązania w postaci szeregu [17], lewa strona równania różniczkowego [4], po podstawieniu [17], była ortogonalna względem wszystkich składowych funkcji  $f_i(x)$ . To daje warunki:

$$\int_0^R \left[ \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left( EI \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) - q + p \frac{\partial y}{\partial x} + p\beta - \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \int_0^R p dx \right] f_i(x) dx = 0 \dots \dots [18]$$

przy  $i = 1, 2, 3, \dots, n$ .

Rozwijając ten warunek dla  $i = 1, 2, \dots, n$ , otrzymujemy układ  $n$  algebraicznych liniowych równań niejednorodnych, rozwiązanie którego względem niewiadomych stałych  $c_i$  daje poszukiwane rozwiązanie.

Dokładność wyników zależy od ilości wyrazów szeregu [17], i szybko rośnie ze wzrostem  $n$ . Metoda ta jednak jest długa, żmudna i matematycznie złożona, zwłaszcza w przypadku uwzględnienia tłumienia  $k$ .

Zakładając w wyrażeniu [1]:  $T = 0, \beta = 0, mg = 0, k = 0$ , wówczas równanie [18] przekształca się w równanie:

$$\int_0^R \left[ \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left( EI \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) + m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} + p \frac{\partial y}{\partial x} - \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \int_0^R p dx \right] f_i(x) dx = 0 \dots \dots [19]$$

dla drgającej swobodnie wirującej łopaty.

W przypadku łopat o sztywności  $EI$  i masie  $m$  stałych — równania [18] i [19] znacznie się upraszczają. O sposobie podboru funkcji  $y(x, t)$  pomówimy w jednym z następnych artykułów.

5. Metoda kollokacji. Metodę tę podali R. Frazer i W. Gones. Jest to metoda stosunkowo prosta, nie wymagająca wstępnych wywodów matematycznych. Do rozwiązania równania [4] metodę kollokacji zastosował P. Hufton.

Podstawy tej metody są następujące. Poszukujemy rozwiązania równania [4] w postaci szeregu skończonego o  $n$  wyrazach:

$$y = c_1 f_1(x) + c_2 f_2(x) + c_3 f_3(x) + \dots + c_i f_i(x) + \dots + c_n f_n(x) \dots [17]$$

w którym  $f_1(x), f_2(x), \dots, f_n(x)$  są funkcjami dowolnymi a

spełniającymi warunki brzegowe łopaty, a więc dla łopaty przegubowej w układzie współrzędnych rys. 3, warunki:

$$\text{dla } x = 0 \text{ jest } y = 0, \quad \frac{d^2y}{dx^2} = 0$$

$$\text{dla } x = R \text{ jest } \frac{d^2y}{dx^2} = 0, \quad \frac{d^3y}{dx^3} = 0$$

Współczynniki  $c_1, c_2, \dots, c_n$  są stałymi początkowo nieoznaczonymi. Po dobraniu funkcji  $f_i(x)$  według warunków brzegowych, określa się wartości tych funkcji oraz wartości odpowiednich pochodnych dla tyłu punktów wzdłuż osi łopaty ile jest funkcji  $f_n(x)$ , następnie podstawia do równania [4]. Ponieważ  $y$  ma być rozwiązaniem równania [4], a równocześnie spełnia warunki brzegowe, musi więc spełniać to równanie w określonych uprzednio punktach osi łopaty. W rezultacie zamiast [4] otrzymujemy układ  $n$  równań algebraicznych liniowych niejednorodnych z  $n$  niewiadomymi stałymi  $c_1, c_2, \dots, c_n$ .

Rozwiązanie tego układu dostarczy wartości na niewiadome. Uzyskane tą drogą wartości stałych wstawiamy do funkcji [17]. Ponieważ  $y$  w postaci [17] spełnia warunki brzegowe, oraz równanie różniczkowe [4] w  $n$  punktach łopaty, jest zatem przybliżonym rozwiązaniem równania [4], oraz przybliżoną postacią ugiętej osi łopaty.

Na podstawie [3] momenty gnące wzdłuż łopaty określi równanie:

$$M = EI \frac{d^2}{dx^2} [c_1 f_1(x) + c_2 f_2(x) + \dots + c_n f_n(x)] \quad [20]$$

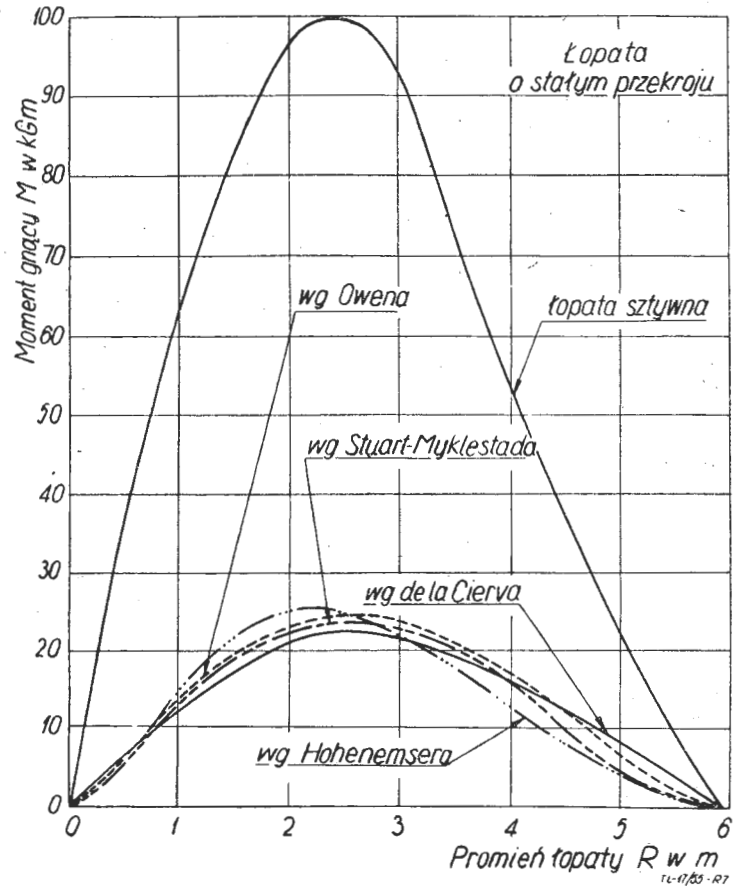
Stopień dokładności obliczeń zależy od ilości  $n$  wyrazów szeregu [19] i rośnie ze wzrostem  $n$ . Jednak z uwagi na znaczne trudności w rozwiązaniu układów równań algebraicznych o dużej liczbie niewiadomych, metody tej nie stosuje się.

Na zakończenie należy zaznaczyć, że kolokacja pozwala uwzględnić wyrażenia  $\frac{dy}{dx}$  oraz  $\frac{d^2y}{dt^2}$ . Hufton określa tu kąt  $\beta$  jako wartość wyznaczoną dla sztywnej łopaty.

6. Metoda Stuart-Myklestada. Metodę tę podał Stuart w zastosowaniu do śmigieł. W jego ujęciu jest to zespół rachunków tabelarycznych, które należy kilka razy powtórzyć, by otrzymać dobre przybliżenie. Metodę tę zmodyfikował N. Myklestad, usuwając konieczność powtarzania rachunku, oraz przystosował ją dla łopat przegubowych i utwierdzonych w piastach wirników nośnych.

Dzieli się łopatę na części, skupia wszystkie siły i masy w punktach podziału, rys. 6. Równocześnie oblicza się współ-

Wymaga jednak bardzo dokładnych kolejnych przeliczeń, które mogą być osiągnięte tylko przy pomocy maszyn rachunkowych. Z uwagi na powyższe jest stosunkowo długa i żmudna.

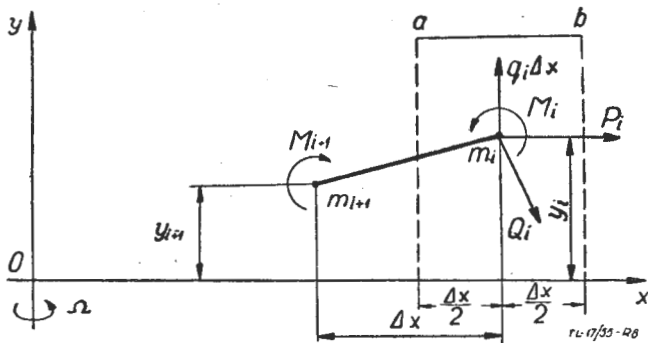


Rys. 7. Rozkład momentów gnących wyznaczony różnymi metodami.

Porównanie metod. Wnioski

Dla łatwiejszej oceny przydatności pod względem dokładności wyników omówionych metod, podamy porównawczo rezultaty wyliczeń przeprowadzonych równocześnie kilkoma metodami. Dla rozkładu momentów gnących wzdłuż łopaty przegubowej o  $m$  i  $EI$  stałych, porównanie takie przeprowadził Owen, wyliczając czterema metodami: Hohenemsera, de la Cierva, Owena i Stuart-Myklestada. Ilustruje to rys. 7, na podstawie którego możemy wyciągnąć szereg ciekawych wniosków, a mianowicie:

- wyniki otrzymane metodami Stuart-Myklestada i Owena stosunkowo mało różnią się między sobą. Wartości momentów wyznaczone sposobem Owena są wyższe od obliczonych sposobem Stuart-Myklestada, jednak w obszarze maksymalnych momentów różnice te maleją. Powodem wyższych wartości momentów z metody Owena jest to, że wyznacza on kąt  $\beta$  dla łopaty, traktowanej jako doskonale sztywnej, podczas gdy Myklestad uwzględnia wpływ na wartość  $\beta$  skończonej sztywności łopaty. — Ogólnie biorąc wyniki otrzymane metodą de la Cierva są dostatecznie zgodne z wynikami dokładniejszych metod w przedziale do 65% długości łopaty, a zwłaszcza na odcinku początkowym, idąc od piasty. Jednakże znaczna różnica występuje w przedziale 65% — 100% długości łopaty. Maksymalne różnice, w przedziale największych momentów, między wynikami z obydwu tych metod dochodzą do 4%.
- Prawie na całej długości łopaty zachodzą dość znaczne różnice między wynikami według Hohenemsera i Stuart-Myklestada. Zaznacza się to również w przesunięciu miejsca maksymalnego momentu gnącego w porównaniu do pozostałych o około 8% w lewą stronę wykresu. Przyczyna tego przesunięcia tkwi w tym, że krzywa momentów w metodzie Hohenemsera jest tej samej postaci co krzywa momentów gnących łopaty doskonale sztywnej.
- Krzywa rozkładu momentów gnących wyznaczona sposobem Stuart-Myklestada przebiega między pozostałymi krzywymi. To, jak również fakt, że metoda ta w porównaniu z innymi uwzględnia najwięcej czynników, mających wpływ na zginanie, skłania do wniosku, że jest najbardziej dokładna.



Rys. 6. Siły i momenty działające na odcinek łopaty — metoda Stuart-Myklestada.

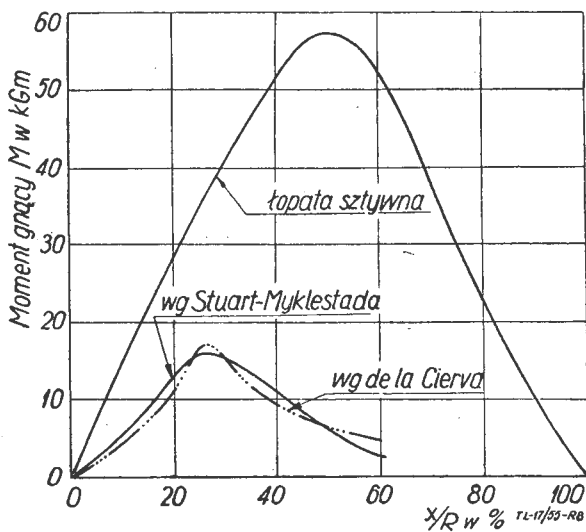
czynnikami sprężystości odcinków łopaty, tzn. odkształcenia kątowe i ugięcia od działania jednostkowych sił poprzecznych i momentów gnących, przyłożonych w punktach podziału łopaty. Współczynniki te służą do wyznaczenia odkształceń odcinków łopaty pod wpływem momentów  $M_i$ , sił poprzecznych  $Q_i$ , oraz sił  $P_i, q_i \Delta x$ , przy czym ta ostatnia jest zazwyczaj określana dla odcinka  $a - b$ .

Różnica momentów między przekrojami  $i$  oraz  $i + 1$ :

$$\Delta M_i = M_{i+1} - M_i = Q_i \Delta x + P_i (y_i - y_{i+1}) - q_i \Delta x^2 \dots [21]$$

Następnie określa się wartości momentu, ugięcia i kąta obrotu na końcach łopaty i wylicza szukane wielkości w każdym przekroju. Jest to droga dokładna, uwzględnia w zasadzie wszystkie siły działające na łopatę. Osiągnięta dokładność obliczeń jest duża i wzrasta w miarę wzrostu ilości podziałów  $\Delta x$ .

— Stosunkowo najprostsze, najprędzej prowadzące do celu są metody de la Ciervy i Hohenemsera. Dla łopatek przegubowych, o stałych  $EI$  i  $m$ , wyniki uzyskane na drodze podanej



Rys. 8. Rozkład momentów gnących dla stopniowo zężającej się belki.

przez de la Ciervę, mogą być zupełnie wystarczające, odchylenia bowiem w stosunku do innych, dla końców łopatek, mają małe znaczenie.

— Kolokacja, typowe rozwiązanie, czy zastosowanie metody Galërkina, w porównaniu z metodą Stuart-Myklestada, wyma-

gają od obliczających poważnego przygotowania matematycznego. Pod względem zużycia czasu najbardziej kosztowne są sposoby: zastosowania metody Galërkina, Kolokacji, Stuart-Myklestada. Oplacają to jednak wyższą dokładnością i większą uniwersalnością, zwłaszcza przy łopatach o masach i sztywnościach dowolnie zmiennych.

— Owen przeprowadził obliczenia momentów gnących w locie wiszącym łopatek na całej długości stopniowo zężających się, posługując się metodami de la Ciervy i Stuart-Myklestada. Występujące tu różnice (rys. 8) są już dość znaczne, i tak, w obszarze do 50% długości łopaty różnice sięgają 16%, powyżej 65% długości różnice te są znacznie większe i dochodzą do 250%. Rozbieżności te są znacznie większe dla łopatek zbieżnych na długości aniżeli dla łopatek o przekroju stałym.

Artykuł wpłynął dnia 14 marca 1955 r.

#### LITERATURA

- J. de la Cierva: „Neuere Fortschritte des Autogiros“, Luftwissen, 1935, Mai, Bd 2 Nr 5.
- K. Hohenemser „Zur Festigkeit von umlaufenden und quer zur Drehebene belasteten Staeben, die gelenkig an die Drehachse angeschlossen sind“, Ingenieur-Archiv, 1937, Bd VIII, Hft 3.
- K. Hohenemser „Zur Biegefestigkeit von umlaufenden und quer zur Drehebene belasteten Staeben, die biegesteif an die Drehachse angeschlossen sind“, Ingenieur-Archiv, 1937, Bd VIII, Hft 3.
- A. H. Flax „The Bending of Rotor Blades“, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 14, Nr 1 Jan. 1947.
- L. Collatz „Numerische Behandlungen von Differentialgleichungen“, Berlin-Goettingen-Heidelberg, 1951.
- J. A. Pratusiewicz „Wariacionnyje metody w stroitielnoj mechanike“ Gostiechizdat, 1948, Moskwa.
- L. W. Kantorowicz i W. I. Kriłow „Pribliżonnyje metody wysszewo analiza“, Gostiechizdat, 1950, Moskwa.

Mgr inż. K. KÖRNER

620.193  
621.793:620.197

## Pokrycia ochronne

W pracy tej podano krótki przegląd metod otrzymywania pokryć ochronnych, klasyfikację pokryć i ich własności chroniące przed korozją. Omówiono również zależność wyboru pokrycia od warunków eksploatacji i przeznaczenia. Artykuł jest przeznaczony dla inżynierów i techników przemysłu lotniczego.

### 1. RODZAJE POKRYĆ I SPOSOBY ICH UZYSKIWANIA

Wybór materiału i metody dla naniesienia pokrycia zależą głównie od warunków pracy przedmiotu i stawianych wymagań. Pokrywanie przedmiotów metalowych stosuje się celem:

- 1) ochrony przed korozją,
- 2) zaoszczędzenia metali kolorowych i drogocennych,
- 3) uzyskania ozdobnego wyglądu,
- 4) podwyższenia odporności na ścieranie,
- 5) odtworzenia wymiarów,
- 6) uzyskania żaroodporności,
- 7) polepszenia przewodnictwa elektrycznego,
- 8) uzyskania powierzchni lustrzanych,
- 9) miejscowej ochrony w czasie obróbki termicznej.

W dzisiejszej technice stosowane są następujące rodzaje pokryć:

**a) Pokrycia lakiernicze** polegające na tworzeniu na powierzchni przedmiotu błonki chroniącej dany przedmiot od niszczącego działania środowiska oraz nadającej mu ozdobny wygląd. Pokrycia lakiernicze są to błonki otrzymywane w rezultacie wysychania substancji błonkotwórczych: olejów roślinnych, żywic naturalnych i syntetycznych, bituminów i związków celulozy. Pokrycie lakiernicze może chronić przedmiot mechanicznie przez izolację od środowiska zewnętrznego, może też zawierać aktywne pigmenty — passywatory — hamujące proces korozji.

Lakiernicze pokrycia mają dobre własności antykorozyjne, można je nanosić na przedmioty o różnych wymiarach i kształtach. Nadają one przedmiotom ozdobny wygląd i są najtańsze.

Pokryć lakierniczych nie można stosować: 1) dla przedmiotów, których powierzchnie podlegają tarcia, mechanicznym naciskom i uderzeniom, 2) powyżej temperatur 300—400°C, 3) w przypadku konieczności zachowania bardzo ścisłych wymiarów.

### b) Pokrycia tlenkowe i fosforanowe

Uzyskiwanie tych pokryć polega na otrzymywaniu na powierzchni metalu warstewki nieorganicznej drogą chemiczną lub elektrochemiczną obróbki przedmiotów w specjalnych roztworach. Największe znaczenie wśród tego typu pokryć posiadają pokrycia tlenkowe na aluminium i jego stopach, uzyskiwane elektrochemicznie (anodowanie). Pokrycia tlenkowe na aluminium można również uzyskiwać metodami chemicznymi — przez zanurzenie w odpowiednich kąpielach bez użycia prądu. Duże znaczenie posiada również fosforanowanie stali, polegające na chemicznym uzyskiwaniu warstewki fosforanów na powierzchni przedmiotu. Znajduje także zastosowanie utlenianie stali, utlenianie magnezu i stopów magnezowych, utlenianie miedzi i stopów miedzi.

### c) Pokrywanie metalami

**Galwaniczne pokrycia.** Metoda nanoszenia pokryć galwanicznych polega na wydzielaniu na powierzchni metalu, za pomocą prądu, warstewki metalu z elektrolitu zawierającego jony wydzielanego metalu. Przedmioty pokrywane podłącza się jako katody (ujemny biegun prądu), jako anody natomiast stosowane są blachy lub pręty z metalu wydzielanego. Podczas procesu anody ulegają rozpuszczeniu, przez co kąpiel galwaniczna nie ubożeje w wydzielane jony. Niekiedy stosuje się anody nierozpuszczalne, na przykład przy chromowaniu. Pokrycia galwaniczne posiadają w porównaniu do pokryć uzyskiwanych innymi metodami najlepsze własności mechaniczne i odporność na korozję. Są one równomierne, chemicznie czyste i najbardziej ekonomiczne.

Metoda ta jest nie do zastąpienia przy pokrywaniu metalami o wysokiej temperaturze topienia (Cu, Ni, Cr, Fe, Ag, Au, Pt i inne). Pokrycia galwaniczne nie tworzą stopów z podłożem, pozwalają na regulowanie grubości powłoki i uzyskiwanie ozdobnego wyglądu. Szerokie zastosowanie znalazły pokrycia galwaniczne metalami Zn, Cd, Ni, Cr, Sn, Pb i innymi.



Kontaktowe otrzymywanie pokryć. Polega ono na otrzymaniu pokrycia drogą procesu elektrochemicznego bez użycia zewnętrznego źródła prądu. Na przykład przez zanurzenie przedmiotu stalowego do roztworu  $\text{Cu SO}_4$  uzyskujemy pokrycie miedziane. Grubość pokrycia kontaktowego jest z reguły bardzo mała — wynosi kilka mikronów, a własności chroniące niewielkie. Stosuje się kontaktowe pokrywanie stali metalami Cu, Sn, Ni, Ag, Au.

Pokrywanie stopionymi metalami. Metoda polega na zanurzeniu przedmiotu w wannie zawierającej stopiony metal. Znajduje ona szerokie zastosowanie do pokrywania blach. Pokrywa się metalami o niskiej temperaturze topnienia, na przykład Zn, Sn, Pb. Wadą tych pokryć jest nierównomierna grubość warstwy i duża strata metalu. Sposobem tym nie można pokrywać przedmiotów o rozwiniętej powierzchni, a to ze względu na nierównomierność pokrycia. Metoda jest nieekonomiczna i z tej przyczyny wypierana jest przez metodę galwaniczną.

Dyfuzyjne otrzymywanie pokryć. Metoda polega na dyfuzji metalu w powierzchniowe warstwy przedmiotu pokrywającego w wysokiej temperaturze. Przedmiot pokrywany zanurza się do sproszkowanego metalu (zawierającego również składniki dodatkowe) i ogrzewa do temperatury bliskiej temperaturze topnienia tegoż metalu. Grubość takich pokryć zależy od temperatury i czasu trwania procesu. Stosuje się dyfuzyjne pokrywanie za pomocą metali Zn, Cr, Al, celem uzyskania odporności na korozję atmosferyczną lub żaroodporności.

Metaliczna natryskowa. Polega ona na rozpyleniu stopionego metalu za pomocą sprężonego powietrza lub gazu obojętnego. Stosuje się tę metodę głównie dla pokrywania przedmiotów o dużych rozmiarach. Podczas procesu może nastąpić częściowe utlenienie stopionego metalu prowadzące do jego straty, co kompensuje się możliwością regulowania grubości pokrycia w zależności od potrzeb. Stosuje się metalizację natryskową głównie przy użyciu metali Al, Zn, Cd, Pb, Sn, a także stali, miedzi i mosiądzu.

Platerowanie. Metoda polega na sprasowywaniu na gorąco arkuszy blach różnych metali, na przykład stopy aluminium pokrywa się czystym aluminium. Dural platerowany stanowi podstawowy materiał konstrukcyjny w przemyśle lotniczym.

## 2. WŁASNOŚCI CHRONIĄCE POKRYĆ

### a) Anodowość i katodowość

W zależności od własności chroniących rozróżniamy pokrycia anodowe i katodowe.

Pokrycia anodowe posiadają potencjał bardziej elektroujemny niż podłoże, chronią one podłoże elektrochemiczne<sup>1)</sup>. Ich działanie ochronne polega na tym, że ulegają one same korozji chroniąc podłoże. Porowatość pokryć anodowych przyspiesza proces korozji, jednak nie dyskwalifikuje pokryć. W odniesieniu do stali pokrycia anodowe tworzą cynk i kadm, natomiast wszystkie inne metale stanowią pokrycia katodowe.

Pokrycia katodowe chronią stal tylko w przypadku całkowitej izolacji stali od środowiska. Porowatość pokrycia katodowego wywołuje wzmożoną korozję podłoża. Należy jednak pamiętać, że anodowy, czy też katodowy charakter ochrony zależy od środowiska. Tak na przykład najbardziej charakterystyczne pokrycie anodowe — cynkowe — przestaje chronić elektrochemicznie żelazo w wodzie w temperaturze 70—80°C.

Cyna jest typowym pokryciem katodowym w stosunku do żelaza w warunkach atmosferycznych, natomiast w środowisku kwasów organicznych, a szczególnie środków spożywczych, staje się pokryciem anodowym.

### b) Własności chroniące różnych pokryć

Pokrycia lakiernicze chronią przed korozją mechanicznie, przez izolację od środowiska. Pokrycie tlenkowe na aluminium chroni dobrze przed korozją, stwarza możliwość wysycenia warstewki tlenkowej środkami pasyującymi, zwiększa również przyczepność lakierów. Pokrycia tlenkowe na stali i magnezie nie stanowią dostatecznej ochrony, co wynika z charakteru tlenków tych metali<sup>2)</sup>. Metale te zabezpiecza się przed korozją przez dodatkowe stosowanie smarów lub przez pokrycie lakierami. Warstewki fosforanowe znajdują zastosowanie głównie jako podłoże pod lakiery, ze względu na bardzo

dobrą przyczepność lakierów. Z otrzymywanych różnymi metodami pokryć metalowych najlepsze własności ochronne posiadają pokrycia galwaniczne. Największy efekt ochrony przed korozją uzyskuje się przez nanoszenie pokryć anodowych. Dlatego też pokrycia cynkowe znajdują tak szerokie zastosowanie.

## 3. WYBÓR RODZAJU I GRUBOŚCI POKRYCIA

### a) Klasyfikacja warunków eksploatacji

Wybór rodzaju i grubości pokrycia zależy od warunków eksploatacji. W związku z powyższym wprowadzono następującą klasyfikację warunków eksploatacji:

Warunki lekkie: eksploatacja w zamkniętych pomieszczeniach, o atmosferze nie zawierającej agresywnych gazów i podlegającej nieznacznym wahaniom wilgotności i temperatury (pomieszczenia suche, ogrzewane i wentylowane).

Przeznaczenie pokrycia	Materiał podłoża	Rodzaj pokrycia
Ochrona przed korozją atmosferyczną	stal, żeliwo	Cynkowanie, kadmowanie, fosforowanie, utlenianie
" "	aluminium i jego stopy	Utlenianie elektrochemiczne (anodowanie)
" "	magnez i jego stopy	Utlenianie chemiczne + lakierowanie
" "	stopy cynku	Chromowanie ochronno-ozdobne
" "	miedź i jej stopy	Cynowanie, niklowanie
Obróbka ochronno-ozdobna	stal, żeliwo, miedź i jej stopy, stopy cynku	Chromowanie ochronno-ozdobne
" "	aluminium i jego stopy	Utlenianie elektrochemiczne (anodowanie) + barwienie warstewki tlenkowej
Zabezpieczenie powierzchni trących przed mechanicznym zużyciem	stal, żeliwo	Chromowanie
Odtworzenie rozmiarów, poprawienie braków	stal, żeliwo	Chromowanie, żelazowanie metalizacja natryskowa
" "	miedź i jej stopy	Miedziowanie, met. natryskowa
Zabezpieczenie przed cementacją	stal	Miedziowanie
Zabezpieczenie przed azotowaniem	stal	Cynowanie
Zabezpieczenie przed działaniem kwasu siarkowego	stal	Ołowiowanie
Uzyskanie łatwości lutowania	stal, mosiądz	Miedziowanie, cynowanie
Polepszenie przewodnictwa elektrycznego	mosiądz	Srebrzenie
Ochrona przed korozją przyrządów precyzyjnych	mosiądz	Złocenie, platynowanie, rodowanie
Ochrona przed korozją puszek konserwowych i kotłów	żelazo, stal	Cynowanie
Osiągnięcie dobrej przyczepności gumy przy prasowaniu wulkanizacyjnym	stal	Mosiądzowanie
Zmniejszenie tarcia	stal	Srebrzenie, ołowiowanie, indowanie
Zaoszczędzenie metali kolorowych	stal	Platerowanie za pomocą miedzi, mosiądzu
Zaoszczędzenie cyny	stal, mosiądz	Użycie stopu ołowiowo-cynowego
Przygotowanie powierzchni pod lakierowanie	stal	Fosforowanie
Uzyskanie żaroodporności	stopy żelaza, oraz stopy miedzi	Aliterowanie (dyfuzyjne aluminowanie)
Uzyskanie powierzchni lustrzanych	stal, mosiądz	Srebrzenie, chromowanie, indowanie
" "	aluminium	Elektropolowanie

<sup>1)</sup> G. W. Akimow: Podstawy nauki o korozji i ochronie metali, PWT, s. 87. Mgr inż. T. Otęski: Przyczyny korozji, „Technika Lotnicza” 3/52.

<sup>2)</sup> G. W. Akimow: Podstawy nauki o korozji i ochronie metali, s. 51.

Eksploatacja w atmosferze obszarów o suchym klimacie, nie zawierającej gazów przemysłowych i oparów morskich.

Warunki średnie: eksploatacja w atmosferze miast o słabo rozwiniętym przemyśle, na obszarach przymorskich, oraz w pomieszczeniach o zmiennej temperaturze i wilgotności.

Warunki ciężkie: praca w atmosferze miast o silnie rozwiniętym przemyśle, oraz o wilgotnym klimacie. Zamknięte pomieszczenia o dużej ilości gazów spalinowych. Atmosfera nasycona oparami i mgłą wody morskiej. Eksploatacja związana z mechanicznym działaniem pyłu i częstym dotykiem.

Warunki specjalne: warunki nie przewidziane przez wymienione wyżej punkty, wynikające ze specjalnych wymagań eksploatacji lub konstrukcji.

W zależności od warunków eksploatacji stosuje się różne grubości pokryć, na przykład dla cynku:

warunki lekkie	— 7 — 10	mikronów
warunki średnie	— 15 — 20	"
warunki ciężkie	— 30 — 50	"

#### b) Stosowanie przekładek izolujących

Przy wyborze pokrycia należy brać pod uwagę nie tylko wpływ środowiska, lecz także wpływ materiału, z którym przedmiot styka się. Na styku może powstać makroogniwo i metal mniej szlachetny będzie korodować. W przypadkach, gdy zachodzi konieczność zaistnienia takiego styku (np. stal-magnez, lub miedź-aluminium), należy stosować przekładki izolujące jak: 1) warstwę lakieru, farby, smaru; 2) materiały izolacyjne z polichlorku winylu, azbestu, gumy i inne; 3) warstwę tlenku fosforanu; 4) folię metalową cynkową lub kadmową.

#### c) Wybór pokrycia w zależności od jego przeznaczenia

Dla ochrony przed korozją atmosferyczną stosuje się najczęściej pokrycie cynkowe. Pokrycie kadmowe ma mniejsze zastosowanie, ponieważ kadm jest znacznie droższy od cynku. Należy również pamiętać, iż związki kadmu są trujące, co ogranicza jego zastosowanie. Według badań radzieckich<sup>3)</sup>

<sup>3)</sup> W. I. Łajner i N. T. Kudriawcew: Osnovy galwanostegii, s. 349.

własności chroniące kadmu są w atmosferze zawierającej SO<sub>2</sub> (przemysłowej, wielkomiejskiej) gorsze niż cynku, posiada on natomiast lepszą niż cynk odporność na działanie wody morskiej.

Dla ochrony przed działaniem kwasu siarkowego i tlenków siarki stosuje się ołowiowanie. Bardzo opłacalne jest stosowanie pokrycia galwanicznego zamiast wykładania ołowiem. W ZSRR poołowiowano wieże do produkcji kwasu siarkowego uzyskując bardzo dużą oszczędność ołowiu.

Do najbardziej rozpowszechnionych pokryć ochronno-ozdobnych należy niklowanie i chromowanie. Szeroko rozpowszechnione jest chromowanie galanteryjne. Rozumiemy pod tą nazwą pokrycie wielowarstwowe, w którym na warstwę miedzi i niklu nakłada się warstwę chromu grubości około 1 mikrona. Osiąga się w ten sposób dobre własności chroniące przed korozją oraz ozdobny wygląd.

Największe zastosowanie w technice znalazły pokrycia lakiernicze i galwaniczne.

W załączonym zestawieniu podano rodzaj pokrycia, jakie należy wybrać w zależności od jego przeznaczenia.

Artykuł wpłynął dnia 24 stycznia 1955 r.

#### LITERATURA

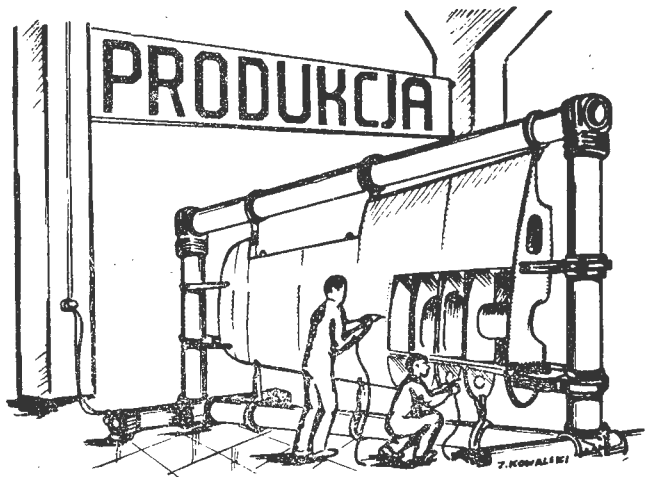
- W. O. Krenig: Korrozja metali, GONTI-NKTP, 1938 r.  
 G. W. Akimow: Podstawy nauki o korozji i ochronie metali, PWT, 1952 r.  
 F. Ritter: Korrosionstabellen metallischer Werkstoffe, Wien Springer Verlag, 1952 r.  
 N. A. Dolleżał i inni: Korrozijskaja i chemiczeskaja stojkost materialow, Sprawocznik, Maszgiz, 1954 r.  
 G. T. Bachwałow i in.: Sprawocznik galwanostiega, Metalurgizdat, 1948 r.  
 Ja. W. Wajner i in.: Sprawocznik po zaszcitno-diekoratiwnym pokrytiam, Maszgiz, 1951 r.  
 F. Pfanhauser: Galvanotechnik, Leipzig, A. V., 1949/1950 r.  
 W. I. Łajner i N. T. Kudriawcew: Osnovy galwanostegii, Metalurgizdat, 1953 r.  
 W. Machu: Metallische Überzüge, Leipzig A. V., 1948 r.  
 W. Machu: Moderne Galvanotechnik, V. Ch. GMBH, 1954 r.

Mgr inż. ZYGMUNT MICHAŁOWSKI

534.121.2:621.771:621.78:621.981.3

## Technologiczne metody usuwania naprężeń własnych membran

Autor przedstawia zagadnienie technologicznych metod usuwania naprężeń własnych występujących w membranach po wytłoczeniu. Wskazuje wpływ doboru zgniołu i innych parametrów walcowania blach. Omawia sposoby stabilizacji membran.



### WPROWADZENIE

Każda membrana będąca sprężystym elementem pomiarowym przyrządu musi spełniać określone warunki w czasie i w serii. W lotniczych przyrządach sprawa utrzymania identycznych charakterystyk w serii jest kwestią zasadniczą ze względu na wzorcowanie przyrządu, jego regulację i montaż. Zagadnienie utrzymania niezmienności (stałości) charakterystyki w czasie ma wpływ na wartość użytkową (eksploatacyjną) przyrządu i łączy się z naprężeniami własnymi materiału membrany.

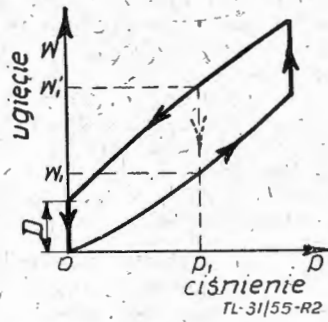
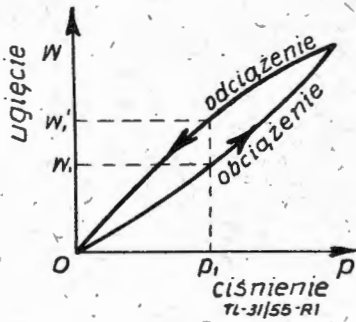
Naprężenia własne, powstałe na skutek procesu technologicznego wytwarzania, z biegiem czasu wyzwala się i odkształcając membranę powodują ciągłą zmianę jej charakterystyki. Objawia się to w zmienności zjawiska histerezy, pełnienia i opóźnienia sprężystego, a na zewnątrz przez odchylenie wskazówki od zerowej działki wskaźnika przyrządu. Charakter tych zjawisk pozostaje w ścisłym związku ze strukturą krystaliczną materiału i tarcim międzycząsteczkowym, a zmiany

tych zjawisk w czasie — z ostatecznymi naprężeniami własnymi.

Histereza, czyli różnica ugięć membrany przy tym samym ciśnieniu, powstająca wskutek niedoskonałości własności sprężystych materiału przy wzroście i spadku obciążenia, zależy nie tylko od wielkości obciążenia ale także od prędkości jego zmiany.

Na rys. 1 pokazano pracę membrany przy szybkim wahnięciu. Rys. 2 obrazuje pracę membrany obciążonej w pewnym czasie. Po odciążeniu membrany (rys. 2) nie powraca ona od razu w poprzednie położenie lecz dopiero po pewnym czasie. To zjawisko zanikania ugięcia i powracania membrany do wyjściowego położenia po upływie pewnego czasu od chwili usunięcia obciążenia nazwano opóźnieniem sprężystym, samą wielkość  $D$  (rys. 2) — czasową deformacją lub wprost opóźnieniem sprężystym. Czas trwania opóźnienia sprężystego (według Wildhacka i Goerke) podczas pracy membrany mieści się w granicach od 1—3 minut, przy większych ugięciach

i dłuższych obciążeniach czas trwania może przedłużyć się nawet na godziny. Podobne zjawisko zachodzi przy stałym obciążeniu membrany (np.  $p_1$  rys. 2); w tym przypadku zmiana ugięcia przy tym samym obciążeniu ale powstająca w czasie została nazwana pełzaniem.



Rys. 1. Histereza membrany zdjęta przy szybkim wahnięciu

Rys. 2. Histereza membrany pozostającej pod obciążeniem w pewnym czasie

Zauważono, że jeżeli nową membranę poddać po raz pierwszy obciążeniu, przy którym występuje sprężyste opóźnienie, to membrana ta do poprzedniego położenia już nie powróci. Obciążając w ten sposób membranę wielokrotnie można stwierdzić, że ostateczna deformacja (opóźnienie sprężyste) ustali się albo będzie wzrastać dążąc do ustalenia się.

Jeżeli środek układu współrzędnych podnieść o wielkość  $D_n$  (rys. 3a), to otrzymamy nową charakterystykę membrany. Przy wielokrotnym obciążeniu membrany ostateczna deformacja będzie utrzymywać się, pomimo że histereza nie zniknie. Przy następnym wielokrotnym obciążeniu ciśnieniem przewyższającym nieco przewidywane ciśnienie pracy dla danej membrany, wyżej opisane zjawisko (rys. 3) powtórzy się. Wtedy nowa charakterystyka (otrzymana po stabilizacji ostatecznej deformacji) wykaże przy tych samych współrzędnych co poprzednio bardzo niewielkie odchylenie, równe 1—2% całkowitego ugięcia. Stąd wniosek, że aby uzyskać pełną stabilizację ostatecznej deformacji proces obciążenia zmiennym ciśnieniem powinien trwać tak długo, aż rozrzut charakterystyk, z których składa się badania charakterystyka, będzie mniejszy od dokładności pomiaru.

Jak widać z powyższego cyklicznym obciążaniem membrany można zmniejszyć jej histerezę pracy. Niestety jednak, jeżeli membrana pozostaje przez dłuższy czas bez zmiany obciążenia, histereza zwiększa się ponownie.

Z powyższego wynika, że membrana, zaraz po uformowaniu jej sfalowań, nie nadaje się do wmontowania, gdyż jest jak gdyby nie przygotowana do pracy i już przy pierwszych obciążeniach

- 1) naprężenia równoważące się między warstwami materiału,
- 2) naprężenia równoważące się między ziarnami,
- 3) naprężenia równoważące się wewnątrz ziarna.

Naprężenia te pojawiają się na skutek nierównomiernego rozkładu odkształceń w przekroju membrany, głównie w trzech typowych procesach technologicznych, jakimi są:

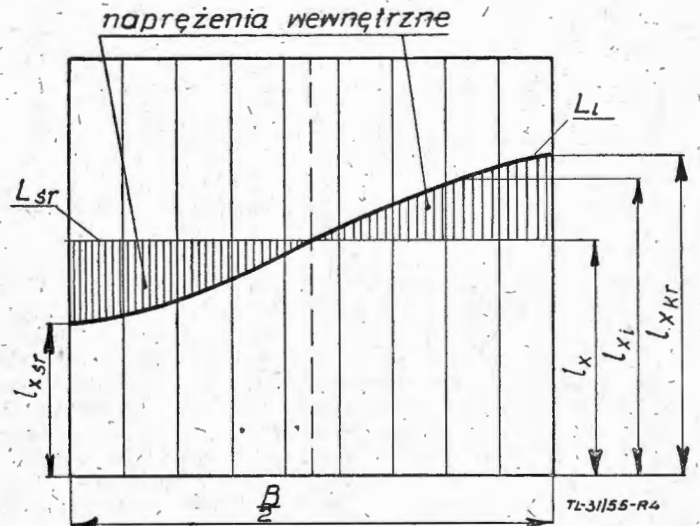
- a) walcowanie cienkich arkuszy blach,
- b) formowanie sfalowań membrany,
- c) montaż membran w puszki i łączenie końcówek.

Naprężenia własne, powstałe w procesach technologicznych a i b, można usunąć (lub bardzo znacznie zmniejszyć) przez stabilizację cieplną (odprężanie), a naprężenia powstałe przy montażu i ewentualną pozostałość naprężeń własnych po odprężaniu, przez stabilizację zmiennym ciśnieniem. Ponadto przez dobór odpowiednich warunków technologicznych wytwarzania można zapobiegać powstawaniu naprężeń własnych o większych wartościach.

**DOBÓR TECHNOLOGICZNYCH WARUNKÓW WYTWARZANIA MEMBRANY**

**Dobór zgniotu i niektórych warunków walcowania**

Wielkość wewnętrznych podłużnych naprężeń walcowniczych w cienkich arkuszach blachy zależy od wielkości zgniotu i wynika ze zwiększenia szerokości arkusza. Gdyby wszystkie arkusze blachy podczas walcowania tylko się wydłużały, nie zwiększając jednocześnie swej szerokości, to wszystkie



Rys. 4. Wykres długości włókien połowy przewalcowanego pasa

włókna byłyby jednakowo wydłużone i nie oddziaływały by na siebie. Zwiększenie się szerokości powoduje niejednakowe wydłużenie włókien, a to z kolei jest przyczyną powstania naprężeń wewnętrznych w walcowanym materiale.

Wewnętrzne naprężenia podłużne pierwszego rzędu w cienkich arkuszach występują tylko wtedy, jeżeli część z nich jest naprężeniami rozciągającymi a część ściskającymi.

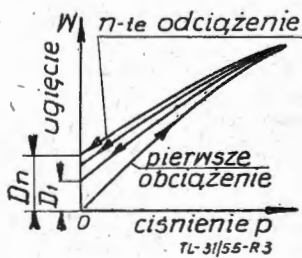
Naprężenie w każdym włóknie wyraża się wzorem

$$\sigma = \pm \frac{E}{2} \epsilon = \pm \frac{E(l_{xi} - l_x)}{2 l_{xi}} \quad (1)$$

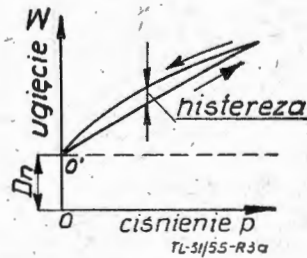
- Gdzie  $E$   $\text{kg/mm}^2$  — moduł sprężystości,  
 $l_{xi} - l_x$  — różnica wydłużenia włókien,  
 $l_{xi}$   $\text{mm}$  — rzeczywiste długości włókien (wg  $l_i$ ) po przewalcowaniu,  
 $l_x$   $\text{mm}$  — długości włókien, przy których nie powstałyby naprężenia walcownicze.

Po ponownym przewalcowaniu arkusza istniejące naprężenia własne prawie całkowicie znikną, pojawiają się natomiast nowe. Na wielkość tych naprężeń wpływa stopień umocnienia materiału zależny od sumy zgniotów. Inaczej mówiąc wewnętrzne naprężenia walcownicze będą tym mniejsze, im mniejszy będzie ogólny zgniot i zgniot ostatni.

Przy walcowaniu cienkich arkuszy blach na membrany proces technologiczny należy przeprowadzić tak, aby przy ostatnim przewalcowaniu zapewnić minimalny zgniot z jednoczesną gwarancją deformacji na wskroś. Aby określić w pierwszym przybliżeniu wielkość naprężeń walcowniczych w zależności od zgniotu, można się posłużyć wzorem:



Rys. 3. Ostateczna deformacja po n-tym obciążeniu



Rys. 3a. Charakterystyka membrany po stabilizacji ostatecznej deformacji  $D_n$

zeniach zmieniałaby swoją charakterystykę. Z tych powodów przed zamontowaniem membrany poddaje się ją procesowi stabilizacji. Stabilizacja ma na celu ustalenie charakterystyki oraz usunięcie lub bardzo znaczne zmniejszenie naprężeń własnych materiału, które wyzwalać się są przyczyną niestabilności charakterystyki. Błąd niestabilności charakterystyki membrany przyrządu lotniczego nie może przekraczać 0,1% maksymalnego ugięcia.

Obecność naprężeń własnych zmniejsza także odporność chemiczną materiału i może być przyczyną mikronieszczelności membrany. Tłumaczy się to tym, że pod działaniem czynników chemicznych powstaje korozja międzykrystaliczna wzdłuż granic ziarn i występują pęknięcia międzykrystaliczne metalu.

W materiale membrany można odróżnić trzy rodzaje naprężeń własnych:

$$\sigma \approx \pm \frac{E}{2} \left( 1 - \frac{H}{\sqrt{H^2 + (H-h)^2 C^2}} \right) \quad (2)$$

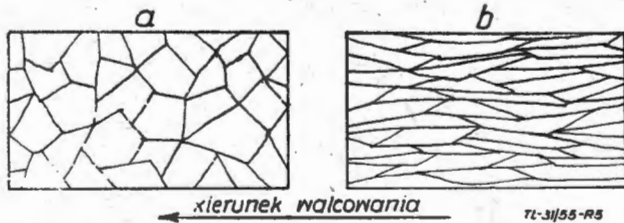
gdzie  $E$  kG/mm<sup>2</sup> — moduł sprężystości przy pewnym zgnioie (umocnieniu),

- $H$  mm — grubość arkusza przed walcowaniem,
- $h$  mm — grubość arkusza po walcowaniu,
- $C$  — współczynnik zależny od własności walcowanego materiału;

dla Cu:  $C = 0,36$ , dla Fe:  $C = 0,31$ .

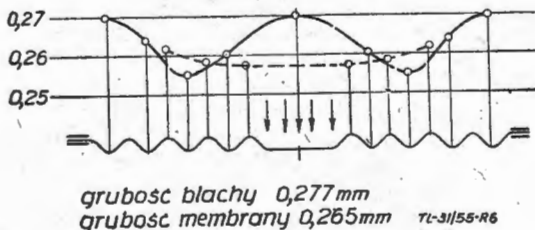
Z wzoru (2) widać, że wielkość naprężeń wzdłużnych może być regulowana wielkością ostatniego zgnioiu ( $H - h$ ). Niezależnie od tego mały zgnioit w ostatnim przepuszczeniu daje wymiarowo dokładniejsze blachy, gdyż mniejsze jest odkształcenie walców i walcarki. Współczynnik wydłużenia przy walcowaniu blach na membrany nie powinien przekraczać  $\lambda \leq 1,05$

Należy zaznaczyć, że pewien wpływ na naprężenia walcownicze mają typowe czynniki wywołujące zmiany grubości i szerokości walcowanego materiału, jakimi są: nagrzewanie się walców, jednostronne ich zużycie lub trwałe spłaszczenie, a także nierównomierny nacisk wywołany niewłaściwą obróbką cieplną materiału.



Rys. 5. Układ kryształów w stanie zmiękczonym (a) oraz w stanie utwardzonym (b) po przewalcowaniu

Podobnie wpływa sprężyste spłaszczenie walców, które zawsze jest największe w połowie szerokości arkusza i aby go uniknąć należy walcować walcami o stopniowo wzrastającej wypukłości w zależności od odpowiednio malejącego zgnioiu. Aby zachować jednakowe własności mechaniczne materiału wzdłuż i w poprzek walcowania, a jednocześnie zapobiec powstaniu większych wartości naprężeń podłużnych, należy arkusze walcować na przemian wzdłuż i w poprzek. Walcowanie nadaje materiałowi pewną kierunkowość. Przy badaniu struktury zgniatanego materiału stwierdza się zwiększoną liczbę poślizgów wewnątrz ziarn, ich wydłużanie się w kierunku walcowania oraz w miarę rosnącego zgnioiu obrót ziarn, w wyniku którego ich osie krystalograficzne przyjmują zbliżone położenie (rys. 5): W ten sposób otrzymuje się strukturę o charakterze włóknistym, przy czym ma się do czynienia ze zjawiskiem anizotropowości zgnieczonego materiału. Anizotropowość materiału jest zjawiskiem niepożądanym, gdyż jest przyczyną pęknięcia podczas formowania sfałowań membrany w tych partiach blachy, w których włókna są równoległe do krawędzi zagięcia.



Rys. 6. Wykres zmian grubości blachy przy formowaniu sfałowań

Wyżarzając materiał o wysokim stopniu zgnioiu i własnościach anizotropowych otrzymuje się znaczną liczbę kryształów o zbliżonym położeniu osi. Jak widać z tego wyżarzony materiał zachowuje jeszcze własności anizotropowe. Mając to na uwadze uproszczono proces technologiczny walcowania blach w dwóch kierunkach w ten sposób, że zmienia się kierunek walcowania po każdym międzyżarzeniu, a po ostatnim walcuje się w obu kierunkach z zachowaniem jednakowych warunków zgnioiu.

### Formowanie sfałowań

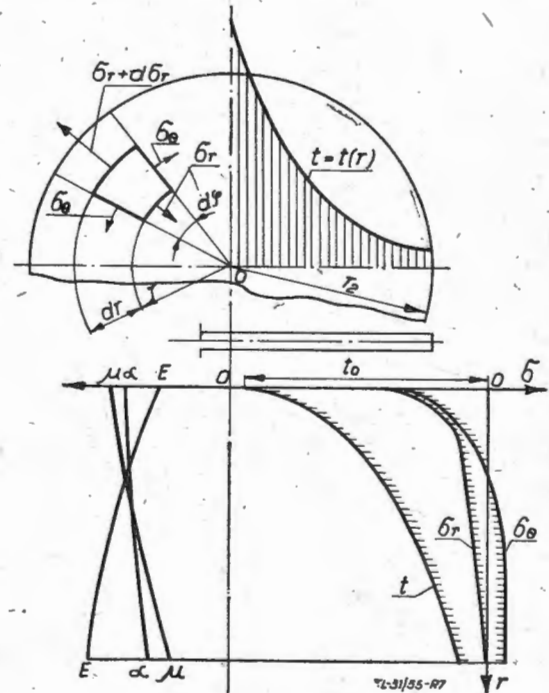
Przy formowaniu kształtu membrany we wszystkich miejscach sfałowań zmniejsza się grubość blachy. Zmniejszenie grubości blachy tłoczonej metodą hydrauliczną, odznaczającą się najrównomierniejszym dociskiem, dochodzi do 20%. Ta różnica grubości zależy od kształtu, głębokości sfałowań, oraz technologii ich wykonywania. Wykonywanie sfałowań w dwu lub więcej operacjach zmniejsza różnice grubości do poniżej 5%.

Zmiana grubości blachy charakteryzuje nam w pewnym stopniu wielkość naprężeń własnych membrany, wielkość ich zależna jest podobnie od kształtu i głębokości sfałowań oraz od wielkości naprężeń walcowniczych blachy. W praktyce wielkość naprężeń własnych membrany określa wielkość jej spaczenia po sformowaniu sfałowań.

### Montaż puszek i łączenie końcówek

Przeprowadzone liczne badania wykazały, że ostateczna wielkość naprężeń własnych w wielkiej mierze zależy od sposobu łączenia membran w puszki.

Nierównomierne nagrzewanie membrany, niepłaskość powstająca przy niedbalym zabezpieczeniu podczas stabilizacji cieplnej oraz nierównomierne rozplynięcie lutowia na krawędziach, powodują odkształcenia, które dają pewne naprężenia wstępne, zmieniające charakterystykę membrany. Ponadto wielkość naprężeń własnych, powstałych przy montażu, zależy od naprężeń pozostałych z poprzednich procesów technologicznych i np. jest tym większa im mniejsza była stabilizacja cieplna membrany.



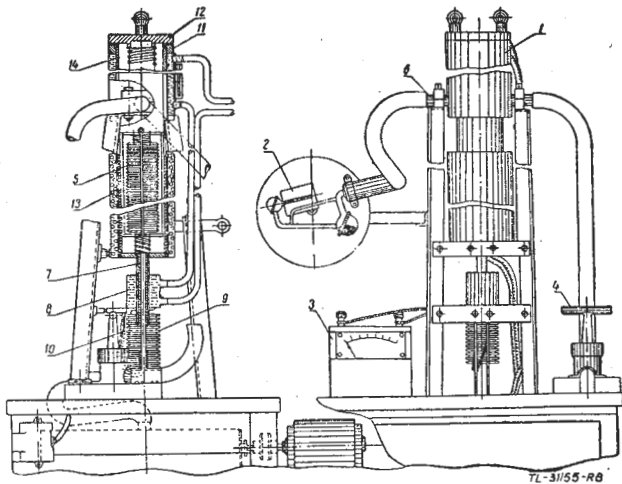
Rys. 7. Wykres zmian parametrów materiału przy nagraniu środka cienkiego krążka:  $t$  — temperatury,  $E$  — moduł sprężystości,  $\mu$  — współczynnik Poissona,  $\alpha$  — współczynnik rozszerzalności liniowej,  $\sigma_\theta$  naprężenie styczne,  $\sigma_r$  — naprężenie promieniowe.

Dla zobrazowania wpływu łączenia końcówki z membraną podano na rys. 7 dla krążka cienkiej blachy wykres zmian parametrów materiału ( $E, \mu, \alpha$ ) oraz naprężeń promieniowych  $\sigma_r$  i stycznych  $\sigma_\theta$  (według Panomoriewa).

Rysunek 7 przedstawia przebieg naprężeń przy nagraniu środka płytki (obciążenie symetryczne). Aby ocenić wielkość ostatecznych naprężeń i odkształceń trzeba znać wielkość czasowych deformacji i naprężeń, które powstają przy montażu membran na skutek nierównomiernego nagrzewania. Z rys. 7 widać, że wskutek nagrzania środka krążka zmieniają się własności sprężyste materiału, które maleją ze wzrostem temperatury, przy czym łączy się z tym powstanie dodatkowych naprężeń temperaturowych. Stąd wynika, że pożądane byłoby równomierne nagrzewanie membran przy montażu. Jest to możliwe wtedy, gdy nagrzewa się równomiernie całe membrany. Opierając się na tym, M. K. Matwiejew skonstruował urządzenie (rys. 8), które automatycznie lutuje membrany, zapewniając im równomierne nagrzanie i dobre rozprrowadzenie

lutowia, przy jednoczesnym częściowym odprężeniu materiału podczas lutowania.

Krawędzie membran pobiera się lutowiem, bez użycia kolby elektrycznej, przez dotknięcie do płytki o odpowiedniej tem-



Rys. 8. Urządzenie do automatycznego lutowania membran

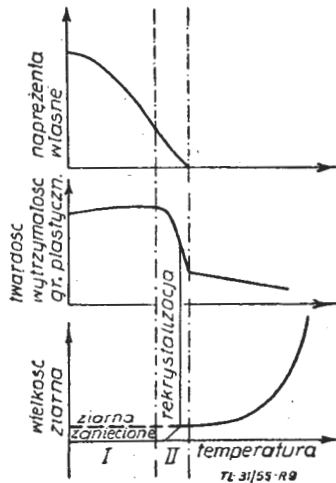
peraturze z pewną ilością rozproszanego lutowia w stanie płynnym. Podobnie zgrzewanie w porównaniu z lutowaniem ręcznym daje jakościowo lepsze membrany.

**STABILIZACJA MEMBRAN.**

Rozróżnia się trzy sposoby stabilizacji membran:

1) **Stabilizacja naturalna** (naturalne starzenie), sposób ten nie jest stosowany w produkcji ze względu na długi czas trwania i małą skuteczność.

2) **Stabilizacja cieplna** (odprężanie). Pod działaniem podwyższonej temperatury można w zgniecionym materiale wywołać zanik naprężeń własnych niezależnie od ich wielkości. Materiał po zgnieceniu znajduje się w stanie równowagi nietrwałej i to tym większej, im większy był stopień zgniotu. Wzrost temperatury wywołuje zwiększoną ruchliwość i przesunięcia atomów i powoduje najpierw zanik naprężeń a następnie odbudowę zgniezionej struktury (rys. 9). Jak wykazały badania, pierwsze ośrodki rekrytalizacji submikroskopowej wielkości powstają w temperaturach I zakresu, chociaż można je zauważyć dopiero w temperaturach odpowiadających największemu spadkowi własności mechanicznych

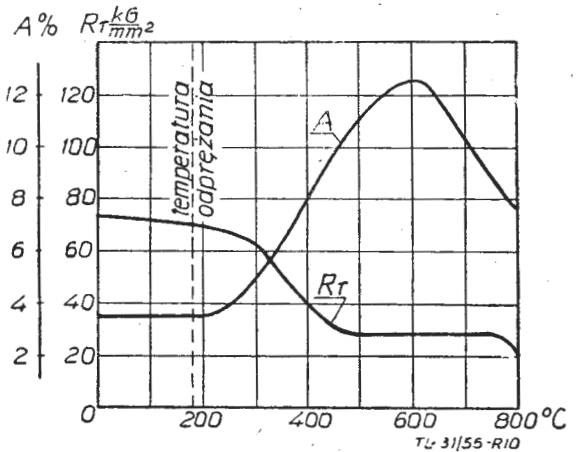


Rys. 9. Schemat zmian zachodzących przy wyżarzaniu zgniecionego materiału (według Sachsa)

(II zakres temperatur = nawrót). Wzrost własności sprężystych materiałów silnie zgniecionych, obserwowany przy wzroście temperatury w I zakresie (odprężanie), tłumaczony jest między innymi klinowaniem płaszczyzn poślizgu przez zjawiające się na nich pierwsze ośrodki rekrytalizacji. Jednak całkowite zniknięcie naprężeń związane jest ze zmianą własności mechanicznych zgniecionego materiału. W naszym przypadku odprężenie ma na celu znaczne zmniejszenie naprężeń własnych bez wywołania widocznych strat mechanicznych własności materiału. W tym celu membranę przetrzymuje się w temperaturze, w której zanik własności mechanicznych

jest bardzo niewielki. Dobór temperatury odprężania zależy od materiału membrany. Przy doborze temperatury należy posługiwać się wykresami zmian własności mechanicznych w zależności od temperatury dla zastosowanego materiału (rys. 10). Przy ustalaniu czasu odprężania należy wziąć pod uwagę, że działanie w dłuższym czasie jest równoznaczne działaniu w wyższej temperaturze. Jednak korzystniejsze jest stosowanie niższych temperatur i dłuższego czasu ze względu na mniej gwałtowny charakter wyzwalania się naprężeń.

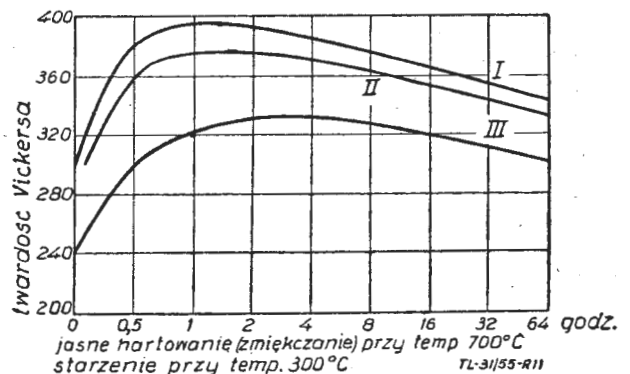
Osobną grupę stanowią membrany wykonywane z brązu berylowego (formowane w stanie miękkim), które zyskują na własnościach sprężystych dzięki uszlachetnianiu (starzeniu). Uszlachetnianie przeprowadza się przetrzymując membranę w próżniowym piecu elektrycznym lub w kąpeli saletrzanej w temperaturze i w czasie, które określa się z wykresów odpowiednich materiałów w zależności od odkształcenia (rys. 11).



Rys. 10. Zmiany własności mechanicznych brązu fosforowego w zależności od temperatury

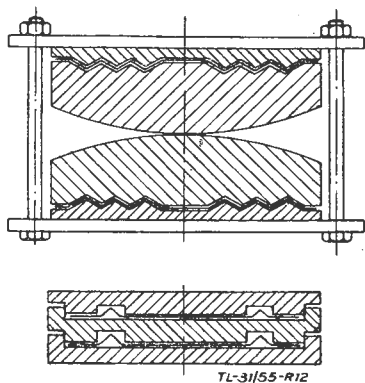
Membrany ze stali narzędziowej o zawartości C = 0,95 ÷ ÷ 1,09 są wykonywane w stanie miękkim, a następnie hartowane przez przetrzymanie w czasie 10—15 minut w temperaturze 760 — 780°C i szybkie ochłodzenie w oleju. Odprężenie przeprowadza się w piecu elektrycznym w temperaturze 320°C w czasie 20—30 minut z powolnym ochładzaniem na powietrzu.

Na skutek działania podwyższonej temperatury, naprężenia wewnętrzne gwałtownie się wyzwalają i mogą być przyczyną trwałych deformacji membran. Celem zabezpieczenia ich przed deformacją, umieszcza się je do odprężania w kasetach wykonanych ze stopów aluminiowych lub stali. Kasetka taka wykonana jest w ten sposób, że każda strona ma profil odpowiadający przylegającej stronie membrany (rys. 12). Przy projektowaniu przekładek należy wziąć pod uwagę, że podczas odprężania tak membrana jak i przekładki rozszerzają się. Zakres temperatur odprężania jest wąski (±10°C) i w związku z tym piece służące do tego celu muszą posiadać czułą automatyczną regulację, wyłącznik czasowy i zapas temperatury. Cały wkład (membrany z przekładkami) celem utrzymania czystej powierzchni membran umieszcza się podczas odprężania albo w atmosferze ochronnej albo w wysokiej próżni (10<sup>-6</sup> mm Hg). W materiałach silnie zgniecionych występuje często podczas odprężania wzrost własności sprężystych, dlate-



Rys. 11. Krzywe: twardość — czas starzenia (uszlachetniania) dla brązu (Cu — Sn 8,8 — Be 0,75) w zależności od odkształcenia (względnie zmniejszenia przekroju). Krzywa I — 87%, krzywa II — 80%, krzywa III — 30%

go można je odprężać przy nieco wyższej temperaturze bez obawy strat własności mechanicznych materiału. Daje to lepsze odprężenie materiału.



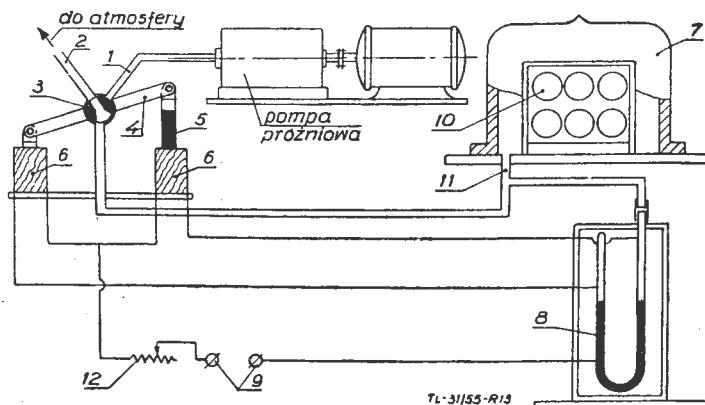
Rys. 12. Kasety i przekładki do zabezpieczania membran przed deformacją podczas odprężania

3) **Stabilizacja zmiennym ciśnieniem.** Stabilizacja zmiennym ciśnieniem polega na długotrwałej pracy membrany lub puszki membranowej przy zmiennych obciążeniach. Przeprowadza się ją w ten sposób, że zmienia się okresowo ciśnienie działające na membranę od zera do ciśnienia stabilizacji, powodując jej uginanie się. Zanik naprężeń własnych w tym przypadku należy tłumaczyć działaniem odkształceń powierzchniowych. Wchodzi tu w grę także wewnętrzne tarcie materiału. Temperatura stabilizacji powinna być wyższa od normalnej temperatury roboczej o  $20 \pm 30^\circ\text{C}$ . Zwiększenie temperatury daje większe ugięcia membrany przy tym samym ciśnieniu stabilizacji, zmniejsza moduł sprężystości materiału oraz sprzyja wyzwalaniu się naprężeń podczas stabilizacji.

Zakres zmian ciśnienia powinien być równy zakresowi pracy lub przewyższać go o 15–20% w celu zapewnienia stabilizacji w całym przedziale roboczego ciśnienia. Okres pełnej zmiany ciśnienia przy stabilizacji membran wynosi od 10–12 sek, liczbę zaś okresowych ugięć do zupełnej stabilizacji ustala się doświadczalnie dla różnych typów membran i mieści się w granicach od  $300 \pm 500$  cykli.

Stabilizacja zmiennym ciśnieniem jest procesem bardzo pracochłonnym i dlatego do tego celu używa się urządzeń samoczynnych. Na rys. 13 podano schemat najprostszego układu do sterowania cyklicznych zmian ciśnienia systemem dwóch cewek. Układ ten składa się z trójdrogowego zaworu (3) oraz z układu elektrycznego (6, 8) sterującego ten zawór. Zawór (3) łączy przestrzeń (10), w której wytwarza się zmiany ciśnienia (podciśnienia) na przemian z dajnikiem ciśnienia (podciśnienia) i z atmosferą. Przestrzenią, w której wytwarza się zmiany ciśnienia, jest w przypadku puszek barometrycznych szczelny kloz (7), w przypadku zaś puszek manometrycznych ich objętość własna. Zasada działania układu polega na tym, że rurka (8) w kształcie litery U, wypełniona rtęcią, zwierając obwód odpowiedniej cewki (6) — lewej lub prawej — zmienia kierunek przepływu powietrza. Urządzenie według rys. 13 pozwala na równoczesną stabilizację od 50 do 100 membran, jednocześnie zabezpiecza je przed przeciążeniem. Skuteczność stabilizacji zmiennym ciśnieniem jest bardzo duża, w niektórych przypadkach nawet bardzo spazzone membrany po stabilizacji stają się płaskie.

Próbowano stosować też metodę stabilizacji polegającą na obciążeniu membrany stałym ciśnieniem. Który ze sposobów jest lepszy jeszcze nie ustalono, jednak teoretyczne dociekania potwierdzają, że stabilizację zmiennym ciśnieniem należy uważać za bardziej skuteczną.



Rys. 13. Schemat układu stabilizacji membran zmiennym ciśnieniem

### ZAKOŃCZENIE

Jak widać z powyższych wywodów, sprawa utrzymania charakterystyki membrany w czasie jej użytkowania jest zagadnieniem skomplikowanym. Powstające na skutek niedoskonałości sprężystych własności materiałów zmiany charakterystyki nasuwają konieczność regulacji przyrządów przy przeładach okresowych — pomimo stabilizacji membran. Membrana nie wystabilizowana nie mogłaby w ogóle pracować jako sprężysty element pomiarowy.

Artykuł wpłynął dnia 25 marca 1955 r.

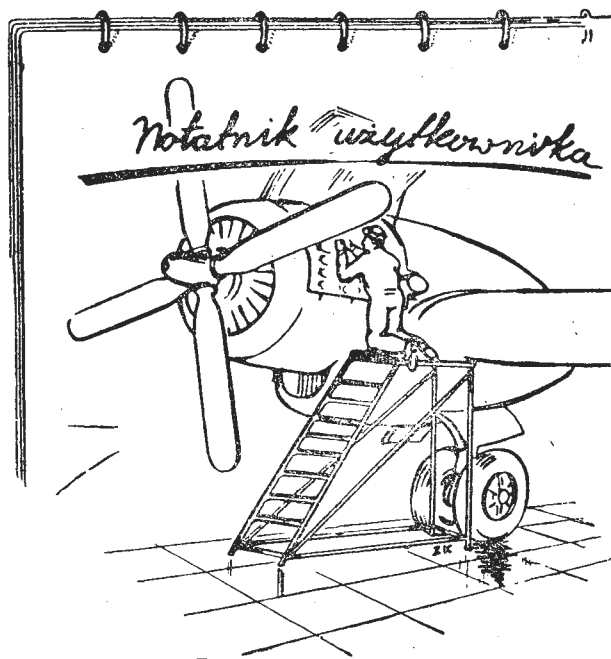
### LITERATURA

- Wildhack-Goerke „Corrugated Metal Diaphragms for Aircraft Pressure Measuring Instruments”, Publ. NACA Techn. Note Nr 738, Waszyngton, 1939 r.
- Dr H. Poile „Die Eigenschaften von Federnblechen aus Nichteisenmetallen in Abhängigkeit von der Walzrichtung”, „Feinmechanik und Präzision“ 8. Nov. 1941, Nr 21.
- „Rasczoty uprugich elementow maszin i priborow” Maszgir, 1952, Moskowskoje wysszeje techniczskoje ucziliszcze im. N. E. Bauma-na.
- A. N. Gawriłow „Technologie awiacionnowo priborostrojenia”, rorigiz, 1951, (Rozdz. XVIII).
- Mechanik — Poradnik Techniczny, tom III, część 1–2.
- A. Styrzula „Uwagi o wytwarzaniu przepion do manometrów”, Przegląd Mechaniczny, zeszyt 2/1953 r.
- Stange „Der Spannungszustand einer Kreisringschale“ Ing. Archiv. Bd. 2 (47), 1931 r.
- Scharron „Deformation des membranes aneroides”. Comptes rendus de l'Academie de Paris t. 209 (983), 1939 r.
- Wildhack-Goerke „The limiting Useful deflections of Corrugated Metal Diaphragms”, NACA. T. N. Nr 876, 1942 r.
- Griffith „The Theory of Pressure Capsules”, Reports & Memoranda, Nr 1136, 1927 r.
- Eck „Charakteristische Eigenschaften von Membranblechen vor Regelvorrichtung und Instrumenten“ Z. A. M. M. Bd. 7 (478), 1927 r.
- Feodosiew „Rasczot gofirirowanych membran” Sbornik „Nowyje metody rasczota pruzin”, Moskwa, 1944 r.
- B. Feodosiew „Uprugije elementy tocznowo priborostrojenija”, Oborongiz, 1949 r.
- M. Trocker „Metals used in Clock and Instrument Manufacture”, Engineering 18. Nov. 1949 r.
- K. Głębicki „Wyposażenie samolotu” PWN. 1955 r.

**Przegląd Techniczny** — organ główny Naczelnej Organizacji Technicznej. — Nr 8/55 zawiera następujące artykuły:

- Polska technika w służbie handlu zagranicznego — S. Ha-licki
- Aktywizacja gospodarcza regionu bużańskiego na tle wykorzystania wód rzeki Bugu — inż. C. Stepnowski
- Przygotowanie kadr dla przemysłu maszynowego — prof. inż. J. Tymowski
- Zadania techników w walce o oszczędne zużycie materiałów — D. Nomańczuk

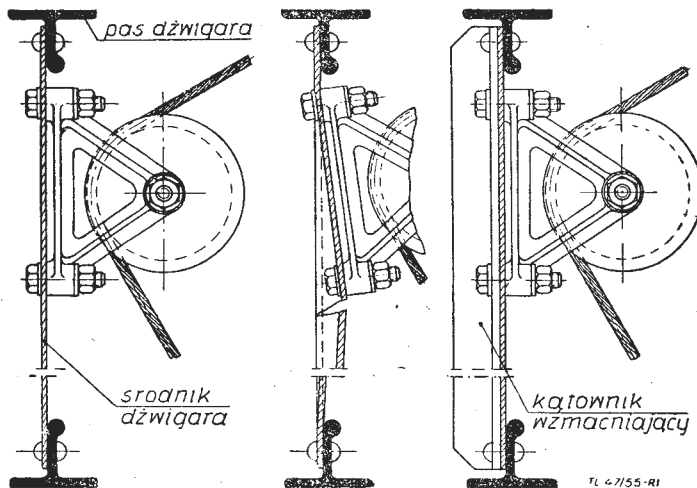
- Rodzaje mechanizacji i przenośne narzędzia mechaniczne do wykonywania pracochłonných czynności ręcznych — prof. L. Uzarowicz
  - Postęp techniczny w zakresie aparatury i metod radiologii przemysłowej w świetle międzynarodowej konferencji w Brukseli — inż. J. Metera
  - Rola Przeglądu Technicznego w rozwoju polskiej techniki, III — dr J. Pazdur
- Oprócz tego zeszyt zawiera: Nowiny techniczne z prasy zagranicznej. — Wolną Trybunę. — Sprawy organizacyjne NOT i stowarzyszeń. — Krytykę i bibliografię. — Kronikę. — Biuletyn CIDNT. — Biuletyn GUM.



Na środku dźwigara skrzydłowego zamocowano okucie, w którym osadzono krążek linowy układu sterowania samolotu. Cienką blachę środnika pozostawiono bez żadnego usztywnienia, ponieważ siły przenoszone przez linki nie stwarzały niebezpieczeństwa powstawania obciążeń przekraczających wartości dopuszczalne. W czasie użytkowania samolotu, pod wpływem stale występujących przemiennych obciążeń przenoszonych z linki przez krążek linowy na okucie, blacha wyboczała się. To spowodowało w następstwie uszkodzenie blachy, pęknięcie w pobliżu otworów na śruby. Przy naprawie

## Niewłaściwe zamocowanie okucia spowodowało uszkodzenie zmęczeniowe

W dalszym ciągu nie otrzymujemy — pomimo naszych stałych wezwań — żadnych rodzimych opracowań do działu „Notatnik użytkownika”. Musimy więc znowu korzystać z materiałów zagranicznych, opartych na wydawnictwach instytutu Cornell-Guggenheim Aviation Safety Center, w opracowaniu mgr inż. Stanisława Madeyskiego.



uszkodzonego dźwigara, w miejscu mocowania tego okucia, przynitowano kątownik wzmacniający blachę środnika i łączący się z pasami dźwigarowymi. Okucie przymocowano za pomocą śrub przechodzących zarówno przez blachę środnika jak i kątownik wzmacniający.

## Lotnicze słownictwo techniczne

Gdy w zeszytce 3/53 naszego czasopisma zamieściliśmy normę PN/L 02520 „Silniki lotnicze. Podział na zasadnicze typy konstrukcyjne” — było jasne, że do tej sprawy prędzej czy później wrócimy. Od tego czasu otrzymaliśmy szereg wypowiedzi Czytelników. Szybki rozwój techniki lotniczej powoduje, że obecnie już dojrzała sprawa krytyki wspomnianej normy. Poniżej zamieszczamy wypowiedź mgr inż. Tadeusza Nowińskiego, którą otrzymaliśmy jako pierwszą, z prośbą Autora o opublikowanie. Ponieważ nie ze wszystkimi propozycjami Autora się zgadzamy, dla szerszego naświetlenia sprawy zwróciliśmy się do mgr inż. Stanisława Wójcickiego z prośbą o wyrażenie swego zdania na temat propozycji mgr inż. Nowińskiego oraz o krytykowaną normę. Wypowiedź taką otrzymaliśmy i zamieszczamy ją poniżej.

Zamieszczamy też proponowany przez mgr inż. T. Nowińskiego podział lotniczych jednostek napędowych. W następnych zeszytach ukażą się poglądy innych specjalistów na ten temat. Sądzymy, że w tej sprawie zajmie stanowisko również Polski Komitet Normalizacyjny.

Mgr inż. TADEUSZ NOWIŃSKI

### O podziale i słownictwie lotniczych jednostek napędowych

Współczesny okres rozwoju jednostek napędowych do aerodynamiki jest źródłem nowych pojęć, nazw i określeń. Pojęć tych stale przybywa, a treść ich pogłębia się lub ulega różnicowaniu.

Wydana w 1952 r. norma o podziale silników lotniczych na typy konstrukcyjne (PN/L-02520) nie wyczerpuje zagadnienia napędów i budzi zastrzeżenia co do treści, nazw, zasad podziału i realizacji osiągnięć konstrukcyjnych w zakresie postępu technicznego.

Propozycje przedstawionych poniżej zmian opierają się na możliwie treściwych przesłankach i są powiązane z tekstem normy za pomocą jej numeracji.

1. Sformułowanie zasad podziału silników w normie (1.2. i 2.1.), pominięcie różnicy między silnikiem a jednostką napędową i niekonsekwentne rozgraniczenie silników pod względem konstrukcji koliduje z istotą normy i przejrzystością schematu podziału 3.

Znane pojęcie jednostki napędowej obejmuje silnik wraz

z urządzeniem do zamiany dostarczonej przez niego energii na pracę ciągu.<sup>1)</sup>

Wzgląd na powiązanie z teorią również przemawia za wprowadzeniem tego pojęcia do normy jako pomocniczego. W teorii bowiem rozróżnia się wiele rodzajów sprawności, których iloczyn po odpowiednim zgrupowaniu można sprowadzić do iloczynu sprawności wewnętrznej silnika i sprawności zewnętrznej związanej z procesem powstawania ciągu, przy czym iloczyn ten jest użyteczną (ogólną) sprawnością jednostki napędowej.

Ogólny charakter pojęcia jednostki napędowej daje dogodną podstawę do genetycznego podziału silników lotniczych, do uniknięcia niektórych zawyżonych określeń i niewłaściwego związania turbiny z silnikami śmigłowymi i odrzutowymi.

2. Zasady podziału silników należy oprzeć na kryteriach klasyfikacji jednostek napędowych.

<sup>1)</sup> Użycie wyrazu „jednostka” zamiast „zespół” jest podyktowane tym, że zespołem napędowym zazwyczaj słusznie nazywa się grupę wszystkich jednostek napędowych zabudowanych na aerodynamicznie, spotyka się również pojęcie zespołu śmigło-silnikowego.

Pod względem energetycznym lotnicze jednostki napędowe dotychczas należą wyłącznie do kategorii spalinowych. W celu zwrócenia uwagi na najnowsze tendencje, można na pierwszym szczeblu podziału umieścić również jednostki oparte w swym działaniu cieplnym na procesach dezintegracji jądra atomu (nuklearne).

Drugi szczebel podziału powinien uwzględniać rodzaj ośrodka, w którym porusza się statek, a więc parametr odległości od Ziemi lub wysokości nad poziomem morza. Wielkość ta jest związana z konstrukcją silnika, rodzajem paliwa oraz zależnością spalania od tlenu atmosfery.

Na tym samym szczeblu należy podzielić jednostki napędowe według konstrukcji urządzenia do wytwarzania strumienia gazowego, który wzbudza ciąg.

Jednostki napędowe, w których ciąg powstaje wskutek momentu obrotowego silnika i za pośrednictwem śmigła (wirnika śmigłowca) lub podobnego pod względem aerodynamicznym osiowego wirnika w osłonie, czyli dmuchawy, są jednostkami napędu (działania) pośredniego. Strumień wylotowy spalin z silników takich jednostek napędowych może być w różnym stopniu wykorzystany do wytwarzania ciągu dodatkowego. Natomiast jednostki napędowe, w których spaliny silnika są bezpośrednio wprowadzane do elementu ekspansyjnego (dyży), można nazwać jednostkami napędu (działania) bezpośredniego.

W ten sposób dopiero na trzecim proponowanym szczeblu można umieścić podział jednostek napędowych na śmigłowe, odrzutowe i rakietowe, który jest szczeblem wyjściowym na schemacie normy.

Na ogół silniki otrzymują nazwy dwuprzymiotnikowe — z jednej strony od rodzaju jednostki napędowej, a z drugiej — od zasadniczego układu czy zespołu konstrukcyjnego.

Silnik turbinowy, w znaczeniu całości konstrukcyjnej sprężarki i turbiny, wchodzi w skład dwóch różnych rodzajów jednostek napędowych. Nie ma więc powodu, aby — jak to uczyniono w normie — powtarzać jego specjalne cechy konstrukcyjne w dwu oddzielnych kolumnach. Natomiast ze szkoda dla ogólności podziału norma pomija silniki bez ruchomych, tłokowych lub wirnikowych zespołów zasadniczych, co dotyczy nie tylko silników „bezsprężarkowych”, lecz i rakietowych.

Na czwartym szczeblu podziału jednostek napędowych, który uwzględnia zasadnicze cechy konstrukcyjne silników, powinny znaleźć się silniki tłokowe, silniki turbinowe i silniki bez ruchomych zespołów zasadniczych.

Za takim podziałem przemawia również ważny wzgląd na zespolone (kombinowane) jednostki napędowe, które wchodzą coraz szerzej w użycie.

3. Oddzielne miejsce w tych uwagach należy się nazwom „silniki odrzutowe — przelotowe” i „silniki strumieniowe”, które bezwładem usankcjonowanej przez normę tradycji ciąży już od 8 lat na piśmiennictwie lotniczym. Ostrze zarzutu nie jest skierowane przeciw przymiotnikowi „odrzutowy”, natomiast przeciw dwuprzymiotnikowej nazwie „odrzutowe-przelotowe”, która jest nieodpowiednia z następujących powodów:

a) jest zbyt skomplikowana, tym bardziej że dotyczy podstawowego szczebla podziału,

b) przymiotnik „przelotowe” w świetle treści punktów 2.1. b i 2.1. c sugeruje, że silniki rakietowe są również odrzutowe, lecz nie przelotowe. W tej pozornej ścisłości leży sedno błędu. Nie tylko bowiem silniki rakietowe, ale i wszystkie inne można by (lecz nie w normach) nazwać odrzutowymi, gdyż istota fizykalna napędu każdego statku jest ta sama, co nie wymaga uzasadnień teoretycznych,

c) oprócz tego przymiotnik „przelotowy” jest niefortunny, gdyż koliduje z bardzo rozpowszechnionym w lotnictwie pojęciem, jak „przelot”, „prędkość przelotowa” itp., może więc wywoływać błędne skojarzenie myślowe; o tym miałem sposobność przekonać się niejednokrotnie.

Nazwa „silniki odrzutowe” zupełnie zadowala z racji jej rdzennie polskiego pochodzenia i odrębności w dziedzinie silników lotniczych, a wymieniony w pkt. b) refleks wieloznaczności jest praktycznie bez znaczenia.

Do nazwy „silniki strumieniowe” odnoszą się podobne zarzuty. Zaczerpięcie powszechnego w mechanice płynów pojęcia „strumień” do utworzenia nazwy osobliwego rodzaju silników jest nieuzasadnionym nawrotem do używanej w latach powojennych nazwy jako synonimu silników odrzutowych (napęd każdego statku pływającego i latającego można by nazwać strumieniowym).

O ile jednak zarzut ogólności nie dotyczy nazwy „silniki odrzutowe”, o tyle dla specjalnej odmiany tych silników

należałoby wybrać nazwę w jakikolwiek sposób związaną z jej konstrukcją lub właściwością działania.

Silniki, nazwane w normie strumieniowymi, nie mają wcale sprężarki, której rolę spełnia nieruchomy względem łoża zespół zasadniczy w postaci dyfuzora na wlocie do silnika. Znamienną cechą tych silników jest to, że wzrost ciśnienia powietrza (spręż.) normalnie powstaje tylko w locie — udziałem pracy ciągu — przez dyfuzję ciśnienia dynamicznego. Mówiąc obrazowo, strugi „napierają” na przekrój wlotowy silnika, co skłoniło mnie do zaproponowania przed paroma laty nazwy „silniki naporowe”, chociaż nie odpowiada ona ściśle pojęciu naporu hydrodynamicznego.<sup>2)</sup> Zjawiska bowiem w dyfuzorze silników naporowych są o wiele bardziej zawiłe.<sup>3)</sup>

Podobnym pod względem procesu sprężania rodzajem silników są pulsacyjne (a nie „pulsujące”, co sprostował S. Wójcicki już poprzednio w „Technice Lotniczej” zesz. 6/53). Źródłem tej zupełnie poprawnej nazwy jest cecha okresowo zmiennego wypływu spalin, która wyodrębnia silniki pulsacyjne spośród innych odrzutowych.

4. Z proponowanego podziału jednostek napędowych wynikają następujące nazwy silników: tłokowo-śmigłowy (po prostu tłokowy), turbinowo-śmigłowy (po prostu turbinowy), turbinowo-odrzutowy (po prostu odrzutowy), naporowo-odrzutowy (po prostu naporowy), pulsacyjno-odrzutowy (po prostu pulsacyjny) i rakietowy.

5. Układ schematu oparty na tym podziale pozwala łatwiej sklasyfikować jednostki napędowe zespolone z dwu różnych silników pojedynczych.

Nadmienić należy, że silniki złożone z dwóch jednakowych, np. odrzutowych we wspólnej osłonie lub dwóch tłokowych o wspólnym zespole śmigieł, można nazywać silnikami zdwojonymi.

Silniki zespolone (kombinowane) zaczynają zajmować czołowe miejsce z punktu widzenia polepszenia osiągnięć wymienionych silników pojedynczych, dlatego sprawa słownictwa tych silników nabiera znaczenia.

a) Bodaj największą trudnością jest wybór nazwy zespolonych silników turbinowo-odrzutowych z upustem doprowadzanego powietrza, które tworzy oddzielny przepływ — za pomocą dmuchawy osiowej — na zewnątrz przepływu spalin w obrębie silnika. Istnieją tu dwie możliwości.

Jeśli zgodnie z poprzednio podanym określeniem jednostek napędu pośredniego uznać parytet śmigła i innego wirnika do wytwarzania ciągu, to określone przedmiotowo silniki można nazwać formalnie odrzutowo-śmigłowymi. Niestety, ta prosta nazwa mogłaby nasuwać skojarzenia z silnikiem turbinowo-śmigłowym.

Spotykane nazwy „silniki odrzutowe z przepływem bocznym” lub „bocznikowym”, dwukonturowe itp. również są niewłaściwe. Nazwa „silniki odrzutowo-dmuchałowe” jest dostatecznie ścisła, wymagałaby jednak oddzielnej pozycji na schemacie podziału.

b) Do jednostek zespolonych należą również takie silniki śmigłowe, w których turbina lub kilka turbin, zasilanych spalinami z cylindrów, wywiera za pośrednictwem przekładni dodatkowy moment na wał silnika tłokowego. Silniki takie można więc nazywać tłokowo-turbinowymi.

c) Inne silniki zespolone są wyrazem najnowszych dążeń w kierunku autonomizacji silnika naporowego za pomocą silnika turbinowo-odrzutowego. Specjalny silnik turbinowo-odrzutowy umożliwi rozwinięcie takiej prędkości lotu poziomego ( $M_a > 1,5$ ), przy której dostateczny wzrost sprawności silnika naporowego pozwala na jego niezależną pracę przy jeszcze większych prędkościach.<sup>4)</sup> Takie silniki można nazywać turbinowo-naporowymi.

Słownictwo jednostek napędowych do śmigłowców może nastroić również pewne trudności (por. pracę J. Rościszewskiego), jednakże powinno opierać się na szkieletcie ogólnej klasyfikacji lotniczych jednostek napędowych.

6. Uwagi, dotyczące dalszego różnicowania w normie silników tłokowych, turbinowych i pozostałych zajęłyby zbyt dużo miejsca.

Należałoby zrewidować ścisłość rozróżniania tłokowych silników sprężarkowych i bezsprężarkowych. Chodzi tu bowiem w istocie o różnice w charakterystykach mocy w zależ-

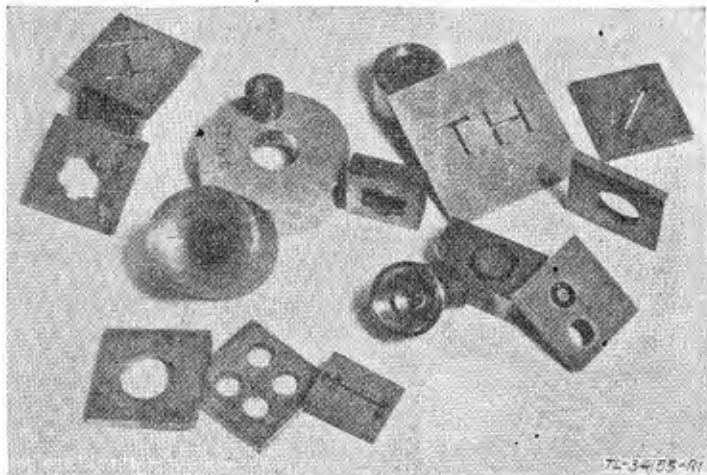
<sup>2)</sup> A. T. Troskoleński: Hydromechanika techniczna, t. II, 1954, str. 234.

<sup>3)</sup> G. N. Abramowicz: Prikladnaja gazowaja dynamika, 1953, str. 290 i in.

<sup>4)</sup> E. S. Rutowski: Energy Approach to the General Aircraft Performance Problem, J. Ae. Sc., March 1954, str. 194.







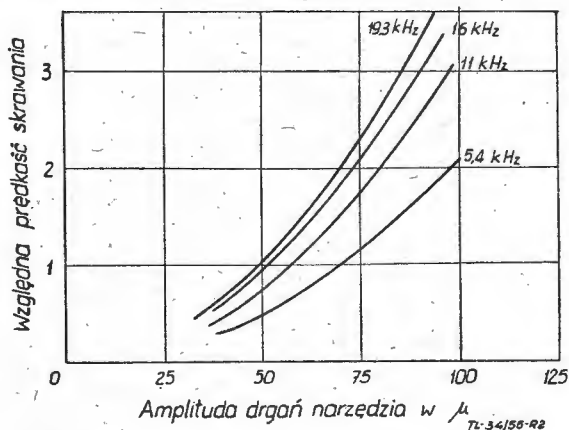
Rys. 1 — Typowy przykład otworów wierconych w płytkach z węglików tungstenu

tyłościach 50—100 kHz, dla wykańczania otworów profilowanych w stalach stosowanych na matryce oraz w narzędziach wykonanych z węglików.

Początkowo stosowano wibratory pneumatyczne, a następnie elektrodynamiczne do częstotliwości kilku kilocykli. Dla wyższych częstotliwości konieczne jest zastosowanie wibratorów rezonansowych, podobnych do wibratorów, stosowanych w technice ultradźwiękowej.

Istnieją zasadniczo dwa rodzaje obróbki, które mogą być przeprowadzone przy pomocy narzędzi o ruchu posuwistozwrotnym. Jeden, polegający na działaniu ściernym (wykańczanie istniejącego otworu) i drugi — na działaniu kruszącym materiału ściernego, wprowadzonego w postaci emulsji między narzędzie a materiał obrabiany. W obu przypadkach usuwanie materiału uzyskuje się przez odłupywanie cząstek, wskutek czego metody te nadają się tylko do obróbki materiałów twardych i kruchych.

Badania wykazały, że przy danej częstotliwości prędkości skrawania są, w przybliżeniu do pewnej granicy, proporcjonalne do kwadratu amplitudy drgań narzędzia (rys. 2 odnosi się do typowej obróbki zgrubnej).



Rys. 2 — Zależność prędkości skrawania od amplitudy drgań narzędzia dla różnych częstotliwości

Dla urządzeń rezonansowych oznacza to, że prędkości skrawania wzrastają liniowo ze wzrostem mocy dostarczanej. Jednakże przy operacjach, w których otwór jest wykonywany w pełnym materiale, istnieje pewna granica, przy której znaczne zwiększenie amplitudy drgań w stosunku do wielkości ziarna ściernego nie daje realnych korzyści. Poza tym niezależnie od materiału ściernego przy zwiększeniu impulsu uderzenia osiąga się granicę, przy której niemożliwe jest utrzymanie pod narzędziem odpowiedniej ilości pasty ściernej, wymaganej dla skutecznego skrawania.

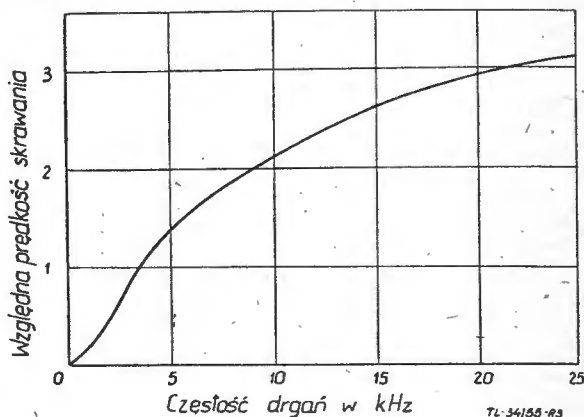
Ograniczając wielkość amplitudy drgań narzędzia, dla zwiększenia szybkości skrawania musimy zwiększyć częstotliwość uderzeń. Rys. 3 podaje zależność względnej szybkości skrawania od częstotliwości dla pewnej stałej amplitudy drgań.

Z rysunku tego widać, że zwiększenie częstotliwości poza 20 kHz daje małe korzyści. Za przyjęciem częstotliwości około 20 kHz przemawia też to, że praca przy niższych częstotli-

wościach byłaby bardzo męcząca ze względu na efekty dźwiękowe.

Najlepsze wyniki dają głowice drgające (wibratory) oparte na zasadzie magnetostrykcyjnej (rys. 4).

Głowica taka składa się ze wzбудnika A, wykonanego z blach niklowych, na którym nawinięte jest uzwojenie wzbudzające D zasilane z generatora ultradźwiękowego. Po bokach wzbudnika umocowane są dwa podkowiaste elektromagnesy, wykonane z blach o wysokiej przenikliwości magnetycznej, na których nawinięte są uzwojenia polaryzacyjne F, zasilane prądem stałym. Wzбудnik zamocowany jest w punkcie węzłowym do podstawy głowicy za pośrednictwem obejmy C. Do dolnej części wzbudnika przytwierdzona jest blacha ze stali nierdzewnej B, do której za pomocą połączenia gwintowego mocuje się końcówki narzędzia tnącego K. Ponieważ niemożliwe jest uzyskanie dużych amplitud bez obawy zmęczenia materiału wzbudnika, stosowane są urządzenia skupiające, powiększające amplitudę drgań końcówki narzędzia dwu, trzy a nawet 6-krotnie w stosunku do amplitudy drgań wzbudnika (patrz elementy G i H na rys. 4). Powiększenie amplitudy drgań wywołane jest zbieżnością i odpowiednim kształtem końcówki skupiającej. Im zbieżność większa tym wyższe amplitudy drgań końcówki.



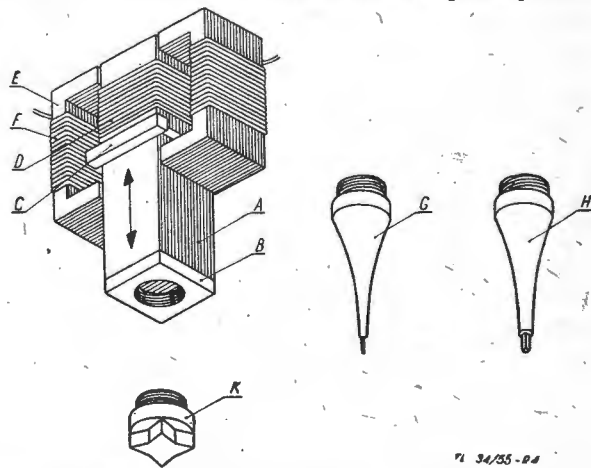
Rys. 3 — Zależność prędkości skrawania od częstotliwości drgań

Zaletą wibratorów magnetostrykcyjnych jest ich mała wrażliwość na uszkodzenia mechaniczne, duża skuteczność oraz mały wpływ temperatury na skuteczność pracy.

Jak wspomniano wyżej, działaniem skrawającym wywołane jest działaniem ściernym proszku wprowadzonego między narzędzie a materiał obrabiany. Płyn, w którym zawieszono są cząsteczki proszku ściernego, spełnia dwojakie zadanie: chłodzi on narzędzie oraz pozwala, by cząsteczki proszku ściernego wnikały do otworu obrabianego. Na ogół jako płynu używa się wody lub innych cieczy o niskiej lepkości oraz o małym napięciu powierzchniowym.

Proszek ścierny winien być bardziej twardy lub przynajmniej o takiej samej twardości jak obrabiany materiał. W większości przypadków jako materiał ścierny stosuje się węgliki krzemu lub węgliki boru. Narzędzie o żądanym kształcie wykonuje się ze zwykłej stali lub mosiądzu.

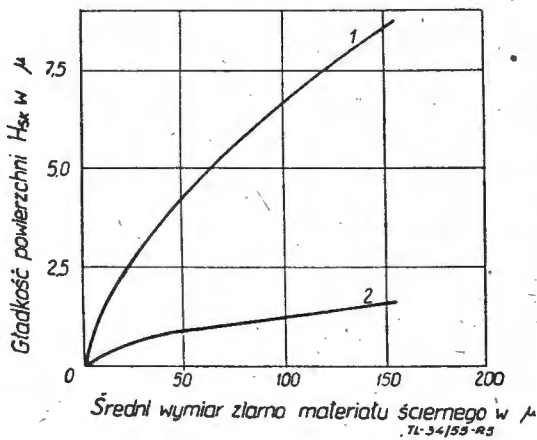
Przy obróbce stosunkowo głębokich otworów, ze względu na to, że materiał ścierny musi być doprowadzony do czoła narzędzia skrawającego, występuje pewne przewymiarowanie



Rys. 4 — Głowica drgająca obrabiarki Mullard (50 Watt)

otworu oraz zbieżność otworu. By zapobiec temu operację skrawania wykonuje się w dwu etapach. Pierwszy etap to obróbka zgrubna przy użyciu materiału ściernego o grubym ziarnie i narzędziu o odpowiednio zmniejszonych wymiarach, drugi etap — to obróbka wykończająca przy użyciu materiału ściernego o drobnym ziarnie.

Wielkość ziarna proszku ściernego ma wpływ na gładkość powierzchni obrabianej. Wpływ ten pokazany jest na rys. 5.



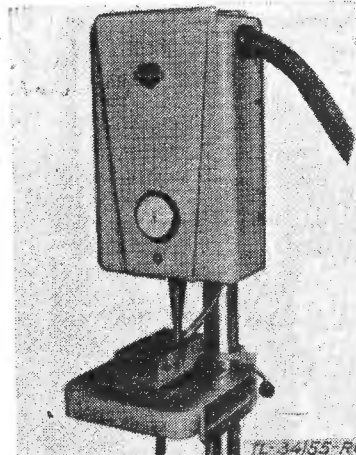
Rys. 5 — Gładkość powierzchni otworów w funkcji wielkości ziarna materiału ściernego. 1 — otwór wykonany w szkło, 2 — otwór wykonany w płytce z węglków tungstenu.

W zależności od wielkości wykonywanych otworów oraz od wymaganej szybkości skrawania moc obrabiarek waha się w dużych granicach. Wykonane zostały obrabiarki na moce 50 W i 250 W przez firmę Mullard (rys. 6), 500 W przez firmę Lehfeldt oraz 1 kVa przez firmę Raytheon Ultrasonic Machine Tool (rys. 7).

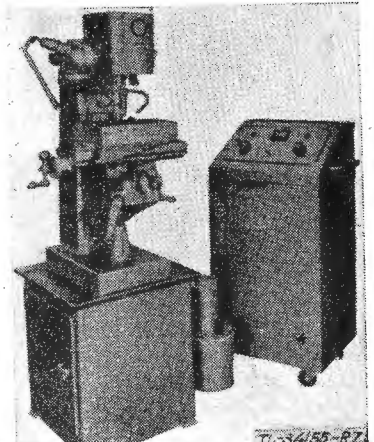
Zaletą tej metody obróbki jest możliwość wykonania otworów o skomplikowanym obrysie w materiałach bardzo twardych przy stosunkowo dużych prędkościach skrawania. Z pomiarów wynika, że przy obróbce otworów o średnicy 6 mm

w szkło i materiałach ceramicznych osiągnąć można posuwy narzędzia o wielkości 25 mm/min, zaś przy obróbce spiekanych węglków 0,6 ÷ 1,2 mm/min.

Metoda ta znalazła szerokie zastosowanie przy wykonywaniu wszelkiego rodzaju matryc oraz przy obróbce otworów łożysk z kamieni szlachetnych, stosowanych w precyzyjnych przyrządach.



Rys. 6 — Obrabiarka 250 W f-my Mullard



Rys. 7 — Obrabiarka 1 KVA f-my Raytheon Ultrasonic Machine Tool

Interesujące jest również, że istnieje możliwość wykonywania otworów o osiach zakrzywionych. Wynika to stąd, że przy stosowanych dużych częstotliwościach drgania przenoszone są wzdłuż osi długich prętów zagiętych nawet pod ostrym kątem.

Ostatnio opracowano model wiertarki dentystycznej, pracującej na tej samej zasadzie. Według danych producenta operacja wiercenia, nawet u najwrażliwszych ludzi, jest bezbolesna.

W. R.

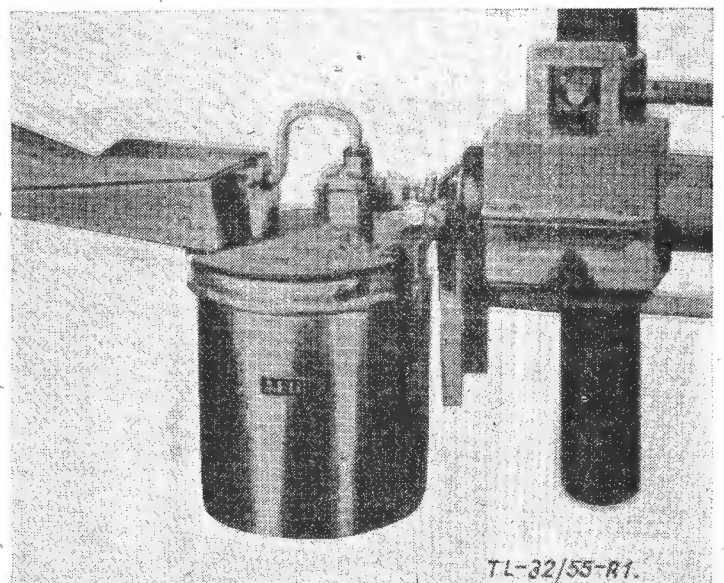
## Elektrostatyczne natryskiwanie części metalowych

Stosowana od kilkudziesięciu lat technika malowania przedmiotów przez natryskiwanie została w ostatnich latach znacznie udoskonalona. Pomiedzy pistoletem natryskowym i malowanym przedmiotem (metalowym) wytwarza się pole elektrostatyczne o różnicy potencjałów około 100 kV. Cząsteczki rozpylanej cieczy (lakieru) ładują się elektrostatycznie i są przyciągane do malowanego przedmiotu. Dzięki temu znacznie mniej lakieru zostaje rozpylone poza malowanym przedmiotem, powłoka posiada lepszą przyczepność, a także jest bardziej równomiernie nałożona. Dzięki temu udoskonaleniu uzyskuje się znaczną oszczędność lakieru — szczególnie przy malowaniu niewielkich powierzchni.

Ostatnio metoda elektrostatycznego natryskiwania została jeszcze bardziej udoskonalona<sup>\*)</sup>. Zaniechano całkowicie rozpylania lakieru za pomocą sprężonego powietrza i zwykłego pistoletu. Rozpylany lakier (lub inna ciecz) przenoszony jest wyłącznie na drodze przyciągania elektrostatycznego.

Rysunek przedstawia urządzenie do elektrostatycznego natryskiwania ulepszoną metodą. Jest ono nazywane „elektrostatycznym pędzlem”. Lakier znajduje się w zbiorniku. Wewnątrz zbiornika znajduje się pompka, przymocowana do pokrywki zbiornika. Na pokrywce znajduje się szufelka do rozpylania. Pompka podaje lakier na szufelkę, która jest trochę pochylona do tyłu, tak że poziom cieczy dochodzi do krawędzi szufelki. Nadmiar lakieru spływa stale przez specjalny przelew. Rozpylacz ten umocowany jest na dobrze izolowanym od ziemi stojaku i doprowadzone jest do niego wysokie napięcie prądu stałego wielkości około 100 kV.

Gdy przed krawędzią szufelki przesuwają się uziemiony przedmiot metalowy, pole elektrostatyczne rozpyla cząsteczki lakieru i przenosi je na natryskiwany przedmiot wytwarzając na nim



Rys. 1

cienną, równomierną powłokę. Grubość i równomierność powłoki zależą oczywiście między innymi od prędkości przesuwania przedmiotu natrykiwanego przed krawędzią szufelki.

<sup>\*)</sup> Informacja ta pochodzi z czasopisma Feinwerktechnik 1954 r. Nr. 10, skąd również reprodukowany jest rys.

Zużycie prądu jest bardzo małe, gdyż silnik napędzający pompkę jest małej mocy, a do wytworzenia pola elektrycznego używa się minimalnej ilości energii, gdyż prąd elektryczny przepływający wraz z rozpylonymi cząsteczkami od rozpylacza do przedmiotu malowanego — jest nieznaczny. Przyczepność powłoki otrzymywanej metodą elektrostatyczną jest lepsza od natryskiwanej pistoletem. Zaletą metody jest także wyeliminowanie sprężonego powietrza.

Nowa technika natryskiwania pozwoli na całkowite zautomatyzowanie procesu lakierowania, a także zmywania przed lakierowaniem, szczególnie dużych powierzchni. Nowa metoda powinna znaleźć szerokie zastosowanie w przemyśle lotniczym.

A. P.

## Przeglądamy usprawnienia...

Poã wskazanym ogólnym tytułem zamieszczamy zarówno usprawnienia pracownicze jak i udoskonalenia techniczne, zaczerpnięte z wydawnictwa Urzędu Patentowego PRL, pod tytułem: „Opisy udoskonalień technicznych i usprawnień”. Wydawnictwo to ukazuje się w zeszytach, zawierających około stu opisów usprawnień pracowniczych i udoskonalień technicznych, ułożonych według kolejności klas patentowych. Po tytule i udoskonalień technicznych, ułożonych według kolejności klas patentowych; do której należy temat usprawnienia lub udoskonalenia według klasyfikacji patentowej; numer kolejny drukowanego opisu usprawnienia lub udoskonalenia, przy czym usprawnienia posiadają numer poprzedzony literą O, udoskonalenia zaś — numer z literami OU; numer kolejny zeszytu. Poza tymi informacjami w nawiasach, umieszczono nazwisko twórcy pomysłu. Przy opisach ulepszeń, zaczerpniętych z czasopism i tym podobnych publikacji, poza tytułem podajemy nazwę tej publikacji i datę jej ukazania się oraz informację, znalezione w materiale źródłowym dotyczące twórcy.

### Zabezpieczanie za pomocą siarczanu miedzi powierzchni przedmiotu przed nawęglaniem

(Kl. 18 c; nr 0 — 1685; Z. nr 9) Marian Tomczyk

Dotychczas stosowano dwa sposoby miejscowego zabezpieczania powierzchni przedmiotu przy nawęglaniu (cementowaniu): 1) przez pozostawienie nadkładu materiału, który po nawęglaniu obrabiano, 2) przez miejscowe izolowanie powierzchni.

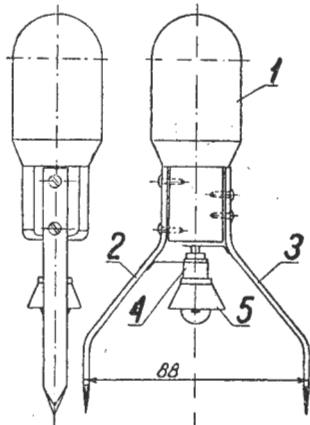
Obecnie miejscowe zabezpieczanie przedmiotu przed nawęglaniem uzyskuje się w myśl usprawnienia przez natarcie powierzchni, za pomocą szmatki, wodnym roztworem siarczanu miedzi. Upřednio jednak nacieraną powierzchnię należy odłuścić czystym papierem ściernym lub też chemicznie trójchlorkiem etylenu.

W wyniku przeprowadzonych prób twardość płaszczyzna nie powleczonego posiadała  $R_c = 60-63^\circ$ , a płaszczyzna zabezpieczona  $R_c = 30-35^\circ$ , co umożliwiło dalszą jej obróbkę wiórową.

### Łatarka do badania poziomu kwasu w akumulatorach

(Kl. 21 b; nr 0 — 1690; Z. nr 9) Janos Farkas  
(Węgierska Republika Ludowa)

Uwidoczniona na rysunku latarka jest specjalnie przystosowana do badania poziomu kwasu w akumulatorach samochodowych. Ma rączkę drewnianą 1, zaopatrzoną w dwie metalowe końcówki 2 i 3 oraz żarówkę karzełkową 2,5-woltową, wkręconą w oprawkę 4 z reflektorkiem 5, a umieszczoną pośrodku między końcówkami. Odległość między końcówkami wynosi 88 mm, co odpowiada odległości między biegunami dodatnim i ujemnym pojedynczego badanego ogniwa akumulatora, a żarówka znajduje się właśnie naprzeciwko otworu w naczyniu akumulatorowym, poprzez który widać poziom kwasu. Reflektorek 5 chroni oczy przed bezpośrednim blaskiem żarówki i ułatwia wgląd do ogniwa.

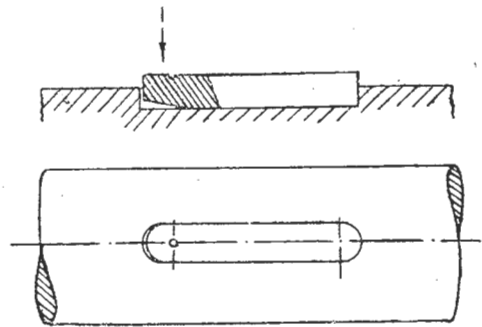


Klin wpustowy

(Kl. 47 a; nr 0 — 1701; Z. nr 9) Horst Galle (NRD)

W myśl usprawnienia klinu wpustowego zaopatruje się na

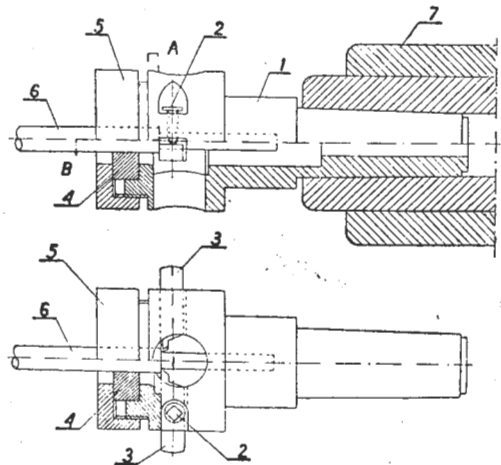
jednym końcu w ukośne ścięcie, jak to uwidoczniło na rysunku. Do wyjęcia takiego klina wystarczy lekkie uderzenie na końcu oznaczonym punktikiem, a klin podnosi się na drugim końcu i może być łatwo wyjęty z rowka klinowego bez uszkodzenia.



Głowica do toczenia cienkich sworzni

(Kl. 49 a; nr 0 — 1706; Z. nr 9) Roman Gonsior, Alfred Szmandra

Do toczenia na tokarce cienkich sworzni z pręta z materiału miękkiego wykonana została, w myśl usprawnienia, głowica dwunożowa, przystosowana do osadzania w koniku tokarki. Pręt, z którego toczy się sworznie, umocowany zostaje w uchwycie we wrzecionie tokarki.



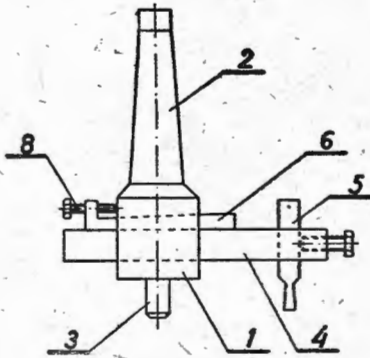
Korpus 1 głowicy zaopatrzony jest w stożek Morse'a i posiada wzdłuż swojej osi otwór przelotowy dla obrabianego pręta. W korpusie 1 zamocowane są za pomocą śrub 2 dwa noże 3. Na czole głowicy umocowany jest za pomocą specjalnej nakrętki 5 prowadnik 4 obrabianego pręta 6.

Po uruchomieniu tokarki, gdy pręt 6 zamocowany w uchwycie wrzeczona obraca się, przesuwa się konik 7 wraz z głowicą w kierunku wrzeczona tokarki tak, iż obrabiany pręt 6 wchodzi w otwór przelotowy korpusu 1 i jest obrabiany na potrzebnej długości. Po tych czynnościach odsuwa się konik z głowicą, a nożem umocowanym w suporcie przecina się pręt otrzymując gotowy sworzeń. Przy toczeniu pręta jeden z noży w głowicy wykonuje obróbkę zgrubną, drugi zaś wykańczającą.

#### Wyrzynak do wycinania na wiertarce dużych otworów w blachach

(Kl. 49 a; nr 0 — 1714; Z. nr 9) Leopold Czajka

Dotychczas w celu wykonania w stalowych blachach otworów o większej średnicy obwiercano po obwodzie wiertłem o średnicy 5 — 10 mm, następnie wycinano je przecinakiem i piłowano ręcznie na wskazany wymiar.



Według usprawnienia zastosowano wyrzynak, za pomocą którego otwory do 100 mm są wycinane z dokładnością 0,1 mm całkowicie na wiertarce. Wyrzynak ten posiada głowicę 1 zaopatrzoną w stożek 2, dostosowany do otworu we wrzeczonie wiertarki, w czop prowadzący 3 oraz w lekko stożkowy prostokątny otwór, służący do osadzenia oprawki 4 z zamocowanym w niej nożem 5. Oprawka ta jest mocowana w stożkowym otworze głowicy odpowiednio dożądanego wymiaru otworu wycinanego oraz jest ustalana za pomocą klina 6 zabezpieczonego przed luzowaniem się śrubą 8.

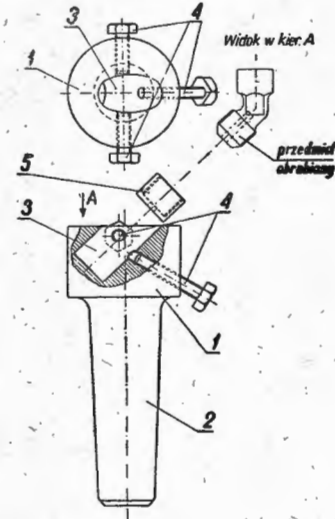
Przy wycinaniu otworów wyrzynakiem wierci się uprzednio, współśrodkowo do otworu wycinanego, otwór na czop prowadzący 3.

#### Przyrząd do obróbki kolanek łącznikowych na tokarce

(Kl. 49 a; nr 0 — 1716; Z. nr 9) Jan Szlęk

W celu uniknięcia braków, powstających przy wykonywaniu gwintowanych kolanek łącznikowych wskutek obróbki w normalnych uchwytach tokarskich, wykonano w myśl usprawnienia przyrząd do konstrukcji, uwidocznionej na rysunku. Przyrząd ten składa się z korpusu 1, zaopatrzonego w stożek Morse'a 2 i posiadającego otwór (gniazdo) 3 do umieszczenia w nim obrabianego kolanka łącznikowego oraz z trzech śrub mocujących 4.

Nie obrobiony przedmiot wkłada się do gniazda 3 przyrządu, zamocowuje się śrubami 4, obrabia się wystającą z przyrządu



końcówkę kolanka i nacina się na niej gwint. Następnie wyjmuje się kolanko z przyrządu i na nagwintowaną jego końcówkę nakręca się wkładkę ochronną 5, której zewnętrzna średnica dopasowana jest do otworu gniazda 3 w przyrządzie. Zabezpieczoną za pomocą wkładki 5 końcówkę kolanka wkłada się do gniazda 3 przyrządu, mocuje śrubami 4 i obrabia się drugą końcówkę kolanka.

Dzięki zastosowaniu opisanego przyrządu utrzymanie właściwego kąta pomiędzy końcówkami kolanka nie sprawia trudności.

S. M.

## Na półkach księgarskich

**Tierminologija wozdusznych wintow i wiertolotow**, Komitet Tierchniczkeskoj Tierminologii, Izdatielstwo Akademii Nauk SSSR, 1954 r., stron 40.

Omawiana broszura stanowi tom 20. Wydawnictwa Akademii Nauk Związku Radzieckiego pt. „Sborniki rekomendujemych terminow”. Zawiera ona najważniejsze określenia odnoszące się do dziedziny śmigieł i śmigłowców, w łącznej liczbie 161 pojęć podzielonych na dziesięć rozdziałów. Każde pojęcie jest objaśnione, przy czym wiele z nich ponadto zawiera nie polecane obecnie nazwy gwarowe lub przestarzałe. Alfabetyczny skorowidz pozwala na łatwe znalezienie szukanego określenia pojęcia. Praca omawiana bardzo będzie przydatna, zwłaszcza zaś jako wzorec rodzimego opracowania tego typu słowników pojęciowych z dziedziny śmigieł i śmigieł.

S. M.

**Tierminologija konstrukcii i procznosti samolota**, Komitet Tierchniczkeskoj Tierminologii, Izdatielstwo Akademii Nauk SSSR, 1954 r., stron 40.

Jako tom 18. Wydawnictwa „Sborniki rekomendujemych terminow” Akademii Nauk ZSRR ukazała się omawiana broszura, zawierająca 198 pojęć, podzielonych na osiem rozdziałów z dziedziny konstrukcji i wytrzymałości samolotu. Pojęcia te, oprócz obszernych omówień objaśniających, zawierają określenia stosowane dotychczas, nie polecane na przyszłość i zastąpione wskazanymi. Skorowidz alfabetyczny, zawierający zarówno pojęcia właściwe jak i nie polecane, ułatwia znalezienie szukanego określenia pojęcia.

S. M.

**Blacharstwo, część II**, Jerzy Świdziński i Jan Kawecki, Państwowo Wydawnictwa Szkolnictwa Zawodowego, 1954 r., stron 210.

Omawiana książka jest drugą częścią podręcznika, o którym wzmiankę zamieściliśmy w zeszytu nr 4/55 „Techniki Lotniczej”. Treść dzieli się na piętnaście rozdziałów, w których poruszono następujące tematy: wyposażenie warsztatu blacharskiego, prasy, maszyny blacharskie, urządzenia i przyrządy pomocnicze, cięcie,

gięcie i ciągnięcie blach za pomocą tłoczników, wyoblanie, zwiłanie i zaginanie blach, cięcie blach nożycami, wiadomości z mechaniki ogólnej, wytrzymałości materiałów oraz o elementach maszyn, montaż maszyn i urządzeń, gospodarka magazynowa. Inż. Tadeusz Arcinowski opracował zagadnienia technologii procesu produkcyjnego, kontroli technicznej, wiadomości o organizacji produkcji oraz omówił drogi do zwiększenia wydajności pracy. Podobnie jak część pierwsza, tak i omawiana książka zawiera wiele materiałów wziętych z praktyki lotniczej, będzie więc przydatną pomocą dla pracowników przemysłu lotniczego.

S. M.

**Woprosy awiacionnoj meditsiny**, pod redakcją N. N. Miedwiediewa. Izdatielstwo Inostrannoj Literatury, 1954 r., stron 288.

Książka zawiera zbiór zagadnień z dziedziny lotniczej medycyny, tłumaczonych z zagranicznej literatury periodycznej. Zebrane w książce prace podzielono na trzy grupy. Z ogólnych zagadnień lotniczej medycyny podano tylko jedną pracę omawiającą samolot odrzutowy z punktu widzenia medycyny. Druga grupa zawiera w pierwszej części prace na temat wpływu przyspieszeń, zjawiska utraty widoczności, opisu badań wytrzymałości człowieka na przeciążenia, wyników badań odporności człokształtnych małą na przyspieszenia, wpływu czasu działania przyspieszeń. W drugiej części sześć prac dotyczy poszczególnych zagadnień choroby rozprężania w związku z przebywaniem na dużych wysokościach lub opuszczania kabin ciśnieniowych. W trzeciej grupie prac opisane są takie problemy higieny lotniczej, jak przyjmowanie pokarmów na dużej wysokości, toksykologia lotnicza, szkodliwe gazy silnikowe, wpływ promieni kosmicznych na załogę i opis kombinowanego wysokościowego. Materiały opublikowane w tym zbiorze zaznająają o drogach i metodach opracowania aktualnych zagadnień lotniczej medycyny. Konstruktorzy znajdują w pracach tych materiały wskazujące na nowe wymagania stawiane sprzętowi lotniczemu ze względu na możliwości organizmu ludzkiego.

L. S.

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK V

WARSZAWA, WRZESIEŃ – PAŹDZIERNIK 1955

ZESZYT 4

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

93\* 532.517.2:533.6.011.311  
Sears W. R.: Warstwy przyścienne w przepływie trójwymiarowym. „Boundary layers in three-dimensional flow”. Appl. Mech. Rev., t. 7, Nr. 7, lip. 54, s. 281; A4, 4,5 str., 1 rys., 2 wykr., 39 poz. bibl. — Omówiono postępowanie w dziedzinie teorii niesiowo symetrycznego przepływu laminarnej warstwy przyściennej. Rozwiązania dotyczące pewnych przypadków symetrii cylindrycznej, symetrii osiowej oraz warstwy przyściennej powstającej na łopacie. Zasada niezależności. Oderwanie składowe. Koncepcja „obszaru przyściennego” (odpowiednik warstwy przyściennej) jako szczególnego obszaru, w którym pochodne składowych prędkości w dwóch kierunkach osiągają znaczne wielkości. A. Jakubowski.

94\* 533.6.011  
Ludford G., Polachek G., Seger R.: O niestabilnym przepływie ściślej, lepkiej cieczy. „O niestabilniejszą cieczą, 1954, s. 70; B5, 10 str., 5 wykr., 3 poz. bibl. — Wprowadzając w miejsce lepkiego, ściślej gazu model złożony z oddzielnych cząsteczek, autor wywodzi system równań różniczkowych opisujących specjalne przypadki ruchu, przy których model gazu znajduje się w zamkniętej rurze. Warunki graniczne i początkowe. Ażeby umożliwić rozwiązywanie wyprowadzonego układu równań na maszynie do liczenia, zostaje on zastąpiony układem równań w skończonych różnicach. W formie przykładów obliczono dwa przypadki ruchu gazu w zamkniętej rurze (ilość cząsteczek 99) oraz jeden przypadek przepływu w rurze uderzeniowej (39 cząsteczek). Artykuł jest tłumaczeniem z: „J. appl. Phys.” t. 24, Nr 4, 1953, s. 490. A. Jakubowski.

95\* 533.6.011.32  
Borg S.: przybliżone rozwiązanie problemu odsuniętego uderzenia. „Priblizhennoje reszenije zadaczii ob otoszedziej udarnoj wojnie”. Mechanika, Nr 1 (23), 1954, s. 103; B5, 4 str., 2 wykr., 2 tabl., 3 poz. bibl. — Metoda szybkiego wyznaczenia przybliżonych wartości funkcji prądu. Otrzymane wartości można następnie użyć jako pierwsze wartości dla metody skończonych różnic. Artykuł jest tłumaczeniem z: „J. aero. Scien.” t. 20, Nr 2, luty 53, s. 137. A. Jakubowski.

96\* 533.6.011.5  
Hoerner S.: Chapman D., Wick R.: Zagadnienie podciśnienia „plecowego”. „K woprosu o donnom wakumie”. Woprosy Rakietnoj Techniki, Nr 4 (22), 1954, s. 3; B5, 19 str., 9 rys., 6 wykr., 19 poz. bibl. — Zagadnienie ciśnienia powstającego za ciałem znajdującym się w strumieniu nadźwiękowym. Na wstępie rozpatrzono przepływ płaski i osiowo-symetryczny przy zaniedbaniu warstwy przyściennej i zjawiska mieszania w martwym obszarze. Zależność ciśnienia plecowego od średnicy trzpienia umocowanego z tyłu ciała. Wpływ warstwy przyściennej na ciśnienie u podstawy. Analogia między przepływem zewnętrznym dookoła tylnej krawędzi ciała i przepływem wewnętrznym w kanale zawierającym nieciągły wzrost przekroju. Rezultaty analizy teoretycznej i doświadczalnej przepływu w rozszerzającym się kanale. Artykuł jest tłumaczeniem z: „J. aero. Scien.” t. 17, Nr 10, 1950, s. 622; N. A. C. A. Report s, Nr 1036 i 1051; „J. aero. Scien.” t. 20, Nr 10, 1953, s. 675. A. Jakubowski.

97\* 533.6.011.5  
Bergdolt V.: Optyw ciała składającego się ze stożka i cylindra, w przypadku zakrzywionej fali uderzeniowej. „Obtekanje tieła, sostojaszczewo iz konusa i cilindra s obrazowanjem kriwolinielnoj udarnoj wołny”. Woprosy Rakietnoj Techniki, Nr 4 (22), 1954, s. 23; B5, 9 str., 2 rys., 8 wykr., 5 tabl. — Optyw w locie swobodnym cylindra opatrzonego z przodu stożkiem o kącie 35° (półką wierzchołkową), w zakresie prędkości od odpowiadających uderzeniu odsuniętemu — do prędkości przy której otrzymuje się przepływ nadźwiękowy typu Taylor-Maccolla. Badania prowadzono w tunelu aerobalistycznym wystrzeliwując model o średnicy 7,6 mm i fotografując przepływ za pomocą specjalnych urządzeń sterowanych fotokomórkami. Na podstawie interferogramów i przy użyciu maszyny do liczenia ENIAC, określono rozkłady gęstości i ciśnienia, które okazały się zgodne z wynikami obliczeń teoretycznych i z danymi tunelowymi. Artykuł jest tłumaczeniem z czasopisma: J. aero. Scien., t. 20, Nr 11, list. 53, s. 751. A. Jakubowski.

98\* 533.6.013.4  
May A., Witt W.: Pomiar współczynników oporu kul w locie swobodnym. „Opriedelenije koeficientow soprotiwlenija szarow w swobodnom polotie”. Woprosy Rakietnoj Techniki, Nr 4 (22), 1954, s. 33; B5, 6 str., 3 fot., 3 wykr., 1 tabl., 9 poz. bibl. — Artykuł zestawia wyniki pomiarów współczynnika oporu kul stalowych i aluminiowych w zakresie liczby Macha 0,8 — 4,7 i liczby Reynoldsa 1,14.10<sup>3</sup> — 8,4.10<sup>5</sup>. Pomiar wykonano w rurze aerobalistycznej o długości 107,9 m, w której zmieniano ciśnienie od 0,01 do 6 atm. Wzdłuż rury umieszczono 25 stanowisk pomiarowych (fotografie cieniowe). Opis pomiarów. Stwierdzono, że w zakresie liczby Macha 1,6—4,7 współczynnik oporu zmienia się tylko w granicach 10%. Artykuł jest tłumaczeniem z czasopisma: „J. aero. Scien.” t. 20, Nr 9, wrzes. 53, s. 635. A. Jakubowski.

99\* 533.6.013.4  
Hedgepeth J. M., Budiansky B., Leonard R. W.: Analiza flatteru „deski” wspartej na wielu podporach — w przepływie ściślej.

„Analysis of flatter in compressible flow of a panel on many supports.” J. aero. Scien., t. 21, Nr 7, lip. 54, s. 475; A4, 12 str., 1 rys., 9 wykr., 1 tabl., 6 poz. bibl. — Analiza stateczności dynamicznej „deski” o nieskończonej długości, wspartej na wielu podporach, przy czym strumień powietrza przepływa tylko z jednej strony „deski”, z drugiej natomiast powietrze znajduje się w spoczynku. Ten przypadek ma miejsce przy opływie ścianek szybkich samolotów lub pocisków sterowanych. Dokładne rozwiązanie daje dwa niezależne równania w postaci silnie zbieżnych szeregów. Przedstawiono konkretne wyniki, biorąc kilka pierwszych wyrazów szeregów, które pozwalają na określenie warunków występowania flatteru. R. Lewandowski.

100\* 533.65:533.6.011.311  
Carmichael B. H.: Badania w locie warstwy przyściennej, ustalonej z pomocą odsysania. „Flight observations of suction-stabilized boundary layers”. Aero. Engng. Rev., t. 13, Nr 2, luty 54, s. 36; A4, 6 str., 7 wykr., 9 poz. bibl. — W celu zbadania, czy cała powierzchnia nośna może być w locie utrzymana w przepływie laminarnym, oraz jaka część zysku wyrażającego się zmniejszeniem oporu tarcia zostaje pochłonięta przez moc urządzenia stabilizującego, przeprowadzono szereg obserwacji na szybowcu, którego część skrzydła (profil NACA 4416) użyto jako strefy pomiarowej. Środkowa i tylna część skrzydła otrzymała „porowate” pokrycie górnej powierzchni. Porowatość regulowano średnicą otworków i gęstością ich rozmieszczenia. Stereoskop połączony z sondą warstwy przyściennej umożliwiał wykrywanie charakteru przepływu (warstwa laminarna wydaje dźwięk syczący niskiej częstotliwości, warstwa burzliwa — dźwięk b. hałaśliwy). Stwierdzono, że przy wzroście prędkości szybowca, należało zmniejszyć porowatość powierzchni w celu zachowania całkowitej stabilizacji przepływu. Przy niskoporowatej powierzchni zmniejszono opór o 54% w stosunku do oporu tej samej powierzchni jako nieprzepuszczalnej. A. Jakubowski.

101\* 533.663:629.135.4  
Payne P. R.: Ogólna teoria dynamiki wirnika śmigłowcowego. „A general theory of helicopter rotor dynamics.” Aircr. Engng., t. 26, Nr 306, sierp. 54, s. 247; 30 × 24 cm, 4,5 str., 1 rys., 7 wykr., 3 poz. bibl. — W krótkiej matematycznej formie ujęto uproszczonej dynamikę wirnika nośnego o łopatkach trapezowych łącznie z obliczeniem siły nośnej wirnika i współczynnika przepływu osiowego. Główne uproszczenia polegają: 1) na pominięciu wyższych harmonicznych wahań (oprócz pierwszej funkcji harmonicznej), 2) na pominięciu przepływu odwrotnego na łopacie powracającej, 3) na założeniu, że łopaty są sztywne, 4) na założeniu, że prędkości indukowane są jednakowe na całej tarczy wirnika, 5) na ograniczeniu się do przypadków braku sprzężenia między kątem nastawienia łopat a kątem wahań pionowych. Korzystanie z równań mogą ułatwić 4 wykresy bezwymiarowe. N. B. Na rys. 1c błędnie narysowano ciąg T jako prostopadły do płaszczyzny bez przekręceń, gdy powinien być prostopadły do płaszczyzny wirnika. W ostatnim wzorze, na str. 249, X oznacza nie iloraz r/R jak podają oznaczenia, lecz działanie mnożenia. B. Żurkowski.

## ZAWIADOMIENIE

W Instytucie Lotnictwa, Warszawa — Okęcie, al. Krakowska 145, są do nabycia następujące wydawnictwa:

1. „Prace Instytutu Lotnictwa”. Zeszyt Nr. 1, r. 1951. Zeszyt zawiera trzy prace teoretyczne z dziedziny wytrzymałości — dra inż. Jerzego Nowińskiego. Teoria dźwigarów cienkościennej zbieżnych. Zginanie zakrzywionej rury cienkościennej zaopatrzonej we wręgi. Wpływ zamocowania zupełnego na naprężenia w dźwigarze zginanym. Cena zeszytu nr 1 wynosi zł. 25.

2. „Prace Instytutu Lotnictwa”. Zeszyt Nr. 2, r. 1955. Zeszyt zawiera pracę z dziedziny wytrzymałości — dra inż. Zbigniewa Brzoski. Metoda utwierdzania sprężystego w konstrukcjach lotniczych. Cena zeszytu Nr 2 wynosi zł. 17,20.

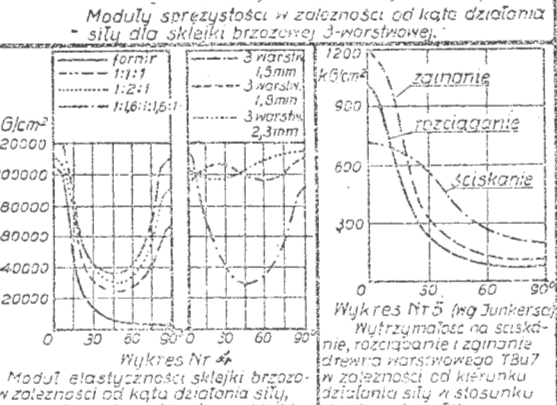
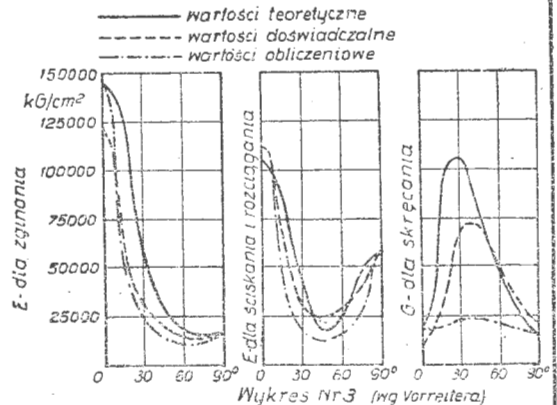
Powyższe publikacje są interesujące nie tylko dla inżynierów lotniczych, lecz także dla obliczeniowców konstrukcji cienkościennej nielotniczych. Zeszyty są do nabycia na miejscu oraz na wysyłkę, po nadesłaniu należności przekazem pocztowym.

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 20 groszy. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw Instytutu Lotnictwa: mgr inż. Stanisław Witkowski, Stanisław Rudka.

Tabela Nr 2 Sklejki specjalne

Rodzaj sklejki	Opis sklejki	Właściwości sklejki	Ogólne własności	Zastosowanie
Sklejki powłokowe	W celu poprawienia niektórych właściwości sklejki pokrywa się je innymi tworzywami. W zależności od rodzaju tworzywa pokrywającego sklejki posiadają różne własności.	Sklejki powłokowane foliami sztucznych żywic. Sklejki jedno- lub obustronnie kryte ark. azbestu lub papierem azbestowym. Sklejki jedno- lub obustronnie kryte cienką blachą stalową, aluminiową, miedzianą lub brązową.	Wyrobiane jako sklejki lub płyty stolarskie grubości 16 mm. Oznaczają się twardością, odpornością na ścieranie i działaniem chemikaliów. Wyrobiane w arkuszach grub. 6-40 mm, oznaczają się wodoodpornością i ognioodpornością, oraz własnościami izolacyjnymi. Wytrzymałość 550 kG/cm <sup>2</sup> . Oznaczają się dużą wytrzymałością i dużą wodoodpornością, małym przewodnictwem ciepła, dużą udarnością i odpornością na działanie czynników atmosferycznych i ognia. Dobrze się gnie, tłoczy, i tnie nożycami i na pilach taśmowych.	Stosowane głównie w przemyśle okrętowym.
Sklejki o specjalnej budowie	Popieszczenie zgodnych własności sklejki osiąga się przez zmianę budowy połączenia drzewin stalowych legających na: 1) zbrojenie sklejki drutami stalowymi i włóknami tekstylnymi. 2) wykonaniu środków cząstek z innych materiałów i innymi sposobami niż maszyny zamietrzna.	Sklejki klejone sztuczna żywicą zbrojone przepłakującymi się nitekami z włókien bawełnianych legających na: Płyty składane, których środek wykonany jest w formie krępy - patrz rys. Krępy wykonuje się z papieru impregnowanego, bakelitowego, z tektury, tkaniny bawełnianej, korka, syntetycznej gąbki i innych. Okładzinę wykonuje się z cienkich arkuszy sklejki, płyt szklanych, tworzyw sztucznych lub blachy stalowej, aluminiowej i innych.	Wykonane są w różnych grubościach (od 0,9 m). Oznaczają się dużą wytrzymałością na rozciąganie. Oznaczają się bardzo wysoką wytrzymałością na zginanie, ścinanie i zgniatanie w stosunku do ciężaru mechanicznego. Ciężar właściwy płyt około 0,07 kG/cm <sup>3</sup> . Dobre własności izolacyjne, i zdolności tłumienia dźwięków.	Używane do budowy karoserii samochod. i na konstrukcje lotnicze. W przemyśle lotniczym używane do budowy kadłubów, na podłogi, ściany działowe itp.
Sklejki kształtowe	Zastosowanie klejenia pneumatycznego na początku ostatniej wojny przy pomocy korków gumowych umożliwiło wykonanie elementów konstrukcyjnych ze sklejki o kształtach prawie dowolnych.	Skorupy sklejone z formirów klejem syntetycznym o różnych kształtach. Rury z formirów łączonych klejem syntetycznym.	Otrzymane elementy konstrukcyjne (skorupy) wolne są od naprężeń wewnętrznych. Oznaczają się dużą lekkością przy znacznej wytrzymałości i odporności na działanie wilgoci. Rury oznaczają się lekkością i sztywnością.	Stosowane do wyrobu elementów konstrukcyjnych samol. (kadłubów). Stosowane jako elementy konstrukcyjne lub do przenoszenia substancji suchych i płynnych.



Wymienione w tabeli sklejki w kraju nie są wyrobiane. Sposoby produkcji wielu z nich nie są jeszcze powszechnie znane.

Tabela Nr 3 Minimalna wytrzymałość na rozciąganie sklejek lotnicznych według istniejących warunków technicznych (polskich).

Rodzaj sklejki	Grubość sklejki w mm	Wytrzymałość na rozciąganie w kG/cm <sup>2</sup>						Ciężar objętościowy sklejki w g/cm <sup>3</sup>	Ciężar właściwy w g/cm <sup>3</sup>	Ciężar właściwy w g/cm <sup>3</sup>		
		Klasa L <sub>s</sub>		Klasa L <sub>1</sub>		Klasa L <sub>2</sub>						
Brzozonej	< 3,5	800	400	650	750	400	500	650	350	550	0,700	0,680
	> 4,0	700	350	700	650	350	650	550	300	550		
Dichowa	< 3,5			550	350	450	400	300	350		0,700	0,680
	> 4,0			500	300	500	400	250	400			
Bukowa	< 3,5			750	400	600	650	350	550		0,800	0,780
	> 4,0			650	350	650	550	300	550			

Dane w tabeli odnoszą się do sklejki o wilgotności 6±9%.

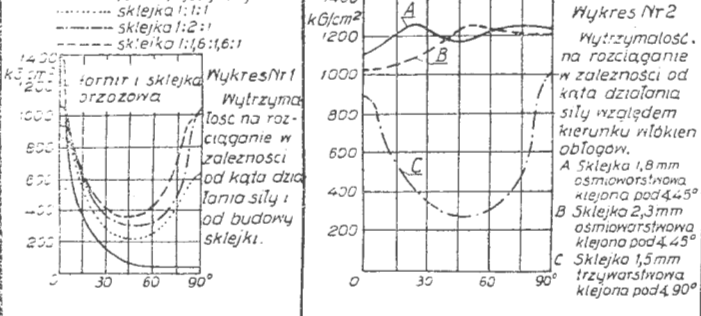
Tabela Nr 5 Własności wytrzymałościowe sklejki lotniczej. (wg danych w literaturze niemieckiej).

Rodzaj sklejki	Grubość sklejki w mm	Wyszczególnienie								Wartości obliczone do stosunku w blachy 60x100x3	
		Jednostki		Grubość sklejki w mm							
Rozciąganie	W poprzek włókien / Wzdłuż włókien	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
											0,8±1,0
Ciężar właściwy	g/cm <sup>3</sup>	0,95±0,09									
		0,95±0,05									
Wilgotność	%	7									
		7									
Ilość warstw	szt	3									
		5									
Wytrzymałość na rozciąganie	kG/cm <sup>2</sup>	500-1700									
		500-1700									
Moduł sprężystości (E <sub>r</sub> )	kG/cm <sup>2</sup>	10000±25000									
		125000±40000									
Wydłużenie w chwili zerwania	%	0,9									
		1,0									
Wydłużenie trwałe	%	0,06									
		0,06									
Wytrzymałość na ścislenie	kG/cm <sup>2</sup>	300-1100									
		330-950									
Moduł sprężystości (E <sub>c</sub> )	kG/cm <sup>2</sup>	35000±90000									
		75000±20000									
Wydłużenie w chwili zerwania	%	0,9									
		1,0									
Wydłużenie trwałe	%	0,06									
		0,06									
Wytrzymałość na rozciąganie	kG/cm <sup>2</sup>	370-540									
		260-630									
Moduł sprężystości (E <sub>r</sub> )	kG/cm <sup>2</sup>	42000±9000									
		40000±8000									
Wydłużenie w chwili zerwania	%	1,7									
		1,7									
Wydłużenie trwałe	%	0,3									
		0,3									
Wytrzymałość na ścislenie	kG/cm <sup>2</sup>	440-940									
		440-940									
Moduł sprężystości (E <sub>c</sub> )	kG/cm <sup>2</sup>	110000±25000									
		125000±40000									
Wytrzymałość na ścislenie	kG/cm <sup>2</sup>	400-900									
		400-900									
Moduł sprężystości (E <sub>c</sub> )	kG/cm <sup>2</sup>	90000±210000									
		95000±15000									
Wytrzymałość na ścislenie	kG/cm <sup>2</sup>	400-840									
		400-840									
Moduł sprężystości (E <sub>c</sub> )	kG/cm <sup>2</sup>	42000±8000									
		42000±8000									
Wytrzymałość na zginanie	kG/cm <sup>2</sup>	1200									
		1200									
Moduł sprężystości (E <sub>g</sub> )	kG/cm <sup>2</sup>	110000±25000									
		125000±40000									
Wytrzymałość na zginanie	kG/cm <sup>2</sup>	300									
		630									
Moduł sprężystości (E <sub>g</sub> )	kG/cm <sup>2</sup>	15000±10000									
		45000±5000									
Wytrzymałość na ścinanie	kG/cm <sup>2</sup>	500									
		800									
Moduł sprężystości (E <sub>g</sub> )	kG/cm <sup>2</sup>	35000±10000									
		35000±10000									
Wytrzymałość na ścinanie	kG/cm <sup>2</sup>	160-370									
		160-370									
Moduł sprężystości	kG/cm <sup>2</sup>	10000±1500									
		10000±1500									
Wytrzymałość na ścinanie	kG/cm <sup>2</sup>	400-700									
		400-700									
Moduł sprężystości	kG/cm <sup>2</sup>	45000±5000									
		45000±5000									

Tabela Nr 4 Grubości i budowa sklejek lotnicznych wg obowiązujących warunków technicznych.

Ilość warstw	Rodzaj sklejki		
	Brzozonej	Dichowa	Bukowa
1	1:1,5	1:1,5	1:1,5
	1:1	1:1	1:1
3	1:1,5	1:1,5	1:1,5
	1:1	1:1	1:1
5	1:1,5	1:1,5	1:1,5
	1:1	1:1	1:1
7	1:1,5	1:1,5	1:1,5
	1:1	1:1	1:1
9	1:1,5	1:1,5	1:1,5
	1:1	1:1	1:1
11	1:1,5	1:1,5	1:1,5
	1:1	1:1	1:1

Większe sklejki wykonywane są jako prostokąty lub kwadraty o wymiarach: od 1000x800 do 1250x1250 ze stopniowaniem co 50 mm.



Dane w rubrykach od 1 do 6 odnoszą się do sklejki bukowej. W rubryce 7 i 8 podane są wartości zalecane do stosowania w obliczeniach zarówno dla sklejki bukowej jak i brzozonej. Własności wytrzymałości sklejki brzozonej zblizzone są do własności sklejki bukowej.

# TECHNIKA LOTNICZA

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

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

## Spis treści za rok 1955

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
	<b>Zagadnienia ogólnolotnicze</b>			
	U progu nowego roku . . . . .	1	1	
	Nasza odpowiedź . . . . .	2	33	
	Przed XXIV Międzynarodowymi Targami Poznańskimi	3	65	
	Lipcowe święto . . . . .	4	97	
S. Probulski . . . . .	Kazimierz Siemienowicz — polski pionier techniki raketowej . . . . .	3	66	ST
Z. Gryglicki . . . . .	W sprawie Muzeum Lotnictwa . . . . .	4	119	
	Rozwój wiroplątów w Związku Radzieckim . . . . .	5	129	
	Dziesięciolecie Szybowcowego Zakładu Doświadczal- nego . . . . .	6	157	ST
S. Madeyski . . . . .	Postęp techniczny w służbie człowieka . . . . .	6	180	
	<b>Aerodynamika i mechanika lotu</b>			
R. Lewandowski . . . . .	Wysokość lotu — jej rodzaje, pomiar i metody reduk- cji, cz. I . . . . .	1	2	
R. Lewandowski . . . . .	Wysokość lotu — jej rodzaje, pomiar i metody reduk- cji, cz. III . . . . .	2	44	
J. Koźniewski . . . . .	Aerodynamika i osiągi śmigłowca . . . . .	6	159	
	<b>Konstrukcja</b>			
J. Jasiński . . . . .	Śmigłowce — ich działanie i budowa . . . . .	3	82	
R. Lewandowski . . . . .	Samolot integralny . . . . .	3	89	NT
J. Sandauer . . . . .	Kilka uwag o obliczaniu wytrzymałościowym drewnia- nego kadłuba skorupowego . . . . .	4	109	Rys.
S. Madeyski . . . . .	Polska myśl lotnicza okresu międzywojennego w świe- tle patentów . . . . .	5	131	
J. Lipka . . . . .	Zagadnienie zginania w locie łopat śmigłowca . . . . .	5	137	
	<b>Osprzęt i wyposażenie</b>			
K. W., R. L. . . . .	Nowa przekładnia zębata . . . . .	1	29	NT
R. Calikowski . . . . .	Analiza pracy łożysk z czopami kulistymi stosowanymi w przyrządach lotniczych . . . . .	2	52	
R. Calikowski . . . . .	Pomiar momentu tarcia w łożyskach przyrządów pre- cyzyjnych . . . . .	4	98	
	Ochrona odgromowa samolotów . . . . .	4	121	NT
Z. Michałowski . . . . .	Technologiczne metody usuwania naprężeń własnych membran . . . . .	5	144	Prod.
	<b>Technologia i materiałoznawstwo</b>			
R. Sznee . . . . .	Podstawowe wiadomości o spawaniu w lotnictwie . . . . .	1	20	Prod.
E. Lachowski . . . . .	Stopy żaroodporne i ich własności . . . . .	3	73	
K. Körner . . . . .	Pokrycia ochronne . . . . .	5	142	
W. R. . . . .	Skrawanie przy pomocy drgań wysokiej częstotliwości	5	151	NT
A. P. . . . .	Elektrostatyczne natryskiwanie części metalowych . . . . .	5	153	NT
M. Wasilewski, J. Paczoski	Lekkie narzędzia pneumatyczne stosowane w przemy- śle lotniczym, cz. I . . . . .	4	103	Prod.
M. Wasilewski . . . . .	Lekkie narzędzia pneumatyczne stosowane w przemy- śle lotniczym, cz. III . . . . .	6	172	Prod.
	<b>Silniki</b>			
J. Wolf . . . . .	Pobór sprężonego powietrza i wyznaczanie charaktery- styk sprężarki i turbiny silnika turbo-odrzutowego	2	34	
S. P. . . . .	Urządzenie do pomiaru temperatur w łopatkach tur- binowych . . . . .	4	120	NT
	<b>Wyposażenie zakładów</b>			
J. Wolf . . . . .	Uciszenie hamowni silników lotniczych . . . . .	1	11	

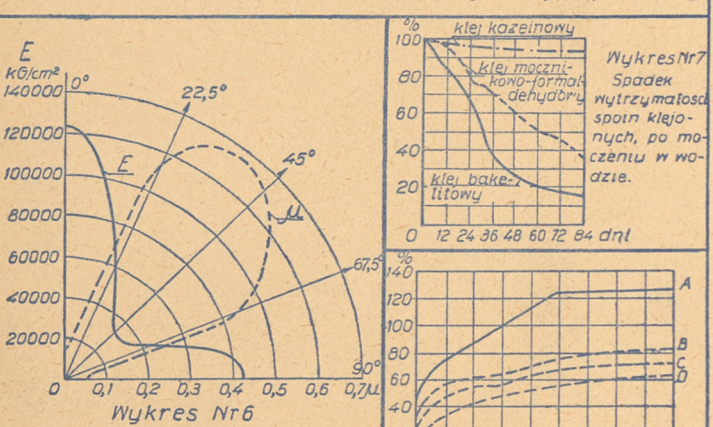


Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
	<b>Eksploatacja</b>			
	Vide „Notatnik użytkownika”.			
	<b>Przy rysownicy (Rys.)</b>			
J. Sandauer . . . . .	Kilka uwag o obliczaniu wytrzymałościowym drewnianego kadłuba skorupowego . . . . .	4	109	
	<b>Notatnik użytkownika</b>			
S. Madeyski . . . . .	Przetarta linka spowodowała zablokowanie sterownicy	1	27	
S. Madeyski . . . . .	Niewłaściwy drut do zabezpieczenia . . . . .	2	57	
S. Madeyski . . . . .	Zagubiona gałka wyłącznika uniemożliwia przedstawienie śmigła w chorągiewkę . . . . .	3	88	
R. Lewandowski . . . . .	Stalowe linki lotnicze — zabudowa i konserwacja . . . . .	4	115	
S. Madeyski . . . . .	Niewłaściwe zamocowanie okucia spowodowało uszkodzenie zmęczeniowe . . . . .	5	149	
S. Madeyski . . . . .	Zablokowany drążek sterowy . . . . .	6	179	
	<b>Skrzynka techniczna (ST)</b>			
	Errata do artykułu Z. Osińskiego oraz W. Prosnaka . . . . .	1	28	
	Polemika w spr. art. R. Lewandowskiego oraz R. Sznee	2	57	
Z. Gryglicki . . . . .	Errata do art. J. Sandauera . . . . .	2	58	
	W sprawie Muzeum Lotnictwa . . . . .	4	119	
S. Madeyski . . . . .	Postęp techniczny w służbie człowieka . . . . .	6	180	
	<b>Lotnicze słownictwo techniczne</b>			
S. Witkowski . . . . .	W sprawie słownictwa lotniczych silników tłokowych . . . . .	1	28	
S. A. W. . . . .	W sprawie słowników i słownictwa . . . . .	2	58	
	Uwagi w sprawie słownictwa śmigłowcowego . . . . .	4	119	
T. Nowiński . . . . .	O podziale i słownictwie lotniczych jednostek napędowych . . . . .	5	149	
St. A. Witkowski . . . . .	W sprawie podziału lotniczych jednostek napędowych . . . . .	6	179	
	<b>Nowości techniczne (NT)</b>			
K. W., R. L. . . . .	Nowa przekładnia zębata . . . . .	1	29	
R. L. . . . .	Samolot integralny . . . . .	3	89	
S. P. . . . .	Urządzenie do pomiaru temperatur w łopatkach turbinowych . . . . .	4	120	
	Ochrona odgromowa samolotów . . . . .	4	121	
W. R. . . . .	Skrawanie przy pomocy drgań wysokiej częstotliwości . . . . .	5	151	
R. L. . . . .	Wskaźniki zmęczenia materiału . . . . .	6	181	
	<b>Przeglądamy usprawnienia</b>			
S. M. . . . .	Opisy usprawnień aktualnych w przemyśle lotniczym . . . . .	1	30	
		2	59	
		4	122	
		5	154	
		6	182	
	<b>Na półkach księgarskich</b>			
	Przegląd książek polskich i obcych, które ukazały się w okresie sprawozdawczym . . . . .	1	32	
		2	62	
		4	123	
		5	155	
		6	183	
	<b>Normy lotnicze</b>			
	Nowe polskie normy lotnicze . . . . .	3	95	
	<b>Kronika</b>			
	Kronika Koła Lotniczego SIMP, Komunikaty, Okólniki itp. . . . .	1	31	
	Konferencje naukowe Polskiej Akademii Nauk . . . . .	6	184	
	<b>Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa</b>			
	Wzmianki bibliograficzne z bieżącej prasy polskiej i zagranicznej, opracowane przez Dział Dokumentacji i Wydawnictw Instytutu Lotnictwa . . . . .	2	63	
		3	96	
		4	127	
		5	156	
		6	185	
	<b>Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej</b>			
H. Zatyka . . . . .	Drewno w konstrukcjach lotniczych . . . . .	1	okładki	
H. Zatyka . . . . .	Gumy stosowane w lotnictwie . . . . .	2	”	
J. Szczepanik . . . . .	Tworzywa sztuczne stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. I . . . . .	3	”	
J. Szczepanik . . . . .	Tworzywa sztuczne stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II . . . . .	4	”	
H. Zatyka . . . . .	Sklejka i drewno ulepszone w konstrukcjach lotniczych . . . . .	5	”	
A. Rossakiewicz . . . . .	Materiały lakiernicze stosowane w lotnictwie . . . . .	6	”	

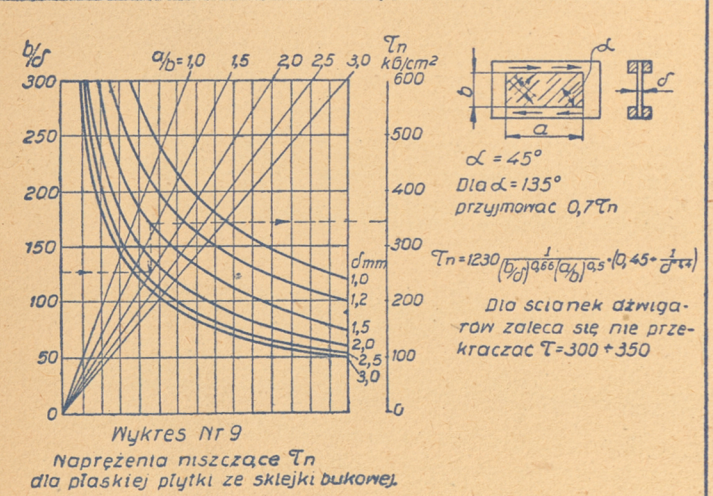
**Tabela Nr 6** Własności wytrzymałościowe różnych sklejek lotniczych określone na podstawie przeprowadzonych badań dla różnych rodzajów i grubości sklejek i wg F. Kollmanna i Z. L. Krzywobłockiego.

Rodzaj sklejki	Grubość sklejki w mm	Ciężar właściwy g/cm³	Wilgotność %	Budowa sklejki (liczba warstw)	Klejona klejem	Kierunek włókien w obłogach																	
						Wzdłuż		Przekł.		Wzdłuż		Przekł.		Wzdłuż		Przekł.							
						Wytrzymałość na rozciąganie Rt - kG/cm²	Moduł sprężystości E - kG/cm²	Wytrzymałość na rozciąganie Rt - kG/cm²	Moduł sprężystości E - kG/cm²	Wytrzymałość na rozciąganie Rt - kG/cm²	Moduł sprężystości E - kG/cm²	Wytrzymałość na rozciąganie Rt - kG/cm²	Moduł sprężystości E - kG/cm²	Wytrzymałość na rozciąganie Rt - kG/cm²	Moduł sprężystości E - kG/cm²	Wytrzymałość na rozciąganie Rt - kG/cm²	Moduł sprężystości E - kG/cm²						
Brzożowa	0,9	0,81	11,8	3	kaz.	1170	680	346	200	215	340												
"	1,1	0,99	8,2	5	bak.	1740	1310	609				159000	112000	45000									
"	1,2	0,70	8,5	5	bak.	1070	655	331	215	230	345	128000	71000	29000									
"	1,25	0,77	7,7	3	bak.	1070	692	475	297	309	447	132000	80000	40000									
"	1,5	0,8	11,0	3	kaz.	974	845	306	200	220	320												
"	1,5	0,86	8,3	5	bak.	1450	1070	519	234	262	428												
"	1,6	0,8	10,0	3	kaz.	1090	713	724	209	213	338	120000	96000	36000									
"	1,8	0,76	8,0	3	bak.	1360	865	435		230	346	136000	76000	31000									
"	1,8	0,76	9,7	3	bak.	1170	860	400	272	273	408	155000	97000	34000									
"	2,0	0,84	6,5	7/48	bak.	976	969	1050	393	424	433	91000	74000	82000									
"	2,0	0,76	10,3	7/48	kaz.	811	746	847	332	306	312	81000	78000	79000									
"	3,7	0,69	8-10	3	bak.	960	912	362	210	226	312	119000	88000	28000									
"	5,0	0,74	11,1	5	bak.	831	690	316															
"	6,0	0,74	11,5	5	kaz.	802	590	275															
"	6,2	0,74		5	kaz.	850	835	274				89000	90000										
Bukowa	1,3	0,69	8-10		kaz.	740	660																
Olichowa	1,7			3	kaz.	750	500	300	170	150	240	90000	50000	25000									

Oznaczenia: bak. - klejona klejem bakelitowym; kaz. - klejona klejem kazeinowym. Uwaga: Wartości podane w tabeli mogą służyć jako orientacyjne dane o własnościach poszczególnych rodzajów i grubości sklejek.



Zmiana wartości E i J w zależności od kierunku działania siły dla sklejki brzożowej. Wykres Nr 8: Hygroskopijność forniru i sklejek brzożowych. A - fornir; B - sklejka klejona kazeiną; C - sklejka klejona albuminą; D - sklejka klejona klejem bakelitowym.



**Tabela Nr 11** Własności wytrzymałościowe drewna warstwowego TBU-7 i TBU-20 wg literatury niemieckiej

Rodzaj drewna warstwowego	Ciężar właściwy g/cm³	Wilgotność %	Ilość warstw	Współczynniki wytrzymałości - kG/cm²														
				Rozciąganie				Zginanie										
				wzdłuż	przekł.	wzdłuż	przekł.	wzdłuż	przekł.	wzdłuż	przekł.							
TBU-7	0,75	7	7	1000	65	0,8	0,02	700	200	1200	180000	30000	8000	170000	40000	8000	160000	20000
TBU-20	0,80	7	20	1200	60	0,8	0,02	800	280	1400	185000	30000	12000	175000	40000	12000	160000	20000

**Część II Plastyki drzewne**

Plastyki drzewne odznaczają się bardzo wysokimi własnościami technicznymi i dzięki temu w wielu przypadkach mogą być stosowane zamiast metali kolorowych.

Własności plastykon uzyskuje się w wyniku chemicznej i piezotermicznej (ciśnienie i ogrzewanie) obróbki drewna.

Obecna produkcja plastykon drzewnych różni się w dwu kierunkach:

- przez działanie chemiczne i piezotermiczne na drewno lite - otrzymujemy plastyki zwane lignostonem.
- przez działanie chemiczne i piezotermiczne na fornir nasycony różnymi wiążącymi substancjami - otrzymujemy plastyki warstwowe (drewno warstwowe) zwane lignofolem.

Lignoston produkowany jest metodą CNIENI (Centralny Instytut Naukowo-Badawczy Chemii Drewna), oraz metodą Chuchrianskiego.

Własności fizyko-mechaniczne lignostonu podane są w Tabeli Nr 7.

Lignofol produkowany jest o różnych własnościach fizyko-mechanicznych, które zależą od: gatunku drewna, grubości warstw forniru, kierunku włókien w poszczególnych warstwach, rodzaju kleju, oraz warunków produkcji (temperatura, ciśnienie i czas).

Najbardziejie rozpowszechnionymi i stosowanymi w przemyśle lotniczym rodzajami lignofolu są drewno delta i balenit (ZSRR), oraz drewno warstwowe TBU-7 i TBU-20 (Niemcy).

Zasadnicze własności fizyko-mechaniczne drewna delta i balenitu wg S. Wanina podaje tabela Nr 8 i 9.

Orientacyjne dane odnośnie wpływu układu włókien w fornirach na wskaźniki wytrzymałościowe podaje tabela Nr 10.

Własności wytrzymałościowe drewna TBU-7 i TBU-20 podane są w T. 11.

**Tabela Nr 7** Własności fizyko-mechaniczne lignostonu

Gatunek drewna	Metoda	Wilgotność %	Ciężar właściwy g/cm³	Wytrzymałość (kG/cm²) na:			Twardość wg Janki kG/cm²
				ściskanie	zginanie	ściskanie	
Buk	CNIENI	14	1,18	900	1702	182	1460
Brzoza	"	11	1,35	1215	2206	231	1327
Oślika	"	7	1,05	1438	1818	166	935
Osika	Chuchrianskiego	10-12	0,75-90	600-850	1300-1500		500-700
Jesion	"	10-12	1,0-1,10	900-1200	1700-2000		1000-1200
Brzoza	"	10-12	0,9-1,10	800-1200	1700-2000		900-1300
Sosna	"	10-12	0,9-1,10	800-900	1600-1800		600-700

Własności mech. lignostonu za wyjątkiem wytrzymałości na ściskanie zależą od stopnia sprasowania drewna i wg Chuchrianskiego wyrażają się wzorem:  $G = G_0 / (1 + k)$  gdzie: G - wytrzymałość lignostonu;  $G_0$  - wytrzymałość drewna wyjściowego; k - stopień sprasowania.

Ważniejszy współczynnik prop. zależny od gat. drewna, rodzaju odkształceń i metody prasowania. Wzrost się od 1,2-2,8.

**Tabela Nr 8** Własności fizyko-mechaniczne drewna delta o wilgotności 5% i ciężarze właściwym 1,25

Gatunek	Rozciąganie włókien	Ściskanie	Zginanie	Ściskanie wzdłuż włókien	Udarność kG/cm²	Twardość Brinella kN/cm²	Moduł sprężystości E w kG/cm²	Moduł sprężystości G w kG/cm²
A	2650	1750	2800	140	80	18	280000	17000
A1	2600	1600	2800	140	80	18	290000	17000
B	2400	1700	2800	140	80	18	290000	17000
C	2200	1500	2800	120	70	18	290000	17000

Wyrabiane z forniru brzożowego o grub. 0,5+0,55 mm. Fornir układany w paczki o jednakowym przebiegu włókien - co 10 arkuszy kładzie się: arkusz w poprzek. Produkowane w postaci desek o grub. 15+17mm, oraz arkuszy o grub. do 10mm. Ciężar wł. 1,15+1,40 g/cm³. Stosowane do wyrobu smigieł oraz na wręgi i podłużnice kadłubów i skrzydeł.

**Tabela Nr 9** Własności fizyko-mechaniczne balenitu arkuszkowego

Gatunek	Grubość mm	Wytrzymałość na rozciąganie - kG/cm²	Moduł sprężystości E - kG/cm²	Moduł sprężystości G - kG/cm²	Uwagi
A	1,0	1400	900	800	Balenit otrzymuje się przez prasowanie na gorąco forniru brzożowego poliaktonowanego sodą żrącą i poddanyemu rozróżnieniu żywicy fenolformaldehydowej. Prasuje się pod ciśn. 40+45 kG/cm² i temp 120-140. Produkowany w postaci płyt lub arkuszy.
B	1,5-3,0	1800	1400	800	
	3,5-6,0	1700	1200	700	Dane w tabeli odnoszą się do balenitu o wilgotności 2+8,5% i ciężarze wł. 1,2-1,45 g/cm³.
	1,0	1000	700	700	
	1,5-3,0	1500	1000	700	
	3,5-6,0	1200	900	600	
C	1,0	850	595	595	
	1,5-3,0	1275	850	595	
	3,5-6,0	1020	765	510	

**Tabela Nr 10** Zależność wytrzymałości drewna warstwowego od układu włókien w fornirach

Własności mechaniczne	Jednostki	Drewno warstwowe zgrupowane		
		jednokierunkowe	dwukierunkowe	wielokierunkowe
Wytrzymałość na rozciąganie	kG/cm²	1600-2000	1000-2000	800-1050
Wytrzymałość na zginanie	kG/cm²	1800-2500	1250-1800	1200-1800
Wytrzymałość na ściskanie	kG/cm²	1100-1300	2400-2800	1800-2000
Udarność	kG/cm²	40-50	25-30	20-28
Moduł sprężystości E	kG/cm²	180-190	110-125	80-100

Dane w tabeli dotyczą drewna warstwowego o ciężarze właściwym ~ 1,25 g/cm³.