



5

# TECHNIKA LOTNICZA

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

**WRZESIEŃ • 1957 • PAŹDZIERNIK**

## TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
W sprawie amatorskiej budowy samolotów . . . . .	133
K. Zuchowicz: Zagadnienie szczotek do wysokościowych maszyn elektrycznych . . . . .	134
L. Szostakowski: Dwa silniki — czy cztery? . . . . .	139
J. Lipka: Wyznaczanie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym (cz. I) . . . . .	141
Produkcja — T. Wiślicki: Klejenie metali (cz. II) . . . . .	146
Nasz reportaż — K. Głębicki: Osprzęt samolotowy na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu . . . . .	154
Reportaż fotograficzny XXVI Międzynarodowych Targów Poznańskich . . . . .	156
S. Lasota: Wystawa technologii lotniczej w Moskwie . . . . .	158
Trybuna Czytelników . . . . .	159
Notatnik użytkownika . . . . .	160
Przeglądamy usprawnienia . . . . .	161
Kronika . . . . .	162
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	163
Pomoce konstruktorskie — B. Mielnikowa: Smary, ciecze chłodzące i hydrauliczne stosowane w lotnictwie . . . . .	okł.



# „Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej“

## Smary, ciecze chłodzące i hydrauliczne stosowane w lotnictwie

W ostatniej części „Olejów i smarów...“ zebrane są dane techniczne smarów do mechanizmów, olejów i smarów konserwacyjnych, cieczy do instalacji chłodzenia silników tłokowych oraz płynów do instalacji hydraulicznych.

Zebrała i opracowała mgr inż. B. Mielnikowa

### 1. Smary do mechanizmów w agregatach lotniczych

Smary są produktami składającymi się z olejów mineralnych oraz mydeł, czyli soli wyższych kwasów tłuszczowych. Do produkcji smarów stosowane są różne sole (mydła) wapniowe, sodowe, potasowe, litowe, barowe i ołowiowe. Nadają one smarom stałą konsystencję oraz specjalne właściwości.

Smary stałe przeważnie stosowane są do łożysk mało dostępnych, w których smar nie ulega wymianie i skąd oleje wyciekają. Zadanie

smaru stałego polega zarówno na smarowaniu mechanizmu celem zmniejszenia tarcia i zużycia, jak też uszczelnienia łożyska i ochrony mechanizmu przed wilgocią i zanieczyszczeniami, ponadto na ochronie łożyska przed korozją.

Smary stałe do mechanizmów agregatów lotniczych muszą ponadto być przydatne do pracy w szerokim zakresie temperatur. Niskie temperatury sięgają  $-60^{\circ}\text{C}$ , a w niektórych przypadkach i  $-80^{\circ}\text{C}$ , wysokie temperatury osiągają  $120-140^{\circ}\text{C}$ .

Smary lotnicze są zatem sporządzane z olejów mineralnych niskokrzepnących, ponadto stosowane są również smary sporządzone na cieczech krzemoorganicznych i fluoropochodnych węglowodorów, odznaczających się równocześnie odpornością na niskie i wysokie temperatury.

Smar	Temperatura kroplenia	Penetracja	Mydło	Olej	Norma	Zastosowanie
CIATIM 201	min 170	270-320 przy $25^{\circ}\text{C}$ i min 50 przy $60^{\circ}\text{C}$	litu	lekki nisko- krzepnący	605T 6267-52	$-60 \pm 20^{\circ}\text{C}$ do mechanizmów sterowania, przyrządów i radioaparatu w lotnictwie
CIATIM 202	min 170	260-320 przy $25^{\circ}\text{C}$ i min 20 przy $60^{\circ}\text{C}$	—	—	TU 517-54	Do szybkoobrotowych łożysk kulkowych do 30000 obr/min i $-50 \pm 150^{\circ}\text{C}$
CIATIM 203	min 145	235-300 przy $25^{\circ}\text{C}$ 25 przy $60^{\circ}\text{C}$	—	—	TU 340-50	$-60 \pm 120^{\circ}\text{C}$ przy dużych obciążeniach; odporny na wilgoć
KW	min 120	275-325 przy $25^{\circ}\text{C}$ min 130 przy $10^{\circ}\text{C}$ min 45 przy $50^{\circ}\text{C}$	sodowe	—	605T 2931-51	$-60 \pm 75^{\circ}\text{C}$ nieodporny na wilgoć. Stosuje się do różnych mechanizmów podrzędnych.
NK-30	min 90	250-350 przy $25^{\circ}\text{C}$	sodowo- potasowe	lekki nisko- krzepnący	605T 2375-46	$-60 \pm 85^{\circ}\text{C}$ nieodporny na wilgoć. Może być zastąpiony przez CIATIM 201.
GSA	min 120	325-375 przy $75^{\circ}\text{C}$ 270-320 przy $25^{\circ}\text{C}$	sodowe	transformato- rowy	605T 732-49	$-50 \pm 40^{\circ}\text{C}$ wrażliwy na wilgoć; do łożysk generatorów małej mocy; do łożysk silników elektrycznych (można stosować CIATIM 201)
601-54	min 60	230-255 przy $25^{\circ}\text{C}$	bez mydła z czerzyną ołowiową	MWP	605T 3276-54	$-50 \pm 4^{\circ}\text{C}$ nieodporny do mechanizmów sterowania, do przyrządów awionawigacyjnych, optycznych, radiowych i uzbrojenia (może być zastąpiony przez CIATIM 201)
4F-7J	min 60	—	ołowiowa	MWP	605T 2367-52	$-50 \pm 45^{\circ}\text{C}$ w łożyskach o wyższych naciskach; w przyrządach optycznych i uzbrojeniu
4K-50	min 200	170-225	sodowe i grafit	olej lotniczy	605T 5973-50	$140 \pm 150^{\circ}\text{C}$ dla niskich temperatur nie nadaje się; wrażliwy na wilgoć.
K3-122-7	~ K70	—	litu	olej silnikowy	—	Twardnieje przy $-70^{\circ}\text{C}$ ; brak bliższej charakterystyki.

### 2. Oleje konserwacyjne do silników lotniczych

Sposoby konserwacji silników podane są w normie PN/L-07103.

Nazwa oleju	nr 58	58M(SP-1)	59(SP-2)	59c(SP-3)
Składniki	Olej siwinski lub kapytkowy; stearian glinu, oleoleina, trójetanoloamina, trójetanoloarabina i n-butanol	Olej wrzecionowy; stearian glinu, oleoleina, trójetanoloamina, i n-butanol	Olej lotniczy, trójetanoloamina, oleoleina.	Lekki olej mineralny, trójetanoloamina, oleoleina.
GOST	—	4807-49	5699-51	5702-51
Zastosowanie	Do konserwacji wewnętrznej części silników pracujących na benzynie etylizowanej.	Do konserwacji wewnętrznej części silników pracujących na benzynie etylizowanej.	Do konserwacji wewnętrznej części silnika i do części wewnętrznych silników pracujących na czystej benzynie.	Do konserwacji wewnętrznej części silników pracujących na benzynie etylizowanej.

### 3. Smary konserwacyjne stałe

Smary stałe konserwacyjne stosowane są do konserwacji części metalowych podczas magazynowania.

Nazwa smaru	Wazelina techniczna	Smarmatni
Norma	PN-C-96120	605T 782-53
Temperatura kroplenia	$34^{\circ}\text{C}$	$54^{\circ}\text{C}$
Liczba kwasowa %max	0,2	0,28
Wody %max	0,05	brak
Popiołu %max	0,05	0,07
Zanieczyszczeń mech. %max	brak	0,03
Badania korozyjne	wytrzymuje	wytrzymuje
Próba spływania i zachowania kształtu	—	wytrzymuje
Zdolność tworzenia powłoki grubości mm	—	0,6 mł/cm <sup>2</sup>

## СОДЕРЖАНИЕ

K вопросу о самостоятельной стройке самолетов . . .	133
<b>K. ZUCHOWICZ:</b> Щетки электродвигателей, работающих на больших высотах . . .	134
<b>L. SZOSTAKOWSKI:</b> Два или четыре двигателя? . . .	139
<b>J. LIPKA:</b> Определение изгибающих моментов лопастей вертолета при висении (Часть I) . . .	141
Производство — <b>T. WISLICKI:</b> Клейка металлов. Часть II . . .	146
Наш репортаж — <b>K. GŁĘBICKI:</b> Самолетное оборудование в Международном Авиационном Салоне в Париже . . .	154
Фотографический репортаж из XXVI Международной Ярмарки в Познани . . .	156
<b>S. LASSOTA:</b> Выставка авиационной технологии в Москве . . .	158
Трибуна читателей . . .	159
Заметки по технической эксплуатации . . .	160
Обзор новаторских предложений . . .	161
Хроника . . .	162
Документальный обзор авиации . . .	163
Конструкторские пособия — <b>B. MIELNIKOWA:</b> Смазки, охлаждающие и гидравлические жидкости, применяемые в авиации . . .	обертки

## CONTENTS

About amateur aircraft construction . . .	133
<b>K. ZUCHOWICZ:</b> High altitude carbon brush problem . . .	134
<b>L. SZOSTAKOWSKI:</b> Two or four engines? . . .	139
<b>J. LIPKA:</b> Determination of bending moments of helicopter blades in hovering (part. I) . . .	141
Production — <b>T. WISLICKI:</b> Metal glueing (part. II) . . .	146
Our Report — <b>K. GŁĘBICKI:</b> Aircraft accessories on XXII Salon International de l'Aeronautique . . .	154
Fotos from International-Industries Fair at Poznań . . .	156
<b>S. LASSOTA:</b> Aviation Technology Show in Moscow . . .	158
Reader's Tribune . . .	159
The User's Note-Book . . .	160
Review of Rationalisation Projects . . .	161
Chronicle . . .	162
Aviation Documentation Review . . .	163
Designer's Data Sheets — <b>B. MIELNIKOWA:</b> Greases, coolings and liquids used in aviation . . .	on cover

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

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. Madeyski. Redaktor techniczny: Mieczysław Dolowy, Sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł.

Prenumerata roczna 74.— zł.

Półroczna 36.— zł.

# TECHNIKA LOTNICZA

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

ROK XII

WRZESIEŃ – PAŹDZIERNIK 1957 R.

ZESZYT 5 (47)

## W sprawie amatorskiej budowy samolotów

W rozmowach młodzieży lotniczej, a także i starszych pracowników lotnictwa, przewija się często motyw amatorskiej budowy samolotów. Zwłaszcza ci, którzy nie pracowali w biurach konstrukcyjnych, względnie w warsztatach prototypowych i nie są czynnymi pilotami, snują śmiałe plany budowy własnego szybowca, samolotu, a nawet śmigłowca, by w ten sposób, jak mniemają, uzyskać tanio i łatwo sprzęt umożliwiający im upragnione latanie. Te zamierzenia są realizowane przez wytrwalszych i bardziej zdeterminowanych amatorów, którzy nie szczędzą czasu, wysiłku, pieniędzy, a nawet poświęcają swoje życie osobiste, by tylko dopiąć celu. I tak w ostatnich latach zbudowano samoloty w Poznaniu, w Kielcach, a we Wrocławiu — śmigłowiec. Wykonawcy uzyskali w mniejszym lub większym stopniu pomoc ze strony władz, organizacji społecznych i zakładów wytwórczych. Niestety, zbudowany sprzęt latający w żadnym z tych przypadków nie spełnił pokładanych w nim nadziei. Twórcy są zawiedzeni, mówią, że otacza ich mur biurokracji, a fachowcy są nieprzychylni do nich nastawieni. Tym też tłumaczą swe niepowodzenia. Mimo to jest wielu, którzy budowę amatorską samolotów próbują forsować.

Nasuwa się więc pytanie — czy budowa amatorska jest ruchem zdrowym, czy spełnia swój cel, czy należy ją popierać, jakie z tego mogą wyniknąć korzyści dla twórców i dla społeczeństwa.

Wzorami dla amatorów są pionierzy lotnictwa, cechy wspólne — to zapał i entuzjazm. Są jednak i zasadnicze różnice. Pionierzy z niczego tworzyli technikę i wiedzę lotniczą, budowali aparaty latające, próbowali je, stale udoskonalali, tworzyli postęp. Każde osiągnięcie było wykorzystywane przez następców, każdy nowy samolot był sumą doświadczeń, wypadkową stanu techniki lotniczej. Kto ignorował najnowsze osiągnięcia — zostawał w tyle, jego konstrukcje nie dorównywały konkurencji. Wymagania stawiane samolotom stale wzrastały, spełnienie ich zmuszało konstruktorów do pogłębiania swej wiedzy i doświadczenia. Współczesna wiedza konstruktora lotniczego to aerodynamika, mechanika lotu, wytrzymałość, zasady konstrukcji, technologia rozlicznych materiałów, fabrykacja, znajomość zagadnień bogatego osprzętu i agregatów, technika przeprowadzania prób poszczególnych elementów jak i całego zespołu samolotu, zarówno na ziemi jak i w warunkach lotu. Żadnej z tych dziedzin nie można pominąć w zdrowej konstrukcji lotniczej. Każda z nich jest już dzisiaj tak obszerna, że jeden człowiek może ogarnąć najwyżej kilka z nich, pozostałe można znać pobieżnie. Dlatego też nawet nieduże samoloty obecnie są projektowane przez zespoły specjalistów pod kierunkiem doświadczonych głównych konstruktorów. Amatorzy zadowalają się wprowadzić konstrukcjami małymi i prostymi, niemniej muszą oni dysponować bogatą wszechstronną wiedzą lotniczą. Praktyka uczy, że taką wiedzę mogą dać poważne studia politechniczne i praca w poważnym zespole konstrukcyjnym. Natomiast nawet największa praktyka w jakiejś jednej specjalności lotniczej nie pozwala na wyrobienie sobie poglądu na całość zagadnień.

Amatorzy nie dysponują na ogół wystarczającym przygotowaniem teoretycznym ani praktycznym, nie doceniają wielu spraw nie łatwo jest im się „dogadać“ ze specjalistami — właśnie z braku dostatecznego przygotowania, popełniają rażące błędy w pewnych zakresach przy jednoczesnej poprawności konstrukcji z innych punktów widzenia. Typowym przykładem tego może być niewłaściwe położenie środka ciężkości samolotu przy — poza tym — prawidłowej jego konstrukcji, co dyskwalifikuje go z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu.

Przykładem kompletnej ignorancji jest „śmigłowiec“ Gigant-2, gdzie konstrukcja wykazuje zasadnicze braki pod względem aerodynamiki, wytrzymałości, technologii, również zespół napędowy był zaprojektowany wbrew wszelkim zasadom termodynamiki, konstrukcji itd.

Taka robota amatorska nieodparcie nasuwa analogię, jaką jest znachorstwo w stosunku do współczesnej medycyny. Tak jak znachorstwo świadczy o niskim poziomie cywilizacji, przynosząc wiele szkody przy sporadycznych sukcesach — ruch amatorski budowy samolotów przez ludzi o niewystarczającym przygotowaniu jest dowodem zacofania technicznego. Amatorzy tacy często mówią, że majsterkowanie to ich sprawa osobista i nie należy im w tym przeszkadzać. Z tym się jednak nie można zgodzić, gdyż próby lotów stwarzają poważne niebezpieczeństwo nie tylko dla samego twórcy, ale i dla otoczenia. Tolerowanie takiego stanu rzeczy byłoby lekkomyślnością. Wiadomo, że nawet konstrukcje budowane w myśl wszelkich zasad przez doświadczonych konstruktorów ulegają w czasie prób wypadkom, niekiedy bardzo poważnym. Tym bardziej narażony na to jest amator. Dla ograniczenia ryzyka do minimum i w celu przekazywania doświadczeń istnieją przepisy państwowe, określające wymagania stawiane konstrukcjom lotniczym, sposób przeprowadzania nadzoru nad budową i wykonywania prób. Dotychczasowy rozwój lotnictwa, narastające doświadczenie, nauka z wielu wypadków znajduje odbicie w tych przepisach. Dla realizacji i przestrzegania przepisów są powołane odpowiednie władze i instytucje naukowo-badawcze. Tylko ktoś niezorientowany w technice lotniczej może nazwać akcję przepisów — biurokracją, stawiającą przeszkody amatorom.

Czy to, co zostało stwierdzone powyżej, stawia zaporę ruchowi amatorskiemu? Nie — kto posiada niezbędną wiedzę i doświadczenie może wziąć się za projektowanie, spełniając wymagania stawiane każdej konstrukcji lotniczej, braki w pewnych działach może uzupełnić, konsultując pewne zagadnienia ze specjalistami zgromadzonymi w Politechnice, w Instytucie Lotnictwa, w Biurach Konstrukcyjnych przemysłu lotniczego. Jeżeli chodzi o opanowanie pilotażu, to samouctwo całkowicie odpada, sztukę pilotażu można osiągnąć jedynie w szkołach, jakie na terenie kraju się znajdują. Należy przy tym dodać, że próby nowego samolotu czy szybowca, nawet bardzo prostej konstrukcji, mogą być dokonywane nie przez świeżo wyszkolonych pilotów, lecz przez oblatywaczy, dysponujących dużym doświadczeniem oraz przygotowaniem technicznym. Kto nie posiada gruntownej wiedzy lotniczej, a ma nieprzepatną chęć konstruowania, niech poświęci się modelarstwu lotniczemu a jednocześnie pogłębia swe umiejętności, da mu to dużo zadowolenia i nauczy krytycznego podejścia do zagadnień lotniczych i własnych możliwości. Możliwe jest również budowanie sprzętu lotniczego na podstawie wypróbowanej dokumentacji, wtedy pozostaje do opanowania technologia, nadzór spełnia Kontrola Cywilnych Statków Powietrznych przy Ministerstwie Komunikacji. Dotychczas jednak Biura Konstrukcyjne nie są nastawione na dostarczanie dokumentacji amatorom. Sprostanie wymaganiom technologii lotniczej jest na tyle trudne, że nie wydaje się, by w warunkach budowy amatorskiej można było uzyskać materiały lotniczej jakości i zagwarantować absolutną pewność wykonawstwa. Dużą pomocą byłoby przygotowywanie przez zakłady lotnicze kompletów, zawierających części składowe samolotu i inne części pomocnicze wraz z instrukcjami technologicznymi i przepisami montażu i kontroli, co znacznie ułatwiłoby zadanie amatorom i od wielu lat jest stosowane za granicą.



Mgr inż. KWIRYN ZUCHOWICZ

## Zagadnienie szczotek do wysokościowych maszyn elektrycznych

*W pracy poruszono — ważne w chwili obecnej — zagadnienie utrzymania prawidłowej pracy szczotek maszyn elektrycznych, stosowanych na samolotach latających na bardzo dużych wysokościach.*

### Wprowadzenie

Szybki rozwój samolotów wojskowych na początku drugiej wojny światowej pociągnął za sobą rozwój elektrycznych urządzeń samolotowych, niezbędnych dla ich kontroli i działania. Jako źródła prądu elektrycznego stosowano prądnice prądu stałego oraz zmiennego. Odbiornikami energii elektrycznej w znacznym procencie są silniki elektryczne. Zarówno w prądnicach jak i silnikach stosowane są szczotki elektrografitowe lub metalografitowe ze względu na mały współczynnik tarcia, w połączeniu z niewielkim oporem przejścia.

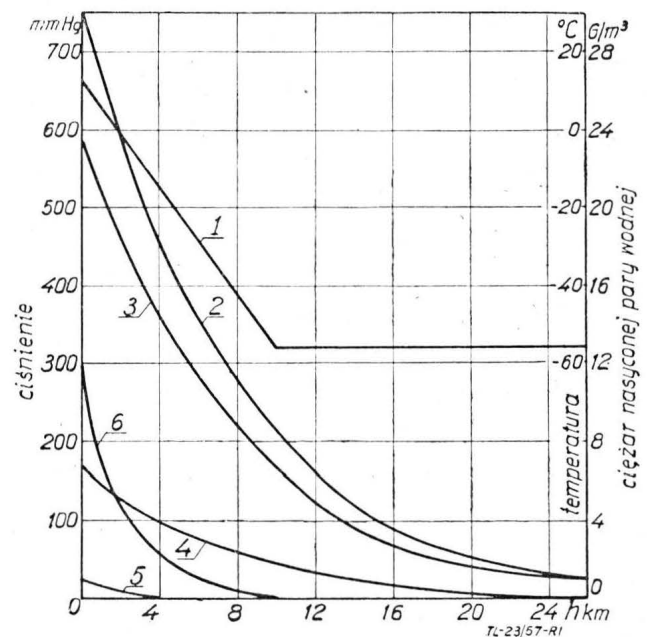
Szczotki metalografitowe, które dalej będą oznaczać skróttem MG, uzyskuje się przez zmieszanie grafitu z proszkiem metalu, po czym formuje się na gorąco. W trakcie produkcji konieczna jest kontrola ciśnienia i temperatury, gdyż od nich, w głównej mierze, zależą zasadnicze parametry materiału szczotkowego (oporność, twardość, jednolitość materiału itd.). Temperatura wypalania zazwyczaj nie jest wyższa od 450—500°C ze względu na topliwosć metali stanowiących domieszkę. Drugą główną grupą materiału szczotkowego są materiały grafitowe. Poddawane są one wypalaniu dla powiązania poszczególnych składników i wypalania lepiscza. Wypalanie ponadto ma na celu usunięcie istniejących naprężeń wewnętrznych materiału. Wypalanie przeprowadza się przez stopniowe podnoszenie temperatury do 1300°C, po czym następuje stopniowe studzenie.

Szczególne gatunek szczotek grafitowych stanowią szczotki tak zwane elektrografitowe, które dalej będą oznaczać skróttem EG. Ten typ szczotek otrzymuje się przez poddanie wypalonego materiału grafitowego ponownemu procesowi wyżarzania w piecu elektrycznym bez dostępu powietrza, przy temperaturze około 3000°C. Po wyżarzeniu otrzymuje się materiał tak zwany elektrografitowy, to jest niemal czysty węgiel z bardzo małą domieszką popiołu. Właściwości materiału, tak otrzymanego, zbliżone są do właściwości czystego grafitu naturalnego, lecz o lepszych znacznie właściwościach elektrycznych.

Normalne typy szczotek stosowane w elektrotechnice przemysłowej były zupełnie odpowiednie dla prądnic i silników elektrycznych samolotowych tak długo, póki loty odbywały się na małych wysokościach. W tych warunkach szczotki stosowane w maszynach elektrycznych silnie obciążonych używały się powoli (od 0,0025 do 0,02 mm/h). Można przyjąć, że zużycie szczotek było wywołane z powodów elektrycznych i mechanicznych. Gdy stopień zużycia szczotek na maszynie komutatorowej, pracującej w warunkach naziemnych, porównać z zużyciem ich na pierścieniu ślizgowym, można stwierdzić, że zużycie na komutatorze jest znacznie większe niż na pierścieniu. Stąd wniosek, że podczas pracy maszyny elektrycznej w warunkach naziemnych zużycie szczotek ma głównie charakter elektryczny, dzięki procesowi komutacji, natomiast zużycie mechaniczne, na skutek tarcia, odgrywa mniejszą rolę. Powierzchnia trąca szczotek po takiej pracy ma wygląd równomiernie wypolerowanej, co pozwala przypuszczać, że kryształy grafitu pod wpływem tarcia ułożyły się w płaszczyźnie styku. Komutator lub pierścień ślizgowy w dobrym stanie ma w tych warunkach pracy jednolitą brązową powierzchnię.

Gdy rozpoczęto wykonywać loty na wysokościach od 6000 do 12 000 m, stopień zużycia szczotek w maszynach elektrycznych samolotowych mógł nawet przekroczyć kilka tysięcy razy stopień zużycia w warunkach naziemnych (szczególnie, gdy prądnice były chłodzone powietrzem czerpanym z zewnątrz samolotu). Powierzchnia trąca szczotki po pracy na wysokości jest szorstka, kryształy grafitu są ułożone chaotycznie. Powierzchnia komutatora lub pierścienia ślizgowego ma wygląd naturalnej miedzi, nieco szarej, na skutek osiadłego grafitu i zużywa się również szybko. W tym przypadku stopień zużycia szczotek jest niezależny od natężenia prądu przepływającego przez powierzchnię styku, z czego można wyciągnąć wniosek, iż ma on raczej charakter mechaniczny niż elektryczny. Jednak zjawiska elektryczne (iskwienie), w specjalnych okolicznościach, przyczyniają się do zapoczątkowania szybkiego zużycia.

Rozpoczęto najpierw badanie przyczyn szybkiego zużycia szczotek, a następnie studia w celu opracowania środków zabezpieczających produkowane szczotki przed szybkim zużyciem się, lub wykonania nowych typów szczotek, które pracowałyby dobrze zarówno na dużych, jak i na małych wysokościach. Ponieważ podczas lotów na dużej wysokości oraz w niskiej temperaturze szczotki — zarówno EG jak i MG — zużywają się szybko, przeto przyczyny tego zjawiska należy szukać w oddziaływaniu fizycznych właściwości atmosfery przy niskich temperaturach i małych ciśnieniach na pracę szczotek i komutatora.



Rys. 1. Charakterystyka atmosfery ziemskiej w zależności od wysokości, 1 — temperatura powietrza, 2 — ciśnienie powietrza, 3 — częściowe ciśnienie azotu, 4 — częściowe ciśnienie tlenu, 5 — częściowe ciśnienie nasyconej pary wodnej, 6 — ciężar nasyconej pary wodnej w jednym m<sup>3</sup> powietrza

Na rys. 1 podana jest wykresna charakterystyka atmosfery według atmosfery wzorcowej I.C.A.N.\*). Na rysunku tym, prócz zasadniczej krzywej 2, podającej zmianę całkowitego ciśnienia powietrza w funkcji wysokości, krzywa 1 przedstawia zmianę temperatury powietrza w zależności od wysokości; krzywe 3, 4 i 5 — zmiany częściowych ciśnień azotu, tlenu i nasyconej pary wodnej w funkcji wysokości; krzywa 6 — zmianę ciężaru nasyconej pary wodnej w m<sup>3</sup> powietrza w funkcji wysokości. Warunki podane wyżej zmieniają się z biegiem czasu i w zależności od miejsca, lecz stosunek objętościowy azotu do tlenu i innych gazów jest zasadniczo zachowany niezależnie od miejsca do wysokości 32 km.

### Warstwa ochronna

Od dawna znane jest zjawisko, że gdy dwie dokładnie czyste powierzchnie zostaną do siebie zbliżone, w ich miejscach styku powstaną bardzo duże siły dzięki elektrostatycznemu przyciąganiu powierzchni atomów. Siły te są powodem powstawania dużego współczynnika tarcia przy wzajemnym przesuwaniu się tych powierzchni. Gdy rozpatrywane powierzchnie będą komutator i szczotka elektryczna — to powstały pomiędzy nimi duży współczynnik tarcia będzie powodem ich szybkiego zużycia się.

\*) Atmosfera I.C.A.N. jest opracowana przez Międzynarodową Konwencję dla Nawigacji Lotniczej, jako atmosfera podstawowa, z którą porównywane są osiągi samolotów. W Polsce obowiązuje atmosfera wzorcową wg PN-54/L-02001.



Jeżeli pomiędzy szczotką a komutatorem wytworzymy cienką warstwę oddzielającą je, wówczas siły przyciągania obniżą się do znikomych wartości i zmniejszy się współczynnik tarcia podczas względnego przesuwania się tych powierzchni; to znaczy, że wytworzona warstwa pośrednia w pewnym stopniu spełnia rolę smaru. Warstwa ta, zwana „warstwą ochronną”, powstaje na powierzchni komutatora lub pierścieni ślizgowych, gdy grafit trze się o metal w warunkach naziemnych, to znaczy przy normalnym ciśnieniu atmosferycznym i normalnej wilgotności. Zawartość pary wodnej w powietrzu ma decydujący wpływ na wytworzenie się tej warstwy, o czym szczegółowo będzie mowa niżej. Wobec powyższego, gdy szczotka trze się o komutator lub pierścieni, tarcie istnieje nie pomiędzy grafitem i metalem, lecz pomiędzy grafitem i grafitem. Warstwa ochronna w normalnych warunkach atmosferycznych (w warunkach naziemnych) jest dostatecznie gruba, aby osłabić siły wzajemnego przyciągania atomów grafitów i metalu, to jest zmniejszyć współczynnik tarcia przy ich względnym ruchu, a tym samym zabezpieczyć szczotki przed dużym stopniem zużycia.

Savage (lit. 4) był prawdopodobnie pierwszym, który wskazał, że nadmiernie duży stopień zużycia elektrycznych szczotek grafitowych na dużych wysokościach, a niekiedy i na powierzchni ziemi, przy nadmiernie zimnym, a zatem suchym powietrzu, był spowodowany brakiem ochronnej warstwy na komutatorze lub pierścieniach ślizgowych. Dokładne właściwości chemiczne warstwy ochronnej są jeszcze przedmiotem dyskusji. Mechanizm jej powstawania nie jest również jeszcze ustalony.

Współczynnik tarcia pomiędzy miedzią komutatora a nietożnymi szczotkami zwykle jest duży. Gdy szczotki przy małym elektrycznym obciążeniu zostaną częściowo zużyte i dobrą się, powierzchnia ich stanie się wypolerowana i współczynnik tarcia zmniejszy się. Podczas procesu docierania, trwającego 5 do 7 godzin ciągłej pracy, komutator nagrzewa się, co przyspiesza powstawanie na nim warstwy ochronnej. Jeżeli szczotki są prawidłowo dobrane, a maszyna dobrze wykonana, grubość warstwy ochronnej będzie stopniowo wzrastała, powierzchnia szczotki będzie stawała się lepiej wypolerowana i współczynnik tarcia pomiędzy komutatorem i szczotkami będzie stopniowo malał.

Badania przeprowadzone przez Sávagę wykazały, że warstwa ochronna, zwykle niewidoczna, składa się głównie z tlenku miedzi i grafitu. Grubość jej wynosi około  $5,4 \cdot 10^{-6}$  cm. Ta cienka, niemetaliczna warstwa oddziela szczotki od bezpośredniego styku z metalem i w ten sposób zabezpiecza je przed szybkim zużywaniem się. Charakter warstwy ochronnej na komutatorze zależy od wielu czynników jak: właściwości szczotek, kształtu ich powierzchni, kąta, pod którym stykają się z komutatorem, nacisku sprężyn szczotkowych, powierzchni komutatora pokrytej szczotkami, temperatury komutatora, ich własnej temperatury pracy oraz czystości chłodzącego powietrza.

Wszystkie te czynniki wpływają na grubość i jakość warstwy ochronnej. Prawidłowo dobrane szczotki wytwarzają i utrzymują ochronną warstwę tlenku miedzi z grafitem i zabezpieczają je przed uszkodzeniem przez iskry powstające pomiędzy komutatorem i szczotkami. W rzeczywistości szczotki nie spełniają swej roli idealnie i wobec tego warstwa ochronna nie zawsze jest dobrze wypolerowana. Niekiedy na skutek nieznacznych zmian w warunkach pracy, warstwa ta staje się szorstka i niejednolita w składzie. Należy ją wówczas usunąć i wytworzyć nową za pomocą innego gatunku szczotek.

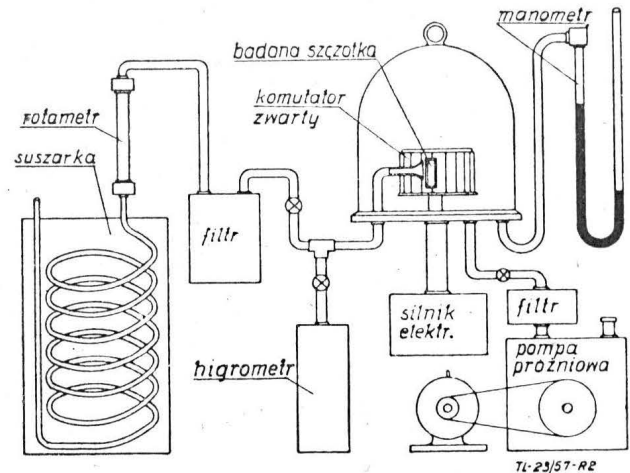
#### Urządzenie laboratoryjne do badania stopnia zużycia szczotek na dużej wysokości

W celu przeprowadzenia badań szczotek w warunkach laboratoryjnych zaprojektowano i wykonano (lit. 4) urządzenie, pozwalające w dużym przybliżeniu odtworzyć warunki w jakich pracują na dużych wysokościach szczotki stosowane w samolotowych maszynach elektrycznych. Podobne prace były prowadzone także u nas w kraju.

W skład urządzenia wchodzi:

- komora niskich ciśnień, odpowiadająca wysokości 17 km, to jest 60 mm Hg,
- suszarka powietrza, działająca przez wymrożenie (punkt szronu odpowiadający temperaturze około minus  $78^{\circ}\text{C}$ ),
- pompa próżniowa, zapewniająca stałą wymianę powietrza w komorze niskich ciśnień,
- zwarty komutator o prędkości obwodowej do 14 m/sek,
- szczotkotrzymacze z wkładkami, pozwalającymi badać

- większość stosowanych w maszynach szczotek, o różnych wymiarach i z regulowanym naciskiem sprężyn szczotkowych,
- f) przetwornica niskonapięciowa do zasilania obwodu szczotek prądem o żądanym natężeniu,
- g) termopara do pomiaru temperatury szczotek,
- h) manometr do pomiaru ciśnienia,
- i) przepływomierz (rotametr) do pomiaru ilości osuszonego powietrza przepływającego przez komorę niskich ciśnień,
- j) przyrządy do pomiaru prądu, spadku napięcia na badanych szczotkach, oraz do pomiaru prądu pobieranego przez silnik napędzający zwarty komutator,
- k) wilgotnościomierz do pomiaru punktu szronu osuszonego powietrza.



Rys. 2. Schemat urządzenia do badania elektrycznych szczotek wysokościowych

Na rys. 2 podany jest schemat urządzenia. Składa się ono z komory próżniowej, wykonanej z naczynia szklanego w kształcie dzwonu ustawionego na uszczelce gumowej, leżącej na płycie stalowej. Przez płytę przechodzą połączenia elektryczne i powietrzne oraz wałek napędzający zwarty komutator umieszczony wewnątrz komory próżniowej. Wałek ten ma łożyska na zewnątrz komory i uszczelniony jest specjalnym smarem tłaczanym na obwodzie wałka za pomocą gwintu dwukierunkowego. Zwarty komutator jest napędzany za pomocą silnika bocznikowego obcowzbudnego.

Powietrze suszy się w wężownicach miedzianych zanurzonych w roztworze dwutlenku węgla w alkoholu do żądanego punktu szronu. Po osuszeniu oraz wałek napędzający zwarty komutator przepompowywane przez rotametr, filtr szklany, dla ewentualnego zatrzymania kryształków lodu, zawór dławiaczy i komorę próżniową. Aby uniemożliwić zanieczyszczenie się osuszanego powietrza pyłem węglowym lub zawilgoce nie przez nieszczelności, jest ono wypuszczane przez dysze możliwie blisko powierzchni komutatora, od strony nachodzącej, pod szczotkę. Powietrze z komory jest wypompowywane z miejsca będącego powyżej uszczelnienia wałka.

Aby uniemożliwić zanieczyszczenie pompy próżniowej pyłem szczotkowym przewidziany jest filtr pomiędzy komorą próżniową a pompą. Temperaturę szczotek mierzono za pomocą termopar umieszczonych w otworach szczotek. Temperatura szczotek może być dowolnie regulowana za pomocą podgrzewania szczotkotrzymaczy.

Wilgotność, doprowadzonego pod szczotki powietrza, może być dowolnie regulowana przez pobieranie z dwu chłodziń w odpowiednim stosunku, z których jedna pracuje w temperaturze około minus  $75^{\circ}\text{C}$ , a druga w temperaturze  $0^{\circ}\text{C}$ .

Wzbudzenie silnika, napędzającego zwarty komutator, jest zasilane prądem o stałym natężeniu. Wówczas zmiana prądu pobieranego przez wirnik jest w pewnym stopniu miarą zmiany współczynnika tarcia szczotek o komutator. Pierwszą oznaką rozpoczynającego się dużego stopnia zużycia szczotek jest wzrost współczynnika tarcia, a więc i prądu pobieranego przez wirnik silnika.

#### Powody dużego stopnia zużycia się szczotek

Prądnie samolotowe, aby mogły być lekkie, mają wszystkie materiały — a więc i szczotki — wykorzystane w najwyższym stopniu. Silnie obciążony komutator z trudem utrzymuje warstwę ochronną nawet podczas pracy naziemnej lub podczas lotu na małej wysokości.

Gdy samolot leci na wysokości 10 km, gdzie zawartość tle-

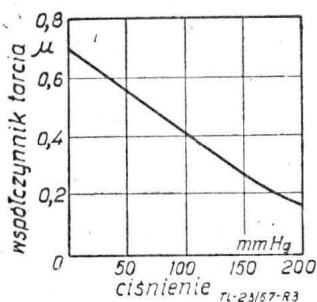


nu w powietrzu wynosi w przybliżeniu 26% tego, co jest na powierzchni ziemi, utrzymanie ochronnej warstwy z tlenku miedzi jest naturalnie trudne. Brak czynnika utleniającego jednak nie jest zasadniczym powodem utraty warstwy tlenku miedzi. Zawartość pary wodnej w tak rozrzedzonym powietrzu wynosi tylko 0,001 tego, co normalnie jest na powierzchni ziemi. Ta nadzwyczajna suchość chłodzącego prądu powietrza jest głównym powodem niszczenia warstwy ochronnej na komutatorze.

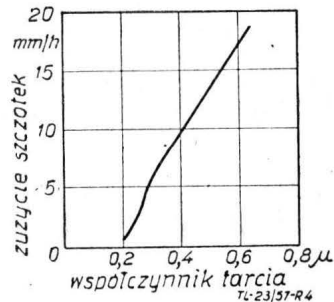
Gdy warstwa ochronna zostanie z komutatora usunięta, ścierają się wzajemnie bardzo szybko zarówno szczotki jak i komutator. Szybkie zużywanie się szczotek na dużych wysokościach jest wielkim niebezpieczeństwem dla dokonywanych lotów. Jak wykazały próby, para wodna i tlen mają największy wpływ na pracę szczotek elektrycznych.

### Wpływ tlenu

Bezpośrednim skutkiem zmniejszenia w atmosferze tlenu lub ciśnienia pary wodnej jest powiększenie współczynnika tarcia szczotek o metal. Ten wzrost jest w przybliżeniu taki sam dla szczotek EG, jak i dla MG. Na rys. 3 podana jest zależność współczynnika tarcia szczotek od ciśnienia tlenu.



Rys. 3. Zależność współczynnika tarcia od ciśnienia tlenu

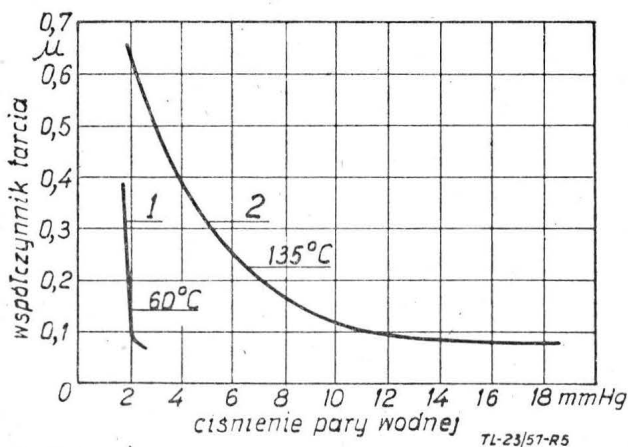


Rys. 4. Zależność zużycia szczotek od współczynnika tarcia

Zmniejszenie ciśnienia tlenu powoduje wzrost współczynnika tarcia ( $\mu$ ), a ten zwiększa stopień zużycia szczotek. Na rys. 4 podana jest zależność zużycia szczotek w atmosferze suchego tlenu od współczynnika tarcia ( $\mu$ ). Z krzywej 4, podanej na rys. 1 widać, że dla wysokości 10 000 m ciśnienie cząsteczek tlenu wynosi 40 mm Hg. Dla tego ciśnienia, z rys. 3 znajdziemy odpowiadający mu współczynnik tarcia, wynoszący 0,57, a z krzywej na rys. 4 wynika, że zużycie szczotek dla tego współczynnika tarcia wyniesie około 16,5 mm/h.

### Wpływ pary wodnej

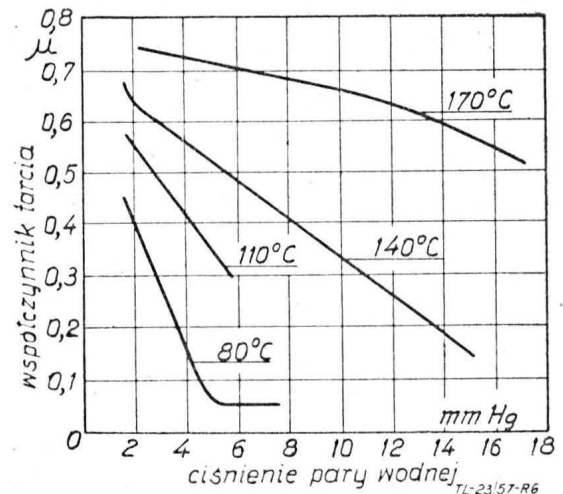
Wpływ zawartości pary wodnej w atmosferze na stopień zużycia szczotek jest znacznie większy niż tlenu. W tym przypadku temperatura szczotek ma również znaczenie, gdyż stopień zużycia szczotek wzrasta ze wzrostem ich temperatury.



Rys. 5. Zależność współczynnika tarcia szczotek elektrografitowych (EG) od ciśnienia pary wodnej i średniej temperatury szczotek

Na rys. 5 podane są zależności współczynnika tarcia od ciśnienia pary wodnej dla szczotek EG, przy różnych średnich temperaturach szczotek. Nacisk sprężyn szczotkowych wynosił 750 G/cm<sup>2</sup>, z krzywej 1 widać, iż przy ciśnieniu pary wodnej wynoszącym 2,5 mm Hg — współczynnik tarcia, a więc i stopień zużycia szczotek spada do wartości normalnej.

Z krzywej 2, przy temperaturze szczotek 135°C widać, że stopień zużycia normalnego osiąga się dopiero przy ciśnieniu pary wodnej 19 mm Hg. Na rys. 6 podana jest zależność współczynnika tarcia szczotek MG od ciśnienia pary wodnej przy



Rys. 6. Zależność współczynnika tarcia szczotek miedziografitowych (MG) od ciśnienia pary wodnej dla różnych średnich temperatur szczotek

różnych temperaturach szczotek. Z krzywej dla temperatury szczotki 170°C widać, że ciśnienie pary wodnej, wynoszące 18 mm Hg, ma mały wpływ na zmniejszenie współczynnika tarcia, a zatem i na zużycie szczotek. Na rys. 7 podana jest zależność ciśnienia pary wodnej w funkcji wysokości. Z porównania krzywych na rys. 6 i 7 widać, że powyżej 6500 m może mieć miejsce silne zużycie szczotek. Badania laboratoryjne wykazały, iż przez regulację stopnia osuszenia powietrza, czyli ciśnienia pary wodnej, szybkie zużywanie się szczotek następowało poniżej pewnego ciśnienia krytycznego pary wodnej, wynoszącego około 3 mm Hg. Powyżej tego ciśnienia zużycie wydatnie malało.

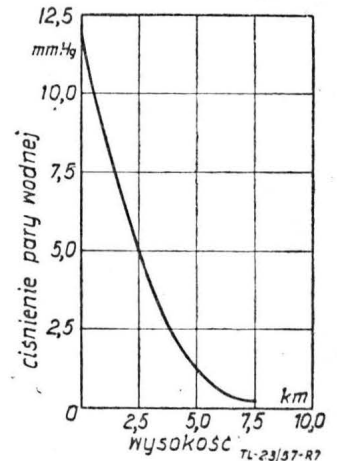
Wpływ pary wodnej jest praktycznie natychmiastowy i jest odwracalny, to znaczy zużycie szczotek maleje natychmiast, gdy ciśnienie pary wodnej wzrośnie ponad wartość krytyczną i ponownie rozpocznie się, gdy ciśnienie pary wodnej zmniejszy się poniżej wartości krytycznej. Korzystny wpływ pary wodnej przypisuje się jej właściwościom smarnym w warstwie ochronnej, do której jest adsorbowana. Być może, że istotna rola wody nie jest jako środka smarującego, a jako czynnika katalitycznego ułatwiającego utlenianie się miedzi tlenem z powietrza.

Dla osuszonego tlenu ciśnienie krytyczne wynosi około 300 mm Hg. Przeprowadzone badania (lit. 1) z różnymi substancjami pozwoliły wyciągnąć ogólny wniosek, że skuteczność ich, jako smarów, wzrasta z ich punktem wrzenia; tlen jest wyjątkiem, prawdopodobnie z powodu jego aktywności chemicznej.

### Syciwa szczotek

Jak wspomniano wyżej, brak wilgoci i tlenu w powietrzu otaczającym maszynę elektryczną był powodem zniszczenia warstwy ochronnej w komutatorze, co z kolei powodowało szybkie zużywanie się szczotek. Zadaniem syciw jest wytworzenie i utrzymywanie warstwy ochronnej w dowolnych warunkach pracy maszyny.

W celu zmniejszenia szybkiego zużywania się szczotek w warunkach wysokościowych początkowo stosowano smary organiczne, którymi nasycano materiał szczotek. Smary te miały na celu zmniejszenie współczynnika tarcia, a zatem zwiększenie trwałości szczotek. Były one skuteczne tak długo, póki temperatura była niska i szczotki nie przewodziły dużego prądu. Przy wysokiej temperaturze szczotek, powsta-



Rys. 7. Zależność ciśnienia pary wodnej od wysokości.



jącej przy dużych obciążeniach, smary organiczne odparowywały lub też ulegały rozkładowi. Ich krótkotrwała skuteczność była spowodowana prawdopodobnie dzięki nasyceniu powierzchni grafitu syciwem, w ten sam sposób, jak to czyni woda. Gdy smary organiczne nie zdały egzaminu, spróbowano zastosować syciwa nieorganiczne, z których najlepsze wyniki dały halogeny takie jak: fluorek baru, jodek kadmu i jodek ołowiu.

Zastosowanie w szczotkach jako syciwa jodku ołowiu wytworzyło na komutatorze ciemną warstwę, która z zachowania była podobna do tlenku miedzi. Szczotki w ten sposób zabezpieczone utrzymywały na komutatorze warstwę ochronną — nawet w najbardziej surowych warunkach. Było to prawdopodobnie możliwe dzięki powstaniu pośredniego związku jodku miedziawego, który — będąc bardzo nietrwały — łatwo utleniał się na tlenek miedziowy nawet w atmosferze, w której normalnie utlenianie miedzi nie miaoby miejsca.

Liczne próby wykazały, iż do nasycania szczotek najlepiej jest stosować środki, które:

- wytwarzają warstwę ochronną na dużych wysokościach,
- odporne są na temperatury od plus 200÷250°C,
- nie powinny powodować wzrostu spadku napięcia na szczotkach,
- nie zanieczyszczają komutatora,
- mają czas adsorpcji do grafitu możliwie duży.

Należy zwrócić uwagę, że halogeny rozpuszczają się w wodzie i mogą być wypłukiwane ze szczotek, gdy z chłodzącym powietrzem dostanie się woda do komutatora i szczotek. Omówione wyżej syciwa stosowane są w szczotkach EG, mających względnie dużą porowatość.

Szczotki MG mają ściślejszą budowę i wobec tego stosowanie w nich omówionych wyżej syciw nie spowoduje znacznego zmniejszenia współczynnika tarcia. W celu zmniejszenia stopnia zużycia w szczotkach MG, których głównymi składnikami są miedź i grafit, dodawane są przed ich prasowaniem cyna i ołów w postaci proszków.

#### Tworzenie się warstwy ochronnej w szczotkach nasyconych

Badanie szczotek nasyconych związkami halogenów wykazało, że mogą one pracować dobrze w warunkach wysokościowych tylko wówczas, gdy na komutatorze zostanie wytworzona warstwa ochronna w warunkach naziemnych i w wysokiej temperaturze.

Jeżeli szczotki nasycić tymi substancjami i poddać próbom wysokościowym na oczyszczonym komutatorze, wówczas mogą one mieć stopień zużycia nie mniejszy od szczotek nienasyconych.

Jednak po uprzednim wytworzeniu warstwy ochronnej wyniki będą różne. W szczotkach nienasyconych szybkie zużycie rozpocznie się po krótkim czasie pracy, podczas gdy szczotki nasycone będą prawdopodobnie pracowały dobrze bardzo długo.

Szczotki nasycone fluorkiem baru lub proszkiem ołowiu wymagają wstępnego docierania w warunkach naziemnych, lecz w temperaturze 170°C w ciągu 12 godzin, aby móc dobrze pracować w warunkach odpowiadających wysokości 16 000 m.

Gdy na komutatorze zostanie wytworzona warstwa ochronna o dostatecznej grubości, wówczas szczotki nienasycone będą mogły pracować również w warunkach wysokościowych bez nadmiernego zużycia przez stosunkowo długi okres czasu, póki warstwa ochronna nie zostanie uszkodzona.

Doświadczenia (lit. 4) wykazały, że trwałość warstwy ochronnej zależna jest między innymi od jakości komutacji. Jeżeli iskrzenie szczotek jest silne (zła komutacja), to trwałość warstwy ochronnej jest mała i podczas pracy w warunkach wysokościowych stopień zużycia szczotek jest duży nawet w szczotkach nasyconych halogenami.

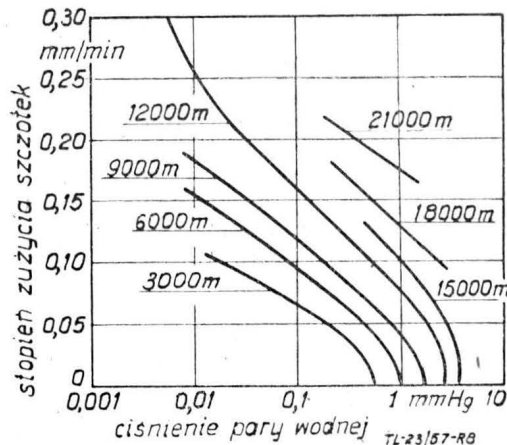
Aby zapewnić dobry styk i zmniejszyć iskrzenie pomiędzy szczotkami i komutatorem, podczas drga w maszynach o mocy poniżej 3 kW i obrotach do 6000 obr/min, stosowane są naciski sprężyn szczotkowych w granicach od 500 do 600 G/cm<sup>2</sup>. W maszynach o mocy powyżej 3 kW i wysokoobrotowych (do 9000 obr/min) — od 750 do 900 G/cm<sup>2</sup>.

W maszynach elektrycznych, przeznaczonych do pracy naziemnej, nacisk ten wynosi od 200 do 400 G/cm<sup>2</sup>. Ponieważ iskrzenie szczotek ma duży wpływ na trwałość warstwy ochronnej na komutatorze, zachodzi potrzeba posiadania urządzeń, które określałyby rodzaj komutacji w czasie badań. Bezpośrednia obserwacja wzrokowa może dać różne opinie przez różnych sprawdzających. Do oceny iskrzenia po-

winien być stosowany przyrząd określający wielkość zakłóceń radiowych i w ten sposób wszyscy zainteresowani — producenci i użytkownicy — stosowaliby jednakowe kryteria przy określaniu rodzaju komutacji.

#### Zużycie szczotek na różnych wysokościach i w różnych wilgotnościach

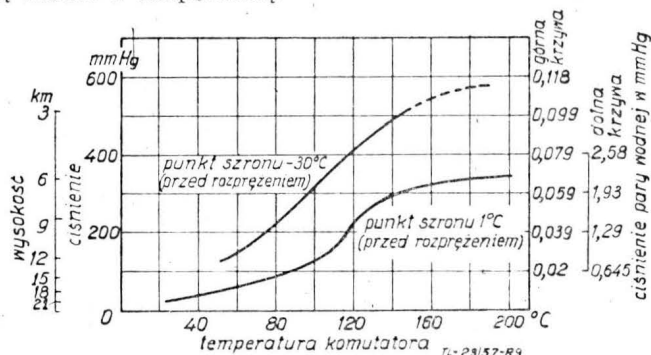
Na rys. 8 podane są wyniki stopnia zużycia szczotek elektrografitowych (EG), pracujących przy średniej temperaturze 130°C dla różnych wysokości i wilgotności.



Rys. 8. Zależność stopnia zużycia szczotek od ciśnienia pary wodnej dla różnych wysokości

Z krzywych widać, że dla danej wysokości stopień zużycia szczotek spada szybko, gdy ciśnienie pary wodnej rośnie, a przy ściśle określonym ciśnieniu pary wodnej spada do nieznaczącej wielkości. Z krzywych również widać, że przy określonym ciśnieniu pary wodnej stopień zużycia jest większy dla większych wysokości.

Gdy podczas dużego stopnia zużycia szczotek, wywołanego w dowolnych warunkach, zmniejszyć wysokość, przy zachowaniu tej samej wilgotności powietrza i temperatury komutatora, nastąpi chwila, w której szybkie zużycie ustanie. Zmiana pomiędzy dwoma stopniami zużycia może być łatwo zauważona dzięki nagłemu obniżeniu napięcia pomiędzy szczotkami. Stwierdzono doświadczalnie, że wysokość, przy której ma miejsce nagła zmiana stopnia zużycia, zmienia się bardzo z temperaturą.



Rys. 9. Zależność ciśnienia powietrza, przy którym występuje szybkie zużycie szczotek, od temperatury komutatora dla różnych wilgotności atmosfery

Na rys. 9 podany jest ten wpływ na szczotki elektrografitowe. Podczas zmiany wysokości zmienia się również częściowe ciśnienie pary wodnej. Kształt krzywej zależny jest od trzech wielkości zmiennych: temperatury, wysokości i ciśnienia pary wodnej. Utrzymanie warstwy ochronnej zależne jest od równowagi pomiędzy stopniem przyczepności, który jest zależny od ciśnienia, i stopniem odparowania, który jest zależny od temperatury. Z krzywych widać, że gdy temperatura rośnie, rośnie również minimalne ciśnienie, niezbędne do powstrzymania szybkiego zużycia.

#### Stosowanie szczotek nasyconych w maszynach elektrycznych

Na podstawie przeprowadzonych prób stwierdzono, że szczotki elektrografitowe nasycone nie są odpowiednie dla maszyn o dużej mocy, gdzie gęstość prądu w szczotkach jest



duża. Stosowanie ich należy więc ograniczyć do maszyn elektrycznych o mocy 300 W, o niskiej temperaturze pracy komutatora i gdzie z powodu złej komutacji potrzebne są szczotki o dużym oporze przejściowym. Mogą one być również stosowane w małych maszynach zakrytych o pracy dorywczej.

Dla uwydatnienia wpływu maszyny zamkniętej lub osłoniętej na pracę szczotek podam przykład. W silniku małej mocy, na pracę ciągłą, budowy zamkniętej, podczas pięciogodzinnej próby wysokościowej, szczotki elektrografitowe zużyły się średnio 0,1 mm. Te same szczotki, lecz po zdjęciu osłony zakrywającej komutator, zużyły się średnio w tym samym czasie 3,5 mm.

Szczotki elektrografitowe stosowane w dużych maszynach niekiedy miały nieznaczne zużycie podczas pracy na dużej wysokości, jednak powodowały:

a) nadmierny wzrost temperatury komutatora, co prowadziło do wylutowania się przewodów wirnika, a nawet zwęglenia ich izolacji,

b) wzrost minimalnych obrotów prądnic,

c) duże wahania spadku napięcia na szczotkach, co utrudniało równoległą pracę prądnic.

Gęstość prądu, stosowana w szczotkach elektrografitowych nasyconych, wynosi od 4 do 12 A/cm<sup>2</sup>, a średnie ich zużycie podczas pracy do wysokości 10 000 m — około 0,035 mm/5 godzin. W maszynach elektrycznych samolotowych o mocach powyżej 1500 W i o szerokim zakresie obrotów (do 9000 obr/min), stosowane są szczotki metalografitowe z domieszką cyny i ołowiu, które spełniają rolę syciwa.

Gęstość prądu stosowana w szczotkach metalografitowych wynosi od 10 do 24 A/cm<sup>2</sup>, a ich zużycie podczas pracy do wysokości około 20 000 m waha się w granicach od 0,05 do 0,2 mm/5 godzin. Średnia trwałość wynosi około 300 godzin.

Ponieważ niektóre typy szczotek nasyconych w warunkach naziemnych dają wyższy przyrost temperatury komutatora niż szczotki nienasycone podczas pracy na tej samej maszynie, przeto szczotki nasycone należy stosować tylko wówczas, gdy maszyna elektryczna ma pracować w warunkach odpowiadających dużej wysokości.

Przy dobieraniu szczotek do maszyny elektrycznej należy zwracać uwagę na trzy zasadnicze właściwości: trwałość szczotek, trwałość komutatora oraz odpowiednie i stałe charakterystyki maszyny, zależne od szczotek. Trudno jest dobrać szczotki, które by miały wszystkie właściwości optymalne i wobec tego, w rzeczywistych warunkach, dobiera się taki typ szczotek, które dają kompromisowe rozwiązanie pomiędzy tymi trzema czynnikami.

Należy podkreślić, że dobranie szczotek do maszyny, które zapewniłyby żądane charakterystyki, jest często ważniejsze, niż uzyskanie maksymalnej ich trwałości.

### Wnioski

Nowe typy prądnic samolotowych mają bardzo dużą sprawność ciężarową 500 W/kg, pracują w szerokim zakresie: obrotów, obciążenia i ciśnienia atmosferycznego, a ponadto narażone są na silne drgania.

Ponieważ w takich warunkach pracy uzyskanie dobrej (beziskrowej) komutacji jest raczej więcej sprawą sztuki niż wiedzy, przeto dla ułatwienia pracy konstruktorom maszyn elektrycznych należałoby opracować typy szczotek nasyconych oraz określić ich charakterystyki dla różnych warunków pracy w ten sam sposób, jak to ma miejsce dla szczotek pracujących w maszynach elektrycznych naziemnych. Dla zmniejszenia iskrzenia szczotek należy stosować pełną kompensację twornika i bieguny komutujące; komutator wykonać sztywny, dobrze obrobiony i wyważony; szczotkotrzymacze — stabilne.

Stopień zużycia szczotek podczas pracy w warunkach wysokościowych może być wielokrotnie zmniejszony, gdy komutator zostanie wykonany z materiału twardego o wyso-

kim punkcie topliwości, do którego silnie przylega warstwa tlenku. W tym kierunku istnieje pole do badań.

Obecnie opracowane szczotki nasycone są odpowiednie dla maszyn elektrycznych, pracujących w warunkach odpowiadających wysokości do 20 000 m i gdy temperatura nie przekracza 180°C. Gdy na skutek zastosowania odporniejszych materiałów, temperatura eksploatacji komutatora będzie podwyższona, lub gdy loty będą się odbywały na większych wysokościach, gdzie na skutek niedostatecznej ilości czynnika chłodzącego temperatura maszyny bardzo wzrośnie, obecnie stosowane szczotki będą miały zbyt duży stopień zużycia. Aby móc wykonywać loty powyżej 20 000 m lub zezwolić na wyższy przyrost temperatury w maszynach elektrycznych, należy prowadzić badania nad wyszukiwaniem nowych sposobów zabezpieczenia szczotek przed ich nadmiernym stopniem zużycia.

Jeżeli chodzi o badanie szczotek elektrycznych, to najlepszą metodą jest praca na realnych maszynach podczas lotów wysokościowych. Jednak taki sposób badania jest kłopotliwy i kosztowny. Aby móc próby wysokościowe przeprowadzać w warunkach laboratoryjnych, należy możliwie dokładnie odtworzyć wszystkie warunki pracy, jakie występują podczas lotów wysokościowych: obciążenie, atmosferę i drgania. Badanie szczotek w maszynach elektrycznych z własną wentylacją lub zamkniętych, może być przeprowadzone w zwykłej termobarokomorze, która jednak byłaby w stanie utrzymać żadaną niską temperaturę, pomimo wydzielającego się ciepła z badanej maszyny. Natomiast dla badania szczotek w maszynach elektrycznych większej mocy (od 1500 W), wymagających przymusowej wentylacji, termobarokomorze — prócz możliwości utrzymania dużej próżni i niskiej temperatury, powinna zapewnić badanej maszynie dostarczenie wymaganej ilości osuszonego powietrza. Tak wykonana termobarokomorze odtwarzałyby najlepiej warunki istniejące na dużej wysokości.

Temperatura powietrza otaczającego maszynę elektryczną, zabudowaną na silniku lotniczym lub w jego sąsiedztwie, wynosi około plus 40°C, a jego wilgotność podczas lotu na dużej wysokości jest bardzo mała (punkt szronu odpowiada temperaturze około minus 60°C).

Takie warunki pracy szczotek (prócz komutacji) są odtworzone w urządzeniu opisanym powyżej. Przeprowadzone na tym urządzeniu próby ze szczotkami wzorcowymi wysokościowymi, dały stopień ich zużycia bardzo zbliżony do przewidzianego podczas lotów wysokościowych, natomiast szczotki nie przystosowane do pracy na dużych wysokościach, badane na tym urządzeniu, zużywają się w czasie około jednej godziny.

Jak wynika z czasopism zagranicznych (lit. 4), prawie identyczny sposób badania szczotek wysokościowych jest stosowany w Anglii. Szczotki elektryczne, poddane badaniom eliminacyjnym w warunkach laboratoryjnych, mogą być ewentualnie sprawdzone w warunkach rzeczywistych podczas lotów wysokościowych.

### Literatura

1. Eley, H. M. „The Treatment of High Altitude Brushes by the Application of Metallic Halides“, Electrical Engineering 1945, volume 64.
2. Herman, C. L. „The Testing of Brushes for Life and Performance Under Various Altitude Conditions“, Electrical Engineering 1944, volume 63.
3. Kulebakin W. S. „Elektrosnabżenje samolotow“.
4. Sims, R. F. „The Wear of Carbon Brushes at High Altitudes“, The Proceedings of The Institution of Electrical Engineers, Part I, July 1953.
5. Spreadbury, F. G. „Aircraft Electrical Engineering“.
6. Lawrinowicz L. „Iskrenije w skolzaszczem kontaktie“, Wiestnik elektropromyslnosti, N 2, 1957.
7. Wartanow Z.: Impulsnyje woltampornyje charakteristiki szcetochno kontakta“, Wiestnik elektropromyslnosti, N 2, 1957.
8. Wegner O. „Niekotoryje woprosy usowierszenstwowania komutacji toka w elektriceskich maszinach“, Wiestnik elektropromyslnosti, N 2, 1957.



Mgr inż. LEON SZOSTAKOWSKI

## Dwa silniki — czy cztery?

Utarło się mniemanie, że klasyczny układ małego samolotu komunikacyjnego (10—30 osób) to dwusilnikowy jednopłat. Samoloty duże, na 40—60 i więcej osób, posiadają po cztery silniki. Otóż zapatrywanie to nie jest słuszne. Są w użytkowaniu i powstają nowe konstrukcje samolotów małych, zaopatrzonych w cztery silniki i cieszących się dużym uznaniem i popularnością, wymienimy dla przykładu De Havilland Herona, Cessnę 620 oraz Handley Page Heralda. Artykuł uzasadnia celowość i przedstawia korzyści, płynące z zastosowania na małych samolotach czterech silników, motywuje odejście od zdawałoby się ustalonego szablonu. Taki właśnie układ został przyjęty w naszym nowym samolocie komunikacyjnym MD 12, który jest obecnie w opracowaniu.

Charakterystycznymi cechami współczesnej komunikacji lotniczej jest szybkość i bezpieczeństwo przelotu. Oba te warunki mogą być spełnione tylko w przypadku niezawodnego i sprawnego działania grupy napędowej.

Ilość silników zabudowana na samolocie komunikacyjnym wynosi dwa, cztery — rzadziej sześć sztuk. Wraz z ilością silników instalacja grupy napędowej staje się bardziej złożona, tym bardziej że konieczne jest wzajemne powiązanie niektórych wspomagających się urządzeń. Prostem następstwem tego jest wzrost kosztów takiej instalacji oraz trudności w jej obsłudze, konserwacji i kontroli. Czynniki te nie przemawiają za stosowaniem wielosilnikowej grupy napędowej.

Jeśli jednak weźmiemy pod uwagę konieczność zapewnienia możliwie największego bezpieczeństwa lotu, co jest sprawą zasadniczą i nieporównywalną w stosunku do wyżej wymienionych, stosowanie większej ilości silników wyklucza praktycznie możliwość takiego awaryjnego spadku mocy, który uniemożliwia dalszy lot poziomy lub wznoszenie.

Dla zilustrowania tego porównajmy osiągi samolotu dwusilnikowego i czterosilnikowego po zatrzymaniu jednego z silników. Celem uproszczenia rachunku i otrzymania bardziej wyraźnych wyników założymy, że oba samoloty są identyczne, a różnią się jedynie tym, że jeden jest wyposażony w dwa, a drugi w cztery silniki. Innymi słowy — łączna moc wszystkich silników  $N(KM)$ , ciężar  $Q(kG)$ , powierzchnia nośna  $S(m^2)$  oraz charakterystyka aerodynamiczna skrzydła obu samolotów — są takie same.

Występujące we wzorach symbole z indeksem „4s” będą się odnosiły do samolotu czterosilnikowego, a z indeksem „2s” do dwusilnikowego.

### Opór

Współczynnik  $Cx_{4s}$  jest większy od  $Cx_{2s}$ . Na różnicę składa się dodatkowy opór dwóch gondol oraz zwiększony opór chłodzenia.

Przy założeniu podobnego kształtu geometrycznego, współczynnik oporu gondol  $Cx_g$  odniesiony do powierzchni największego przekroju poprzecznego  $F$  będzie dla obu przypadków ten sam.

Stosunek powierzchni czołowych silników gwiazdowych, o mocach mających się do siebie jak 2:1, wynosi około 1,4, w zakresie mocy rzędu 700 i 350 KM.

Opór gondol w samolocie dwusilnikowym stanowi około 6÷9% jego oporu minimalnego i równa się

$$Cx_{g_{2s}} = 2 C'x_g \frac{F}{S}$$

Opór gondol samolotu czterosilnikowego będzie się równał

$$Cx_{g_{4s}} = 4 C'x_g \frac{F}{1,4 S} \cong 1,43 Cx_{g_{2s}}$$

Cztery gondole zwiększają więc opór minimalny samolotu o 0,43·(6÷9%) czyli o 2,5÷4%. Opór ten może być wydatnie zmniejszony przez zastosowanie silników typu „bokser”, które — mając małe wymiary gabarytowe — wymagają gondol o małych wymiarach lub nawet mogą być całkowicie chowane w skrzydło.

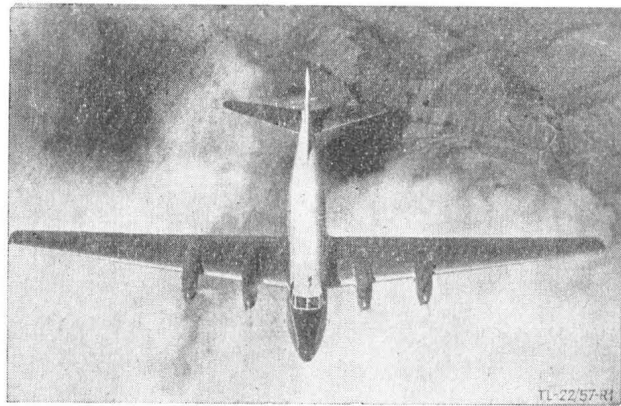
Opór chłodzenia w przybliżeniu można założyć jako proporcjonalny do powierzchni czołowej gondol, czyli

$$Cx_{ch_{4s}} \cong 1,4 Cx_{ch_{2s}}$$

Ponieważ w samolocie dwusilnikowym opór chłodzenia wynosi 7÷9% oporu minimalnego, to zainstalowanie czterech silników zwiększa minimalny opór samolotu o dalsze 3÷4%.

Zatrzymanie jednego z silników powoduje moment odchylający samolot od zamierzonego kierunku lotu. Oprócz oporu

zatrzymanego śmigła powstaje wtedy jeszcze opór spowodowany bocznym opływem samolotu. Opór ten jest trudny do określenia. Stwierdzono, że praktycznie jest proporcjonalny do oporu nieczynnego śmigła. Możemy jednak przyjąć, że pilot zrównoważy moment odchylający wychyleniem steru kierunku, a powstała przy tym siła boczna zwisem na stronę przeciwną niż zatrzymany silnik. Moc niezbędna do lotu zwiększy się wtedy o moc potrzebną na pokonanie oporu nie pracującego śmigła i oporu wychylonego steru pionowego.



Rys. 1. Samolot komunikacyjny na 16—18 osób De Havilland Heron, zaopatrzony w cztery silniki Gipsy Queen po 250 KM. Ciężar całkowity 6 100 KG.

Rozstawienie silników zewnętrznych samolotu czterosilnikowego jest w przybliżeniu dwa razy większe niż w przypadku samolotu z dwoma silnikami. Wobec tego, że moce zatrzymanych silników mają się w stosunku 2:1, a ramiona względem środka ciężkości samolotu jak 1:2, wielkości momentów odchylających, wywołanych przez niesymetrycznie pracujące silniki, będą dla obu samolotów zbliżone. Pociąga to za sobą jednakowe wychylenia steru kierunku, a więc i jednakowy przyrost oporu wywołany tym wychyleniem. Opór ten jest niewielki i może być w tych rozważaniach pominięty.

Określenie oporu śmigła jest trudne. Orientacyjnie można posłużyć się wzorem empirycznym, według którego

$$\Delta Cx_{\dot{m}} = i \cdot Cx_{\dot{m}} \frac{\pi D^2}{4 S}$$

gdzie  $i$  — ilość łopat

$D$  — średnica śmigła

$Cx_{\dot{m}}$  — współczynnik zależny od kąta ustawienia łopaty.

Śmigła przystosowane do silników większej mocy posiadają zwykle nie mniej niż trzy łopaty i średnice powyżej 3 m. Do silników małej mocy wystarczają śmigła dwupłatowe, posiadające średnice, dla których 3 m jest górną granicą.

Wobec tego stosunek oporów takich śmigieł będzie wynosił

$$\frac{\Delta Cx_{\dot{m}_{2s}}}{\Delta Cx_{\dot{m}_{4s}}} = \frac{3 D'^2}{2 D''^2} \geq 1,5$$

Przykładowo dla śmigieł o średnicach  $D' = 3m$  i  $D'' = 2,5m$

$$\frac{\Delta Cx_{\dot{m}_{2s}}}{\Delta Cx_{\dot{m}_{4s}}} = \frac{3 \cdot (3)^2}{2 \cdot (2,5)^2} = 2,16$$

W samolocie dwusilnikowym opór śmigła nie pracującego o średnicy 3 m i trzech łopatach zwiększa opór całego samolotu o około 7÷10% oporu minimalnego. A więc śmigło dwu-

płatowe o średnicy mniejszej niż 3 m zwiększy opór tylko o 3÷6% oporu minimalnego samolotu dwusilnikowego.

Reasumując powyższe otrzymamy, że po zatrzymaniu jednego z silników opór samolotu dwusilnikowego wzrośnie o 7÷10% w stosunku do jego oporu minimalnego, natomiast opór samolotu czterosilnikowego, po zatrzymaniu jednego silnika, będzie większy od oporu minimalnego samolotu dwusilnikowego o 9÷14%.

$$Cx_{2s} = (1,07 \div 1,10) Cx_{02s}$$

$$Cx_{4s} = (1,09 \div 1,14) Cx_{02s}$$

Porównując ze sobą powyższe wielkości otrzymamy, że po awarii silnika, stosunek oporów minimalnych obu samolotów wynosi:

$$\frac{Cx_{4s}}{Cx_{2s}} = \frac{1,09 \div 1,14}{1,07 \div 1,10} (1,02 \div 1,04)$$

czyli

$$Cx_{4s} = (1,02 \div 1,04) Cx_{2s}$$

### Wznoszenie

Prędkość wznoszenia określona jest jako:

$$W = \frac{N \cdot \eta}{Q} - \frac{P_x V}{Q} \text{ m/sek.}$$

Zakładając warunki przelotowe na prędkości zbliżonej do  $V_{opt}$ , dla której stosunek  $\frac{C_x}{C_z}$  osiąga wartość największą (minimum ciągu), po podstawieniu znanych z mechaniki lotu wzorów, otrzymamy:

$$w = \frac{N \eta}{Q} - 4\sqrt{c_{x0}} \cdot 2 \sqrt{\frac{2Q}{\rho S}} \cdot \frac{1}{4\sqrt{\pi \lambda^3}}$$

$C_{x0}$  jest oporem minimalnym samolotu.  $\lambda$  — wydłużeniem skrzydła.

Ponieważ wartości  $n = \frac{Q}{N}$ ;  $p = \frac{Q}{S}$ ;  $\rho$  i  $\lambda$  są jednakowe dla

obu rozpatrywanych samolotów, a wartości sprawności śmigła  $\eta$  możemy także uważać jako sobie równe, równanie na prędkość pionową przyjmie postać:

$$W = A - 4\sqrt{C_{x0}} \cdot B;$$

gdzie  $A = \frac{\eta}{n}$

$$B = 2 \sqrt{\frac{2p}{\rho}} \cdot \frac{1}{4\sqrt{\pi \lambda^3}}$$

Statystyka wykazuje, że dla średnich samolotów komunikacyjnych  $p = 120 \div 140 \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$ ;  $n = 4,5 \div 7 \frac{\text{kG}}{\text{KM}}$

Zakładając  $\eta = 0,8$ ;  $\lambda = 8$ ;  $\rho = 0,125 \text{ kGsek}^2\text{m}^{-4}$  otrzymamy

$$A = \frac{0,8}{4,5} \cdot 75 = 13,3 \text{ m/sek}$$

$$B = 2 \sqrt{\frac{2 \cdot 130}{0,125}} \cdot \frac{1}{4\sqrt{\pi \cdot 8^3}} = 14,4 \text{ m/sek}$$

Czyli

$$W = 13,3 - 4\sqrt{C_{x0}} \cdot 14,4 \text{ m/sek}$$



Rys. 2. Amerykański mały samolot komunikacyjny Cessna 620, zaopatrzone w cztery silniki Continental po 320 KM, zabierający — pasażerów, ciężar w locie — kG.

Po przyjęciu, że  $C_{x0} = 0,022$  (samolotu dwusilnikowego) i podstawieniu krańcowych wartości, to znaczy

$$Cx_{02s} = 1,07 Cx_0$$

$$Cx_{04s} = 1,14 Cx_0$$

otrzymamy, że po zatrzymaniu jednego silnika prędkość wznoszenia będzie wynosiła

$$W_{2s} = 0,5A - 4\sqrt{1,07 \cdot Cx_0} \cdot B = 1,05 \text{ m/sek}$$

$$W_{4s} = 0,75A - 4\sqrt{1,14 \cdot Cx_0} \cdot B = 4,2 \text{ m/sek}$$

Z rachunku tego widać wyraźnie, że awaria jednego silnika w samolocie czterosilnikowym nie jest niebezpieczna. Samolot ma jeszcze taki nadmiar mocy, że może kontynuować lot w każdych warunkach, nawet wtedy, gdy konieczne jest pokonanie dużych wzniesień, na przykład lot ponad łańcuchem gór.

### Prędkość

Prędkość maksymalna w locie poziomym jest określona wzorem

$$V_{max} = \sqrt[3]{\frac{2,75 \cdot N \cdot \eta}{\rho S c_x}} \text{ m/sek}$$

$C_x$  jest tu całkowitym oporem samolotu, większym oczywiście od jego oporu minimalnego ze względu przede wszystkim na udział oporu indukowanego skrzydła  $C_{xi}$ . W tym przypadku stosunek  $\frac{Cx_{4s}}{Cx_{2s}}$  ulegnie zmianie w kierunku zmniejszenia swojej wartości na skutek zbliżonej wartości  $C_{xi}$  obu samolotów.

Podstawiając w pierwszym przybliżeniu warunki najmniej korzystne, to znaczy  $\frac{Cx_{4s}}{Cx_{2s}} = 1,04$ , otrzymamy

$$\frac{V_{max4s}}{V_{max2s}} = \sqrt[3]{\frac{N_{4s}}{N_{2s}} \cdot \frac{Cx_{2s}}{Cx_{4s}}} = \sqrt[3]{\frac{0,75}{0,50} \cdot \frac{1}{1,04}} = 1,13$$

Prędkość maksymalna po awarii jednego zespołu napędowego jest dla samolotu czterosilnikowego o 13% większa.

### Start

Z poprzednich rozważań wynikało, że wznoszenie samolotu czterosilnikowego po awarii jednego silnika jest dużo lepsze niż dwusilnikowego. Postaramy się zanalizować o ile — wobec tego — można zwiększyć ciężar samolotu czterosilnikowego, aby warunkami wznoszenia po awarii jednego silnika zbliżył się do samolotu dwusilnikowego.

Prędkość wznoszenia

$$W = \frac{N_r - N_n}{Q}$$

Moc rozporządzalna  $N_r = N \cdot \eta$ ,  
Moc niezbędna

$$N_n = P_x \cdot v = \sqrt{Q^3} \cdot \sqrt{\frac{c_x^2}{c_z^3}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho S}}$$

Zakładając, że powierzchnia skrzydeł  $S$  i  $c_z$  pozostaje bez zmian, a więc powiększając prędkość startu w stosunku  $\sqrt{\frac{Q'}{Q}}$  otrzymamy, że moc niezbędna przy ciężarze  $Q'$  będzie wynosić

$$N'_n = N_n \left(\frac{Q'}{Q}\right)^{3/2} \cdot \frac{Cx_{4s}}{Cx_{2s}}$$

Ponieważ wznoszenie ma być w obu przypadkach takie samo, więc:

$$W = \frac{0,5 N_r - N_n}{Q} = \frac{0,75 N_r - N'_n}{Q'} = \frac{0,75 N_r - N_n \left(\frac{Q'}{Q}\right)^{3/2} \cdot \frac{Cx_{4s}}{Cx_{2s}}}{Q'}$$

Zakładając minimalne warunki wznoszenia ujęte przepisami, a mianowicie, że po awarii jednego silnika pozostały nadmiar



mocy musi zapewnić wznoszenie się samolotu z prędkością 1 m/sek, otrzymamy:

$$zv = \frac{0,5 N_r - N_n}{Q} = 1 \text{ m/sek}$$

i po przekształceniach:

$$\left(\frac{Q'}{Q}\right)^{3/2} \cdot \left(0,5 \frac{N_r}{Q} - 1\right) \cdot \frac{c_{x_{4s}}}{c_{x_{2s}}} + \frac{Q'}{Q} - 0,75 \frac{N_r}{Q} = 0$$

Przyjmując, że  $\frac{c_{x_{4s}}}{c_{x_{2s}}} = 1,04$ ;  $\eta = 0,65$ ;  $\frac{N}{Q} = \frac{1}{4,5} \frac{\text{KM}}{\text{kG}}$

$$\left(0,5 \frac{N_r}{Q} - 1\right) \frac{c_{x_{4s}}}{c_{x_{2s}}} = \left(0,5 \frac{0,65 \cdot 75}{4,5} - 1\right) \cdot 1,04 = 4,58$$

$$0,75 \cdot \frac{N_r}{Q} = 0,75 \cdot \frac{0,65 \cdot 75}{4,5} = 8,13.$$

Równanie przybierze postać:

$$4,58 \cdot \left(\frac{Q'}{Q}\right)^{3/2} + \frac{Q'}{Q} - 8,13 = 0.$$

Rozwiązaniem tego równania jest  $\frac{Q'}{Q} = 1,3$ . Oznacza to wzrost

ciężaru całkowitego o 30%. Ze względu na zwiększenie prędkości startu, zapewnienie większego niż 1 m/sek wznoszenia

oraz rosnący stosunek  $\frac{Q}{S}$ , wzrost ciężaru samolotu czterosilnikowego w stosunku do wzoru dwusilnikowego przyjmiemy 10÷15%.

Udział ciężaru użytecznego w ciężarze całkowitym jest rzędu 25÷30%, przejście więc z dwóch silników na cztery może go zwiększyć o blisko 50%.

Ekonomiczne znaczenie zwiększenia ciężaru użytecznego, przy zachowaniu tej samej łącznej mocy silników, jest bezsporne, gdyż koszt przewozu 1 kG spada o 30%. Różnica bowiem pomiędzy kosztami eksploatacji, obsługi i remontu silnika o mocy 700 KM i dwóch silników po 350 KM jest niewielka ze względu na dużo prostszą konstrukcję i mniejszą liczbę agregatów w tym ostatnim.

Wnioskiem z powyższych rozważań jest potwierdzenie faktu, że samolot czterosilnikowy zapewnia bezpieczeństwo przelotu w takim stopniu, że katastrofa na skutek awarii jednego zespołu napędowego może być praktycznie wykluczona. Osiągi samolotu na trzech silnikach pozwalają kontynuować przelot we wszystkich przypadkach lotu.

Zastosowanie czterech silników zamiast dwóch o tej samej łącznej mocy pozwala na zwiększenie ciężaru użytecznego, a co za tym idzie — obniża znacznie koszt transportu.

Obydwa wyżej wspomniane czynniki przemawiają za konstrukcjami czterosilnikowymi, a spojrzenie na konstrukcje zagraniczne potwierdza celowość zastosowania takiego układu do komunikacji mniejszego zasięgu.

Kand. n. t. JERZY LIPKA

## Wyznaczanie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym

(Cz. I)

Praca ta ma zapoznawać inżynierów lotnictwa z przebiegiem obliczeń wielkości i rozkładu momentów gnących łopaty wirników nośnych śmigłowców. Omówione zostały trzy metody zilustrowane przykładami: zastosowanie met. Galerkina, kolokacji i Myklestada.

### Wstęp

Wśród obliczeń wytrzymałości różnych elementów śmigłowca wyznaczenie wielkości i rozkładu momentów gnących wirników nośnych śmigłowców należy do zadań najważniejszych i równocześnie nastroczających najwięcej trudności.

Ażeby odpowiedzieć na pytanie, jakie są naprężenia w dowolnym przekroju łopaty, należy znać wielkość momentu gnącego, siły podłużnej i poprzecznej w tym przekroju. Określenie tych wielkości staje się szczególnie trudne wówczas, gdy jest wymagana znaczna dokładność obliczeń.

W przedstawionej pracy są omówione trzy metody, mianowicie: zastosowanie metody Galerkina, kolokacji i Myklestada. Rozważania zostały ograniczone do przypadku lotu wiszącego.

W literaturze można napotkać wzmianki, że metody Galerkina i kolokacji znajdują zastosowanie w obliczeniach łopat, jednakże brak jest wskazań jakich funkcje używać, ażeby wyniki były możliwie pewne. W pracy tej takie funkcje zostały znalezione nie za pomocą prób, lecz na drodze rozważań matematycznych.

### Oznaczenia

$a_i$  — stałe, początkowo nieznane,  
 $C_i, C_i', C_i''$  — stałe w funkcji  $y_i$ ,

$g = 981$  przyspieszenie ziemskie, w  $\frac{\text{cm}}{\text{sek}^2}$ ,

$i, k = 1, 2, 3, \dots$ ,

$m$  — masa jednostki długości łopaty, w  $\frac{\text{kG sek}^2}{\text{cm}^2}$ ,

$m_n$  — masa skupiona w przekroju  $n$ , w  $\frac{\text{kG sek}^2}{\text{cm}}$ ,

$n = 1, 2, 3 \dots$ , kolejne przekroje (podziały) łopaty,

$p$  — obciążenie od sił odśrodkowych jednostki długości łopaty, w  $\frac{\text{kG}}{\text{cm}}$ ,

$p_n$  — skupiona siła odśrodkowa w przekroju  $n$ , w kG,

$q$  — obciążenie poprzeczne jednostki długości

łopaty, w  $\frac{\text{kG}}{\text{cm}}$ ,

$r_n$  — długość odcinka łopaty między dwoma przekrojami, w  $\text{cm}$ ,

$x$  — odległość dowolnego przekroju poprzecznego łopaty od osi wirnika, w  $\text{cm}$ ,

$x_n$  — odległość przekroju  $n$  od osi wirnika, w  $\text{cm}$ ,

$x_n$  — odległość piasty od osi wirnika, w  $\text{cm}$ ,

$Y$  — ugięcie łopaty w dowolnym przekroju, liczone od osi łopaty do stycznej w miejscu piasty, w  $\text{cm}$ ,

$Y_i$  — składowe funkcje,

$Y_n$  — ugięcie łopaty w przekroju  $n$ , liczone jak  $y$ , w  $\text{cm}$ ,

$Y_{1n}$  — ugięcie łopaty w przekroju  $n$ , liczone od osi  $x$  do osi łopaty, w  $\text{cm}$ ,

$Z_n$  — rzędna linii osi łopaty w spoczynku (linii konstrukcyjnej), w  $\text{cm}$ ,

$\Delta Z_n$  — różnica między dwiema rzędnymi linii konstrukcyjnej w  $\text{cm}$ ,

$E$  — moduł sprężystości materiału łopaty, w  $\frac{\text{kG}}{\text{cm}^2}$ ,

$F$  — pole przekroju poprzecznego łopaty, w  $\text{cm}^2$ ,

$F_n$  — pole przekroju poprzecznego łopaty w przekroju  $n$ , w  $\text{cm}^2$ ,

$I$  — moment bezwładności poprzecznego przekroju łopaty (główny), w  $\text{cm}^4$ ,

$I_n$  — moment bezwładności poprzecznego przekroju łopaty (główny) w przekroju  $n$ , w  $\text{cm}^4$ ,

$EI$  — sztywność giętna, w  $\text{kG cm}^2$ ,

$M$  — moment gnący w dowolnym przekroju poprzecznym, w  $\text{kG cm}$ ,

$M_n$  — moment gnący w przekroju  $n$ , w  $\text{kG cm}$ ,

$N_n$  — siła wzdłużna w przekroju  $n$ , w kG,

$P_n$  — całkowita siła odśrodkowa, liczona od końca łopaty do  $n$ , w kG,

$R$  — promień wirnika nośnego (długość łopaty), w  $\text{cm}$ ,

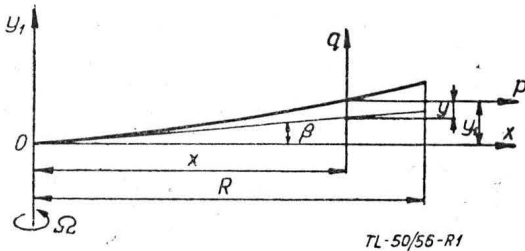
$Q$  — siła poprzeczna w dowolnym przekroju łopaty, w kG,

- $Q_n$  — siła poprzeczna w przekroju  $n$ , w  $kG$ ,
- $T_n$  — siła aerodynamiczna skupiona w przekroju  $n$ , w  $kG$ ,
- $a_i$  — parametr funkcji  $\bar{y}_i$  (stała),
- $\beta$  — kąt stożka,
- $\beta_{ki}$  — współczynnik rzędu  $K, i$ ,
- $\beta_n$  — kąt nachylenia stycznej do linii konstrukcyjnej w przekroju  $n$ ,
- $\beta_p$  — kąt nachylenia stycznej do linii konstrukcyjnej w miejscu piasty,
- $\gamma$  — ciężar właściwy materiału łopaty, w  $\frac{kG}{cm^3}$ ,
- $\gamma_k$  — współczynnik rzędu  $k$ ,
- $\eta = \frac{X}{R}$  — współrzędna bezwymiarowa,
- $\theta_{1n}$  — kąt nachylenia stycznej do osi łopaty wirującej,
- $\Omega$  — prędkość kątowa obrotów wirnika nośnego  $\frac{1}{sek}$ .

**Ogólne założenia i równania**

Podczas lotu wiszącego wielkość zewnętrznych obciążeń łopat nie zależy od czasu, są one stałe dla każdego azymutu. Nie istnieją więc siły masowe, ani tłumiące. Łopaty zakreślają wówczas powierzchnię kołowo-symetryczną o osi leżącej na osi obrotów wirnika nośnego.

Rozpatrzmy dowolną łopatę w układzie współrzędnych pro-



Rys. 1.

stokątnych  $xy$ , rys. 1, przy następujących założeniach:

1. ugięcia  $y$  są małe w stosunku do długości łopaty,
2. ugięcia te zachodzą w jednej, wspólnej dla wszystkich przekrojów płaszczyzny  $xy$ , w której leżą również główne osie bezwładności poprzecznych przekrojów łopaty,
3. zmiany rozkładu sił aerodynamicznych pomijamy jako małe,
4. nie rozważamy skręcania łopaty. Ponieważ zginanie zachodzi względem osi minimalnego momentu bezwładności przekrojów, a sztywność skrętna w porównaniu ze sztywnością zginania łopaty jest znacznie większa, wobec tego momenty skręcające można pominąć. Na ogół momenty te są małe.
5. wypadkowe sił działających na łopatę leżą w płaszczyźnie  $xy$ .

Na łopaty wirujące ze stałą prędkością kątową  $\Omega$  działają siły aerodynamiczne  $T$ , odśrodkowe  $p$ , ciężaru własnego łopaty  $mg$ , odniesione do jednostki długości łopaty.

Obciążenia poprzeczne i odśrodkowe jednostki długości łopaty są równe

$$q = T - mg, \tag{1}$$

$$p = mx \Omega^2, \tag{2}$$

a równanie różniczkowe zginania łopaty, wyprowadzone przy wyżej wymienionych założeniach ma postać [1]:

$$\frac{d^2}{dx^2} \left( EJ \frac{d^2 y}{dx^2} \right) - q + p \frac{dy}{dx} + p\beta - \frac{d^2 y}{dx^2} \int_x^R p dx = 0 \tag{3}$$

Równanie to będzie przedmiotem dalszych rozważań.

**Zastosowanie metody Galerkina**

Metodę Galerkina można przedstawić w następujący sposób. Mamy znaleźć rozwiązanie równania różniczkowego

$$L(\eta, y) = 0 \tag{4}$$

w którym  $y$  jest nieznaną funkcją zmiennej niezależnej  $\eta$ . Poszukiwana  $y$  jako rozwiązanie tego równania musi spełniać wszystkie warunki brzegowe danego zagadnienia. Przyjmijmy, że przybliżone rozwiązanie równania [4] ma postać szeregu

$$y(\eta) = \sum_{i=1}^n a_i \bar{y}_i(\eta) \tag{5}$$

którego wyrazy  $\bar{y}_i(\eta)$  spełniają wszystkie warunki brzegowe,  $a_i$  — stałe początkowo nieznanne. Możemy uważać, że  $\bar{y}_i$  są liniowo niezależne i przedstawiają pierwsze  $n$  funkcji pewnego ciągu funkcji, pełnego w danym przedziale. Ażeby  $y$  było dokładnym rozwiązaniem równania [4], musi spełniać je do zera, a to przy  $L(\eta, y)$  ciągłym, sprowadza się do spełnienia warunków ortogonalności tego wyrażenia względem wszystkich  $\bar{y}_i$  pełnego ciągu. Ponieważ mamy tylko  $n$  wyrazów szeregu [5], możemy spełnić  $n$  warunków ortogonalności i wówczas tak wyznaczone [5] będzie przybliżonym rozwiązaniem równania różniczkowego [4]. Te warunki ortogonalności, jak wiemy, mają postać:

$$\int_s L(\eta, y) \bar{y}_i(\eta) d\eta = 0 \tag{6}$$

$s$  — przedział ważności równania [4].

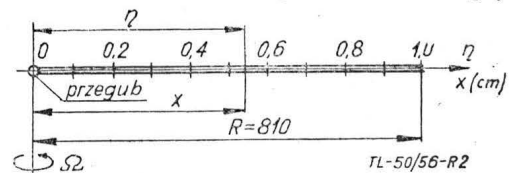
Wobec [5] warunki te sprowadzają się do układu liniowych niejednorodnych równań algebraicznych, w którym jako niewiadome występują stałe  $a_1, a_2, \dots, a_n$ . Rozwiązanie tego układu daje nam wartości szczegółowe nieznanych stałych. Stałe te wprowadzamy do wyrażenia [5] i w ten sposób otrzymujemy przybliżone rozwiązanie równania różniczkowego [4].

Jeżeli [4] jest równaniem równowagi sił działających na element ciała, wówczas metodę Galerkina można uważać za metodę stosującą zasadę prac przygotowanych, bowiem składowa  $\bar{y}_i$  może być przemieszczeniem przygotowanym, a iloczyn  $L \cdot \bar{y}_i$  — pracą przygotowaną. Całka [6] wyraża pracę wszystkich sił, działających na ciało (np. na belkę). Praca ta równa jest zeru.

Po tym omówieniu wróćmy do równania różniczkowego [3], w którym nieznanne jest ugięcie  $y$  osi łopaty.

Dla uproszczenia rachunków wprowadźmy bezwymiarową współrzędną  $\eta = \frac{X}{R}$ .

Przyjmujemy, że [5] jest przybliżonym rozwiązaniem tego równania, wówczas każde  $\bar{y}_i$  musi spełniać wszystkie warunki brzegowe łopaty — statyczne i geometryczne. Funkcje te możemy uważać za składowe bezwymiarowe linii ugięcia łopaty.



Rys. 2.

Łopata o dowolnej konstrukcji posiada zawsze cztery warunki brzegowe. Równanie różniczkowe [3] jest czwartego rzędu, a więc całka ogólna tego równania posiada cztery stałe całkowania. Z tego wynika, że liczba stałych jest równa liczbie warunków brzegowych. Szukamy więc  $\bar{y}_i$  takie, by zawierało cztery stałe nieoznaczone. Załóżmy, że  $\bar{y}_i$  są ogólnymi całkami równania różniczkowego liniowego jednorodnego, też czwartego rzędu

$$\frac{d^4 \bar{y}_i}{d\eta^4} - a_i^4 \bar{y}_i = 0 \tag{7}$$

i spełniają równocześnie wszystkie warunki brzegowe łopaty. Z analizy matematycznej wiemy, że równanie [7] posiada całkę  $\bar{y}_i = sh a_i \eta + C_i' ch a_i \eta + C_i'' \sin a_i \eta + C_i''' \cos a_i \eta$  [8]

w której  $C_i', C_i'', C_i''', a_i$  są stałymi dowolnymi.

Omówimy obecnie warunki brzegowe łopat, przyjmując, że w pobliżu końca łopaty  $EI$  jest stałe.

Dla każdej składowej ugięcia w przypadku łopaty przegubowej, w miejscu przegubu ( $\eta = 0$ )

$$\left. \begin{aligned} \text{ugięcie} & \quad a_i y_i = 0, \\ \text{moment gnący} & \quad a_i EJ \frac{d^2 \bar{y}_i}{d\eta^2} = 0, \end{aligned} \right\} \tag{9}$$

zaś na końcu łopaty ( $\eta = 1$ ):

$$\left. \begin{aligned} \text{moment gnący} & \quad a_i EJ \frac{d^2 \bar{y}_i}{d\eta^2} = 0, \\ \text{siła poprzeczna} & \quad a_i EJ \frac{d^3 \bar{y}_i}{d\eta^3} = 0. \end{aligned} \right\} \tag{10}$$



W przypadku łopaty sztywno z piastą złączonej (przy  $\eta = 0$ ) ugięcie

$$\left. \begin{aligned} a_i \bar{y}_i &= 0, \\ a_i \frac{d\bar{y}_i}{d\eta} &= 0, \end{aligned} \right\} [11]$$

kąt nachylenia osi łopaty

zaś dla końca łopaty:

moment gnący

$$\left. \begin{aligned} a_i EI \frac{d^2 \bar{y}_i}{d\eta^2} &= 0, \\ a_i EI \frac{d^3 \bar{y}_i}{d\eta^3} &= 0. \end{aligned} \right\} [12]$$

siła poprzeczna

Wyżej zestawione warunki brzegowe pozwolą wyznaczyć stałe niewiadome funkcji [8]. Korzystając z [9] i [10] otrzymujemy układ równań

$$\begin{aligned} sh a_i + C_i' ch a_i - C_i'' \sin a_i - C_i''' \cos a_i &= 0 \\ ch a_i + C_i' sh a_i - C_i'' \cos a_i + C_i''' \sin a_i &= 0 \\ C_i' + C_i''' &= 0 \\ C_i' - C_i''' &= 0, \end{aligned}$$

rozwiązanie którego dostarcza nam następujących wartości stałych,

$$\begin{aligned} C_1'' &= -35,875 & C_3'' &= -19\,218 & C_5'' &= -10\,290\,370 \\ C_2'' &= 830,1 & C_4'' &= 444\,723 & C_6'' &= 236\,997\,600 \\ a_1 &= 3,926 & a_3 &= 10,210 & a_5 &= 16,493 \\ a_2 &= 7,068 & a_4 &= 13,351 & a_6 &= 19,635 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_1' &= C_2' = \dots = C_6' = 0 \\ C_1''' &= C_2''' = \dots = C_6''' = 0 \end{aligned}$$

i ogólnie

$$C_i' = 0 \quad C_i'' = \frac{sh a_i}{\sin a_i} \quad C_i''' = 0. \quad [13]$$

Funkcje [8] przyjmują wówczas postać:

$$\left. \begin{aligned} \bar{y}_1 &= sh\,3,926\,\eta - 35,875 \sin\,3,926\,\eta \\ \bar{y}_2 &= sh\,7,068\,\eta + 830,1 \sin\,7,068\,\eta \\ \bar{y}_3 &= sh\,10,210\,\eta - 19\,218 \sin\,10,210\,\eta \end{aligned} \right\} [14]$$

i spełniają wszystkie warunki brzegowe geometryczne i statyczne łopat przegubowych.

W przypadku łopat sztywno złączonych z piastą analogiczną droga wiedzie nas do układu równań, rozwiązanie którego daje następujące wartości stałych:

$$\begin{aligned} C_1' &= -1,362 & C_2' &= -0,982 & C_3' &= -1 \\ C_1'' &= C_2'' = C_3'' & &= -1 \\ C_1''' &= 1,362 & C_2''' &= 0,982 & C_3''' &= 1 \\ a_1 &= 1,875 & a_2 &= 4,694 & a_3 &= 7,854 \end{aligned}$$

i ogólnie

$$C_i' = -\frac{sh a_i + \sin a_i}{ch a_i + \cos a_i} \quad C_i'' = -1 \quad C_i''' = \frac{sh a_i + \sin a_i}{ch a_i + \cos a_i} \quad [15]$$

zaś funkcje [8] mają postać:

$$\left. \begin{aligned} \bar{y}_1 &= sh\,1,875\,\eta - \sin\,1,875\,\eta - \\ &\quad - 1,362 (ch\,1,875\,\eta - \cos\,1,875\,\eta) \\ \bar{y}_2 &= sh\,4,694\,\eta - \sin\,4,694\,\eta - \\ &\quad - 0,982 (ch\,4,694\,\eta - \cos\,4,694\,\eta) \\ \bar{y}_3 &= sh\,7,854\,\eta - \sin\,7,854\,\eta - ch\,7,854\,\eta + \cos\,7,854\,\eta. \end{aligned} \right\} [16]$$

Warunki ortogonalności [6] napisane dla łopat sprowadzają się do układu  $n$  równań:

$$\left. \begin{aligned} a_1 \beta_{11} + a_2 \beta_{12} + a_3 \beta_{13} + \dots + a_i \beta_{1i} + \dots + a_n \beta_{1n} + \gamma_1 &= 0 \\ a_1 \beta_{21} + a_2 \beta_{22} + a_3 \beta_{23} + \dots + a_i \beta_{2i} + \dots + a_n \beta_{2n} + \gamma_2 &= 0 \\ \dots & \\ a_1 \beta_{k1} + a_2 \beta_{k2} + a_3 \beta_{k3} + \dots + a_i \beta_{ki} + \dots + a_n \beta_{kn} + \gamma_k &= 0 \\ \dots & \\ a_1 \beta_{n1} + a_2 \beta_{n2} + a_3 \beta_{n3} + \dots + a_i \beta_{ni} + \dots + a_n \beta_{nn} + \gamma_n &= 0, \end{aligned} \right\} [17]$$

o współczynnikach przy stałych niewiadomych i wyrazach wolnych

$$\left. \begin{aligned} \beta_{ki} &= \int_0^1 \left[ \frac{d^2}{d\eta^2} \left( EI \frac{d^2 \bar{y}_i}{d\eta^2} \right) + p \frac{d\bar{y}_i}{d\eta} + p\beta_i - \frac{d^2 \bar{y}_i}{d\eta^2} \int_0^1 p d\eta \right] \bar{y}_k = 0 \\ \gamma_k &= - \int_0^1 q \bar{y}_k d\eta. \end{aligned} \right\} [18]$$

Stałe wyznaczone z [17] podstawiamy do [5], wówczas wyrażenia

$$\left. \begin{aligned} y &= \sum_{i=1}^n a_i \bar{y}_i \\ \vartheta &= \sum_{i=1}^n a_i \frac{d\bar{y}_i}{d\eta} \\ M &= EI \sum_{i=1}^n a_i \frac{d^2 \bar{y}_i}{d\eta^2} \\ Q &= \sum_{i=1}^n a_i \frac{d}{d\eta} \left( EI \frac{d^2 \bar{y}_i}{d\eta^2} \right) \end{aligned} \right\} [19a-d]$$

określają kolejno przybliżony kształt ugiętej osi łopaty, kąt nachylenia stycznych do osi łopaty, rozkład momentów gnących i sił poprzecznych wzdłuż łopaty.

Można łatwo dowiedzieć, że  $\beta_{ki} = \beta_{ik}$ . Własność ta znacznie skraca rachunki.

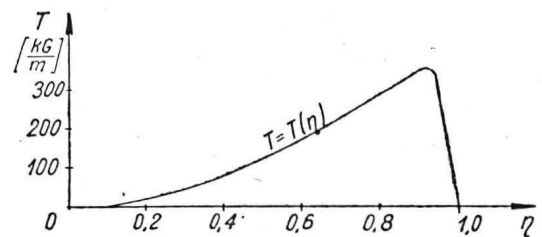
Metoda ta daje dość dokładne wyniki już przy kilku wyrazach szeregu [5]. Należy zaznaczyć, że same obliczenia są uciążliwe, zwłaszcza wówczas gdy sztywność wzdłuż łopaty jest zmienna. Jednakże zastosowanie elektronowych aparatów liczących stanowić będzie niewątpliwie dużą pomoc dla obliczającego.

Dla zilustrowania przebiegu obliczeń służy niżej podany przykład.

**Przykład**

Wirnik nośny trójłopatowy, łopaty konstrukcji przegubowej, rys. 2. Oś nieruchomej łopaty jest linią prostą. Ciężar śmigłowca 3400 kG. Dane:  $EI = 9,2 \cdot 10^7$  kG cm<sup>2</sup>,  $R = 810$  cm,  $F = 38,1$  cm<sup>2</sup>,  $\gamma = 2,7 \cdot 10^{-3}$   $\frac{kG}{cm^3}$ ,  $\Omega = 20,75$   $\frac{1}{sek}$ .

Rozkład sił aerodynamicznych  $T(\eta)$  podany jest na rys. 3.



TL-50/56-R3

Rys. 3.

Mamy wyznaczyć rozkład momentów gnących wzdłuż łopaty.

Ażeby obliczenia uprościć pomijamy ciężar własny łopat, co zresztą nieznacznie zmniejsza dokładność. Dzielimy długość łopaty na 20 równych części. Do obliczeń używamy funkcje [14]. Warunek, że suma momentów wszystkich sił zewnętrznych działających na łopate, względem przegubu jest równa zeru, pozwoli nam wyznaczyć wielkość kąta stożka:

$$\beta = \frac{\int_0^1 q \eta d\eta - \int_0^1 p y d\eta}{\int_0^1 p \eta d\eta} \quad [20]$$

Obciążenie od sił odśrodkowych jednostki długości łopaty:

$$p = \frac{\gamma}{g} F x \Omega^2 = \frac{2,7 \cdot 10^{-3}}{981} \cdot 38,1 \cdot x \cdot 20,75^2 = 45,1 \cdot 10^{-3} \cdot x, \frac{kG}{cm}$$

Tabela I

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
n	$\eta$	$\bar{y}_1 = \frac{1}{\alpha_1^4} \frac{d^4 \bar{y}_1}{d\eta^4}$	$\frac{1}{\alpha_1} \frac{d \bar{y}_1}{d\eta}$	$\frac{1}{\alpha_1^2} \frac{d^2 \bar{y}_1}{d\eta^2}$	$\bar{y}_2 = \frac{1}{\alpha_2^4} \frac{d^4 \bar{y}_2}{d\eta^4}$	$\frac{1}{\alpha_2} \frac{d \bar{y}_2}{d\eta}$	$\frac{1}{\alpha_2^2} \frac{d^2 \bar{y}_2}{d\eta^2}$	$\bar{y}_3 = \frac{1}{\alpha_3^4} \frac{d^4 \bar{y}_3}{d\eta^4}$	$\frac{1}{\alpha_3} \frac{d \bar{y}_3}{d\eta}$	$\frac{1}{\alpha_3^2} \frac{d^2 \bar{y}_3}{d\eta^2}$
0	0,00	0	-34,87	0	0	831,1	0	0	-19220	0
1	0,05	-6,80	-34,16	7,19	287,6	780,1	-286,9	-9390	-16750	9390
2	0,10	-13,32	-32,06	14,13	539,8	632,4	-538,3	-16380	-10040	16380
3	0,15	-19,30	-28,65	20,55	725,5	407,2	-722,9	-19200	-7840	19200
4	0,20	-24,50	-24,04	26,23	821,8	132,0	-817,9	-17110	8700	17110
5	0,25	-28,68	-18,41	30,97	816,9	-158,9	-811,3	-10750	15980	10760
6	0,30	-31,67	-11,95	34,61	711,8	-429,4	-703,6	-1540	19110	1550
7	0,35	-33,33	4,90	37,03	519,8	-562,8	-508,0	7800	17480	-7960
8	0,40	-33,57	2,50	38,17	266,4	-780,9	-249,6	15580	11320	-15520
9	0,45	-32,34	10,00	38,08	-20,4	-817,4	44,5	19110	2390	-19010
10	0,50	-29,65	17,35	36,63	-300,5	-749,7	334,7	17920	-7170	-17760
11	0,55	-25,55	24,31	34,10	-539,0	-585,1	587,8	12030	-14950	-11760
12	0,60	-20,14	30,68	30,60	-704,8	-341,7	774,3	3530	-18690	-3080
13	0,65	-13,56	36,28	26,31	-774,8	-48,1	873,8	-5970	-17720	6730
14	0,70	-5,96	40,98	21,51	-736,7	264,1	877,6	-13800	-11840	15250
15	0,75	2,47	44,71	16,48	-589,9	561,4	790,5	-17760	-2830	19860
16	0,80	11,53	47,46	11,55	-345,1	814,3	630,7	-16550	7540	20050
17	0,85	21,04	49,28	7,07	-21,9	1002,1	428,7	-10100	17050	15980
18	0,90	30,78	50,29	3,35	354,6	1117	224,5	200	23460	9500
19	0,95	40,75	50,69	0,91	759,8	1167	64,9	13200	26690	3120
20	1,00	50,71	50,73	0	1174	1174	0	27180	27180	0

TL-50/56-T1

Tabela II

②	⑫	⑬	⑭	⑮	⑯	⑰	⑱	⑲	⑳	㉑
$\eta$	q [ $\frac{kg}{cm}$ ]	p [ $\frac{kg}{cm}$ ]	R $\eta$ q [kg]	R $\eta$ p [kg]	q $\bar{y}_1$	$\frac{\bar{y}_1}{\alpha_1^4} \frac{d^4 \bar{y}_1}{d\eta^4}$	$\frac{p \bar{y}_1}{\alpha_1} \frac{d \bar{y}_1}{d\eta}$	$\int_0^1 p d\eta$	$\frac{\bar{y}_1}{\alpha_1^2} \frac{d^2 \bar{y}_1}{d\eta^2} \int_0^1 p d\eta$	M [kgcm]
—	—	—	810(2)(12)	810(2)(13)	(12)(3)	(3) <sup>2</sup>	(13)(3)(4)	$\int_0^1 (13) d\eta$	(3)(5)(19)	—
0	0	0	0	0	0	0	0	14800	0	0
0,05	0	1,83	0	74	0	46	425	14760	-7,22 · 10 <sup>5</sup>	320
0,10	0,034	3,65	3	296	-0,45	177	1559	14650	-27,57 "	700
0,15	0,107	5,48	13	666	-2,06	372	3033	14470	-57,40 "	1200
0,20	0,180	7,31	29	1185	-4,40	600	4308	14210	-91,31 "	1770
0,25	0,309	9,15	62	1853	-8,86	822	4831	13880	-123,25 "	2350
0,30	0,438	10,98	106	2668	-13,87	1003	4156	13470	-147,65 "	2820
0,35	0,619	12,80	176	3629	-20,63	1111	2091	12990	-160,32 "	3050
0,40	0,800	14,61	259	4733	-26,86	1127	-1228	12430	-159,34 "	2900
0,45	1,025	16,45	374	5996	-33,15	1046	-5323	11800	-145,17 "	2340
0,50	1,25	18,28	506	7403	-37,07	879	-9407	11100	-120,59 "	1390
0,55	1,51	20,11	673	8958	-38,58	654	-12493	10320	-89,96 "	180
0,60	1,77	21,94	860	10662	-35,65	406	-13560	9470	-58,38 "	-1080
0,65	2,06	23,77	1084	12515	-27,93	184	-11693	8550	-30,50 "	-2200
0,70	2,35	25,60	1332	14515	-14,00	36	-6250	7550	-9,68 "	-2970
0,75	2,65	27,43	1613	16664	6,56	6	3032	6470	2,63 "	-3200
0,80	2,90	29,26	1918	18960	34,14	133	16019	5330	7,10 "	-2910
0,85	3,27	31,08	2251	21398	68,79	443	32230	4110	6,11 "	-2160
0,90	3,58	32,90	2608	23984	110,15	948	50940	2810	2,90 "	-1230
0,95	2,71	34,73	2085	26725	110,44	1661	71750	1450	0,53 "	-380
1,00	0	36,56	0	29614	0	2572	94060	0	0	0
$\Sigma =$			15952	197690	66,8	12940	181450		-1209 · 10 <sup>5</sup>	

TL-50/56-T2

Tabela 1 zawiera liczbowe wartości trzech pierwszych funkcji  $y_1, y_2, y_3$ , i ich pochodnych, wyliczone przy pomocy tabel [2].

czyż współczynniki przy stałych układu równań. Wartość tych współczynników:

Łatwo dowieść, że dla tej łopaty  $\int_0^1 p y_1 d\eta = 0$ .

$$\beta_{11} = \frac{9,2 \cdot 10^7 \cdot 3,926^4}{810^4} \cdot 12\,940 + \frac{3,926}{810} \cdot 181\,450 + \frac{3,926^3}{810^3} \cdot 1209 \cdot 10^5 = 4377$$

Tabela 2 zawiera część przeliczeń, które pozwolą wyzna-



$$\beta_{12} = \beta_{21} = -24\,100 \quad \beta_{22} = 9239 \cdot 10^4 \quad \beta_{13} = \beta_{31} = -114\,700$$

$$\beta_{23} = \beta_{32} = -41,8 \cdot 10^6 \quad \beta_{33} = 147,2 \cdot 10^8 \quad \gamma_1 = -66,8$$

$$\gamma_2 = 3774 \quad \gamma_3 = 63\,440.$$

Kąt stożka  $\beta = \frac{15952}{197\,690} = 0,0806 = 4,6^\circ$

Układ równań

$$4377_{a_1} - 24\,100_{a_2} - 114\,700_{a_3} - 66,8 = 0$$

$$-24\,100_{a_1} + 9239 \cdot 10^8_{a_2} - 41,8 \cdot 10^6_{a_3} + 3774 = 0$$

$$-114\,700_{a_1} - 41,8 \cdot 10^6_{a_2} + 147,2 \cdot 10^8_{a_3} + 63\,440 = 0$$

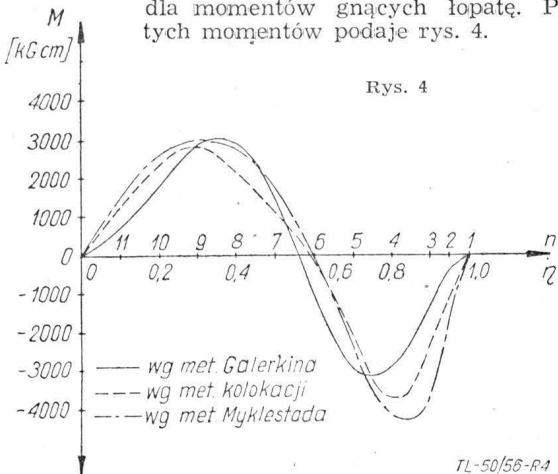
Daje wartości stałych:

$$a_1 = 0,01293 \quad a_2 = -0,0004 \quad a_3 = -0,000005.$$

Stałe te wprowadzamy do [19c] i otrzymujemy wyrażenie

$$M = 140 \left( 0,2 \frac{d^2 \bar{y}_1}{d\eta^2} - 0,02 \frac{d^2 \bar{y}_2}{d\eta^2} - 0,000524 \frac{d^2 \bar{y}_3}{d\eta^2} \right)$$

dla momentów gnących łopaty. Przebieg tych momentów podaje rys. 4.



**Metoda kolokacji**

Zasadę tej metody można wyrazić następująco: Szukamy przybliżonego rozwiązania równania [4] w postaci szeregu [5] o skończonej liczbie wyrazów, w którym  $y_i$  spełniają wszystkie zadane warunki brzegowe, a poza tym są dowolne, zaś  $a_i$  — stałe początkowo nie znane. Po znalezieniu postaci  $y_i$  wyliczamy wartości szczegółowe tych funkcji oraz odpowiednich ich pochodnych dla tylu dowolnych zresztą wartości zmiennej  $\eta$  ile jest funkcji  $y_i$ , następnie wstawiamy je w równanie [4]. Zmienna  $\eta$  musi zawierać się w przedziale, w którym ważne jest równanie [4]. Ostatecznie otrzymujemy układ  $n$  algebraicznych równań liniowych niejednorodnych z niewiadomymi  $a_1, a_2, \dots, a_n$ :

$$\left. \begin{aligned} a_1 \beta_{11} + a_2 \beta_{12} + \dots + a_i \beta_{1i} + \dots + a_n \beta_{1n} + \gamma_1 &= 0 \\ a_1 \beta_{21} + a_2 \beta_{22} + \dots + a_i \beta_{2i} + \dots + a_n \beta_{2n} + \gamma_2 &= 0 \\ \dots &\dots \\ a_1 \beta_{k1} + a_2 \beta_{k2} + \dots + a_i \beta_{ki} + \dots + a_n \beta_{kn} + \gamma_n &= 0 \end{aligned} \right\} [21]$$

Wyznaczone z tego układu niewiadome wstawiamy do [5]. Funkcja  $y$  jest wówczas przybliżonym rozwiązaniem równania różniczkowego [4], bowiem spełnia wszystkie warunki brzegowe, oraz samo równanie w  $n$  punktach przedziału zmiennej  $\eta$ . Stopień dokładności tej metody szybko rośnie ze wzrostem  $n$ . Główne trudności są tej samej kategorii co i w metodzie Galerkina, mianowicie podbór funkcji  $y_i$  oraz rozwiązanie układu równań [21] przy dużej liczbie  $n$ . Możemy jednak pierwszą trudność usunąć w ten sam sposób jak w metodzie Galerkina. W przypadku łopat funkcje [14] lub

[16] doskonale spełniają warunki metody kolokacji. Stałe niewiadome wyznaczamy z układu równań [21]. Wartości współczynników przy niewiadomych tego układu wyznacza się ze związków

$$\beta_{ki} = \frac{d^2}{d\eta^2} \left[ EI \frac{d^2 \bar{y}_i(\eta_k)}{d\eta^2} \right] + p(\eta_k) \frac{d\bar{y}_i(\eta_k)}{d\eta} + p(\eta_k) \beta_i - \frac{d^2 \bar{y}_i(\eta_k)}{d\eta^2} \int_{\eta_k}^1 p(\eta) d\eta$$

$$\gamma_k = -q(\eta_k),$$

otrzymanych wprost z równania [3], przy czym wskaźniki  $k, i$  oznaczają wartości obliczone dla funkcji  $y_i$  i argumentu  $\eta_k$ . Pozostałe interesujące nas wielkości wyznaczamy ze związków [19 a—d]. Niżej podajemy przebieg obliczeń dokonanych tą metodą dla łopaty z poprzedniego przykładu.

**Przykład**

Rozpiętość łopaty dzielimy na siedem dowolnie długich odcinków (rys. 2). Do obliczeń bierzemy sześć pierwszych funkcji [14]. Dla przyjętych punktów podziału ( $\eta_k$ ) wyliczamy wartości funkcji [14] i ich pochodnych. Są one zawarte w tabelach I i 3.

Korzystając z tej tabeli oraz z wielkości innych, wyznaczonych już w poprzednim przykładzie, wyliczamy współczynniki  $\beta_{ki}, \gamma_k$  kolejno dla  $i, k = 1, 2, \dots, 6$ :

$$\beta_{ki} = \frac{a_i^4}{R^4} EI \frac{d^4 \bar{y}_i(\eta_k)}{d\eta^4} + p(\eta_k) \frac{a_i}{R} \frac{d\bar{y}_i(\eta_k)}{d\eta} - a_i^2 \frac{d^2 \bar{y}_i(\eta_k)}{d\eta^2} \int_{\eta_k}^1 p(\eta) d\eta,$$

$$\gamma_k = -q(\eta_k) + \beta p(\eta_k).$$

Tabela III

②	②②	②③	②④	②⑤	②⑥	②⑦	②⑧	②⑨	③⑩
$\eta$	$\bar{y}_4 = \frac{1}{\alpha_4} \frac{d^4 \bar{y}_4}{d\eta^4}$	$\frac{1}{\alpha_4} \frac{d\bar{y}_4}{d\eta}$	$\frac{1}{\alpha_4^2} \frac{d^2 \bar{y}_4}{d\eta^2}$	$\bar{y}_5 = \frac{1}{\alpha_5} \frac{d^4 \bar{y}_5}{d\eta^4}$	$\frac{1}{\alpha_5} \frac{d\bar{y}_5}{d\eta}$	$\frac{1}{\alpha_5^2} \frac{d^2 \bar{y}_5}{d\eta^2}$	$\bar{y}_6 = \frac{1}{\alpha_6} \frac{d^4 \bar{y}_6}{d\eta^4}$	$\frac{1}{\alpha_6} \frac{d\bar{y}_6}{d\eta}$	$\frac{1}{\alpha_6^2} \frac{d^2 \bar{y}_6}{d\eta^2}$
—	—	—	—	$\cdot 10^5$	$\cdot 10^5$	$\cdot 10^5$	$10^5$	$\cdot 10^5$	$10^5$
0,00	0	444720	0	0	-102,904	0	0	2369,9	0
0,10	432430	103760	-432430	-102,586	8,073	102,587	2189,5	-906,9	-2189,5
0,25	-86740	-436160	86770	85,560	57,171	-85,560	-2324,4	439,0	2324,4
0,40	-359690	261490	359900	-31,791	-97,863	31,799	2370,0	0,0	-2369,9
0,55	388780	218090	-387230	-35,577	96,585	35,664	-2324,1	-462,1	2324,6
0,70	40650	-437610	-29190	88,259	-53,245	-87,226	2194,2	911,6	-2184,9
0,85	-374810	196330	459680	-9,606	-5,971	108,318	-1882,4	-1228,5	2058,7
1,00	0	314470	0	0	72,764	0	0	1675,8	0

TL-50/56-T3

Na przykład:

$$\beta_{11} = 9,2 \cdot 10^7 \cdot \frac{3,926^4}{810^4} (-13,32) + 3,656 \frac{3,926}{810} (-32,06) - \frac{3,926^2}{810^2} 14,12 (1 - 0,01) \cdot 1,48 \cdot 10^4 = -6,1066,$$

$$\gamma_1 = 0,034 - 3,656 \cdot 0,0806 = -0,261.$$

Tabela IV

x [cm]	$\eta$	k	$\beta_{ki}$						$\gamma_k$
			1	2	3	4	5	6	
81	0,10	1	-6,1066	1165	-96580	46,648 $\cdot 10^5$	-2,2451 $\cdot 10^8$	88 329 $\cdot 10^8$	0,261
202,5	0,25	2	-12,37	1024	-59540	-9,82 "	1,8561 "	-92,69 "	0,4293
324	0,40	3	-12,68	279	87000	-35,96 "	-0,6542 "	92,603 "	0,379
445,5	0,55	4	-7,203	-851	56290	37,99 "	-0,6758 "	-88,168 "	0,1126
567	0,70	5	0,9669	-838	-69500	151 "	1,641 "	79,81 "	-0,2842
688,5	0,85	6	7,823	129	-36500	-29,49 "	-1,704 "	-68,40 "	-0,761

TL-50/56-T4

Współczynniki te są zestawione w tabeli 4.

Otrzymujemy układ sześciu równań:

$$\begin{aligned}
 -6,1066 a_1 + 1165 a_2 - 96580 a_3 + 46,648 \cdot 10^5 a_4 - \\
 - 2,2451 \cdot 10^8 a_5 + 88,329 \cdot 10^8 a_6 + 0,261 = 0 \\
 -12,37 a_1 + 1024 a_2 - 59540 a_3 - 9,82 \cdot 10^5 a_4 + \\
 + 1,8561 \cdot 10^8 a_5 - 92,69 \cdot 10^8 a_6 + 0,4293 = 0 \\
 -12,68 a_1 + 279 a_2 + 87000 a_3 - 35,96 \cdot 10^5 a_4 - \\
 - 0,6542 \cdot 10^8 a_5 + 92,603 \cdot 10^8 a_6 + 0,379 = 0 \\
 -7,203 a_1 - 851 a_2 + 56290 a_3 + 37,99 \cdot 10^5 a_4 - \\
 - 0,6758 \cdot 10^8 a_5 - 88,168 \cdot 10^8 a_6 + 0,1126 = 0 \\
 0,9669 a_1 - 838 a_2 - 69500 a_3 + 1,51 \cdot 10^5 a_4 + \\
 + 1,641 \cdot 10^8 a_5 + 79,81 \cdot 10^8 a_6 - 0,2842 = 0 \\
 7,823 a_1 + 129 a_2 - 36500 a_3 - 29,49 \cdot 10^5 a_4 - \\
 - 1,704 \cdot 10^8 a_5 - 68,4 \cdot 10^8 a_6 - 0,761 = 0
 \end{aligned}$$

rozwiązanie którego daje:

$$\begin{aligned}
 a_1 = 0,01466 \quad a_3 = -0,41 \cdot 10^{-5} \quad a_5 = -0,147 \cdot 10^{-8} \\
 a_2 = -0,3846 \cdot 10^{-3} \quad a_4 = -0,75 \cdot 10^{-7} \quad a_6 = -0,105 \cdot 10^{-10}
 \end{aligned}$$

Układ ten został rozwiązany przy pomocy elektronowego aparatu ARAL w Instytucie Matematycznym PAN, nakładem kilku godzin pracy. Rozkład momentów gnących wyznacza:

$$\begin{aligned}
 M = 140 \left( 0,226 \frac{d^2 y_1}{d \eta^2} - 0,0192 \frac{d^2 y_2}{d \eta^2} - 0,43 \cdot 10^{-3} \frac{d^2 y_3}{d \eta^2} - \right. \\
 \left. - 0,134 \cdot 10^{-4} \frac{d^2 y_4}{d \eta^2} - 0,4 \cdot 10^{-6} \frac{d^2 y_5}{d \eta^2} - 0,404 \cdot 10^{-8} \frac{d^2 y_6}{d \eta^2} \right)
 \end{aligned}$$

Rozkład ten ilustruje rys. 4 oraz tabela 5.

Warto nadmienić, że już układ sześciu równań rozwiązany przy pomocy wyznaczników wymaga kilkudniowej pracy. Czas ten można znacznie zmniejszyć stosując metodę, którą podaje M. G. Salvadori [4]. Wyznacznik rzędu  $n$

$\eta$	M [kGcm]
0,00	0
0,10	4270
0,25	2700
0,40	2100
0,55	600
0,70	-1930
0,85	-3480
1,00	0

TL-50/56-T5

$$D_n = \begin{vmatrix} \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{13} & \dots & \beta_{1n} \\ \beta_{21} & \beta_{22} & \beta_{23} & \dots & \beta_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \beta_{n1} & \beta_{n2} & \beta_{n3} & \dots & \beta_{nn} \end{vmatrix}$$

sprowadza się do liczby zawierającej wyznacznik niższego rzędu, którego wyrazami są wyznaczniki drugiego rzędu

$$D_n = \frac{1}{\beta_{11}^{n-2}} \cdot \begin{vmatrix} \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{11} & \beta_{13} & \dots & \beta_{11} & \beta_{1n} \\ \beta_{21} & \beta_{22} & \beta_{21} & \beta_{23} & \dots & \beta_{21} & \beta_{2n} \\ \beta_{31} & \beta_{32} & \beta_{31} & \beta_{33} & \dots & \beta_{31} & \beta_{3n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \beta_{n1} & \beta_{n2} & \beta_{n1} & \beta_{n3} & \dots & \beta_{n1} & \beta_{nn} \end{vmatrix}$$

Ten nowy wyznacznik poddajemy również podobnej operacji. Powtarzamy to do chwili otrzymania  $D_n$ , jako liczby z wyznacznikiem trzeciego rzędu, który już rozwiązujemy znanym sposobem.

d.c.n.

# PRODUKCJA



Mgr inż. TADEUSZ WIŚLICKI

## Klejenie metali

### Cz. II

W części drugiej Autor omawia zagadnienia technologii klejenia. Podaje przy tym ogólne zasady klejenia, stosowane podstawowe metody, urządzenia stosowane w technice klejenia, zasady przygotowania powierzchni i procesu klejenia. W dalszym ciągu podane są przykłady zastosowania techniki klejenia w budowie samolotów przez takie firmy, jak De Havilland, Bristol, Fokker, BAC, Piasecki, Chance Vought i francuską SNCASO.

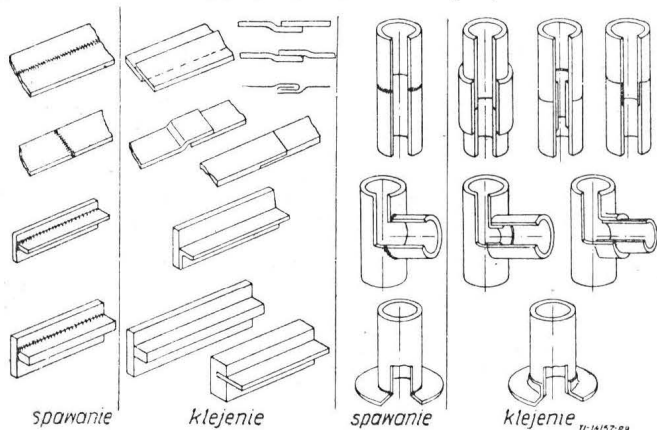
### TECHNOLOGIA KLEJENIA

#### Ogólne zasady

Wychodząc z założenia, że konstrukcja jest odpowiednio przygotowana do zastosowania techniki klejenia (rys. 9), wybór samej metody łączenia podyktowany będzie dążeniem do uzyskania zadowalającej wytrzymałości połączenia i dokład-

nego zachowania wymaganego kształtu. Warunek ten rozstrzyga zresztą również, w jakich przypadkach używać można klejenia zamiast dotychczas stosowanego nitowania w sensie narzucenia potrzeby odpowiednich podziałów fabrykacyjnych lub ewentualnej zmiany kształtu klejonych elementów. Naturalnie w zagadnieniach podziału fabrykacyjnego decyduje nie tylko sztywność wyodrębnionych zespołów, ale również względy ekonomiczne polegające na maksymalnym wykorzystaniu dysponowanych urządzeń produkcyjnych (np. wielkość prasy, czy też autoklawu), przy czym najczęściej właśnie te urządzenia ograniczają wielkość sklejanych zespołów.

Z drugiej strony stosowania klejów ze sztucznych żywic narzuca określone wymagania odnośnie technologii produkcji, w sensie potrzeby użycia podwyższonych temperatur oraz nacisków. Konieczność stosowania w procesie wiązania klejów podwyższonych temperatur wynika ze wspomnianego już zjawiska zmiany objętości substancji klejącej przy odparowywaniu rozpuszczalników (dla klejów fenolowoformaldehydowych), ale również z potrzeby stworzenia niezbędnych warunków adhezji klejów do metalu, zwłaszcza przy użyciu substancji klejących w stanie stałym (proszki, pałeczki, taśmy), oraz przyspieszenia procesu wiązania klejów, dla których parametr ten nie jest niezbędnym warunkiem twarzenia (np. kleje aethoxylinowe). Docisk łączonych elementów wymagany w procesie wiązania klejów zmieniających swoją objętość powinien być równomiernie rozłożony na całą powierzchnię



Rys. 9. Porównanie połączeń klejonych ze spawanymi

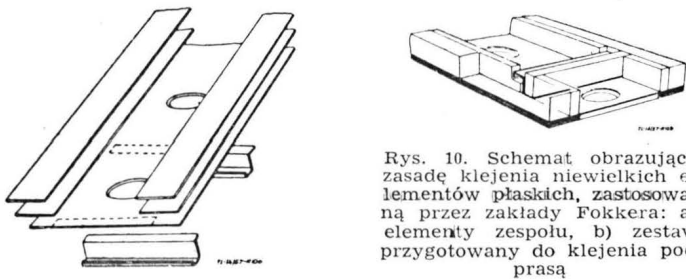


klejenia (której kształt nie zawsze jest prosty), oraz stały przez cały czas trwania tego procesu, co utrudnione jest właśnie zjawiskiem zmiany objętości.

Spełnienie wymienionych wyżej warunków procesu technologicznego klejenia wymaga użycia specjalnych urządzeń produkcyjnych w postaci ogrzewanych pras hydraulicznych lub autoklawów.

W większości przypadków konieczne jest wstępne szepienie klejonych elementów dla ustalenia ich wzajemnego położenia. Zachodzi to przy używaniu klejów aethoxylinowych, wymagających stosowania docisku łączonych elementów oraz przy stosowaniu klejów w postaci stałej, gdzie po podgrzaniu następuje przejście ich w stan ciekły połączony z możliwością przesunięcia się łączonych części. Okoliczność taka zachodzi np. wtedy, jeśli po naniesieniu na łączone powierzchnie substancji klejącej składamy je i przetrzymujemy przez dłuższy okres w zabiegu tak zwanego przetrzymania zamkniętego lub też wtedy, kiedy słabe czy też mało sztywne obrzeża elementów chcemy zabezpieczyć przed oddarciem na skutek nieostrożnego obchodzenia się lub przed przesunięciem, nadając im w ten sposób odpowiedni kształt i sztywność, zwłaszcza jeśli zespół przy późniejszym łączeniu ma być pasowany z innymi elementami konstrukcji. Do połączeń szepionych używa się miękkich nitów aluminiowych  $\varnothing 1,0 - 1,5$  mm, które mogą być po sklejeniu usunięte lub pozostawione. Należy jednak przestrzegać bardzo oszczędnego ich stosowania, ponieważ nie są one środkami łączenia ani dobrym ani równoważnym klejeniu, a przeciwnie — z uwagi na spiętrzenie naprężeń w okolicy otworów w sklejonym już zespole stać się mogą przyczyną powstawania pęknięć w tych miejscach.

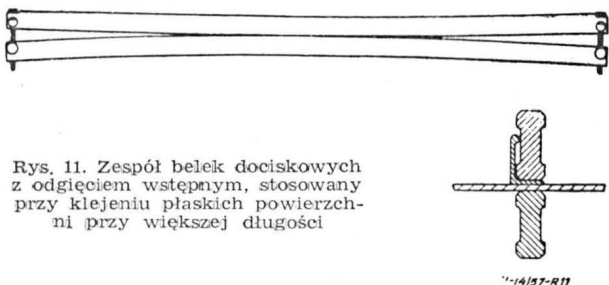
W zależności od konstrukcji klejonych elementów i zastosowań metody klejenia używa się różnych sposobów przeniesienia nacisków (urządzeń dociskowych) dla bezpośredniego działania na łączone powierzchnie.



Rys. 10. Schemat obrazujący zasadę klejenia niewielkich elementów płaskich, zastosowaną przez zakłady Fokkera: a) elementy zespołu, b) zestaw przygotowany do klejenia pod prasą

Przy klejeniu niewielkich zespołów płaskich oprzyrządowanie nie stanowi specjalnego zagadnienia, polega bowiem jedynie na takim dobraniu i ułożeniu belek dociskowych (rys. 10), aby dawały dwie równe i równoległe płaszczyzny, gwarantując jednocześnie przeniesienie nacisków na klejone powierzchnie.

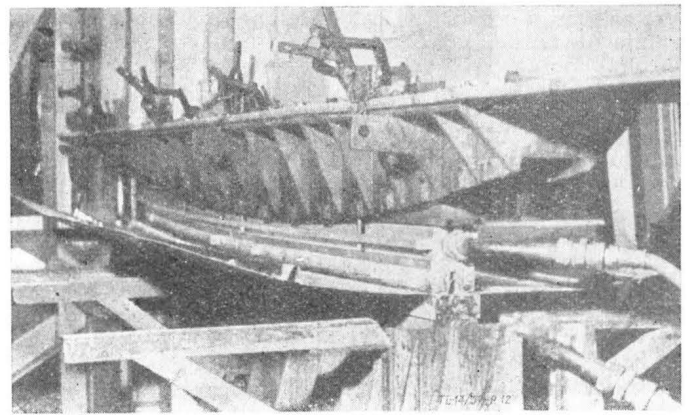
Najprostszym sposobem możliwym do zastosowania przy zacisku powierzchni płaskich o znacznej długości będzie uzyskiwanie docisku za pomocą kompletu specjalnie ukształtowanych belek z odgięciem wstępnym (rys. 11), których powierzchnia pracująca w stanie swobodnym ma kształt linii ugięcia pod wpływem obciążenia równomiernie rozłożonego.



Rys. 11. Zespół belek dociskowych z odgięciem wstępnym, stosowany przy klejeniu płaskich powierzchni przy większej długości

Na podstawie prób można określić warunki pracy takiego układu zapewniającego równomierny docisk na całej długości przy ściąganiu za pomocą śrub końców belek — aż do ich wyprostowania się. W podobny sposób zresztą konstruowane są belki dociskowe specjalnych pras do klejenia przedmiotów dużej długości.

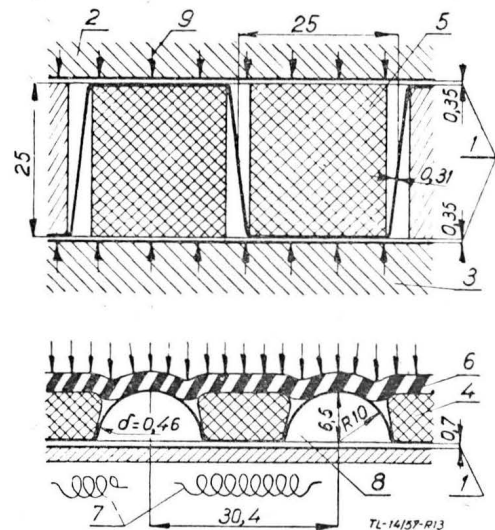
Jeśli sklejane elementy posiadają krzywiznę jedno- lub dwukierunkową, posługujemy się dla wywarcia nacisku specjalnymi belkami profilowymi, ukształtowanymi dokładnie według obrysu przedmiotu (rys. 12). Ponieważ wykonanie takiego oprzyrządowania, zwłaszcza przy krzywiznach dwukie-



Rys. 12. Klejenie na prasie elementów o krzywiznie przestrzennej przy użyciu profilowych belek dociskowych

runkowych jest bardzo kosztowne, w konstrukcjach przeznaczonych do klejenia zaleca się specjalne analizowanie uzasadnienia wymaganych kształtów.

W jeszcze innych przypadkach, jeśli łączymy klejeniem elementy wiotkie i o przekrojach zamkniętych, zachodzi potrzeba posługiwania się specjalnymi sztywnymi wkładkami (rys. 13), zabezpieczającymi przed ich zgniotem, a służącymi zarazem do przeniesienia nacisków na określone powierzchnie.



Rys. 13. Zasady klejenia w autoklawie przy użyciu specjalnych wkładek: 1 — grubość kleju w sklejeniu, 2 — górna płyta dociskowa, 3 — dolna płyta dociskowa, 4 — wkładka otowiana, 5 — wkładka ze stopu lekkiego, 6 — worek gumowy, 7 — elementy grzejne, 8 — próżnia, 9 — ciśnienie autoklawu

W odniesieniu do systemu ogrzewania zastosowanego w procesie klejenia nie stawia się żadnych warunków poza tym, aby zapewniał temperaturę wymaganej wysokości, równomierną w całym przekroju skleiny. Najczęściej przyjęty system ogrzewania (elektryczny lub parowy) uzależniony jest od rodzaju urządzenia do wywierania zacisku.

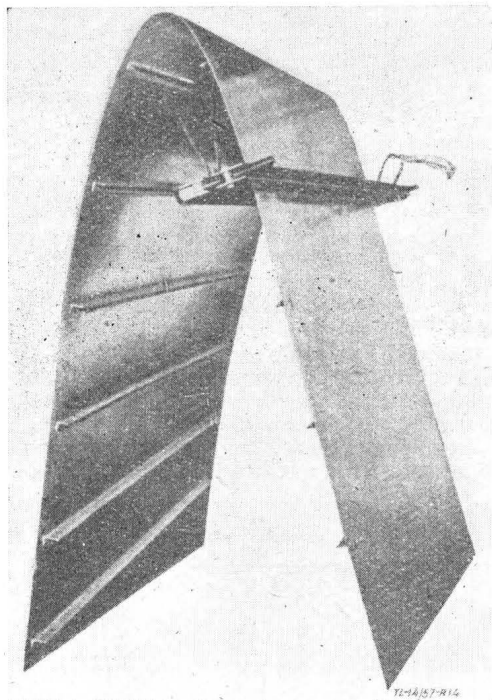
### Podstawowe metody

Podstawowe metody klejenia rozpatrywać można ze względu na rodzaj i kształt łączonych elementów oraz z uwagi na zastosowane urządzenia produkcyjne.

Dla przedmiotów płaskich obowiązuje jedynie zachowanie warunków zapewniających prawidłowy przebieg procesu wiązania kleju. Można więc posługiwać się w tym celu zarówno prasami jak i autoklawami. Należy przy tym od razu wyjaśnić, że technika klejenia w autoklawie wykazuje większe zalety niż przy użyciu prasy, ponieważ nacisk wzrasta tu równomiernie w trakcie procesu wiązania kleju tak, że następuje częściowe jego utwardzenie jeszcze przed osiągnięciem maksymalnej wielkości docisku. Przy użyciu prasy natomiast istnieją duże trudności takiej regulacji docisku, aby nie następowało wyciskanie kleju ze skleiny na początku procesu i aby wielkość docisków nie zmniejszała się w czasie trwania procesu na skutek zmniejszania objętości substancji klejącej. Poza tym przy bardzo nawet sztywnych płytach prasy i belkach dociskowych nigdy praktycznie nie jest się w stanie zapewnić

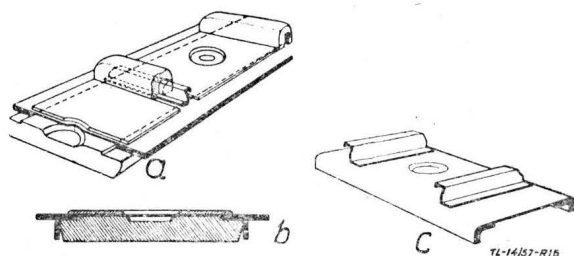
równomiernego docisku na całej klejonej powierzchni, co naturalnie ujemnie odbija się na jakości połączenia.

Ogólnie można powiedzieć, że klejenie przy użyciu autoklawu daje zadowalające wyniki nawet dla elementów silnie sklepionych przestrzennie, wymaga jednak znacznie drobniejszego podziału fabrykacyjnego konstrukcji ( $1,2 \times 3$  m) ze względu na konieczność ograniczenia wymiarów autoklawu spowodowaną trudnościami technicznymi i kosztami.



Rys. 14. Klejenie podłużnic usztywniających blachę pokrycia noska skrzydłowego przy użyciu zespołów dociskowych pracujących na zasadzie odgięcia wstępnego

W bardzo często spotykanych przypadkach sklejana powierzchnia wąskich, ale długich, stosowany może być docisk za pomocą wspomnianych już belek z ugięciem wstępnym (rys. 14). Zaletą tej metody jest możliwość równoczesnego klejenia większej liczby elementów (np. podłużnic do pokrycia noska), ponieważ niewielkie wymiary zespołów zaciskowych



Rys. 15. Zasada kształtowania zespołu klejonego metodą tłoczenia na gumie

i mały ich ciężar nie utrudniają manipulacji. Do grzania stosować można na przykład piece powietrzne, przy czym niewielka pojemność cieplna belek dociskowych przyspiesza znacznie cykl produkcyjny. Nie bez znaczenia jest również możliwość użycia tego rodzaju zacisków w przyrządach montażowych, z tym, że korzystniej jest wtedy przewidzieć elementy grzejne w samych zespołach zaciskowych. Zasadniczą wadą omawianej metody klejenia jest trudność dokładnego określenia i kontroli wielkości zacisku oraz konieczność spowodowania całkowitego docisku sklepanych przedmiotów przed zastosowaniem grzania, co ujemnie wpływa na przebieg procesu i jakość połączenia.

Dla zespołów cienkościennych reprezentowanych przeważnie przez konstrukcje warstwowe („sandwich”) zagadnieniem pierwszej wagi jest zabezpieczenie przed zgnieceniem przy zapewnieniu równomierności nacisków na powierzchnie sklepane. Najlepsze rezultaty uzyskuje się w tych przypadkach przez zastosowanie klejenia w autoklawie.

W odniesieniu do elementów sklepionych przestrzennie, czy też zakrzywionych w jednej płaszczyźnie, klejenie przeprowadzić można trzema metodami.

Jeśli krzywizna jest niewielka, elementy odpowiednio ukształtowane na gotowo zaciska się przy klejeniu pod prasą na płasko. Dopiero po sklejeniu i usunięciu zacisku zespół ma możliwość powrócenia do swej pierwotnej postaci. Naturalnie trzeba zdawać sobie sprawę z tego, że istnieją tu poważne trudności w uzyskaniu prawidłowego kształtu po wyjęciu zespołu spod prasy, mimo że założeniem podstawowym tej metody jest odkształcenie w granicach sprężystości, ponieważ sztywność poszczególnych elementów różni się znacznie od sztywności sklejanego zespołu. W związku z tym opisaną wyżej metodę stosować można przy niewielkich wymaganiach dokładności kształtu, lub jeśli sklepany zespół jest jeszcze dostatecznie elastyczny, a swój kształt uzyskuje po połączeniu z innym zespołem sztywnym, który daje ostateczny kształt przedmiotu. Należy zwrócić uwagę, czy naprężenia występujące w połączeniu w czasie pracy nie sumują się do wielkości niedopuszczalnej z naprężeniami powstałymi z zastosowania opisanych wyżej zabiegów technologicznych.

Druga metoda zakłada klejenie elementów w stanie płaskim na prasie, a następnie kształtowanie ich do wymaganej postaci z zachowaniem specjalnych warunków tego rodzaju obróbki wykańczającej. Możliwe to jest naturalnie przy łagodnych krzywiznach, jeśli nie zachodzi obawa występowania zbyt dużych naprężeń w sklecinie, a warunki pracy przedmiotu nie powodują takiego zwiększenia naprężeń, które by mogło spowodować uszkodzenie połączenia. Na rys. 15 pokazany jest przykład kształtowania metodą tłoczenia gumą zespołu sklejanego jako płaskiego (rys. 10), którego postać ostateczną widzimy na rys. c.

Obie opisane wyżej metody klejenia przeprowadza się przy zastosowaniu pras, a ich pierwszorzędą zaletą jest taniocść oprzyrządowania.

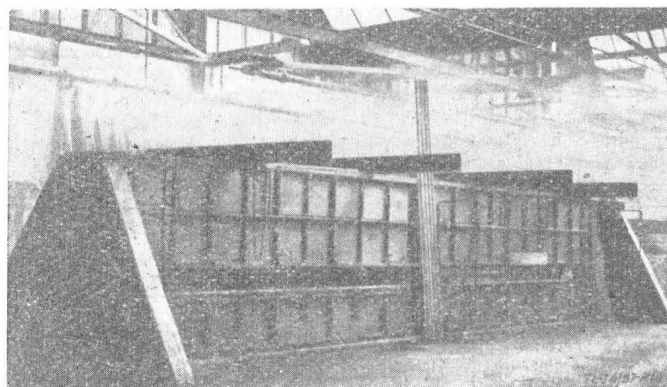
Metoda trzecia obejmuje te wszystkie zespoły, które, czy to ze względu na specjalne kształty czy też z uwagi na konieczność ograniczenia do minimum naprężeń wewnętrznych w sklecinie przedmiotu nie obciążonego, wymagają użycia specjalnych profilowych belek dociskowych (rys. 12 i 18). Przy klejeniu posługiwać się tu można zarówno prasami jak autoklawami, przy czym w tym ostatnim przypadku koszty oprzyrządowania są nieco niższe.

#### Urządzenia stosowane w technice klejenia

Podstawowym urządzeniem do klejenia są prasy hydrauliczne lub pneumatyczne. W zastosowaniu tym mają one przeważnie postać specjalną przystosowaną do produkcji zespołów określonego typu. Można jednak podzielić je na trzy grupy.

Do pierwszej należą będą urządzenia niewielkie, przeznaczone do klejenia małych zespołów. Są to prasy hydrauliczne o nacisku do 250 ton, wyposażone w dodatkowe stoły ułatwiające manipulacje związane z przygotowaniem do klejenia i samym klejeniem. W zasadzie nie ma potrzeby wykonywania większych urządzeń tego typu, ponieważ w konstrukcji płatowców zespoły płaskie są raczej niewielkie, ale przede wszystkim dlatego, że bez żadnej szkody dla jakości połączenia możliwe jest częściowe klejenie zespołów o większych wymiarach. Trzeba jeszcze dodać, że dla elementów o powierzchniach krzywoliniowych konieczne jest stosowanie specjalnie dokładnych belek dociskowych, które przy większych wymiarach byłyby bardzo ciężkie, nieporęczne i nadzwyczaj kosztowne.

Oddzielną grupę stanowią prasy charakteryzujące się wąskim i bardzo długim stołem (rys. 16). Służą one do klejenia profili usztywniających do blach pokryciowych i pracują

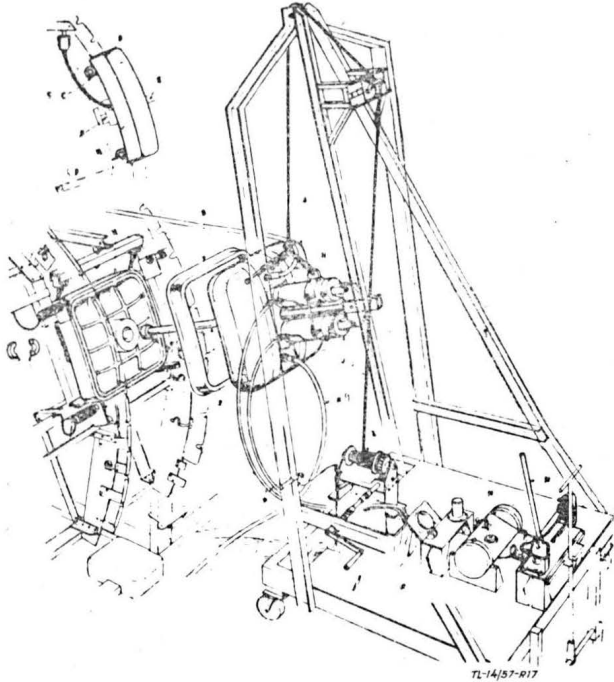


Rys. 16. Duża, 11-metrowa prasa hydrauliczna zakładów De Havilland przeznaczona do klejenia podłużnic do blach pokryciowych



przy zastosowaniu kształtowych belek dociskowych, klejąc oddzielnie każdą podłużnicę.

Dla umożliwienia zastosowania klejenia w pracach montażowych przy wklejaniu niewielkich elementów typu obramowań okiennych, włazów i innych, stosuje się urządzenia specjalne, ruchome, mogące pracować jako uzupełnienie przyrządów montażowych. Jako mechanizm zaciskowy używają można płatowcowych wciągników hydraulicznych. Na rys. 17 widoczny jest schemat takiego urządzenia przedstawiający prostotę budowy oraz możliwości zastosowania. Jedną z belek może być nie ogrzewana, przy czym jest bezpośrednio związana z przyrządem montażowym.



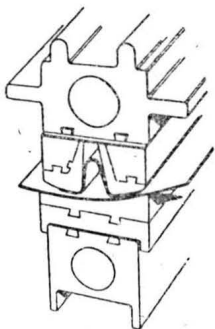
Rys. 17. Ruchoma prasa hydrauliczna przeznaczona do klejenia przy pracach montażowych. Składa się ona z zespołu jezdny, na którym umieszczony jest zespół zaciskowy, oraz urządzeń napędowych i kontrolnych. Jedną z płyt dociskowych związana jest z przyrządem montażowym

Prasy hydrauliczne używane przy klejeniu metali wyposażone są w urządzenia ogrzewnicze elektryczne lub parowe. Grzana jest górna i dolna płyta prasy. Można jednak również stosować bezpośrednio ogrzewanie belek dociskowych.

Belki i płyty dociskowe stanowią bardzo poważną pozycję kosztów w oprzyrządowaniu procesu klejenia przy użyciu pras. Przede wszystkim dlatego, że ze względu na ukształtowanie głównych zespołów płatowca jest ich bardzo dużo (np. 64 komplety — dla przedniej części kadłuba samolotu „Comet”), oraz z tej przyczyny, że z uwagi na konieczność zapewnienia jak najrównomierniejszych docisków powierzchnie ich zetknięcia się z klejonymi elementami muszą być bardzo dokładne.

Wobec tego, że wykonywanie takich belek metodą frezowania przy krzywiźnie przestrzennej byłoby tak kosztowne, iż stawałoby pod znakiem zapytania ekonomiczną celowość stosowania klejenia w budowie płatowców, angielska firma De Havilland opracowała specjalną metodę wytwarzania tego rodzaju oprzyrządowania, opartą na zasadzie odlewów ze stopu niskotopliwego z modelu gipsowego.

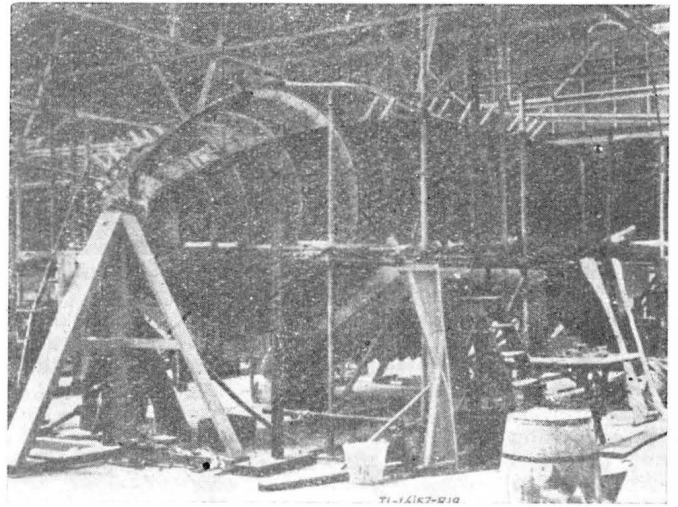
Zespół dociskowy pokazany schematycznie na rys. 18 składa się z części górnej i dolnej. W obu tych częściach wyróżnić można belkę główną oraz wkładkę, która z kolei składa się z części normalnej i profilowej części roboczej. Belki główne — górna i dolna — wykonane są jako normalne dla wszystkich zespołów zaciskowych. Służą one do mocowania zespołu zaciskowego na prasie. Wykonane mogą być np. jako profile wyciskane ze stopu lekkiego z otworem w środku



Rys. 18. Zespół belek dociskowych stanowiących wyposażenie prasy hydraulicznej przy klejeniu elementów o powierzchniach sklepionych

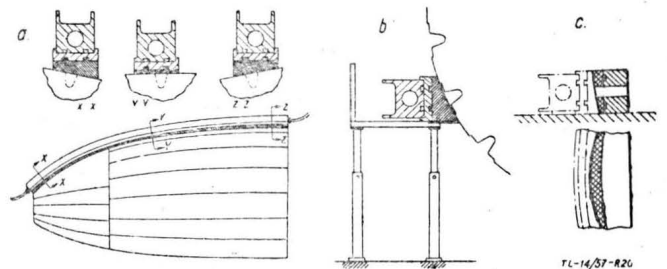
służącym do przepuszczania pary dla ogrzewania. Wymaga się od nich jedynie odpowiedniej sztywności. Wkładki normalne wykonywane mogą być w zależności od potrzeby jako jednolub dwuczęściowe. Celem ich wprowadzenia jest oszczędność drogiej stopów niskotopliwych oraz ułatwienie rozbiernego szybkiego połączenia profilowej części przyrządu z belką główną. Połączenie takie najczęściej odbywa się na „jaskółczy ogon”. Kształt ich uzyskany drogą obróbki wiórowej wyposażony jest w odniesieniu do krzywizny klejonego zespołu w ten sposób, aby uzupełniony roboczą częścią odlewaną stanowić mógł normalny element dla pewnego zakresu kształtów. Robocza profilowa część wkładki wykonana jest metodą odlewu ze stopu niskotopliwego i związana z częścią normalną również na „jaskółczy ogon”, ale jako połączenie nierozłączalne.

Dla odlewu roboczej części wkładki zespołu dociskowego konieczne jest wykonanie gipsowego wzornika przestrzennego (zwanego również makietą), odpowiedniego zespołu pla-



Rys. 19. Szkielet wzornika gipsowego przedniej części kadłuba samolotu „Comet” przystosowany będzie do wytwarzania belek dociskowych ze stopu łatwotopliwego metodą odlewu

towca, który zresztą służyć może również do wielu innych zabiegów związanych z budową płatowca. Wzorniki takie (rys. 19) wykonane są z gipsu na metalowym szkielecie zestawionym z płaskich szablonów odpowiadających profilom zespołu, wyliczonym przez konstruktora. Zasada budowy jest tu analogiczna jak dla wszystkich wzorników gipsowych,

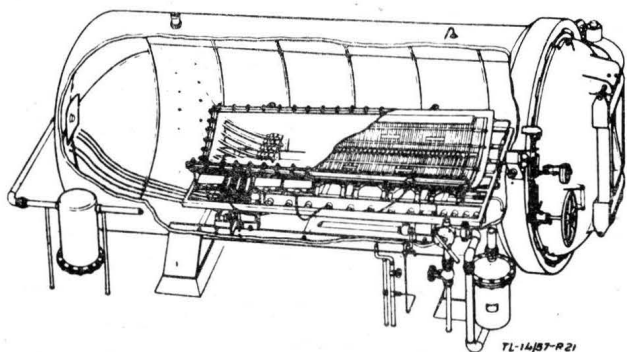


Rys. 20. Zasada wytwarzania belek dociskowych ze stopu łatwotopliwego metodą odlewu

z tym że dla wykorzystania go jako częściowego modelu odlewniczego konieczne jest zamocowanie obrotowe dookoła osi podłużnej, pozwalające na odpowiednie ustawienie wybranego obszaru. Dokładność wykonania takiego wzornika nie powinna być większa niż  $\pm 0,8$  mm.

Zasada odlewu roboczej części wkładki dociskowej przedstawiona jest schematycznie na rys. 20. Wzornik, mający obecnie pracować jako model, ustawia się i ustala w ten sposób, aby umożliwić poziome położenie „formy” na nastawnym na wysokość, specjalnym pomocniczym stole roboczym (rys. 19). Stół ten stanowi dno przygotowanej „formy” odlewniczej, której jednym z boków jest wybrany obszar wzornika, drugim zaś — część normalna wkładki dociskowej wraz z belką główną, którą ustawiamy na stole roboczym w takiej odległości od wzornika, aby w najwęższym miejscu nie wynosiła mniej niż 12 do 15 mm. Po zabezpieczeniu ewentualnych

nieszczelności tak zestawionej „formy”, dokonujemy zalania jej stopem niskotopliwym, uzyskując właściwy kształt roboczej powierzchni wkładki dociskowej i jej silne połączenie z normalną częścią wkładki. W czasie tego zabiegu zalecane jest podgrzewanie belki głównej, jak również części normal-



Rys. 21. Schemat budowy autoklawu do klejenia

nej wkładki, do temperatury około 140°C, celem ustalenia dla całego zespołu warunków, w jakich pracować on będzie przyklejeniu oraz dla wyeliminowania naprężeń lub ewentualnych odkształceń spowodowanych nierównomierną temperaturą elementów stykających się z płynnym metalem.

Postępując w opisany wyżej sposób i przekręcając gipsowy wzornik, można szybko i tanio wykonać komplet górnych części zespołu dociskowego, dla odpowiedniego głównego zespołu płatuńca, posługując się nawet jedną belką główną.

Wykonanie odpowiednich dolnych części opiera się na tej samej zasadzie, z tym że nie używa się już wzornika gipsowego, a roboczą powierzchnię dolnej wkładki profilowej odwzorowuje się metodą odlewu z poprzednio wykonanej wkładki profilowej górnej, która stanowi w tym zabiegu jedną ze ścian nowej formy (rys. 17). Celem uniknięcia uszkodzenia przez nadtopienie płynnym metalem roboczej powierzchni górnej wkładki profilowej, powleka się ją warstwą grafitu, co ułatwia również późniejsze rozdzielanie obu części narzędzia.

Wykończenie zespołu wkładek profilowych nie wymaga już żadnej obróbki mechanicznej, może jedynie zaistnieć potrzeba wygładzenia roboczej ich powierzchni przez skrobanie lub polerowanie.



Rys. 22. Zasada klejenia w autoklawie

Opisany wyżej sposób wytwarzania narzędzi do pras zapewnia wymaganą dokładność, przy czym jest jednocześnie bardzo szybki, prosty i stosunkowo tani.

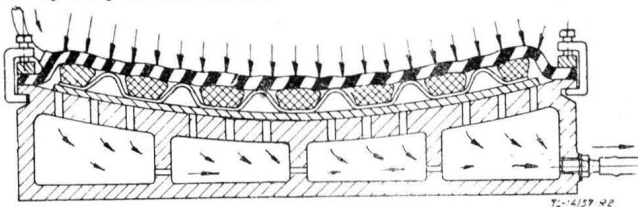
Autoklaw jest urządzeniem służącym do wywarcia docisku na sklejane elementy na zasadzie ciśnienia powietrza. Został on wprowadzony do techniki klejenia jako wynik poszukiwań mających na celu usunięcie wad wynikających ze stosowania pras, w pierwszym rzędzie dla uzyskania regulowanego równomiernego docisku na całą klejoną powierzchnię i niezależnienia się od potrzeby wykonywania kosztownego i pracochłonnego oprzyrządowania dla przedmiotów o skomplikowanym kształcie.

Autoklaw (rys. 21) jest to naczynie ciśnieniowe wyposażone w odpowiednie urządzenie grzejne, najczęściej elektryczne (możliwe również parowe), do którego wstawia się klejony zespół dla spowodowania warunków wymaganych w procesie wiązania klejów.

Sklejane zespoły umieszczone są na ogrzanej płycie matrycowej, której kształt odpowiada profilowi leżącego na niej elementu (przeważnie blachy). Płyty matrycowe ogrzane są przeważnie elektrycznie, przy czym muszą być wyposażone w odpowiednie urządzenia do kontroli i regulacji temperatury. Płyta nie musi być zbyt gruba, tak jak to miało miejsce przy pracy na prasach. Wystarcza tu najczęściej blacha duralowa o grubości minimalnej 2,5 mm, której kształtowanie może odbywać się tą samą metodą i na tym samym oprzyrządowaniu, na którym wykonuje się odpowiedni element płatuńcowy. Dla usztywnienia obramowuje się ją grubszą ramką. Po przykryciu płyty izolacyjnym kocem azbestowym oraz arkuszem gumy i zaciśnięciu tego ostatniego na obwo-

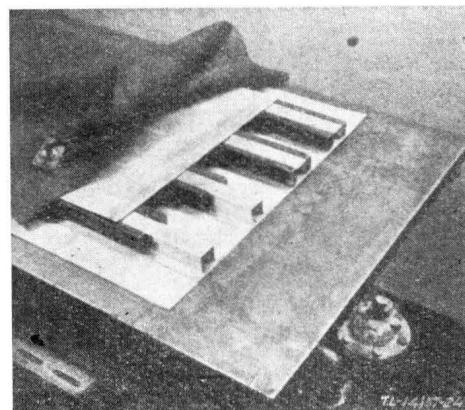
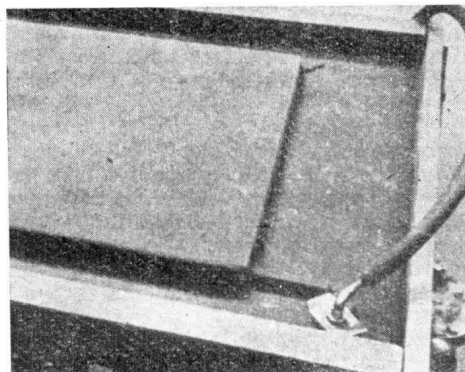
dzie płyty matrycowej, klejony zespół znajduje się w przestrzeni szczelnie zamkniętej. Efekt docisku uzyskuje się dzięki użyciu elastycznej przepony gumowej, przez usuwanie powietrza za pomocą pompy próżniowej z przestrzeni zamkniętej, w której znajduje się przedmiot, przy jednoczesnym włączaniu powietrza do komory autoklawu. W celu przeniesienia nacisków na odpowiednie powierzchnie stosuje się specjalne wkładki. Na rys. 22 pokazany jest schemat wyjaśniający zasadę działania autoklawu. Należy przy tym pamiętać, że zakładając wymagany docisk łączonych części, ciśnienie w autoklawie oblicza się uwzględniając stosunek całkowitej powierzchni przedmiotu pozostającej pod wpływem równomiernie rozłożonego ciśnienia powietrza do powierzchni klejenia oraz poprawkę wynikającą z zastosowania podciśnienia w przestrzeni ograniczonej przez płytę matrycową i gumową przeponę. Na przykład, jeśli wymagany docisk wynosi 14 kG/cm<sup>2</sup>, a powierzchnia klejona stanowi 33% całkowitej powierzchni usztywnionej blachy, to potrzebne jest nadciśnienie wynoszące 4,2 atn. Jeśli więc dodatkowo wywołane zostanie w przestrzeni zamkniętej pod gumową przeponą obniżenie ciśnienia na przykład do 0,3 atn, to wymagane bezwzględne ciśnienie w autoklawie wynosić będzie 4,5 atn, czyli 3,5 atn. nadciśnienia w stosunku do otaczającej atmosfery.

Ponieważ autoklawy, zwłaszcza przy większych wymiarach, są urządzeniami bardzo kosztownymi, czynione są obecnie usiłowania zmierzające do zastąpienia ich urządzeniami prostszymi, działającymi jedynie na zasadzie podciśnienia. Naturalnie, wiąże się to ściśle z koniecznością stosowania klejów wymagających w procesie wiązania niewielkiego docisku łączonych elementów.



Rys. 23. Zasada klejenia podciśnieniowego

Docisk uzyskuje się w tym przypadku na skutek różnicy pomiędzy ciśnieniem atmosferycznym i podciśnieniem wytworzonym w zamkniętym obszarze pomiędzy płytą matrycową i gumową przeponą, w którym znajduje się sklejany



Rys. 24. Przykłady charakterystyczne dla uproszczonej techniki klejenia podciśnieniowego



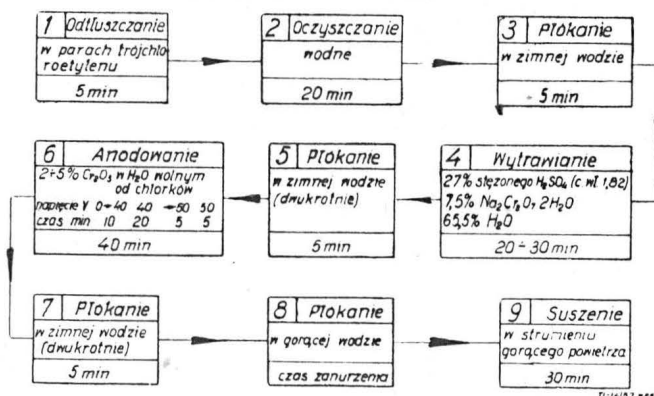
przedmiot. Odpowiedni zestaw roboczy (rys. 23) zbudowany jest podobnie jak dla autoklawu. Przenoszenie nacisków od ciśnienia atmosferycznego poprzez gumową przeponę na sklejaną powierzchnię również odbywa się tu za pośrednictwem specjalnych wkładek. Natomiast płyta matrycowa zaopatrzona jest w szereg otworów służących do przysysania blachy sklejanego zespołu przy wytworzeniu pod nią podciśnienia, co powoduje dokładne ustalenie łączonych elementów bez potrzeby stosowania dodatkowych zacisków mechanicznych. Po dokonaniu wszystkich robót przygotowawczych polegających na zmontowaniu takiego zestawu, wsuwa się go na specjalnym wózku do pieca, po czym następuje zabieg wypompowywania powietrza spod dziurkowanej płyty do próżni około 625 mm słupa Hg, oraz spod gumowej przepony do próżni około 375 mm słupa Hg. Czas przebywania zestawu w piecu waha się od 0,5 do 1,5 godz. w zależności od tego, czy podgrzewanie pieca jest ciągłe czy też przerywane.

Można dodać, że czynione są obecnie próby dalszego uproszczenia metody podciśnieniowej, polegającego na przeprowadzaniu zabiegów klejenia jedynie przy wypompowywaniu powietrza spod gumowej przepony i grzanie na specjalnym stole ogrzewanym parą. Szczegóły przedstawiające charakterystyczne cechy tej metody pokazane są na rys. 24.

### Przygotowanie powierzchni i proces klejenia

Odpowiednie przygotowanie powierzchni przed naniesieniem kleju, tak ważne w każdym przypadku łączenia elementów metodą klejenia, jest szczególnie istotne w odniesieniu do metali, których zwilżalność przez substancję klejącą, stanowiącą o jakości połączenia, nie jest łatwa do osiągnięcia.

Proces przygotowania powierzchni jest dość długi i pracochłonny. Rozbija się na szereg zabiegów (rys. 25), z których podstawowymi są: oczyszczanie, odtłuszczenie, usunięcie warstewki tlenków przez wytrawianie, oraz nanoszenie pokrycia zabezpieczającego przed korozją.



Rys. 25. Schemat zabiegów związanych z procesem przygotowania powierzchni stopów lekkich aluminiowych — do klejenia

Oczyszczanie powierzchni klejonych elementów z różnego rodzaju zanieczyszczeń odbywać się może mechanicznie jedynie dla stali, a w żadnym przypadku dla stopów lekkich. Dla stali stosować można czyszczenie papierem ściernym lub szcztką drucianą, ale najlepsze wyniki daje piaskowanie. W odniesieniu do stopów lekkich stosuje się kąpiel w czynniku dostosowanym do rodzaju zanieczyszczeń.

Do odtłuszczenia najlepiej jest stosować kąpiel w parach trójchloroetyleny, w niektórych jednak przypadkach może być również celowe traktowanie specjalnymi środkami odtłuszczającymi.

Wytrawianie powodujące usuwanie tlenków z powierzchni elementów wykonanych ze stopów lekkich jest podstawowym zabiegiem procesu przygotowywania powierzchni do klejenia. Stosuje się w tym celu kąpiel trawiącą w roztworze kwasu chromowego i siarkowego, uzyskując w wyniku powierzchnię bardzo czystą chemicznie i odpowiednio porowatą, co wyjątkowo korzystnie wpływa na przyczepność substancji klejącej. Trzeba tu dodać, że uzyskiwanie podobnej powierzchni przez obróbkę mechaniczną, na przykład piaskowanie czy szcztkowanie, nie daje tak dobrych wyników i może zmniejszyć wytrzymałość zmęczeniową połączenia ze względu na możliwość występowania zjawiska karbu. W odniesieniu do stopów magnezowych stosuje się specjalną metodę trawienia, polegającą na kąpeli przedmiotów w roztworze sody żrącej (120 G na 1 litr wody) w temperaturze 145° do 175°C, a następnie dezoksydacji w roztworze kwasu chromowego i siarczanu sodu (100 G CrO<sub>3</sub> + 0,5 G Na<sub>2</sub>S na 1 litr wody).

Pozostaje wreszcie zabezpieczenie powierzchni stopów lekkich przed korozją, co najczęściej odbywa się przez anodowanie. Powłoki uzyskane w procesie anodowania, poza własnościami antykorozyjnymi, dają powierzchnię o wyjątkowo dobrych własnościach przyczepności dla klejów.

Jeśli z jakichkolwiek przyczyn zaistnieje potrzeba osłonięcia pewnych obszarów powierzchni przed zabiegami związanymi z przygotowaniem jej do klejenia, to można stosować różne metody osłaniania, z których zresztą najpraktyczniejsze jest naklejanie specjalnie do tego celu przystosowanych taśm zabezpieczających.

W odniesieniu do wymienionych wyżej zabiegów przygotowania powierzchni do klejenia trzeba podkreślić konieczność ścisłej kontroli stężenia odpowiednich kąpeli, oraz odpowiedniego obchodzenia się z elementami przygotowanymi do klejenia.

Sposób nanoszenia kleju na łączone powierzchnie uzależniony jest od jego postaci, od czego uzależniona jest również potrzeba ewentualnego wstępnego podgrzania przedmiotu (70°—100°C), co stosowane jest dla substancji klejących w postaci stałej (proszki, blony, pałeczki). Przy stosowaniu kleju „Redux” żywicy fenolowoformaldehidowej nanosi się na obie powierzchnie sklejanego przedmiotu metalowych za pomocą pistoletu natryskowego lub pędzla. Natomiast poliwinylformal w postaci proszku nanosi się przez posypywanie lub zanurzenie, przy czym nadmiar proszku, który nie przyłągał do żywicy, należy strząsnąć. Przy sklejanym metalu z drewnem różnica polega na tym, że poliwinylformal nanosi się tylko na część metalową.

Na wytrzymałość połączenia w dużym stopniu wpływa równomierność warstwy kleju naniesionej na sklejaną powierzchnię. Najlepiej spełnić można ten warunek przez stosowanie błon klejowych. Grubość warstwy kleju w skleinie nie powinna wynosić więcej niż 0,25 mm, a w przypadkach potrzeby warstwy grubszej niż 0,3 mm, używa się już najczęściej substancji klejących z wypełniaczami. Minimalna grubość warstwy kleju w skleinie nie powinna być mniejsza od 0,1 mm.

Po złożeniu sklejanego elementów należy przewidzieć zabezpieczenie przed możliwością przesunięcia się ich w dalszych zabiegach procesu klejenia. Ważne jest to szczególnie w odniesieniu do klejów wiążących na gorąco, ponieważ w początkowej fazie grzania klej staje się bardziej rzadko płynny, co sprzyja możliwości wzajemnych przesunięć łączonych przedmiotów. Najprostszym sposobem ustalania jest stosowanie nitów szepczych.

Okres przetrzymania zamkniętego przed zastosowaniem warunków powodujących wiązanie substancji klejącej, zależy od gatunku kleju, jest dostatecznie długi nie tylko dla przeprowadzenia odpowiednich zabiegów związanych z ustaleniem łączonych elementów, ale nawet dla stosowania metody klejenia częściowego. Potrzeba taka zachodzi często dla zespołów znacznej długości przy klejeniu na prasach. Można przy tym dodać, że wykonywanie operacji nawet w kilku zabiegach, polegających na utwardzeniu skleiny odciwkami, nie wpływa na pogorszenie jakości połączenia.

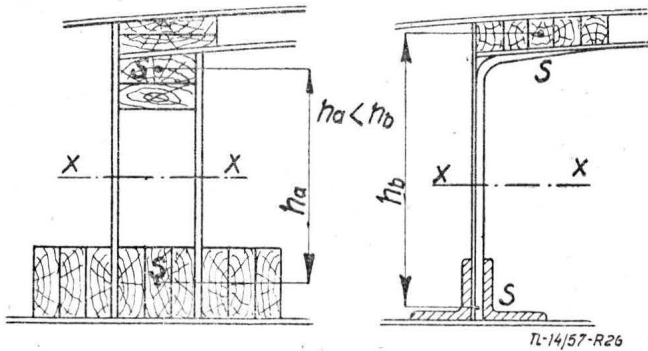
Z wyjątkiem niewielkiej ilości substancji klejących używanych do łączenia metali (w tym kleje typu „Araldit”), większość wymaga w procesie wiązania stosowania podwyższonych temperatur i nacisków. Naturalnie, zakres tych parametrów, uzależniony od rodzaju stosowanych urządzeń, jest ściśle określony dla każdego gatunku kleju. Przeciętnie stosuje się temperatury od 110°—140° do 170° (max. 220°C), przy czym dla niektórych klejów od wysokości temperatury procesu ich wiązania zależy może nie tylko czas trwania tego procesu, ale również wytrzymałość połączenia. Dla skrócenia cyklu produkcyjnego podgrzewanie skleiny stosuje się również dla klejów wiążących na zimno z zachowaniem ograniczeń wynikających z niebezpieczeństwa umiejscowienia się pęcherzyków gazu w skleinie, spowodowanego zbyt intensywnym odparowywaniem rozpuszczalników. Przeciętnie czas trwania procesu wiązania substancji klejących, używanych do łączenia metali, w zależności od zastosowanej temperatury waha się w granicach od 15 do 35 minut.

Potrzeba stosowania ciśnień w technice klejenia wynika ze zjawiska zmiany objętości niektórych klejów w procesie twardnienia. W zasadzie dąży się do unikania wysokich ciśnień, ponieważ powoduje to utrudnienie w produkcji ograniczenia w możliwościach zastosowania, biorąc pod uwagę delikatność i skomplikowanie konstrukcji niektórych zespołów płatowcowych. O ile więc dla klejów typu „Araldit” nie ma konieczności stosowania docisku sklejanego elementów, dla klejów typu „Redux” operuje się dociskami (min 5) do 7 do 10,5 (max. 14) kG/cm<sup>2</sup>.

### Przykłady zastosowania techniki klejenia metali w budowie płatowców

Dla zorientowania się w możliwościach stosowania klejenia jako metody łączenia elementów metalowych w konstrukcji płatowców oraz obecnego stanu rozwoju tej techniki, omówimy kilka charakterystycznych przykładów.

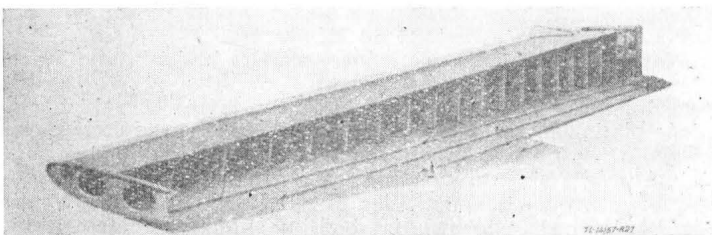
Użycie klejenia przy budowie płatowca typu „Hornet”, o konstrukcji mieszanej drewniano-metalowej, zasługuje na szczególne wyróżnienie, ponieważ jest to pierwszy w historii produkcji płatowców przykład zastosowania klejenia metali w samolocie. Do tak śmiałej, nawet na obecne czasy, koncepcji skłoniły konstruktora wyjątkowo ciężkie warunki konstrukcyjne. Dźwigar skrzydłowy omawianego płatowca, na którego dolny pas przypadła cała siła rozciągająca ze względu na konieczność usunięcia pracującego pokrycia, spowodowana obecnością komór na podwozie i bomby, musiał być skonstruowany ze specjalnymi ograniczeniami wymiarowymi, ponieważ pewna część skrzydła przewidziana była jednocześnie jako integralny zbiornik paliwa. Ponieważ stopy lekkie posiadają większą wytrzymałość właściwą na rozciąganie, a drewno na ściskanie, najbardziej celowa okazała się konstrukcja dźwigarowa (rys. 1), która w porównaniu z poprzednią, całkowicie drewnianą stosowaną w płatowcu „Mosquito”, odznaczała się znacznie większą „sprawnością” wytrzymałościową ze względu na zwiększenie odległości pasów przy tej samej grubości skrzydła (rys. 26), oraz dała dodatkowy zysk w postaci około 8% zwiększenia objętości zbiorników. Trzeba jednak dodać, że bardzo poważne trudności nastęczał fakt



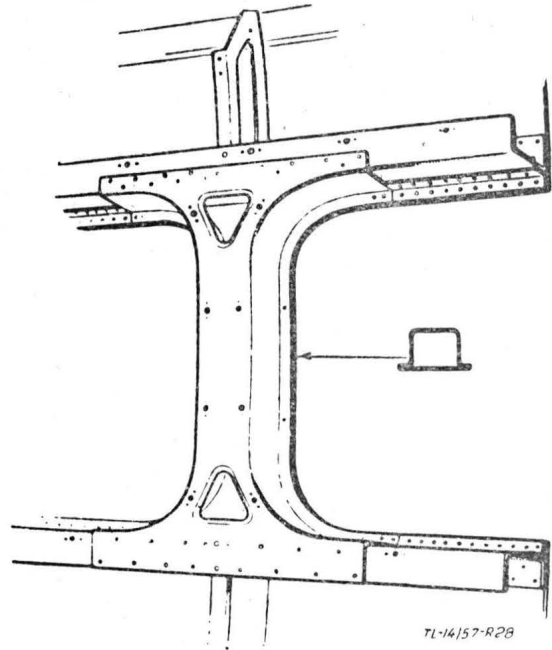
Rys. 26. Porównanie konstrukcji dźwigarów skrzydłowych samolotów: a — „Mosquito”, b — „Hornet”

różnych współczynników rozszerzalności cieplnej sklejk i blachy duralowej, będący powodem występowania w skleinie dodatkowych naprężeń wewnętrznych poza tymi, jakie wynikały z założonej pracy zespołu. Naturalnie, użycie w tym przypadku klejenia było jedyną możliwością równomiernego przyjęcia naprężeń przez poszczególne pracujące przekroje, poddyktowane więc było jedynie względami technicznymi, a nie ekonomicznymi.

W dalszym ciągu rozwoju techniki klejenia metali zakłady De Havillanda, zachęczone pozytywnymi wynikami klejenia metali z drewnem, opracowały samolot pasażerski „Dove” o konstrukcji całkowicie metalowej, w której wprowadzone na szeroką skalę klejenie miało uzupełnić nitowanie przy usztywnianiu blach pokryciowych profilowymi podłużnicami (rys. 27), zarówno w skrzydłach jak i w kadłubie. W związku z powyższym zastosowano odpowiednie podziały fabrykacyjne tych zespołów oraz wprowadzono we wszystkich możliwych przypadkach krzywizny jednokierunkowe poprzecznie do podłużnic, co umożliwiała klejenie bez profilowych belek dociskowych przy użyciu najprostszego wyposażenia produkcyjnego. Stosowano zresztą również klejenie podłużnic do pokryć o podwójnej krzywiznie. Przykłady innych specjalnych



Rys. 27. Podzespół noska skrzydłowego samolotu „Dove” wykonany częściowo przy wykorzystaniu techniki klejenia



Rys. 28. Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych zastosowanych w samolocie „Dove” z uwzględnieniem techniki klejenia (obramowanie okien kabiny pasażerskiej)

zastosowań klejenia w budowie samolotu „Dove” pokazane są na rys. 28.

Ostatnio zakłady De Havillanda wprowadziły klejenie do budowy najnowszego samolotu pasażerskiego „Comet”, stosując je w tak szerokim zakresie i z takim przygotowaniem produkcji, że można już rozpatrywać korzyści ekonomiczne. Ponieważ technika ta została już praktycznie wypróbowana, wymagania stawiane połączeniom klejonym w konstrukcji „Comet” były znacznie wyższe. Największe zastosowanie znalazło klejenie przy łączeniu profili usztywniających pokrycia skrzydeł i kadłuba. Względny aerodynamiczny spowodowały, że nie można było uniknąć dwukierunkowej krzywizny blach pokryciowych, co wymagało zastosowania profilowych belek dociskowych. Przy tej właśnie okazji opracowana została metoda ich wytwarzania przez odlew przy użyciu gipsowych wzorników. Podział fabrykacyjny głównych zespołów płatowca dostosowany był do wielkości pras tak, że najdłuższe segmenty pokryciowe mierzyły 6 do 8 m (rys. 3b) i wymagały usztywnienia 5 do 7 podłużnicami. Analizując przyjęty tu podział fabrykacyjny kadłuba trzeba zauważyć, że nie jest on wcale drobniejszy, niżby wymagało tego zastosowanie łączenia metodą nitowania automatycznego, czy też zgrzewania punktowego. Podłużnice klejone były jednocześnie na całej długości, ale pojedynczo, w kolejnych operacjach, ze względu na trudności wykonania belek dociskowych obejmujących większą szerokość przy podwójnej krzywiznie zespołów. W odniesieniu do kształtów symetrycznych (powierzchni obrotowych) ograniczenia te nie miały miejsca i wielkość powierzchni sklejanych w jednej operacji uzależniona była jedynie od wymiarów prasy.

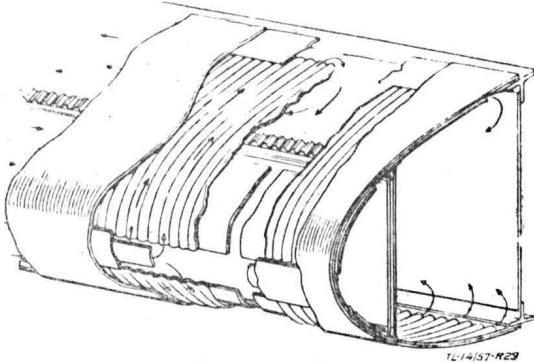
Klejenie w zakładach De Havilland oparte jest na użyciu kleju „Redux” oraz stosowaniu pras hydraulicznych. Drugie natomiast wielkie zakłady lotnicze Bristol używając tego samego kleju stosowały technikę klejenia w autoklawach. Ułatwiło to wprawdzie znacznie łączenie elementów o dużej dwukierunkowej krzywiznie z uwagi na możliwość dokładnego sterowania i kontroli docisków, oraz uprościło oprzyrządowanie pomocnicze (płyty dociskowe), jednakże względny ograniczające wielkość i koszt urządzeń produkcyjnych zmusiły konstruktora do wprowadzenia drobniejszego podziału fabrykacyjnego, określając maksymalne wymiary klejonego zespołu do wielkości  $3 \times 1,2$  m.

W dużym, nowoczesnym samolocie pasażerskim „Britannia” klejenie zastosowane zostało między innymi do łączenia blachy falistej z pokryciem nosków skrzydeł (rys. 29) oraz jako usztywnienia dużych żeber szkrzydłowych (rys. 3c), stanowiących przegrody komory zbiorników. Przykłady te nie wymagają dalszego omówienia poza podkreśleniem jedynie uzasadnionej technicznie i ekonomicznie celowości stosowania metody klejenia usztywnień z blachy falistej w autoklawie, oraz zwróceniem uwagi na to, że blacha falista, stanowiąca usztyw-



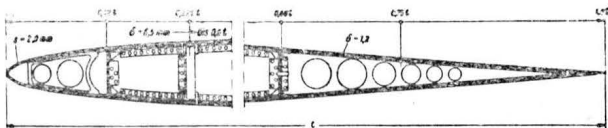
nienie noska, spełnia jeszcze dodatkowe zadanie przegrody komory ciepłego powietrza instalacji odłodziowej, w związku z czym skleina pracuje w wyjątkowo niekorzystnych warunkach — w podwyższonej temperaturze.

Poza zastosowaniem w produkcji seryjnej, zakłady Bristol przeprowadzają również szereg prób nad zastosowaniem techniki klejenia w budowie płatowców. Bardzo ciekawa jest tu konstrukcja skrzydła o profilu laminarnym (rys. 30). Charakteryzuje ją stosunkowo grube nośne pokrycie (grubość 6,5 mm w zakresie 0,12—0,6% cięciwy), do którego przyklejane są górne i dolne pasy dźwigarów. Pokrycie w obszarach pomiędzy dźwigarami usztywnione jest również metodą klejenia wzmocnieniami poprzecznymi, będącymi odpowiednikiem że-



Rys. 29. Szczegóły konstrukcji noska skrzydła samolotu „Britannia”; klejone usztywnienie z blachy falistej spełnia rolę przegrody kanałów ciepłego powietrza instalacji odłodziowej

ber. W części noskowej usztywnienie pokrycia grubości 2 mm stanowią wklejone żeberka sklejkowe. Splyw, sięgający od 0,6 głębokości profilu, stanowi — podobnie jak nosok — oddzielny zespół składający się z pokrycia grubości 1,2 mm, żeberka tej samej grubości rozstawionych co 200 mm oraz wyciskanego profilu listwy splywu. Wszystkie te elementy sklejane są razem na prasie w jednym cyklu roboczym. Połączenie poszczególnych zespołów skrzydła odbywa się za pomocą nitowania jednostronnego (nitami „Avidel” Ø 3 mm), przy czym łby nitów zostają w końcowym zabiegu sfrezowane pozostawiając idealnie gładką powierzchnię profilu.



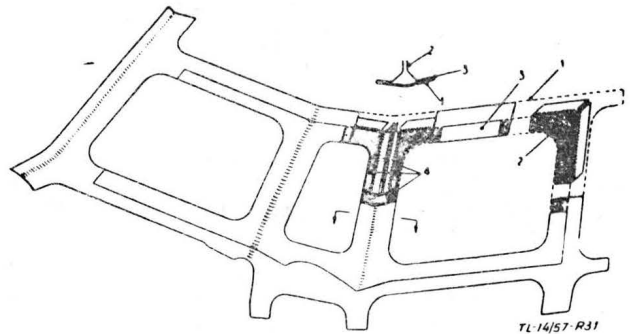
Rys. 30. Konstrukcja skrzydła o profilu laminarnym przystosowana do klejenia

Duże korzyści przynosi również zastosowanie kleju w budowie kłapek wyważających (fletnerów). Wiadomo, że zespoły te wymagają wyważenia ciężarowego, co w dużych płatowcach przy konstrukcji klasycznej stanowi dość ciężar kilkudziesięciu kilogramów. Odpowiednia cienkościenna konstrukcja kłapek wyważających, oparta na użyciu klejenia do łączenia blach pokryciowych z żeberkami, daje zespół gładki i sztywny, pozwalając przy tym na znaczne zredukowanie, a nieraz nawet na uniknięcie potrzeby stosowania dodatkowego wyważenia.

Zakłady Fokkera przystąpiły do wprowadzenia klejenia do budowy płatowców metalowych od przekonstruowania skrzydła samolotu treningowego S-12 z konstrukcji nitowanej na częściowo klejoną (rys. 4a) i przeprowadzenia dokładnych prób wytrzymałościowych. Osiągnięcie resursu 30 000 godz. było wynikiem tak zadowalającym, że skłoniło konstruktorów do wprowadzenia tej techniki w seryjnej produkcji samolotu treningowego S-14 o napędzie odrzutowym oraz najnowszego samolotu pasażerskiego F-27 („Friendship”). Podstawowym założeniem produkcyjnym w zakładach Fokkera było klejenie wszystkich mniej obciążonych zespołów na płasko, jeśli to możliwe, jednocześnie większą ilość elementów składających się na dany zespół przy wykorzystaniu znormalizowanych pras hydraulicznych różnego typu. Następnie dopiero przeprowadzono obróbkę plastyczną do wymaganego kształtu. Dobrym przykładem może tu być dźwigar blaszany, pokazany na rys. 15, oraz obramowanie oszklenia kabiny pilota widoczne na rys. 31. Jedynie zespoły silnie obciążone wytrzymałościowo klejone są po dokonaniu ewentualnego kształtowania metodami obróbki plastycznej. Poza wspomnianymi

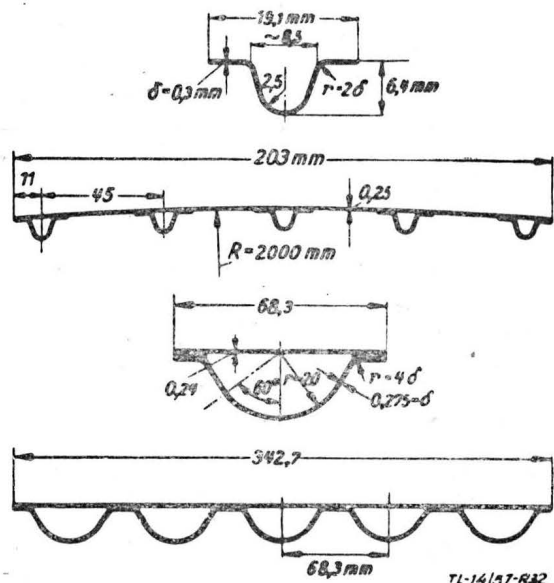
przykładami, klejenie znajduje w konstrukcjach Fokkera szerokie zastosowanie jako metoda łączenia podłużnic do blach pokryciowych, oraz usztywniania segmentów podłogi wypełniamcami typu plastowego.

Bardzo ciekawym przykładem zastosowania techniki klejenia metali jest użycie jej w budowie wirników śmigłowców. Przykład jest tym bardziej charakterystyczny, że w odniesieniu do tego rodzaju zespołów stawiane są bardzo wysokie wymagania wytrzymałości statycznej na zginanie i rozciąganie oraz wytrzymałości zmęczeniowej na obciążenia gnące, przy jednoczesnym dążeniu do minimalnego ciężaru. Ponadto wirniki muszą odznaczać się dużą dokładnością profilu i doskonale gładką powierzchnią, oraz dokładnym wyważeniem statycznym i dynamicznym dla dużego zakresu obrotów. Konstrukcja wirników wykonywanych przez angielskie zakłady B. A. C. zbliżona jest do konstrukcji skrzydła. Łopata wirnika składa się z wyciskanego profilu noska i splywu, tłoczonych żeber blaszanych oraz pokrycia wzmocnionego za pomocą klejenia podłużnicami (rys. 32), oraz nakładkami w miejscach łączenia z żebrami. Całość montowana jest przy użyciu nitów do nitowania jednostronnego (typu „Avidel”), przy czym łby nitów są później sfrezowane. Pokrycie w obszarze mocowania okuć wzmocniane jest metodą klejenia dodatkowo nakładkami. Wirniki, budowane dla śmigłowców firmy Piasecki, posiadają również konstrukcję klasyczną, składającą się z rurowego stalowego dźwigara, stanowiącego część noskową profilu, poprzecznych żeberka ze stopu lekkiego, oraz pokrycia



Rys. 31. Obramowanie oszklenia kabiny pilota, wykonane przez zakłady Fokkera metodą klejenia: 1 — rama główna, 2 — rama oszklenia, 3 — przekładka wzmocniająca, 4 — powierzchnia klejenia

z cienkiej blachy ze stali nierdzewnej, jednakże zastosowana metoda montażu była nowością nawet w technice klejenia. Pokrycie było uprzednio kształtowane na wymagany profil, a następnie przy montażu całości — łączone ze szkieletem w ten sposób, że od wewnątrz wywierany był nacisk na sklejane powierzchnie za pomocą gumowego worka, powodujący dociskanie do zewnętrznych wzorników wklęsłych. Ta metoda produkcji, jakkolwiek wygląda dość skomplikowanie, dała w tym przypadku zadowalające wyniki. Poza opisanymi wyżej konstrukcjami wirników śmigłowców wydaje się, że duża



Rys. 32. Przykłady konstrukcji pokryć usztywnianych podłużnicami profilowymi i blachą falistą przy zastosowaniu metody klejenia dla wirników śmigłowców firmy Bristol

przyszłość mogą mieć rozwiązania, opierające się na użyciu wypełniaczy typu plastra miodowego lub piankowych z tworzyw sztucznych, łączonych z pokryciem metodą klejenia.

Przy tej okazji nie można pominąć krótkiego chociażby omówienia konstrukcji warstwowych (sandwich), które w profilach laminarnych stanowią korzystne rozwiązanie zagadnienia sztywności, a których zastosowanie jest możliwe jedynie przy użyciu klejenia. Wypełniacze konstrukcji warstwowych mają za zadanie zwiększenie wytrzymałości zespołu drogą pośrednią przez ustalenie odpowiedniej odległości elementów pracujących, lub też sztywności zespołu, w związku z czym — aby nie zwiększać ciężaru — muszą one być bardzo lekkie. Połączenie wypełniaczy zarówno z drewna balsy, jak i specjalnych metalowych, cienkościennych konstrukcji warstwowych z właściwą konstrukcją wytrzymałościową, nie jest możliwe przy użyciu jakiegokolwiek innej techniki łączenia. Ponadto zresztą klejenie jest szczególnie uzasadnioną ekonomicznie metodą wytwarzania samych wypełniaczy metalowych, konkurując z powodzeniem ze zgrzewaniem i lutowaniem. Wypełniacze w postaci plastra ulowego dostarczane są w blokach (430 × 430 × 2000 mm) odpowiednio zabezpieczonych przed uszkodzeniem. Cięcie zgrubne odbywa się na szybkoobrotowych pilach, a dokładna obróbka (w tolerancji

±0,125 mm) na kształt — na szybkoobrotowych frezarkach. Po tej obróbce następują normalne zabiegi czyszczenia i odtłuszczenia związane z przygotowaniem powierzchni do klejenia. Nanoszenie kleju na ten „porowaty materiał” odbywa się pistoletem natryskowym lub za pomocą walców, przy czym grubość warstwy kleju nie powinna być większa od 0,8 mm. Warunki niezbędne dla związania substancji klejącej uzyskuje się ze względu na „delikatność” konstrukcji metodą podciśnienia, stosując dociski około 0,85 kG/cm<sup>2</sup> i temperaturę około 165°C.

Poprzestając na opisie przytoczonych wyżej zastosowań klejenia w budowie płatowców można jeszcze wspomnieć o innych zakładach lotniczych stosujących i rozwijających tę technikę łączenia. Kleje typu „Redux” — oprócz wymienionych już — stosuje firma amerykańska Chance Vought przy wykonaniu samolotów „Cutlass” i „Regulus”. Kleje typu „Araldit” weszły do produkcji stosunkowo bardzo niedawno, ale już stosowane są w produkcji przez francuskie zakłady SNCASO dla samolotu „Vautour”, w Australii przy budowie zdalnie sterowanego samolotu „Jindirik”, oraz przez szwajcarskie zakłady Oerlikona w zastosowaniu do rakiet przeciwlotniczych.

d. c. n.



## nasz **REPORTAŻ**

Doc. inż. KAZIMIERZ GŁĘBICKI  
Politechnika Warszawska

### Osprzęt samolotowy na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu

*Autor niniejszego reportażu został delegowany do Paryża przez Politechnikę Warszawską i z dziedziny uchodzących w zakres jego wykładów na Wydziale Lotniczym i Mechaniki Precyzyjnej omawia niektóre ciekawsze eksponaty wystawione na Międzynarodowym Salonie Lotniczym.*

Tegoroczny Międzynarodowy Salon Lotniczy na paryskim lotnisku w Le Bourget składał się z części, w której było wystawionych kilkadziesiąt samolotów, przeważnie wojskowych, oraz z części tak zwanej statycznej, w której był bogato reprezentowany osprzęt lotniczy. Niniejsze sprawozdanie nie może wyczerpać całości wystawionego sprzętu. Zostaną w nim omówione tylko bardziej charakterystyczne eksponaty, wskazujące na tendencje panujące obecnie w technice osprzętu samolotowego.

#### Instalacje i urządzenia hydrauliczne

Urządzenia hydrauliczne były reprezentowane przez szereg znanych firm jak Messier, Dowty, Olaer, Hispano Suiza, Rotol. Agregaty hydrauliczne były dostosowane do ciśnień roboczych zawartych w granicach 140–210 kG/cm<sup>2</sup> lub 250 kG/cm<sup>2</sup>. Wydaje się, że zastosowanie większych ciśnień nie jest obecnie przewidywane. Pompy hydrauliczne tłokowe osiowe (Messier — Francja) lub promieniowe (Dowty — W. Bryt.) mają dużą gamę wydajności od 0,66 do 14 l/min dla pomp o stałej wydajności i do 24 l/min o zmiennej wydajności. Liczba obrotów rzędu 4000 obr/min, lecz niektóre typy pomp przewidują pracę ciągłą przy liczbie obrotów 7000 obr/min. Firmy produkujące sprzęt hydrauliczny wystawiały agregaty zawierające elektryczny silnik napędowy. Sprawności całkowite pomp osiągały 86% (Dowty). W pompach dwustopniowych pierwszy stopień jest pompą zębatą.

Hispano Suiza (Francja) wystawiła zespół uruchamiania podwozia, składający się z dźwignika i zabudowanego na nim zespołu pompy i silnika elektrycznego, o bardzo małych wymiarach, rozdzielacza sterowanego elektrycznie oraz zasobnika awaryjnego. W ten sposób każde podwozie posiada oddzielną autonomiczną instalację hydrauliczną. Rozwiązanie takie usuwa z samolotu całą sieć przewodów, ułatwia synchronizację ruchu podwozi i zmniejsza wrażliwość instalacji na przestrzelenie. Ciężarowo, szczególnie w dużych samolotach, rozwiązanie takie może być korzystniejsze.

Unieruchomienie podwozi w wielu samolotach było rozwiązane przez zastosowanie zewnętrznych zamków otwieranych

hydraulicznie. W przypadku zamków wewnętrznych stosowane są głównie zamki palcowe sprężyste.

Powszechnie stosowane są uszczelki okrągłe z obustronnymi podkładkami plastikowymi. Uszczelnienia stałe, na przykład przy zabudowie końcówek — podkładkami metalowymi z wklejonym wewnątrz pierścieniem gumowym.

Hamulce hydrauliczne tarczowe (Messier) mają tarcze dociskane tłoczkami ustawionymi równoległe do osi koła. Messier stosuje regulatory hamowania „ministop” wbudowane w oś koła i sterujące, w zależności od momentu, dopływ oleju do hamulca. Urządzenia te uniemożliwiają zablokowanie hamulców przy toczeniu samolotu, jak również powodują zahamowanie koła w czasie chowania podwozia. Ciężar „ministopu” jest rzędu 1 kG na jedno koło.

#### Serwosterowanie

Hydrauliczne układy serwosterowania były reprezentowane przez firmy Messier (Francja), Hobson (USA), Hispano Suiza (Francja), Jacottet (Francja).

Zespoły serwosterowania Messier są zasilane z ogólnej sieci hydraulicznej. Rozdzielacz tłoczkowy ma pod obciążeniem opory ruchu rzędu 80 G, a więc siły na sterownicy są niewyczuwalne. Reakcja na sterownicy w typie „Oscar” zależy od przyspieszeń pionowych i układ uniemożliwia przekroczenie dopuszczalnych dla samolotu obciążeń. W typie „Achille” reakcje są funkcją kąta wychylenia steru i kwadratu prędkości. Wystawiono również układ serwosterowania, który może być sterowany przez impulsy z pilota automatycznego poprzez specjalny przekaźnik elektryczny w rozdzielaczu serwosterowania. Puszczanie przez pilota sterownicy włącza automatycznie rozdzielacz serwosterowania na impulsy pilota automatycznego.

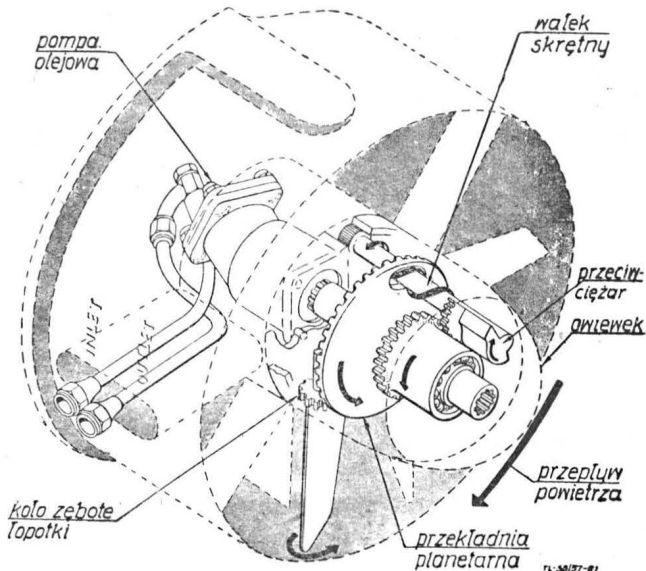
Firma Hobson, oprócz normalnych agregatów hydraulicznych, wystawiła szereg urządzeń serwosterowania, w których urządzenia te stanowią zamkniętą całość z własnym obwodem hydraulicznym. Pompy są napędzane silnikami elektrycznymi i olej stale przepływa przez obwody w celu utrzymania jego stałej temperatury, niezależnie od temperatury otoczenia.



Zespół przeznaczony do ciężkich samolotów waży około 90 kg. Prawidłowość działania poszczególnych obwodów urządzenia jest sygnalizowana elektrycznie do kabiny załogi.

Agregat, wytwarzający reakcję na sterownicy, jest oddzielny i powoduje powstanie reakcji zależnie od kąta wychylenia steru, przyspieszeń dośrodkowych w locie krzywoliniowym oraz kwadratu prędkości. Do samolotów o prędkościach zbliżonych i przekraczających  $Ma = 1$  przewidziany jest zespół dodatkowy, wprowadzający reakcję zależną od  $Ma$  tak, aby reakcje od przyspieszeń były stałe. W przypadku zmiany wyważenia samolotu można przestawić punkt reakcji zerowej na inne położenie sterownicy.

W serwomechanizmach Jacottet (Francja) zastosowano elektryczne wibratory, usuwające opory tarcia w przegubie łączącym serwomechanizm z układem sterowania samolotu.



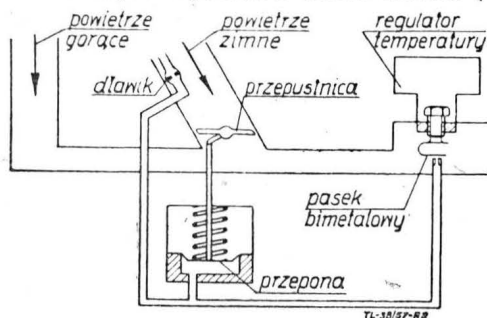
Rys. 1. Zespół awaryjny napędu hydraulicznego Rotoł

Jako awaryjne zasilanie układu serwosterowania, Rotoł (W. Bryt.) wystawił zespół składający się z pompy hydraulicznej, osadzonej na osi jednostopniowej powietrznej turbiny osiowej (rys 1). W razie potrzeby zespół jest wysuwany na zewnątrz kadłuba. Zespół o średnicy 300 mm waży około 8 kg. Regulator utrzymuje liczbę obrotów w granicach 5200÷7800 obr/min przy  $Ma$  od 0,22 do 1.

**Instalacje kabinowe i tlenowe**

Do ogrzewania kabin i odladzaczy ciepłych stosowane są piecyki benzynowe (Avialex—Francja), dostarczające powietrze o temperaturze około 150°C do komór mieszakowych, gdzie zostaje ono zmieszane z zewnętrznym powietrzem wentylacyjnym i dozowane przepustnicą sterowaną przez termostat w kabine.

Prosty i ciekawy układ regulacyjny instalacji ogrzewczych kabin nieciśnieniowych wystawiła firma Gloster (W. Bryt.).

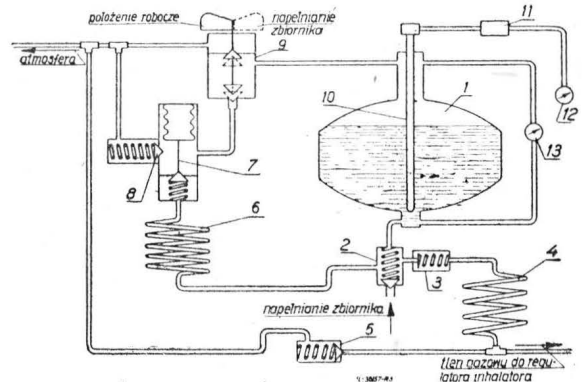


Rys. 2. Schemat regulatora ogrzewania kabiny Gloster

Dwa chwytły powietrza pobierają powietrze zimne zewnętrzne (rys. 2). Jeden z nich kieruje powietrze do wymiennika ogrzewanego spalinami. Stosunek powietrza zimnego i gorącego jest ustalany przez przepustnicę sterowaną przeponą silikonową. Ciśnienie działające na przeponę zależy od temperatury w kabine, gdyż jest ona włączona w obwód, którego wlot znajduje się w przewodzie powietrza wlotowego, wylot zaś — w regulatorze temperatury, przy czym wylot ten jest regulo-

wany przez pasek bimetalowy. Powierzchnia wylotu jest zależna od położenia bimetalu, a więc temperatury, co powoduje zmianę ciśnienia nad przeponą, a zatem i położenia przepustnicy. Temperatura w kabine może być regulowana przez przesunięcie bimetalu względem otworu wlotowego regulatora. Minimalne ciśnienie, potrzebne do przestawienia przepustnicy, jest rzędu 50 mm H<sub>2</sub>O. Regulator nie pobiera energii z urządzeń pokładowych, jest on uruchamiany przez ciśnienie dynamiczne. Ciężar układu regulatora jest rzędu 1 kg.

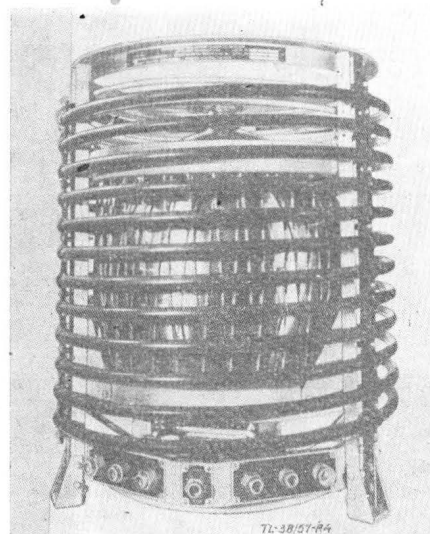
Firma SEMCA (Francja) wystawiła urządzenia klimatyzacyjne do kabin, między innymi, wentylatory osiowe o wydajności do 250 m<sup>3</sup>/h, odznaczające się małymi wymiarami i cię-



Rys. 3. Schemat instalacji tlenowej na tlen ciekły Pioneer-Central; 1 — zbiornik, 2 — końcówka z zaworem do napełniania zbiornika, 3 — zawór zwrotny, 4 — wężownica odparowania tlenu kierowanego do inhalatora, 5 — zawór bezpieczeństwa obwodu inhalatora, 6 — wężownica odparowania tlenu kierowanego do górnej części zbiornika, 7 — zawór regulacyjny ciśnienia w zbiorniku, 8 — zawór bezpieczeństwa, 9 — przełącznik, 10 — nadajnik pojemnościowy wskaźnika poziomu tlenu ciekłego w zbiorniku, 11 — wzmacniacz, 12 — wskaźnik poziomu tlenu ciekłego w zbiorniku, 13 — wskaźnik ciśnieniowy poziomu tlenu ciekłego

żarem. Firma ta produkuje również zespoły wentylacyjne ogrzewcze z grzejnikami elektrycznymi.

Regulatory kabin ciśnieniowych SEMCA utrzymują w obszarze wysokości 3000—6500 m ciśnienie stałe, a następnie nadciśnienie 250 G/cm<sup>2</sup> względem ciśnienia zewnętrznego z tym, że możliwe jest ich przestawienie na krótkotrwałe nadciśnienie 105 G/cm<sup>2</sup>. Różnica otwarcia i zamknięcia zaworu jest rzędu 10 G/cm<sup>2</sup>, dokładność zachowania ciśnienia wynosi ± 300 m w odniesieniu do wysokości. Ciężar regulatora około 3,3 kg. Dla powietrza wlotowego stosowane są turbochłodziarki. Nienormalne ciśnienie w kabine jest sygnalizowane przez sygna-



Rys. 4. Zbiornik tlenu ciekłego inhalatora Pioneer-Central

lizatory świetlne. Dokładność sygnalizatora wynosi od ± 150 m dla ciśnienia odpowiadającego wysokości 3000 m do ± 400 m dla 10 700 m.

Oprócz szeregu inhalatorów na tlen gazowy, firma Pioneer-Central (USA) wystawiła inhalatory na tlen ciekły, zawarty w zbiorniku, z którego przechodzący przez wężownicę ogrzewa się, odparowuje i następnie przechodzi do regulatora dozującego (rys. 3 i rys. 4). Według danych firmy, w przypadku sa-

molotu bombowego, ciężar zbiornika tlenu ciekłego jest około trzykrotnie mniejszy od ciężaru butli na tlen gazowy, dla takiej samej ilości tlenu, zaś objętość zbiornika — sześciokrotnie mniejsza. Przestrzelenie zbiornika tlenu ciekłego pociskiem zapalającym nie powoduje wybuchu.

#### Spadochrony. Wyrzucane fotele

Firma EFA (Francja) wystawiła, obok normalnych spadochronów, zespół zawierający spadochron plecowy i poduszkę fotela, w której znajduje się regulator tlenu inhalatora, butla tlenowa, łódka nadymana (dinghy), butla CO<sub>2</sub> do jej automa-

Firma ta wystawiała również kombinezony przeciwprzyspieszeniowe (anti-g), w których ciśnienie jest doprowadzone do kombinezonu w przypadku przekroczenia przyspieszenia 2 g w kierunku pionowym, oraz helmy, w których uszczelnienie otwieranej części przedniej oraz dokoła szyi pilota następuje automatycznie w przypadku gwałtownego spadku ciśnienia w kabine ciśnieniowej.

Fotele wyrzucane (rys. 5), firmy Martin Baker (W. Bryt.) wyrzuciwane przez ładunek wybuchowy, ważą około 37 kG. Zawierają one dwa szeregowe, małe spadochrony hamujące, które wyciągają spadochron główny. Prędkość wyrzucania fotela: 25 m/s. Wiatrochron jest wyrzucany wyrzutnikiem wybuchowym jednocześnie z uruchomieniem wyrzutnika fotela.

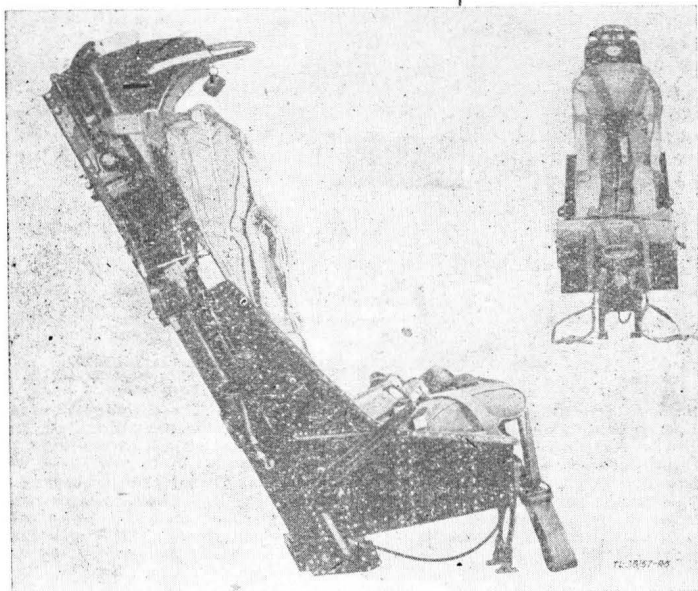
#### Amortyzatory drgań

Firma Vibrachoc (Francja) produkuje amortyzatory drgań, w których elementem tłumiącym są dwie sprężyny śrubowe oraz dwie poduszki wykonane z plecionych drutów stalowych. Druty te, jak i drut sprężyn, są ze stali nierdzewnej lub ze stopów specjalnych. Częstość własna amortyzatora jest rzędu 12-15 Hz bez względu na kierunek działania obciążenia. Własności amortyzatorów są niezmiennie w obszarze temperatur od -90 do +175°C, przy czym są one odporne na działanie wody morskiej, ozonu, olejów i paliw. Zakres obciążeń statycznych odpowiada w przybliżeniu zakresowi amortyzatorów gumowych. Wymiary zespołów amortyzujących są również tego samego rzędu co w amortyzatorach gumowych.

Firma Aviolex (Francja) produkuje według licencji amerykańskiej urządzenia, mające na celu wywołanie drgań tablic pokładowych na samolotach odrzutowych, w których drgania pochodzące od silników są bardzo małe, co ujemnie odbija się na czułości przyrządów pokładowych. Są to małe wibratory elektryczne, zabudowane z tyłu tablic pokładowych.

#### Przyrządy pokładowe

Wśród przyrządów pokładowych, wystawianych przez wiele firm, głównie były reprezentowane przyrządy zespołu napędowego oraz przyrządy nawigacyjne. Z ogólnych cech wystawianych przyrządów zwraca uwagę tendencja do indywidualnego oświetlenia przyrządów przy użyciu małej żarówki umieszczonej pod tarczą i oświetlającej przez szczelinę dokoła osi wskazówki przez odbicie od wewnętrznej powierzchni szyby, masę fluoryzującą, pokrywającą cyfry, działki i wskazówki. Masy fluoryzujące świecą przeważnie barwą czerwoną lub

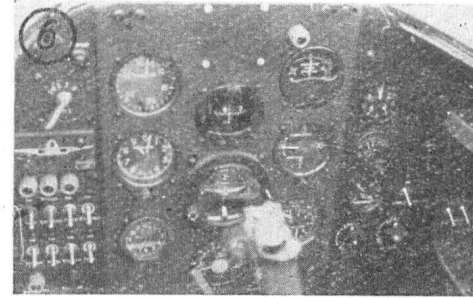
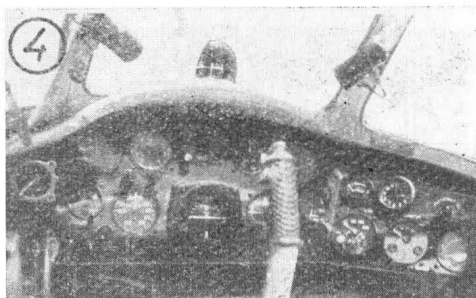
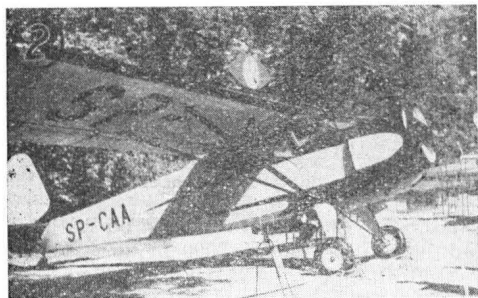
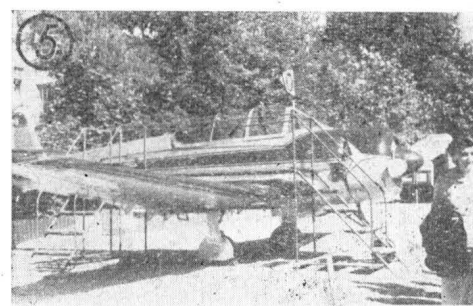
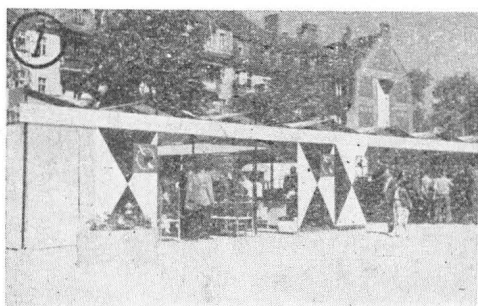


Rys. 5. Fotel wyrzeliwany Martin Baker

tycznego napełniania oraz pakiet osobisty. Spadochron jest otwierany przez automat. Ciężar zespołu 9 kG. Zakres stosowności — 130 km/h.

Automaty spadochronowe posiadają regulator wysokościowy, uruchamiający automat na wysokości mniejszej niż 4000 m. Poniżej 4000 m automat otwiera spadochron w czasie 2 s.

## Reportaż fotograficzny z XXVI Między



Zgodnie z zapowiedzią podaną w zeszycie nr 4 „Techniki Lotniczej” powyżej zamieszczamy kilkanaście fotografii, obrazujących fragmenty pokazu lotniczego na Targach. Fotografie nr 1 do 6 i 10 do 12 wykonał inż. Janusz Lempke, fotografie nr 7 do 9 otrzymaliśmy dzięki uprzejmości dr Miroslava Kodyma z czeskosłowackiej firmy eksportowej OMNIPOL w Pradze.



pomarańczową, choć bywają stosowane również barwy fioletowe i niebieskie. Żarówki są zasilane znacznie obniżonym napięciem tak, że podług oświadczeń wystawców, wymiana żarówek pomiędzy okresami przeglądu nie wchodzi w rachubę. Zwracają uwagę długie rezerwy, przewidziane dla przyrządów pokładowych rzędu 1500 do 2000 godzin. W przyrządach wielowskazówkowych często stosowane są wskaźniki z przezroczystego plastiku, w których tylko końce są pokryte masą świecąca.

Na samolotach są szeroko stosowane barwne wskaźniki zakresów wskazań normalnych, co czasami (np. Globemaster lub Super Sabre) robi wrażenie pstrokaczyny na tablicy pokładowej. Przyrządy elektryczne prądu zmiennego są zasilane prądem 115 V, 400 Hz.

Wśród przyrządów zespołu napędowego wiele eksponatów dotyczyło pomiaru zużycia paliwa. Większość wystawionych przepływomierzy (Kent — W. Bryt., Integral — W. Bryt., Elliot — W. Bryt.) składało się z nadajnika turbinkowego z wbudowanym magnesem, nadającego impulsy w zależności od liczby obrotów. Impulsy te są wzmacnione przez wzmacniacz lampowy z układem sumującym, a następnie kierowane do wskaźnika podającego zużycie chwilowe oraz zużycie całkowite. Brak jakichkolwiek połączeń mechanicznych czy elektrycznych między turbinką a nadajnikiem impulsów umożliwia dużą dokładność pomiarów, która jest rzędu  $\pm 1,5\%$  przy dużych przepływach, a  $\pm 2,5\%$  przy małych. Zakresy miernicze dochodzą do 750 kg/h. Przyrządy mogą być regulowane do pomiaru cieczy o różnych ciężarach właściwych w granicach od 0,68 do 0,86 kg/dm<sup>3</sup>.

W niektórych przyrządach elektrycznych wielowskazówkowych, jak manometry, w tarczy przyrządu są wbudowane żarówki sygnalizacyjne spadku ciśnienia (ECA — Francja).

Przyrządy pilotażowe były wystawione w małej liczbie. W grupie przyrządów ciśnieniowych firma Pioneer (USA) wystawiła przyrząd złożony, zawierający prędkościomierz i machometr. Wysokościomierze przeważnie posiadają jedną wskaźkę, tysiące metrów zaś wskazywane są cyframi w okienku tarczy. W niektórych wysokościomierzach zastosowano sygnalizację małej wysokości pod postacią prążkowanego, białoczerwonego wskaźnika, ukazującego się w okienku tarczy. Wariometr firmy Air Equipment (Francja) odznacza się dużą odpornością na przeciążenie, gdyż dla przyrządu o zakre-

sie  $\pm 30$  m/sek dopuszczalne przeciążenie wynosi  $+100$  m/s i  $-300$  m/s.

Wystawione przyspieszeniomierze odznaczają się dużym zakresem mierniczym, jak np.  $-5$  g do  $+10$  g (Jaeger—Francja), lub  $-4$  g  $+10$  g (Pioneer — USA).

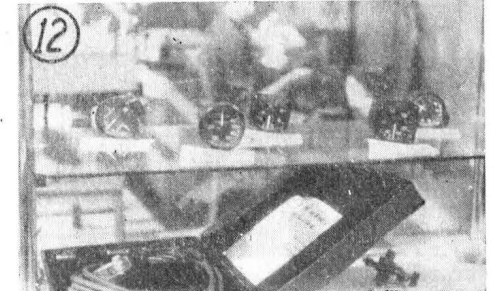
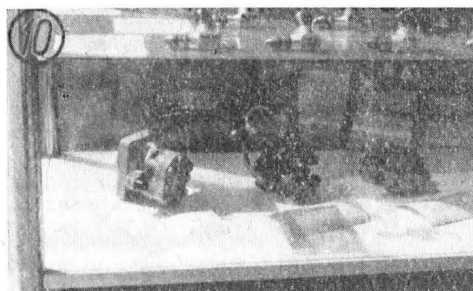
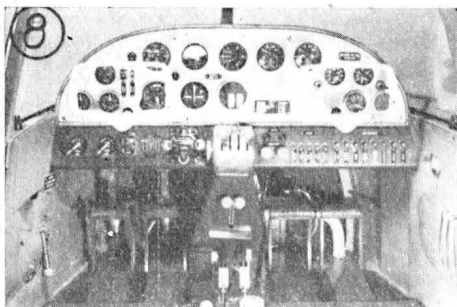
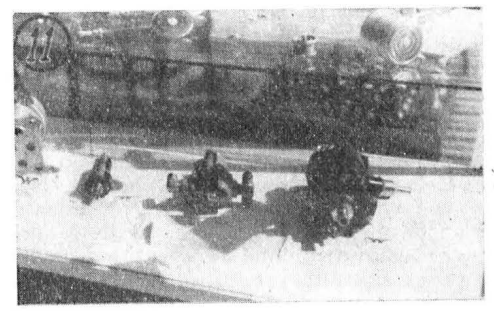
Przyrządy giroskopowe są zasilane prądem zmiennym 115 V, 400 Hz. Firma Air Equipment (Francja) wystawiła sztuczny horyzont elektryczny o bardzo małym czasie rozruchu, wynoszącym 10 s i wyposażonym we wskaźnik prawidłowości zasilania sygnalizujący spadek liczby obrotów wirnika w przypadku defektu obwodów elektrycznych. Przyrząd ten ma zwiększone ruchy wskaźnika przy małych odchyleniach od lotu poziomego. Gabaryt puszek wynosi  $82 \times 82 \times 168$  mm, ciężar poniżej 1,5 kg.

Firma SFENA (Francja) wystawiła obok sztucznych horyzontów o budowie normalnej, lecz bardzo zwartej konstrukcji, przyrząd złożony (Le synthetiseur 61-1), zawierający sztuczny horyzont oraz wskaźnik odchylenia od założonego kursu, wskaźnik odchylenia od założonej wysokości, a więc spełniający rolę statoskopu, wskaźnik odchylenia pionowego od wiązki sprowadzania do lądowania oraz wskaźniki odchylenia kąтового od drogi wyznaczonej metodą radiową. Ciężar przyrządu o gabarycie nieco większym od normalnego sztucznego horyzontu wynosi 3,5 kg.

Firma SEMCA (Francja) wystawiła regulator ciśnienia do pneumatycznych przyrządów giroskopowych, zawierający czasowy przełącznik, powodujący początkowe zasilanie przy ciśnieniu wyższym od nominalnego, co skraca czas rozruchu giroskopów do 45 s. Firma PSC (Kanada) wystawiła nawigator automatyczny (R-Theta), wskazujący odległość i zbieżność od kierunku względem dowolnego punktu. Przyrząd może współpracować z urządzeniem radarowym Doppler i być wykorzystany jako wskaźnik odległości i kierunku względem dowolnego punktu ruchomego, a więc oddawać specjalne usługi na samolotach myśliwskich. Ciężar urządzenia jest rzędu 13 kg.

Firma Bendix (USA) wystawiła produkowany przez Eclipse-Pioneer zespół giroskopowy, przeznaczony do stabilizacji samolotów i pocisków raketowych. Zespół ten, typu „giroramy”, posiada trzy giroskopy precesyjne reagujące na prędkości kątowe względem każdej z trzech osi układu, zastępując dwa giroskopy swobodne w klasycznym układzie automatycz-

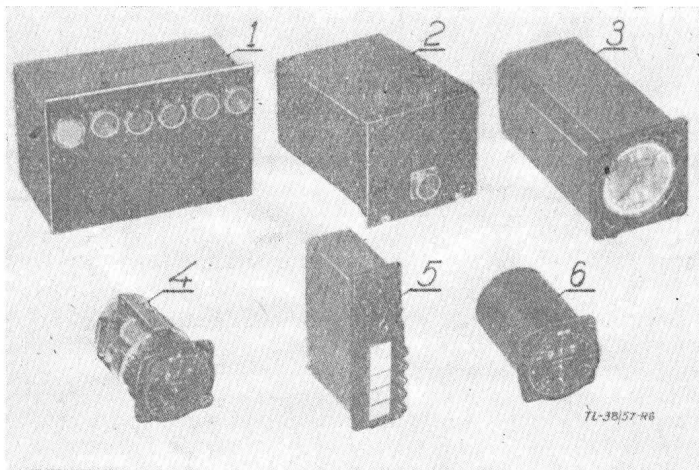
## narodowych Targów Poznańskich



Rys. 1. Część lotnicza stoiska firmy Motoimport. Rys. 2. Samolot Jak-12. Rys. 4. Smigłowiec SM-7. Rys. 5. Samolot szkolno-treningowy TS-8 „Bies”. Rys. 6. Tablica pokładowa w przedniej kabine samolotu TS-8 „Bies”. Rys. 7. Samolot czechosłowacki Super Aero w locie. Rys. 8. Tablica pokładowa samolotu Super Aero. Rys. 9. Samolot Super Aero na lotnisku. Rys. 10. Gablota z modelarskimi silnikami lotniczymi i agregatami hydraulicznymi. Rys. 11. Gablota z membranami i mieszkaniami sprężystymi oraz pompami. Rys. 12. Gablota z przyrządami pokładowymi i urządzeniem probierczym

nego sterowania. Czułość układu wynosi  $\pm 3'$  w azymucie,  $\pm 5' \div 6'$  w pionie. Ciężar zespołu — około 14 kg.

Ta sama firma wystawiła szereg urządzeń nawigacyjnych, jak na przykład busolę giroskopową Polar Path, zawierającą bardzo mały nadajnik indukcyjny, umieszczony wahadłowo oraz giroskop kierunkowy. Dla lotów podbiegunowych nadajnik indukcyjny jest wyłączany. Sygnały od nadajnika indukcyjnego oraz giroskopu są kierowane do centralnej skrzynki rozrządowej, zawierającej zespoły zasilające, wzmacniaki, przekaźniki i korektory dewiacji. Ze skrzynką rozrządową są połączone wskaźniki, skrzynka sterownicza ze wskaźnikiem zerowym, znajdująca się na tablicy pokładowej, oraz pilot automatyczny.



Rys. 6. Zespoły nawigatora automatycznego PHI Mark III CDC: 1 — skrzynka rozdzielcza, 2 — przelicznik, 3 — wskaźnik główny, 4 — nadajnik poprawki na wiatr, 5 — skrzynka przełączeniowa dla pięciu punktów docelowych, 6 — nadajnik stosowany przy współpracy z radarem pokładowym.

Firma CDC (Kanada) wystawiała również nawigator automatyczny P. H. I. Mark III, wskazujący kurs względem dowolnego punktu oraz odległość od tego punktu (rys. 6). Przełączenie nawigatora na pomiar tych wielkości względem innego

punktu dokonuje się przez wciśnięcie guzika w skrzynce obok wskaźnika głównego. Skrzynka ta zawiera pięć wymiennych wkładek naregulowanych na parametry początkowe pięciu punktów docelowych. Poprawka na wiatr jest wprowadzana ręcznie. W nawigatorze jest wykorzystana busola giroskopowa Gyrosyn. Nawigator może współpracować z pokładowym radarem. Ciężar zespołu jest rzędu 13 kg. Zasięg — rzędu 3000 km.

#### Urządzenia różne

Oprócz wymienionych urządzeń wyposażenia samolotu bogato reprezentowane były urządzenia i instalacje radiowe, elektryczne i wyposażenie silnika. Wystawiono dużą serię generatorów o mocach dochodzących do 60 kVA. Firmy Auxilec (Francja) i Thompson Houston (W. Bryt.) wystawiły serię małogabarytowych silniczków prądu zmiennego o mocach od 3,5 do 2500 W z chłodzeniem wewnętrznym, nadającym się do pracy długotrwałej przy liczbie obrotów 7300 lub 11000 obr/min. Firma ECA (Francja) produkuje silniki napędowe prądu stałego, przeznaczone do serwomechanizmów z wbudowanymi przekładniami, w których czasy zadziałania są rzędu 10 milisekund.

Firma Bendix wystawiła serię gniazd i wtyczek wielobiegunowych odznaczających się małymi wymiarami. Na przykład 55-biegunowa wtyczka ma średnicę 38,4 mm.

Firma Wiggin (W. Bryt.) wystawiała wyroby i półfabrykaty ze stopów niklowo-chromowych z dodatkami tytanu i aluminium względnie żelaza, znane pod nazwami Nimonic, Inconel i inne. Zastosowanie tych materiałów w dziedzinie osprzętu jest między innymi następujące. Blacha warstwowa Nimoply 75 (sandwich), składająca się z warstwy miedzi między dwiema warstwami Nimonicu, odznacza się dobrą przewodnością cieplną i odpornością na wysokie temperatury. Jest ona stosowana do budowy wymienników ciepłych instalacji ogrzewania. Stopy Nimonic są stosowane do budowy elementów układów ogrzewczych i przewodów giętkich sfalowanych. Stop Monel, oznaczający się dużą odpornością na korozję, jest stosowany do wykonania plecionek do amortyzatorów drgań, elementów filtrów, przewodów instalacji hydraulicznych, odladaczy cieczowych itp. Stop Ni-Span C (Ni, Fe, Cr, Ti) oznaczający się współczynnikiem cieplnym modułu sprężystości bliskim zeru jest stosowany do wykonania membran i sprężyn w przyrządach pokładowych oraz jako jedna z warstw bimetału.

Mgr inż. S. LASSOTA

## Wystawa technologii lotniczej w Moskwie

W czasie przebywania w Moskwie mieliśmy możliwość zwiedzić lotniczą wystawę technologiczną. Wystawa ta czynna jest stale, a celem jej jest przedstawienie najnowszych osiągnięć w dziedzinie technologii produkcji lotniczej. W tym celu, po opanowaniu nowych procesów technologicznych i wprowadzeniu ich do produkcji w zakładach wytwórczych, wystawa uzupełniana jest stale odpowiednimi eksponatami w postaci wykonywanych półfabrykatów, elementów i zespołów, jak i stosowanego przy tym oprzyrządowania, oraz maszyn obróbczych. Jako uzupełnienie wykonywane są tablice, zawierające wykazy oraz spisy czynności technologicznych, jak i modele niektórych urządzeń. Prócz tego na stoiskach znajduje się literatura (książki, broszury, czasopisma, instrukcje) dotycząca przedstawionych zagadnień.

Głównym terenem wystawy jest duża hala, w której znajdują się kolejno rozmieszczone wszystkie główne działy produkcji lotniczej, a więc nie tylko samolotów, lecz i silników i osprzętu. Kolejno rozmieszczone są: odlewnictwo, kuźnictwo, tłocznictwo, formowanie profili i blach, obróbka maszynowa, obróbka chemiczna, produkcja z materiałów niemetalowych, spawalnictwo, nitowanie, obróbka termiczna, półmontaż i montaż, oprzyrządowanie, oraz kilka działów stoisk, dotyczących osprzętu.

Z ciekawszych zagadnień, które były przedstawione na wystawie, można wymienić następujące: odlewanie dużych cienkich zespołów, jak na przykład duże, płaskie wręgi, kompletne szkielety przodów kadłuba, kompletne miski siedzeń wraz z podstawami, okuciami i oparciem, skomplikowane zespoły podwozi, płyty integralne, odlewanie płyt integralnych metodą wyciskania.

Obróbka dużych zespołów skorupowych metodą trawienia: uzyskiwanie trawieniem wymaganej grubości ścianek takich zespołów jak: ścianki dźwigarów, ścianki wręg, płyty żebrowane.

Kilka metod wykonywania kształtowników ze stopów lekkich i stali.

Pełny asortyment kształtowników specjalnych, lotniczych — wynosi około 2000 pozycji.

Odlewanie metodą wytapianych modeli różnych elementów z wszelkich gatunków stali, stopów lekkich i kolorowych. Specjalnie obszernie przedstawione jest odlewanie łopatek turbinowych.

Wykonywanie metalowych łopat wirników z integralnego dźwigara wykonanego jako całość z noskiem o zmiennym przekroju na całej rozpiętości łopaty (do 16 m) i metalowego skorupowego tyłu nitowanej konstrukcji, klejonego wzdłuż całej rozpiętości dźwigara.

Zastąpienie zwykłych gatunków plexi nowymi „nietłukącymi się”, przez co unika się rozdarć arkuszy w przypadku uszkodzeń w powietrzu.

Zastosowanie klejenia płytowych elementów wykrojników i wytłocznic, przez co upraszcza się konstrukcję, unikając połączeń śrubowych.

Zastosowanie kleju do wypełniania powierzchni elementów podlegających nitowaniu. Elementy takie na powierzchni styku są najpierw klejone, następnie nitowane. Zasadniczym zadaniem kleju jest zabezpieczenie tych powierzchni przed za-



ciekami przy anodowaniu. Klej jest odporny na działanie stosowanych elektrolitów oraz na działanie benzyny i oleju. Daje przy tym wzrost wytrzymałości połączenia ponad 30%.

Zastosowanie specjalnych „nożycowych” maszyn do nitowania w wąskich miejscach wewnątrz konstrukcji, umożliwiających nitowanie takich zespołów, jak spływy skrzydeł, wykonane z dwu połówek.

Pokazana była również technologia nitowania cienkich blach przy zastosowaniu bardzo małych młotków pneumatycznych i przypór z wewnętrzną amortyzacją uderzenia.

Każdy poszczególny dział przedstawiony na wystawie nad-

zorowany jest przez osobnego, stałego pracownika, który, poza organizacyjną opieką nad powierzonym mu działem, udziela również szczegółowych wyjaśnień zwiedzającym. Z rozmowy z poszczególnymi nadzorcami (przeważnie kobiety) wynikało, że są oni w możności udzielenia wszelkich fachowych wyjaśnień, dotyczących technologii i wykonywanego sprzętu w danym dziale wystawy. Z wystawy korzystają pracownicy przemysłu, uczniowie szkół lotniczych oraz osoby spoza przemysłu lotniczego, zainteresowane danymi zagadnieniami. W czasie obecności naszej na wystawie widać było szereg osób pojedynczych oraz kilka grup, zwiedzających wystawę.



## TRYBUNA CZYTELNIKÓW

### Polemika w sprawie Słownika mechanicznego rosyjsko-polskiego

Redakcja „Techniki Lotniczej” otrzymała od mgr inż. Jana Rościszewskiego odpis jego listu, skierowanego do Działu słownictwa technicznego PWT, w sprawie Słownika mechanicznego rosyjsko-polskiego. Treść tego listu podajemy w pełnym brzmieniu poniżej, w końcowej redakcji. Należy zaznaczyć, że mgr inż. J. Rościszewski był współautorem pewnej liczby haseł tego Słownika:

„Niedawno na półkach księgarskich ukazał się słownik Mechaniczny Rosyjsko-Polski — praca zbiorowa wielu specjalistów z różnych dziedzin „Mechaniki”. Niżej podpisanemu przypadło opracowanie mechaniki płynów, co też zostało na wstępie do słownika zaznaczone. Po otworzeniu słownika jednakże ku mojemu zdziwieniu, a nawet przerażeniu, zobaczyłem wiele pojęć należących do działu „mechanika płynów” w zupełnie innym brzmieniu niż zostały przeze mnie opracowane. Jak mnie poinformowano w redakcji, zmiany te (często prowadzące do poważnych błędów merytorycznych) zostały podyktowane koniecznością dostosowania opracowanego działu do całości. Przytoczę poniżej kilka przykładów rzucających się w oczy po pobieżnym sprawdzeniu oryginału autora z wydawnictwem. Na początku słownika czytamy: аэродинамика-аэродинамика, динамика газów. Podczas gdy w opracowaniu autora była tylko „aerodynamika”. Dodano więc pojęcie „dynamika gazów”, oznaczające tylko jeden z działów aerodynamiki, w którym ścisłość gazu odgrywa zasadniczą rolę.

Na str. 215 czytamy: „движение безвихревое” — przepływ bezwirowy, przepływ laminarny, uwarstwiony. W opracowaniu autora było tylko „przepływ bezwirowy”. Dodano — „przepływ laminarny”, który jak wiadomo, jest wirowym. Dodatek redakcji stanowi poważny błąd merytoryczny. Podobnie w pojęciu „невихревое течение” zrobiono taki sam dodatek „przepływ laminarny”. W tłumaczeniu pojęcia „движение вихревое” dodano pojęcie „przepływ burzliwy”, które ma zupełnie inny sens.

Pojęciu „турбулентное течение” w słowniku odpowiada przepływ burzliwy (wirowy, turbulentny).

Dodano „wirowy”, co również jest błędne.

W pojęciu „вихревое течение” zamiast „przepływ wirowy” podano — przepływ burzliwy, turbulentny.

W słowniku znajdujemy pojęcie, którego nie było w opracowaniu autora „параллельное движение” przetłumaczone jako „przepływ laminarny (uwarstwiony)”. Takie pojęcie w języku rosyjskim chyba nie odpowiada polskiemu — przepływ laminarny.

Podobnie znajdujemy „слоистое течение” przepływ laminarny, co też nie wydaje się prawidłowe, a czego nie było wcale w opracowaniu autora.

W przykładzie wyrazu „крыло” opuszczono podane przez autora pojęcie „płat nośny”. Na str. 213 czytamy „безнапорное движение”, przy którym dano dziwne wyjaśnienie „przepływ bez ciśnienia”.

Dodano „пульсирующие движение” które przetłumaczono jako „przepływ tętniący” — nowotwór językowy w tej dziedzinie.

Na str. 873 znajdujemy dodane dziwne pojęcie „локонообразный режим течения, które przetłumaczono „warunki przejściowego rodzaju przepływu” (pośredniego między laminarnym i burzliwym; nie wymaga to chyba komentarzy.

Wydaje się dziwne, dlaczego nie uzgodniono z autorem ostatecznej formy odpowiedniego działu, podczas gdy uzgadniano skrupulatnie uwagi koreferentów. Jeżeli było to niemożliwe do realizacji technicznej, nie należało podawać nazwisk „autorów” przy odpowiednich działach, a podać tylko „w opracowaniu słownika brali udział...”. Umieszczanie nazwiska autora przy częściowo cudzym opracowaniu wydaje się krzywdzące dla innych, którzy przyczynili się do uzupełnienia działu, jak i, co ma miejsce w tym przypadku, dla samego autora.

W związku z wymienionymi wyrywkowo znanymi błędami należy zaostrzyć uwagę czytelników, zwłaszcza mało wyrobionych, aby przy korzystaniu z działu „mechanika płynów” krytycznie ustosunkowali się do podanych w słowniku terminów.

(—) J. Rościszewski

W związku z tym listem, od kierownika Działu słownictwa Technicznego PWT, mgr inż. Jana Świtkowskiego, otrzymałmy pismo precyzujące stanowisko PWT, będące odpowiedzią na uwagi mgr inż. J. Rościszewskiego. Zamieszczamy je poniżej bez skrótów.

Prace nad dwujęzycznymi słownikami technicznymi przy udziale szerokiego grona fachowców z wąskich specjalności (np. w Słowniku mechanicznym rosyjsko-polskim około stu czterdziestu) mają całkowicie odmienny charakter od wszelkiego rodzaju innych wydawnictw, nawet będących dziełami zbiorowymi; toteż zarówno metody pracy, jak i zadania poszczególnych grup współpracowników (autorów, opiniodawców i redaktorów) nie mogą być wzorowane na przyjętych przy innego rodzaju dziełach.

Koncepcję słownika, jego zakres tematyczny i objętość, dobór współpracowników oraz ostateczną formę i treść do poszczególnych pozycji w układzie alfabetycznym ustala ostatecznie redakcja i ona też jest w głównej mierze odpowiedzialna za całość słownika.

Autorzy materiałów do słownika na podstawie udzielonych im przez redakcję wskazówek i instrukcji wybierają ze źródeł i opracowują w postaci kart terminologicznych materiał słowniczy z określonych działów tematycznych słownika, niezaszła bardzo małych w stosunku do objętości całego słownika (np. dział „mechanika płynów” obejmował w opracowaniu autorskim ok. 350 kart wobec przeszło 70 000 zebranych do całości słownika). Zrozumiałe jest, że opracowując karty jedynie z punktu widzenia swojej specjalności, autorzy nie zawsze są w stanie sformułować treść karty w postaci gotowej do umieszczenia w słowniku, zwłaszcza odnośnie terminów rzadziej używanych, a opracowanych na podstawie jednego tylko źródła, lub — co częściej jeszcze bywa — odnośnie terminów i pojęć stosowanych w więcej niż jedna dziedzinach.

Opiniodawcy materiałów autorskich mają z reguły szersze zadanie, niż zwykle się to rozumie przy innych rodzajach dzieł, gdyż nie tylko wskazują na usterki koncepcyjne autora i ewentualne luki, ale obowiązani są w dużym stopniu wkraçać w zadanie autora, poprawiając, zmieniając i uzupełniając jego opracowanie.

W fazie opracowania działowego z zasady materiał autorski po opiniowaniu przez co najmniej dwóch opiniodawców redakcja przesyła do autora w celu zajęcia stanowiska i wtedy tekst kart całkowicie z nim uzgadnia, co miało miejsce również z opracowaniem inż. Rościszewskiego. Wszelkie jednak rozbieżności zdań między autorem a opiniodawcami, a zwłaszcza rozbieżności między kartami dotyczącymi tych samych terminów, lecz opracowanych w różnych działach przez różnych autorów muszą być ostatecznie rozwiązywane przez redakcję słowników. Byłoby oczywiście ideałem, gdyby w ostatecznej redakcji słownika wszelkie wyłaniające się rozbieżności zdań autorów i opiniodawców można było z nimi wszystkimi uzgadniać, wymagałoby to jednak przyjęcia trybu prac komisyjnych, co z punktu widzenia praktycznego jest trudne do wykonania i pociągnęłoby za sobą opóźnienie wydania słownika o całe lata. Dlatego też redakcja zmuszona jest ograniczyć konsultacje do wybranych osób.

Jest oczywiste, że przy olbrzymim materiale zebranych do słownika (w Słowniku mechanicznym blisko 70 000 kart) pomimo największych starań i rzetelności redaktorów mogą się zdarzyć obok obiektywnych nieścisłości, wynikających z braku uporządkowania terminologii zarówno polskiej, jak i rosyjskiej, pewne nieliczne błędy i usterki wynikające z ludzkiej niedoskonałości. Stąd apel wydawnictwa w przemowach do słowników o wszelkie uwagi krytyczne mogące przyczynić się do podniesienia wartości dzieła.

Należy wyrazić uznanie dla mgra Rościszewskiego, że nie potraktował on swego udziału w opracowaniu słownika za zakończony, lecz wszczął dyskusję w sprawie merytorycznej słuszności kilku nasto ostatecznych rozwiązań przyjętych przez redakcję słownika (połowa z nich była opracowana przez niego autorsko, pozostałe zaś pochodzą z opracowań innych autorów).

Na podstawie szczegółowej analizy i po zasięgnięciu dodatkowych opinii należy uznać, że kilka zakwestionowanych pozycji istotnie wymaga wprowadzenia poprawek.

Właściwym odpowiednikiem polskim terminu rosyjskiego „аэродинамика” jest tylko „aerodynamika”. Podany jako synonim termin „dynamika gazów” jest stosowany w węższym znaczeniu na określenie jednego z działów aerodynamiki.

Poprawnym znaczeniem terminu rosyjskiego „вихревое движение” jest ruch określaný w języku polskim jako „wirowy”. Spotyka się jednak w piśmiennictwie rosyjskim (np. w książce A. M. Литвин, „Основы теплоэнергетики” Moskwa, 1954, ГЭИ) stosowanie tego terminu również jako synonimu terminu „турбулентное движение”, którego polskim odpowiednikiem jest „ruch burzliwy czyli turbulentny”. Znajduje to zresztą potwierdzenie w niektórych słownikach dwujęzycznych wydanych w ZSRR, np. w słowniku: „Англо-Русский Политехнический Словарь под ред. Л. Д. Белкина”. Z tego względu kwestionowana pozycja w słowniku powinna brzmieć: „вихревое движение” — 1. ruch wirowy, 2. ruch burzliwy (turbulentny).

Pozycje: „вихревое течение”, „безвихревое движение” i „невихревое движение” zostały zredagowane na wzór pozycji „вихревое движение” i wobec tego wymagają analogicznej korektury, natomiast odpowiednikami terminu „турбулентное движение” mogą być chyba tylko „ruch burzliwy, turbulentny”.

Odpowiednik terminu „крыло” w pierwszym znaczeniu powinien brzmieć: „skrzydło, płat nośny”.

Uwagi inż. Rościszewskiego do pozostałych z wymienionych przez niego pozycji wydają się niesłuszne. Pozycje te były opracowane w innych działach słownika na podstawie źródeł i nie wymagają wprowadzenia żadnych zmian. Nieznane inż. Rościszewskiemu terminy „локоно-

образный режим течения” oraz „гидродинамические стабилизированное движение” są zaczerpnięte z książki: М. А. Махеев, „Основы теплопередачи”, Moskwa, 1949, Госэнергоиздат.

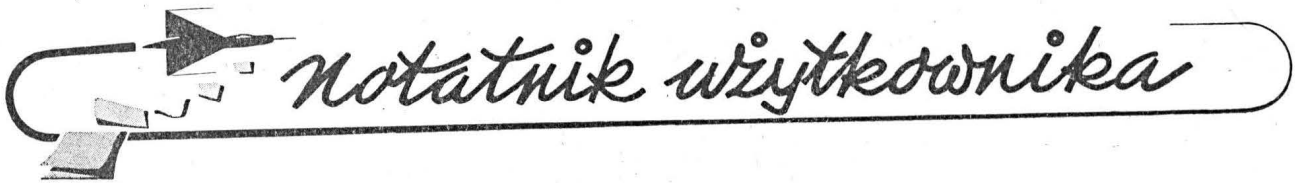
Całkowicie niezrozumiałe są zastrzeżenia inż. Rościszewskiego odnośnie pozycji „параллельное движение”, gdyż, pomijając poprawność jej opracowania jest ona podana w słowniku ściśle według opracowanej przez niego karty autorskiej.

Na zakończenie należy wyrazić podziękowanie inż. Rościszewskiemu za podjęcie przez niego apelu Wydawnictwa, a Redakcji „Techniki Lotniczej” za łaskawe oddanie łamów swego poczytnego pisma na tego rodzaju dyskusję. Niewątpliwie bowiem jakość słowników będzie tym lepsza, im więcej takich uwag krytycznych będzie się ukazywać.

Dział Słownictwa Technicznego PWT

Redakcja „Techniki Lotniczej” solidaryzuje się ze stanowiskiem Działu Słownictwa technicznego PWT, że wymiana zdań w sprawach ukazujących się wydawnictw technicznych przyczynić się może do poprawienia jakości tych wydawnictw. Łamy działu Trybuna Czytelników „Techniki Lotniczej” są zawsze otwarte dla takich polemik, zwłaszcza, jeżeli poziom ich i forma gwarantują rzeczowe podejście do rozważanych problemów.

S. M.



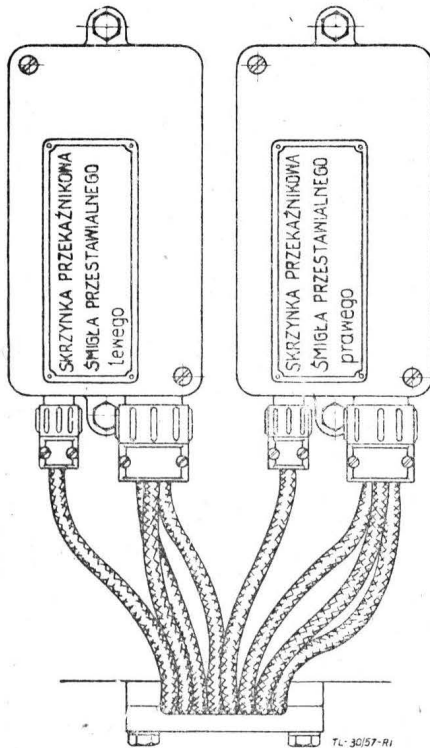
## Błąd w elektrycznej instalacji śmigieł przestawialnych

Niniejszy Notatnik zawiera kolejną wzmiankę opracowaną na podstawie źródeł zagranicznych przez mgr inż. Stanisława Madeyskiego. W dalszym ciągu stwierdzamy brak zainteresowania naszym działem „Notatnik użytkownika” wśród użytkowników sprzętu lotniczego, którzy mogliby nam nadesłać materiały zaczerpnięte z własnej praktyki.

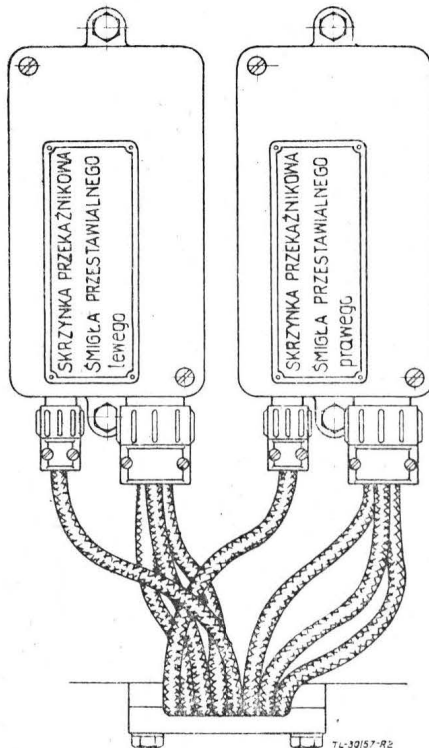
Samolot dwusilnikowy zaopatrzony był w elektrycznie przestawialne śmigła, z możliwością ustawiania śmigieł w chorańgiewkę w przypadku unieruchomienia jednego z silników. Skrzynki przekaźnikowe obydwóch śmigieł ustawione były obok siebie. Przewody elektryczne były dołączone do skrzynki od dołu (rys. 1), przy czym do każdej skrzynki wkręcano

dwa złącza: lewe — mniejsze — posiadało jedną wiązkę, prawe zaś — większe — posiadało trzy wiązki.

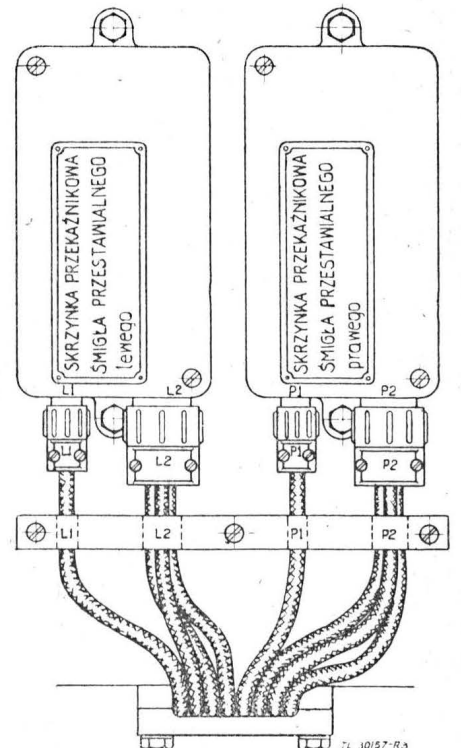
Podczas przeprowadzania na ziemi próby kontrolnej ustawiania śmigieł w chorańgiewkę stwierdzono nieprawidłowość działania. Przesławienie, umieszczonego na pulpicie w kabynie pilotów, wyłącznika prawego śmigła powodowało prze-



Rys. 1.



Rys. 2.



Rys. 3.

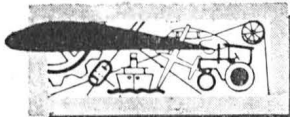


chodzenie w chorągiewkę śmigła lewego, i odwrotnie. Zarządzona natychmiast ściśła kontrola całej instalacji elektrycznej śmigieł doprowadziła do wykrycia usterki, powodującej tę niesprawność. Złącza mniejsze zostały przestawione (rys. 2). To, które miało być wkręcone do lewej skrzynki — wkręcono do prawej. Pomyłka ta nastąpiła podczas dokonywanej w okresie poprzedzającym omawianą próbę wymiany niektórych przewodów instalacji elektrycznej samolotu. W celu ułatwienia prac montażowych przewody układu elektrycznego śmigieł zostały wówczas odłączone od skrzynek przekątnikowych.

Celem zapobieżenia w przyszłości wystąpieniu podobnego uchybienia konstruktorzy przewidzieli, w pobliżu skrzynek przekątnikowych, umieszczenie obejm (rys. 3) zaopatrzonej w otwory ustawione tak, że wszelka omyłka jest wykluczona. Części wiązek, które wystają z obejm, są tak krótkie, że się-

gają tylko do właściwych, przynależnych im końcówek na skrzynkach przekątnikowych śmigieł. Obejmy te zmuszają obsługę do dokonania świadomego wyboru właściwej wiązki. Niezależnie od tej obejm, złącza i wiązki są odpowiednio cechowane i oznaczane numerami.

Zawsze należy liczyć się jednak z możliwościami występowania objawów zmęczenia i zmniejszenia uwagi oraz niestanności i braku poczucia odpowiedzialności, czyli zwykłych ludzkich cech indywidualnych. Dlatego przewidywać trzeba sposoby zapobiegania, tragicznym nieraz, skutkiem takich pomyłek wynikających z nieuwagi obsługi. Samo zaprojektowanie przez konstruktora dodatkowych urządzeń ochronnych — jak w omawianym przypadku obejm z otworami — nie wystarczy. Doniosłą rolę ma tu do spełnienia pracownik kontroli, w pełni świadomy swoich obowiązków i odpowiedzialności, jaka na nim ciąży. W jego rękach leży los załogi i pasażerów kontrolowanego przez niego samolotu.



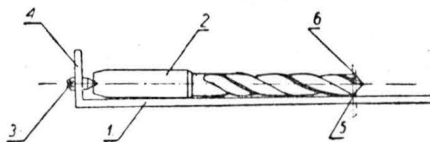
## PRZEGLĄDAMY USPRAWNIENIA

Pod wskazanym ogólnym tytułem zamieszczamy zarówno usprawnienia pracownicze jak i udoskonalenia techniczne, zaczerpnięte z wydawnictw 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 opisu umieszczamy w nawiasach następujące informacje: numer klasy patentowej, 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 informacje, znalezione w materiale źródłowym dotyczące twórcy.

### Przyrząd do sprawdzania ostrzonych wiertel krętych

(Kl. 42b; nr 0-2332; Z. nr 16) Gustaw Turek

Stosowane dotychczas przyrządy do sprawdzania wiertel krętych naostrzonych, np. szablony i przymiary przesuwowe, nie dały gwarancji równoboczności ostrza stożka względem osi wiertła, co było powodem powstawania braków przy wierceniu otworów w obrabianych przedmiotach.



W celu wyeliminowania wspomnianych braków wykonano przedstawiony na rysunku przyrząd do sprawdzania prawidłowości zaostrenia stożka wiertel, składający się z płytki 1 posmarowanej pastą znacznikową, w której umieszczona jest wiertło 2 tak, aby weszło w kielek 3 zamocowany w zagłębieniu 4 płytki 1, po czym jedną krawędzią 5 ostrza robi się na płytce 1 ryskę, zaznaczającą się dzięki zastosowaniu pasty, a następnie obraca się wiertło o 180° i znowu robi ryskę na płytce, za pomocą drugiej krawędzi 6 ostrza. Jeżeli jedna ryska pokrywa drugą, świadczy to o równoboczności stożka ostrza i o prawidłowym zaostreniu; natomiast niepokrywanie się rysek świadczy o konieczności naprawienia błędu popełnionego przy ostrzeniu wiertła.

### Urządzenie do badania zjawiska pełzania i korozji metali pod obciążeniem

(Kl. 42k; nr OU-360; Z. nr 16) inż. Marian Misiąg,

Władysław Chwirut, inż. Zbigniew Lech, Waław Grzęda  
Udoskonalenie dotyczy urządzenia do badania zjawiska pełzania i korozji metali pod obciążeniem.

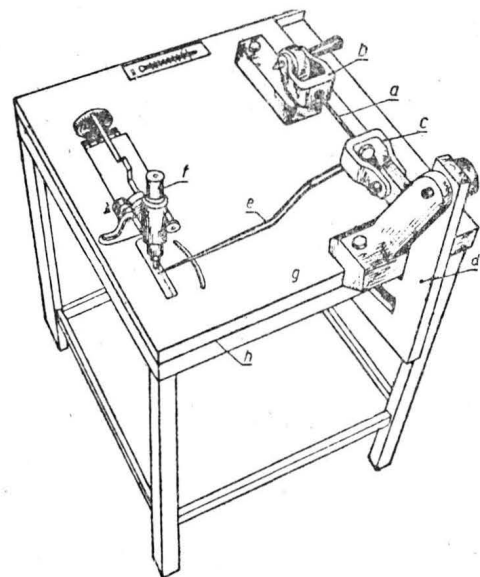
Przedstawione na rysunku urządzenie jest zmontowane na grubej płycie metalowej *g* spoczywającej na drewnianym stole *h*.

Badana próbka *a*, zamocowana z jednej strony w uchwycie stałym *b*, z drugiej zaś w uchwycie ruchomym *c*, poddawana jest obciążeniu rozciągającemu osiowemu, wywieranemu za pomocą dźwigni *d* długości ok. 1400 mm, przy

czym na drugim końcu dźwigni zawieszony jest ciężar 60 kg.

Na rysunku, przedstawiającym widok z góry, dźwignia *d* jest widoczna tylko częściowo, a wymieniony ciężar znajdujący się pod stołem jest niewidoczny. Dzięki przekładni 1 : 12 ciężar ten wywiera na próbkę *a* siłę do 720 kg, a łącznie z ciężarem dźwigni próbka jest poddana obciążeniu do około 820 kg.

Odkształcenie próbki *a* mierzy się badając pod mikroskopem *f* zmiany położenia wskazówki *e*. Wskazówka *e* jest osadzona obrotowo na osi znajdującej się pod uchwytem *c* w pobliżu trzpienia umieszczonego na tym uchwycie, który ją porusza.



Ponieważ za pomocą mikroskopu odczytuje się z dokładnością do 0,01 mm, a wskazówka posiada przekładnię 1 : 14, odczytuje się więc odkształcenia z dokładnością do 0,0007 mm, co przy czynnej długości próbki 115 mm daje odczyty względnych odkształceń z dokładnością do 0,0006%,

która właśnie odpowiada wymaganiom przy pomiarach tego rodzaju.

Jak z tego widać, jest to urządzenie bardzo proste dające możliwość pomiarów właściwości ważnych z punktu widzenia przydatności stopów. Przeprowadzone na stopach Zn-Al próby wykazały, że urządzenie to spełnia w zupełności wymagania stawiane przy tych pomiarach.

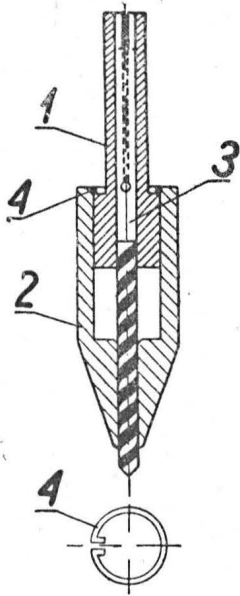
#### Uchwyt do wiertel ciekich

(Kl. 49a; nr OU-364; Z. nr 16) Józef Daniel

Przedstawiony na rysunku uchwyt składa się z dwóch części: z właściwego uchwytu 1 wiertła oraz prowadnicy 2.

Uchwyt 1 wiertła w górnej swej części jest przecięty w celu łatwego zakładania wiertła oraz dobrego jego uchwycenia. Prowadnicę 2 nasuniętą na uchwyt 1 wiertła zabezpiecza się przed opadnięciem w dół stalowym pierścieniem 4.

Podczas wiercenia otworu w miarę zagłębiania się wiertła w przedmiot prowadnica opiera się o wiercony przedmiot zabezpieczając wiertło przed złamaniem.



#### Przyrząd do seryjnego cięcia rur i prętów na tokarce

(Kl. 49a; nr OU-365; Z. nr 16)

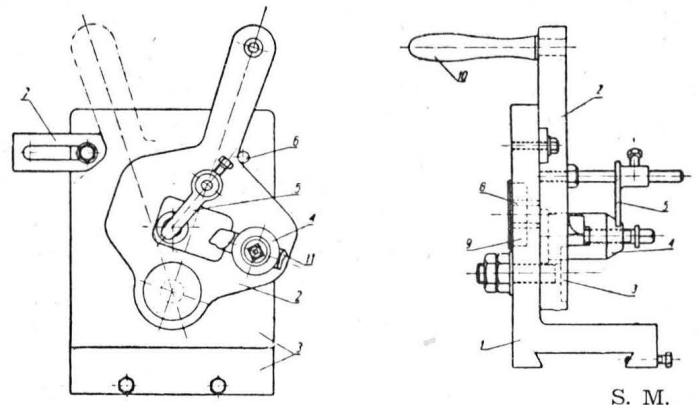
Edward Myja

Przyrząd według udoskonalenia przedstawiony na rysunku, został skonstruowany celem skrócenia procesu roboczego przy cięciu prętów i rur. Szczególnie w produkcji seryjnej zastosowanie przyrządu przynosi duże korzyści.

Przyrząd składa się ze stojaka 1 w kształcie litery L, którego podstawa dostosowana jest do suportu tokarki. Na części pionowej stojaka 1 zamocowana jest prowadnica 2 za pomocą trzpienia 3. Prowadnica, zaopatrzona w uchwyt 4 do noża 11 oraz w palec nastawny 5, jest osadzona obrotowo na osi trzpienia 3 i obsługiwana jest rączką 10, przy czym ruch ten jest ograniczony oporem stałym 6 i oporem nastawnym 7. Na wysokości osi wrzeczona tokarki umieszczona jest wymienna tulejka 8 obracalna w łożysku kulkowym 9.

Rura lub pręt uchwycony jest jednym końcem w szczękach głowicy tokarki, a drugi koniec przechodzący przez tulejkę 8 zostaje zatrzymany palcem nastawnym 5. Rączką 10 robotnik doprowadza nóż do przecinanego przedmiotu, a po cięciu znowu do położenia wyjściowego.

Zastosowanie przyrządu pozwoliło na znaczne podwyższenie wydajności pracy i zatrudnienie przy niej niewykwalifikowanych sił roboczych.



## KRONIKA

### Z żałobnej karty



W dniu 23 marca 1957 r. zginął śmiercią lotnika inżynier Tadeusz Kwak, skoczek doświadczalny, pracownik Instytutu Lotnictwa. Zmarły należał do najmłodszego pokolenia naszych inżynierów lotniczych. Już w czasie studiów politechnicznych specjalizował się w spadochroniarstwie — tej dziedzinie poświęcał cały swój zapał i zdolności. Był jednym z nielicznych, którzy w spadochroniarstwie widzieli nie tylko sport, ale ciekawą i ważną dziedzinę techniki lotniczej. Poświęcił się tej dziedzinie bez reszty, zginął w czasie przeprowadzania prób nowego sprzętu. Technika spadochronowa

straciła w nim doskonale zapowiadającego się specjalistę i zamilowanego lotnika.

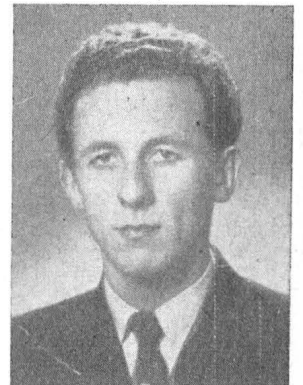
Cześć Jego pamięci.

Dnia 21 czerwca 1957 r. podczas przeprowadzania prób prototypu śmigłowca odrzutowego „Trzmiel” poniósł tragiczną śmierć pracownik Instytutu Lotnictwa inżynier Antoni Śmigiel, śmigłowcowy pilot doświadczalny, mistrz sportu szybowcowego, posiadacz Diamentowej Odznaki Szybowcowej.

Tragicznie Zmarły był absolwentem Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej, którą ukończył w roku 1955. Natychmiast po ukończeniu studiów rozpoczął pracę w Instytucie Lotnictwa w Zakładzie Badań w Locie. Inż. Antoni Śmigiel związany był z lotnictwem od najmłodszych lat.

Wybitny szybownik należał do czołwki polskich wycyzynowców. Był jednym z pierwszych cywilnych pilotów śmigłowcowych. Utalentowany inżynier lotniczy wykazywał zawsze wiele entuzjazmu i zapału do wykonywanej pracy. W Zmarłym lotnictwo polskie utraciło wartościowego i oddanego pracownika.

Cześć Jego pamięci.



### Uwaga czytelnicy „Techniki Lotniczej”

Zgłoszenia na prenumeratę normalną przyjmują urzędy pocztowe i listonosze oraz oddziały i delegatury „Ruch”. Można również zamawiać prenumeratę przez wpłacenie należności na konto Kolorportu Prasy i Wydawnictw „Ruch”, Warszawa, ul. Srebrna 12, PKO 1-6-100 020, podając nazwisko, adres, okres prenumeraty i tytuł naszego czasopisma. Cena prenumeraty rocznej — zł 72.—, półrocznej — zł 36.—

Zamiast dotychczasowej prenumeraty ulgowej udziela się 15% rabatu dla członków stowarzyszeń naukowo-technicznych zrzeszo-

nych w NOT. Zamówienia zbiorowe imienne z podaniem adresów, okresu prenumeraty i tytułu czasopisma wraz z należnością przyjmują koła zakładowe, od członków niezrzeszonych w kołach — oddziały stowarzyszeń naukowo-technicznych. Cena prenumeraty rocznej z rabatem — zł 61,20, półrocznej — zł 30,60.

Zgłoszenia oraz wpłaty na prenumeratę normalną winny być składane do 10 grudnia na pierwsze półrocze następnego roku, oraz do 10 czerwca na drugie półrocze. Na prenumeratę ulgową — do 1 grudnia i 1 czerwca.



# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK VII

WARSZAWA, WRZESIEŃ – PAŹDZIERNIK 1957

Z E S Z Y T 5

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

## HYDROAEROMECHANIKA

115\* 533.69 ILot  
Gorielov D. H.: O flattierie kryła w potokie gaza. O flatterze skrzydła w strumieniu gazowym. Wiestn. Leningrad. Uniwer. 1957, nr. 1, A4, s. 192–196, rys. 1, poz. bibl. 2.

Praca stanowi próbę udoskonalenia metody badania flatteru, opartej na obliczeniu pracy aerodynamicznych sił i momentów.  
A. Jakubowski

116\* 533.6.011.6 ILot  
Masson D. J., Gazley C.: Surface-protection and cooling systems for high-speed flight. Zabezpieczenie powierzchni i układy chłodzące dla lotów szybkich. Aeronaut. Engng. Rev. 1956, t. 15, nr. 11, A4, s. 46–55, tabl. 3 rys. 15, poz. bibl. 13.

Analiza różnych systemów zabezpieczenia powierzchni i układów chłodzących w zastosowaniu do samolotów i pocisków kierowanych. Wzięte są pod uwagę sytuacje przejściowe oraz trwałe lotu. Sposoby chłodzenia kabiny załogi, pomieszczeń materiałów pędnych.

R. Lewandowski.

117\* 621.396.677:533.6.011.6 ILot  
Hessinger P.: Kieramiczne obiekty antien samolotnych radiolokacyjnych stacji. Ceramiczne osłony anten samolotowych radiolokatorów. Wopr. Radiolokac. Tiechn. 1956, nr 4(34), B5, s. 44–56, rys. 8. Tłum. z czasop.: Amer. Ceramic Soc. Bull 34, nr 5, 145–150 (May 1955).

Owiewka stanowi osłonę zewnętrzną aerodynamicznego kształtu, która jest częścią kadłuba samolotu i służy do ochrony anteny i części aparatury radiolokatora pokładowego podczas lotu. Teoretycznie idealna osłona powinna mieć w zakresie fal centymetrowych własności zbliżone do własności pustej przestrzeni i prócz tego odpowiadać optymalnym wymogom mechanicznym i aerodynamicznym, jakie stawiają konstruktorzy samolotów. W związku ze wzrostem prędkości samolotów i zdalnie sterowanych pocisków temperatury ich powierzchni osiągają wartości przekraczające granicę dopuszczalną dla obecnie stosowanych na osłony tworzyw organicznych. W artykule omówiono wyniki badań prowadzonych pod kątem zastosowania materiałów ceramicznych na osłony aerodynamiczne i przytoczone koniecznie do spełnienia wymagania mechaniczne i elektryczne, jakie należy stawić konstrukcji takich osłon.

R. Trojanowski.

118\* 533.69 ILot  
Versuche über die Beeinflussung der Grenzschicht am Tragflügel. Doświadczenia nad sterowaniem warstwy przyściennej skrzydła. Luftfahrttechnik. 1955, t. 1, nr. 6, A4, s. 109–111, rys. 13.

W niemieckim instytucie szybowcowym są prowadzone badania nad warstwą przyścienną przy pomocy pomiarów w locie na szybowcu. Badania dotyczą metod określania położenia punktu przejścia warstwy laminarnej w burzliwą oraz odsysania warstwy przyściennej za pomocą pompy próżniowej.

J. Sandauer.

119\* 533.6.013.11 ILot  
Woods L. C.: Aerodynamic forces on an oscillating aerofoil fitted with a spoiler. Siły aerodynamiczne na oscylującym płacie zaopatrzonej w przerywacz. Proc. Royal Soc. 1957, t. 239, nr 1218, A4, s. 328–337, tabl. 1, rys. 7, poz. bibl. 5.

Teoretyczne badania opływu cienkiego profilu wykonującego małe oscylacje w nieściśniętej cieczy, przy czym oderwanie strug jest spowodowane za pośrednictwem przerywacza umieszczonego w określonym miejscu. Przedstawiono rozkłady ciśnień, wielkość siły aerodynamicznej i momentu oraz wpływ oderwania na pochodne tłumienia. Stwierdzono, że profil z oderwaniem spowodowanym przerywaczem ma mniejsze tłumienie niż profil „czysty“.

R. Lewandowski.

## BADANIA W LOCIE

120\* 533.6.054:629.135.07 ILot  
Production test flying today. Próby w locie samolotów seryjnych. Aeroplane. 1957, t. 92, nr 2366, A4, s. 22–25, rys. 7.

Omówienie programu i wykonania prób fabrycznych samolotów seryjnych Viscount 700. Obejmują one około 8 godzin lotu, mierzy się przy tym pewne osiągi oraz sprawdza niektóre własności lotne. Pokazano formularze dla robienia obserwacji.

R. Lewandowski

121\* 621.45:629.138–445:533.6.015.8 ILot  
Tamboli R. B.: An energy approach to climb performance estimation of a turbo-jet transport aircraft. Energetyczna metoda obliczania osiągi przy wznoszeniu turbodrzutowych samolotów transportowych. Aeronaut. Quart. 1956, t. 7, nr. 4, B5, s. 315–336, tabl. 4, poz. bibl. 3.

Wyprowadzenie równań dla obliczenia czasu, odległości oraz zużycia paliwa przy wznoszeniu w różnych warunkach lotu, w oparciu o metodę energetyczną. W przypadku turbodrzutowych samolotów transportowych metoda ta daje dostateczną dokładność i nie zabiera dużo czasu. Podano również przykład liczbowy.

R. Lewandowski

## WYTRZYMAŁOŚĆ

122\* 534.1:531.781.2:629.13.012 ILot  
Clarkson B. L.: Stresses produced in aircraft structures by jet efflux. Naprężenia w konstrukcji płatowca wywołane strumieniem gazów silnika odrzutowego. J. Royal Aeronaut. Soc. 1957, t. 61, nr. 554, A4, s. 110–112, rys. 3, poz. bibl. 1.

Opisano wyniki pomiarów naprężeń w konstrukcji kadłuba samolotu Comet. Z analizy pola dźwiękowego wywołanego strumieniem gazów silnika odrzutowego wynika nieregularność ciśnień wywołanych falami akustycznymi. Wskutek tego drgania konstrukcji wymuszone mają charakter miejscowy. Naprężenia w elementach wywołane tymi drganiami są więc związane głównie z miejscowymi drganiami usztywnień i pokrycia, które można obliczyć przy szeregu założeń upraszczających.

Z. Brzoska.

123\* 533.663:629.135.4 ILot  
Jones J. P.: Helicopter rotor blade flapping and bending. Part I. Rigid blade motion. Pionowe wahania i zginanie łopaty śmigłowca. Cz. I. Ruch łopaty sztywnej. Aircr. Engng. 1957, t. 29, nr 337, A4, s. 64–66, rys. 4, poz. bibl. 2.

Przedstawiając wahania łopaty jako szereg potęgowej współczynnika prędkości lotu, otrzymano dla określenia współczynników tego rozwinięcia równania różniczkowe liniowe 2 rzędu. Równania te mają postać rekurencyjną i rozwiązanie ich może być dokonane kolejno, co usuwa tym samym konieczność obliczania układu równań liniowych z wieloma niewiadomymi. Otrzymane wyniki mają jeszcze tę zaletę, że nie wymagają znajomości współczynnika prędkości lotu przy przeprowadzeniu pośrednich etapów obliczeń.

Z. Brzoska

124\* 539.37.08 ILot  
Linge J. R.: Mechanical interference in the measurement of strain. Zastosowanie mechanicznej interferencji do pomiaru odkształceń. Aircr. Engng. 1957, t. 29, nr 337, A4, s. 70–74, rys. 10, poz. bibl. 8.

Opisano ekstensometr o bazie 12,5 mm, w którym jako środek do pomiaru przemieszczeń, a stąd i odkształceń, zastosowano mechaniczną interferencję dwóch układów linii równoległych. Jako element dający interferencję wykorzystano siatkę na dwóch błonach fotograficznych Dufaycolor, złożonych ze sobą i mogących się względem siebie przesuwać. Praca omawia również inne zastosowania tego rodzaju interferencji do innych celów pomiarowych.

Z. Brzoska

125\* 534.1 ILot  
Mead D. I.: The affect of structural damping on the stresses due to jet efflux. Wpływ tłumienia na naprężenia wywołane strumieniem gazów silnika odrzutowego. J. Royal Aeronaut. Soc. 1957, t. 61 nr 554, A4, s. 108–109, poz. bibl. 2.

Rozkład natężenia dźwięku w widmie akustycznym — strumienia gazów silnika odrzutowego jest tego rodzaju, że uniemożliwia skuteczne eliminowanie drgań konstrukcji zmianą sztywności lub rozkładu mas. Skuteczna wg autora możliwością zmniejszenia tych drgań jest zwiększenie wewnętrzznego tłumienia w samej konstrukcji przez umożliwienie mikroskopijnych względnych przemieszczeń elementów łączonych nitami. Kilkakrotnie zwiększenie tłumienia otrzymano stosując między częściami łączonymi przekładki z odpowiedniego materiału. Zakończenie artykułu poświęcone jest omówieniu programu prac w tym kierunku a w szczególności kwestii pomiaru tłumienia, wielkości tłumienia przy różnych rozwiązaniach i wreszcie określeniu wytrzymałości zmęczeniowej połączeń nitowych przy zastosowaniu przekładek.

Z. Brzoska

126\* 534.1 ILot  
Franklin R. E.: The excitation of structural vibrations by noise. Wzbudzenie drgań konstrukcji wywołane hałasem. J. Royal Aeronaut. Soc. 1957, t. 61, nr 554.

Opisano jakościową stronę zjawiska tłumienia dźwięku przy przechodzeniu przez pokrycie. Rozróżnia się dwa przypadki, gdy fala akustyczna trafia prostopadle do powierzchni pokrycia lub gdy trafia ona ukośnie. W przypadku pierwszym tłumienie osiąga minimum przy rezonansie częstotliwości fali akustycznej i stojących drgań własnych pokrycia. W przypadku drugim najmniejsze tłumienie występuje, gdy długość fali ciśnienia, wynikająca z ukośnego uderzenia fali akustycznej, jest równa długości fali odpowiadającej postaci drgań swobodnych, a drganie przyjmuje postać fali wędrującej. Praca dotyczy samolotów śmigłowych (izolacja dźwiękowa kabiny) lub odrzutowych (usunięcie przyczyn zmęczenia konstrukcji).

Z. Brzoska

127\* 534.1:629.135.2 ILot  
Hetzl K. W.: Experimental study of the effects of jet noise on an aircraft structure. Doświadczenia nad wpływem hałasu od silnika odrzutowego na konstrukcję płatowca. J. Royal Aeronaut. Soc. 1957, t. 61, nr 551, A4, s. 112–114, rys. 5.

Opisane są próby przeprowadzone na kadłubie i usterzeniu samolotu Vickers Supermarine S44. Po zbadaniu częstotliwości drgań własnych elementów konstrukcji zespoły umieszczono na stoisku z silnikiem Avon. Stwierdzono zniszczenie elementów konstrukcji nieoptymalnej, a przy przedłużeniu próby również zmęczenie pęknięcie usztywnień podłużnych. Wielkość mierzonych naprężeń nie przekracza na ogół  $\pm 1,5$  kg/mm<sup>2</sup>. Pomimo tak małych wielkości mogą powstać miejscowe spiętrzenia naprężeń w miejscach raptownej zmiany przekroju i dlatego zaleca się poświęcenie specjalnej uwagi przy opracowywaniu nowej konstrukcji.

Z. Brzoska

128\* 621.515–226.2:531.252.3 ILot  
Forshaw J. R., Taylor H., Chaplin R.: Alternating pressures and blade stresses in an axial-flow compressor. Przemienne ciśnienia i naprężenia w łopatkach sprężarki osiowej. A. R. C. Reports and Memoranda, 1956 (1951), nr 2846, A4, s. 1–29, tabl. 5, rys. 24, poz. bibl. 4.

Studium doświadczalne sił powodujących drgania łopatek sprężarkowych, prowadzące do pęknięć zmęczeniowych. Dane odnoszą się do pierwszych czterech stopni i zostały otrzymane przy pomocy pomiarów ciśnieniowych i tensometrycznych na łopatkach stałych.

J. Rolifski

- 129\* 629.13.012.215:629.014.315 ILot  
Lamparski J.: Dobór wymiarów konstrukcji skorupowej. Techn. Lotn. 1957, nr 1, 2, A4, s. 2—9, s. 34—37, tabl. 7, rys. 27, poz. bibl. 7.  
Wprowadzenie, rozważania wstępne, wstępny dobór wymiarów konstrukcji, określenie naprężeń krytycznych dla płyt, rur i odcinków powłok cylindrycznych, miejscowa utrata stateczności podłużnicy, określenie naprężeń krytycznych dla podłużnic. Autor poparł wywody przykładami liczbowymi. (a)
- KONSTRUKCJA PŁATOWCÓW I SILNIKÓW**
- 130\* 621.438 ILot  
Bright P. N.: Structural design problems in gas turbine engines. Zagadnienia konstrukcyjne w silnikach turbinowych. S. E. S. A. Proceedings. 1955, t. 13, nr 1, A4, s. 105—122, rys. 23, poz. bibl. 14.  
Omówienie szeregu zagadnień konstrukcyjnych odnoszących się do naprężeń w tarczach wirujących, zamocowania łopatek, obciążenia kadłuba (sily ciśnieniowe, bezwładnościowe, gradienty temperatur oraz reakcje zamocowania), obciążen giroskopowych, łożysk, kołnierzy i konstrukcji łączącej przekładnię z silnikiem (Allison).  
J. Roliński
- 131\* 629.135.2:533.6.013 ILot  
Fail-safe airframe design. Bezpieczna konstrukcja płatowca. Flight, 1956, t. 69, nr 2463, A4, s. 394—397, rys. 8, poz. bibl. 11.  
W celu zabezpieczenia się przed katastrofami lotniczymi spowodowanymi zmęczeniem konstrukcji płatowca konstruktorzy mogą albo starać się określać bezpieczne okresy międzynaprawy płatowców, albo tak projektować samoloty, aby zmęczeniowe pęknięcie jakiegokolwiek elementu nie spowodowało katastrofy. Autor argumentuje za drugą alternatywą jako rzeczywiście zapewniającą bezpieczeństwo i rozważa niektóre zagadnienia związane z wyborem materiału, wysokości naprężeń dopuszczalnych, schematu konstrukcyjno-wytrzymałościowego oraz metod doświadczalnego sprawdzania wytrzymałości poszczególnych zespołów konstrukcyjnych osłabionych przez pęknięcie zmęczeniowe.  
J. Sandauer
- 132\* 629.138.5:629.13.035.5 ILot  
Black H. C.: Einige Probleme der Musterprüfung von Strahlverkehrsflugzeugen. Niektóre problemy homologacji odrzutowych samolotów komunikacyjnych. Interavia. 1957, nr 3, A4, s. 186—189, rys. 2.  
Homologacja samolotów komunikacyjnych o napędzie odrzutowym przedstawia szereg problemów niespotykanych w samolotach o napędzie tłokowym, a wynikających zarówno ze specyfiki samego silnika odrzutowego, jak i ze zwiększonej prędkości i wysokości lotu. Z powodu braku odpowiedniego doświadczenia z użytkowania samolotów komunikacyjnych o napędzie odrzutowym homologowanie ich łączy się z opracowywaniem nowych kryteriów odnośnie wymagań konstrukcyjnych i lotnych.  
J. Sandauer
- PRZYRZĄDY LOTNICZE**
- 133\* 629.13.05 ILot  
Frangoulis S. I.: Latitude and longitude computer set ASN-6. Zestaw przelicznikowy szerokości i długości ASN-6. Aero Dig. 1956, t. 72, nr 1, A4, s. 40—45, rys. 8.  
Artykuł zawiera schematy urządzenia, opis przyrządu i zasady działania oraz krótkie wyprowadzenie wzorów, które rozwiązuje (całkuje) automatycznie przyrząd. Przyrządem sterują kompas magnetyczny lub giroskopowy, szybkościomierz i korektor kierunku. Ręcznie nastawia się, wiatr (kierunek i prędkość) oraz wariancje (deklinacja + dewiacja). Aparat przelicza i wskazuje współrzędne geograficzne pozycji samolotu i odległość do celu.  
F. Janik
- 134\* 629.1.05:681.143 ILot  
Kádner O. E.: Navigační počítač. Kalkulator nawigacyjny. Křídla Vlasti. 1956, nr 20, A4, s. 626—627, rys. 2.  
Artykuł zawiera opis nawigacyjnego suwaka logarytmicznego okrągłego i obustronnego — Aristo-Aviator N. 615 — wzorowanego na znanych typach DR-2 i DR-3. Opis jest objaśniony rysunkami obu stron suwaka, które są zupełnie wyraźne i z których można się zorientować o sposobie użytkowania.  
F. Janik
- KOMUNIKACJA LOTNICZA**
- 135\* 388.9:629.138.4/5 ILot  
Jet versus turbo-prop. An economic assessment. Odrzutowiec kontra turbośmigłowiec. Aspekt ekonomiczny. Engineering, 1957, t. 183, nr 4746, s. 244—246, rys. 7, tabl. 6.  
Streszczenie odczytu lorda Douglasa, prezesa B. E. A. Wnikliwe rozpatrzenie porównawcze kosztów użytkowania samolotów pasażerskich o napędzie odrzutowym i turbośmigłowym. Koszty paliwa wynoszą odpowiednio 35% i 22% całkowitych kosztów godziny lotu. Napęd odrzutowy może być brany pod uwagę przy odległościach powyżej 800 km, ale napęd turbośmigłowy jest zawsze tańszy.  
W. Narkiewicz.
- 136\* 656.7.022.826:629.135.4 ILot  
Radicke E.: Zur Problematik des Kurzstreckenverkehrs mit Flugzeugen. Zagadnienie komunikacji lotniczej na małe odległości. Technik. Berlin, 1956, nr 9, A4, s. 611—619, tabl. 3, rys. 10, poz. bibl. 14.  
Z punktu widzenia ekonomii i techniki każdy rodzaj komunikacji ma swój właściwy zakres, określony długością trasy. Autor uzasadnia, że na trasach długości 200 do 350 km najbardziej ekonomiczne
- w niedalekiej przyszłości będą wiroplaty. Te realne możliwości techniczne, ekonomiczne i ruchowe powstaną już około roku 1965  
R. Lewandowski.
- 137\* 629.138.98:621.398.3 ILot  
Reynolds P.: Uprawnienie na rasstojanji biespilotnym samolotom. Zdalne sterowanie samolotem bez pilota. Wopr. Radiołokac. Tiechn. 1957, nr 1(37), B5, s. 107—113, rys. 5. Tłum. z czasop.: British Commun a Elect. 3, Nr 5, 230—233 (May 1956).  
Zwięźle omówiono: kilka dotychczas wykonanych konstrukcji zdalnie sterowanych samolotów, zasadnicze układy pokładowej aparatury sterowniczej oraz wymagania konstrukcyjne, jakim ta aparatura powinna odpowiadać.  
R. Trojanowski.
- PRODUKCJA LOTNICZA**
- 138\* 629.13.002. ILot  
Wiślicki T.: Analiza rozwoju produkcji płatowców. Techn. Lotn. 1957, nr 1, A4, s. 18—25, tabl. 5, rys. 13, poz. bibl. 9.  
Ponieważ dane liczbowe i tabelaryczne zaczerpnięte są w większości z literatury państw zachodnich, odpowiednie wskaźniki przyjmować należy dla naszych warunków z uwzględnieniem różnic zachodzących pomiędzy charakterem produkcji mało- i wielkoseryjnej oraz w odniesieniu do aktualnych możliwości produkcyjnych. (a)
- 139\* 623.746:629.13.002 ILot  
Mackenzie K. A.: The production and maintenance of high speed military aircraft. Organizacja produkcji szybkich wojskowych samolotów. J. Inst. Automat. Aeronaut. Engrs. 1955, t. 15, nr 8, A4, s. 199—204.  
Organizacja produkcji lotniczej w Australii, gdzie od roku 1939 wykonano 4000 samolotów różnych typów a między innymi: myśliwiec jednoosobowy „Sabre“, lekkie bombowce „Canberra“ i pociski sterowane „Lindvik“ jak również i ciężki bombowiec „Lincoln“ o ciężarze około 40 000 kG. Poszczególne zagadnienia występujące przy produkcji samolotów, a więc konstrukcja, oprzyrządowanie, opracowanie technologiczne, kształtowanie blach i kontrola. Bardzo znaczną część prac wykonują poddostawcy. Wiele modyfikacji, zmian na samolotach będących w służbie liniowej wykonują również poddostawcy, np. wzmocnienie podwozia, zmiana radaru, zmiana wierzyczki strzelca itp.  
J. Luboński.
- RADIOKOMUNIKACJA**
- 140\* 621.396.933.1 ILot  
Stride P.: Samolotnaja radiołokacnaja stanca obnarużenja zon, opasných dla polotow. Samolotowa stanca radiołokacyjna do wykrywania stref niebezpiecznych dla lotu. Wopr. Radiołokac. Tiechn. 1956, nr 4 (34), B5, s. 109—122, tabl. 2, rys. 6, poz. bibl. 9 Tłum. z czasop. Brit. Comm. a Elect. 3, nr 4, 184—190 (April 1956).  
W pierwszej części artykułu omówiono okoliczności, które opóźniły zastosowanie radiolokatorów pokładowych na samolotach pasażerskich oraz powody, które skłaniają do stosowania ich teraz. Dalej omówiono wymagania, jakie winien spełniać radiolokator służący do wykrywania obszarów, w których zachodzą zaburzenia atmosferyczne tak pod względem wyboru długości fali, jak i z punktu widzenia innych wymogów konstrukcyjnych. Na zakończenie omówiono dokładnie jeden z brytyjskich radiolokatorów, przeznaczonych do służby na samolotach pasażerskich, który jest uważany za najbardziej udaną konstrukcję wśród osiągnięć różnych firm.  
R. Trojanowski.
- 141\* 621.396.75:621.396.1 ILot  
Ruppert F., Smith J.: Samolotnyj mieteolokator so schiemoj „IZO-ECHO“. Samolotowy meteolokator z układem „IZO-ECHO“. Wopr. Radiołokac. Tiechn. 1956, nr 6 (36), B5, s. 155—160, rys. 5. Tłum. z czasop.: Electronics, 29, 147—149 (February 1956).  
Aby ułatwić wykrywanie obszarów burzowych, obserwowanie okolicy, nad którą przelatuje samolot i dla ominienia przeszkód na trasie lotu opracowano nową konstrukcję stacji radiolokacyjnej, przeznaczonej dla samolotów cywilnych. W celu dokładniejszej obserwacji strefy burzowej, zastosowano w odbiorniku system „IZO-ECHO“, dzięki czemu odebrane sygnały zostają tak przekształcone, że obszary silnego deszczu zostają odwzorowane na ekranie radiolokatora jako czarne plamy. Zwalnia to obserwatora od konieczności wzrokowej oceny stopnia natężenia świecenia ekranu. Artykuł zawiera krótki opis wymienionej stacji.  
R. Trojanowski.
- 142\* 621.396.75 ILot  
Levin J.: Podwiznaja tocznaja radiołokacnaja stanca dla uprawnlenja posadkoj samolotow. Przenośna, dokładna stanca radiolokacyjna do przeprowadzania lądowania samolotów. Wopr. Radiołokac. Tiechn. 1956, nr 6 (36), B5, s. 144—154, rys. 12. Tłum. z czasop.: Electronics, 28, Nr 10, 154—159 (October 1955).  
Opisano przenośną stację radiolokacyjną, którą można stosować w celach wojskowych, jak również dla obsługi niewielkich portów lotniczych w celu zapewnienia ślepego lądowania podczas złej pogody. Opisywana stanca może być zmontowana i przygotowana do pracy w ciągu 6 godzin. W układzie przewidziano środki zwalczania zakłóceń pochodzących od obiektów miejscowych. Możliwe jest przeprowadzenie samolotów na pas startowy z dokładnością do  $\pm 6$  m. Stanca pracuje na częstotliwości 9080 Mc.  
R. Trojanowski.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analizdokumentacyjnych 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 gr. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.



#### 4. Ciecze do instalacji chłodzenia silników tłokowych

Do chłodzenia silników tłokowych używane są: woda, glikole i mieszaniny glikoli z wodą.

Podstawowymi właściwościami cieczy chłodzących są: ciepło właściwe, współczynnik rozszerzalności, temperatura wrzenia, temperatura krzepnięcia i działanie korozyjne na części metalowe instalacji.

a — ciepło właściwe cieczy zależy od jej rodzaju i temperatury. Spośród cieczy stosowanych w lotnictwie najwyższe ciepło właściwe posiada woda. Jej ciepło właściwe w zakresie temperatur eksploatacji zmienia się nieznacznie, podczas gdy ciepło właściwe innych cieczy ulega w tych warunkach znacznym wahaniom. Z tego względu woda uważana jest za najkorzystniejszą chłodziwo.

Ciepło właściwe wodnych roztworów etylenoglikolu kcal/kg.

Temperatura °C	20	40	60	80	100	120	140	160	180
Etylenoglikol	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700	0,725	0,750	0,775
Woda	0,999	0,998	1,001	1,005	1,050	-	-	-	-

TL-32/57-R4

Ciepło właściwe wodnych roztworów etylenoglikolu kcal/kg.

Temperatura °C		20,2	47,2	78,4
Zawartość glikolu w mieszaninie z wodą %	100	0,5608	0,5954	0,6255
	90	0,6077	0,6384	0,6757
	80	0,6486	0,6852	0,7226
	70	0,6936	0,7339	0,7691
	50	0,7912	0,8247	0,8553
	25	0,9104	0,9252	0,9422

TL-32/57-R5

b — współczynnik rozszerzalności cieczy podstawowych.

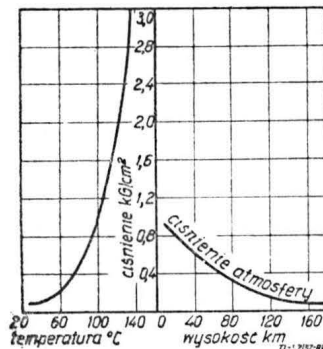
Woda	0,000415
Ciecz (55% glikolu i 45% wody)	0,000525
Etylenoglikol	0,000549

TL-32/57-R6

c — temperatura wrzenia cieczy zależy od jej rodzaju i od ciśnienia.

Celem podniesienia temperatury wrzenia cieczy chłodzącej stosuje się nadciśnienie w instalacji. Nadciśnienie to można obliczyć z wykresu obok.

Jeśli np. na wysokości 10 000 m woda nie powinna wrzeć w temperaturze 120 °C, to nadciśnienie w instalacji chłodniczej powinno wynosić 1,8 kg/cm<sup>2</sup>.



TL-32/57-R8

Ciśnienie mm sł. rtęci	Wysokość nad poziomem morza m	Temperatura wrzenia wody °C	Temperatura wrzenia glikolu °C
760	0	100	198
700	700	98	195
600	1900	94	190
500	3400	89	184
400	5100	83	178
300	7200	74	169
200	10000	65	157
100	14300	54	140
41	20000	45	120

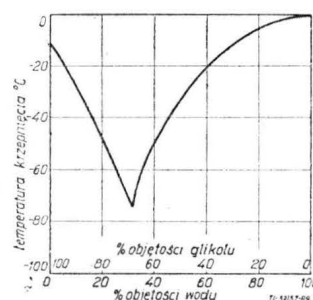
TL-32/57-R7

d — temperatury krzepnięcia płynów chłodniczych woda —0 °C etylenoglikol —10 °C

Temperatury krzepnięcia mieszanin glikolu z wodą podano na wykresie:

Woda zamarzając powiększa swoją objętość. Mieszaniny wody z glikolem nie zamarzają, lecz krystalizują, dzięki czemu objętość ich ulega nieznacznym zmianom.

e — działanie korozyjne.



TL-32/57-R9

Woda zawiera rozpuszczone sole. Niektóre z tych soli w temperaturze wrzenia wody ulegają rozkładowi wydzielając nierozpuszczalne w wodzie osady, inne zaś, jak chlorki, wywołują korozję metalowych części instalacji.

Zawartość soli w wodach różnego pochodzenia:

Pochodzenie wody	Zawartość soli g/kg
Bieszczowska	Praktycznie brak
Źródłana	0,05
Rzeczna	0,30
Morze Czarne	18,0
Morze Śródziemne	39,0
Ocean	47,0
Morze Martwe	200,0

TL-32/57-R10

Zawartość soli w wodzie określana jest umowną liczbą, która daje wielkość zwaną twardością wody. Za jednostkę twardości przyjęto 1-mg równoważnik soli na litr wody. Równoważnik ten odpowiada zawartości 20,04 mg wapnia lub 12,16 mg magnezu w litrze wody.

Jednostki twardości wody.

	mg równoważnik	niemieckie	francuskie	angielskie	amerykańskie
Jeden mg równoważnik	1	2,804	5,005	3,511	50,045
Jeden stopień niemiecki	0,35663	1	1,7848	1,2521	17,847
Jeden stopień francuski	0,19928	0,5603	1	0,7015	10
Jeden stopień angielski	0,28483	0,7987	1,4255	1	14,255
Jeden stopień amerykański	0,01998	0,0560	0,1	0,0702	1

TL-32/57-R11

Twardość przemijająca zależy od zawartości w wodzie kwaśnych węglanów. Przy zagotowaniu wody następuje rozkład soli na dwutlenek węgla i węglany obojętne, które są nierozpuszczalne w wodzie i wytrącają się pod postacią osadu. Dlatego instalacja chłodzenia bywa zazwyczaj zasilana wodą przegotowaną.

Twardość stała zależy od zawartości w wodzie siarczanów i chlorków, których nie da się usunąć przez gotowanie.

Woda miękka zawiera do 3 mg równoważników soli/litr.

Woda średnia zawiera 3-6 mg równoważników soli/litr.

Woda twarda zawiera powyżej 6 mg równoważników soli/litr.

Celem zapobieżenia działaniu korozyjnemu wody, dodawany jest do niej dwuchromian potasu.

Zawartość chloru w wodzie mg/litr	Ilość dwuchromianu dilitr
do 70	5
70 - 200	7
200 - 400	12
400 - 700	18
ponad 700	20

Dodatek dwuchromianu potasu zależy od ilości chloru zawartego w wodzie pod postacią chlorków.

#### 5. Właściwości etylenoglikolu

gęstość d<sub>4</sub><sup>20</sup>.....G/cm<sup>3</sup> ..... 1,1132

współczynnik refrakcji/20°C ..... 1,4318

temperatura topnienia °C ..... -11

temperatura wrzenia °C ..... 197,4

współczynnik rozszerzalności w granicach 0°-50°C ..... 0,000622

ciepło właściwe przy 20°C ..... kcal/kg ..... 0,563

temperatura zapłonu w tyglu otwartym °C ..... 122

ciepło topnienia w kcal/kg ..... 44,76

miesza się w każdym stosunku z wodą, gliceryną, alkoholami.

Gęstości wodnych roztworów etylenoglikolu.

Współczynnik refrakcji wodnych roztworów etylenoglikolu.

% wody	Gęstość 20°C G/cm <sup>3</sup>
0	1,114
1	1,113
2	1,112
4	1,111
5	1,110
8	1,109
10	1,108
21	1,099
28	1,091
30	1,089
40	1,079
50	1,068
60	1,057
70	1,043
80	1,023

TL-32/57-R13

Zawartość glikolu % ciężarowo	n <sub>D</sub> <sup>16</sup>
0	1,3331
5	1,3380
10	1,3430
15	1,3481
20	1,3530
30	1,3631
40	1,3736
50	1,3842
60	1,3943
70	1,4045
80	1,4143
90	1,4239
100	1,4329

TL-32/57-R14

#### 6. Płyiny do instalacji hydraulicznych

Warunki pracy cieczy w instalacjach hydraulicznych.

Wysokie ciśnienie do 360 kg/cm<sup>2</sup>.

Zmienne temperatury w granicach od -60°C do +70°C. Zetknięcia się z metalami i częściami gumowymi.

Podstawowe wymagania stawiane cieczom do układów hydraulicznych:

- płynność i łatwość pompowania w niskich temperaturach,
  - mała zmienność lepkości przy zmianie temperatury,
  - dostateczna smarność (gdyż poza przenoszeniem siły płyny te spełniają również zadania oleju smarowego),
  - płyny hydrauliczne nie powinny rozpuszczać gumowych uszczelek, ali obniżać ich mechanicznych właściwości,
  - nie powinny wywoływać korozji układu hydraulicznego,
  - powinny być trwałe w warunkach pracy i magazynowania.
- Temperatury krzepnięcia podanych mieszanek leżą poniżej -60°C. Zmiana lepkości mieszanek glicerynowo-spirytusowo-wodnych i olejowych przy zmianie temperatury.



Używane płyny:

a) Mieszanki glicerynowo-spirytusowo-wodne (skład przeliczony na produkty bezwodne; % — ciężarowo),

Mieszanka	SGW-L	SGW-Z	SGW-A
Spirytus bezwodny	36,6%	33,25%	19,0%
Gliceryna bezwodna	56,6%	47,0%	65,8%
Wody (ogólna ilość)	7,8%	19,75%	15,2%

TL-32157-415

(skład z surowców krajowych odpowiadających normom państwowym).

Mieszanka	SGW-L	SGW-Z	SGW-A
Spirytus bezwodny napędowy	36,6%	—	—
Spirytus bezwodny	—	35,1%	20%
Gliceryna 87,7%	63,4%	53,7%	75,1%
Woda przegotowana	—	11,2%	4,9%
Przeznaczenie	Do instalacji hydraulicznych w mieście	Do instalacji hydraulicznych w ziemie	Do amortyzatorów
Ciepota właściwa	g/cm <sup>3</sup> 1,038-1,046	1,037-1,045	1,114-1,122

TL-32157-415

b) Płyny o podstawie oleju mineralnego.

	Gęst. 20 g/cm <sup>3</sup>	Lepk./50 centistok	Temperatura krzepnięcia °C	Trwałość w t. 100°C przez 168 godzin przy przepływie powietrza próba określona normą	60ST
Olej MWP (stary typ)	0,875	6,7-8,5	do -60		1805-51
Olej AMG-10 (nowy typ)		co najmniej 10	do -70	wytrzymuje	6794-53

TL-32157-415

Dawniejsze płyny, przedstawicielem których jest olej MWP, stanowiły czyste frakcje ropy naftowej. Obecny płyn AMG-10 jest roztworem polimeru typu poliizobutyleny w lekkiej frakcji ropy naftowej.

Olej AMG-10 odznacza się znacznie lepszą krzywą lepkości od innych płynów.

Płyny o podstawie oleju mineralnego mają wiele zalet w porównaniu z mieszankami SGW. Są one trwałe przy przechowywaniu i w użytkowaniu, nie wywierają korozyjnego wpływu na części metalowe, natomiast są znacznie agresywniejsze od mieszanek w stosunku do materiałów gumowych i wymagają doboru odpornych na oleje surowców na uszczelki.

## Wskazówki dla autorów współpracujących z „Techniką Lotniczą“

1. Przed przystąpieniem do opracowania artykułów kompilacyjnych lub streszczeń do „Techniki Lotniczej“ należy porozumieć się z redakcją celem upewnienia się, czy dany temat nie jest w opracowaniu przez kogo innego.

2. Przy opracowaniu artykułów należy położyć jak największy nacisk na przejrzystość układu, zrozumiałość i jasność treści. Brak tej cechy sprawia, że niewartościowsze nawet prace nie mogą być należycie ocenione.

Należy rozbić artykuł na logiczne rozdziały i ustępy, zaopatrzyć je w tytuły, numerować ważniejsze wzory, przestrzegając jednakowego słownictwa w tekście i na rysunkach, przestrzegając nowej pisowni polskiej zatwierdzonej przez Ministerstwo Wyznań Religijnych i Oświecenia Publicznego z dn. 24 czerwca 1936 r. oraz ogólnie przyjętych symboli, skrótów itp.

3. Autor obowiązany jest złożyć artykuł w maszynopisie (2 egz.). Maszynopis, nadesłany do redakcji musi odpowiadać następującym wymaganiom:

a) tekst winien być napisany tylko po jednej stronie kartki (format A4), z odstępem pomiędzy wierszami co najmniej na półtora ząbka. Z lewej strony kartki musi być pozostawiony margines dla korekty i uwag redakcji. Ilość znaków w jednym wierszu winna wynosić średnio 55 znaków. Na pierwszej stronie maszynopisu, u góry, trzeba pozostawić około 1/4 strony na streszczenie artykułu,

b) maszynopis musi być sporządzony na papierze kancelaryjnym, a nie przebitkowym,

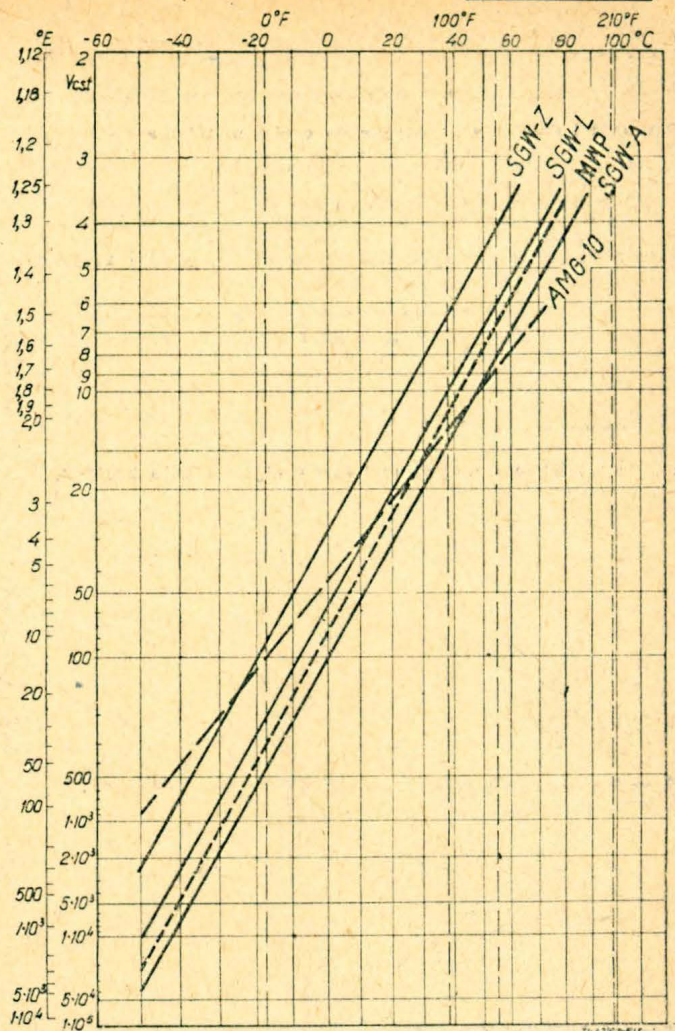
c) w maszynopisie nie podaje się żadnych podkreśleń, nie pisze rozstrzelonym drukiem ani dużymi literami.

d) w maszynopisie nie pozostawiać wolnych miejsc na rysunki. W miejscu, gdzie ma być umieszczony rysunek należy z lewej strony, na marginesie, zaznaczyć: rys. 1, rys. 2, tabela 1 itd., przy czym tabele muszą być napisane na oddzielnych kartkach, a nie w tekście (w dwóch egzemplarzach). To samo dotyczy podpisów pod rysunkami oraz literatury.

Trzeci pracy winna być napisana w formie bezosobowej (a więc nie — przyjmuję, że ...; zakładamy, że ....; lecz — przyjęto, że ...; założono, że ... itp.),

e) wiersze maszynopisu winny być zawsze tej samej długości, natomiast pierwszy wiersz danego ustępu musi być wcięty. Należy unikać wyróżniania całych ustępów tekstu przez skrócenie wierszy (wcięcie),

f) wzory matematyczne należy podawać w oddzielnych



TL-32157-415

wierszach. Wzory należy wpisać odręcznie, możliwie najwyraźniej, zachowując odpowiednią wielkość liter i cyfr oraz prawidłowy kształt oraz położenie wskaźników i symboli,

g) na marginesie winno się zaznaczyć fonetyczne brzmienie liter greckich, występujących po raz pierwszy w tekście,

h) odnośniki trzeba pisać bezpośrednio po wierszu, w którym liczba odnośnika została podana<sup>1)</sup>,

i) w spisie literatury winno znajdować się nazwisko autora, tytuł książki lub artykułu, tytuł i numer czasopisma, w którym dany artykuł się ukazał, oraz rok wydania,

j) odnośniki do literatury pisze się w ramach kwadratów, np. [lit. 5],

4. Rysunki i wykresy winny być zasadniczo wykonane w skali 3:1, większe (całostronicowe), lub w skali 2:1 pamiętając, że szerokość szpalty wynosi 90 mm, a szerokość kolumny 185 mm.

Rysunki winny być wykonane tuszem na białej kalce rysunkowej (kalka niebieskawa lub żółtawa jest niewskazana) lub na brystolu.

Przy wykonywaniu wykresów należy tak dobrać skalę, aby po zmniejszeniu oczka siatki wykresu miały wymiar 5 × 5 lub 10 × 10 mm.

5. Fotografie oryginalne powinny być wykonane na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym i — w miarę możliwości — retuszowane.

6. O ile mają być reprodukowane jakieś rysunki lub fotografie z innych dzieł, to dzieła te należy załączyć do maszynopisu i zaznaczyć na wykazie rysunków tytuł i stronę dzieła, z którego ma być zaczerpnięty dany rysunek.

Wydawnictwa te zostaną po wykorzystaniu zwrócone.

7. Wszystkie rysunki, fotografie i wykresy winny być ponumerowane zgodnie z tekstem.

8. W razie potrzeby autor obowiązany jest do wykonania co najmniej 2 korekt drukarskich w terminach wskazanych przez redakcję.

9. Zgodnie z podanymi powyżej wskazówkami treść nadsyłanych prac winna być opracowana w takiej formie (pod względem stylistycznym, użytego słownictwa itd.), by bez jakichkolwiek dalszych poprawek redakcyjnych i przeróbek praca nadawała się bezpośrednio do przekazania do drukarni (po dokonaniu w redakcji adiustacji artykułu).

<sup>1)</sup> tak, jak w tym przykładzie.