

# TECHNIKA LOTNICZA

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

LIPIEC • 1957 • SIERPIEŃ

## TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
S. Madeyski: XXVI Międzynarodowe Targi Poznańskie 9.6.57—23.6.57 . . . . .	101
K. Kunachowicz: Anteny lotnicze . . . . .	103
S. Szczeciński: Niestateczna praca silnika odrzutowego i jej wpływ na konstrukcję sprzężarek . . . . .	110
Produkcja — T. Wiślicki: Klejenie metali, cz. I . . . . .	115
M. Wasilewski: Technologia pracy w biurach konstrukcyjnych budowy samolotów, cz. II . . . . .	123
Bezpieczeństwo i higiena pracy — S. Madeyski: Typowy kącik bhp PLL „LOT” . . . . .	128
Notatnik użytkownika — Korozja spowodowała naruszenie regulacji układu hamulców hydraulicznych . . . . .	130
Skrzynka techniczna, S.M. . . . .	130
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	131
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — B. Mielnikowa: Oleje silnikowe lotnicze . . . . .	okł.

# „Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej”

## Oleje silnikowe lotnicze

Zebrała i opracowała mgr inż. B. Mielnikowa

### I. OLEJE DO SILNIKÓW TŁOKOWYCH

Silnikowe oleje lotnicze należą do ciężkich produktów ropy naftowej. Surowe oleje uzyskuje się w postaci gęstych pozostałości po oddestylowaniu olejów lekkich i średnich.

Surowe oleje są oczyszczane dwiema metodami:

a) chemiczną — za pomocą kwasu siarkowego, który łączy się z mniej trwałymi związkami znajdującymi się w oleju i wraz z nimi zostaje oddzielony od oleju; resztki produktów kwasowych są następnie zobojętniane ługiem, który z kolei zostaje wymyty z oleju wodą,

b) fizyczną — za pomocą rozpuszczalników, mających selektywne zdolności rozpuszczania niektórych typów węglowodorów, które przechodzą do roztworu zmieszanych z olejami rozpuszczalników i są wraz z nimi oddzielone od oleju.

Niekiedy oleje rafinowane rozpuszczalnikami selektywnymi oznaczone są literą „S”, oleje zaś rafinowane metodą kwasową oznaczone bywają literą „K”.

#### 1. Gatunki stosowanych olejów lotniczych

	MS-14	MS-20	MK-22	MS-24
Lepkość w temp. 100°C w cst min.	14	20	22	24
Stosunek lepkości kinematycznej w temp. 50°C do lepkości kinematycznej w temp. 100°C maks.	6,55	7,85	8,75	8,0
Liczba kwasowa mB KOH na 16 oleju maks.	0,25	0,05	0,1	0,05
Zdolność koksowania % maks.	0,45	0,3	0,7	0,3
Zawartość popiołu % maks.	0,003	0,003	0,004	0,003
Temperatura zapłonu w tyglu zamkniętym w °C min.	200	225	230	240
Różnica temperatur zapłonu w tyglu otwartym i zamkniętym w °C maks.	20	20	20	20
Temperatura krzepnięcia w °C maks.	-30	-18	-14	-17
Ciężar właściwy $d_4^{20}$ maks.	0,890	0,895	0,905	0,900
Oporność na utlenianie przy 250°C metodą Papoka w minutach min.	20	17	35	20
Korozyjność metodą Pinkiewiczza $\frac{g}{cm^2}$ na płytce miedzianej maks.	60	40	2,0	45
Współczynnik lepkościowo-temperaturowy maks.	70	55	76	65
Zanieczyszczeń: kwasów, zasad, wody, mechanicznych, resztek rozpuszczalników.	brak	brak	brak	brak

TL-61/56-R1

Spśród wymienionych olejów pierwszy, drugi i czwarty są olejami selektywnie rafinowanymi, trzeci zaś rafinowany za pomocą kwasu.

Jak widać z właściwości, oleje rafinacji selektywnej wykazują mniejszy spadek lepkości przy ogrzaniu, na co wskazuje niższy stosunek lepkości kinematycznych w t. 50° i 100°C, ponadto są one odporniejsze na utleniające działanie powietrza. Wadę tych olejów stanowi niższa zdolność ochronna przeciwko korozji, co jasno wynika z wymagań postawionych olejom przez przytoczone normy. Prócz tego cechuje je niższa liczba koksowania, jednakże znacznie liczby koksowania jest sporne zarówno z badań Instr. Techn. Lotnictwa przed wojną, jak i z opinii Łosikowa i współpracowni-

ków; liczba Conradsona, mająca wyrażać skłonności oleju do koksowania, nie daje obrazu zachowania się oleju pod tym względem w silniku.

Jak widać z podanej tabeli, korozyjność oleju nie jest proporcjonalna do liczby kwasowej i zależy zarówno od liczby kwasowej jak i od zdolności adhezyjnych oleju.

Różnica temperatur zapłonu w tyglu zamkniętym i otwartym daje pojęcie o obecności w oleju lekkich frakcyj, które podczas pracy silnika odparowują nie biorąc udziału w smarowaniu. Mała ilość popiołu w olejach silnikowych jest ważna ze względu na to, że część oleju przedostając się do komory spalania ulega tam spalaniu i popioły, które składają się z części mineralnych niepalnych, zanieczyszczają komorę.

Oleje drugi, trzeci i czwarty są olejami przeznaczonymi do letniej eksploatacji i są sobie mniej więcej równoważne. Oleje ze znacznym MS stosowane są zazwyczaj do silników o cięższych warunkach temperaturowych ze względu na swoją odporność na utlenianie. Olej MK-22 stosowany jest w silnikach zawierających łożyska ze stopów podatnych na korozję. Olej MS-14 jest olejem zimowym.

Oleje letnie mogą być stosowane również w okresach zimowych w warunkach niezbyt wysokich mrozów, jednakże muszą one być podgrzewane przed wlaniem do układu olejowego silnika i układ ten musi być opróżniany z oleju w okresach przestojów. Wprowadzenie dużo lepszego oleju MS-14 na okres zimowy miało na celu uniknięcie procedury zlewania oleju i umożliwienie startu na oleju niepodgrzewanym. Jednakże olej ten nie jest jeszcze dostatecznie lekki, aby mógł zapewnić start przy całym zakresie niskich temperatur występujących przy eksploatacji, jest on natomiast za rzadki przy normalnych temperaturach panujących w silniku podczas eksploatacji. Zamiast zatem używać w okresie zimowym olejów lepszych zastosowano rozcieńczenie olejów benzyną, o czym będzie mowa.

#### 2. Osady

Podczas pracy oleju w silniku na skutek wysokich temperatur zetknięcia się z powietrzem i z różnymi metalami oleje ulegają starzeniu, wynikiem czego są osady, które zanieczyszczają silnik i układ olejowy.

Rozróżniamy trzy rodzaje osadów:

a) laki — osady o wyglądzie lakieru, przylegające ściśle do ścianek tłoka, wgłębień pod pierścieniami i korbowodu;

b) nagary — występujące na denku tłoka, na ściankach komory i na zaworach;

c) maziste osady — osiadające na ściankach karteru, na elementach znajdujących się w karterze, na filtrach i w przewodach olejowych.

#### 3. Zależność wytwarzania się laków od temperatury

Temperatura °C	Części lotnych %	Laku %
200	13	0
220	28	0
240	48	9
260	61	28
280	69	31
300	70	30
320	75	25
350	83	17

TL-61/56-R2

### СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
St. MADEYSKI: XXVI Международная Ярмарка в Poznani . . . . .	101
K. KUNACHOWICZ: Авиационные антенны . . . . .	103
S. SZCZECIŃSKI: Помпаж реактивного двигателя и его влияние на конструкцию компрессоров . . . . .	110
Производство — T. WIŚLIICKI: Клейка металлов, ч. I . . . . .	115
M. WASILEWSKI: Анализ работы авиационных конструкторских бюро, ч. II . . . . .	123
Безопасность и гигиена труда — S. MADEYSKI: Типичный уголок охраны труда в аэродромах Польских Авиационных Линий „LOT“ . . . . .	128
Заметки по технической эксплуатации . . . . .	130
Технический почтовый ящик . . . . .	130
Документальный обзор авиации . . . . .	131
Конструкторские пособия — B. MIELNIKOWA: Масла для авиационных двигателей . . . . .	обертки

### CONTENTS

	page
St. Madeyski: The XXVI International Fairs in Poznań . . . . .	101
K. Kunachowicz: Aircraft aerial systems . . . . .	103
S. Szczeciński: Nonstabil working conditions of jet engine and their influence on compressor design . . . . .	110
Production — T. Wiślicki: Metal glueing (Part I) . . . . .	115
M. Wasilewski: Study of work in aircraft design office (Part II) . . . . .	123
Work Protection — St. Madeyski: Typical labor protection stand of Polish Aerolines „LOT“ . . . . .	128
The User's Note-Book . . . . .	130
Technical Letter-Box . . . . .	130
Aviation Documentation Review . . . . .	131
Designer's Data Sheets — B. Mielnikowa: Engine oils used in aeronautics . . . . .	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 Dołowy, 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

LIPIEC – SIERPIEŃ 1957 R.

ZESZYT 4 (46)

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

## XXVI Międzynarodowe Targi Poznańskie 9. 6. 57 — 23. 6. 57

Podobnie jak w latach ubiegłych, WCT NOT zorganizowały zbiorowy wyjazd redaktorów czasopism technicznych do Poznania, w celu ułatwienia im pracy i umożliwienia sporządzenia sprawozdań z właściwych branżowo pokazów na Targach.

Na napiętnowanie na tym miejscu zasługuje Orbis, w którego rękach leżały sprawy zakwaterowania, wyżywienia i przewozu. Jedyne ta ostatnia funkcja została spełniona w sposób należyty — autobus PKS. Pierwotne kwatery urzągały minimalnym warunkom przyzwoitości: niewielka sala na 15 osób, łóżko koło łóżka, „poduszki” wypełnione słomą, umywalnia i ubikacja — dwie kondygnacje wyżej, brak w ogóle stołów. Uczestnicy tego „oboju” zostali na skutek interwencji kierownictwa wycieczki ulokowani następnie w znacznie lepszych warunkach, w Domu Akademickim przeznaczonym dla cudzoziemców, gdzie, jak stwierdzili, było jeszcze wiele wolnych pokoi na tym samym piętrze. Sprawa wyżywienia to osobny rozdział „działalności” Orbisu: długotrwałe wyczekiwanie na kolejkę w wyznaczonej z dala od Targów restauracji pochłaniało bardzo dużo czasu (do 5 godzin dziennie), niechlujna obsługa, awanturczo nastawiony kierownik zakładu, jednostajne wyżywienie, oto przykłady wymienione tutaj w celu... uzyskania poprawy w latach następnych. Wiemy, że „nauka łamie monopol”, więc spodziewamy się, iż w przyszłości przedstawiciele prasy naukowo-technicznej będą inaczej traktowani jak w roku obecnym.

Biuro Prasowe Targów, podobnie jak w roku ubiegłym, ograniczyło się do przydzielenia biletów bezpłatnego wejścia dla redaktorów prasy technicznej. Nie umożliwiono uczestniczenia w konferencjach prasowych, urządzanych w pawilonach wystawców zagranicznych. Utrudniało to pracę, ponieważ często przez wiele godzin poszczególne pawilony były wówczas niedostępne dla „kopciuszków” z prasy technicznej.

Z działalności Informacji Technicznej NOT wysłannik „Techniki Lotniczej” nie potrafił wynieść żadnych korzyści lub pomocy.

Informacja Zarządu Targów również była bardzo słaba, o czym mogliśmy się przekonać osobiście, daremnie usiłując ustalić istnienie na Targach ekspozycji P.L.L. LOT. Okazało się, że nie ma spisu wystawców krajowych.

\* \* \*

Główny pokaz lotniczy na Targach znajdował się na stoisku Motoimportu. Na otwartej przestrzeni wystawiono: — śmigłowiec SM 1, produkowany w kraju z licencji radzieckiej, — samolot szkolno-treningowy TS 8 „Bies”, obok którego ustawiono dużą fotografię samolotu w locie i tablicę informującą o zdobyciu trzech rekordów międzynarodowych: wysokość 7084 m, przelot na trójkącie 300 km — 2850 km,

prędkość na obwodzie zamkniętym 2000 km — 317 km/h (jeszcze nie zatwierdzony przez FAI).

— samolot czteroosobowy JAK 12, budowany z licencji radzieckiej,

— trzy szybowce: ABC, Jaskółka i Bocian, obok których ustawiono duże powiększenie fotografii premiera Indii Nehru, który odbył lot na szybowcu Bocian pilotowanym przez rekordzistkę świata Wandę Szemplińską, podczas pobytu naszej ekipy w Indiach w 1955 r., — wyciągarkę Żubr i ściągarkę Ryś.

W znajdującym się obok, przykrytym płóciennym daszkiem, ażurowym pomieszczeniu, zgromadzono w dwóch gablotach:

— lotnicze przyrządy pokładowe,  
— urządzenie pomiarowe do badania obwodu statycznego i dynamicznego przyrządów pokładowych,  
— membrany, rurki Bourdona i mieszki sprężyste,  
— pompy, filtry i inne agregaty paliwowe i hydrauliczne,  
— barometr aneroidowy,  
— tłokowe spalinowe silniki modelarskie — Jaskółka, Sokół — do modeli latających i pływających.

Nad gablotami wisiały trzy redukcyjne modele latające samolotów z tymi silnikami, na gablocie stała łódź motorowa — model również z tym silnikiem.

Po raz pierwszy wystąpiliśmy na Targach z tymi eksponatami. Wzbudzały one duże zainteresowanie, szkoda że większość z nich była anonimowa — brakowało tabliczek z objaśnieniami.

Obok zorganizowano stoisko próbne tych silników modelarskich, na którym demonstrował je twórca Stanisław Górski z Mielca. Pokazy te cieszyły się dużym powodzeniem tłumów zwiedzających; zainteresowali się nimi również goście zagraniczni. Może nawet zaczniemy eksportować te silniki. Wydaje się, że zakład mielecki postawił na „dobrego konia”, uruchomienie bowiem seryjnej produkcji silników modelarskich może się stać dlań źródłem dewiz. Trzeba podkreślić przy tym, że firma Zeiss z Jeny (NRD) wystąpiła ze swoimi silnikami modelarskimi, które stanowią u nich zupełnie określoną pozycję planu produkcyjnego.

W pobliżu, również na stoisku Motoimportu, umieszczono inne wyroby „nielotnicze”, naszych wytwórni lotniczych: silnik rowerowy, silnik kajakowy (członkowie zakładowego Koła PTTK z WSK-Wrocław przyplłynęli na Targi z Wielunia do Poznania — około 340 km — używając tych silników), motocykle do zawodów żużlowych FIS. W innych pawilonach znaleźliśmy także wyroby przemysłu lotniczego i pomocniczego: przemysłowy przepływomierz pływakowy, wstrząsarka, butle stalowe do gazów sprężonych, elektryczne urządzenia lotnicze — wyłączniki, przełączniki, złącza, lampy pokładowe i inne.

Samolot Bies, śmigłowiec SM 1 i samolot JAK 12, ciągnący cztery szybowce, odbywały loty nad terenem Targów, jednakże na „przepisowej” wysokości, co obniżało atrakcyjność tych przelotów.

\* \* \*

Czechosłowacja podobnie jak w roku ubiegłym nie miała statycznego pokazu lotniczego. Natomiast nad Targami latał samolot Super Aero (czterooosobowy, dwusilnikowy — Walter Minor 4-III po 105 KM), którego pilot pokazywał w brawurowy sposób doskonale właściwości tego samolotu. Dzięki uprzejmości przedstawicieli czechosłowackiej firmy Omnipol mieliśmy sposobność nie tylko obejrzeć na lotnisku ten samolot, ale i dokonać krótkiego lotu nad Targami. Samolot ten budowany jest w dużych seriach, termin dostawy: 1 (słownie: jeden) tydzień. Samolot jest dużym osiągnięciem lotniczego przemysłu Czechosłowacji. Bierze on udział w licznych zawodach lotniczych i uzyskuje dobre wyniki (ostatnio w Południowej Afryce — pierwsze miejsce). W stoisku firmy Omnipol uzyskaliśmy materiały informacyjne o samolotach: Super Aero, Meta Sokol, Brigadyr, Zlin Trener Z 126 i Z 226, o silnikach: Praga Doris B, Walter Mikron III, Minor 6-III, M 332 (moc 140 KM, wtryskowy, ze sprężarką — rozwinięcie Walter Minor 4), o wyciągarce szybowcowej Herkules III i o sprzęcie do oświetlania lotnisk.

Zagraniczne linie lotnicze w pomysłowy sposób reklamowały się na terenie Targów. W pawilonie holenderskim KLM — wystawiła model samolotu Constellation, częściowo pokryty pleksiglasem, co pozwalało na obejrzenie wnętrza, z wirującymi śmigłami wszystkich czterech silników. SABENA, w pawilonie belgijskim, pokazała ładne fotografie i mapy tras. Air India International, w pawilonie Indii, pokazały dwa modele samolotu Constellation, proporczyki, oraz śmieszna figurkę, która przyciągała wzrok, zwłaszcza dzieci. SAS wywiesiły swoje niezwykle barwne afisze w jednej z alei na terenie Targów, wskazując za pomocą charakterystycznych zwierząt i ptaków części świata, w których utrzymują linie lotnicze. Szkoda, że P.L.L. LOT w tym roku nie zorganizowały jakiegoś pokazu na Targach. Chciałby mogły wystawić afisze nadesłane na ich konkurs.

Zgodnie z tradycją przeprowadziliśmy poszukiwania eksponatów lotniczych lub przydatnych dla lotnictwa na Targach. Spośród odnalezionych wymieniamy ciekawsze.

W pawilonie NRD w dwóch stoiskach znaleźliśmy modelarskie silniki tłokowe: Aktivist — Zeissa i WILO z Dessau.

W pawilonie ZSRR zawieszono liczne gabloty, zawierające próbki wyrobów walcowanych ze stopów aluminium, różnych kształtów i przekrojów, przeznaczonych — między innymi — dla przemysłu lotniczego (różnorodność tych profili może być pouczająca dla naszych walcowni stopów lekkich).

Firma holenderska PEJA Produkten z Arnhem pokazała modele ciekawszych urządzeń „Safe-Power”, firmy Unicum z Weert, do podnoszenia i przewożenia uszkodzonych samolotów, urządzeń dźwigowych przeznaczonych zwłaszcza do wymiany całych grup napędowych w samolotach oraz stojaków samolotowych o napędzie hydraulicznym z ręczną pompą. Wystawiła ona również trzy takiego rodzaju stojaki (do 12 T) w oryginalnych rozmiarach.

Na stoisku francuskiej firmy Technique du Verre Tissé znaleźliśmy oryginalny hełm lotniczy, stosowany powszechnie na Zachodzie, wykonany z tworzyw sztucznych, tkaniny szklane służące do izolacji cieplnej oraz rurki i tkaniny nasycane do izolowania przewodów elektrycznych.

Brytyjska firma Marconi's Wireless Telegraph Company

Ltd pokazała jedynie kilka fotografii wnętrza kabin radiowych samolotów wyposażonych w wytwarzany przez nią sprzęt radiowy.

Brytyjska firma PYE Limited dysponowała bogatym materiałem informacyjnym o swych urządzeniach radiowych dla lotnictwa.

Fińska firma Osakeyhtiö Mahogany umieszczeniem fotografii szybowca zwróciła uwagę na swoje wyroby z drewna, a zwłaszcza sklejkę lotniczą.

Na stoisku firmy Siemens-Schuckertwerke Aktiengesellschaft (NRF) znaleźliśmy urządzenia do oświetlenia portów lotniczych, ustawione na tle planszy przedstawiającej samolot, który przygotowuje się do lądowania w nocy na oświetlonym pasie nowoczesnego lotniska.

Firma Röhm & Haas GmbH z Darmstadt (NRF) udostępniła nam obfitą dokumentację dotyczącą wszechstronnego wykorzystania i właściwości pleksiglasu, jednakże materiały te zupełnie przemilczają zastosowanie tego tworzywa w lotnictwie.

Pan Aleksander Zinke z firmy Carl Freudenberg Simrit-Werk z Weinheim (NRF), biegle władający językiem polskim, niezależnie od odczytu urządzonego w Klubie Techniki NOT w Poznaniu, udzielił nam wyczerpujących informacji o wzbudzających duże zainteresowanie nowego rodzaju uszczelkach do urządzeń hydraulicznych i pneumatycznych z różnych typów tworzyw sztucznych.

\* \* \*

Odrębne miejsce należy się książce technicznej, bogato reprezentowanej na Targach w ramach Drugich Międzynarodowych Targów Księgarskich. Wymieniamy publikacje lotnicze: wśród brytyjskich książek znaleźliśmy dwie z „Cambridge Aeronautical Series”, u Mc Graw Hill Book Co z USA obejrzelśmy trzy książki lotnicze wydawnictwa „Northrop Aeronautical Institute”. U Springera (NRF) znaleźliśmy nowe wydanie „Fluglehre” v. Misesa i Hohenemsera oraz „Hubschrauberkehr” w opracowaniu prof. Piratha i jego współpracowników. Obejrzelśmy szwajcarską Stemmera „Raketenantriebe”, czeską Dudy „Letecke přístroje”, oraz liczne niemieckie (NRF) słowniki lotnicze i książki z cyklu „Die Bücher der Luftfahrtpraxis”, jak również nowe wydanie „Handbuch des Segelfliegens” Hirtha. Ponadto widzieliśmy czasopisma niemieckie „Luftfahrt-technik” i „Flugwelt”. To ostatnie może nam zaimponować — kwietniowy zeszyt roku 1957 osiągnął nakład 20 000 egzemplarzy (!).

\* \* \*

Oceniając XXVI Targi Poznańskie można stwierdzić, co następuje:

— W dalszym ciągu masowe wycieczki umęczonych turystów utrudniają pracę fachowcom, trzeba raz z tym skończyć radykalnie.

— Organizacja wyżywienia i zakwaterowania w tym roku nie dopisała. Zasłyszane zdanie pewnego cudzoziemca, wyczekującego na głodno godzinami w zastrzeżonej dla cudzoziemców restauracji — to jest sabotaż wobec własnego kraju — najlepiej charakteryzuje te niedociągnięcia.

— Należy starannie przygotować wszelkie informacje, zwłaszcza drukowane, szczególnie w językach obcych. Znaleźliśmy wiele poważnych błędów merytorycznych w drukach opracowanych nawet przez intyuty naukowe.

\* \* \*

Sprawozdanie niniejsze zamieszczamy bez ilustracji z powodu trudności drukarskich ze względu na brak czasu na wykonanie klisz. Zamieścimy je w zeszyt następnym.

Wpłynęło w dniu 18 czerwca 1957 r.

Mgr inż. KRZYSZTOF KUNACHOWICZ

## Anteny lotnicze

Artykuł wprowadza w zagadnienie anten lotniczych. Omówione są ich charakterystyczne cechy wskazujące na konieczność odrębnego traktowania tego przedmiotu od anten nielotniczych. Podano przegląd stosowanych na samolotach systemów antenowych od fal długich do ultrakrótkich, przy czym niektóre z przytoczonych anten stanowią część zasadniczej konstrukcji samolotu. Podkreślono konieczność wczesnej współpracy inżynierów projektujących konstrukcje lotnicze ze specjalistami od anten. Artykuł przeznaczony jest dla inżynierów konstruktorów lotniczych i radiotechników pracujących w lotnictwie.

### WSTĘP

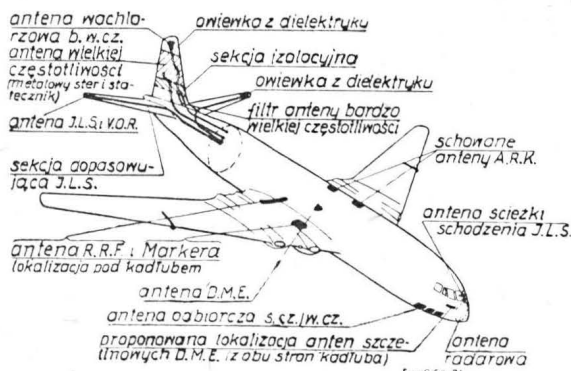
Nowoczesne samoloty posiadają bogate wyposażenie radiowe. Należą tu urządzenia radiokomunikacyjne na bliskie i dalekie odległości, urządzenia radionawigacyjne różnych rodzajów i szeroko stosowane pomoce do lądowania. Wymienione wyposażenie wymaga odpowiednich anten, nieraz po kilka na jedno urządzenie. Najbardziej atrakcyjne, stojące na wysokim poziomie techniki urządzenie radiowe bez odpowiedniej anteny będzie całkowicie nie wykorzystane, tym samym bez wartości użytkowej, co w następstwie deklasyfikuje cały samolot. Z racji swej obecności na samolocie anteny te powinny stanowić przedmiot wspólnego zainteresowania inżynierów konstruktorów lotniczych i inżynierów radiotechników.

### CHARAKTERYSTYCZNE CECHY ANTEN LOTNICZYCH

Warunki pracy anten lotniczych dość daleko odbiegają od normalnie występujących przy antenach naziemnych. Najważniejsze specyficzne cechy anten lotniczych, przemawiające za potrzebą odrębnego ich traktowania, podane są niżej.

#### Powiązanie z aerodynamicznymi i konstrukcyjnymi własnościami samolotu

Przy wzroście prędkości samolotu opory stawiane przez anteny zewnętrzne nie są do pominięcia. Do liczby Macha  $Ma = 0,6$  opór jaki stawiają anteny wzrasta proporcjonalnie do kwadratu prędkości, później — jak wiadomo — następuje szybki wzrost oporu. Anteny zewnętrzne samolotu DC 6 dla prędkości 860 km/h powodują stratę mocy odpowiadającą mocy 900 KM (lit. 3). Z tego powodu powojenna technika anten lotniczych poszła w kierunku opracowań anten niskooporowych, względnie bezoporowych. Należą tu anteny wpuszczane, szczelinowe, wrębowe i anteny powstałe przez wykorzystanie konstrukcji samolotu, na przykład części statecznika czy skrzydła, jako elementów promieniujących bezpośrednio lub też powodujących wzbudzenie całego samolotu, który wtedy może być traktowany jak antena, względnie układ anten. Ten ostatni przypadek jest szczególnie ważny, gdy długość fali wysyłanej jest współmierna z długością skrzydeł, kadłuba lub statecznika.



Rys. 1. System antenowy samolotu Comet

Istnieje szereg możliwych atrakcyjnych rozwiązań z punktu widzenia aerodynamicznego, ale ich realizacja jest do pomyślenia tylko przy ścisłej współpracy inżynierów projektujących anteny z konstruktorami danego samolotu już przy desce rysunkowej podczas opracowania koncepcji konstrukcji. Często na gotowym samolocie trudno znaleźć miejsce z powodów konstrukcyjnych,

które można by zakwalifikować jako dostateczne z punktu widzenia wymagań radiotechnicznych. Anteny nie mogą pogarszać własności konstrukcyjnych samolotu, z drugiej strony ich umieszczenie jest podyktowane względami funkcjonalnymi i często konieczny jest kompromis. Przy nowoczesnych antenach wpuszczonych sprawa jest trudniejsza niż przy antenach zewnętrznych. Przykładem nowoczesnego rozwiązania systemu antenowego są anteny samolotu „Comet” (rys. 1).

#### Obecność przewodzącej konstrukcji samolotu

Z elektromagnetycznego punktu widzenia przy antenach lotniczych występują złożone warunki promieniowania z powodu bezpośredniej bliskości elementów konstrukcji samolotu. W normalnych antenach naziemnych mamy zazwyczaj do czynienia z pojęciem tzw. wolnej przestrzeni lub z przewodzącą powierzchnią ziemi. Na samolocie natomiast występują skomplikowane odbicia fal elektromagnetycznych co wpływa w sposób istotny na przestrzenny rozkład promieniowania, a w konsekwencji na zasięg danego urządzenia. Przy urządzeniach do namierzania radiowego pojawiają się poważne błędy. Bliskość przewodzących powierzchni wpływa też na inne parametry anteny.

Anteny lotnicze pracują w bardzo szerokim zakresie częstotliwości, od fal długich przez średnie, krótkie, ultrakrótkie — do mikrofali. Zależnie od długości fali istotnie zmienia się sposób obliczenia, konstrukcji i pomiarów.

Bardzo często stawiane są antenom specjalne wymagania co do kierunkowości i polaryzacji w związku z potrzebami systemu, który obsługuje.

#### Zagadnienia materiałowe

Znalezienie odpowiednich materiałów izolacyjnych stanowi tutaj dość poważny problem. Oprócz wysokich własności radiotechnicznych dla wielkich częstotliwości muszą one posiadać odpowiednią wytrzymałość mechaniczną, odporność na wpływy temperatury, oblodzenie, wilgotność i tym podobne czynniki występujące w locie. Często niektóre elementy konstrukcji samolotu muszą być całkowicie izolowane, kiedy indziej część powierzchni nośnej, na przykład odcinek skrzydła lub część statecznika zostaje zastąpiona materiałem izolacyjnym. Rozwój anten w dużej mierze jest uzależniony od postępu w dziedzinie materiałów izolacyjnych. Przy antenach zewnętrznych nie można zapominać o wymaganiach wytrzymałościowych w związku z działającymi siłami i możliwością występowania rezonansów mechanicznych.

#### Podstawowe parametry anteny

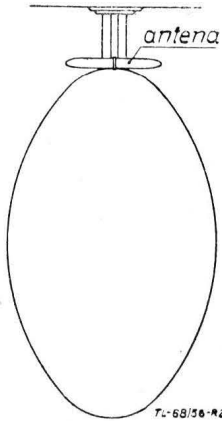
Zadaniem anteny nadawczej jest wypromieniowanie energii elektromagnetycznej. Do zacisków anteny jest przyłożona siła elektromotoryczna wielkiej częstotliwości wytworzona w urządzeniu nadawczym. Ta siła elektromotoryczna jest przyczyną powstania prądów w przewodach anteny, które powodują z kolei pole elektromagnetyczne w przestrzeni otaczającej antenę.

W antenie odbiorczej, umieszczonej w polu elektromagnetycznym, indukuje się siła elektromotoryczna. Otrzymane napięcie na zaciskach anteny doprowadza się do urządzenia odbiorczego. Wiele własności anten jest niezależnych od tego, czy antena jest nadawcza, czy odbiorcza.

#### Charakterystyka promieniowania

Natężenie pola EM pochodzące z jakiegokolwiek anteny jest różne w tej samej odległości w różnych kierunkach od nadajnika. Pojęcie o tym jak kształtuje się rozsył energii

z danej anteny czy układu anten daje nam charakterystyka promieniowania. Jest to miejsce geometryczne punktów o jednakowym natężeniu pola, ogólnie utwór przestrzenny. Zwykle jednak rozpatruje się rozsył promieniowania w jakiejś płaszczyźnie. W naszym przypadku interesująca jest charakterystyka w płaszczyznach poziomej i pionowej przechodzącej przez os symetrii samolotu.



Rys. 2. Charakterystyka promieniowania anteny wysokościomierza radiowego

Warunki określające kształt charakterystyki wynikają z rodzaju służby, jakie spełnia dane urządzenie radiowe. W pewnych przypadkach zależy nam na charakterystyce możliwie dookólnej, na przykład przy radiokomunikacji, kiedy indziej na możliwie kierunkowej, na przykład przy wysokościomierzu radiowym (rys. 2).

**Impedancja wejściowa i dopasowanie anteny**

Impedancja wejściowa anteny, to jest suma oporności czynnej i biernej mierzonych na zaciskach wejściowych anteny, zależy od częstotliwości pracy. Dla dostrojenia anteny do rezonansu należy dołączyć odpowiednie oporności bierne (indukcyjność lub pojemność) tak, aby pozostała tylko składowa czynna oporności. Na dołączonych elementach powstają nieuniknione straty. Antena jest zasilana z nadajnika najczęściej kablem koncentrycznym. Jeżeli oporność wejściowa anteny odbiega od tzw. oporności falowej kabla (wielkość stała dla danego kabla), to następuje częściowe odbicie energii, część jej nie dochodzi do anteny i wraca do nadajnika. Mamy wtedy przypadek niedopasowania anteny do linii zasilającej. Często dopasowanie jest możliwe dopiero po zastosowaniu dodatkowych elementów.

**Oporność promieniowania i oporność strat**

Moc doprowadzona do anteny zostaje częściowo wypromieniowana, częśćowo zaś zamienia się na ciepło jako moc strat. Przyjmujemy, że moc wypromieniowana wydziela się na pewnym oporze, który nazywamy oporem promieniowania, moc strat zaś — na oporze strat. Sprawność anteny jest tym większa im większy jest stosunek oporu promieniowania do oporu strat. Opór promieniowania zależy od stosunku długości anteny do długości fali wypromieniowanej.

**Polaryzacja anteny**

Określenie polaryzacji anteny jest związane z kierunkiem składowej elektrycznej fali elektromagnetycznej, wypromieniowanej przez antenę. Jeżeli ta składowa ma kierunek poziomy, to fala jest spolaryzowana poziomo i wysyłana przez antenę o takiej polaryzacji. Analogicznie mówimy o polaryzacji pionowej. Gdy dwie anteny, nadawcza i odbiorcza, mają przeciwne polaryzacje, to — mimo dużej mocy w antenie nadawczej — nie odbierzemy sygnału w antenie odbiorczej (jeśli nie nastąpi zmiana polaryzacji fali wysyłanej).

W antenach lotniczych w pewnych przypadkach polaryzacja jest dowolna, w innych natomiast powinna być określona. Radiokompas wymaga polaryzacji pionowej a system VOR — poziomej.

**PODZIAŁ ANTEN LOTNICZYCH**

Przy rozpatrywaniu anten lotniczych celowe jest podzielenie rozpatrywanego zagadnienia w zależności od częstotliwości pracy anteny (długości fali). Za takim podziałem przemawia różny wpływ konstrukcji samolotu na charakterystyki promieniowania w zależności od stosunku długości fali do wymiarów samolotu. Powszechnie przyjęty podział jest następujący:

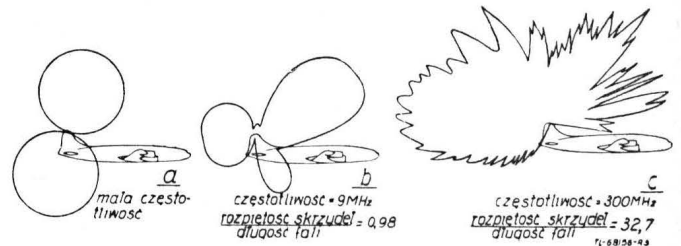
- 1) zakres małych częstotliwości,
- 2) zakres rezonansu podłużnego,
- 3) zakres rezonansu poprzecznego.

Poszczególne zakresy są wyznaczone wielkością wymienionego stosunku, zatem granice między nimi nie są sztywne i nie określa się ich ściśle. Inaczej będą wyglądały dla dużych samolotów, inaczej zaś — dla małych.

Rysunek 3 podaje typowe zmiany w charakterystyce promieniowania dla poszczególnych zakresów anteny samolotu DC 4, umieszczonej w stateczniku pionowym. Część górna statecznika pionowego zostaje izolowana od reszty konstrukcji i zasilana kablem koncentrycznym z nadajnika.

W zakresie małych częstotliwości wszystkie wymiary samolotu są znacznie mniejsze od długości fali. Charakterystyka promieniowania posiada kształt regularny, analogiczny do zwykłego dipola (rys. 3a).

W zakresie rezonansu podłużnego większe wymiary samolotu, jak długość kadłuba lub rozpiętość skrzydeł, są współmierne z długością fali, na której pracuje antena. Charakterystyka jest bardziej skomplikowana, ma kształt wielolistkowy wskutek odpromieniowań od większych elementów konstrukcji (rys. 3b).



Rys. 3. Typowe charakterystyki promieniowania anteny odcinkowej w stateczniku samolotu DC-4, a) dla zakresu małej częstotliwości, b) dla zakresu rezonansu podłużnego, c) dla zakresu rezonansu poprzecznego

Dla zakresu rezonansu poprzecznego wszystkie wymiary samolotu są porównywalne z długością fali, a niekiedy ją znacznie przewyższają. Promieniowanie rozchodzi się zgodnie z prawami optyki. W wyniku wzajemnego nakładania się fal odbitych o różnych fazach, charaktery-

**TABELA**  
Zestawienie typowego wyposażenia radiowego stosowanego w lotnictwie

Częstotliwość	Rodzaj służby	Zakres częstotliwości	Orientacyjna długość fali	Polaryzacja	Charakterystyka promieniowania	
Mała	Decca	70–120 kHz	3000 m	—	dookólna	
	Komunikacja	150–500 kHz	1000 m	—	dookólna	
	Radio-kompas	150–1500kHz	2000–200 m	pionowa pożądana	kierunkowa	
	Loran	1750–2000kHz	150 m	pionowa	dookólna	
Wielka	Komunikacja	2–30 MHz	150–10 m	—	dookólna	
	Bardzo wielka	Gee	20–85 MHz	15–3,5 m	pionowa	dookólna
Komunikacja		100–150 MHz	3–2 m	pionowa	dookólna	
ILS lokalizator główny		108–112 MHz	ok. 3 m	pozioma	w przód i w dół	
Marker		75 MHz	4 m	pozioma	w dół	
Scieżka schodzenia		328–336 MHz	ok. 0,9 m	pozioma	w przód i w dół	
VOR		112–118 MHz	ok. 2,9 m	pozioma	dookólna	
Ultra-wielka	Komunikacja	157–197 MHz	ok. 1,7 m	pionowa	—	
		200–240 MHz	1,5 m	pionowa	w przód	
	Wysokościomierz radiowy	440 MHz	ok. 1 m	pionowa	dookólna	
Super-wielka	Radar	DME 1000	960–1215 MHz	ok. 30 cm	pionowa	w dół
		4200 MHz	ok. 7 cm	—	w dół	
		3000–9000MHz	10–3,3 cm	—	wiązka kierunkowa	

styka posiada nieregularny kształt o wybitnych, ostro zaznaczonych maksimach i minimach promieniowania. Równocześnie zaznacza się wyraźnie cieniowanie przez powierzchnie metalowe stojące na drodze promieniowania (rys. 3c).

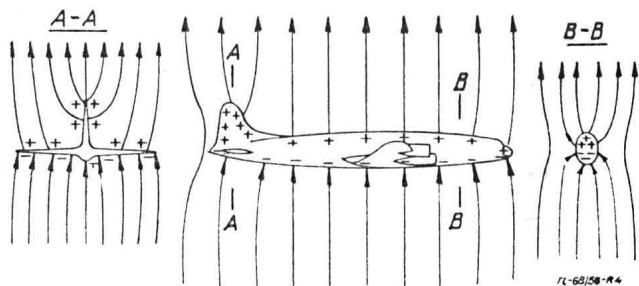
W tabeli podano zestawienie typowego wyposażenia radiowego stosowanego w lotnictwie, ułożone według częstotliwości od fal najdłuższych do najkrótszych. Tabela została uzupełniona wymaganiami stawianymi odpowiednim antenom co do polaryzacji i kierunkowości (lit. 5).

**ANTENY MAŁEJ CZĘSTOTLIWOŚCI**

W zakresie małych częstotliwości w lotnictwie stosowane są urządzenia radiokomunikacyjne na duże odległości oraz urządzenia radionawigacyjne Decca, Loran i radiokomпасы.

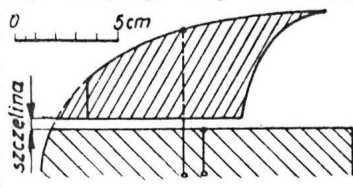
Dla radiokomunikacji długofalowej była dawniej powszechnie stosowana antena zwisowa, wypuszczana z samolotu w czasie lotu. Przez zmianę długości można łatwo bez dodatkowych strat dostroić antenę do rezonansu na wybranej częstotliwości pracy. Wskutek stosunkowo dużej długości antena posiada względnie wysoki opór promieniowania, co jest równoznaczne z osiągnięciem dobrej sprawności. Z drugiej strony antena taka posiada szereg wad. Ukośne położenie przewodnika jest przyczyną powstania fali ukośnie spolaryzowanej, co powoduje błędy przy określaniu położenia samolotu przez stację goniometryczną. Posługiwanie się taką anteną na ziemi, względnie na małych wysokościach i w lotach grupowych, jest niemożliwe. Z powodu dużej długości anteny opory opływu dla szybkich samolotów są znaczne. Dla tych wszystkich przyczyn anteny zwisowe nie są stosowane w nowoczesnych samolotach.

Gdy długość fali wysłanej czy odbieranej jest znacznie większa od wymiarów samolotu, co jest słuszne dla omawianego zakresu częstotliwości, można przy rozpatrywaniu wpływu jaki wywiera metalowa konstrukcja na pole elektromagnetyczne przyjąć z pomijalnym błędem statyczność pola (lit. 1). Natężenie pola w pobliżu konstrukcji i rozkład ładunku na powierzchni są takie same, jak gdyby samolot znajdował się w polu elektrostatycznym z tym, że zmienia się jego wartość zgodnie z częstotliwością radiową. Dla fali spolaryzowanej pionowo rozdział ładunku na powierzchni samolotu i deformacja pierwotnego pola są przedstawione na rys. 4. Widzimy, że maksymalny ładunek indukuje się w okolicach sta-



Rys. 4. Deformacja pola i rozkład ładunku na powierzchni samolotu umieszczonego w polu elektrycznym o polaryzacji pionowej

tecznika pionowego, co wskazuje, że to właśnie miejsce jest najwłaściwsze dla umieszczenia anteny. W praktyce rzeczywiście w stateczniku często jest umieszczona antena systemu Loran (system radionawigacyjny, hyperboliczny pracujący impulsami). Pokrycie metalowe górnej części statecznika pionowego zostaje zastąpione osłoną dielektryczną, wewnątrz której znajduje się właściwa antena (rys. 5). Wielkość szczeliny pomiędzy anteną i metalową częścią statecznika istotnie wpływa na elektryczne własności anteny. Optymalna wielkość zależy od parametrów obwodu wejściowego urządzenia odbiorczego. Antena ta nie wprowadza dodatkowych oporów opływu.

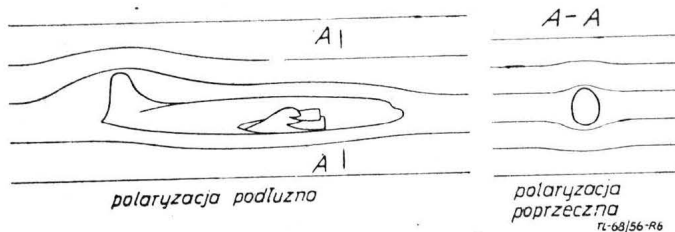


Rys. 5. Antena urządzenia Loran samolotu DC-6B

Urządzeniem powszechnie używanym w tym zakresie częstotliwości jest automatyczny radiokomпас. Wymaga on dwu anten, ramowej o charakterystyce ósemki w celu określenia kierunku i anteny o charakterystyce dookól-

nej — dla określenia strony namiaru. Antena ramowa radiokomпасu jest elementem dostarczonym przez wytwórnictwo radiotechniczne i zadaniem konstruktora wyposażenia samolotu jest sprowadzone do właściwego umieszczenia anteny, zapewniającego odpowiednią czułość i minimum błędów radiodewiacyjnych. Przychoǳąca fala elektromagnetyczna indukuje prądy szybkozmienne w metalowych częściach konstrukcji, które w ten sposób stają się wtórnymi radiatorami. W wyniku — na antenę ramową działa wypadkowe pole elektromagnetyczne zniekształcone w stosunku do pierwotnego. Antena ustawia się zgodnie z polem wypadkowym. W ten sposób powstają błędy dochodzące do około 30 stopni. Błąd zmienia się przy zmianie kierunku przychoǳącej fali w stosunku do osi samolotu. Krzywa błędów posiada znany przebieg kwadrantowy. Kompensacja błędów może być przeprowadzona albo mechanicznie za pomocą kompensatora grzebieniowego, albo przez wprowadzenie dodatkowych elementów odpromieniowujących, umieszczonych w pobliżu anteny ramowej.

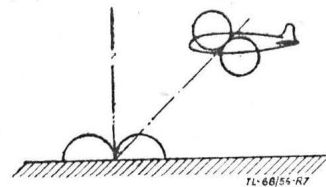
Przy tych długościach fal konstrukcja samolotu powoduje zagęszczenie linii pola w pobliżu kadłuba w płaszczyźnie symetrii (rys. 6).



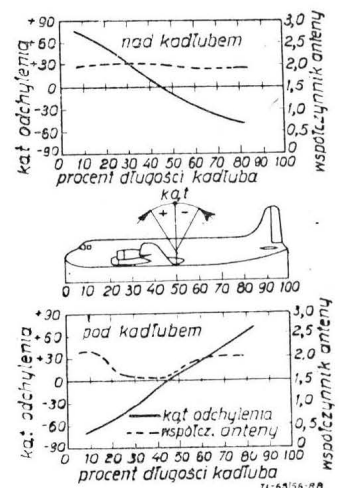
Rys. 6. Deformacja pola magnetycznego przez konstrukcję samolotu dla podłużnej i poprzecznej polaryzacji

Z tego powodu umieszczenie anteny pod lub nad kadłubem w płaszczyźnie symetrii jest najwłaściwsze, ponieważ powoduje wzrost napięcia indukowanego w antenie ramowej. Dawniej stosowano anteny zewnętrzne, obecnie w powszechnym użyciu są anteny całkowicie schowane. W pokroju samolotu nad lub pod anteną znajduje się materiał dielektryczny, nie zmieniający opływu samolotu.

Druga antena radiokomпасu, konieczna do określenia strony namiaru, stawia dodatkowe wymagania. Jej charakterystyka promieniowania winna być tak jak dipola pionowego. Chodzi o to, aby kierunek zerowego odbioru był prostopadły do linii lotu, inaczej nastąpi błędne określenie momentu przelotu w stożku ciszy nad radiolatarnią (rys. 7). Wielkość odchylenia od pionu kierunku zerowego odbioru zależy od usytuowania anteny na samolocie. Okazuje się, że na każdym samolocie istnieją tylko dwa miejsca na prawidłowe umieszczenie anteny. Jedno nad, drugie pod kadłubem. Wykres (rys. 8) podaje kąt odchylenia od pionu w funkcji odległości umieszczenia anteny od początku kadłuba. Konstrukcja samolotu powoduje ponadto zmianę pierwotnego natężenia pola. Na rys. 8 podany jest również współczynnik określający wzrost efektywnej długości anteny wskutek wzrostu natężenia pola w pobliżu kadłuba samolotu w stosunku do anteny umieszczonej nad płaszczyznę przewodzącą. Widać na wykresie wpływ ekranowania skrzydeł (lit. 1, 9). W praktyce anteny te są wykonane jako drutowe typu T lub L, w nowszym rozwiązywaniu



Rys. 7. Błędne określenie przelotu nad radiolatarnią wskutek pochylenia charakterystyki anteny



Rys. 8. Kąt odchylenia od pionu kierunku zerowego odbioru i współczynnik wzrostu efektywnej długości anteny

spotykane są prętowe lub mieczowe. Dla szybkich samolotów, gdy potrzeba zmniejszyć opór opływu, można wprawić antenę w wykonaną ze szkła organicznego osłonę kabiny w taki sposób, aby nie zmniejszała pola widzenia.

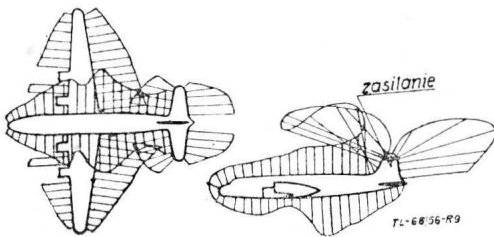
**ANTENY ZAKRESU REZONANSU PODŁUŻNEGO**

Ten zakres rozciąga się na częstotliwości od 3 do 30 MHz, co odpowiada długości fali od 100 do 10 m. Większe wymiary samolotu — jak rozpiętość skrzydeł czy długość kadłuba — są współmierne z długością fali. Konstrukcja samolotu względnie jej część wykonana z materiału dobrze przewodzącego może doskonale służyć jako antena. Zewnętrzne układy antenowe mogą być całkowicie wyeliminowane.

Główne zastosowanie urządzeń radiowych w tym zakresie częstotliwości to radiokomunikacja na bliskie i dalekie odległości. Nowoczesne wymagania żądają, aby samolot miał pewną łączność z lotniskiem macierzystym i docelowym oraz punktami na trasie, niezależnie od pory dnia i odległości. Z tego powodu zachodzi konieczność pracy na różnych częstotliwościach odpowiednio do odległości i warunków jonosferycznych. Punkty, z którymi samolot winien utrzymać łączność stale zmieniają w stosunku do niego tak odległość jak kąt azymutu i elewacji.

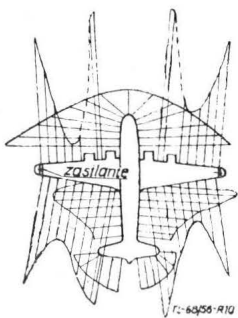
Charakterystyka promieniowania anteny w płaszczyźnie poziomej powinna być dookólna, a praktyka wykazała, że dla częstotliwości powyżej 6 MHz najważniejsze jest pokrycie kąta elewacji 30 stopni powyżej i poniżej horyzontu. Z racji pracy na różnych częstotliwościach bardziej złożone staje się zagadnienie dopasowania anteny do kabla zasilającego. Zaprojektowanie anteny w tym zakresie sprowadza się do wybierania takiego wzbudzenia konstrukcji samolotu, które zapewni wystarczającą sprawność i właściwą charakterystykę promieniowania z uwzględnieniem warunków aerodynamicznych i konstrukcyjnych.

Istnieje szereg sposobów wzbudzenia konstrukcji samolotu: przez zasilanie odcinka skrzydła lub statecznika z pomocą stałej anteny drutowej lub różnych sposobów zasilania równoległego. Zależnie od przyjętego układu za-



Rys. 9. Rozkład gęstości powierzchniowej prądu wielkiej częstotliwości na samolocie DC-6 przy wzbudzeniu anteną odcinkową na stateczniku

silania kształtuje się rozplływ prądu wielkiej częstotliwości po konstrukcji i zmieniają się własności samolotu jako anteny (lit. 1, 7). Rys. 9 przedstawia przykładowo rozplływ prądu przy zasilaniu odcinka statecznika pionowego. Odcinki prostopadłe do obrzeża samolotu podają



Rys. 10. Rozkład gęstości powierzchniowej prądu wielkiej częstotliwości na samolocie DC-4 przy antenach odcinkowych skrzydłowych

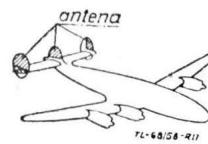
anteny (rys. 14). Kolejno zostaną krótko omówione najważniejsze anteny używane w tym zakresie częstotliwości:

**Antena stała drutowa**

Tego rodzaju antena należy do najstarszych, ciągle jeszcze stosowanych rozwiązań. W praktycznym wykonaniu zostaje rozciągnięty drut najczęściej pomiędzy masztem na kadłubie i statecznikiem pionowym. Antena taka odznacza się prostotą wykonania, będąc jednak urządzeniem zewnętrznym, wprowadza dodatkowe opory i jest narażona na uszkodzenia. Własności elektryczne nie są korzystne. Impedancja wejściowa ulega gwałtownym zmianom w funkcji częstotliwości w sposób zbliżony do impedancji linii długiej. Powoduje to znaczne straty związane z dopasowaniem i dostrojeniem anteny. Uważając tę antenę jako element wzbudzający promieniowanie całej konstrukcji, otrzymaną małą sztywność układu tłumaczymy słabym sprzężeniem występującym między drutem i kadłubem.

**Antena odcinkowa na stateczniku**

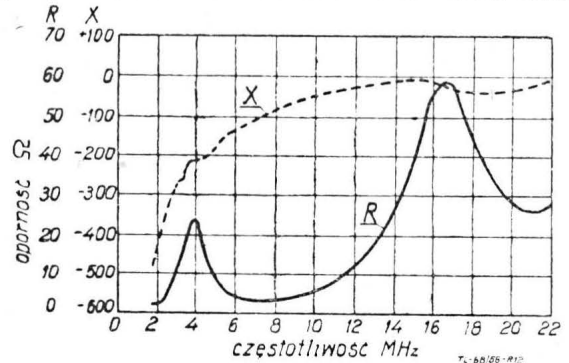
Część statecznika pionowego lub poziomego można izolować od pozostałej konstrukcji i zasilają z nadajnika. Otrzymujemy wtedy znacznie efektywniejsze wzbudzenia



Rys. 11. Różne rozwiązania anteny odcinkowej na stateczniku

konstrukcji samolotu. Różne możliwe rozwiązania podaje rys. 11. Zależnie od umieszczenia anteny zmienia się polaryzacja. Dobrą dookólną charakterystykę promieniowania przy polaryzacji pionowej otrzymujemy zasilając odcinek statecznika pionowego.

Impedancja wejściowa nie zmienia się tak gwałtownie jak przy antenie drutowej. Na rys. 12 podany jest wykres impedancji wejściowej anteny z zakończenia statecznika samolotu DC-4. Krzywa oporności posiada dwa maksima dla dróg rezonanso-

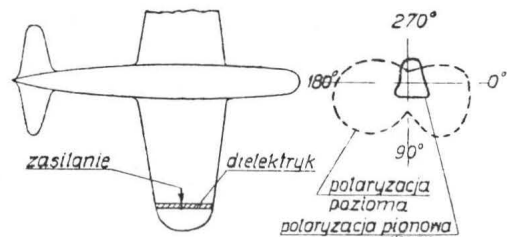


Rys. 12. Wykres impedancji wejściowej anteny odcinkowej na stateczniku samolotu DC-4

wych statecznik-kadłub-skrzydło około 4 MHz i statecznik pionowy—statecznik poziomy około 17 MHz. Krzywe są typowe dla takiego zasilania, zależnie zaś od wymiarów samolotów będą się zmieniały częstotliwości rezonansowe.

**Antena odcinkowa skrzydłowa**

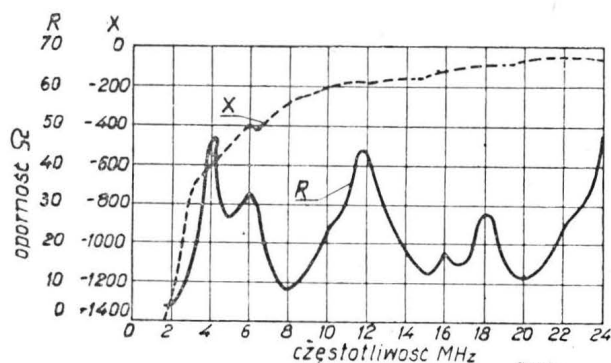
Zasilany jest izolowany odcinek jednego skrzydła albo symetrycznie oba końce skrzydeł (rys. 8). Charakterystyka promieniowania i sposób zasilania otrzymane przy badaniach na modelu są przedstawione na rys. 13.



Rys. 13. Antena odcinkowa skrzydłowa i jej charakterystyka promieniowania

Impedancja wejściowa (rys. 14) ma charakter ten sam co dla anteny omawianej poprzednio. Z powodu innego rozplwy prądu rezonanse występują dla innych częstotliwości.





Rys. 14. Wykres impedencji wejściowej anteny odcinkowej skrzydłowej samolotu DC-4

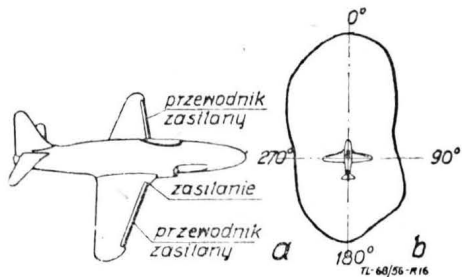
**Anteny zasilane równoległe**

Dalszą możliwość wzbudzenia konstrukcji samolotu daje zasilanie równoległe (lit. 12). Przewodnik izolowany od samolotu, zasilany z nadajnika, zostaje w pewnym miejscu zwarty z masą. Do tej grupy można zaliczyć zewnętrzną antenę drutową zwartą na końcu z samolotem. Zamiast zewnętrznego przewodnika można wydzielić i zasilić część konstrukcji samolotu (rys. 15). Badania wykazały, że najlepsze wyniki uzyskuje się, gdy przewodnik



Rys. 15. Zasilanie równoległe konstrukcji samolotu

umieszczony jest blisko krawędzi natarcia lub spływu skrzydła. Z powodu dużej gęstości strumienia magnetycznego w tych miejscach występuje dobre sprzężenie przewodnika ze skrzydłem, dające efektywne wzbudzenie konstrukcji. Mogą być zasilane albo jedno skrzydło, albo obydwie. Jeżeli część krawędzi natarcia zastąpi się materiałem dielektrycznym i wewnątrz umieści się przewodnik, to otrzymuje się antenę całkowicie schowaną

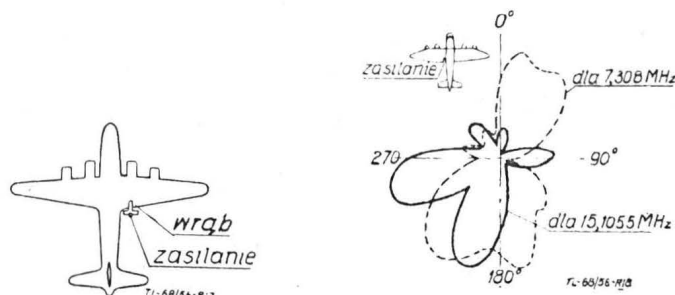


Rys. 16. a) zasilanie równoległe za pomocą przewodnika umieszczonego w krawędzi natarcia skrzydła, b) charakterystyka promieniowania modelu samolotu F-80 zasilanego równoległe

o dobrych własnościach elektrycznych. Rys. 16 przedstawia taką antenę modelu samolotu F 80 i jej charakterystykę promieniowania dla częstotliwości odpowiadającej 6 MHz pracy anteny rzeczywistego samolotu. Możliwe jest zasilanie równoległe innych elementów konstrukcji, na przykład statecznika.

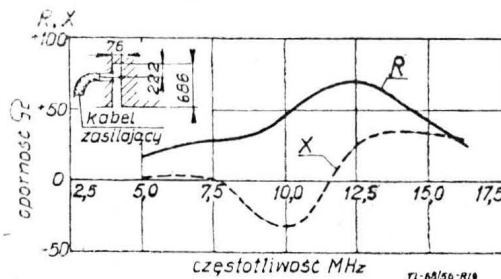
**Anteny wrębowe**

Antenę wrębową (lit. 4) otrzymujemy wycinając w metalowej powierzchni szczelinę prostopadłą do krawędzi i z jednej strony do niej przylegającą. Taka szczelina, określona dalej terminem wrąb, przy odpowiednim zasilaniu prądem wielkiej częstotliwości powoduje wzbudzenie i promieniowanie danej metalowej powierzchni (rys. 17). Wrąb na samolocie może być wykonany w miejscu, gdzie występują małe obciążenia konstrukcji. Puste miejsce zostaje wypełnione materiałem dielektrycznym. Dobre własności elektryczne anteny dla radiokomunikacji w omawianym zakresie częstotliwości otrzymuje się przy wykonaniu wrębu w stateczniku pionowym. W innym wykonaniu wrąb może być wycięty w krawędzi spływu. Rys. 18 podaje charakterystykę promieniowania takiej



Rys. 17. Wzbudzenie promieniowania samolotu za pomocą anteny wrębowej

Rys. 18. Charakterystyka promieniowania anteny wrębowej samolotu Lancaster; a) dla częstotliwości 15,015 MHz, b) dla częstotliwości 7,308 MHz

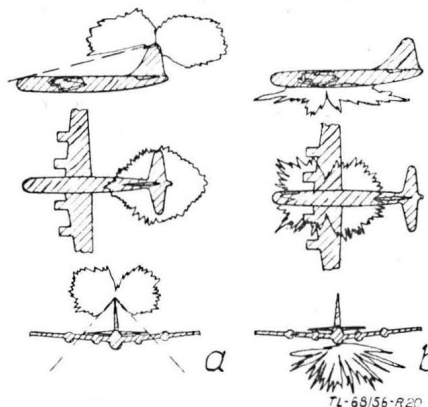


Rys. 19. Impedancja wejściowa i sposób zasilania anteny wrębowej

anteny samolotu Lancaster dla częstotliwości około 7 i 15 MHz. Impedancja wejściowa i sposób zasilania wrębu są pokazane na rys. 19. Anteny wrębowe mogą być stosowane w wielu lotniczych urządzeniach radiowych pracujących w zakresie częstotliwości od 2,5 do 500 MHz.

**Anteny zakresu rezonansu poprzecznego**

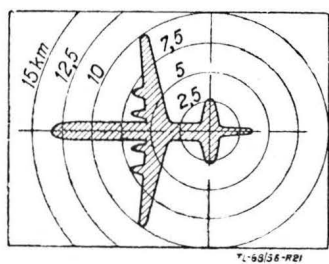
Zakres ten obejmuje anteny pracujące na długościach fal metrowych i centymetrowych, zatem współmiernych lub małych w porównaniu z wymiarami samolotu. Z powodu małych wymiarów łatwo uzyskać anteny rezonansowe i nie ma trudności w osiągnięciu potrzebnej szerokości wstęgi i właściwej impedancji wejściowej. Zagadnieniem natomiast staje się otrzymanie odpowiednich dookólnych charakterystyk promieniowania. Dla tych długości rozchodzenie się fal radiowych jest prawie zupełnie zgodne z prawami obowiązującymi w optyce. Przewodzące powierzchnie na drodze promieniowania elektromagnetycznego powodują cieniowanie przestrzeni, co w przypadku radiokomunikacji oznacza niemożliwość odebrania sygnału z takiego obszaru.



Rys. 20. Wpływ geometrii samolotu B-50 na charakterystykę promieniowania anteny umieszczonej (a) na stateczniku pionowym i (b) pod kadłubem, dla zakresu rezonansu poprzecznego

Rys. 20 wskazuje, jaki wpływ ma geometria samolotu na charakterystykę promieniowania anteny umieszczonej na stateczniku pionowym (a) lub pod kadłubem (b). Tego rodzaju umieszczenie wydaje się najkorzystniejsze, a mimo to występuje poważne cieniowanie przez kontur konstrukcji. Rys. 21 podaje powierzchnię cienia samolotu C-124, lecącego na wysokości 4500 m, przy czym widać, że długość cienia wynosi kilkanaście kilometrów. W przypadku zamocowania anteny pod kadłubem jest cieniowana górna przestrzeń powyżej samolotu. Łączność między samolotem

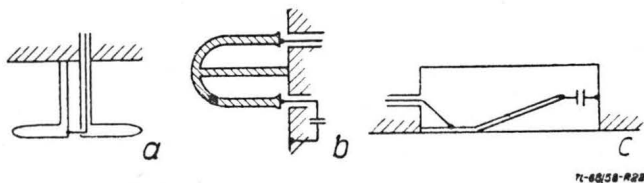
mi w powietrzu jest wtedy nie zadawalajaca. Czasami w celu pokrycia wiekszego obszaru stosuje sie umieszczenie jednej anteny nad, a drugiej pod kadlubem samolotu (Tu 104). Poza cieniowaniem wystepuja jeszcze trudnosci z powodu interferencji fal odbitych od wielu metalowych elementow samolotu. Fale odbite o roznych fazach w pewnych kierunkach wzmacniają promieniowanie, w innych zaś je oslabiają. Z tej przyczyny charakterystyki promieniowania maja w tym zakresie kształt postrzepiony i nieregularny. Teoretyczne ich określenie jest często niemożliwe i konieczne stają się pomiary na samolotach rzeczywistych lub przy użyciu modeli.



Rys. 21. Powierzchnia cienia elektromagnetycznego samolotu C-124 dla anteny umieszczonej na stateczniku pionowym

W omawianym zakresie pracują urządzenia radiokomunikacyjne i radionawigacyjne. Jedne z nich wymagają charakterystyki dookólnej w azymucie, inne — wybitnie kierunkowej i wtedy sprawa się upraszcza. Do tych ostatnich należą: wysokościomierz radiowy, odbiornik markera i odbiornik ścieżki schodzenia systemu ILS. Konieczne jest pokrycie promieniowaniem wąskiego przestrzeni, co ułatwia znalezienie odpowiedniego umieszczenia anteny.

Antena wysokościomierza radiowego w wykonaniu zewnętrznym jest pokazana na rys. 22. Jest to symetryczny półfalowy dipol, umieszczony w odległości ćwierć fali od powierzchni metalowej, której zadaniem jest skierowanie promieniowania w dół. Przy zbyt małych powierzchniach ich działanie odbijające będzie za słabe i wysokościomierz radiowy zmniejszy zakres poprawnie wskazujących wysokości. Przy umieszczeniu pod skrzydłem antena winna być oddalona od krawędzi co najmniej na długość fali.



Rys. 22. a) antena zewnętrzna wysokościomierza radiowego, b) antena ścieżki schodzenia, c) antena markera

Antena ścieżki schodzenia systemu ILS jest przedstawiona na rys. 22b. Może ona być zamocowana na zewnątrz przedniej części samolotu z racji wymaganej kierunkowości w przód i w dół, lub jeżeli samolot jest wyposażony w urządzenie radarowe — pod osłoną dielektryczną anteny radarowej. Częstotliwość pracy anteny 329—335 MHz.

Sygnaly markerow posiadaja stala czestotliwosc 75 MHz, przy czym moc jest duza, a odleglosc od nadajnika do samolotu niewielka. Z tej przyczyny anteny odbiornikow na te wlasnie sygnaly maja latwe warunki pracy. Dlugosc anteny mozna elektrycznie skrócić dodając odpowiednie pojemności, przez co uzyskuje się małe wymiary anteny, łatwiej wówczas do zabudowy całkowicie schowanej. Zwykle antena jest wykonana razem z odpowiednią wnęką, której wielkość jest tak dobrana, żeby zapewnić elektryczne dopasowanie anteny do kabla zasilającego. Schematyczny przekrój przez antenę jest pokazany na rys. 22c.

Dla celów radiokomunikacji potrzebna jest na ogół dookólna charakterystyka promieniowania w płaszczyźnie poziomej i wówczas najodpowiedniejsze jest umieszczenie anteny na stateczniku pionowym. Zastępując część statecznika dielektrykiem można antenę umieścić we-

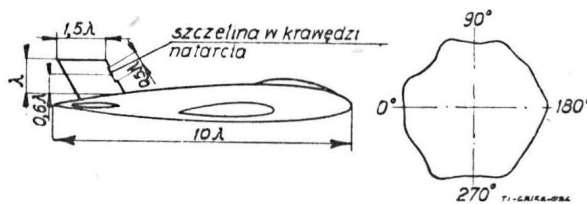
wnątrz, uzyskując całkowicie schowane rozwiązanie. Wymary owiewków dielektrycznych są dla tych częstotliwości niewielkie. Rys. 23 podaje typowe rozwiązanie anten radiokomunikacyjnych.

Urządzenie VOR wymaga dookólnej charakterystyki promieniowania w azymucie oraz polaryzacji poziomej. Przy rozwiązywaniu anteny zewnętrznej konieczne są elementy poziome o stosunkowo dużych wymiarach, ponieważ VOR pracuje na częstotliwości 108—122 MHz. Dla samolotów szybkich związane są z tym znaczne opory opływu. Nowoczesnym rozwiązaniem jest zastosowanie anteny symetrycznej zrównoważonej, składającej się z dwu szczelin umieszczonych po obu stronach statecznika pionowego.

Anteny szczelinowe

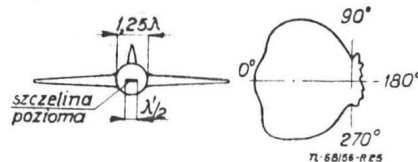
Szerokie zastosowanie w tym zakresie częstotliwości znalazły w lotnictwie anteny szczelinowe (lit. 3). Zasada pracy jest następująca:

Do brzegów szczeliny wykonanej w powierzchni przewodzącej doprowadzone zostaje napięcie wielkiej częstotliwości. W szczelinie powstaje wówczas pole elektromagnetyczne zorientowane w ten sposób, że linie pola elektrycznego będą prostopadłe do krawędzi szczeliny, a linie pola magnetycznego prostopadłe do tych ostatnich. Tym sposobem szczelina staje się elementem promieniującym. Charakterystyka promieniowania wąskiej szczeliny jest taka sama jak cienkiego przewodnika, jeśli zachodzą identyczne rozkłady natężenia prądu wzdłuż szczeliny i wzdłuż przewodnika. Szczelina półfalowa odpowiada pod względem charakterystyki zwykłemu dipolowi półfalowemu, promieniowanie różni się jedynie przeciwną polaryzacją.



Rys. 24. Charakterystyka promieniowania o polaryzacji poziomej szczeliny umieszczonej w krawędzi natarcia statecznika pionowego

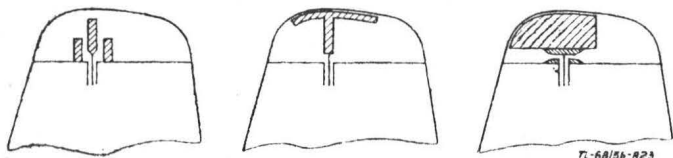
W urządzeniach samolotowych stosuje się z reguły metalowe wnęki, żeby uchronić się od niepotrzebnego promieniowania do wnętrza konstrukcji. Przez to zostaje zwiększona efektywność anteny oraz unika się zmian impedancji wskutek ewentualnych ruchów metalowych elementów wewnątrz samolotu. Długość szczeliny, zwykle wynosząca połowę długości fali, ogranicza ich stosowanie ze względów konstrukcyjnych do częstotliwości powyżej 150 MHz. Zależnie od usytuowania szczeliny otrzymujemy żądane rodzaje charakterystyk promieniowania dookólne lub kierunkowe, przy czym możliwe jest dobranie odpowiednich polaryzacji. Rys. 24 pokazuje dookólną charakterystykę otrzymaną ze szczeliny umieszczonej na krawędzi natarcia statecznika pionowego, przy polaryzacji poziomej. Umieszczając szczelinę przeciwnie, to jest poziomo, otrzyma się promieniowanie o polaryzacji pionowej (rys. 25).



Rys. 25. Charakterystyka promieniowania o polaryzacji pionowej szczeliny poziomej, umieszczonej na przodzie samolotu

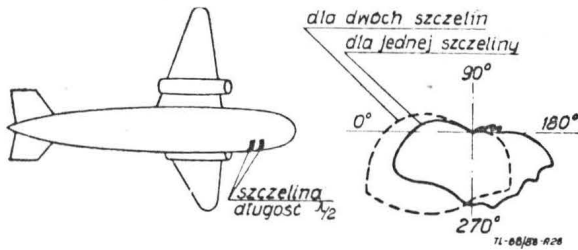
Przez zastosowanie dwu szczelin półfalowych, wykonanych w określonej odległości od siebie, przy czym druga szczelina może być też zasilana w odpowiedniej fazie, otrzymuje się bardziej kierunkowe promieniowanie. Takie rozwiązanie zastosowano na przykład przy wysokościomierzu radiowym (rys. 26). Szczeliny umieszczone po obu stronach przedniej części kadłuba nadają się jako anteny ścieżki schodzenia w systemie ILS.

Na samolocie istnieje zawsze szereg szczelin, które przy odpowiednim zasileniu mogą być świetnie wykorzystane jako anteny. Należą tu szczeliny między sterem a sta-



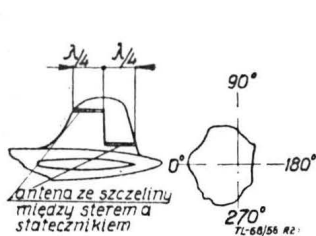
Rys. 23. Typowe rozwiązanie anten komunikacyjnych na bardzo wielkie częstotliwości. Anteny są całkowicie schowane w osłonie dielektrycznej, stanowiącej część statecznika

tecznikiem zarówno poziomym jak i pionowym (rys. 27), szczeliny między skrzydłem i lotkami czy wreszcie chwyty powietrza w samolotach odrzutowych.

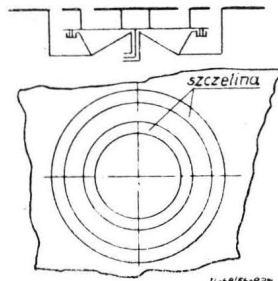


Rys. 26. Charakterystyka promieniowania o polaryzacji pionowej w płaszczyźnie elewacji, dwu szczelin, umieszczonych pod przednią częścią kadłuba

Opór promieniowania szczelin jest duży, co powoduje trudności z dopasowaniem i szerokością pasma częstotliwości. Dla półfalowej szczeliny opór wynosi  $485 \Omega$ , przy normalnym kablu koncentrycznym o oporności falowej około  $50 \Omega$  konieczne jest zastosowanie elementów transformujących oporność. Przy szczelinach specjalnych konstrukcji można zmniejszyć oporność promieniowania.



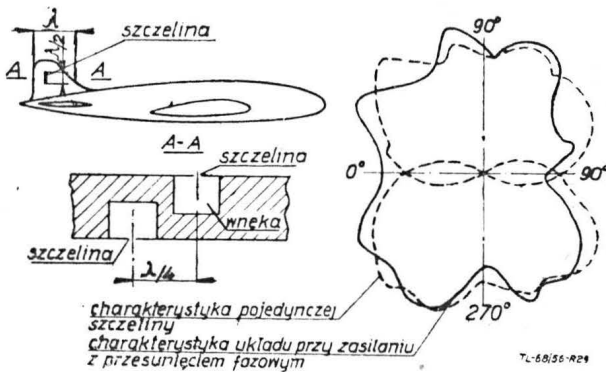
Rys. 27. Przykład wykorzystania istniejących szczelin jako anteny. Charakterystyka promieniowania o polaryzacji pionowej



Rys. 28. Antena pierścieniowo-szczelinowa

Antena pierścieniowo-szczelinowa, uwidoczniiona na rys. 28, dobrze pracuje w szerokim paśmie częstotliwości 225—400 MHz. Umieszczona jest zwykle pod kadłubem samolotu.

Dobłą charakterystykę ogólnokierunkową i polaryzację poziomą uzyskuje się przez umieszczenie z obu stron



Rys. 29. Charakterystyka promieniowania dla polaryzacji poziomej anteny składającej się z dwu szczelin, umieszczonych na stateczniku pionowym, przesuniętych względem siebie

statecznika pionowego szczelin przesuniętych względem siebie o ćwierć fali i zasilanych z przesunięciem fazowym 90 stopni. Rys. 29 przedstawia wzajemne usytuowanie szczelin i ich charakterystyki promieniowania.

**TECHNIKA MODELOWA**

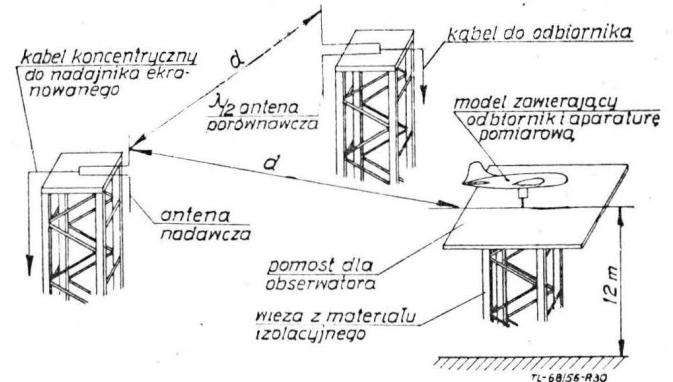
Na pewnym etapie realizacji anteny jest konieczne wykonanie pomiarów sprawdzających jej własności.

Najważniejsze parametry to charakterystyka promieniowania, impedancja wejściowa, oporność promieniowania, szerokość przenoszony wstęgi częstotliwości i sprawność anteny. Pomiary powinny być przeprowadzone w warunkach normalnej pracy anteny z powodu wpływu konstrukcji płatowca na wymienione parametry. Gdy samolot stoi na ziemi, otrzymuje się również na ogół niewła-

ściwe wyniki. Zatem pomiary powinny być przeprowadzone w locie. Z drugiej strony jest to bardzo kłopotliwe i kosztowne. Przy zmianie konstrukcji anteny czy jej umieszczenia następuje konieczność zmian w konstrukcji samego płatowca czasami idąca tak daleko, że przed wykonaniem właściwych pomiarów anteny należy najpierw sprawdzić własności lotne samolotu. Taka procedura jest oczywiście zupełnie niepraktyczna.

Dlatego we wstępnych badaniach znalazła szerokie zastosowanie metoda badań na modelach. Otrzymuje się wiele cennych danych bez uciekania się do kosztownych lotów. Wielkość zmniejszenia zależy od częstotliwości pracy anteny i gabarytów aparatury pomiarowej. Wraz ze zmniejszeniem wymiarów w stosunku do rzeczywistego samolotu musi być przeprowadzone takie samo zwiększenie częstotliwości, na której dokonuje się pomiarów. Dla samolotu o długości 20 m z anteną na 150 MHz odpowiednikiem przy dziesięciokrotnym zmniejszeniu będzie częstotliwość 1500 MHz.

Model powinien być możliwie dokładnym zmniejszeniem rzeczywistego samolotu. Zwykle wykonuje się go z drewna i pokrywa dobrze przewodzącym materiałem. Całe wyposażenie potrzebne do pomiaru impedancji czy charakterystyki powinno być umieszczone wewnątrz modelu łącznie z zasilaniem, ażeby uwolnić się od zewnętrznych kabli, które stanowiłyby część systemu antenowego wprowadzając zmiany warunków pracy. Model zamocowuje się w sposób umożliwiający zmianę położenia na drewnianej wieży wysokiej na kilkanaście metrów. Wraz ze zmniejszeniem modelu wzrasta odpowiednio wysokość równoważna wieży. W celu dokonania pomiarów zysku kierunkowego i charakterystyki promieniowania potrzebne są dwie dodatkowe wieże. Na jednej umieszcza się nadajnik, na drugiej antenę porównawczą, usytuowaną w tej samej odległości co badana (rys. 30).



Rys. 30. Zasadnicze wyposażenie do pomiarów charakterystyk promieniowania i sprawności anten samolotowych

Metoda badań modelowych, jakkolwiek daje wiele cennych informacji, nie prowadzi do zupełnie ścisłych wyników przy transkrypcji na rzeczywiste samoloty, dlatego nie uwalnia całkowicie od badań na gotowej konstrukcji.

**WNIOSKI KOŃCOWE**

Anteny lotnicze stanowią szerokie, specjalne zagadnienie już ze stanowiska radiotechnicznego, a do tego dochodzą jeszcze sprawy konstrukcji lotniczych zupełnie nie spotykane w przedmiocie zwykłych anten.

Własności anteny istotnie zależą od kształtów i wymiarów samolotu. Anteny obliczone dla jednego typu samolotu rzadko kiedy są zadowalające dla innego. Konstrukcja i umieszczenie anteny przez analogię, bez szczególnej analizy nowych warunków, z góry uniemożliwia osiągnięcie jej optymalnych własności. Specjalnie odnosi się to do systemów antenowych stanowiących część konstrukcji samolotu. Możliwość zastosowania takiej anteny do samolotu już skonstruowanego jest minimalna. Zachodzi dlatego konieczność ścisłej współpracy inżynierów projektujących daną konstrukcję lotniczą ze specjalistami od anten. Współpraca winna być rozpoczęta już przy desce rysunkowej i kontynuowana do czasu ukończenia i zbadania prototypu. Powinny być rozpatrzone różne warianty anten, wówczas bez dużych trudności konstrukcyjnych, po przeprowadzeniu pomiarów w locie, będzie można wybrać najlepsze rozwiązanie.

Specyfika problemu anten i jego znaczenie wymagają wyodrębnienia specjalnej komórki zajmującej się współpracą z konstruktorami lotniczymi przy opracowaniu nowych konstrukcji, jak i prowadzeniem prac badawczych w zakresie anten lotniczych.

Artykuł wpłynął dnia 9 listopada 1956 r.

#### LITERATURA

1. Granger I. V. N., Bolljahn I. T.: Aircraft Antennas, Proceedings of the IRE, V. 43, No 5, May 1955, str. 533.
2. Cary R. H. J.: A Survey of External and Suppressed Aircraft Aerials For Use In the High-Frequency Band, Proc. I. E. E., V. 99, Part III, No 57, January 1952, str. 197.
3. Cary R. H. J.: The Shot Aerial and its Application to Aircraft, Proc. I. E. E., V. 99, Part III, No 57, January 1952, str. 187.
4. Johnson W. A.: The Noth Aerial And Some Applications To Aircraft Radio Installations, Proc. I. E. E., Part B, V. 102, No 2, March 1955, str. 211.

5. Burberry R. A.: Aerial Systems For Aircraft, Journal of the Royal Aeronautical Society, February 1956, str. 101.
6. Granger I. V. N.: Designing Flush Antennas for High-Speed Aircraft, Electronics, March 1954, str. 136.
7. Granger I. V. N., Morita T.: Radio-Frequency Current Distributions on Aircraft Structures, Proc. I. R. E., August 1951, str. 932.
8. Johnson W. A.: Recent Developments of Aircraft Communication Aerials, Journal I. E. E., 1947, Part III A, str. 452.
9. Granger I. V. N.: Design Limitations on Aircraft Antenna Systems, Aeronautical Eng. Rev., May 1952, str. 82.
10. Lisicki W.: Urządzenia radiokomunikacyjne z projektowaniem. Urządzenie antenowe. Wyd. Komunikacyjne, Warszawa, 1953.
11. Raburn Luis E.: A Very-High-Frequency-Ultra-High-Frequency Tail-Cop Antenna, Proc. I. R. E., June 1951, str. 656.
12. Granger J. V. N.: Shunt-Excited Flat-Plate Antennas with Applications to Aircraft Structures, Proceedings of the I. R. E., March 1950, str. 280 (Fotokopia IL. 18326).

Mgr inż. STEFAN SZCZECIŃSKI

## Niestateczna praca silnika odrzutowego i jej wpływ na konstrukcję sprężarek

Artykuł zawiera omówienie istoty zjawiska niestatecznej pracy silników odrzutowych od strony fizycznej, przyczyny i źródła powstania tego zjawiska. Zawiera omówienie eksploatacyjnych i konstrukcyjnych sposobów likwidacji oraz zapobiegania powstania pracy niestatecznej sprężarek osiowych i osiowych współczesnych silników odrzutowych.

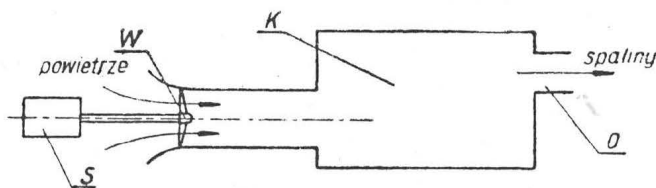
Niezwykle szybki rozwój techniki wojennej w czasie ubiegłej wojny spowodował gwałtowny rozwój lotnictwa. Ciągły wzrost wymagań stawianych przez taktykę zmuszał konstruktorów lotniczych do osiągania przez ich samoloty coraz większych prędkości lotu poziomego i coraz większych prędkości wznoszenia. W końcu drugiej wojny światowej na samolotach rozwijających prędkości maksymalne bliskie 700 km/godz stosowano jeszcze silniki tłokowe. Jednakże osiągnięcie jeszcze większych prędkości nie mogło nastąpić w oparciu o silniki tłokowe (choć ażby z uwagi na ich ciężar).

Pogoń za coraz większymi prędkościami lotu poziomego i coraz większymi prędkościami wznoszenia spowodowały szybki rozwój silników odrzutowych i wreszcie pełne opanowanie powietrza przez lotnictwo odrzutowe.

Piloci pilotujący samoloty odrzutowe, zmuszeni w pewnych warunkach do jak najszybszego nabrania wysokości lotu, powodowali często zmniejszenie prędkości poniżej pewnej granicznie minimalnej jej wartości. Nieraz w takich przypadkach występowało nieznanie im zupełnie zjawisko niestatecznej pracy silnika objawiające się dudnieniem i drganiami całego silnika prowadzącymi do jego zgaśnięcia lub nawet, w przypadku silnie rozwiniętego zjawiska, do poważniejszych awarii. Owym nieznanym wówczas dla pilotów zjawiskiem była **niestateczna praca silnika** zwana również **pompazem**.

Zjawisko niestatecznej pracy maszyn wirnikowych jest już znane od dawna i można je zaobserwować nie tylko w sprężarkach, zarówno osiowych jak i osiowych, silników odrzutowych czy doładowujących silniki tłokowe ale również i w innych urządzeniach wirnikowych stosowanych do sprężania gazów lub cieczy.

Jednym z od dawna znanych przykładów powstania pracy niestatecznej jest kotłownia okrętowa. Schemat takiej kotłowni przedstawia rys. 1. Wentylator W wdmuchuje



Rys. 1

11-58/56-R1

powietrze poprzez kanał do komory paleniskowej K z której spaliny wydostają się do atmosfery poprzez otwór kominowy O. Nadeśnienie w komorze podtrzymywane jest za pomocą wentylatora napędzanego przez silnik S.

Zaobserwowano podczas pracy kotłowni, że przy pewnych określonych wielkościach przekroju otworu kominowego O i przy pewnych wydajnościach pary z kotłów okrętowych, a więc i określonych wydatkach spalin występowały gwałtowne zmiany ciśnienia w komorze paleniskowej o częstości około 1 cykła na sekundę. Była to oczywiście nienormalna i niestateczna praca kotłowni powodująca zmniejszenie wydajności pary i zmniejszenie mocy rozwijanej przez silnik okrętowy. Energia doprowadzana do wentylatora nie prowadziła do wzrostu ciśnienia i wydatku powietrza przepływającego przez komorę paleniskową, lecz powodowała drgania powietrza w komorze. Zjawisko to dla danej kotłowni i wentylatora występowało tylko przy pewnych, bliskich sobie wielkościach przekroju otworu kominowego, a więc przy pewnych bliskich sobie wartościach wydatków powietrza przepływającego przez komorę paleniskową kotłowni.

Zupełnie podobne zjawisko występuje nieraz w odrzutowych silnikach sprężarkowych w pewnych określonych warunkach. Silnik odrzutowy może być również przedstawiony za pomocą schematu na rys. 1. Poszczególne oznaczenia na schemacie będą odpowiadały następującym podstawowym częściom silnika:

W — sprężarka silnika

K — komory spalania

O — dysze aparatu kierowniczego turbiny napędzającej sprężarkę.

W pewnych warunkach pracy odrzutowego silnika sprężarkowego powstać może zjawisko jego nienormalnej pracy nazywane **niestateczną pracą silnika** lub krótko **pompazem**.

Zjawisko to jest przypadkiem niestatecznej pracy silnika odrzutowego,\* powstałej zazwyczaj skutkiem oderwania strug powietrza w sprężarce. Przyczyną pracy niestatecznej silnika może być również nierównomierne, pulsujące podawanie paliwa przez wtryskiwacze do komór spalania wynikłe np. z nierównomiernego wydatku pompy paliwowej. Jest to przypadek bardzo rzadki w silnikach produkowanych seryjnie i może on tylko wystąpić przy uszkodzeniu układu automatycznej regulacji podawania paliwa.

Praca niestateczna silników odrzutowych może mieć różne nasilenia — od niewielkich drgań ciśnienia powietrza za sprężarką przenoszącego się wzdłuż całego silnika o stosunkowo niskiej częstości, poprzez periodyczne strzały w dyszy wylotowej aż do wyrzucania powietrza przez sprężarkę i kanał ssący płatowca włącznie.

Niestateczna praca silników odrzutowych może występować w następujących przypadkach:

1. Podczas rozruchu silnika — jeśli zbyt gwałtownie otworzy się zawór odcinający pompę paliwową od wtryskiwaczy.

2. Podczas próby silnika na ziemi — przy zbyt gwałtownym otwarciu zaworu dławiącego podczas szybkiego przechodzenia z obrotów małego gazu  $n_{mg}$  na obroty maksymalne  $n_{mas}$  przy próbie silnika.

3. Podczas lotu — przy locie na dużej wysokości  $H$  oraz małej prędkości  $V$  (co odpowiada warunkom lotu wznoszącego).

Szczególnie niebezpieczne jest powstanie pracy niestatecznej silnika podczas lotu samolotu. Praca niestateczna w tych warunkach powoduje zwykle przerwę w pracy silnika, spowodowaną zgaśnięciem płomienia w komorach spalania. W celu zapobieżenia temu ogranicza się prędkość minimalną wznoszenia samolotu, gdyż rozruch silnika w powietrzu jest bardzo kłopotliwy i wymaga dość znacznego zapasu wysokości oraz prędkości lotu.

Po tym krótkim omówieniu objawów zewnętrznych i możliwych przypadków powstania pracy niestatecznej zostanie omówiona fizyczna strona zachodzącego zjawiska.

Zródłem powstania niestatecznej pracy silnika odrzutowego jest oderwanie strug powietrza w sprężarce wskutek zmniejszenia wydatku objętościowego, które powoduje spadek ciśnienia za sprężarką oraz zmniejszenie się jej wydatku ciężarowego. Zmniejszenie wydatku powietrza dostarczonego do komór spalania powoduje wzbogacenie mieszanki, gdyż paliwo dostarczane jest do komór spalania przy stałych obrotach silnika w sposób ciągły ze stałym wydatkiem, co powoduje wzrost temperatury spalin. Aparat kierowniczy turbiny gazowej napędzającej sprężarkę, przy obrotach silnika bliskich maksymalnym przepuszcza spaliny na łopatki turbiny z prędkością dźwięku, której wielkość wzrasta proporcjonalnie do pierwiastka z temperatury bezwzględnej ( $\sqrt{T^\circ K}$ ) spalin przed aparatem kierowniczym, a wydatek objętościowy spalin w komorach spalania (przy założeniu stałego ciśnienia w nich panującego) wzrasta proporcjonalnie do temperatury bezwzględnej ( $T^\circ K$ ), a więc szybciej niż prędkość wypływu spalin przez dysze aparatu kierowniczego. W tych warunkach całkowity wypływ spalin przez aparat kierowniczy turbiny będzie niemożliwy, co doprowadzi do wzrostu ciśnienia w komorach spalania, a zatem do przydławienia wylotu powietrza ze sprężarki silnika, a więc do rozszerzenia niestatecznej pracy silnika.

W przypadku pracy silnika na obrotach mniejszych od maksymalnych, np. w pobliżu obrotów małego gazu, prędkość wypływu spalin przez dysze aparatu kierowniczego turbiny będzie niższa od prędkości dźwięku, ale wzrost wydatku objętościowego spalin powstających w komorach spalania będzie prowadził do wzrostu w nich ciśnienia, z uwagi na wzrastający z prędkością opór hydrauliczny stawiany przez dysze aparatu kierowniczego, a więc do dławienia powietrza na wyjściu ze sprężarki silnika i zmniejszenia jej wydatku ciężarowego.

Widać więc, że na całym zakresie obrotów silnika wzrost wydatku objętościowego spalin powstałych w komorach spalania i w następstwie wzrost w nich ciśnienia spowodować może powstanie zakłóceń w pracy silnika, tj. powstanie pracy niestatecznej.

Ponieważ przez dysze aparatu kierowniczego turbiny spaliny wypływają w sposób ciągły, ciśnienie po chwilowym wzroście spada, wylot sprężarki ulega więc „odkorkowaniu” sprężarka dostarcza nową porcję powietrza (pamiętać należy, że paliwo dopływa do komór spalania w sposób ciągły i przy stałych obrotach silnika ze stałym wydatkiem) i zjawisko powtarza się okresowo powodując silne drgania strumienia powietrza i spalin płynących przez silnik oraz całego silnika wydając charakterystyczne dla pracy niestatecznej efekty dźwiękowe.

Przy silnie rozwiniętej niestatecznej pracy silnika to okresowo „korkowanie” wylotu sprężarki doprowadza do okresowego spalania paliwa w komorach w sposób bardzo gwałtowny i objawia się, poza dudnieniem, strzelaniem w dyszy wylotowej (to jest bardzo gwałtownym uderzeniem ciśnienia z komór spalania lub nawet miejscowym dopalaniem paliwa bezpośrednio za turbiną w dyszy wylotowej silnika). Strzelanie to powoduje bardzo silne wahania ciśnienia w komorach spalania i dyszy wylotowej. Wielkość tych okresowo zmieniających się ciśnień w dyszy wylotowej może być tak znaczna, że powodować mogą one pęknięcia lub nawet wyrwania części dyszy wylotowej.

Oderwanie strug powietrza w sprężarce może nastąpić bezpośrednio wskutek niewłaściwych warunków przy

przepływie powietrza przez sprężarkę, np. mała gęstość powietrza (a więc mała wartość liczby Reynoldsa), mała prędkość posłowa na wlocie przy dużej prędkości obwodowej itd. Oderwanie strug powietrza w sprężarce może zostać również wymuszone przez zmniejszenie wydatku przepływającego przez sprężarkę drogą przydławienia, z wzrostem ciśnienia w komorach spalania (przez wzrost temperatury spalin przy zmniejszonym współczynniku nadmiaru powietrza, co może mieć miejsce przy rozruchu silnika oraz podczas gwałtownego nabierania obrotów przy próbie silnika na ziemi. Tak więc, bez względu na rodzaj przyczyn pierwotnych, **przyczyna bezpośrednia** niestatecznej pracy silników odrzutowych leży w **sprężarce**.

### Niestateczna praca sprężarek

Podczas zmniejszania wydatku powietrza przepływającego przez sprężarkę poniżej określonej dla danej sprężarki wielkości, powstaje niestateczność w jej pracy, pojawiają się okresowe silne wahania ciśnień i prędkości w strumieniu powietrza przepływającego przez sprężarkę, a także charakterystyczne dźwięki, które przy normalnej pracy nie występują; średnie ciśnienie za sprężarką spada.

Praca niestateczna jest zjawiskiem nienormalnej pracy sprężarki i należy jej unikać przy eksploataowaniu sprężarek, a szczególnie sprężarkowych silników odrzutowych. Podczas trwania niestatecznej pracy sprężarki zostaje zakłócona prawidłowa praca silnika i zmniejsza się rozwijany przez niego ciąg przy jednoczesnym dużym zużyciu paliwa oraz znacznym podwyższeniu temperatur. W pewnych ostrych przypadkach praca niestateczna może doprowadzić do przedwczesnego zużycia się lub nawet do zniszczenia silnika.

Pierwsze obserwacje wskazują, że zjawisko pracy niestatecznej w sprężarkach zwykle występuje przy pracy na lewej gałęzi charakterystyki, gdzie zmniejszenie wydatku powietrza prowadzi do zmniejszenia sprężarki. Charakterystyka sprężarki dla stałych obrotów przedstawiona jest na rys. 2.

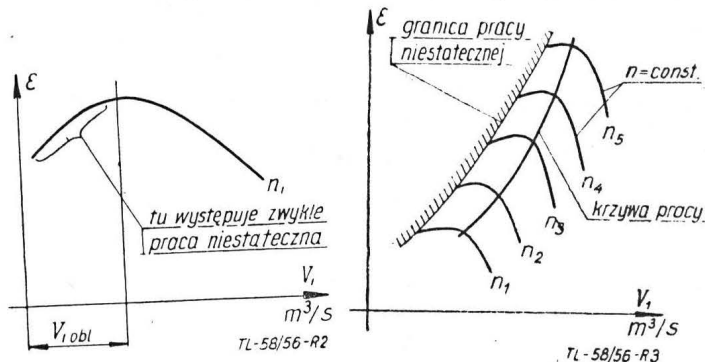
Oznaczenia przyjęte na rys. 2 oznaczają:

$\varepsilon$  — spręż sprężarki

$V_1$  — wydatek objętościowy powietrza przepływającego przez sprężarkę mierzony na wlocie, wyrażony w  $m^3/s$

$n_1$  — obroty wirnika sprężarki obr/min.

Jak widać z charakterystyki pokazanej na rys. 2, spręż sprężarki ze zmniejszaniem wydatku powietrza przy stałych obrotach początkowo wzrasta, osiąga przy pewnym



Rys. 2

Rys. 3

wydatku wartość maksymalną, a następnie zaczyna spadać. Przy zmniejszeniu wydatku powietrza poniżej pewnej określonej dla danych obrotów wielkości, sprężarka zaczyna pracować niestatecznie. Każdej liczbie obrotów odpowiada jej tylko właściwy wydatek powietrza, przy którym pojawia się niestateczność zwana niestateczną pracą sprężarki. Charakterystykę sprężarki dla różnych stałych liczb obrotów przedstawia rys. 3.

Linia łącząca na wykresach podanych na rys. 3 punkty rozpoczęcia pracy niestatecznej dla każdego obrotów sprężarki jest nazywana **granica pracy niestatecznej**. Obszar znajdujący się po lewej stronie tej linii jest obszarem niestatecznej pracy sprężarki.

Charakterystyki sprężarki zdjęte na stanowisku doświadczalnym obejmują szeroki pas zakresów jej pracy. Nie na wszystkich tych zakresach pracuje sprężarka sil-

nika odrzutowego lub doładowująca silnik tłokowy. Na przykład, podczas pracy silnika odrzutowego na hamowni, wydatek powietrza zwykle może się zmieniać tylko wskutek zmiany obrotów. Dlatego na każdej linii charakterystyki sprężarki przy danych obrotach jest tylko jeden punkt, w którym sprężarka silnika może pracować w zadanych warunkach. Linia łącząca te punkty tworzy tzw. **krzywą pracy**.

Im krzywa pracy jest bardziej oddalona od granicy pracy niestatecznej, tym jest większa pewność, że w warunkach nieustalonych np. podczas zwiększania obrotów, sprężarka będzie pracowała spokojnie bez obawy powstania niestateczności pracy.

Szerokie zastosowanie sprężarek o wysokich sprężach i wydatkach, zarówno do silników tłokowych jak i odrzutowych, wymaga od konstruktorów głębokiej znajomości zjawiska niestatecznej pracy sprężarek. Prace wielu uczonych całego świata jak np. Dmitrjewskiego, Stieczkina, Searsa i innych, pozwoliły głębiej wniknąć w istotę tego zjawiska, ustalić przyczyny jego powstania oraz opracować praktyczne sposoby uniknięcia go.

### Oderwanie strug powietrza w sprężarce

Oderwanie strug powietrza może nastąpić w pewnych warunkach zarówno w sprężarkach osiowych jak i osiowych. W sprężarkach osiowych oderwania te mogą nastąpić w zasadzie w trzech miejscach:

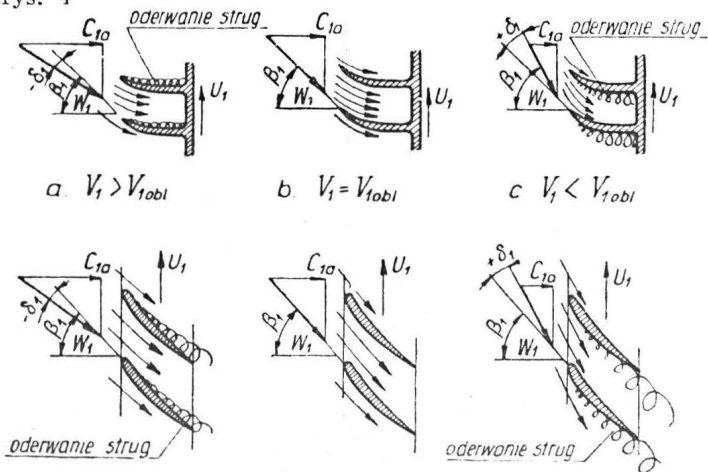
- na łopatkach zabieraka wirnika sprężarki
- na łopatkach dyfuzora kierowniczego
- w kanałach międzyłopatkowych wirnika

W sprężarkach osiowych oderwania strug powietrza mogą nastąpić teoretycznie w każdym miejscu sprężarki na każdym jej stopniu to jest:

- na łopatkach wirnika sprężarki
- na łopatkach kierownic sprężarki

Ponieważ możliwości powstania oderwania strug powietrza w obu typach sprężarek ujęte w punktach a i b posiadają względem siebie bardzo zasadnicze analogie, zostaną one omówione wspólnie.

**Ad.a.** Na łopatkach zabieraka wirnika sprężarki osiowej oraz na łopatkach wirnika sprężarki osiowej, przy zmianie warunków pracy sprężarki względem obliczeniowych może nastąpić oderwanie strug powietrza wskutek odchylenia kierunku prędkości względnej od kierunku zagięcia łopatek zabieraka lub kierunku cięciwy łopatek sprężarki osiowej o pewien kąt. W zależności od tego, w jakim kierunku zachodzi odchylenie warunków pracy sprężarki od obliczeniowych, możliwe są dwa różne przypadki kształtowania się oderwań, pokazane na rys. 4



Rys. 4

TL-58/56-R4

Rys. 4 został wykonany przy założeniu stałych obrotów wirnika sprężarki, a więc stałej prędkości obwodowej ( $U_1 = \text{const}$ ), gdzie wektor  $U_1$  — oznacza prędkość obwodową zabieraka wirnika sprężarki osiowej lub łopatek wirnika sprężarki osiowej, wektor  $C_{1a}$  — prędkość poosiową powietrza wchodzącego na wirnik, wektor  $W_1$  — prędkość względną powietrza.

Kąt  $\beta_1$  — oznacza kąt zagięcia łopatek zabieraka lub kąt ustawienia łopatek na wirniku sprężarki osiowej, kąt  $\delta_1$  — oznacza kąt natarcia profilu zabieraka lub ło-

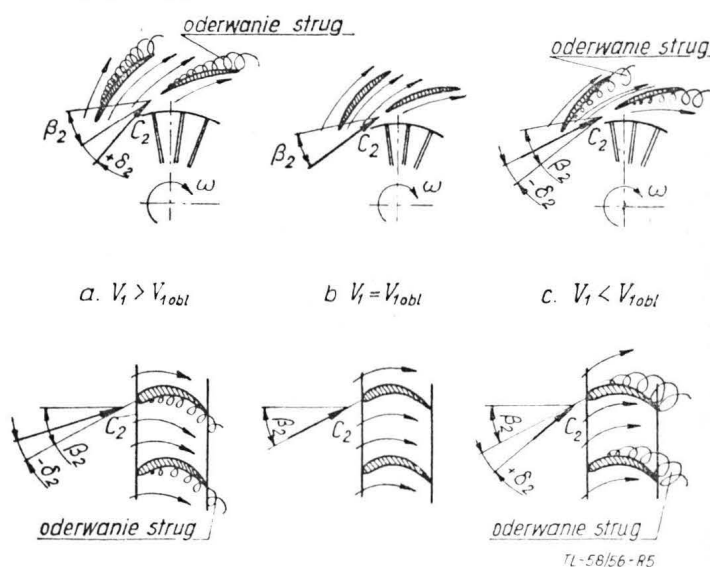
patki względem kierunku  $W_1$  napływających strug powietrza,  $V_{obl}$  — oznacza obliczeniowy wydatek objętościowy powietrza przepływającego przez sprężarkę.

Rys. 4a odpowiada przypadkowi, gdy wydatek powietrza przepływającego przez sprężarkę jest większy od obliczeniowego; strugi napływającego z dużą prędkością poosiową  $C_{1a}$  powietrza uderzają wówczas o wypukłą stronę łopatek. Jeśli kąt natarcia  $\delta_1$  jest zbyt duży, to na wklęsłej stronie łopatek powstają oderwania strug powietrza, które w przypadku sprężarek osiowych nie są niebezpieczne, gdyż lokalizują się one przy krawędziach natarcia zabieraka i powodują pewien wzrost strat, nie wywołując specjalnych zmian w pracy sprężarki.

Rys. 4b odpowiada warunkom obliczeniowym. Kierunek prędkości względnej  $W_1$  pokrywa się z kierunkiem ustawienia łopatek wirnika sprężarki osiowej lub zabieraka sprężarki osiowej.

Rys. 4c odpowiada przypadkowi, gdy wydatek powietrza przepływającego przez sprężarkę jest mniejszy od obliczeniowego. W tym przypadku strugi napływającego powietrza z małą prędkością poosiową  $C_{1a}$  uderzają o wklęsłą stronę łopatek.

Jeśli kąt natarcia przekroczy dla danej łopatki swą wartość krytyczną, to wówczas na stronie wypukłej łopatki na-



Rys. 5

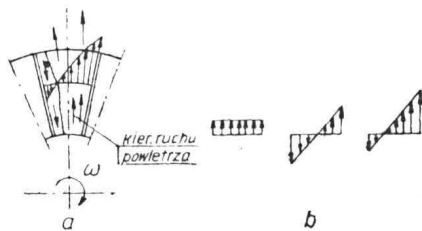
TL-58/56-R5

stąpi oderwanie strug. Ten przypadek jest bardziej niebezpieczny niż pokazany na rys. 4a, gdyż oderwanie powstałe na wypukłej stronie łopatek nie jest lokalizowane napływającymi strugami powietrza, lecz powstałe wskutek oderwań strug. Wiry oderwają się periodycznie od profilu przenikając w głąb sprężarki i powodują zakłócenia w pracy dalszych części sprężarki wywołując niestateczną pracę całego silnika. Jak wynika z badań sprężarki doładowującej silnik tłokowy typu AM-38, praca niestateczna sprężarki w zakresie małych wydatków występuje przy kącie natarcia łopatek zabieraka względem kierunku napływających strug bliskim wartości  $\delta_{kr} \approx (17 \div 18)^\circ$ .

**Ad.b.** Na łopatkach dyfuzora kierowniczego sprężarki osiowej czy na łopatkach kierowniczych sprężarki osiowej, podobnie jak na łopatkach wirników obu typów sprężarek, może wystąpić oderwanie strug powietrza w dwóch różnych przypadkach. Odchylenie warunków pracy sprężarki od obliczeniowych prowadzi do niepokrywania się kierunku prędkości napływającego powietrza z kierunkiem ustawienia kierownic, co wywołuje oderwanie strug powietrza bądź na stronie wypukłej kierownic (gdy wydatek powietrza jest większy od obliczeniowego), bądź na stronie wklęsłej (gdy wydatek jest mniejszy od obliczeniowego). Różne przypadki pracy dyfuzora sprężarki osiowej i łopatek kierowniczych sprężarki osiowej pokazane są na rys. 5.

**Ad.c.** Oddzielnego omówienia wymagają możliwości zaburzeń przepływu powietrza w kanałach międzyłopatkowych wirnika sprężarki osiowej. Na rys. 6a pokazany jest przepływ odwrotny w kanale międzyłopatkowym. Przepływ taki jest możliwy przy stosowanych ilościach łopatek tylko przy małym wydatku powietrza i wysokiej liczbie obrotów.

Rys. 6b przedstawia wykresy rozkładów prędkości w kanale międzyłopatkowym w takich warunkach. Wykresy kolejno od lewej przedstawiają: wykres prędkości promieniowej, wykres prędkości ruchu obrotowego powietrza w kanale względem tegoż kanału wskutek działania sił bezwładności o kierunku przeciwnym do kierunku obrotów wirnika oraz prędkość wypadkową.



Rys. 6

Jak widać z tych wykresów, rozkład prędkości przy małych wydatkach i wysokich obrotach wirnika może być taki, że spowoduje on przepływ odwrotny. Wiry powstałe w kanałach międzyłopatkowych odrywają się periodycznie i mogą wywołać zaburzenia w pracy całej sprężarki. W sprężarce silnika odrzutowego przypadek omawiany może nastąpić tylko na obrotach bardzo odległych od obliczeniowych oraz w przypadku gwałtownego zwiększenia obrotów przez wirnik silnika.

Omawiając pracę niestateczną sprężarek odśrodkowych, należy dodać w oparciu o publikacje badań prof. Stieczkina, że sprężarka posiada na każdym obrotach jakby dwie charakterystyki. Pierwsza — odpowiada normalnej pracy sprężarki (oznaczona cyfrą „1” na rys. 7), druga — odpowiada ustalonym warunkom periodycznych oderwań strug w sprężarce (oznaczona cyfrą „2” na rys. 7).

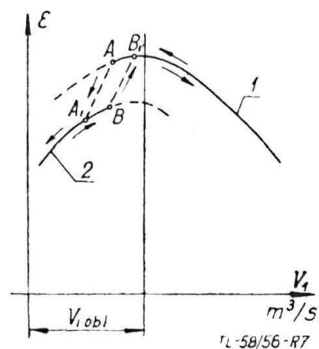
Zjawisko pracy niestatecznej obserwuje się przy przejściu z jednej charakterystyki na drugą. Następnie, po przejściu całkowitym na charakterystykę „2” daje znacznie niższy spręż.

Ponadto strumień powietrza na wyjściu ze sprężarki nosi charakter lekko pulsujący. Jeśli wydatek sprężarki ulega zmniejszeniu, to charakterystyka sprężarki przebiega następująco: Krzywa „1” odcinek między punktami A—A<sub>1</sub>, krzywa „2”. Przy zmianie charakteru pracy sprężarki z niestatecznej na normalną przebieg charakterystyki jest inny.

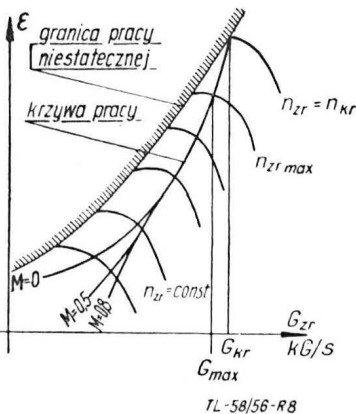
Mianowicie: Krzywa „2”, odcinek między punktami B—B<sub>1</sub>, krzywa „1”. Oczywiście odnosi się to do pracy tylko samej sprężarki, a nie całego zespołu z silnikiem odrzutowym.

**Przyczyny powstania pracy niestatecznej w sprężarkach silników odrzutowych**

W sprężarkach pracujących w zespole z silnikiem odrzutowym zjawisko pracy niestatecznej może występować tylko w takich warunkach, w których krzywa pracy na charakterystyce sprężarki przecina granicę pracy niestatecznej. W celu ustalenia możliwości powstania takich warunków można posłużyć się charakterystyką sprężarki wykonaną we współrzędnych: spręż  $\epsilon$  i zredukowany wydatek ciężarowy  $G_{zr}$  dla różnych obrotów zredukowanych. Rys. 8 przedstawia charakterystykę sprężarki odśrodkowej silnika odrzutowego.



Rys. 7



Rys. 8

Wielkość zredukowanych obrotów i zredukowanego wydatku powietrza oblicza się z następujących zależności:

$$n_{zr} = n \cdot \sqrt{\frac{288}{T_o}}; [\text{obr/min}]$$

$$G_{zr} = G \frac{760}{p_H} \sqrt{\frac{T_o}{288}}; [\text{kg/sek}]$$

gdzie:

G — rzeczywisty wydatek powietrza

n — rzeczywiste obroty sprężarki

p<sub>H</sub> — ciśnienie na wysokości lotu H

T<sub>o</sub> = T<sub>H</sub> (1 +  $\frac{k-1}{2}$  M<sup>2</sup>); [°K] — temperatura całkowita

T<sub>H</sub> — temperatura na wysokości lotu H

K — wykładnik oadiaty

M — liczba Macha odpowiadająca prędkości lotu

Na charakterystykę pokazaną na rys. 8 naniesione są krzywe pracy dla różnych prędkości lotu (różnych liczb M). Jak widać, w obszarze wysokich wartości sprężu wszystkie krzywe pracy zbiegają się ku granicy pracy niestatecznej i przecinają ją przy pewnej wartości n<sub>zr</sub> zwanej krytyczną liczbą obrotów, tak więc praca niestateczna może wystąpić wówczas gdy: n<sub>zr</sub> ≥ n<sub>kr</sub>.

Z tego zaś wynika, że sprężarki silników odrzutowych muszą być tak konstruowane, aby n<sub>kr</sub> > n<sub>max</sub>, inaczej bowiem w pobliżu obrotów maksymalnych wystąpiłoby zjawisko pracy niestatecznej. Stosunek zwany zapasem stateczności:

$$z = \frac{n_{kr} - n_{max}}{n_{max}} \cdot 100; [\%]$$

wyrażony w procentach, dla sprężarek współczesnych silników odrzutowych posiada wartość zazwyczaj nieznacznie przekraczającą 10%.

Przypadek powstania pracy niestatecznej może zajść wówczas gdy n<sub>zr</sub> ≥ n<sub>kr</sub>. Aby określić, w jakich warunkach pracy silnika i lotu samolotu może zajść ten przypadek, najlepiej posłużyć się zależnością:

$$n_{zr} = n \sqrt{\frac{288}{T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)}};$$

Z zależności tej wynika, że obroty zredukowane n<sub>zr</sub> mogą osiągnąć swą największą wartość w następujących przypadkach:

1. Jeśli obroty sprężarki będą maksymalne (n = n<sub>max</sub>)
2. Jeśli prędkość lotu będzie bardzo mała (będą małe liczby M)
3. Jeśli będą niskie temperatury T<sub>H</sub> powietrza na wlocie do sprężarki.

Dlatego najbardziej prawdopodobne jest powstanie pracy niestatecznej sprężarki i całego silnika odrzutowego w warunkach zimowych lub podczas lotu na dużych wysokościach z małymi prędkościami i maksymalnymi liczbami obrotów wirnika. Typowym przykładem takich warunków jest lot wznoszący samolotu.

**Sposoby likwidacji niestatecznej pracy silników**

Sposoby likwidacji pracy niestatecznej powstałej lub mogącej powstać w silniku odrzutowym można podzielić na dwie grupy:

- a) sposoby eksploatacyjne
- b) sposoby konstrukcyjne.

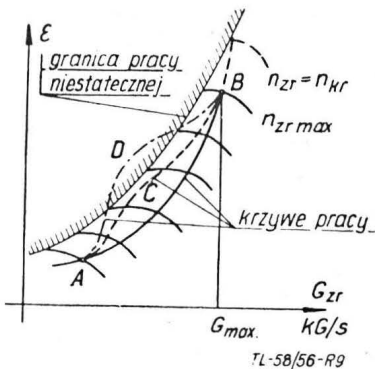
**Ada.** W przypadku powstania pracy niestatecznej silnika podczas lotu samolotu należy zmniejszyć obroty zredukowane i jak wynika z ostatnio zapisanej zależności na n<sub>zr</sub> można to osiągnąć przez użycie następujących środków:

1. Zmniejszenie liczby obrotów wirnika silnika odrzutowego.
2. Zwiększenie prędkości lotu (wzrost liczby M).
3. Zmniejszenie wysokości lotu (wzrost temperatury T<sub>H</sub>).

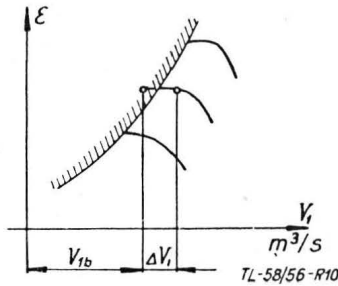
Podane środki są stosowane zazwyczaj równocześnie, co praktycznie sprowadza się do cofnięcia dźwigni gazu i równocześnie przejścia z lotu wznoszącego lub poziomego do lotu nurkowego, co spowoduje jednocześnie zmniejszenie wysokości i zwiększenie prędkości lotu.

W celu zabezpieczenia silnika przed powstaniem pracy niestatecznej w przypadku przyspieszania obrotów np. przy rozruchu silnika, ogranicza się minimalny czas pełnego otwarcia zaworu odcinającego wtryskiwacze od przewodu tłoczącego pompy paliwowej. Jeśli w układzie paliwowym silnika nie ma automatu przyspieszania obrotów, to ogranicza się również minimalny czas pełnego otwarcia zaworu dławiącego nakazując jednocześnie płynne jego otwieranie. Ma to na celu otrzymanie krzywej roboczej typu ACB a nie krzywej typu ADB (patrz rys. 9) tj. takiej która by nie przecinała i nie miała punktu styczności z krzywą graniczną.

Ad.b. Dla zabezpieczenia silnika odrzutowego przed powstaniem niestatecznej pracy sprężarki stosuje się specjalne urządzenia na wlocie lub wylocie z sprężarki, lub obydwaj urządzenia jednocześnie. Stosunkowo prostym i najczęściej używanym rozwiązaniem konstrukcyjnym zarówno w silnikach ze sprężarką odśrodkową jak i osiową jest urządzenie pozwalające upuścić część powietrza z za sprężarki. Upuszczenie części powietrza z za sprężarki,



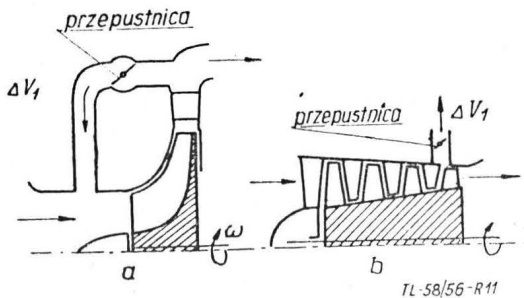
Rys. 9



Rys. 10

w przypadku powstania pracy niestatecznej, powoduje „odkorkowanie” jej przez zmniejszenie ciśnienia za nią, zwiększa się wydatek powietrza przepływającego przez sprężarkę, co przesunęło punkt jej pracy na charakterystyce poza obszar pracy niestatecznej. Obrazują to wykresy na rys. 10.

Oznaczenie  $V_{1b}$  na rys. 10 symbolizuje wydatek objętościowy powietrza przechodzącego przez sprężarkę podczas pracy niestatecznej  $\Delta V_1$  — oznacza wydatek upuszczany z za sprężarki. Rys. 11 przedstawia schematy rozwiązań



Rys. 11

konstrukcyjnych służących do upuszczania powietrza z za sprężarki w silnikach ze sprężarką odśrodkową (rys. 11a) oraz w silnikach ze sprężarką osiową (rys. 11b). Powietrze z za sprężarki może być upuszczane w atmosferę lub (co jest częściej stosowane) na wlot do sprężarki.

W przypadku sprężarek osiowych upust powietrza może znajdować się za sprężarką lub za stopniem, na którym najczęściej następuje oderwanie strug. W urządzeniach takich otwieranie przepustnicy upuszczającej powietrze może być dokonywane ręcznie przez pilota lub automatycznie za pomocą specjalnych urządzeń. Opisany powyżej sposób jest bardzo prosty pod względem konstrukcyjnym oraz praktycznie rzecz biorąc nie zmienia on ani wydatku powietrza przepływającego przez silnik, ani sprężu sprężarki.

Innym rozwiązaniem konstrukcyjnym mającym na celu likwidację oderwania strug na pierwszych stopniach sprężarki osiowej jest zastosowanie ruchomych łopatek kierowniczych na wlocie do sprężarki. Kąt ustawienia tych łopatek zależy od wydatku powietrza przepływającego przez sprężarkę i jest on zazwyczaj regulowany automatycznie lub może być ustalony ręcznie w dwóch skrajnych położeniach odpowiadających: w jednym z nich — warunkom rozruchowym silnika i obrotom małego gazu, w drugim — obrotom eksploatacyjnym. Schemat konstrukcji tu opisanej przedstawiony jest na rys. 12.

W celu zapewnienia płynnego przejścia z obrotów małego gazu do maksymalnych w możliwie krótkim czasie bez powstania pracy niestatecznej stosowane są w układzie paliwowym każdego nowoczesnego silnika odrzutowego automaty przyspieszenia. Automaty takie zapewniają pracę sprężarki wg charakterystyki typu ACB (patrz rys. 9) leżącej najbliższej krzywej granicznej w każdych warunkach lotu samolotu.

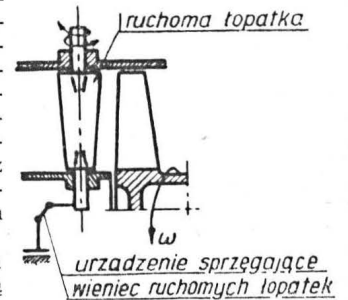
Znakomicie pod względem stateczności pracy zachowują się silniki ze sprężarkami osiowymi konstrukcji dwuwirnikowej jak np. silnik Bristol Olympus (B.Ol.1). Silniki tego typu posiadają również wyjątkowo krótki czas przejścia z obrotów małego gazu na maksymalne.

Na zakończenie należy podkreślić, że istniejące poglądy na fizyczną stronę zjawiska pracy niestatecznej silników odrzutowych nie są jeszcze w pełni pewne i ustalone oraz że wymagają dalszych i głębszych badań istoty zjawiska. Trzeba również dodać, że w literaturze ogólnie dostępnej u nas w kraju brak jest jakichkolwiek danych dotyczących strony obliczeniowej zjawiska oraz są bardzo skromne dane dotyczące strony doświadczalnej zagadnienia.

Artykuł wpłynął dnia 25 września 1956 r.

## LITERATURA

1. Dmitrjewskij — Nagnietatieli i nadduw awiacyjnych dwigatieli — 1937.
2. Strzeszewski — Sprężarki i ich napęd — 1938.
3. Den Hartog — Mechanical vibrations — 1947.
4. Stieczkin — Lekcji po teorii centrobieżnych magnietatieli — 1949.
5. Wiedrow — Letnyje ispytanja samolietow — 1951.
6. Ris — Centrobieżnyje kompressornyje masziny — 1951.
7. Stieczkin — Teoria reaktiwnych dwigatieli — 1953.
8. Kułagin — Teoria awiacyjnych gazoturbiniwnych dwigatieli — 1952 oraz 1955.
9. Cholszewnikow — Wybor parametrow i rasczot osjewogo kompressora — 1949.
10. Sztoda — Awtomatyczskoje regulirowanje gazoturbiniwnych dwigatieli — 1954 r.
11. Szerstiuk — Osjewyje kompressory — 1955 r.
12. Mamikonow — Teoria awiacyjnych osjewych kompressorow — 1952 r.
13. Eckert — Axialkompressoren und Radialkompressoren — 1954.
14. Kemp and Sears — The Viscous Wakes in Turbomachines — „Journal of the Aeronautical sciences” — July 1955.



Rys. 12



# PRODUKCJA



Mgr inż. TADEUSZ WISLICKI

## Klejenie metali, cz. I

Wczęści pierwszej Autor podaje ogólne zagadnienia związane z zastosowaniem klejów do łączenia konstrukcji metalowych. Są to zalety i wady klejenia jako metody łączenia, wymagania stawiane klejom, możliwości zastosowania klejenia w budowie samolotów metalowych, opłacalność stosowania klejenia i dostosowania konstrukcji do łączenia metodami klejenia. W dalszej części podane są własności klejów stosowanych w budowie samolotów, głównie z grup fenolowo-formaldehydowych, aethoksylinowych i dodatków specjalnych do klejów.

### WPROWADZENIE

Technika klejenia jest pod każdym względem inna niż takie powszechnie dotychczas stosowane metody łączenia, jak skręcanie śrubami, nitowanie czy też spawanie i zgrzewanie.

W odniesieniu do drewna oraz tworzyw sztucznych niemożliwe prawie było pomyślenie jakichkolwiek konstrukcji bez użycia klejenia, pomijając niewielkie możliwości zastosowania łączenia na gwoździe i śruby oraz spawania niektórych gatunków tworzyw sztucznych. Zupełnie odmiennie dokonywał się rozwój konstrukcji metalowych, oparty na podstawowych metodach łączenia: nitowania, skręcania śrubami i spawania.

Biorąc pod uwagę konserwatywność panującą w przemyśle metalowym oraz brak odpowiedniego kleju do łączenia metali trudno było przypuszczać, że klejenie mogło się stać prędko konkurentem innych metod. Badania i prace poczynione w tym względzie w ostatnich latach pozwalają jednak przypuszczać, że klejenie może stać się również w odniesieniu do metali (zwłaszcza stopów lekkich) podstawową metodą łączenia. Jeszcze dziwniejszy może się wydawać fakt, że klejenie metali, zarówno w postaci badań jak i zastosowania produkcyjnego, zapoczątkowane zostało w przemyśle lotniczym, który z innej strony cechują pod każdym względem wysokie wymagania wytrzymałościowe i bezpieczeństwa.

Na podstawie dużego doświadczenia w zastosowaniu klejenia przy łączeniu drewna i tworzyw sztucznych, w poszukiwaniu nowych dróg dla umożliwienia zastosowania pewnych koncepcji konstrukcyjnych i zmniejszenia pracochłonności, przemysł angielski stopniowo wprowadzać zaczął klejenie metali, najpierw z drewnem (np. płatowce do Havillanda typu „Hornet”), później zaś konstrukcji całkowicie metalowych ze stopów lekkich.

Obecny kierunek rozwoju lotnictwa, sprowadzający się do budowy samolotów o dużych prędkościach, wymaga powierzchni o wysokiej gładkości. Ponieważ spełnienie tego warunku przy użyciu klasycznych metod łączenia metali jest bardzo trudne lub prawie niemożliwe, przemysł lotniczy przywiązuje wielką wagę do szczegółowego opracowania i dokładnego opanowania techniki klejenia metali. Nie bez znaczenia zresztą jest tu także fakt możliwości znacznego zmniejszenia kosztów wytwarzania spowodowanego zmniejszeniem pracochłonności oraz uproszczeniem wyposażenia produkcji.

Jak wielką wagę przywiązuje przemysł lotniczy do tego tematu, świadczyć może fakt, że już obecnie, pomimo że zagadnienia techniki klejenia metali nie zostały jeszcze całkowicie wyczerpane, w Anglii stosuje się ją w najnowocześniejszych i bardzo obciążonych konstrukcjach zarówno przy łączeniu stopów lekkich (np. w samolotach „Comet” i „Britannia”), jak i przy łączeniu stali (np. wirniki śmigłowców). Po ostatniej wojnie zagadnieniem klejenia zajął się również przemysł lotniczy amerykański i holenderski, a sprawą opracowania nowych gatunków klejów — przemysł chemiczny szwajcarski.

Z punktu widzenia konstrukcji przejście na system klejenia wymaga rzecz jasna specjalnych rozwiązań, zarówno ze względów wytrzymałościowych, jak również fabrykacyjnych (umożliwienie zastosowania wymaganego procesu). Ogólnie jednak można powiedzieć, że wynikające stąd zmiany korzystnie wpływają na ciężar konstrukcji,

do czego — bez względu na zastosowanie samolotu — przywiązuje się wielką wagę.

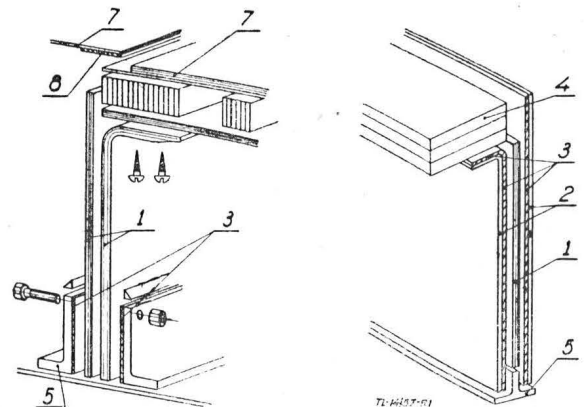
Trudno jest dzisiaj przewidzieć, w jakim stopniu klejenie wejdzie do produkcji jako metoda łączenia samolotowych konstrukcji metalowych, zarówno jednak konstruktorzy jak i technolodzy, a także producenci, przywiązują do tego zagadnienia olbrzymią wagę.

### Zalety i wady klejenia jako metody łączenia

Analizy zalet i wad klejenia metali, jako metody łączenia konstrukcji płatowcowych, najlepiej można dokonać przez porównanie z innymi, powszechnie dotychczas stosowanymi. Ponieważ w budowie płatowców podstawowym materiałem konstrukcyjnym są obecnie jeszcze stopy lekkie, należy ograniczyć się tutaj do szczegółowych rozważań nad klejeniem tych tylko materiałów.

Zalety wynikające z zastosowania techniki klejenia dzielą się na konstrukcyjne, technologiczne i eksploatacyjne i ująć je można w następujących punktach:

a. Po pierwsze podkreślić należy, że możliwość zastosowania klejenia usuwa poważne trudności konstrukcyjne, ciężkie — a nieraz nawet niemożliwe do rozwiązania przy zastosowaniu innych metod łączenia. Dobrymi przykładami uzasadniającymi to zagadnienie mogą być dźwigary skrzydłowe oraz żebra typu skrzynekowego samolotu „Hornet” (rys. 1), które skonstruowano na zasadzie wła-



Rys. 1. Klejone konstrukcje żeber skrzydłowych i dźwigarów samolotu „Hornet”: a — żebra klejone konstrukcji mieszanej drewno-metal, b — dźwigary klejone konstrukcji mieszanej drewno-metal: 1 — ścianka ze sklejki, 2 — ścianki z blachy duralowej, 3 — przekładki fornirowe, 4 — górne drewniane pasy pracujące na ściskanie, 5 — profile duralowe dolnych pasów pracujących na rozciąganie, 6 — profil pasa górnego, 7 — pokrycie sklejkowe, 8 — blacha duralowa, 9 — listwy uszczelniające, zastosowane ze względu na wykorzystanie kesonu skrzydła jako zbiornika integralnego

ściwej współpracy drewna z metalem, dają najkorzystniejszą konstrukcję nie tylko z uwagi na stosunek wytrzymałości do ciężaru, ale również ilość zajmowanego miejsca, co konkretnie w tym przypadku było sprawą bardzo istotną ze względu na trudności uzyskania odpowiedniego miejsca na zbiorniki. Bardzo cenną zaletą jest również łatwość łączenia różnych stopów (np. stopy Al ze stopem Mg) bez obawy występowania zjawiska korozji. Inne przykłady znaleźć można na przykład w konstrukcjach przekładkowych, zwanych także warstwowymi („sandwich”). Na wyróżnienie zasługują również możliwości, jakie użycie

klejów do metali daje w odniesieniu do konstrukcji pokryć ogrzewanych elektrycznie przeciwko oblodzeniu.

b. Przy zastosowaniu połączeń klejonych uzyskać można gładkość i czystość powierzchni pokryć trudną do osiągnięcia przy innych typach połączeń. Nitowanie bowiem daje przy blachach cienkich odkształcenia powierzchni w okolicy łbów nitów przy uderzeniowej technice ich zakładania oraz większe sfałowania pokrycia wynikające z istoty połączenia punktowego o pewnej podziałce. Również przy zastosowaniu zgrzewania nie jest możliwe otrzymanie zupełnie gładkich powierzchni połączeń ze względu na charakter samego procesu.

c. Bardzo ważnym czynnikiem dla konstrukcji płatowcowych jest również zagadnienie ciężaru, którego obniżenie w połączeniach klejonych spowodowane jest możliwością uniknięcia łbów nitów oraz zmniejszeniem przekrojów poszczególnych elementów płatowca uzasadnionym ogólnymi warunkami pracy konstrukcji równomiernie obciążonej (wynika to z możliwości uniknięcia koncentracji naprężeń w przekrojach pozbawionych spiętrzeń, oraz stosowania minimalnych grubości blach wszędzie tam, gdzie przy nitowaniu było to niemożliwe ze względu na zjawisko zmęczeniowego pęknięcia spowodowanego obecnością otworów).

d. Rozpatrując zagadnienia wytrzymałościowe trzeba zauważyć, że siły działające w połączeniach sklepanych przenoszone są przez całą powierzchnię klejenia, a więc rozkład ich jest bardzo równomierny w przeciwieństwie do połączeń nitowanych czy też zgrzewanych lub spawanych, posiadają więc one lepsze warunki wytrzymałościowe. Na rys. 2 pokazany jest schematycznie rozkład naprężeń w rozciągającym przekroju połączenia dla wspomnianych

z wszelkimi innymi klasycznymi metodami łączenia. Ogólnie można powiedzieć, że oszczędność na ciężarze płatowca będzie tym większa, im więcej zespołów łączonych będzie techniką klejenia i im bardziej przystosowane one będą do tej techniki.

e. Zastosowanie metody klejenia w budowie płatowców wpływa również bardzo korzystnie na ogólne koszty wytwarzania pod warunkiem, że metoda ta jest przyjęta w dostatecznie dużym zakresie. Przede wszystkim wymienić tu trzeba zmniejszenie pracochłonności niewspółmiernie wysokie w porównaniu na przykład z techniką nitowania a wynikające bezpośrednio z analizy poszczególnych zabiegów składających się na wykonanie połączeń obu wspomnianymi metodami. Nie bez znaczenia jest również możliwość produkcji przy wykorzystaniu personelu niskokwalifikowanego, czego zupełnie nie można powiedzieć np. w odniesieniu do spawania. Wreszcie koszt eksploatacji i konserwacji urządzeń produkcyjnych jest tu również niższy w porównaniu z innymi metodami łączenia.

f. Z uwagi na eksploatację dużą zaletą jest zupełne zabezpieczenie połączeń przed korozją, podczas gdy dla połączeń nitowanych zawsze zachodzi obawa niedostatecznego przylegania łbów nitów i samych blach pomiędzy nitami, tworzących szczeliny, w które może dostać się wilgoć stwarzając sprzyjające warunki powstaniu korozji.

Wymienionym tu zaletom przeciwstawić można dla uzupełnienia tematu pewne wady, które raczej nazwać należałoby niedogodnościami.

1. Trzeba więc w pierwszym rzędzie podkreślić, że stosowanie techniki klejenia wymaga dostosowania konstrukcji uwzględniającej charakter niezbędnych procesów technologicznych. Dotyczyć to będzie w pierwszym rzędzie użycia odpowiednich materiałów ze względu na temperaturę procesu klejenia oraz możliwości odpowiedniego przygotowania powierzchni do klejenia. W związku z tym trzeba powiedzieć, że istnieją pewne trudności stosowania stopów magnezowych. Można również zaznaczyć, że niezbędne jest przewidzenie odpowiedniego podziału fabrykacyjnego, uwzględniającego możliwości produkcyjne warsztatu, oraz stosowanie rozwiązań konstrukcyjnych w zakresie czy to kształtów, czy też sztywności, umożliwiających przeprowadzenie niezbędnych zabiegów technologicznych ze względu na konieczność stosowania docisków.

Użycie techniki klejenia możliwe jest również w konstrukcjach przeznaczonych do nitowania, nie daje ono jednak możliwości maksymalnego zastosowania i wykorzystania zalet tej metody łączenia i może wtedy okazać się nieopłacalne.

2. Można dalej nadmienić, że powierzchnie metali muszą być odpowiednio przygotowane do zabiegu klejenia, co w pewnym stopniu komplikuje proces technologiczny wykonywaną skleiny. Ta sama zresztą niedogodność wiąże się również z zastosowaniem metody zgrzewania i nie wydaje się istotną przy założeniu odpowiednio dużego zakresu robót tego typu.

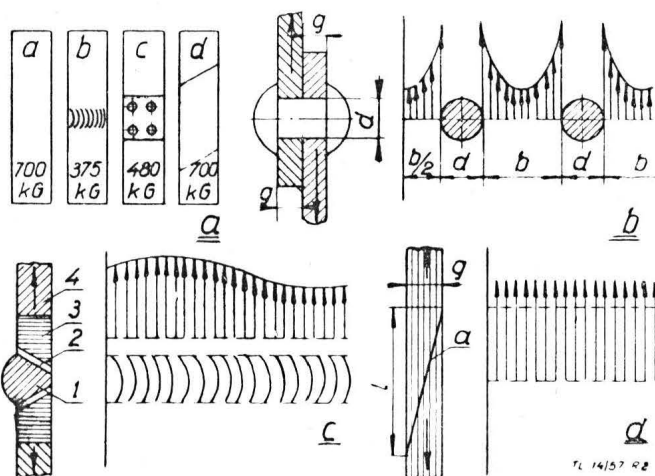
3. Koszt urządzeń niezbędnych dla przeprowadzenia klejenia w skali produkcyjnej znacznie przewyższa koszt wyposażenia przy zastosowaniu spawania, ale nieznacznie już odbiega od kosztu wyposażenia dla nitowania gładkiego (np. zaciskowego), a w odniesieniu do zgrzewania wykazuje raczej wartość niższą.

Jak wynika z powyższej analizy, przewaga zalet stosowania metody klejenia metali w budowie płatowców jest decydująca, w związku z czym powinna ona być zawsze brana pod uwagę w nowoczesnej technologii produkcji.

#### Wymagania stawiane klejom do klejenia metali

Wymagania stawiane klejom stosowanym do łączenia metali są podobne do tych, jakie odnoszą się ogólnie do klejów lotniczych i wynikają w pierwszym rzędzie z warunków eksploatacji sprzętu lotniczego, zakładając naturalnie, że substancja użyta do łączenia metali posiada wymagane od dobrych klejów odpowiednie własności adhezji polarnej.

a. Użyta substancja klejąca zapewniać musi odpowiednią wytrzymałość połączenia i to zarówno na obciążenia statyczne, jak i dynamiczne oraz zmęczeniowe w zakresie temperatur od  $-50^{\circ}$  do  $+70^{\circ}\text{C}$ , jako minimalne dla możliwości eksploatacji samolotów o szybkościach poddźwiękowych.



Rys. 2. Porównanie wytrzymałości i naprężeń w przekrojach różnych rodzajów połączeń: a — wytrzymałość próbek rozciąganych, b — rozkład naprężeń w przekroju połączenia nitowanego, c — połączenie spawane, d — połączenie klejone; 1 — spoina, 2 — strefa przegrzana, 3 — strefa wyżarzona, 4 — strefa nie objęta zmianami struktury

wyżej sposobów łączenia. Wyjaśnia on zagadnienie bez potrzeby bardziej szczegółowych omówień. Można tylko podkreślić, że w porównaniu z połączeniem nitowanym, dla klejonego nie zachodzi zmniejszenie pracującego przekroju przez otwory, a przeciwnie — cechuje je ciągłość przekroju tak ważna dla wytrzymałości na obciążenia zmienne. W porównaniu natomiast z połączeniem spawanym nie zachodzi zmniejszenie wytrzymałości przekroju na skutek zmian struktury materiału w obszarze objętym działaniem wyższych temperatur. Odnosi się to przede wszystkim do spawania metodami topienia, może jednak również zachodzić dla zgrzewania. Wreszcie również postać połączenia nie wykazuje żadnego — przy połączeniach na skos — lub tylko minimalne — przy połączeniach na zakładkę — zwiększenia przekroju, co między innymi wpływa równie bardzo korzystnie na wytrzymałość zmęczeniową. Biorąc pod uwagę te rozważania można powiedzieć, że w zastosowaniu do łączenia elementów drugorzędnych w zakresie 50 do 60% ich ogólnej liczby oszczędność na ciężarze w porównaniu z konstrukcją nitowaną wynosi około 25%. W odniesieniu natomiast do wszelkich możliwych przy obecnym stanie tej techniki zastosowań w zespołach pracujących wytrzymałościowo osiągnąć można dalszą 5 do 10% obniżkę ciężaru w porównaniu

b. Związane jest z tym również wymaganie odporności na starzenie się i kruszenie.

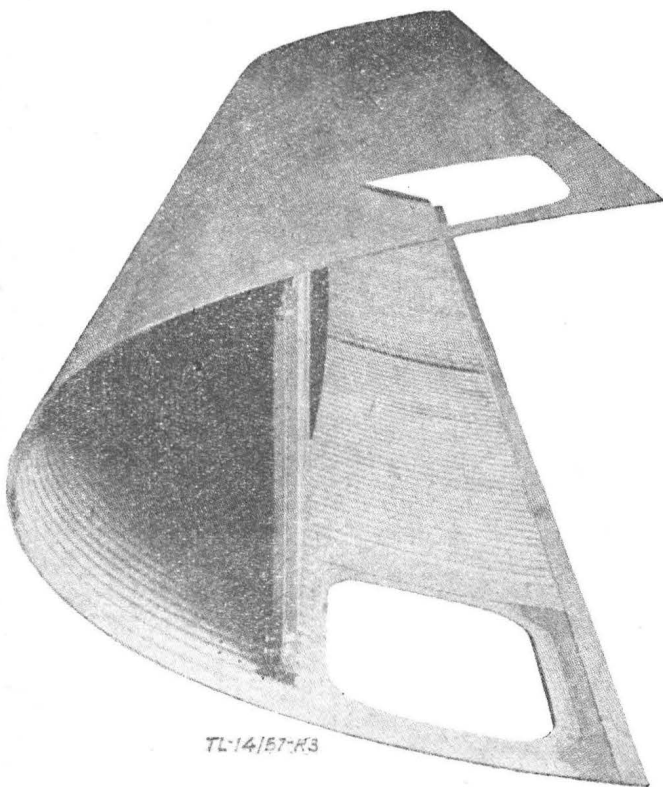
c. Dalej stawiane są ostre wymagania odporności na działanie atmosfery, wilgoci, wody morskiej, benzyny, olejów, płynów hydraulicznych itp.

d. Wreszcie idzie grupa warunków dyktowanych przez produkcję, a mających swoje uzasadnienie w ekonomii produkcji. Są to więc: dostatecznie długi okres ważności w stanie magazynowanym i przydatności w stanie przygotowanym do klejenia, możliwie niskie naciski i temperatury (nie wyżej niż 160°C, zwłaszcza dla stopów lekkich, termicznie ulepszanych) wymagane w procesie wiązania oraz nieszkodliwe działanie substancji klejącej na organizm ludzki.

#### Możliwości zastosowania klejenia w budowie płatowców metalowych

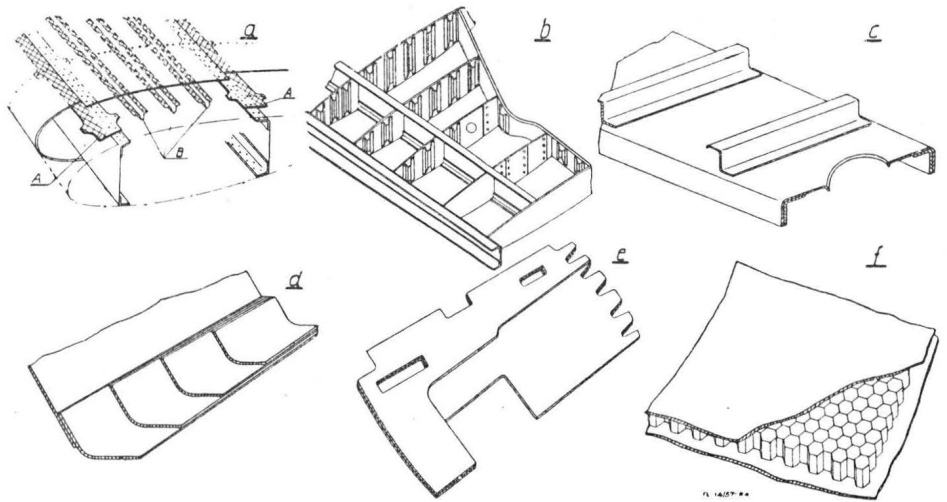
Na podstawie dotychczasowych osiągnięć w dziedzinie klejenia stopów lekkich ustalić można praktyczne możliwości zastosowania tej techniki w następujących przypadkach.

1. W zespołach płatowcowych wysoko obciążonych wytrzymałościowo kleić można połączenia przenoszące niewielkie stosunkowo naprężenia tnące. Do takich należą będą wszelkie pokrycia blaszane, usztywnione kształtownikami lub blachą falistą (rys. 3), na przykład usterzeń, skrzydeł, kadłuba itp., gdzie skleina pracuje na ściskanie



Rys. 3. Przykłady zespołów pokrywowych usztywnionych metodą klejenia: a — pokrycie noska skrzydła usztywnione blachą falistą, b — duże pokrycie skrzydłowe usztywnione kształtownikami, c — zebro skrzydłowe usztywnione blachą falistą

od zginania elementu pracującego oraz na ścinanie od skręcania. W odniesieniu do zespołów usterzenia stosowanie metody klejenia jest szczególnie korzystne, ponieważ waż z uwagi na występujące obciążenia blachy pokryciowe mogłyby tu być bardzo cienkie (przeważnie 0,3 do 0,5 mm). Stosowanie blach grubszych spowodowane jest przy użyciu innych metod łączenia (np. nitowaniu lub zgrzewaniu) przede wszystkim możliwością uszkodzenia tych zespołów w procesie produkcyjnym. Przy klejeniu



Rys. 4. Zasady stosowania klejenia jako metody łączenia metali w budowie płatowców: a — konstrukcja klejona skrzydła samolotu „Fokker S-12”, b — usztywnienia konstrukcji skrzydła stanowiącej jednocześnie zbiornik paliwowy w samolocie „Comet”, c — konstrukcja klejona zebra z usztywnieniami ścianki za pomocą profilów i półek za pomocą dodatkowych nakładek; zaginanie półek odbywa się po naklejeniu nakładek, d — wykorzystanie metody klejenia przy konstrukcji pasów dźwigarowych ze stopniową zmianą przekroju, e — wzmacnianie płaskich blach przez naklejenie nakładek, f — konstrukcja warstwowa („sandwich”) wykonana przy zastosowaniu metody klejenia.

niebezpieczeństwo takie nie zachodzi, przeciwnie — im cieńsza blacha, tym bardziej nadaje się do zastosowania tej metody.

Poza pokryciami stosuje się klejenie do łączenia usztywnień blach takich zespołów, jak żeberka czy też dźwigary (rys. 4). Wreszcie duże korzyści uzyskujemy również używając klejenia do łączenia różnego rodzaju usztywnień, nakładek wzmacniających i wyrównujących naprężenia elementów poddawanych siłom rozciągającym i pracującym na obciążenia zmęczeniowe. Do takich należeć będą na przykład wszelkie nakładki kompensujące straty przekroju spowodowane dużym wykojem względnie większą liczbą otworów nitowanych, a także różne listwy płaskie i wzmocnienia kształtowe.

2. W odniesieniu do zespołów, których obciążenia nie są wysokie, lub też zespołów tak zwanych drugorzędnych, to jest takich, których uszkodzenie nie może stać się przyczyną zakłóceń właściwego działania samolotu względnie zagrażać bezpieczeństwu załogi, zaleca się jak najszerze stosowanie metody klejenia. Do takich elementów konstrukcyjnych należeć będą: podłogi, pokrywy podwozia chowanego, pokrywy komór bombowych, drzwi, a nawet kłapy oraz wszelkiego rodzaju owiewki, w których dla nadania odpowiednich kształtów usztywnia się cienkie blachy wręgami lub podłużnicami.

3. Szczególnie korzystne i rozwiązujące wiele problemów konstrukcyjnych jest stosowanie klejenia w budowie zespołów szczelnych zarówno na płyny jak i powietrze pod ciśnieniem. Będą to kabiny ciśnieniowe, zbiorniki paliwowe, w tym również zbiorniki integralne oraz pływak i kadłuby wodnopłatowców.

4. Duże znaczenie ma również obecnie klejenie stopów lekkich przy wytwarzaniu półfabrykatów pod postacią materiałów warstwowych („sandwich”), które w konstrukcjach płatowcowych znajdują coraz większe zastosowanie.

5. Wreszcie dobre własności klejów na bazie sztucznych żywic, pod względem izolacji elektrycznej, dają bardzo duże możliwości ich stosowania, począwszy od łączenia elementów agregatów instalacji elektrycznych, a skończywszy na wytwarzaniu pokryć z elektrycznym systemem odładzania. Zdziwiająca jest przy tym prostota urządzeń grzejnych, budowanych przy zastosowaniu klejów. Polegają one na naniesieniu na powierzchnię metalowego pokrycia kolejno: izolującej warstewki kleju grubości 0,7 mm, przewodzącej prąd elektryczny warstewki proszku aluminiowego i znowu izolującej i zabezpieczającej od erozji powierzchniowej warstewki kleju grubości 0,2 mm. Można dodać, że warstewka z kleju „Araldit”, grubości 0,7 mm, wykazuje odporność na przebicie elektryczne przy napięciu 1000 V.

W realizowanych obecnie klejonych konstrukcjach firm De Havilland, Bristol i Fokker widać wyraźnie, jak szeroki zakres prac można objąć tą metodą łączenia i jak znaczne daje to efekty techniczne i ekonomiczne.

**Oplacalność stosowania klejenia metali**

Rozpatrując zagadnienie ekonomii stosowania klejenia w budowie płatowców metalowych pomijamy naturalnie wszystkie te przypadki, w których uzasadnienie wprowadzenia metody klejenia podyktowane jest względami konstrukcyjnymi. W zasadzie ogólne pojęcie o oplacalności daje nam analiza zalet i wad tej metody łączenia oraz możliwości jej stosowania. Analizę tę należałoby jednak pogłębić przez rozpatrzenie konkretnego przykładu.

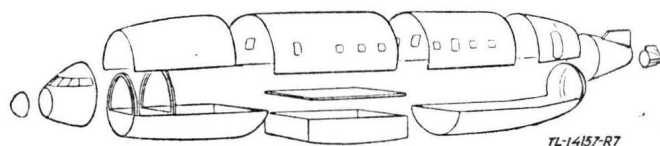
Z prób przeprowadzonych przez zakłady Fokkera dowiadujemy się, że w porównaniu z metodą nitowania klejenie trzech usztywnień profilowych do segmentu o długości 1,2 m wykazuje ten sam koszt robocizny oraz długość cyklu produkcyjnego. Przy sześć u podłużnicach zrównanie kosztów uzyskujemy już od długości 0,7 m. Następnie, przy wzroście długości klejenia, występuje wyraźna obniżka kosztów na korzyść klejenia. Można stąd wyciągnąć ogólny wniosek, że oplacalność klejenia w produkcji wzrasta z ilością klejonych elementów oraz z długością, ewentualnie wielkością, powierzchni możliwą do połącze-

nia, pogłębienia, ewentualnie wytłaczania gniazda pod łeb nita, założenie i zakucie nita, a nieraz nawet sfrezowanie zakuwki. Ponadto przy jednoczesnym nitowaniu kilku blach zabieg wytłaczania należy przy grubszych przekrojach wykonywać oddzielnie dla każdej blachy. Na wykresach pokazanych na rys. 6 przedstawione jest porównanie pracochołności i kosztów metody klejenia i nitowania dla przykładu segmentu pokrycia usztywnionego podłużnicami.

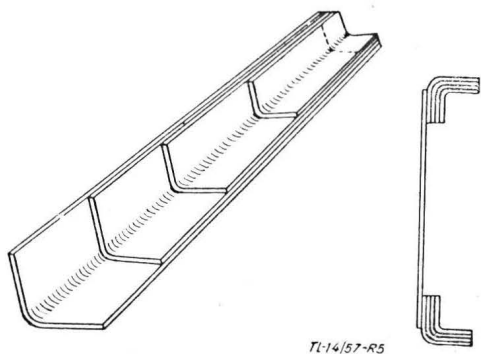
**Dostosowanie konstrukcji do łączenia metodami klejenia**

Jak już wspomniano, najlepsze rezultaty osiągnąć można przy specjalnym dostosowaniu konstrukcji do klejenia z uwagi na przeprowadzane procesy technologiczne.

W pierwszym więc rzędzie zachodzi potrzeba dokonania odpowiedniego podziału fabrykacyjnego głównych zespołów płatowca (rys. 7) tak, aby możliwe było ich wykonanie urządzeniami stanowiącymi wyposażenie produkcyjne warsztatu. Trzeba przy tym zaznaczyć, że najczęś-



Rys. 7. Podział fabrykacyjny kadłuba samolotu „Comet” z przeznaczeniem do klejenia poszczególnych zespołów

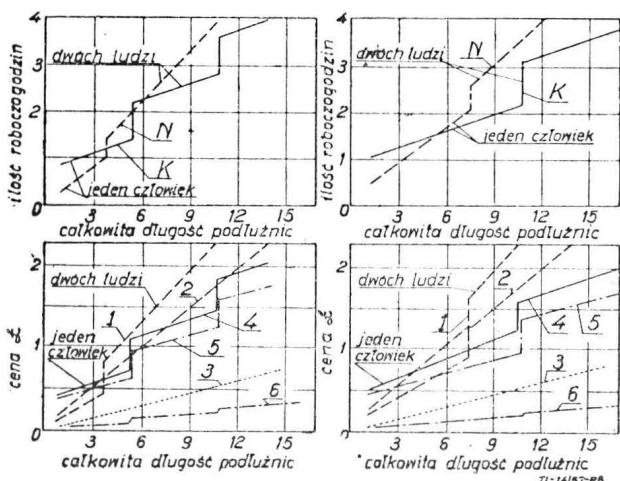


Rys. 5. Pas dźwigara wykonany metodą klejenia w jednym zabiegu

nia w jednym zabiegu. Dodać tu trzeba, że znaczne korzyści przynosi klejenie w jednym zabiegu kilku elementów składających się na dany zespół, jak to ma miejsce na przykład w zespole pasa dźwigarowego pokazanego na rys. 5.

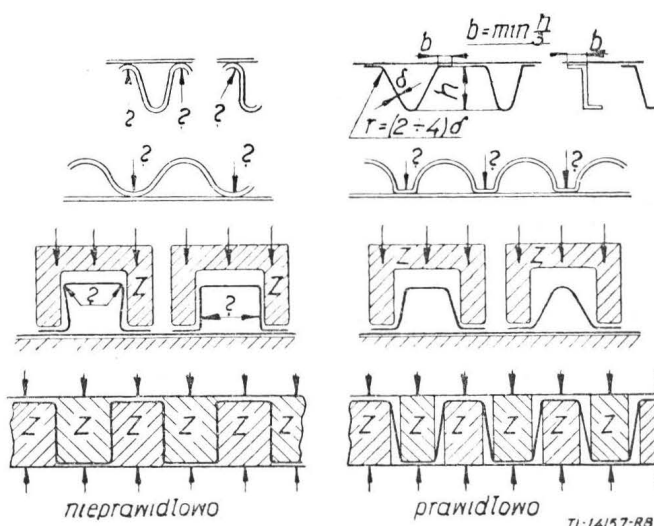
niej wymaga to znacznie drobniejszego podziału, niżby to miało miejsce przy użyciu w każdej innej metody łączenia.

Również kształty blach oraz rodzaj profili usztywniających posiadają decydujący wpływ na możliwości i ekonomię zastosowania metod klejenia. Należy pamiętać, że technologia klejenia, z uwagi na konieczność stosowania podwyższonych temperatur oraz nacisków, stawia specjalne warunki odnośnie ukształtowania i sztywności klejonych zespołów, od których wymaga się, aby w procesie produkcyjnym nie wykazały odkształceń nie tylko trwałych, ale również sprężystych. Im bardziej skomplikowany kształt klejonych zespołów, tym droższe oprzyrządowanie produkcyjne i mniejsze korzyści stosowania tej metody łączenia.



Rys. 6. Porównanie pracochołności i kosztów metody klejenia i nitowania segmentu pokrycia: a, b — z trzema podłużnicami na 1 m szerokości, c, d — z sześcioma podłużnicami na 1 m szerokości; 1 — całkowity koszt nitowania, 2 — robocizny nitowania, 3 — koszt nitów, 4 — całkowity koszt klejenia, 5 — koszt robocizny klejenia, 6 — koszt kleju i podgrzewania, N — nitowanie, K — klejenie

Nawet bez przytoczenia przykładów liczbowych porównania pracochołności związanych z nitowaniem i klejeniem można wywnioskować o korzyściach wynikających z zastosowania tej ostatniej metody łączenia, biorąc pod uwagę, że dla każdego nita należy wykonać zabiegi wier-



Rys. 8. Zasady kształtowania profili i blachy falistej przy usztywnianiu blach pokrywowych metodą klejenia

Na rys. 8 przeprowadzona jest analiza sposobów kształtowania profili i blachy falistej, używanych jako usztywnienie blach pokrywowych. Wynika z niej, że powierzchnie klejenia muszą być ściśle ustalone, płaskie i dostatecznie duże, czego nie zapewnia między innymi normalna blacha falista. Kształt profili usztywniających zapewniać musi ponadto możliwość wywarcia docisku ściśle określonego. Ze względu na ułatwienie produkcji zwrócić należy uwagę na możliwości stosowania odpowiednich wkładek.

Ogólnie można powiedzieć, że dla techniki klejenia korzystne będą kształtowniki otwarte z bokami skośnymi lub odsadzonymi za pomocą małych promieni. Unika się bowiem przy tym możliwości odkształceń przy zastosowaniu docisku i zapewnia prawidłowy przebieg procesu klejenia. Trzeba dodać, że w większości przypadków zmiany takie w porównaniu z konstrukcjami klasycznymi, tak bardzo istotne dla przebiegu procesu produkcyjnego i jakości połączenia, nie nastroją konstruktorowi żadnych trudności.

Naturalnie na elementy zespołów przeznaczonych do łączenia metodami klejenia stosuje się takie stopy, których własności mechaniczne nie ulegają zmianie (pogorszeniu) pod wpływem temperatur stosowanych w procesie klejenia. Nie stanowi to jednak również żadnych ograniczeń dla konstruktora, ponieważ podstawowe materiały konstrukcyjne, to jest wysokowytrzymałe, ulepszone stopy Al (np. Al Cu Mg), bez szkody znoszą temperaturę około 180°C, wymaganą przez proces technologiczny. Warunki te spełniają również stopy Mg, pewne niedogodności ich stosowania stanowią jednak zagadnienia przygotowania powierzchni do klejenia, zachowanie kształtu i jakości powierzchni w wyniku grzania z uwagi na to, że są to przeważnie elementy szczególnie cienkościennie. Trzeba się tu liczyć z bardzo wysokimi wymaganiami odnośnie dokładności prowadzenia wszystkich zabiegów przygotowania powierzchni samego procesu klejenia oraz w stosunku do oprzyrządowania produkcyjnego.

#### WŁASNOŚCI KLEJÓW STOSOWANYCH W BUDOWIE PŁATOWCÓW METALOWYCH

W zagadnieniu klejenia metali, ze względu na cechującą je wysoką gładkość powierzchni, fakt odpowiednio silnego połączenia elementów tłumaczyć można jedynie adhezją polarną. Naturalnie wiąże się to ściśle ze zjawiskiem zwilżalności klejonej powierzchni przez substancję użytą do klejenia, na co z kolei duży wpływ posiada odpowiednie przygotowanie powierzchni polegające na jej odtłuszczeniu.

Z bardzo wielkiej ilości różnych substancji klejących, nadających się do łączenia materiałów nieporowatych w budowie płatowców, mogą znaleźć zastosowanie tylko te, które dają skleinę o odpowiedniej wytrzymałości oraz odporności na działanie atmosferyczne i rozpuszczalników. Ważne jest przy tym, aby kleje te w procesie wiązania nie wykazywały znacznej zmiany objętości, ponieważ prowadziłyby to do powstania w połączeniu niepożądanych naprężeń wewnętrznych.

Wszystkie substancje klejące do łączenia stopów lekkich oparte są na sztucznych żywicach utwardzalnych lub termoplastycznych w stanie utwardzonym, przy czym dla uzyskania własności niezbędnych przy zastosowaniu do łączenia elementów płatowcowych, a więc w pierwszym rzędzie odpowiedniej wytrzymałości i elastyczności, stosuje się czasem domieszkę naturalnego lub sztucznego kauczuku oraz normalnie w klejach stosowane dodatki utwardzaczy, przyspieszaczy, wypełniaczy, rozpuszczalników itp. Mieszanie odpowiednich składników substancji klejącej może odbywać się jedynie przy jej wytwarzaniu.

W budowie płatowców metalowych brane mogą być pod uwagę kleje na bazie żywic fenolowo-formaldehadowych, aethoxylinowych i epox.

#### Kleje fenolowo-formaldehadowe

Kleje z żywic fenolowo-formaldehadowych, używane najczęściej w postaci rozpuszczalnych w wodzie żywic hydrofilowych, nie bardzo nadają się do łączenia metali, ponieważ w stanie utwardzonym wykazują niezbyt dużą wytrzymałość i znaczną kruchość. Pewną niedogodnością jest również to, że proces wiązania (twardnienia), oprócz podwyższonej temperatury (110 do 220°C) wymaga również zastosowania docisku 5 do 15 kG/cm<sup>2</sup> ze względu na towarzyszące mu zmiany objętościowe. W przeciwnym razie w skleinie powstaną rysy od naprężeń wewnętrznych i pęcherze, co znacznie osłabia wytrzymałość połączenia. Oprócz utrudnienia procesu technologicznego ogranicza to również możliwość stosowania klejenia do konstrukcji o specjalnie wysokich wymaganiach dokładności i sztywności.

Do klejenia zespołów płatowcowych kleje z tej grupy substancji klejących otrzymuje się przez mieszanie różnych składników dla polepszenia własności wytrzymałościowych.

Najbardziej znany i stosowany powszechnie w angielskim przemyśle płatowcowym jest klej „Redux”. Powstaje on z mieszaniny polwinyloformalu z żywicą fenolowo-formaldehadową. Mieszanina taka uzasadniona jest bardzo różniącymi się w sensie dopełniającym własnościami tych substancji. Poliwinylformal mający postać białego proszku odznacza się wysoką wytrzymałością, nie wykazuje natomiast odpowiednich własności adhezyjnych w stosunku do powierzchni stopów lekkich. Żywiec fenolowy używany w tym przypadku w stanie ciekłym cechuje natomiast zdolność dobrego nawilżania powierzchni metali oraz silnego łączenia się z poliwinylformalami.

Klej „Redux”, odznaczający się wysoką wytrzymałością zarówno statyczną jak i dynamiczną w obszernym zakresie temperatur (od -40° do +80°C), nie ulega starzeniu, odporny jest ponadto na działanie drobnoustrojów oraz rozpuszczalników: wody zimnej i wrzącej, acetonu, alkoholu, benzyny, nafty, parafiny, olejów smarujących i cieczy hydraulicznych. Nadaje się on do łączenia: stali, stopów lekkich aluminiowych i magnezowych, fenolowych materiałów impregnujących, materiałów ciernych, tkaniny z włókna szklanego, tkaniny płóciennej, papieru, drewna, gumy itp.

W tabeli I zebrane są podstawowe własności i warunki klejenia klejem „Redux” w zastosowaniu do łączenia metali.

#### Kleje aethoxylinowe

Kleje z żywic aethoxylinowych (żywiec epoxy) są produktem kondensacji następującej w wyniku reakcji eplichlorhydriny z bisphenolem w obecności alkali. Zależnie od wymagań substancje klejące z tej grupy otrzymać można w różnym stanie od ciekłych do stałych. Wiązanie ich może odbywać się zarówno w temperaturze pokojowej jak i podwyższonej, przy czym procesowi temu towarzyszy jedynie tak minimalna zmiana objętości substancji, że może on z powodzeniem odbywać się bez potrzeby sto-

Tabela 1. Własności kleju „Redux“ i podstawowe warunki klejenia w zastosowaniu do metali

Przygotowanie klejonych powierzchni	Nanoszenie substancji klejących			Okres przetrzymania otwartego	Warunki wiązania kleju			Warunki przetrzymania w okresie wiązania	Odporność skleiny na:
	postać kleju	sposób nanoszenia	rozchód G/m <sup>2</sup>		temp. w skleinie + °C	nacisk p kG/cm <sup>2</sup>	czas procesu D minut		
1. Anodowane powierzchnie Al i stopów Al należy odtłuścić	proszek	rozpylaczem lub przez sito	przy nanoszeniu jednostronnym 180—230	kilka minut do kilku godzin	145	4,0 dla powierzchni gładkich i dobrze dopasow.	15—20	zdjęcie docisku po ostudzeniu do temperatury 90—100°C	wodę, aceton, alkohol, benzynę, naftę, oleje smarujące, ciecze hydrauliczne
2. W innych przypadkach wytrawić lub przetrzeć powierzchnię papierem ściernym	i	pedzlem, walcami lub pistoletem natryskowym	przy dwustronnym 90—110		165		w przeciwnym razie 15—20		
3. Stal i inne metale odtłuścić lub piaskować	plyn				180	4			
					t. min. = 140°C t. max. = 190°C				

Tabela 2. Własności mechaniczne kleju „Araldit“ w zależności od dodatku wypełniacza

Własność		Czysta żywica	Zawartość i rodzaj wypełniacza			
			25% mączka łubkowa	60% mączka kwarcowa	70% piasek kwarcowy	około 65% tkanina szklana
Ciężar właściwy	G/cm <sup>3</sup>	1,2 — 1,3	1,25 — 1,5	1,7 — 1,8	1,9 — 2,0	1,9 — 2,0
Wytrzymałość na zginanie	kG/mm <sup>2</sup>	9 — 12	6,5 — 8	7 — 10	5 — 6	30 — 50
Udarność	kGcm/cm <sup>2</sup>	13 — 20	3 — 7	6 — 7	1,5 — 3,5	100
Wytrzymałość na rozciąganie	kG/mm <sup>2</sup>	6 — 8	6,5 — 8,5	7,5 — 8,5	3,5 — 4	30 — 50
Wytrzymałość na ściskanie	kG/mm <sup>2</sup>	11 — 13	12 — 13	20 — 22	145 — 150	30 — 40
Moduł sprężystości	kG/mm <sup>2</sup>	300 — 400	450 — 550	1200 — 1400	1600 — 1800	2000 — 4000
Przyczepność do aluminium	kG/mm <sup>2</sup>	2,0 — 2,5	1,4 — 1,9	1,8 — 2,0	0,8 — 1,8	—
Współczynnik rozszerzalności cieplnej liniowej	mm/mm°C	(60 — 65) · 10 <sup>-6</sup>	60 · 10 <sup>-6</sup>	(30 — 35) · 10 <sup>-6</sup>	(25 — 30) · 10 <sup>-6</sup>	13 — 18 · 10 <sup>-6</sup>
Współczynnik przewodności cieplnej	kcal/cm. sek. °C	0,17	—	0,54	0,73	—
Nasiąkanie wodą (10 dni w temp. 20°C)	w % ciężaru	0,25 — 0,35	0,25 — 0,35	0,25 — 0,3	0,15 — 0,2	0,3 — 0,5

sowania docisku sklejaných elementów. W związku z tym istnieje również większa dowolność odnośnie grubości warstwy kleju w skleinie. W przeciwieństwie do klejów z poprzednio omówionej grupy w azanie żywic aethoxylinowych wymaga nie minut — lecz godzin. Skrócenie tego czasu pociąga za sobą konieczność stosowania podwyższonych temperatur z 20° na 100° do 150°C dla klejów wiążących na zimno oraz ze 130° na 200° do 220°C dla wiążących na gorąco.

Żywice aethoxylinowe posiadają kolor od żółtego do lekko szarego i dają się dowolnie farbować. Ceną ich zaletą jest możliwość długotrwałego przechowywania nawet w niekorzystnych warunkach magazynowania.

Stwardniała substancja klejąca nie oznaczają się kruchością i tylko w szczególnych przypadkach zastosowań może zachodzić konieczność mieszania żywic aethoxylinowych z substancjami jeszcze bardziej zwiększającymi własności elastyczne połączeń, jak to ma miejsce na przykład w odniesieniu do znanego kleju „Araldit”, stosowanego na przykład we francuskim przemyśle płatowcowym.

W tabeli 2 zebrane są niektóre własności żywicy „Araldit” w stanie odlanym w zależności od dodatku wypełniacza.

#### Inne kleje o bardziej ograniczonym zastosowaniu i dodatki specjalne do klejów

Poza szerzej omówionymi powyżej substancjami klejącymi z grupy żywic fenolowo-formaldehydowych i aethoxylinowych, istnieje jeszcze wiele innych, których jednak zastosowanie ogranicza się na razie do rzadszych przypadków.

Żywice poliuretanowe wiążące na zimno dają wprawdzie skleinę o wysokich własnościach wytrzymałościowych, posiadają jednak krótką trwałość i są silnie trujące.

Żywice silikonowe stosuje się w przypadkach łączenia metali z kauczukiem silikonowym lub w konstrukcjach warstwowych („sandwich”) przy łączeniu blach z wypełniaczami z włókna szklanego impregnowanego żywicami silikonowymi.

Z grupy żywic termoplastycznych wiele gatunków stosuje się jako domieszki do omawianych wyżej substancji klejących. Wymienić tu można żywice poliwinylowe, poliamidowe oraz elastomery.

Jak już wspominaliśmy, kleje, jakimi dysponuje obecnie przemysł, tracą swoje dobre własności wytrzymałościowe poczynając od temperatury +70°C. Przez przedłużenie okresu utwardzania substancji klejącej w temperaturze przepisanej dla procesu wiązania własności wytrzymałościowe skleiny można podnieść do zadowalającej wysokości (30% spadku wytrzymałości) nawet dla temperatury +120°C. Jest to jednakże temperatura leżąca znacznie niżej od występującej wskutek oporu powietrza przy prędkościach ponaddźwiękowych, gdzie osiąga ona 260°—320°C. W próbach (na przykład przy budowie pocisków sterowanych) znajdują się obecnie substancje klejące, będące mieszaniną żywicy fenolowo-formaldehydowych i aethoxylinowych (np. Metlbond 4021), które wykazują zadowalające własności wytrzymałościowe przez krótki okres czasu nawet w temperaturze 250°C.

W tabeli 3 zestawione są substancje klejące używane do łączenia metali z różnymi materiałami ze szczegółowymi wskazówkami odnośnie zalecanych zastosowań.

W większości przypadków stosowane w praktyce kleje stanowią mieszaninę będących właściwą substancją klejącą z wieloma różnymi dodatkami, spełniającymi rolę rozpuszczalników, utwardzaczy, przyspieszaczy, wypełniaczy itp. Dodatek rozpuszczalników daje możliwość regulacji lepkości substancji klejącej, przez co można wpływać na długość okresu przetrzymania oraz grubość warstwy kleju w skleinie. Pośrednio wpływać one mogą na adhezję kleju do metalu. Utwardzacze i przyspieszacze stanowią podstawowy dodatek omawianych wyżej żywic, stanowiąc najczęściej o charakterze przemian związanych z procesem twerdnienia substancji klejącej. Wreszcie dodatek wypełniaczy pozwala na otrzymanie klejów o różnej lepkości i postaci, a ponadto wpływa na zmniejszenie skurczu substancji klejącej w procesie wiązania, pozwalając przy tym na stosowanie klejów w grubych warstwach. Wypełniacze mogą jednak być stosowane również w dążeniu do uzyskania pewnych określonych własności skleiny jak np. zmiany modułu elastyczności, zmniejszanie współczynnika rozszerzalności cieplnej, zwiększenia współczynnika przewodności cieplnej itp. W zależności od wymagań stosowane są wypełniacze organiczne i nieorganiczne, w postaci proszków, włókien, a nawet tkaniny (np. taśmy klejowe).

W zależności od własności żywicy i wymagań użytkownika, kleje dostarczane mogą być pod różną postacią, przy czym w odniesieniu do konkretnych warunków produkcyjnych każda z nich może mieć różne zalety i wady.

Substancje klejące w stanie płynnym nadają się przede wszystkim do nanoszenia na duże powierzchnie pędzlem lub automatycznie za pomocą walców, jak również sposobem natrysku lub zanurzeniowym. Podczas gdy dla substancji klejących nie zawierających rozpuszczalników lepkość może być regulowana jedynie zmianami temperatury, żywice zawierające domieszki rozpuszczalnika pozwalają na łatwiejszą regulację ich lepkości przez zwiększenie jego dodatku. Należy jednakże pamiętać, że niezastosowanie w tych przypadkach odpowiednio długiego okresu „przetrzymania otwartego”, koniecznego dla odparowania rozpuszczalnika, może spowodować znaczne obniżenie jakości skleiny. Grubość warstwy kleju w skleinie, jaką daje się uzyskać przy użyciu substancji klejących zawierających rozpuszczalniki, jest bardzo niewielka i zawiera się w zakresie 0,05 do 0,15 mm.

Substancje klejące w postaci past nie zawierają rozpuszczalników i nadają się szczególnie do łączenia elementów o powierzchniach niezbyt dokładnie dopasowanych, dając możliwość uzyskania grubszej warstwy kleju w skleinie. Ze względu na swoją konsystencję stwarzają niebezpieczeństwo możliwości wprowadzenia do skleiny nieciągłości struktury w postaci pęcherzyków powietrza. Nanoszenie klejów w tej postaci odbywa się za pomocą „szpachelki” lub przez natrysk wysokociśnieniowym pistoletem.

Tabela 3. Zastosowanie niektórych klejów do łączenia aluminium z różnymi materiałami

Wytwórnia	Oznaczenie firmowe	stan dostawy	stan użycia	okres przydatności	warunki wiązania	Rozcieńczalniki	Przydatność do łączenia aluminium z										szczególnie przydatny do łączenia z:	U w a g i
							papierem	drewnem	tekstyliami, skórą	ceramiką, szkłem	metalami	masami plastycznymi twardymi	masami plastycznymi miękkimi	gumą twardą	gumą miękką			
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	
Aero Research Ltd. Duxfort- Anglia Ciba AG. Wehr/Baden	Redux (A) — płynny (B) — proszek Redux 120	r s r	r s r		gc gc gc		V V	X X	- -	- (+)	X +	+ +	- -	(+) X	X X	z metalami z metalami	Utwardzenie przy 180°C -4 min. przy 145°C -20 min. Docisk 2 do 20 kg/cm <sup>2</sup> . Przy użyciu przyspieszaczy 145°C -5 min. dla 110°C -20 min. przy zmniejszonej przyczepności	
Niemcy	Redux 64	r	r		gc		-	-	-	-	-	-	-	-	-	Spec. dla okładzin hamulcowych	Przy klejeniu gumy konieczne potraktowanie stężonym H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	
Atlas Ago, Wolfgang Hanau a/M.	Agomet H+U (wys. wisk.) Agomet K+U (szybko-tward.) Agomet K+U	c+o c+p c+p	c c c	8 6 8	z z z	Ac,Be,Cl, T Ac,Be,Cl, T Ac,Be,Cl, (W)	V V V	X X X	V V V	X X X	X X X	X X X	- - -	+ + +	- - -	metalami z wyjątkiem kolorowych cynku również metalami kolorowymi	wysoka lepkość szybko-wiążący oba składniki w tutej ssa się na klejonej powierzchni	
Hanau a/M.	Agomet H+U (nisko-wisk.)	r+p	r	30	z	Ac,Be,Cl, T	V	X	V	X	X	X	-	+	-	oprócz metalii kolorowych	nadaje się do nanoszenia pędzlem	
Hanau a/M.	Atlaskleber K 157	c	c		ze	C	+	+	+	-	(+)			+	(+)		na podstawie kauczuku	
Farbenfabrik Bayer Leverkusen	Desmocoll W+ Desmodur TH(=U)	r+r r	r	120	ze gc	T	V	X	X	X	X	+	(+)	-	-	metalami	utwardzalny na gorąco i na zimno	
Boston Blacking Camp. Oberursel/ Taun.	Bostik 476 Bostik 601	r p	(kon-syst. śmientany)		gc z	Al, C,Cl	V +	X +	V +	- +	X +	+	+	+	+	metalami, żywicami na podstawie polietylenów	podgrzewanie przy 150°C -36 min. przy 200°C -18 min. Docisk min. 3,5 kg/cm <sup>2</sup> . Klej o wysokich własnościach adhezyjnych. Nie marszczy się	
Ciba AG Basel (Szwajcaria) Ciba AG Wehr/Baden Niemcy	Araldit typ I (naturalny) Araldit typ XV+U XV	s r+r	s r		g **)	g pęczniejący w Ac	V V	V V	- -	X X	X X	(+) (+)	- -	- -	- -	metalami dla wypełniania „sandwich”	Utwardz. przy 130°C -10 godz. przy 180°C -1 godz. przy 200°C -30 min. ze względu na łatwość rozcieńczenia nadaje się do klejenia dużych powierzchni	
	Araldit typ 101+U 951*) Araldit typ 103+U 951*) Araldit typ 121+U 951*)	g+r r+r p+r	g r p	90 60 60	zg z..g z	trójchlo-roetylen	V V V	+	(+) (+)	X X X	+	+	- -	(+) (+) (+)	(+) (+) (+)	materialami porowatymi do wypełniania szczelin	** Okres przydatności w 1 mc — może być przedłużony do 4-ch miesięcy tylko z utwardzaczem 951 dla gumy z ewentualną obróbką specjalną	
Th. Goldschmidt Essen	Tego-Film	r	r		gc		V	X	V	-	-	-	-	-	-	uprzywilejowany jako klej do drewna w lotnictwie	Warunki utwardzania w temperaturze 135°C przy docisku 20—25 kg/cm <sup>2</sup>	
Henkel Düsseldorf	Metallon 130+U	c+r	c	*)	g		V	V	V	X	X	+	-	+	-	metalami	Warunki utwardzania 120-2 *) okres przydatności	
Isar-Chemie-München	Metallogum K+U (10:1)	r+r	r	5	z	C,T,Cl		X	V	+	X	-	X	X		masami plastycznymi, poliamidowymi i polistyrowymi	wytrzymały na wysokie temperatury do 90°C	

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
Isar-Chemie-München	Ultraplast M+U (10:1)	r+r	r	5	z	B,T,Cl		X	V	+	+	X	+	+	(+)	PVC	
Isar-Chemie-München	Irodur ABA+B (1:1)	r+r	r	5	z		V	X	*)	+	X	-	-	+	+	*) skórą miękką, gumą i drewnem	
Rödiger & Sohn — Deutsche Klebstoffwerke Hanau a/M.	Dekalin L 1000	g	g		zc	„L 1000 VD,,	X	+	+	+	+	+	+	+	-		
Röhm & Hass Darmstadt	Plexigum 8047	s..g	g		zc		+	+	+	+	X	(+)	+	(+)	(+)	plexiglassem	do nanoszenia w tem. 180°C w stanie stopionym w 20° rozpuszczony w rozpuszczalnikach
Sichelwerke Hannover	Sichel-Leime 7309, 8120, 8382	r	r	6)	z	AC,B	+	+	+	+	+	-	-	+	+	dla folii z różnych metali	
Uhn-Werke H. a/M Fischer Buhl-Baden	Uhu-AM6	c	c		zc	Ac	+	+	+	+	+	+	+	-	-	dla wszystkich materiałów oprócz gumy	
Wulkanittel. Chem. Fab.	Wulkafix Uni G	r+r	r	90	zgc	Be,T,Cl	V	X	X	(+)	X	(+)	(+)	X	X	miękką gumą	powierzchnię metalu zaleca się pokryć klejem Wulkafix CK
Köln Bickendorf	Wulkafix 220	r+r	r	200	zgc	Be,T,Cl,E	V	X	X	-		+	+	X	X	skórą gumą	

## OZNACZENIA:

## 1. Stan dostawy względnie użycia

s — stały  
p — w postaci pasty  
r — płynny, rzadki  
g — płynny, gęsty  
c — płynny ciągliwy  
u — utwardzacz

## 2. Warunki twardnienia kleju

z — na zimno  
g — na gorąco  
c — pod ciśnieniem

## 3. Rozcieńczalniki

Ac — aceton  
Al — alkohol  
B — benzyna  
Be — benzol  
C — aromatyczne  
Cl — alifatyczne } węglowodory

## 4. Oznaczenia rysunkowe

x — bardzo dobry  
+ — dobry  
v — za kosztowny  
// — warunkowo  
— — nie nadający się

Należy dodać, że metody zmechanizowanego nanoszenia klejów w postaci past nie są jeszcze na tyle opracowane, aby zapewniały niezawodność i ekonomię procesu.

Substancje klejące w stanie stałym występować mogą w postaci proszków, pałeczek oraz taśm klejących.

Proszki nanoszone są na sklepane powierzchnie za pomocą posypywania (przez sito), metodą zanurzenia lub pistoletem płomieniowym. Aby uzyskać przyczepność kleju do powierzchni metali w tym pierwszym zabiegu klejenia oraz uwolnić powietrze zawarte w proszku, należy przedmiot podgrzać przed lub po naniesieniu kleju do temperatury +70° do 100°C tak, aby klej przeszedł w fazę ciekłą.

Przy posługiwaniu się klejem w pałeczkach konieczne jest bardzo równomierne podgrzewanie powierzchni, na które ma on być nanoszony, w przeciwnym razie grubość warstwy substancji klejącej jest bardzo zróżnicowana, co pociąga za sobą spadek wytrzymałości połączenia. Uzyskanie więc warunków odpowiednich dla tej metody nanoszenia kleju jest w przypadkach elementów o dużych powierzchniach i zróżnicowanych przekrojach mocno utrudnione. Nadaje się więc ona raczej dla elementów niewielkich lub ściśle ograniczonych powierzchni klejenia.

Taśmy klejące wytwarzane są w postaci jednorodnych filmów lub jako taśmy specjalne przesypane żywicami. Jako podstawy używa się w tych przypadkach papieru lub tkaniny nylonowej (spadochronowej). Do zalet posługiwania

sie klejami w tej postaci należy, między innymi, mińmalny rozchód kleju i możliwość uzyskania bardzo równomiernej grubości warstwy substancji klejącej w sklejeniu. Oprócz wpływu na wytrzymałość połączenia fakt ten posiada wielkie znaczenie w konstrukcjach, gdzie klej wykorzystywany jest jednocześnie jako przekładka izolacji elektrycznej. Z innych zalet wyliczyć można jeszcze trwałość i łatwość przechowywania. Do wad natomiast należy wysoki koszt klejów w tej postaci, tak że nie zawsze opłaca się je stosować. Ponadto stosowanie taśm klejących wymaga najczęściej wstępnego naniesienia dodatkowej substancji klejącej na łączone powierzchnie. Z celowych przykładów zastosowania wymienić można łączenie powierzchni przylegających do siebie krawędziami oraz łączenie blach pokryciowych w konstrukcjach warstwowych z wypełnierzami typu plastra miodowego.

W zależności od wyposażenia produkcyjnego, ilości i rodzaju łączonych elementów, zamawia się substancje klejące o określonych warunkach wiązania. Naturalnie użytkownik klejów będzie zawsze wymagał jak najdłuższego okresu ich użytkowania przy jednoczesnym, jak najkrótszym czasie procesu wiązania. Trzeba jednak wyraźnie podkreślić, że w odniesieniu do omawianych substancji klejących jest to niemożliwe, ponieważ kleje szybko wiążące z natury swej posiadają krótki okres użytkowania.

d.c.n.



Mgr inż. MARIAN WASILEWSKI

## Technologia pracy w biurach konstrukcyjnych budowy samolotów, cz. II

### DOKUMENTACJA TECHNICZNA SAMOLOTU

Każdej jednostce konstrukcyjnej samolotu przeznaczony jest pewien określony, obowiązkowy względnie zalecany, komplet dokumentów, potrzebny do wykonania kontroli i użytkowanie tej jednostki, jak to wykazuje tabela 3.

Rodzaje dokumentów	Uwagi	Rodzaje produkcji			
		jednostk.	prototyp.	ser. mała	masowa
części jedn.	1. Rysunek wykonawczy			A	
	2. Warunki techniczne			B	
	3. Inne dokumenty	a)		C	
zespoły	1. Rys. zespołu. Widok ogólny			C	
	2. Rysunek złożeniowy zespołu			A	
	3. Rysunki pomocnicze	b)		C	
	4. Kompl. dokum. części	c)		A	
	5. Rys. układania i opakowania		C		D
	6. Warunki techniczne			B, D, E	
grupy względnie podgr.	1. Rys. grupy. Widok ogólny			C	
	2. Rys. złożeniowy grupy			A	
	3. Rysunki pomocnicze	b)		C	
	4. Komplet dokum. podgrup	c)		A	
	5. — — — — — zespołów	c)		A	
	6. — — — — — części	d)		A	
	7. Rys. układania i opakowania		C		D
	8. Rys. etykietowania			C	
	9. Rys. remontowe		C	H	F
	10. Specyfikacje			A	
	11. Warunki techniczne			A	
	12. Wykaz części normalnych			D, E	
	13. — — — — — handlowych			D, E	
	14. — — — — — innych sam.			D, E	
	15. Inne dokumenty	e)		C	
samolot	1. Rys. samolotu. Widok ogólny			C	
	2. Rysunki pomocnicze	b)		C	
	3. Komplet dokum. grup	c)		A	
	4. — — — — — podgrup	c)		A	
	5. — — — — — zespołów	d)		A	
	6. — — — — — części	d)		A	
	7. Rys. układania i opakowania		C		A
	8. Rys. etykietowania			C	
	9. Komplet rysunków remontow.		C	H	G
	10. Specyfikacje			A	
	11. Warunki techniczne			A	
	12. Wykaz części normalnych			A	
	13. — — — — — handlowych			A	
	14. — — — — — innych sam.			A	
	15. Spis dokumentacji			A	
	16. Spis rysunków			A	
	17. Instrukcje eksploatacyjne			A	
	18. Inne dokumenty			A	

Tabela 3. Komplet dokumentów jednostek wykonawczych samolotu. Objaśnienia oznaczeń: a) — należy wliczyć tu wykonawcze rysunki układania i opakowania, obliczania, tablice, opisy itp., b) — rysunki montażowe, gabarytowe, schematy, schematy montażowe itp., dla danej jednostki, c) — komplety dokumentów jednostek wchodzących w skład jednostek wyższych, d) — komplety dokumentów jednostek najniższych wchodzących bezpośrednio w skład jednostek wyższych; w ich liczbie rysunki montażowe tych jednostek najniższych, jeśli nie weszły w komplet jednostki wyższej, e) — instrukcje wykonawcze, opisy działania i inne, spisy rysunków i dokumentów, A — opracowuje się obowiązkowo; B — opracowuje się w przypadkach: — konieczności szczegółowego określenia wykonania i odbioru, metod kontroli i badania gotowej jednostki, — większej liczby rysunków nie wyrażonych wymagań dla gotowej jednostki lub w przypadku takiego rozmieszczenia rysunków, które nie pozwala na dalsze opisowe ujęcie wymagań, — istnienia szczególnych wymagań; C — opracowuje się w miarę potrzeby; D — obowiązkowo przy niezbędnej dostawie jednostki; E — obowiązkowo w przypadku wykonywania jednostki w zakładzie kooperatywnie związanym z produkcją; F — obowiązkowe, gdy jednostka wchodzi również w skład innego samolotu; G — obowiązkowe wtedy, gdy remont polega nie tylko na zmianie części zamiennych; H — nie opracowuje się

Na ogół w dokumentacji wykonywanej w biurze konstrukcyjnym występują następujące rodzaje dokumentów: rysunki i schematy, specyfikacje, warunki techniczne, instrukcje wykonawcze, instrukcje użytkowania, wykazy części i zespołów oraz spisy dokumentów.

#### Rysunki

Najbardziej typowym i powszechnie stosowanym dokumentem jest rysunek. „Rysunek jest językiem technika”, czyli zasadniczą formą redakcji treści konstrukcyjnej wraz ze wszystkimi dyscyplinami objętymi normami rysunku technicznego maszynowego (PN/M-01050 do 01099).

W budowie samolotu stosowane są następujące rodzaje rysunków w zależności od przeznaczenia:

1. Rysunki konstrukcyjne, które z kolei dzielą się według przedstawianej treści na:

a) — rysunki elementów zawierające wszystkie niezbędne dane potrzebne do wykonania elementów i ich kontroli; rysunek części może być pojedynczy lub tabelowy, przy czym w tym ostatnim wymiary oznaczane są symbolami ogólnymi, dla których po kilka wymiarów szczegółowych (liczbowych „typo-wymiarów”) podaje się następnie w tabeli; b) — rysunki kształtów zewnętrznych, podające tylko kontury elementów lub zespołów, ewentualnie też współrzędne obrysów, niektóre wymiary montażowe względnie odstępów od wykreślonych na nich elementów;

c) — rysunki złożeniowe zespołów i grup, podające dane konieczne do ich kompletowania, składania, obróbki i kontroli, a także do opracowywania z nich rysunków wykonawczych elementów;

d) — rysunki montażowe, wyobrażające kontury agregatów montowanych na jednostkach wyższych; zawierają one wszystkie dane (elementy, materiały i wymiary montażowe oraz wskazówki montażowe); inną formą rysunku montażowego jest schemat montażowy podający części montażowe za pomocą pewnych umownych symboli;

e) — rysunki zestawieniowe, podające „widok ogólny” zespołu, jego ogólną charakterystykę, wymiary główne: zewnętrzne, złożeniowe i montażowe.

W zależności od stadium pracy konstrukcyjnej rysunki dzielą się na:

— rysunki projektu wstępnego, dające ogólny pogląd na rozwiązanie a konstrukcyjne samolotu i jego niektórych zespołów;

— rysunki projektu konstrukcyjnego tak opracowane, aby z nich można było opracować rysunki wykonawcze (a więc zawierające wszystkie dane dla rysunków wykonawczych elementów, zespołów i grup złożeniowych i montażowych); — rysunki wykonawcze, które powinny wespół z innymi dokumentami podawać wszystkie dane niezbędne do wykonania elementów względnie składania i montowania zespołów oraz do ich kontroli i użytkowania.

Rysunki wykonawcze, w zależności od typu zakładu wykonawczego, stopnia obróbki, wielkości produkcji oraz stanu specjalizacji zakładu, można podzielić na:

a) — rysunki prototypu, z których wykonuje się tylko kilka sztuk prototypu względnie próbną prototypową serią (po wniesieniu wszystkich zmian i poprawek wynikłych z prób fabrycznych i wykonania prototypu);

b) — rysunki produkcji seryjnej, opracowane z rysunków prototypowych; na podstawie tych rysunków opracowane jest następnie pełne przygotowanie technologiczne na serię;

c) — rysunki produkcji masowej, ze skończonym opracowaniem, jako rezultat wykonania serii z pełnym przygotowaniem technologicznym;

d) — rysunki produkcji jednostkowej, opracowane tylko dla wykonania jednej sztuki (bez perspektywy rozwoju, wykonywane bardzo rzadko jako studium aerodynamiczne nowych koncepcji do prób w locie);

e) — rysunki remontowe są rysunkami wykonawczymi z wydzieleniem elementów wymagających poprawienia lub wymiany, a również służących do wykonania osobnych elementów o niektórych wymiarach obejmujących stadia kolejnych obróbek remontowych dla zapewnienia wymagalności.

W zależności od samej techniki wykonania rysunku oraz jego przeznaczenia wyróżnić należy:

a) — szkice wykonywane odręcznie, bez skali, bez niektórych wymiarów oraz bez ograniczeń co do papieru i techniki wykonania rysunku;

b) — rysunki projektu wstępnego, wykonywane zwykle na kartonie i szkicówce (czasem na sklejkę), służące następnie do wykonania oryginałów (stosowane dla geometrii i innych bardzo dokładnych rysunków);

c) — oryginały wykonywane ołówkiem lub tuszem na szkicówkach, umożliwiającymi wykonywanie odbitek na papierze światłoczułym;

d) — oryginały wtórne (zwane też „transparentami” lub „sepiami”), które są odbitkami z oryginałów pierwotnych, wykonanymi na szkicówkach światłoczułych, przeznaczonych również do wykonywania odbitek na papierach światłoczułych; duplikaty stosowane są niekiedy dla zakładów kooperujących lub wykonujących z licencji;

e) — odbitki światłoczułe (zwane też „kopiami”) odbijane z oryginałów lub duplikatów na papierze światłoczułym dla użytku zakładu wytwórczego i użytkownika.

### Specyfikacje

Specyfikacje są to dokumenty służące do kompletowania wszystkich zespołów i grup wykonawczych. Specyfikacje powinny zawierać również wszystkie dokumenty, jeżeli nie robi się osobnego spisu dokumentów. Niekiedy dane służące do kompletowania podaje się wprost w tabelach na rysunkach wykonawczych, wówczas specyfikacje jako osobne dokumenty stają się zbędne. Specyfikacje powinny zawierać kolejno:

- numery wszystkich elementów i zespołów wchodzących w skład specyfikowanej jednostki;
- nazwy tych elementów i zespołów ściśle zgodne z nazwami wymienianymi w rysunkach (w ewentualnych skrótach);
- liczbę elementów lub zespołów na jednostkę specyfikowaną;
- numer rysunku, z którego ma być dany element względnie zespół wykonany, lub numer normy przy elementach normalnych;
- materiał z uwzględnieniem jego rodzaju, asortymentu, wymiarów „surowych” („netto” lub „brutto” według umowy z technologami) oraz z podaniem odpowiednich norm materiałowych;
- uwagi dla późniejszych ewentualnych uzupełnień.

### Warunki techniczne

Dokumenty te ujmują wszystkie nie podane w rysunkach wymagania, jakim muszą odpowiadać elementy, zespoły, grupy i cały samolot przy odbiorze technicznym. Zagadnienia tych wymagań powinny być ujmowane w osobne rozdziały: 1) postanowienia ogólne; 2) wymagania techniczne dla materiałów i ich obróbki; 3) zasady odbioru i badań oraz tolerancje; 4) znakowanie i stemplowanie; 5) pokrywanie i malowanie; 6) składanie i smarowanie; 7) magazynowanie i konserwacja; 8) opakowanie i transport; 9) ewentualny spis dokumentów, jeśli nie został podany osobno lub w specyfikacjach.

### Instrukcje wykonawcze

Szczególne wskazania dla opracowania technologicznego co do sposobu wykonawstwa, składania i montażu, prób, badań i kontroli mogą być ujęte w formie instrukcji tych czynności.

### Instrukcje użytkownika

Dokumenty te przeznaczone są w zasadzie dla użytkownika, niemniej jednak są też konieczne już w zakładzie dla przeprowadzania prób fabrycznych w locie. Ich poszczególne części to:

1. Opis samolotu podający szczegółowe charakterystyki płatowca, silnika i wyposażenia.
2. Instrukcja obsługi samolotu przed lotem, w czasie lotu i po skończeniu lotu.
3. Instrukcja pilotażu.
4. Instrukcja przeglądów, napraw bieżących i remontów.

#### Dokumentacja dodatkowa

Należą tu wszelkie wykazy, jak na przykład:

- wykazy części zapasowych;
- wykazy części niezamiennych;
- wykazy części normalnych, wykonywanych;
- wykazy części normalnych, zamawianych;
- wykazy części i zespołów handlowych (krajowych i importowanych);
- wykazy zamienników materiałowych;
- wykazy części odlewanych;
- wykazy części odkuwanych; itp.

### Spis dokumentów

Jest to kontrolny dokument zawierający komplety dokumentów samolotu i jego głównych zespołów. Poza nim istnieje spis rysunków podający w poszczególnych pozycjach wszystkie arkusze rysunków oraz specyfikacji (z podaniem liczby stron tych ostatnich).

### Znakowanie dokumentów

Problem znakowania dokumentów wielokrotnie odkładany przez konstruktorów na jak najdalszy plan nie jest bynajmniej w redakcji dokumentów godny zaniedbywania. Każda przecież redakcja jest wtedy tylko przejrzysta i wygodna w użytkowaniu, gdy posiada pewną właściwą systematykę swoich części. W przypadku tak różnorodnej pod względem formy i treści redakcji myśli konstrukcyjnej jaką jest dokumentacja samolotu, problem systematyki i związanego z nią znakowania jest szczególnie pilny do założenia jeszcze przed przystąpieniem do wykonywania dokumentacji. Jeśli chodzi o znakowanie rysunków kwestia ta została naświetlona w cytowanym już artykule mgr inż. S. Lassoty: „Numeracja rysunków samolotów”. Znakowanie innych dokumentów oraz numeracja ich rozdziałów pozostawałaby jeszcze do omówienia szerszego i próbnego zastosowania. Wydaje się, iż dla numeracji poszczególnych rozdziałów dokumentów takich jak warunki techniczne, instrukcje wykonawcze i użytkownika wystarczyłby dwucyfrowy układ numeracji dziesiętnej, który dałby się następnie zawsze uzupełnić również dwucyfrowym układem numeracji ustępów w tych rozdziałach. Trudniejszy jest natomiast problem odpowiednich symboli dla oznaczenia rodzaju dokumentu. Wzorowanie się tu na symbolice dokumentacji obcych nie zawsze daje rozwiązanie do przyjęcia. W każdym razie najwłaściwsze jest przyjęcie symboli literowych, umieszczanych za symbolem (również literowym lub liczbowym) samolotu, a następnie dwucyfrowy numer rozdziału. Jeśli na symbole poszczególnych dokumentów używa się liter dużych, zgodnych z pierwszymi literami nazw tych dokumentów, to będą one następujące:

- WT — warunki techniczne
- IW — instrukcja wykonawcza
- OS — opis samolotu
- IO — instrukcja obsługi
- IR — instrukcja remontów
- IP — instrukcja pilotażu
- OA — obliczenia aerodynam.
- OW — obliczenia wytrzyma.
- OR — obliczenia różne
- SD — spis dokumentów
- SR — spis rysunków.

W niektórych przypadkach dla wyróżnienia charakteru wspólnego dla pewnej grupy dokumentów można użyć jako dodatkowych wyróżników liter małych, na przykład:

- Wzp — wykaz elementów zapasowych
- Wnz — wykaz elementów niezamiennych
- Wn — wykaz elementów normalnych
- Wh — wykaz elementów handlowych
- Wodl — wykaz elementów odlewanych
- Wodk — wykaz elementów odkuwanych
- Wzm — wykaz zamienników materiałowych, itp.

### ORGANIZACJA BIURA KONSTRUKCYJNEGO

Opanowanie metodyki i techniki konstruowania nie wyczerpuje jeszcze zagadnienia metod pracy w biurze konstrukcyjnym budowy samolotów, nie zapewnia też możliwie najkrótszego terminu wykonania dokumentacji i uruchomienia seryjnej produkcji, utrzymanie którego, z uwagi na szybkie starzenie się typów sprzętu w tej gałęzi przemysłu, jest rzeczą pierwszorzędną wagi. Dzieje się tak jednak dlatego, że niezharmonizowany jest najczęściej cykl pracy biura konstrukcyjnego z cyklem przygotowania produkcji i jej wykonania. W dużej mierze przyczynia się do tego fakt, iż, jak w przedmowie zaznaczono, biura konstrukcyjne muszą przenosić na siebie cały ciężar prac organizacyjnych ciągle od nowa, gdyż są zbyt często „rozpędzane”. W takim stanie rzeczy okaże się najczęściej, że tańsza jest alternatywa nabycia jakiejś licencji, aniżeli drogie wykonanie własnych konstrukcji, zwłaszcza gdy są stanowczo odradzane przez czynniki miarodajne. Szkody wynikłe stąd w gospodarce przemysłowej są tymczasem o wiele większe aniżeli straty z najbardziej nieudanych prototypów, których budowa zapewnia jednak ciągłość w postępie technicznym i wyjście z impasu. Przykładem są tu serie prototypów wyprodukowanych w ostatnim dziesięcioleciu w przemyśle lotniczym francuskim.

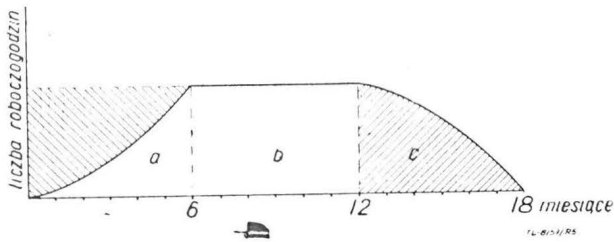
Zasadniczymi warunkami przyspieszenia produkcji są: — odpowiednia koordynacja biur przygotowania, uruchomienia i opanowania produkcji, polegająca na właściwej, celowej kolejności i terminowości prac tych biur;

— odpowiedni dobór kwalifikacji i liczby pracowników, ich traktowanie i uwzględnienie ich dorobku teoretycznego i praktycznego oraz uwzględnianie ich osobistych zainteresowań;  
 — odpowiednie wyposażenie biura konstrukcyjnego w „środki produkcji” nie tylko najkonieczniejsze do wykonania dokumentacji, lecz również do zadowalającego rozwoju praktyki konstrukcyjnej i badawczo-naukowej.

**Współpraca biur przygotowania produkcji**

Należy szczególnie podkreślić konieczność bardzo starannego planowania i powiązania prac w poszczególnych biurach przygotowania produkcji. Planowanie poszczególnych etapów rozwijania produkcji wykazuje wykres na rysunku 3.

Na ogół przyjmuje się 1—1,5-roczny cykl poszczególnych prac wykonywanych w odpowiednich działach względnie



Rys. 3. Etapy rozwijania produkcji.

w zakładach, przy czym wskazana jest tu metoda „równolegolejka”, uwzględniająca pewien okres wyprzedzania (przyjęto cykl 1/2—1-roczny).

Dla skrócenia cyklu opracowania produkcji należy w pracach biura konstrukcyjnego umożliwić rozszerzenie „frontu prac” dostosowanego do szczegółowego planu przy-

gotowania produkcji w zakładzie. Rozszerzenie frontu prac uzyskuje się przez równoległe prowadzenie opracowania poszczególnych części projektu (grup konstrukcyjnych pokrywających się możliwie dokładnie z grupami wykonawczymi). Zasada ta powinna być utrzymana zarówno w harmonogramach, jak i w rzeczywistym ich wykonaniu we wstępnym przygotowaniu konstrukcji i w dalszych etapach, aż do uruchomienia produkcji seryjnej włącznie. Jakakolwiek byłaby zasada podziału prac zasadniczych na etapy, konieczność jasnego zróżniczkowania i położenia w planie kalendarzowym prowadzi do maksymalnego skrócenia cyklu przygotowania produkcji. Przykład harmonogramu prac biura konstrukcyjnego na tle ogólnego planu przygotowania i wykonania produkcji lotniczej wykazuje rysunek 4.

Przygotowanie dokumentacji konstrukcyjnej samolotu zajmuje normalnie 25% do 35% czasu potrzebnego do całkowitego przygotowania produkcji (licząc od daty zlecenia na wykonanie projektu do daty uruchomienia produkcji seryjnej). W zestawieniu tym przygotowanie dokumentacji technologicznej zajmie 35% do 45% oraz przygotowanie dokumentacji oprzyrządowania i pomocy warsztatowych około 30% czasu. Od sprawności pracy konstruktorów będzie więc zależało w bardzo dużym stopniu tempo przygotowania produkcji. Dlatego powinny być w biurach konstrukcyjnych silnie rozbudowane komórki normalizacji wewnętrznej oraz komórki informacji technicznej, które przyspieszałyby konstruowanie przez przygotowywanie wyboru znormalizowanych części, zespołów i niejednokrotnie niektórych rozwiązań konstrukcyjnych, wykorzystywanych w pewnej serii prototypów. Nad technologicznością konstrukcji powinna czuwać grupa głównych konstruktorów, w której wspólnie z technologami przeprowadza się kolegiąlną dyskusję przed wykonaniem i w czasie wykonywania dokumentacji. Przed przekazywaniem dokumentacji do dalszego opracowania w innych działach powinna ona podlegać szczegółowej kontroli w komórce sprawdzania dokumentacji.

Rodzaj pracy	Liczba godz. w tys.				1-szy rok												2-gi rok					
	biuro konstr.	przyg. techn.	wykon. oprzyr.	Wyk. 3 st. prot.	Kwartał I		Kwartał II			Kwartał III			Kwartał IV			Kwartał I		Kwartał II				
					1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6
Grupa administrac.	8				a																	
Grupa ogólna	20				1																	
Grupa obliczeniowa	12				2																	
Grupa konstr. kadłuba	12	20	20	45																		
— " — skrzydła	12	25	20	50																		
— " — usterzeń	4	6	7	10																		
— " — podwozia	4	10	8	16																		
— " — sterownic	4	5	3	7																		
— " — napędu	8	6	12	10																		
— " — wyposażenia (urz. energ.)	6	6	2	11																		
— " — wyposażenia (przyr. pokł.)	4	6	3	11																		
— " — wyposażenia (urz. pomiesz.)	6	6	5	10																		
Sumy godz. w tys. (biuro konstr.)	100	—	—	—	0,5	1,0	2,0	3,0	5,5	7,0	8,5	8,5	8,5	8,5	8,5	8,5	8,0	7,0	6,0	5,0	3,0	1,0

Rys. 4. Harmonogram przykładowy prac biura konstrukcyjnego na tle harmonogramu przygotowania produkcji prototypu.

Oznaczenia: ———— Przygotowanie dokumentacji konstrukcyjnej  
 - - - - - przygotowanie opracowania technologicznego  
 . . . . . przygotowanie i wykonanie oprzyrządowania  
 ○○○○○○○○ wykonanie części  
 ●●●●●●●●●● składanie zespołów  
 ●●●●●●●●●● montaż samolotu do lotu

### Dobór pracowników

Przy projektowaniu samolotów większych (ponad 1000 kG), o bogatszym wyposażeniu, pewne typowe prace z uwagi na ich charakter należy wykonywać w odpowiednich sekcjach, których liczba zależy od rozwijanego frontu prac i związanej z tym liczby i kwalifikacji stojących do dyspozycji pracowników.

Do opracowania konstrukcji samolotu potrzebna jest pewna liczba pracowników różnych specjalności i kwalifikacji pozostająca w określonym stosunku do wielkości i przeznaczenia samolotu. Stosunek ten nie da się przewidzieć bez wnikliwej analizy statystyki obcych i własnych warunków budowy samolotów. Ze statystyk państw zachodnich wynika, że procentowy udział liczby pracowników, zatrudnionych przy poszczególnych specyficznych pracach opracowania projektu samolotu jest następujący (średnia z 13 zakładów):

konstruktorzy . . . . .	49,4%
obliczeniowcy . . . . .	12,8%
aerodynamicy (studia) . . . . .	3,4%
kopiści . . . . .	5,4%
biuro ogólne . . . . .	29,0%

Uderzająco znaczny jest w tym zestawieniu procent pracowników biura ogólnego, opracowującego wszelkie wykazy, specyfikacje, organizującego katalogi, normy i pomoce naukowe. Należy tu również pracownicy administracyjni i praktykanci. Organizacja naszych biur konstrukcyjnych odbiega nieco pod tym względem od tamtych. W naszych warunkach charakteryzujących się brakiem odpowiednio wykwalifikowanych pracowników grupy ogólnej i administracyjnej przerzuca się zwykle ciężar prac ogólnych na konstruktorów, których udział procentowy w naszych statystykach bywa stąd o około 10% większy niż to z powyższego zestawienia wynika. Przykład obsady poszczególnych grup przedstawiałby się dla naszych warunków następująco:

konstruktorzy . . . . .	60% do 65%
studium i obliczenia . . . . .	10% do 15%
grupa ogólna . . . . .	15% do 20%
administracja . . . . .	5% do 10%

Zanalizujemy poszczególne grupy wymienione również w przykładowym harmonogramie pokazanym na rysunku 4.

Grupa administracyjna składa się z następujących sekcji: a) kierownictwo i organizacja pracy (łącznie z planowaniem i statystyką sprawozdawczą roboczo godzin); b) sekretariat, utrzymujący łączność administracyjną z innymi działami zakładu; c) archiwum, prowadzące również gospodarkę wyposażeniem biura konstrukcyjnego.

Obsada tej grupy powinna być jak najbardziej fachowa i dublowana w przypadku nieobecności pracowników z uwagi na niezwykle żywotne zadania tej grupy w codziennej pracy całego biura konstrukcyjnego, a niezbyt duży procent (2 do 3) przypadający na każdy z tych referatów.

Grupa ogólna powinna posiadać sekcje o następującej tematyce prac i procentowym udziale w obsadzie pracowników 3—4%:

1. Opracowywanie dokumentów dotyczących całego samolotu (warunków technicznych, instrukcji, wykazów itp.).
2. Ewidencja informacji technicznych, normalizacji i statystyki technicznej.
3. Łączność konstrukcyjna z działami wytwórczymi zakładu (komórka uwzględniająca czynnik ruchowy czuwania biura konstrukcyjnego nad wykonaniem prototypu).
4. Zmiany i poprawki (kontrola ich opracowania i przebiegu).
5. Sprawdzanie rysunków (sekcja wzmacniana do odpowiedniej liczby pracowników zależnie od nasilenia prac).

Pracownicy tej grupy powinni posiadać długoletnią praktykę konstrukcyjną i fabrykacyjną, szczególnie jeśli chodzi o pracowników sprawdzających dokumentację i opracowujących warunki techniczne i instrukcje. Sekcje łączności z waształtem oraz zmian i poprawek wymagają pracowników nie tyle wysoko kwalifikowanych, ile rutynowanych w swojej praktyce (będą to zwykle technicy z długoletnią praktyką produkcyjną). Sekcję normalizacji powinni tworzyć pracownicy po kursie normalizacyjnym, włączeni do współpracy z komórką normalizacji wewnętrznej zakładu. Zadaniem ich jest kontrola normalizacyjna dokumentacji, rozwijanie polityki i tematyki normalizacyjnej zakładu,

gromadzenie i rozpowszechnianie norm wewnętrznych zakładowych, resortowych i państwowych w biurze konstrukcyjnym i w innych działach zakładu. Poza tym do niej należy gromadzenie wszelkich informacji technicznych i sporządzanie statystyk.

Grupa studium i obliczeń składa się zwykle z następujących sekcji:

1. Studium projektowe samolotu . . . . . 3% do 4%
2. Obliczenia aerodynamiczne . . . . . 3% do 4%
3. Obliczenia wytrzymałościowe . . . . . 5% do 6%
4. Obliczenia różne (ciężarowe, momentów bezwł., geometrii itp.) . . . . . 2% do 3%

Obsada tej grupy powinna składać się z najwyższej wykwalifikowanych pracowników naukowych, specjalistów aerodynamików i statyków lotniczych oraz matematyków, dalej z pewnej liczby rutynowanych rachmistrzów — techników i kreślarzy do wykonywania wykresów i rysunków do obliczeń oraz do opracowania graficznej strony obliczeń.

Sekcje konstrukcyjne obejmują zwykle 9 grup konstrukcyjnych samolotu:

kadłub . . . . .	10% do 12%
skrzydła . . . . .	10% do 12%
usterzenia . . . . .	3% do 5%
podwozie . . . . .	4% do 5%
sterownice . . . . .	3% do 5%
napęd . . . . .	6% do 8%
urządzenia i instalacje energ . . . . .	4% do 6%
przrzędy pokładowe . . . . .	3% do 5%
urządzenia pomieszczeń . . . . .	4% do 6%

Sekcje konstrukcyjne powinny być prowadzone przez konstruktorów o wyższych kwalifikacjach, przy pokaźnej praktyce konstrukcyjnej i fabrykacyjnej. Z uwagi na różnorodność zagadnień konstrukcyjnych niektórych grup samolotu, powinni to być specjaliści w tych zagadnieniach, mogący rozwiązywać zadania samodzielnie. Poza tymi pracownikami sekcje powinny posiadać odpowiednią liczbę wykwalifikowanych i rutynowanych techników do opracowywania rysunków wykonawczych części i zespołów oraz kreślarzy do wykańczania graficznego tych rysunków.

### Pracochłonność opracowania dokumentacji samolotu

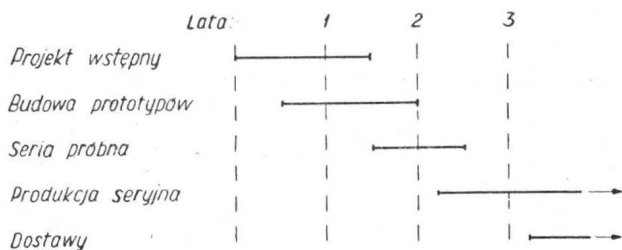
Ze statystyk umieszczanych w czasopiśmie technicznych państw zachodnich wynika np. („Aireraft Production” IX, 1947, „Interavia” i in.), iż średnia liczba roboczo godzin odniesiona do jednego kilograma ciężaru własnego samolotu wynosi od 25 do 30\*). Oczywiście, w pewnych warunkach, ze względu na szczególne okoliczności, liczba ta może okazać się o 50% mniejsza lub większa, spotkać można bowiem w zestawieniach dla różnych samolotów liczby od 10 do 50 roboczo godzin, w zależności od przeznaczenia samolotu, od jego wielkości i przede wszystkim od liczby godzin roboczych zdyskontowanych w projekcie, a włożonych w opracowanie niektórych rozwiązań już w poprzednich konstrukcjach samolotów.

Przyjmując dla przykładu opracowanie dokumentacji dla samolotu o ciężarze własnym około 5000 kG, należy liczyć się z liczbą 100 do 150 tysięcy roboczo godzin. Oczywiście, jeśli jest to samolot specjalnie prostej konstrukcji wpływającej z przeznaczenia (gospodarczy, szkolny, itp.) oraz, gdy równocześnie jest to już n-ty prototyp opracowywany w tym samym biurze konstrukcyjnym należy przypuszczać, że opracowanie takiego projektu będzie można wykonać w granicach czasu 50 do 100 tysięcy roboczo godzin. Dokładne planowanie należałoby tutaj opierać na własnych statystykach, dla opracowania których nie trzeba nigdy skąpić czasu i odpowiednich pracowników.

Przyjmując za normalny półtoraroczny cykl opracowania dokumentacji wykonawczej prototypu można założyć, iż „rozruch” projektowania i „zejście” dokumentacji do innych działów przedstawia się w przybliżeniu pod względem zapotrzebowania roboczo godzin, jak na rysunku 5, sporządzonym na podstawie szacunkowego zapotrzebowania miesięcznego w harmonogramie (rys. 4). Dla celów obliczeniowych można całą ilość roboczo godzin zmieścić w jednym roku obliczeniowym (umieszczając część wykresu „c” nad częścią „a”), wówczas wypada w każdym miesiącu zapotrzebowanie 1/12 całkowitej liczby roboczo godzin, czyli w na-

\*) W naszych warunkach do 68 godz/kG konstrukcji.

szym przykładzie liczbowym 8,5 do 12,5 tysięcy. Licząc następnie, iż każdy pracownik wnosi około 165 roboczogodzin miesięcznie (po uwzględnieniu urlopu, chorób i zwolnień oraz przy 8-godzinny dzień pracy) wymagana liczba pracowników zawierać się będzie w granicach 50 do 80. Oczywiście, część pracowników w okresie rozruchu opracowania dokumentacji będzie zatrudniona przy wykończa-



Rys. 5. Wykres zapotrzebowania roboczogodzin (względnie pracowników) do przygotowania dokumentacji konstrukcyjnej prototypu a — okres „rozruchu”; b — okres pełnego obciążenia prac w biurze konstrukcyjnym; c — okres „zejścia” dokumentacji do innych działów

niu dokumentacji poprzedniego prototypu lub przy projekcie wstępnym jeszcze. W praktyce należy liczyć się z zapotrzebowaniem bliższym raczej górnej granicy przytoczonych liczb pracowników z uwagi na prowadzone zwykle prace związane z produkcją serii próbnych poprzednich prototypów równoległe z opracowywaną dokumentacją.

#### WYPOSAŻENIE BIURA KONSTRUKCYJNEGO

Do wykonania prac konstrukcyjnych niezbędne są pewne „środki produkcji”, na które składają się pomoce konstrukcyjne, przybory i urządzenia kreślarskie, materiały kreślarskie i biurowe, wreszcie odpowiednie pomieszczenia.

Najważniejszym środkiem produkcji biura konstrukcyjnego jest odpowiednio zaopatrzona biblioteka. Powinny się w niej znajdować wszelkiego rodzaju pomoce konstrukcyjne takie jak: katalogi konstrukcyjne, informatory, wykazy części i zespołów handlowych, czasopisma techniczne, kalendarze techniczne, tabele i wykresy do obliczeń, protokoły prób i orzeczenia instytucji badawczych, opisy i instrukcje innych samolotów, patenty i wnioski racjonalizatorskie, normy wewnętrzne i państwowe itp. Systematyczne gromadzenie tych źródeł przez biuro konstrukcyjne jest dość pracochłonne i musi mieć perspektywę trwałości i przydatności do dalszych prac i dlatego w naszych biurach często organizowanych od nowa problem ten leży odłogiem, a konstruktorzy muszą wiele czasu poświęcać na „grzebanie” w nienastawionych branzowo bibliotekach obcych. W czasie dużego nasilenia prac naprędce poczynione notatki giną często wkrótce po wykorzystaniu tak, iż po cennych nieraz informacjach nie pozostaje żadnego śladu. Taki dorywczy sposób nie rokuje zbyt szybkiego rozwoju postępu technicznego w opracowywanych dokumentacjach, skracania terminów ich wykonania i obniżania pracochłonności. Stosunkowo duża liczba pracowników biura ogólnego widoczna w statystykach zakładów krajów zachodnich tłumaczy się, między innymi, bogatą obsadą komórek informacji technicznej.

Biuro konstrukcyjne musi być wyposażone w wystarczającą ilość i odpowiednią jakość urządzeń i przyborów, które również wpływają na czas wykonania dokumentacji. Konieczne są w każdym biurze konstrukcyjnym maszyny do liczenia (maszyny do mnożenia i dzielenia, adiatory do dodawania itp.), skracające czas obliczeń w takim stopniu, iż koszt tej inwestycji pokryty jest w krótkim czasie. Konieczne są odpowiednie stoły kreślarskie zaopatrzone w dobrze wyregulowane aparaty kreślarskie (typu „Kulmann”, „Isis”, i in.), przy czym co dziesiąty stół powinien być większych wymiarów dla opracowywania rysunków dużych (jak geometrie, zestawienia itp.). Niezbędne dla każdego konstruktora są przybory kreślarskie z małym zestawem przyborów, co dziesiąty zaś przybory powinien posiadać większy zestaw przyborów. Poza tym w każdym biurze powinny się znaleźć dwa lub trzy cyrkle drażkowe.

Do utrzymywania tego wyposażenia w stałym stanie użytkowości powinna być przewidziana w zakładzie odpowiednia sekcja konserwacyjna, przeprowadzająca okresowe przeglądy tego sprzętu. Nie dozorowany sprzęt staje się z czasem nieużyteczny, a doraźne manipulacje konstruktorów, często za pomocą nieodpowiednich narzędzi, powodują dalszą jego dewastację.

W rzędzie niezbędnych przyborów stoją też komplety krzywków „okrętowych”, profilów lotniczych, krzywych stożkowych oraz krzywków elastycznych wraz z komplectami przycisków specjalnych, które to komplety wydawane powinny być przynajmniej po jednym komplecie z każdego rodzaju krzywków na każdą sekcję konstrukcyjną. Poza tym każdy konstruktor powinien być zaopatrzone w komplet ekierki i skalówek.

Z materiałów kreślarskich należy wyliczyć jako konieczne w dobrym gatunku: ołówki wszystkich twardości, szczególnie „H” i „7H”, ołówki do pisania miękkie, ołówki kolorowe, gumy miękkie do wycierania ołówka, pióra typu „redis” i piórka do pisania tuszem, tusz czarny, pineski do przypinania rysunków wraz z przyrządem do ich wyciągania itp. Wymagana specjalnie dobra jakość tych materiałów nie jest bez znaczenia w żmudnej pracy kreślarzy i konstruktorów. Dalej biuro konstrukcyjne powinno być zaopatrzone w znaczny zapas szkiców i to w dwa gatunki, z których jeden musi się nadawać na rysunki wykonawcze: musi być to gatunek szkiców niełamliwej i dobrze przezroczysty dla zapewnienia trwałości podczas częstego naświetlania lampami lukowymi w wyświetlarni oraz dla zapewnienia odpowiedniej kontrastowości odbitek, jaką uzyskuje się przy dobrej przezroczystości szkiców. Należy się liczyć tu z ilością około 0,5 m<sup>2</sup> na kilogram ciężaru własnego samolotu, co w przypadku samolotu o ciężarze 5000 kG czyni około 2500 m<sup>2</sup> szkiców na dokumentację wykonawczą i taką w przybliżeniu ilość szkiców drugiego gatunku dla studium i projektu wstępnego.

Dodać tu jeszcze trzeba konieczność utrzymywania odpowiedniego zapasu papieru w kratkę używanego do obliczeń, papieru czystego do konceptowania dokumentacji dodatkowej (w ilości co najmniej po 1000 arkuszy z każdego gatunku na samolot) oraz papieru milimetrowego również do obliczeń. Poza tym potrzebne są do użytku sekretariatu i archiwum teczki i skoroszyty w ilościach zależnych od organizacji tych sekcji.

Pomieszczenia biura konstrukcyjnego powinny być oddalone od hałasujących hal fabrykacyjnych względnie ulic, dla zapewnienia koniecznego do pracy konstrukcyjnej spokoju. Wskazane jest rozmieszczenie sekcji konstrukcyjnych płatowca na jednej dużej sali kreślarskiej, mogącej pomieścić prawie połowę pracowników biura (np. konstruktorów i kreślarzy). Resztę sekcji w osobnych pomieszczeniach mniejszych, na przykład w pokoju kierownictwa, w izbie osobnej archiwum, dalej grupę ogólną, sekcję obliczeniową, sekcję grupy wyposażenia itp. Okna tych pomieszczeń powinny być zaopatrzone w żalony dla ochrony oczu pracowników przed zbyt intensywnym oświetleniem słonecznym, poza tym przewidziana powinna być możliwość oświetlenia każdego stanowiska pracy indywidualnie za pomocą lamp przymocowanych do stołów kreślarskich. Posadzka powinna nadawać się do utrzymania w stanie zabezpieczającym pomieszczenie przed unoszeniem się kurzu (najlepiej parkiet froterowany). Ogrzewanie zimą zapewniające temperaturę umożliwiającą przebywanie pracownika dłuższy czas bez ruchu, zgodnie z wymaganiami bhp 20°C. Wyposażenie pomieszczeń w odpowiednią liczbę komód z szufladami na rysunki (dla każdego konstruktora czy kreślacza przynajmniej jedna szuflada), szaf na inną dokumentację (najlepiej z zamknięciem roletowym), biurek dla kierowników sekcji, stołów dla innych pracowników oraz odpowiednią ilość krzeseł (uwzględniając zapasowe) — powinno dopełniać obraz dobrze zorganizowanego biura konstrukcyjnego.

Artykuł uptynął dnia 4 stycznia 1957 r.

#### LITERATURA

1. H. Wögerbauer: Die Technik des Konstruierens.
2. E. M. Soskin: Planowanie opytawo proizvodstva.
3. S. M. Jampolskij: Skorostnoje oswojenie nowych proizvodstw.
4. W. F. Jurgens: Obszczaja sborka samolotow.
5. Aleksiejew: Sprawdzanie rysunkow (tłum.).
6. Organizacja technicznego przygotowania produkcji maszyn, Maszynostrojnie, tom 15, rozdz. VII.
7. R. Sobolski: O dydaktyce przedmiotów konstrukcyjnych, Przegląd Mechaniczny 12/53.
8. Białozor i Bujakowski: Metoda i technika konstruowania, Przegląd Mechaniczny 6/54.
9. Brogowski: O metodyce konstruowania, Przegląd Mechaniczny 2/55.
10. J. Tuszyński: Planowanie produkcji seryjnej samolotów, Technika Lotnicza 1/54.
11. T. Sołtyk: Z zagadnień technologiczności samolotu, Technika Lotnicza 1/54.

12. S. Lassota: Numeracja rysunków samolotów, Technika Lotnicza 3 i 4/54.
13. Lange: Specyfikacja graficzna, Przegląd Mechaniczny 3/54.
14. Czosnykowski: Opracowanie rysunków do seryjnej fabrykacji samolotów, Wiadomości Techniczne Lotnictwa 1/33.
15. Od pierwowzoru do wytwórczości, Zeszyty Instytutu Lotnictwa 1/55 (tłum. z Aircraft Production nr 178, 1933).
16. Die Technik der Herstellung von Versuchsflugzeugen. Die Konstruktionen von Musterflugzeugen unter dem Gesichtspunkt wirtschaftlicher Herstellung (tłum. z Aircraft Engineering, maj 1940).

17. C. M. Ashley: Philosophy of Design. Proceeding of the Institution of Radio Engineers Australia, Vol 11, No 3, March 1950.
18. Jung: Techniczne przygotowanie przemysłu motoryzacyjnego, Technika Motoryzacyjna 1/51.
19. Dębski: Konstruowanie i badanie nowego typu sprzętu motoryzacyjnego, Technika Motoryzacyjna 1/51.
20. H. Krajewski: Z zagadnień przyspieszonego opanowania nowej produkcji, Przegląd Techniczny 1/51.
21. Uchwała nr 398 Prezydium Rządu z 30.5.1953 r. w sprawie wprowadzenia obowiązkowych warunków technicznych dla wyrobów ważnych w gospodarce narodowej, Monitor Polski nr A-55.

# Bezpieczeństwo i Higiena Pracy

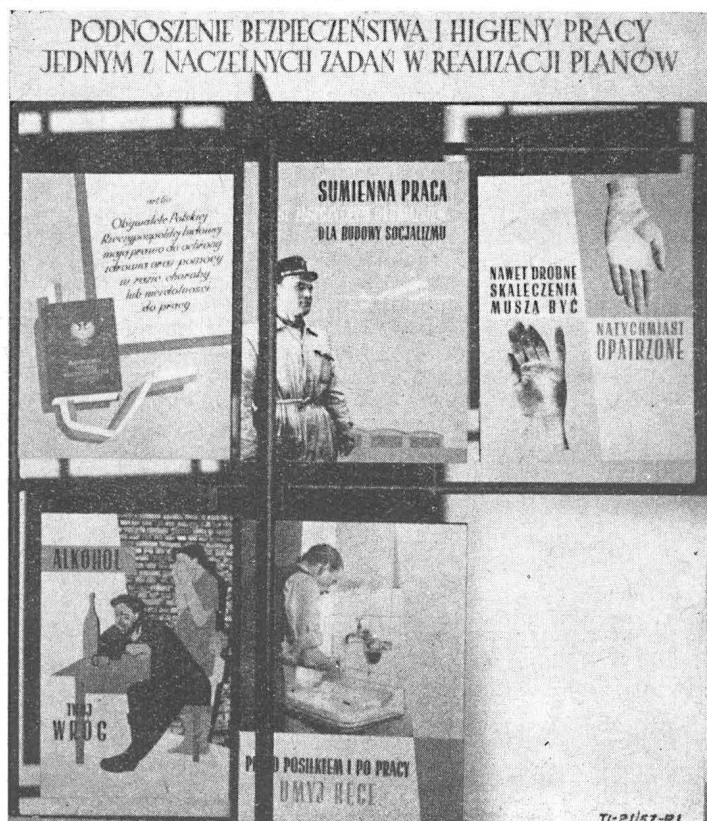
Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

## Typowy kącik bhp P.L.L. „LOT„

Zgodnie z zapowiedzią, zawartą w umieszczonym w zeszycie 3/57 „Techniki Lotniczej” artykule pod tytułem „Gabinet ochrony pracy P.L.L. „LOT”, poniżej podajemy zdjęcia, wykonane przez fotografa Antoniego Płochockiego, przedstawiające eksponaty typowego kącika bhp.

Podczas zwiedzania Gabinetu Ochrony Pracy, urządzonego w porcie lotniczym na Okęciu, zobaczyliśmy cztery, spawane z rurek, stojaki. Na stojakach tych, na odpowiednich zaczepach, są zawieszane płyty wielkości formatu A4 (nie mierzyliśmy, podajemy na oko), które zawierają namalowane barwne plansze obejmujące najistotniejsze zasady bezpieczeństwa i higieny pracy, obowiązujące w lotnictwie komunikacyjnym. Tematyka tych plansz jest podobna do dużych plansz Gabinetu, jednakże kompozycja rysunkowa i układ są odrębne.

Komplety, złożone z czterech takich stojaków, zawierające łącznie 21 plansz, mają być — według informacji udzielonych nam przez inż. Bogdana Jankiewicza, kierownika Działu Eksploatacji Technicznej P.L.L. „LOT”, który oprowadzał nas po Gabinet — ustawiane w holach pozawarszawskich portów lotniczych. W myśl założeń twórców mają one spełnić swoją rolę wychowawczą nie tylko w stosunku do pracowników naziemnych i załóg latających P.L.L. „LOT”, lecz także i pasażerów oraz innych użytkowników lotniczego sprzętu komunikacyjnego. Oce-



niając pozytywnie tę formę krzewienia zasad bhp w lotnictwie, gorąco zachęcamy miłośników lotnictwa oraz pracowników aeroklubów i warsztatów lotniczych do zapoznania się z kącikami bhp w naturze, w najbliższym porcie lotniczym P.L.L. „LOT”. Trzeba podkreślić bowiem, że czarno-białe reprodukcje plansz nie oddają ich pełnej kraszy.

A może warto byłoby, chociaż niektóre z pokazanych plansz wydać drukiem w postaci barwnych afiszów, w celu rozpowszechnienia zawartych w nich przepisów bhp w różnych ośrodkach naszego lotnictwa. Spodziewamy się, że inicjatywą P.L.L. „LOT” zainteresują się właściwe komórki lotnictwa wojkowego i sportowego oraz przemysłu lotniczego.

\* \* \*

Omówimy pokrótce plansze przedstawione na reprodukowanych fotografiach. Na rys. 1 przedstawiono stojak zawierający pięć plansz. U góry umieszczony jest napis: „Podnoszenie bezpieczeństwa i higieny pracy jednym z naczelných zadań w realizacji planów”, który przedstawia ogólną treść od razu istotę znaczenia problemów bhp dla właściwego wykonywania założeń planowych. Plansze zawieszane na tym stojaku obejmują zadania ogólne bhp. Pierwsza z nich przypomina artykuł 60 Konstytucji Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej, który określa prawo do ochrony zdrowia. Druga plansza zawiera hasło „Sumienna praca jest zaszczytnym obowiązkiem dla budowy socjalizmu”, które przyświeca pracownikom P.L.L. „LOT”. Na planszy trzeciej pokazano ilustrację hasła „Nawet drobne skaleczenia muszą być natychmiast opatrzone”. Plansza czwarta przedstawia konieczność walki z pijaństwem, pod tytułem „Alkohol — twój wróg”. Na piątej planszy poka-



zono w sposób poglądowy zasadę przestrzegania czystości i higieny osobistej, przypominając konieczność mycia rąk przed posiłkiem i po pracy.

Stojak przedstawiony na rys. 2 grupuje sześć plansz, obejmujących również problemy bhp w dziedzinie ogólnowarsztatowej. Plansza pierwsza ilustruje zasadę, że porządnie utrzymane stanowisko pracy jest gwarancją bezpieczeństwa. Na planszy drugiej zgromadzono przykłady ilustrujące złe oraz dobre bezpieczniki elektryczne, gniazdka oraz oprawki lamp warsztatowych. Plansza trzecia przedstawia ochrony osobiste bhp. Na przykład: okulary ochronne, stosowane przy szlifowaniu narzędzi, rękawice gumowe itp. Na planszy czwartej wskazano przykłady dobrego oświetlenia i właściwej wentylacji stanowiska pracy, potrzebnych do ochrony zdrowia. Piąta plansza wskazuje urządzenia pomocnicze (lampy przenośne, skrzynki narzędziowe itp.) jako elementy bhp. Na planszy szóstej tego stojaka pokazano periodyczne wydawnictwa i inne publikacje z dziedziny bhp, których czytanie podnosi kwalifikacje zawodowe.

Trzeci stojak (rys. 3) obejmuje sześć plansz, które dotyczą już tematyki ściśle lotniczej. Plansza pierwsza przypomina o zakazie palenia papierosów w kabinie pasażerskiej oraz o nakazie zapinania pasów bezpieczeństwa podczas startu i lądowania samolotów komunikacyjnych. Na planszy drugiej zebrano fotografie sprzętu startowego (pomostu roboczego, wózka startowego i podstawek pod koła), który należy stosować przy obsłudze samolotu przed startem. Plansza trzecia obrazuje właściwy sposób zabezpieczenia samolotu na okres parkowania (kotwiczenie, podstawki pod koła, itp). Na planszach czwartej i piątej zgromadzono ilustracje zasad obowiązujących przy właściwym napełnianiu paliwem samolotu oraz zakazu napełniania podczas burzy. Plansza szósta wreszcie obrazuje sposób używania kapy ochronnej przy rozruchu ręcznym silnika samolotu CSS-13, zabezpieczającej przed wypadkiem. W opisach plansz użyto niewłaściwych określeń gwarowych: zapuszczanie zamiast prawidłowego rozruchu i tankowanie zamiast właściwego — napełnianie paliwem.

Stojak czwarty (rys. 4) obejmuje cztery plansze. Plansza pierwsza przypomina zasady właściwej sygnalizacji przy rozruchu silników samolotu komunikacyjnego dwusilnikowego, co zabezpiecza przed wypadkiem. Na plan-

szy drugiej przedstawiono fotografię narzędzi i torby narzędziowej, ilustrując w ten sposób zasadę, że właściwe i w dobrym stanie narzędzia zapewniają bezpieczną pracę. Plansza trzecia zawiera ostrzeżenie przed benzyną etylizowaną, która jest trucizną. Na planszy zawarto fotografie środków zapobiegawczych, na przykład: rękawice gumowe, maska ochronna, mycie rąk, picie mleka itp. Na planszy czwartej przedstawiono ilustrację przypominającą o zdejmowaniu przed startem zabezpieczeń sterów i lotek oraz szpilek zamków podwozia, zakładanych podczas postoju samolotu na ziemi.

\* \* \*

Spodziewamy się, że Czytelnicy nasi, zachęteni zamieszczonym powyżej opisem typowego kącika bhp P.L.L. „LOT”, zechcą obejrzeć go w naturze. Oczekujemy na uwagi i spostrzeżenia, które chętnie zamieścimy w naszym dziale „Bezpieczeństwo i higiena pracy”.

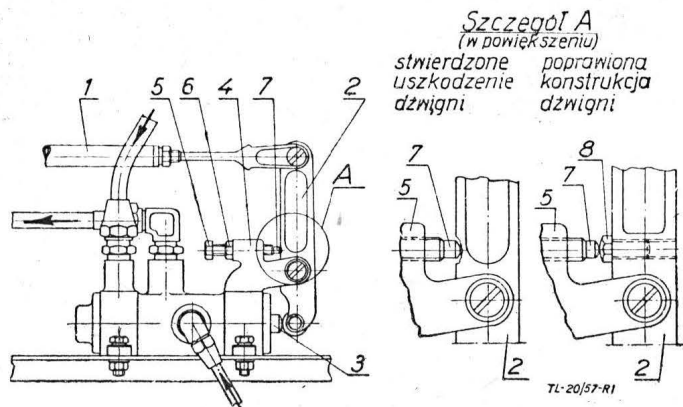


# Notatnik użytkownika

## Korożja spowodowała naruszenie regulacji układów hamulców hydraulicznych

Zamieszczamy poniżej wzmiankę opartą na źródłach zagranicznych, opracowaną przez mgr inż. Stanisława Madeyskiego.

Pewne przedsiębiorstwo transportu lotniczego, utrzymujące komunikację pasażerską pomiędzy miejscowościami nadmorskimi, miało wiele kłopotów z utrzymaniem regulacji układu hydraulicznych hamulców podwozia głównego na określonym typie używanego samolotu. Niejednakowa regulacja układu hamulców obydwu kół podwozia głównego może w wyniku doprowadzić do uszkodzenia samolotu i katastrofy, zwłaszcza podczas dobiegu z dość dużą prędkością po wylądowaniu i „zarzuceniu” samolotu, po zahamowaniu przewidywanym przez pilota jako równomierne na obydwie koła, a zrealizowanym jako nierównomierne, to jest jedno koło zahamowane mocniej niż drugie.



Przeprowadzona wnikliwa analiza doprowadziła do stwierdzenia przyczyny tych kłopotów związanych

z regulacją. Błąd leżał w rozwiązaniu konstrukcji zaworów sterujących poszczególnych kół. Popychacze (1), połączone z pedałami hamulcowymi w kabine pilota, uruchamiały dźwignie dwuramienne (2), których wychylenia powodowały przesuwanie się suwaków rozdzielczych (3) zaworów sterujących hamulce. W celu ustalenia końcowego położenia dźwigni (2) w korpusie zaworu sterującego, w nadlewie (4) była wkręcona śruba (5), zabezpieczona przed odkręcaniem przecwinką (6). Zakończenie (7) tej wykonanej ze stali śruby (5) opierał się bezpośrednio o ściankę dźwigni (2), wykonanej ze stopu magnezowego. Dwa różne metale stykające się z sobą, zwłaszcza w nadmorskiej atmosferze, wilgotnej i o dużym procencie nasolenia, spowodowały wystąpienie bardzo silnej korozji i w następstwie bardzo szybkie zużywanie się materiału dźwigni (2) w punkcie styku.

Mechanik obsługujący układ hamulcowy nie wykazał zbyt dużej wnikliwości w rozpoznaniu przyczyny i ograniczał się jedynie do stałego podregulowywania układu. Ustalenie istoty doprowadziło do wymiany dźwignie uszkodzonych i zastąpienie ich nowymi, które punkt styku miały wykonany w postaci stalowego kowadła (8), wkręconego — w sposób zabezpieczający przed powstawaniem korozji — w odpowiednio ukształtowane zgrubienie ramienia dźwigni (2).

Z opisanego przykładu powinni właściwe wnioski wyciągnąć zarówno konstruktorzy zespołów instalacji samolotowych, jak i pracownicy obsługi wyposażenia samolotu oraz kontroli. Nie przemysłane do końca rozwiązanie przy skojarzeniu z niedbałą obsługą i nie myślącą kontrolą może doprowadzić nieraz sprzęt lotniczy do stanu grożącego katastrofą.



## SKRZYŃKA TECHNICZNA

Od mgr inż. Jerzego Lamparskiego otrzymaliśmy dostrzeżone przez niego błędy zawarte w dokończeniu artykułu jego pt. „Dobór wymiarów konstrukcji skorupowej” zamieszczonym w zeszycie nr 2/57 „Techniki Lotniczej”. Na str. 36 w prawej szpalcie, w wierszu 15 od dołu licznik ułamka powinien mieć postać: „ $0,78 \cdot 12 + 2 \cdot 5,0 \cdot 0,12 \cdot 26,35$ ”; w wierszu zaś 11 od dołu po liczbie 7,93 należy dopisać: „cm”. Na str. 37 w lewej szpalcie, w wierszu drugim od góry, w ułamku — zarówno w liczniku jak i w mianowniku zamiast liczby „50” należy wpisać „5,0”; w wierszu zaś szóstym od góry ułamek powinien mieć postać:

$$\frac{1,28,12,4 + 2,54 (13,4 + 14,4 + 14,6 + 15 + 14,6 + 14,2) + 1,28,13}{2,1,28 + 6,2,54}$$

Na str. 37 w lewej szpalcie, w wierszu 16 od góry zamiast „ $I_{pod}$ ” powinno być „ $I_{pod1}$ ”. W spisie literatury: w poz. 2. powinno być: „Z. Brzoska”, w poz. 4 zamiast „Chapman” powinno być: „Chapman”.

Od mgr inż. Kwiryna Zuchowicza otrzymaliśmy dostrzeżone przez niego błędy zawarte w artykule jego pt. „Oświe-

tlenie samolotu” zamieszczonym w zeszycie nr 2/57 „Techniki Lotniczej”. Na str. 38, w lewej szpalcie, w wierszu 30 od góry powinno być: „śweca stearynowa”. Na str. 39, w prawej szpalcie wiersz 7 od góry jest zniekształcony, powinien mieć postać: „zależy od zbliżenia oka pilota do osi optycznej”. Na str. 40 w szpalcie prawej wzór w wierszu 6 od dołu powinien mieć postać:

$$I = E_0 \frac{L^2}{rL} \cdot 10^{-6}$$

W dziale „Na półkach księgarskich”, na str. 63 w szpalcie lewej w wierszu 30 od dołu opuszczono nazwisko Autora recenzowanej książki: „mgr inż. Kazimierz Głębiński” za co bardzo przepraszamy naszych Czytelników i Autora książki.

W dziale „Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej”, na trzeciej stronie okładki, w punkcie 29 zamiast „rozrzedzenie oleju paliwem” powinno być „rozcieńczenie oleju paliwem”.

S.M.



# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK VII

WARSZAWA, LIPIEC – SIERPIEŃ 1957

ZESZYT 4

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

## MECHANIKA. WYTRZYMAŁOŚĆ KONSTRUKCJI.

86\* 620.179.1:629.13.012 ILOt  
Deck W.: Crack detection in aircraft structures. Wykrywanie pęknięć w konstrukcjach samolotów. J. Royal Aeronaut. Soc. 1956, t. 60, nr 551, A4, s. 739–748, rys. 34.

Opisano metody badania pęknięć powierzchniowych przy użyciu środków wnikających w pęknięcia i widocznych następnie po zmyciu powierzchni. Ponadto opisane są również metody magnetyczne i elektryczne oraz porównanie ich co do przydatności. Autor opierając się na doświadczeniach państwowej wytwórni lotniczej w Szwajcarii stwierdza, że metody magnetyczne są 4-krotnie czulsze niż nasycenie środków fluoryzującymi i pozwalają wykryć pęknięcia o szerokości 0,3  $\mu$ . W drugiej części omówiono metody rentgenograficzne i ultradźwiękowe. W wyniku autor stwierdza, że wszystkie te metody mają swoje braki i że wartość otrzymywanych wyników zależy przede wszystkim od personelu pracującego w dziale kontroli. Z. Brzoska.

87\* 620.171.5 ILOt  
Jessop H. T., Snell C., Holster G. S.: Photoelastic investigation on plates with single interference-fit pins with load applied to plate only. Elastooptyczne badanie obciążonej tarczy z wtlóconym sworzniem, nie obciążonym siłami zewnętrznymi. Aeron. Quart. 1956, t. 7, nr 4, B5, s. 297–314, rys. 15, tabl. 4, poz. bibl. 3.

Praca jest ostatnią częścią 2 poprzednich prac (J. R. Ae. Soc. 1954, Aeron. Quart. 1955) i omawia badanie rozkładu naprężeń w rozciąganej taśmie osłabionej otworem, w który wtlócony jest sworzniem. Badano dwa przypadki, gdy wcisk między sworzniem a otworem w taśmie był 3 i 7% (sworzeń mosiężny) oraz 4 i 9% (sworzeń bakelitowy). Współczynnik spiętrzenia naprężeń określony jako stosunek wzrostu naprężeń na brzegu otworu do naprężeń własnych wywołanych wciskiem — mało zależy od materiału sworzni, natomiast zmienia się znacznie ze zmianą stosunku naprężenia nominalnego rozciągającego do naprężenia własnego. Maksymalną wartość 1,5 osiąga współczynnik przy wcisku równym 0. Zastosowanie wyników do konstrukcji płatowcowych jest problematyczne. Z. Brzoska.

88\* 621.791:621-752 ILOt  
Kronenberg M., Maker P., Dix E.: Practical design techniques for controlling vibration in welded machines. Konstrukcyjne sposoby „sterowania” drgań w konstrukcjach (maszynach) spawanych. Mach. Design. 1956, t. 28, nr 14, A4, s. 103–109, rys. 3, poz. bibl. 2.

Istnieje powszechne zapatrywanie, że konstrukcje spawane źle pracują w warunkach występowania drgań. W artykule przedstawiono praktyczne metody konstrukcji, które zapewniają dobre tłumienie drgań. W tym celu wprowadza się do konstrukcji specjalne „złącza tłumiące” osłabiające działanie drgań na całą maszynę. Powyższą metodą omówiono na przykładzie spawanego korpusu szlifierki Bryant. R. Lewandowski.

89\* 620.178.3:621.884 ILOt  
Smith C. R.: The fatigue strength of riveted joints. Wytrzymałość zmęczeniowa połączeń nitowanych. Aircr. Engng. 1957, t. 29, nr 336, A4, s. 34–38, rys. 9, tabl. 9, poz. bibl. 2.

Wyniki przeprowadzonych prób wytrzymałości zmęczeniowej połączeń nitowanych wg pewnego programu. Wytrzymałość zmęczeniowa połączenia nitowanego zależna jest od następujących czynników: 1. Naprężeń wstępnych wywołanych nitowaniem. 2. Naprężeń wynikających z obciążenia. 3. Naprężeń zginających wynikających z obciążenia mimośrodowego. 4. Naprężeń od obciążeń przechodzących z jednego nitu na drugi. Analiza poszczególnych czynników mających wpływ na wytrzymałość zmęczeniową, szereg tablic, wykresów i rysunków. W końcowych wnioskach podano, że dla zwiększenia wytrzymałości zmęczeniowej połączeń nitowanych należy zmniejszyć względnie zupełnie wyeliminować następujące elementy: naprężenia osiowe wywołane nitowaniem, naprężenia osiowe przechodzące z jednego rzędu nitów na drugi i naprężenia zginające. J. Luboiński.

## SAMOLOTY. SZYBOWCE.

90\* 629.135.2:533.65 ILOt  
Bragin W.: Osnovnyje aerodinamiceskije osobennosti samolota IL-14. Główne cechy aerodynamiczne samolotu IL-14. Gražd. Awiacja, 1957, nr 1, A4, s. 24–26, rys. 2.

Charakterystyka aerodynamiczna samolotu IL-14 ze specjalnym uwzględnieniem wpływu wychylenia klap i wypuszczenia podwozia. Autor podaje również, dla porównania, dane samolotu IL-12 posiadającego gorsze rozwiązania aerodynamiczne. J. Sandauer.

91\* 388.9:629.138.4/5 ILOt  
Thorne R. G.: The estimation of civil aircraft operating costs. Szacunkowa ocena kosztów eksploatacji lotnictwa cywilnego. Aircr. Engng. 1957, t. 29, nr 336, A4, s. 56–57, rys. 3.

Sposób szacunkowej oceny kosztów eksploatacji lotnictwa cywilnego przy pomocy wzoru ustalonego empirycznie na podstawie doświadczeń. Koszty bezpośrednio zależne są od całego szeregu parametrów. Analiza całkowitych kosztów przy pomocy uproszczonego wzoru. J. Luboiński.

92\* 629.135.004.6 ILOt  
Izrajeckij L.: Remontniki wnosiat poprawki. Pracownicy zakładów naprawczych wprowadzają ulepszenia. Gražd. Awiacja, 1956, nr 11, A4, s. 22–23, rys. 3.

Wskazano przykłady pomysłowości pracowników zakładów naprawczych, którzy podczas wykonywania napraw samolotów IL-12 i IL-14 usuwają dostrzeżone usterki, wprowadzając własne ulepszenia. Przykłady dotyczą: zamocowania zbiornika oleju, przeprowadzenia przez ścianę ogniową przewodu giętkiego, ułożenia przewodów w komorze silnikowej i ich umocowania do łoża silnikowego, zamocowania przewodu do końcówki pompy olejowej, kolektora spalin, ochrony gwintu przy okuciach łoża silnikowego oraz osłon silnika. S. Madeyski.

93\* 629.135:629.138-45 ILOt  
Haddon M. C.: Der Standpunkt des Konstrukteurs. Stanowisko konstruktora. Interavia, 1956, nr 7, A4, s. 519–521, rys. 4, tabl. 1.

Omówienie niektórych założeń projektowych i rozwiązań konstrukcyjnych nowego samolotu komunikacyjnego Lockheed „Electra” z punktu widzenia bezpieczeństwa użytkowania. J. Sandauer.

94\* 621.438-226.2:621.79.025 ILOt  
Parfienow W., Czernych W.: Oczistka łopatek gazowej turbiny. Czyszczenie łopatek turbin spalinowych. Gražd. Awiacja, 1956, nr 11, A4, s. 24, rys. 3.

Przebieg łopatek turbin spalinowych wymaga pracochłonnej czyszczenia i polerowania dla usunięcia cienkiej warstwy tlenków. Podano recepturę roztworu, który łatwo usuwa tlenki bez naruszania metalu. W. Narkiewicz.

95\* 629.139.6:629.135.15 ILOt  
Wohldorf W.: Startwinden für Segelflugzeuge. Wyciągarki szybowcowe. Flieger, 1956, nr 24, A4, s. 590–591, rys. 6.

Ogólny przegląd zasadniczych rozwiązań konstrukcyjnych w budowie wyciągarek szybowcowych. Autor kładzie duży nacisk na konieczność zmniejszenia kosztów budowy i użytkowania wyciągarek przez daleko idące ujednoczenie wzorów oraz jak najdalej idące wykorzystanie w nich standardowych części samochodowych. J. Sandauer.

96\* 629.135.15:533.6.015.7 ILOt  
Gonczenko W.: Polot na dalnost'. Przelot otwarty. Krylja Rodiny, 1956, nr 11, A4, s. 9–11, rys. 8.

Praktyczne wskazówki dla szybowników przygotowujących się do długiego przelotu. Podstawowymi warunkami długiego przelotu szybowcowego są: pełne wykorzystanie czasu trwania prądów termicznych, duża prędkość przelotowa oraz tylny wiatr. J. Sandauer.

## PRYZRĄDY. URZĄDZENIA

97\* 629.13.05 ILOt  
Gumpert B.: Die Funktion des Variometers vom Standpunkte des Segelfluges. Działania wariometru z punktu widzenia szybownictwa. Aero-Rev. Suisse, 1957, nr 1, A4, s. 28–34, rys. 10, tabl. 2.

Analiza przydatności różnych typów wariometrów w szybownictwie ze szczególnym uwzględnieniem zagadnienia opóźnienia wskazań. Przedstawienie możliwości zmniejszenia opóźnienia w wariometrze typu skrzydełkowego i aneroïdowego oraz omówienie wpływu warunków użytkowania na dokładność wskazań rozpatrywanych przyrządów. Najdokładniejszy i najczulszy okazuje się wariometr typu skrzydełkowego. J. Sandauer.

98\* 629.13.015.14 ILOt  
Shock-bottle. Amortyzatory cieczowe. Aeroplane, 1956, t. 91, nr 2356, A4, s. 620, rys. 1.

Krótką wzmianka o amortyzatorach cieczowych typu Dowty, wykonywanych w USA z licencji przez Cleveland Pneumatic Tool Co., które w Stanach Zjednoczonych mają popularną nazwę zawartą w tytule oryginalnym. Są one zastosowane do samolotu naddźwiękowego (Ma=2,2÷2,3) Lockheed F 104 A „Starfighter”, umożliwiając chowanie podwozia głównego do kadłuba; cienkie szczałkowe skrzydło nie może pomieścić podwozia. Ciśnienie występujące w tych amortyzatorach dochodzi do 50 000 p. s. i.  $\approx$  3500 kg/cm<sup>2</sup>. S. Madeyski.

99\* 621.313.17 ILOt  
Snowdon C.: New development in the construction and design of miniature electric motors. Nowe kierunki rozwoju w budowie i konstrukcji miniaturowych silników elektrycznych. Instr. Pract. 1956, t. 10, nr 6, A4, s. 501–509.

Podana jest analiza konstrukcyjna i technologiczna wysokoobrotowych miniaturowych silników elektrycznych. Omówiono szczególnie materiały ferrytowe i technologia wykonania elementów silnika z tych materiałów. W. Roth.

100\* 629.13.015-59 ILOt  
Better braking for Miles Gemini. Lepsze urządzenia hamulcowe dla samolotów Miles Gemini. Flight, 1956, t. 70, nr 2491, A4, s. 650.

Krótki opis przeróbki urządzeń hamulcowych zmodyfikowanego samolotu Miles Gemini, używanego przez redakcję „Flighta”, dokonanej przez konstruktorów firmy The Palmer Tyre, Ltd. Zastosowano hamulce tarzowe z pierścieniowym tłokiem. Pełny urucha-

miane palcami stóp, zbiornik mięści się w nosie kadłuba, urządzenie kompensacyjne — w otwieranych noskach skrzydeł, zawór hamowania postojowego i wskaźnik — w kabinie. Ciśnienie robocze 130 lb/sqin ( $\approx 9,15$  kG/cm<sup>2</sup>), ciśnienie przy próbie silników 150 lb/sqin ( $\approx 10,5$  kG/cm<sup>2</sup>).

## SILNIKI

101\* 621.45:662.75 iLot  
Ragozin N. A.: **Paliwa dla silników przepływowo-odrzutowych.** „Topliwa dla wozdusznno-reaktywnych dwigatielej”. Moskwa, 1956, Gostoptechizdat; D; 56 str., 2 fot., 3 rys., 6 wykr., 29 tabl., 52 poz. bibl.

Brozura podaje dokładny wykaz — wraz z własnościami fizyko-chemicznymi — paliw stosowanych za granicą dla napędu silników przepływowo-odrzutowych (przelotowych, turboodrzutowych i turbośmigłowych). Wyniki stosowania tych paliw, własności w niskich temperaturach oraz własności eksploatacyjne. (ar).

102\* 621.45.065.7 iLot  
Tyler I. M., Towle G. B.: **Tłumik wylotowy silników odrzutowych.** „A jet exhaust silencer”. SAE Trans., t. 64, 1956, s. 294; A4; 6 str., 2 fot., 2 rys., 6 wykr.

Analiza teoretyczna i opis tłumika wylotowego silników odrzutowych. Tłumik jest używany na ziemi, lecz wzór ten może być używany również na samolocie przy starcie. W. Narkiewicz.

103\* 621.431.75 iLot  
Hooker S. G.: **Silnik turbośmigłowy z doładowaniem.** „The supercharged turboprop”. SAE Trans., t. 64, 1956, s. 185; A4; 10 str., 8 fot., 1 rys., 8 wykr., 1 tabl.

Opis nowego silnika turbośmigłowego B. E. 25 o mocy 4500 KM firmy Bristol (Typ ORION). Analiza charakterystyki tego silnika oraz opis prób rozwojowych silnika „Proteus”. W. Narkiewicz.

104\* 621.43.056 iLot  
Weinert G. A.: **Pneumatyczny i dźwiękowy pomiar objętości komory spalania.** „Pneumatic and sonic measurement of combustion-chamber volume”. SAE Trans., t. 64, 1956, s. 50; A4; 9 str., 6 fot., 7 rys., 7 wykr., 10 poz. bibl.

Teoria i opis nowej metody pomiaru objętości komory spalania silników tłokowych za pomocą wzbudzenia drgań objętości powietrza zawartej w komorze spalania. Metoda ta daje dokładność rzędu  $\pm 0,1\%$ . W. Narkiewicz.

## PRODUKCJA

105\* 629.13.002:629.13.038.122 iLot  
Some operations on hollow steel propeller blade roots. **Niektóre operacje stosowane w fabrykacji stalowych łopat śmigieł.** Machinery, 1956, t. 89, nr 2303, B5, s. 1453—1461, rys. 12.

Łopaty śmigieł wykonywane są w firmie de Havilland jako części integralne ze stali chromo-niklo-molibdenowej metodą wyciskania i odkuwania, zaś w końcowych operacjach obróbką mechaniczną. Autor opisuje obrabiarki specjalne, konstruowane przez firmę Burdott, służące do poszczególnych operacji, frezowania i szlifowania łopaty śmigieł; opisuje również przyrządy kontrolne. J. Luboiński.

106\* 621.979 iLot  
Waller J.: **Tooling for short-run production. Oprzyrządowanie pras dla produkcji małoseryjnej.** Sheet Metal Ind. 1957, t. 34, nr 359, B5, s. 189—193, rys. 8.

Opisy i ilustracje przykładów, przyrządów do pras dla produkcji małoseryjnej nie przekraczającej 100 sztuk. Jako przykład podano typową podstawkę do radia, która posiada szereg otworów okrągłych, kwadratowych itp., jak również ma zagięte brzoża. Oprzyrządowanie do pras posiada dobre rozwiązanie zderzaków do blach. J. Luboiński.

107\* 629.13.012:629.13.002 iLot  
Newell G. S.: **The use of aluminium honeycomb sandwich construction. Zastosowanie konstrukcji przekładkowej plastra miodowego.** Sheet Metal Ind. 1957, t. 34, nr 359, B5, s. 197—202, rys. 12, tabl. 1.

Stosowanie w konstrukcji lotniczej elementów przekładkowych plastra miodowego. Tego rodzaju konstrukcje są stosowane do drzewi, podłóg. Technologia klejenia „Aralditem 103” i „Reduxem”. Przykład obróbki płaszczyzn z plastrem uprzednio wypełnionym woskiem. Tablica podaje kilka rodzajów stosowanych wypełniaczy, ich wymiary i własności wytrzymałościowe. J. Luboiński.

108\* 629.13.002:621.96/97 iLot  
Fischer A.: **Schwere Pressen im Flugzeugbau. Zastosowanie dużych pras w budowie samolotów.** Luftfahrttechnik. 1955, t. 1, nr 4, A4, s. 65—67, rys. 8.

Opisano duże prasy do wykonywania odkuwek o nacisku od 16 500 do 75 000 ton. Podkreślono ekonomiczną stronę stosowania tego rodzaju pras w budowie płatowców a więc przede wszystkim zmniejszenie ilości części połączeń, obróbki mechanicznej oraz oprzyrządowania, co w sumie wpływa na skrócenie cyklu produkcyjnego. J. Luboiński.

109\* 621.98:629.13.002 iLot

Schulz W. R.: **Neuzeitliche Werkzeugmaschine für den Flugzeugbau. Nowoczesne obrabiarki w budowie płatowców.** Luftfahrttechnik, 1955, t. 1, nr 5, A4, s. 85—89, rys. 9, poz. bibl. 5.

Specjalne obrabiarki dostosowane do budowy części płatowców z blach ze stopów lekkich. Omówiono prasy do kształtowania blach przy pomocy poduszki gumowej o sile nacisku 15 000 T, młoty opadowe, prasy kuźnicze oraz prasy o sile nacisku 14 000 T do wyciskania profilu z bloku metalu lekkich o  $\phi$  800 mm, długości 1 800 mm. Wspomniano również o obrabiarkach do obróbki mechanicznej jak frezarki, kopiarki, piły do profili, itp.

J. Luboiński.

110\* 669.295:621.933.3 iLot

Corpenter S. R.: **Stretch-forming titanium. Kształtowanie obciążaniem tytanu.** Aircr. Prod. 1956, t. 18, nr 12, A4, s. 496—501, rys. 13, tabl. 2, poz. bibl. 13.

Autor omawia stosowanie stopów tytanu w przemyśle płatowcowym. Podaje cały szereg tablic wykresów własności mechanicznych stopów tytanu, ich obróbkę termiczną, wytrzymałość zmęczeniową, kształtowanie z podgrzewaniem. Nowe stopy tytanu z możliwością ich obróbki termicznej są obecnie najwydajniejszym materiałem konstrukcji samolotów naddźwiękowych, posiadającym również dużą wytrzymałość zmęczeniową. Kształtowanie przy pomocy obciążania z owijaniem może odbywać się w temperaturze pokojowej, niemniej podgrzewanie formy i materiału do odpowiednich temperatur posiada swoje zalety. J. Luboiński

111\* 669.715/716 iLot

Forrest G., Gunn K.: **Problems associated with the production and use of wrought aluminium alloys. Zagadnienia towarzyszące w wytwarzaniu i przeróbce stopów aluminium.** J. Royal Aeronaut. Soc. 1956, t. 60, nr 550, A4, s. 635—658, rys. 26, tabl. 6, poz. bibl. 24.

Przemysł lotniczy narzuca wytwórcom materiałów ze stopów aluminium swoje wymagania, które określają skład chemiczny, własności mechaniczne, gładkość powierzchni, tolerancje wymiarowe kształtu, prostoliniowość.

Artykuł zapoznaje z trudnościami towarzyszącymi wytwarzaniu, omawiając kolejno wszystkie operacje jak odlewanie i obróbkę mechaniczną wlewków, walcowanie, wyciskanie, odkuwanie, obróbkę cieplną, kontrolę oraz czynności wynikające z przeróbki tych materiałów, jak zaginanie, kształtowanie. Omówiono szczegółowo każdą z operacji oraz wpływ stosowanych parametrów na jakość wyrobu. Dyskusja. J. Luboiński.

## RÓŻNE

112\* 533.6.011.6 iLot

McLellan C.: **Issledowanie oplawlenja tiel w sledstwie aerodinamičesko nagriewa. Badanie stapania się ciał na skutek ogrzewania aerodynamicznego.** Wopr. raketn. 1956, nr 4, B5, s. 109—112, rys. 13, tabl. 1, poz. bibl. 8. Tłum. z czasop.: Transactions of the ASME, 77, No 5, 727—733(1955).

Po ogólnym omówieniu niektórych aspektów ogrzewania aerodynamicznego przy dużych prędkościach naddźwiękowych, przytoczono rezultaty badania doświadczalnego stapania się ciał na skutek powyższego zjawiska. Pomiary przeprowadzono w tunelu naddźwiękowym, przy liczbie Macha = 6,9, na modelach wykonanych ze stopu Wooda i stali. Analiza gradientów temperatury na modelach. Nagrzewanie noska i powierzchni bocznej. A. Jakubowski

113\* 620.178.3.03:621-272 iLot

Swieszniow D. A., Maslennikow G. P.: **Maszyna do badania na zmęczenie zwijanych sprężyn cylindrycznych i drutu.** „Maszyna do ispytania witych cylindryczeskich pruzin i prowoloki na ustalost”. Zawod. Łab., t. 22, nr 10, 1956, s. 1245; B5; 2 str., 1 rys., 3 wykr. —

W maszynie badana sprężyna lub drut są zamontowane jako wałek giętki przenoszący ruch obrotowy, przy różnych kątach zagięcia. W stosunkowo krótkim czasie można otrzymać wiarygodne rezultaty porównawcze. W. Narkiewicz.

114\* 620.178.72:620.193.918:621.785:784 iLot

Pogodina-Aleksiejewa K. M.: **Metoda określenia skłonności do starzenia odkształceniowego stali konstrukcyjnych.** „O metodikie opredielenia skłonosti konstrukcionnoj stali k dieformacionnomu starienju”. Zawod. Łab., t. 21, nr 9, 1955, s. 1104; B5, 2,5 str., 3 wykr.

Jest to bardzo ważna własność stali i wyniki badania udarności porównawczej zależą w znacznym stopniu od temperatury badania, która powinna być ustalona dla różnych rodzajów stali. W. Narkiewicz.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, al. Niepodległości 183). 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. Wpływ czasu ogrzewania na tworzenie się laku

Temperatura °C	10 minut		60 minut		120 minut	
	części lotnych %	laku %	części lotnych %	laku %	części lotnych %	laku %
200	10	0	33	4	52	27
220	23	0	56	30	62	34
240	45	6	67	32	69	31
260	65	24	72	28	72	28
280	72	26	76	24	-	-
300	78	22	80	20	-	-
320	83	17	84	10	-	-
350	89	11	94	6	-	-

Nagar na denku tłoka i w cylindrze odkładający się podczas dłuższego okresu czasu pracy silnika zależy od warunków temperaturowych pracy silnika. Im wyższa temperatura, tym mniejsza ilość nagaru. Grubość warstwy nagaru na denku tłoka posiada dla każdego rodzaju warunków pracy wartość graniczną, której nie przewyższa. Jakość oleju i paliwa wywiera wpływ jedynie na szybkość, z jaką zostaje osiągnięta graniczna grubość warstwy, oraz na jej strukturę i ciężar właściwy. Nagar tworzy się w strefie niższej temperatury, sąsiadującej z powierzchnią metaliczną tłoka. Grubość nagaru jest tym większa, im strefa niższych temperatur jest większa i odwrotnie. Z chwilą gdy grubość warstwy nagaru jest taka, że powierzchnia nagaru zbliży się do strefy wysokiej temperatury, nagar przestaje się odkładać, gdyż ulega spalaniu. Szybkość tworzenia się nagaru zależy od ilości oleju przedostającej się do przestrzeni spalania i od składu mieszanki palnej. Im wyższe zużycie oleju i im bogatsza regulacja mieszanki, tym szybciej tworzy się nagar.

5. Maziste osady

Maziste osady w układzie olejowym stanowią emulsje składające się z oleju, wody, zanieczyszczeń paliwa i produktów rozkładu oleju, dlatego zdolności emulgowania oleju mają wpływ na łatwość tworzenia się osadów mazistych.

6. Wpływ temperatury wody chłodzącej na ilość osadów

Temperatura wody chłodzącej °C	35	50	82
Ilość osadów %	100	56	38

TL-61/56-R4

7. Wpływ temperatury oleju na tworzenie się osadów

Temperatura oleju °C	68	82	93	107
Ilość osadu %	100	67	49	40

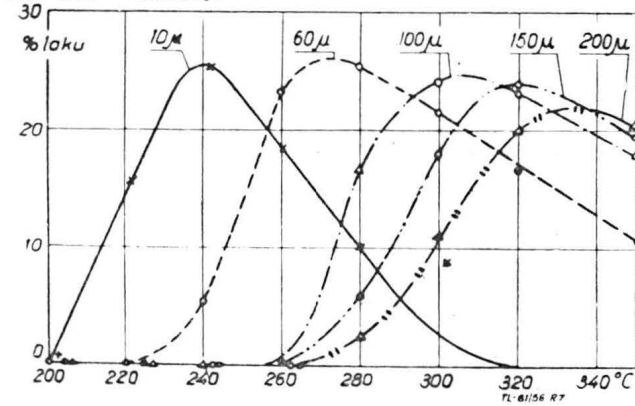
TL-61/56-R5

8. Wpływ emulgujących właściwości oleju na tworzenie się osadów

Olej	Ilość osadu zebranego z silnika	
	z karteru g	ze skrzynki zaworowej g
Bez dodatku	4,5	80
Z dodatkiem demulgującym 1%	3	20
Z dodatkiem demulgującym 3%	0,5	0,5

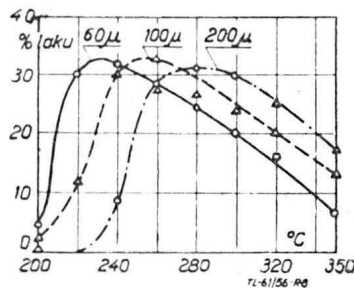
TL-61/56-R6

9. Zależność tworzenia się laku od temperatury, przy różnej grubości warstwy oleju



10. Zależność tworzenia się laku od temperatury i grubości warstwy oleju

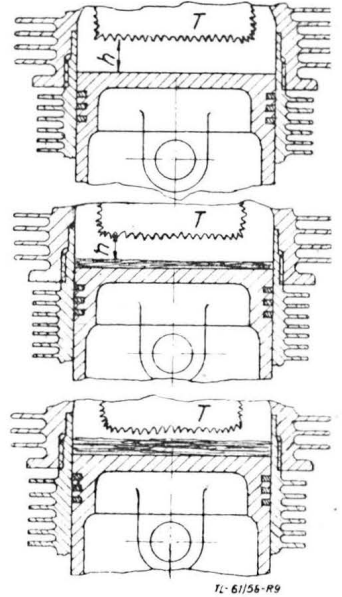
Olej lotniczy MK. Czas ogrzewania -- 60 minut.



11. Tworzenie się nagarów

Wzrost nagaru na denku tłoka zależy od wielkości strefy o niskiej temperaturze.

T — strefa wysokiej temperatury.  
h — strefa niskiej temperatury.



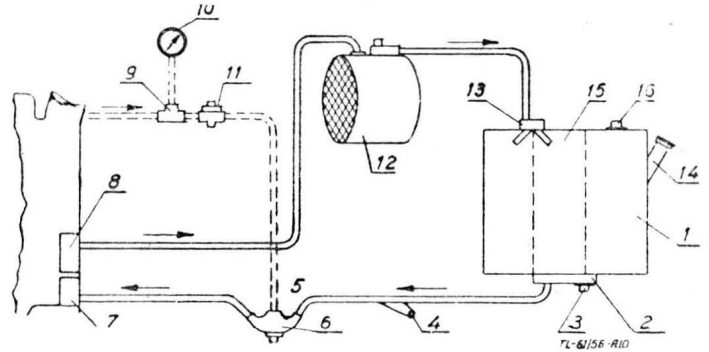
TL-61/56-R9

12. Uruchamianie silnika w okresie zimowym

Uruchamianie silnika w okresie zimowym jest utrudnione lub niemożliwe, gdyż lepkość oleju w niskich temperaturach tak wzrasta, że olej może przepływać jedynie przewodami o dużej średnicy, natomiast nie może przedostać się przez wąskie przewody i nie dostaje się do części silnika, które mają być smarowane, wynikiem czego są zatarcia silników. Nawet olej zimowy MS-14, dużo rzadszy od letniego, nie daje gwarancji szybkiego i łatwego uruchomienia silnika w temperaturze niższej od -10°C.

W okresach zimowych zatem stosuje się opróżnianie silnika z oleju w okresach przestoju i ogrzewanie oleju przed ponownym napełnieniem, w celu obniżenia jego lepkości, bądź rozcieńczanie oleju benzyną.

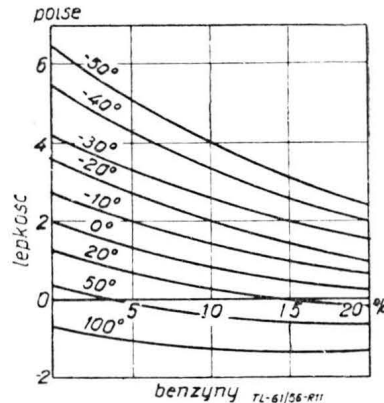
Ogrzewanie oleju i wylewanie go jest pracochłonne, opóźnia rozruch silnika, ponadto okresowe ogrzewanie oleju przyspiesza jego starzenie się. O wiele wygodniejsze jest rozcieńczanie oleju.



TL-61/56-R10

Schemat układów do rozcieńczania oleju paliwem. 1 — zbiornik oleju, 2 — zawór kontrolny, 3 — zawór spustowy dla całego układu, 4 — termometr, 5 — zawór kontrolny, 6 — zawór spustowy dla całego układu, 7 — pompa tłocząca, 8 — pompa zbiorcza, 9 — łącznik z kalibrowanymi przelotami, 10 — manometr paliwa, 11 — zawór do rozcieńczania oleju, 12 — chłodnica oleju, 13 — odprowadzanie oleju, 14 — otwór wlewowy, 15 — studzienka krótkiego obrotu, 16 — połączenie z odpowietrzeniem silnika.

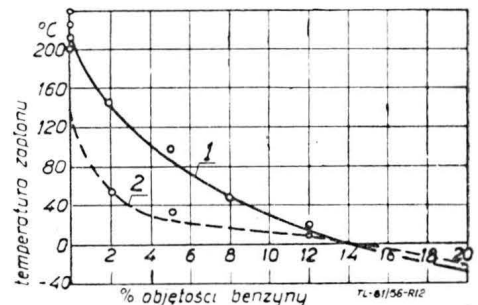
Ilość wlewanej do oleju benzyny dozuje się czasem otwarcia zaworu, otwór którego jest wycechowany na wypływ określonej ilości benzyny w jednostkę czasu. Maksymalne dopuszczalne rozcieńczenie danego oleju określa się na podstawie spadku ciśnienia oleju. W szeregu silników ustalono, że spadek ciśnienia o 0,1 kg/cm<sup>2</sup> odpowiada 1% zawartości benzyny w oleju.



13. Zależność lepkości od rozcieńczenia temperatury oleju MK

14. Wpływ rozcieńczenia oleju benzyną na temperaturę zapłonu

1 — temperatura zapłonu w tyglu otwartym, 2 — temperatura zapłonu w tyglu zamkniętym.

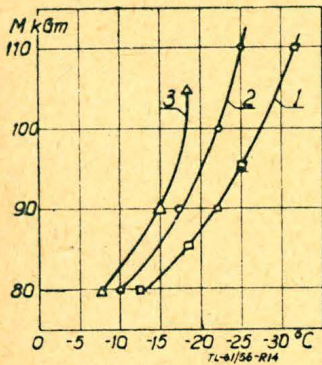


15. Wpływ rozcieńczenia benzyną na lepkość i temperaturę krzepnięcia

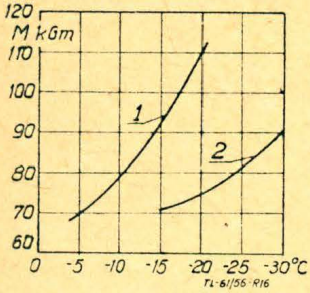
Produkt	Lepkość przy temp 50°C		Lepkość przy temp 20°C		Temperatura krzepnięcia °C
	cst	°E	cst	°E	
olej lotniczy letni	174,4	23,0	1433,9	189,3	-10
olej l.l. + 5% benz.	85,5	11,3	522,8	69,0	-30
olej l.l. + 10% benz.	49,4	6,4	191,1	25,2	-31
olej l.l. + 15% benz.	30,3	4,1	114,9	15,2	-35
olej l.l. + 20% benz.	17,8	2,6	56,5	7,5	-38
olej lotniczy zimowy	123,4	16,3	702,3	92,7	-23
olej l.z. + 5% benz.	101,5	13,4	409,7	54,1	-28
olej l.z. + 10% benz.	60,6	8,0	276,5	36,5	-60
olej l.z. + 15% benz.	44,4	5,9	188,4	24,9	-65
olej l.z. + 20% benz.	27,6	3,8	101,5	13,4	poniżej -65

16. Zależność momentu obrotowego od temperatury podczas uruchamiania silnika w okresie zimowym

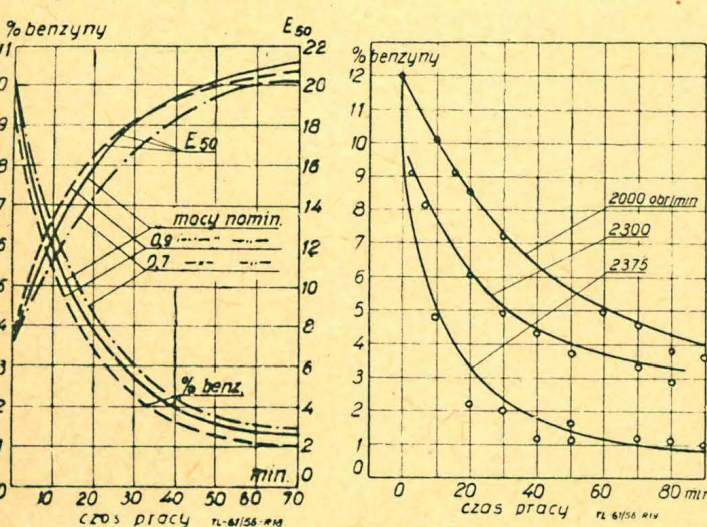
- 1 — olej o lepkości 2,15°E/100°C,
- 2 — olej o lepkości 2,41°E/100°C,
- 3 — olej o lepkości 2,84°E/100°C.



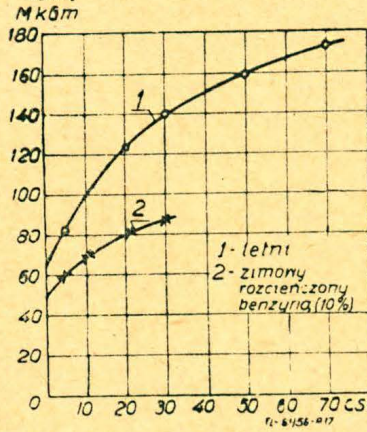
18. Momenty konieczne do uruchomienia silnika lotniczego o dużej mocy na czystym oleju MS-20 i na rozcieńczonym 12,5% benzyną



20. Wyparowywanie benzyny z oleju i zmiany lepkości

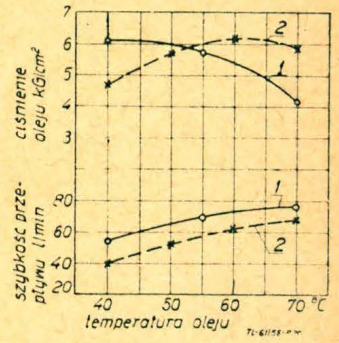


19. Zależność pomiędzy momentem obrotowym silnika i lepkością olejów letniego i zimowego rozcieńzonego benzyną



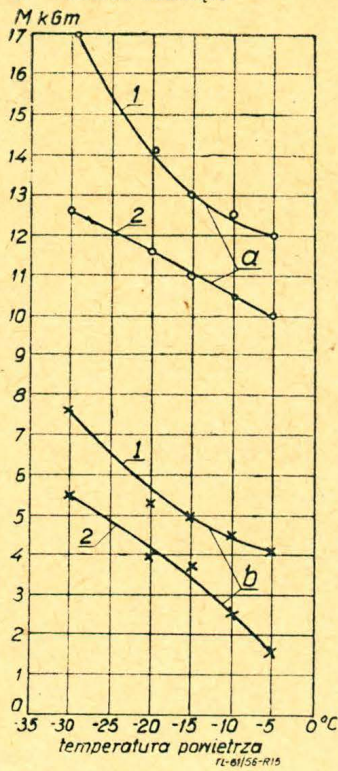
21. Charakterystyka układu olejowego przy pracy na oleju nierozcieńczonym i rozcieńczonym

- 1 — olej nierozcieńczony,
- 2 — olej rozcieńczony benzyną.



17. Moment obrotowy silnika M-11 podczas uruchamiania na oleju MS-20 czystym i rozcieńczonym 10% benzyną

- 1 — olej MS bez benzyny
- 2 — olej MS rozcieńczony benzyną
- a — świece wkręcone
- b — świece usunięte



II. OLEJE DO SILNIKÓW TURBOODRZUTOWYCH

22. Warunki pracy oleju w silnikach turbodozrutowych

Temperatura łożysk wału sprężarki i turbiny = 120° — 140°C; w chwili zatrzymania silnika temperatura osiąga 160° — 175°C; przy uruchomieniu układ olejowy ma temperaturę otoczenia; w czasie pracy temperatura łożyska turbiny wynosi 125° — 160°C; przy zatrzymaniu silnika temperatura obejmują łożyska wynosi do 200°C.

23. Rozdział oleju w łożyskach

Łożysko	Przedniej sprężarki	Tylnej sprężarki	Turbiny
Prędkość przepływu oleju l/godz	140	230	320

24. Najważniejsze właściwości oleju do silników turbodozrutowych

1. Temperatura krzepnięcia.
2. Łatwość przepompowywania w niskich temperaturach rzędu -60°C.
3. Odpowiednia lepkość w t. 50° i 100°C w celu zapewnienia dobrego smarowania łożysk.
4. Wysokie zdolności przeciwoksydacyjne z uwagi na warunki pracy sprzyjające utlenieniu: wysoka temperatura, szybka cyrkulacja, zetknięcie z powietrzem, zetknięcie z powierzchniami metalicznymi.

25. Stosowane oleje:

- oleje hydrauliczne,
- oleje transformatorowe,
- oleje turbinowe,
- oleje mieszane składające się z 60% ol. transformatorowego i 40% ol. lotniczego silnikowego,
- oleje mieszane składające się z 50% ol. turbinowego i 50% oleju lotniczego,
- oleje mineralne z dodatkami podwyższającymi smarność,
- oleje specjalne syntetyczne.

26. Podstawowe wymagania

Temperatura krzepnięcia maks. — 45°C, lepkość w t. 50°C nie mniej niż 7,0 cst, lepkość w t. -60°C nie więcej niż 2500 cst, powinien posiadać zdolność pompowania się w t. -60°C. Jako dodatki podnoszące smarność stosowano: kwas stearynowy, związki fosforowo-siarkowe. Wszystkie dodatki poprawiające smarność w wyższych temperaturach powodują korozję łożysk, dlatego w silnikach, gdzie jest jeden tylko układ smarowniczy, takie dodatki są niedopuszczalne. W silnikach, u których sprężarka jest oddzielona od turbiny i części te połączone są skrzynką przekładniową za pomocą wału do sprężarki, używa się oleju z dodatkiem kwasu stearynowego, a do reduktora śmigła oleju z dodatkiem fosforo-siarkowym.

27. Właściwości niektórych typów olejów używanych do silników turbodozrutowych

Olej	I	II
Lepkość przy 98,8°C cst	3,15	9,14
Lepkość przy 37,8°C cst	13,98	70,00
Wskaźnik lepkości	64	113,5
Liczba kwasowa	0,1	0,15