

4

# TECHNIKA LOTNICZA

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

LIPIEC • 1958 • SIERPIEŃ

## TREŚĆ ZESZYTU

	Str
Ryszard Lewandowski: Po Szybowcowych Mistrzostwach Świata — Leszno 1958 . . . . .	93
A. Kowalewicz: Przepływy ze spalaniem detonacyjnym . . . . .	94
K. Kunachowicz: Elektroniczne wyposażenie nowoczesnych samolotów cywilnych (dokończenie) . . . . .	100
Produkcja — J. Kierosiński: Spawanie tytanu i jego stopów . . . . .	108
Ludzie i zdarzenia — J. Tuszyński: Z przedwojennych dziejów „Techniki Lotniczej” . . . . .	112
S. M. — Reportaż fotograficzny z XXVII Międzynarodowych Targów Poznańskich . . . . .	114
Notatnik użytkownika — W. Pawłowski: Pasty do polerowania szkła organicznego . . . . .	116
Skrzynka techniczna . . . . .	118
Nowości techniczne — R. L. Próby zmęczeniowe w zbiorniku wodnym . . . . .	119
Przeglądamy usprawnienia . . . . .	119
Na półkach księgarskich . . . . .	121
Przeгляд Dokumentacyjny Lotnictwa „Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej” . . . . .	123
H. Zatyka: Zgrzewanie w produkcji lotniczej . . . . .	okł. 2

# „Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej”

## Zgrzewanie w produkcji lotniczej

Zebrał i opracował mgr inż. H. Zatyka

Szczególne znaczenie dla produkcji lotniczej ma zgrzewanie punktowe. W krajach posiadających rozwinięty przemysł lotniczy metoda ta jest szeroko stosowana, na równi z wprowadzaniem konstrukcji integralnych i klejeniem metali. Wynika to z niewątpliwych zalet zgrzewania punktowego i liniowego w porównaniu z nitowaniem i klejeniem. Charakterystykę podstawowych metod łączenia stosowanych w produkcji lotniczej podano w tabeli 1.

Zgrzewanie jest to sposób łączenia elementów metalowych polegający na miejscowym nagraniu metali do stanu ciastowatego i ich dociśnięciu. W zależności od źródła ciepła zgrzewanie może być gazowe, elektryczne lub ogniskowe. Największe praktyczne zastosowanie znalazło elektryczne zgrzewanie oporowe w różnych swoich odmianach, z których w przemyśle lotniczym najczęściej stosowane

jest: zgrzewanie punktowe, garbowe, liniowe i doczołowe. Zasada procesu oraz charakterystyczne własności poszczególnych odmian elektrycznego zgrzewania oporowego podane są w tabeli 2.

Zastosowanie w konstrukcjach lotniczych nowych materiałów, jak tytan czy stopy niklu, wpływa na rozszerzenie zakresu stosowania zgrzewania, ponieważ zarówno tytan jak i stopy niklu zgrzewają się o wiele łatwiej niż stopy aluminium.

W szeregu kolejnych tabel zebrane są dane technologiczne sposobu wykonania prawidłowych połączeń, stosowanych urządzeń, metod kontroli i własności wytrzymałościowych.

Zebrane materiały mają na celu ułatwienie pracy technologowi przy opracowywaniu procesów technologicznych oraz konstruktorowi przy projektowaniu połączeń.

Tabela 1 Charakterystyka podstawowych metod łączenia stosowanych w produkcji lotniczej

Podzaj własności	Wyszczególnienie	Zgrzewanie punktowe i rolkowe	Nitowanie	Klejenie
Własności fizyko-mechaniczne złącz	Wytrzymałość na obciążenia statyczne	Normalnie osiąga się 80 + 90% wytrzymałości materiału podstawowego. Można również uzyskać wytrzymałość równą wytrzymałości materiału podstawowego.		Przy grubościach do 0,8 mm osiąga się wytrzymałość materiału podstawowego. Przy grubościach powyżej 1,6 mm wytrzymałość złącz klejonych, niższa niż złącz zgrzewanych.
	Wytrzymałość na obciążenia zmienne	Równa wytrzymałości złącz nitowanych.	Równa wytrzymałości złącz zgrzewanych.	Osiąga się najwyższą wytrzymałość a szczególnie dla złącz klejonych mało obciążonych.
	Oporność na wysokie temperatury	Równa odporności materiału podstawowego.	Równa odporności materiału podstawowego i odporności nitów.	Możliwe do zastosowania do temperatur nie wyższych niż 200°C.
	Oporność na korozję	Równa odporności materiału podstawowego.	Istnieje niebezpieczeństwo powstania korozji w złączach.	Oporność na korozję mniejsza niż złącz zgrzewanych.
	Gładkość powierzchni	Na powierzchni szwu pozostają wgłębienia o głębokości 0,025 mm. Przy zastosowaniu specjalnych elektrod można przy zgrzewaniu punktowym uzyskać powierzchnię gładką.	Konieczność stosowania nitów wpuszczonych, które jednakże nie zapewniają zupełnie gładkiej powierzchni.	Złącza klejone zapewniają najwyższą gładkość powierzchni, dla wszystkich grubości klejonych elementów.
Szczelność złącz	Złącza rolkowe zapewniają szczelność. Szczelność szwów punktowych uzyskuje się dzięki zastosowaniu pasty uszczelniającej	Dla uzyskania szczelności konieczna jest duża dokładność wykonania złącza.	Złącza klejone zapewniają szczelność.	
Własności technologiczne złącz	Grubość łączonych elementów	Ograniczona mocą stosowanej zgrzewarki. Niemożliwe jest również zgrzewanie elementów o dużej różnicy grubości - powyżej 1:3.	Ograniczeń niema, jednakże przy nitowaniu o małych grubościach konieczne jest stosowanie podkładek.	Ograniczeń niema, jednakże przy klejeniu elementów grubych, bardzo kłopotliwe jest dopasowanie elementów.
	Godziwość łączonych elementów	Ograniczone kształtem i wielkością wysięgu zgrzewarki.	Ograniczeń niema.	Ograniczone wymiarami stanowiska (autoklawu).
	Wymagania odnośnie dostępu	Konieczny dostęp z obu stron złącza. Niezbędnym jest również zachowanie pewnej minimalnej odległości od krawędzi blach do linii szwu zgrzewanego.	Pożyczony dostęp z obu stron. Można wykonać złącze również przy dostępie z jednej strony, ale może się to odbić ujemnie na wytrzymałości złącza.	Wystarczy dostęp tylko z jednej strony.
	Rodzaj łączonych materiałów	Ograniczony zgrzewalnością łączonych materiałów.	Ograniczeń niema	Ograniczeń niema
	Metody kontroli wyrobów gotowych	Skuteczną metodą kontroli jest metoda rentgenograficzna, jednakże nie zawsze łatwa do wykonania.	Ogłędziny zewnętrzne.	Brak skutecznych metod kontroli
		Stosuje się zwykle kontrolę statystyczną. Kontrola procesu produkcyjnego nie obejmuje wad powstałych w wyniku nieładnego przygotowania powierzchni do zgrzewania.		Stosuje się tylko metody badania próbek wstępnych.

Technika Lotnicza. Pomoce Konstruktorskie, 14-25, 58 | zeszyt 4/58 okt. 58 r.

### СОДЕРЖАНИЕ

Итоги VII Чемпионата Мира по Планеризму	Стр. 93
A. Kowalewicz: Течение газов с детонационным сгоранием	94
K. Kunachowicz: Электронное оборудование современных гражданских самолетов (окончание)	100
Производство — I. Kieroński: Сварка титана и его сплавов	108
Люди и события — J. Tuszyński: Из довоенной истории журнала „Technika Lotnicza”	112
Наш репортаж. Фотоснимки из XXVII Международной Ярмарки в Познани	114
Заметки по технической эксплуатации — W. Pawłowski: Пасты для полировки органического стекла.	116
Технический почтовый ящик	118
Технические новости — R. L.: Испытания на усталость в водном баке	119
Обзор новаторских предложений	119
На книжных полках	121
Документальный обзор авиации	123
Конструкторские пособия — H. Zatyka: Контактная сварка в авиационной промышленности (обертка)	

### CONTENTS

After the World Gliding Championship — Leszno 1958 . . . . .	93
A. Kowalewicz: Gas flow with the detonating burning . . . . .	94
K. Kunachowicz: The electronic outfit for the modern civil aircraft (conclusion) . . . . .	100
Production — J. Kieroński: Welding of titanium and its alloys . . . . .	108
Men and Events — J. Tuszyński: The prewar activities of „Technika Lotnicza” journal . . . . .	112
Our Report — Fotoreportage from XXVII International Fair at Poznań . . . . .	114
The User's Note-Book — W. Pawłowski: The pastes for synthetic glass polishing . . . . .	116
Technical Letter-Box . . . . .	118
Technical News — R. L.: Fatigue tests in water tank . . . . .	119
Review of Rationalisation Projects S. M. . . . .	119
On Bookseller's Shelves . . . . .	121
Aviation Documentation Review . . . . .	123
Designer's Data Sheets — H. Zatyka: Resistance-welding in aircraft production . . . . .	on cover

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

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

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 XIII

LIPIEC – SIERPIEŃ 1958 R.

ZESZYT 4 (52)

Mgr inż. RYSZARD LEWANDOWSKI

## Po Szybowcowych Mistrzostwach Świata – Leszno 1958



Mistrzostwa zakończone. Wyniki sportowe są znane naszym Czytelnikom z prasy codziennej. Czas teraz na wnioski i refleksje.

Warunki meteorologiczne pozwoliły na rozegranie 6 konkurencji (lot docelowo-powrotny  $2 \times 115$  km, lot po trójkącie 106 km, dwa przeloty po trasie wyznaczonej — uzyskano 282 i 209 km, przelot docelowy 92 km oraz przelot otwarty, gdzie uzyskano 536 km). W czasie

większości dni lotnych występowały dość trudne warunki atmosferyczne, termika była wyraźnie poniżej zwykle występującej u nas w tej porze roku, co stanowiło pewnego rodzaju zaskoczenie zarówno dla gości jak i dla naszych zawodników. W tych trudnych warunkach piloci musieli zdobyć się na największy wysiłek i wykazać swój największy kunszt, by wywalczyć sobie dobre lokaty. Toteż wyniki całych Mistrzostw jak i poszczególnych konkurencji, stanowią doskonały materiał dla oceny klasy pilotów oraz dla oceny doskonałości technicznej poszczególnych typów szybowców.

Wyniki Mistrzostw nie przyniosły niespodzianek. Na sukces składają się zarówno umiejętności pilota jak i doskonałość szybowca. Można przyjąć za regułę, że klasa pilotów i sprzętu idą zwykle w parze. Toteż porównanie sprzętu, które nas techników mocno interesuje, może być przeprowadzone w oparciu o wyniki poszczególnych konkurencji.

W klasie Standart wystąpiło 24 szybowce jedenastu różnych typów skonstruowanych w ośmiu krajach. Najliczniej w tej klasie wystąpił francuski Breguet 901 — sześć egzemplarzy, następnie polskie Jaskółki Z — pięć egzemplarzy, trzy szybowce typów Zugvogel III z NRF, austriackie Mg — 23, polskie Jaskółki (zwykle), angielskie Skylark — 3, czechosłowackie Demanty były wystawione po trzy egzemplarze, po dwa — węgierskie Siraly, jugosłowiańskie Meteory i po jednym HKS 1, HKS 3, Mü 13 z NRF, angielska Olympia 419, czechosłowacki Spartak i francuski Breguet 904.

W klasie standart wystąpiło 24 szybowce jedenastu różnych typów skonstruowanych w siedmiu krajach. I tak po cztery sztuki były obecne angielskie Skylark 2, Ka 6 z NRF i polskie Muchy 100, po dwa egzemplarze wystawiono Zugvogel IV z NRF, angielskie Olympia Eon, jugosłowiańskie Ilindenka i polskie Mucha Standart, po jednym były — angielska Olympia 415, Super Futar węgierski, Pik 3 z Finlandii i francuski Breguet 905.

W klasie otwartej najnowocześniejszymi konstrukcjami były bezwątpienia trzy typy: HKS 3, Spartak i Meteor. Pierwsze dwa są wykonane z drewna, w tym w HKS 3 w bardzo dużym stopniu są zastosowane materiały syntetyczne. Meteor wykonany całkowicie z metalu — konstrukcja skorupowa — nawet stery są kryte blachą, jest jedynym szybowcem, gdzie konstruktor odszedł zdecydowanie od klasycznego tworzywa szybowcowego — drewna. Wielka rozpiętość i wydłużenie skrzydła, smukły kadłub, rozwinięta mechanizacja skrzydła, rozwinięte podwozie (chowane) dobrze uzasadniają użycie metalu, niemniej szybowiec jest bardzo drogi. HKS 3 uzyskał wysoką czystość aerodynamiczną przez bardzo przemyślaną konstrukcję, bazując na drewnie i plastykach, na pasy dźwigarów skrzydłowych użyto jednak już metalu przyklejonego do drewna, dla otrzymania gładkiej powierzchni oraz dużej sztywności i wytrzymałości skrzydła czy kadłuba zastosowano konstruk-

cję przekładkową. Spartak jest pewnym kompromisem i bez uciekania się do nadzwyczajnych środków konstrukcyjnych uzyskano wysokowyczynowy szybowiec. Profile laminarne o raczej dużej grubości względnej (powyżej 15%) są stosowane powszechnie na wszystkich nowszych typach; technologii wykonania skrzydeł poświęca się bardzo dużo uwagi, w wyniku szybowce te wykazują dużą doskonałość aerodynamiczną i cechują się płaskim przebiegiem biegunowej prędkości. W tym względzie nasze Jaskółki wypadły źle, technologia nasza jest wyraźnie w tyle za konstrukcjami zagranicznymi, zastosowanie zaś konwencjonalnego profilu daje słabe wyniki na dużych prędkościach lotu, na przeskoku szybowce laminarne wyraźnie były Jaskółki, to samo można też powiedzieć o szybowcu Mucha Standart. Należy podkreślić duże starania zachodnich państw jeżeli chodzi o wyposażenie szybowców. Wariometry elektryczne w układach kompensujących wpływy prędkości po torze (wariometry energii całkowitej) podłączonych do rurki Pitota, kryte rurki Pitota i odbiorniki ciśnienia statycznego, małowagarytowe sztuczne horyzonty, specjalne małe aparaty tlenowe, bardzo pomysłowe busole Cooka, wysokosprawne aparaty radiowe u. k. f. wszystko to zmierza do ułatwienia pilotowi pracy w powietrzu.

W klasie Standart nie można spodziewać się takich rewelacji jak w klasie otwartej, niemniej szybowiec francuski Breguet 905 zasługuje na wyróżnienie. Konstruktor wyraźnie zerwał z powszechnie stosowanymi metodami, skrzydło jest konstrukcji przekładkowej, keson prawie bez żeber, część przednia kadłuba spawana z cienkich rurek stalowych, opofilowanie z laminatu, część tylna stanowi znowu skorupę przekładkową, okucia duralowe są wklejone w skorupę, usterzenie motylkowe, prosto zdejmowane. Dzięki szerokiemu zastosowaniu plastyków udało się zmniejszyć ciężar własny konstrukcji o około 40 kG, szybowiec wypadł dość drogo, trzeba jednak wziąć pod uwagę, że jest to konstrukcja pionierska i o stronie ekonomicznej będzie można mówić dokładniej gdy szybowiec wejdzie do produkcji seryjnej. klasy Standart, jak Ka 6, Pik 3, Zugvogel IV, odznaczają się bardzo czysto wykonanymi skrzydłami i prostymi. Braki w dopracowaniu naszej Muchy Standart uzyskała nagrody za najlepszy szybowiec w tej doskonałego wyniku Witka; najwyżej przez dla oceny konstrukcji OSTIV został oceniony niemiecki

Ten krótki przegląd pozwala wytyczyć główne kierunki, w jakich należy u nas pracować, by dojść do czołówki światowej w konstrukcji szybowców. Musimy popracować nad środkami aerodynamicznymi, wprowadzić profile laminarne, przestudiować nowe typy klap wyporowych i lotek, podnieść czystość aerodynamiczną kadłubów i usterzeń. Osobne zagadnienie to poprawa technologii, wprowadzenie klejów syntetycznych, laminatów, wypełniaczy, wprowadzenie konstrukcji przekładkowych, klejenie metalu do drewna, staranniejsze wykończenie szczegółów. Ostatnio panuje u nas pęd do konstrukcji całkowicie metalowych. Analiza szybowców, biorących udział w Mistrzostwach i rozważania nad specyfiką konstrukcji blaszanych wykazuje, że nie należy się spodziewać korzyści ani aerodynamicznych ani ciężarowych stosując metal do szybowców jednoosobowych, metal jest raczej uzasadniony w szybowcach większych — dwuosobowych. Szybowce metalowe są drogimi, naprawia ich są bardziej kłopotliwe, opłacać się mogą przy wielkoseryjnej produkcji, szymbownictwo nie jest jednak domeną wielkich serii.

Bardzo dokładnej i wnikliwej analizy wymaga sprawa rozwijania osprzętu szybowcowego. Z jednej strony wymagania idą

(dok. na str. 107)

Mgr inż. ANDRZEJ KOWALEWICZ

## Przepływy ze spalaniem detonacyjnym

W artykule omówiono ogólnie na podstawie zagranicznej literatury spalanie detonacyjne oraz podano wpływ charakterystycznych czynników przyczyniających się do powstawania detonacji. Podano również zarys teorii przepływu ze spalaniem w fali detonacyjnej, ze szczególnym uwzględnieniem detonacji w przepływie ustalonym. Omówiono koncepcję odrzutowego silnika pulsacyjnego o spalaniu detonacyjnym, podano podstawowe teoretyczne zależności i wyniki badań nad realizacją silnika.

### Ważniejsze oznaczenia

$U$ [m/sek]	— prędkość czoła płomienia
$D$ [m/sek]	— prędkość fali detonacyjnej
$u$ [m/sek]	— prędkość gazu
$w$ [m/sek]	— prędkość gazu względem czoła płomienia
$a$ [m/sek]	— prędkość dźwięku
$m$ [kg/m <sup>2</sup> sek]	— wydatek ciężarowy gazu przez 1 m <sup>2</sup> powierzchni
$Q$ [kgm/kg]	— ciepło wydzielone podczas reakcji chemicznej na jednostkę masy
$k$	— wykładnik adiabaty
$M$	— liczba Macha
$P$ [kg/m <sup>2</sup> ]	— ciśnienie
$v$ [m <sup>3</sup> /kg]	— objętość właściwa
$A$ [m <sup>2</sup> ]	— pole powierzchni przekroju
$F$ [kg]	— ciężar

### Indeksy:

- 1 — stan przed czołem płomienia (gaz nie spalony)
- 2 — stan za czołem płomienia (spaliny)
- 3 — stan za falą rozrzedzeniową

### OGÓLNE WIADOMOŚCI O SPALANIU DETONACYJNYM

W wyniku badań nad spalaniem w przewodach zamkniętych przeprowadzonych przy końcu ubiegłego stulecia stwierdzono, że w pewnych warunkach płomieni powstały przy spalaniu palnej mieszanki o odpowiednim składzie przy normalnej temperaturze i ciśnieniu doznaje przyspieszenia do chwili, kiedy prędkość czoła płomienia osiągnie maksymalną stałą wielkość. Spalanie zachodzi wtedy w fali detonacyjnej, której prędkość zależy niemal tylko od składu mieszanki.

W zależności od składu mieszanki i warunków spalania rozchodzenie się płomienia może być: 1) normalne, charakteryzujące się spokojnym ruchem czoła płomienia, 2) skokami, przy udziale drgań i powstawaniu języków ognia, 3) w fali detonacyjnej.

Powstawanie fali detonacyjnej charakteryzuje się nagłym skokowym wzrostem prędkości czoła płomienia. Odtąd czoło płomienia przemieszcza się z prędkością fali uderzeniowej tuż zaraz za nią. W fali uderzeniowej ciśnienie i temperatura gazu silnie wzrastają; temperatura gazu jest dostatecznie wysoka, aby powstała reakcja chemiczna, w wyniku której wydzielą się ciepło. Po przejściu przez falę detonacyjną ciśnienie i gęstość gazu wzrastają.

### Prędkość fali detonacyjnej jako fizyczna stała danej mieszanki

Liczne badania pozwoliły ustalić, że prędkość fali detonacyjnej w bardzo nieznacznym stopniu zależy od początkowych parametrów gazu i od średnicy przewodu, nie zależy od jego geometrii (prosty, spiralny) oraz od miejsca zapłonu mieszanki (odkryty lub zakryty koniec przewodu), o ile jest on dostatecznie długi.

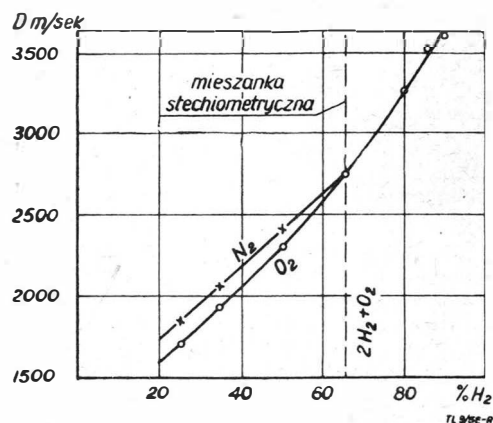
Zasadniczym czynnikiem wpływającym na prędkość fali detonacyjnej jest skład chemiczny mieszanki oraz stosunek udziałowy jej składników. Tabela 1 podaje wielkości prędkości detonacji różnych mieszanek.

Wpływ składników mieszanki na prędkość fali detonacyjnej zbadano na przykładzie mieszanki wodorowo-tlenowej. Wyjściowym składem był skład stechiometryczny; wpływ określonego składnika na prędkość detonacji zbadano zmie-

Tabela 1

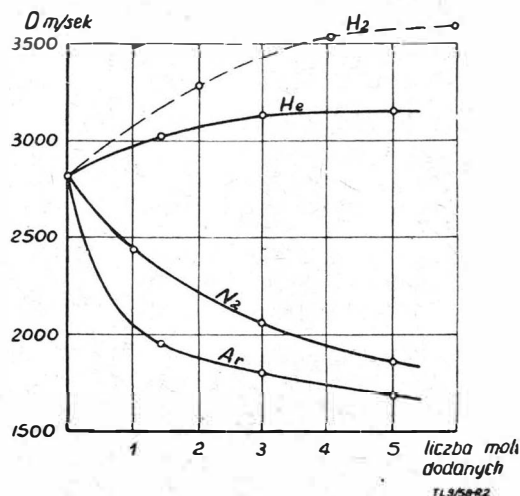
Skład mieszanki	Prędkość m/sek	Skład mieszanki	Prędkość m/sek
2H <sub>2</sub> +O <sub>2</sub>	2821	C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> +3,5 O <sub>2</sub>	2363
2CO+O <sub>2</sub>	1264	C <sub>2</sub> H <sub>4</sub> +3 O <sub>2</sub>	2209
2CO+O <sub>2</sub> +1,2% H <sub>2</sub> O	1676	C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> +1,5 O <sub>2</sub>	2716
2CO+O <sub>2</sub> +5,6% H <sub>2</sub> O	1738	C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> +3 O <sub>2</sub>	2600
2CO+O <sub>2</sub> +24,9% H <sub>2</sub> O	1526	C <sub>2</sub> H <sub>4</sub> +8 O <sub>2</sub>	2371
CH <sub>4</sub> +2O <sub>2</sub>	2146	C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> +7,5 O <sub>2</sub>	2206

niając udział jednego ze składników, lub przez dodanie nowych niepalnych składników, zmieniających średni ciężar cząsteczkowy mieszanki. W wyniku tych badań zaobserwowano, że składnik o większym ciężarze cząsteczkowym niż średni ciężar cząsteczkowy mieszanki zmniejsza prędkość detonacji, składnik o ciężarze cząsteczkowym mniejszym — zwiększa. Wykres na rys. 1 przedstawia wpływ udziału tlenu i azotu na prędkość detonacji mieszanek wodorowo-tlenowych, a wykres na rys. 2 wpływ stosunku liczby moli składników dodanych do stechiometrycznej mieszanki wodorowo-tlenowej na tę prędkość.



Rys. 1. Wpływ udziału objętościowego tlenu i azotu na prędkość detonacji różnych mieszanek wodorowo-tlenowych

Wzrost udziału palnego składnika w mieszance nie zawsze wywołuje powiększenie prędkości detonacji. Na przykład w przypadku mieszanki acetylenowo-tlenowej wzrost objętościowego udziału acetyleny do 50% powoduje wzrost prędkości detonacji, powyżej 50% — spadek, z zaznaczeniem powtórnego szybkiego wzrostu przy udziale acetyleny około 85%; dla mieszanki propanowo-tlenowej wzrost prędkości detonacji następuje przy udziale propanu do 30% — powyżej 30% spadek.



Rys. 2. Wpływ dodatkowych składników na prędkość detonacji stechiometrycznej mieszanki wodorowo-tlenowej

Jak wyżej wspomniano, prędkość fali detonacyjnej nieznacznie zależy od parametrów początkowych gazu. Wpływ temperatury w przypadku mieszanek wodorowo-tlenowej i acetylenowo-tlenowej zestawiony jest w tabeli 2. Dane w tabeli odnoszą się do ciśnienia atmosferycznego.

Wpływ ciśnienia daje się zauważyć przy niskich ciśnieniach; ze wzrostem ciśnienia wzrasta nieznacznie prędkość.

Tabela 2

Mieszanka wodorowo-tlenowa $2H_2+O_2$	Temperatura (°C)	10°	100°
	prędkość detonacji (m/sek)	2821	2790
Mieszanka acetylenowo-tlenowa $C_2H_2+2O_2$	temperatura (°C)	10°	100°
	prędkość detonacji (m/sek)	2581	2538

W przypadku mieszanki wodorowo-tlenowej ( $2H_2+O_2$ ) wpływ ciśnienia zaznacza się do 2 ata, dla metanowo-tlenowej ( $CH_4 + 2O_2$ ) do 1 ata.

Stosunek udziałowy składników mieszanki nie tylko ma wpływ na prędkość detonacji, ale w ogóle warunkuje jej powstanie. Dla danej mieszanki istnieje określony przedział zmienności składnika palnego, poza którym detonacja nie następuje, analogicznie jak w przypadku normalnego spalania z tym, że przedział odnośnie detonacji jest znacznie węższy. Tabela 3 podaje przedziały zmienności objętościowego udziału palnego składnika różnych mieszanek i odpowiadające im graniczne wielkości prędkości detonacji.

Tabela 3

Mieszanka	Udział objętościowy palnego składnika		Prędkość detonacji ubogiej mieszanki (m/sek)	Prędkość detonacji bogatej mieszanki (m/sek)
	kres dolny %	kres górny %		
$H_2 - O_2$	26,0	90	1457	3550
$H_2$ — powietrze	18,2	58,9	1500	2100
$C_2H_4$ — powietrze	5,5	11,5	1675	1801
$C_2H_4 - O$	3,5 + 3,6	92 ÷ 93	1607	2423
$C_2H_6 - O_2$	3,2	37	1587	2210
$C_2H_2$ — powietrze	4,2	50	1509	1371
$(CO+H_2) - O_2$	17,2	90	1500	2100
$(CO+H_2)$ powietrze	19	58,8	1488	1690

Dane zamieszczone w tabeli otrzymano przy spalaniu w rurach średnicy 10 ÷ 20 mm w normalnych warunkach.

Należy zaznaczyć, że podane w tabeli przedziały udziału palnego składnika w mieszance dotyczą rozchodzenia się detonacji; zawężają się one w przypadku powstawania fal detonacyjnej w drodze przyspieszenia płomienia.

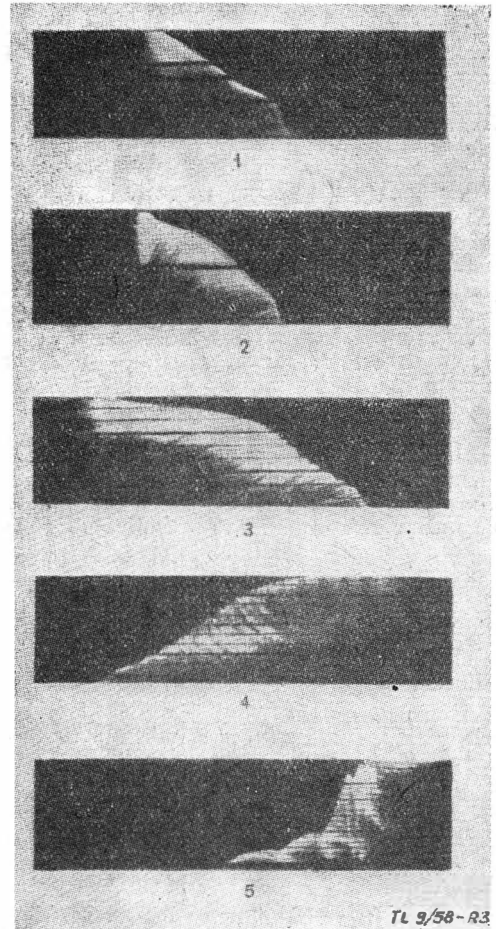
Na granice powyższych przedziałów ma wpływ ciśnienie początkowe gazu i średnica rury, w której ma miejsce spalanie. Wzrost ciśnienia poszerza przedział zmienności udziału palnego składnika mieszanki. Wzrost średnicy przewodu wpływa analogicznie. Na przykład dla powietrzno-wodowych mieszanek dolna wielkość graniczna udziału wodoru w przypadku przejścia od małych średnic do dużych zmienia się z 19,6% na 15% — górna z 58,8% na 63,5%.

**Warunki powstania detonacji**

Doświadczenia wykazały znaczny wpływ długości rury na charakter rozchodzenia się płomienia. W przypadku odpowiednio krótkich rur płomień przemieszcza się spokojnie i równomiernie z niewielką prędkością. Zwiększenie długości przewodu powoduje powstanie drgań płomienia, który przemieszcza się nierównomiernie w postaci języków ognia. Powyższe przedstawiają zdjęcia na rys. 3 w przypadku stechiometrycznej mieszanki tlenku węgla z tlenem ( $2CO+O_2$ ). Spalanie tej mieszanki w normalnych warunkach nie daje detonacji. Powstanie nierównomiernego ruchu płomienia ze zwiększeniem długości rury można uzasadnić następująco: w chwili zapłonu powstaje fala zgęszczeniowa poruszająca się z prędkością dźwięku. Czoło płomienia przemieszcza się ze wzrastającą prędkością, doganiając falę dźwiękową. W przypadku krótkich rur przyspieszenie nie jest w stanie spowodować dogonienia fali, która tymczasem odbija się od końca przewodu i wraca spotykając czoło płomienia. Fale dźwiękowe powstają nie tylko w chwili zapłonu, ale w sposób permanentny towarzyszą przemieszczaniu się płomienia, a spotykając go na swojej drodze po odbiciu powodują nierównomierną prędkość jego czoła. W przypadku odpowiedniego składu mieszanki przyspieszenie czoła płomienia może być na tyle duże, że płomień dogoni falę zgęszczeniową, nim odbije się ona od końca przewodu i spalanie zachodzi dalej w fali detonacyjnej.

Charakterystyczną wielkością dla różnych detonacyjnych mieszanek jest długość tak zwanego okresu przeddetonacyj-

nego. Jest to długość drogi czoła płomienia od miejsca odpowiadającego początkowi palenia, do miejsca, w którym spalanie staje się detonacyjne. Wielkość tego okresu jest miarą detonacyjności danej mieszanki. Wielkość ta zależy od szeregu czynników, których wpływ omówiony zostanie poniżej.



Rys. 3. Wpływ długości rury na charakter rozchodzenia się płomienia stechiometrycznej mieszanki tlenku węgla z tlenem ( $2CO+O_2$ )

- a)  $l = 300$  mm,
- b)  $l = 600$  mm,
- c)  $l = 900$  mm,
- d)  $l = 1200$  mm,
- e)  $l = 2160$  mm, (←→ kierunek ruchu płomienia)

1. Wpływ ciśnienia. Wpływ ten został zbadany dla różnych mieszanek i na podstawie tych badań stwierdzono, że wzrost ciśnienia powoduje zawsze skrócenie długości okresu przeddetonacyjnego, co przedstawiają wykresy na rys. 4. Na przykład dla mieszanki wodorowo-tlenowej ( $2H_2+O_2$ ) długość okresu zmienia się w przedziale 27 ÷ 70 cm przy zmianach ciśnienia w granicach 6,5 ÷ 10 ata.

2. Wpływ długości i średnicy rury, w której zachodzi spalanie. Wpływ długości przewodu jest również znaczny: wzrost długości powoduje zwiększenie okresu, ale znaczne skrócenie przewodu może być przyczyną niezastnienia detonacji. Przy określonej długości i dostatecznie dużej średnicy rury istnieje pewne graniczne minimalne ciśnienie, poniżej którego detonacja nie zajdzie i odwrotnie, przy określonym stałym ciśnieniu istnieje minimalna długość przewodu, poniżej której nie zachodzi detonacja.

3. Wpływ temperatury początkowej. Ze wzrostem temperatury rośnie długość okresu tak, że przy odpowiednio wysokiej temperaturze początkowej detonacja może w ogóle nie

Tabela 4

$2H_2 + O_2$		$CH_4 + 2O_2$	
Temperatura początk. (°C)	L (cm)	Temperatura początk. (°C)	L (cm)
15	60	15	55
120 ÷ 130	73	100 ÷ 180	74
160 ÷ 180	78	290 ÷ 310	90
powyżej 300	detonacja nie powstaje	powyżej 340	detonacja nie powstaje

powstać. Zjawisko to wyjaśnić można powstaniem przedwczesnego zapłonu mieszanki wskutek wysokiej temperatury, bowiem zapłon nastąpił wcześniej, niż mogła powstać fała zgęszczeniowa. Inaczej powyższe zjawisko uzasadnić można zmniejszeniem gęstości mieszanki. Tabela 4 podaje wpływ temperatury początkowej na długość okresu przeddetonacyjnego stechiometrycznych mieszanek wodoru i metanu z tlenem.

4. Wpływ chropowatości powierzchni wewnętrznej przewodu. W przypadku gładkich rur detonacja zachodzi w odległości  $20 \div 40$  średnic od miejsca zapalenia się mieszanki, a w przypadku chropowatych detonacja powstaje już w odległości  $2 \div 4$  średnic.

**ZARYS TEORII DETONACJI**

**Zagadnienia wstępne**

Do rozpatrzenia zagadnienia detonacji przyjęto następujące założenia wstępne: 1) przemiany stanu gazu zachodzą adiabaticznie; 2) przepływ odbywa się bez strat ciśnienia całkowitego; 3) parametry stanu i prędkości gazu w przekrojach prostopadłych do osi przewodu są stałe; 4) średnica przewodu jest stała.

Założenie (3) upoważnia do przyjęcia przepływu za jednowymiarowy. Niech mieszanka palna przepływa przewodem o stałej średnicy z prędkością  $u$ , a czoło płomienia z prędkością  $U$ . Dla obszarów przed i za falą spalania, oddzielonych pewną powierzchnią nieciągłości, jaką stanowi czoło płomienia, można stosować trzy podstawowe równania mechaniki:

równanie ciągłości

$$\frac{u_1 - U}{v_1} = \frac{u_2 - U}{v_2} = m; \dots \dots \dots [1]$$

równanie ilości ruchu

$$P_2 - P_1 = \frac{1}{g} \cdot \frac{u_2 - U}{v_2} (u_1 - u_2) = \frac{1}{g} m (u_1 - u_2); \dots \dots [2]$$

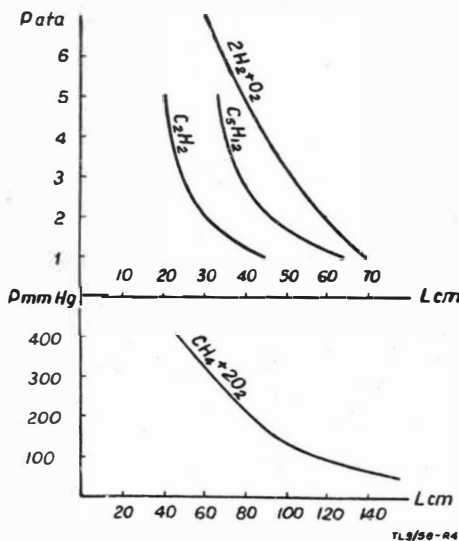
równanie zachowania energii

$$\frac{1}{2g} (u_1 - U)^2 + \frac{k}{k-1} \cdot P_1 v_1 = \frac{1}{2g} (u_2 - U)^2 + \frac{k}{k-1} P_2 v_2 - Q. \dots \dots \dots [3]$$

Z dwu pierwszych równań można wyprowadzić zależność

$$\frac{P_2 - P_1}{v_1 - v_2} = \frac{1}{g} m^2. \dots \dots \dots [4]$$

Ponieważ  $m^2 \geq 0$  ( $m$  jest liczbą rzeczywistą), z powyższej zależności wynika, że możliwe są tylko takie przemiany,

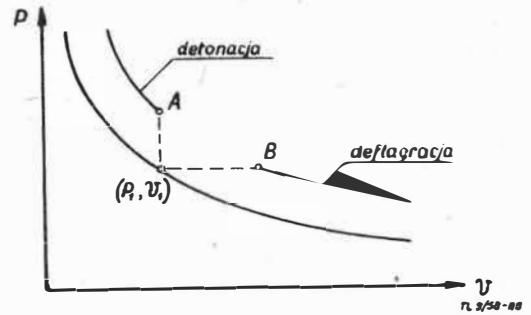


Rys. 4. Wpływ ciśnienia na długość okresu przeddetonacyjnego

przy których zmiany ciśnienia są tego samego znaku co zmiany gęstości. Z uwagi na to spalanie w przewodach o stałym przekroju może być dwóch rodzajów:

- a) detonacyjne, przy którym zachodzi przyrost ciśnienia i gęstości gazu;
- b) deflagracyjne, przy którym zachodzi spadek powyższych parametrów.

Rysunek 5 przedstawia dwie gałęzie krzywej  $p = p(v)$  dla spalania. Odcinek krzywej AB nie ma sensu fizycznego.



Rys. 5. Krzywe Hugoniota dla spalania i fali uderzeniowej

Poniżej będzie mowa jedynie o zmianach stanu gazu w przypadku detonacji. Prędkość fali detonacyjnej równa prędkości czoła płomienia  $U$  oznaczona będzie symbolem  $D$  ( $U \equiv D$ ).

**Krzywe Hugoniota dla spalania**

Z równań (1) i (2) po przekształceniach i podstawieniu  $w = u - U$ , gdzie  $w$  oznacza prędkość cząstek gazu względem powierzchni czoła płomienia (powierzchni nieciągłości), otrzymuje się związki:

$$w_2 - w_1 = \frac{w}{v} (v_2 - v_1);$$

$$w_2 + w_1 = \frac{w}{v} (v_2 + v_1);$$

oraz

$$g (P_2 - P_1) = \frac{w^2}{v^2} (v_1 - v_2) = \frac{w}{v} (w_1 - w_2);$$

z których wynika zależność:

$$g (P_2 - P_1) (v_1 + v_2) = w_1^2 - w_2^2. \dots \dots \dots [5]$$

Z równań (5) i (3) po przyjęciu  $p_2 \equiv p$  i  $v_2 \equiv v$ , można wyprowadzić wzór na funkcję dwu zmiennych  $H(p, v)$ , której wykres nosi nazwę krzywej Hugoniota dla spalania.

$$H(p, v) = P \left( v \frac{k+1}{k-1} - v_1 \right) - P_1 \left( v_1 \frac{k+1}{k-1} - v \right) - 2Q \dots \dots [6]$$

Funkcja  $H(p, v)$  dla spalania różni się od funkcji Hugoniota dla fali uderzeniowej jedynie wielkością  $2Q$ . Na płaszczyźnie  $(p, v)$  krzywe Hugoniota dla spalania są przesunięte w górę względem krzywych dla fali uderzeniowej, co pokazane jest na rys. 5. Punkty krzywej  $H(p, v)$  przedstawiają stan gazu po przejściu przez falę detonacyjną, to jest stan produktów spalania.

**Detonacja Chapmana-Jougueta**

Poniżej rozpatrzony zostanie przypadek ustalonego przepływu ze spalaniem detonacyjnym w przewodzie o stałej średnicy. Prędkość fali detonacyjnej względem cząstek gazu za falą, czyli względną prędkość detonacji przedstawia zależność:  $D_2 = D - u_2$ , a względem gazu przed falą:  $D_1 = D - u_1$ . Schemat przepływu oraz wykres przedstawiający spalanie detonacyjne podaje rys. 6. Prędkość fali detonacyjnej względem gazu przed falą przedstawić można zależnością wynikającą ze wzoru (4):

$$D_1 = v_1 \sqrt{\frac{P_2 - P_1}{v_1 - v_2} g}. \dots \dots \dots [7]$$

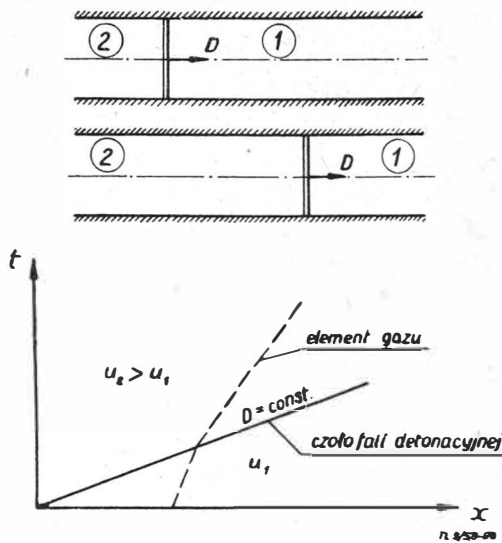
Iloraz pod pierwiastkiem określa pochylenie prostej przeprowadzonej przez punkty 1 i 2 na wykresie  $p = p(v)$  względem osi odciętych. Dla przepływu ustalonego

$$\text{tg } \psi = m^2, \dots \dots \dots [8]$$

gdzie:  $\psi$  — kąt nachylenia prostej względem osi  $v$ ;  
 $m$  — ciężarowy wydatek gazu na jednostkę poprzecznego przekroju.

Zmiana parametrów stanu gazu przy przejściu przez falę detonacyjną zachodzi liniowo. Prosta  $p = p(v)$  nosi nazwę prostej Michelsona, który odkrył powyższą prawidłowość

w przypadku fali detonacyjnej rozchodzącej się w nieruchomym gazie. Przez punkt 1 określający parametry początkowe gazu można przeprowadzić dowolną liczbę prostych, które przecinają określoną adiabatę Hugoniota dla spalania. Najmniejszy kąt z osią  $c$  (ostry) tworzy prosta styczna



Rys. 6. Schemat przemieszczania się fali detonacyjnej w ustalonym przepływie gazu

do powyższej adiabaty. Z powyższego na podstawie zależności  $D_1 = v_1 \cdot \tan \psi$  wynika, że prędkość detonacji odpowiadająca prostej stycznej do adiabaty Hugoniota dla spalania jest najmniejsza. Detonacja ta nosi nazwę detonacji Chapmana-Jougueta. Wykazane zostanie poniżej, że prędkość fali detonacyjnej Chapmana-Jougueta względem gazu za falą jest równa prędkości dźwięku. Istotnie, prędkość detonacji

$$D_2 = v_2 \sqrt{\frac{P - P_1}{v_1 - v}} g \dots \dots \dots [9]$$

i prędkość dźwięku

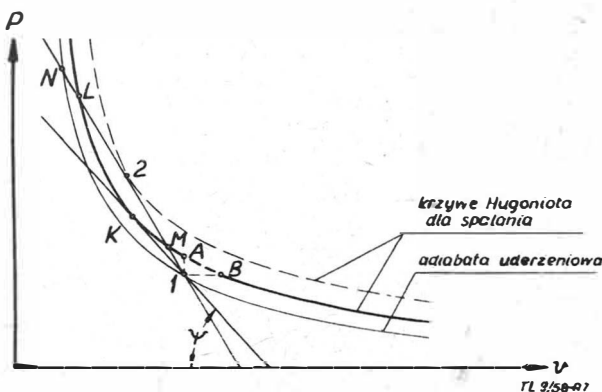
$$a_2 = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} = v \sqrt{-\frac{dP}{dv}} g, \dots \dots \dots [10]$$

ale

$$\frac{P - P_1}{v_1 - v} = -\frac{dP}{dv}, \dots \dots \dots [11]$$

$$D_2 = a_2.$$

Krzywą Hugoniota dla spalania i proste Michelsona przedstawia rys. 7.



Rys. 7. Krzywe Hugoniota i proste Michelsona

W ogólnym przypadku  $\left(\frac{\partial u}{\partial t}\right) \neq \text{const.}$  — przepływ niestacjonarny oraz nieadiabacyjny) może istnieć detonacja, po przejściu przez którą stan gazu określają punkty leżące na krzywej Hugoniota powyżej punktu styczności K lub poniżej. Punkty powyżej punktu K odpowiadają tak zwanej silnej detonacji ( $w_1 > a_1$ ;  $w_2 < a_2$ ) poniżej zaś — słabej detonacji ( $w_1 > a_1$ ;  $w_2 > a_2$ ).

W przypadku stacjonarnego przepływu gazu możliwa jest tylko detonacja Chapmana-Jougueta. Istotnie, z równania ciągłości i stałości ilości ruchu wynika

$$w^2 = -v^2 \frac{P - P_1}{v - v_1} g, \dots \dots \dots [12]$$

ale

$$a^2 = gkvP, \dots \dots \dots [13]$$

czyli

$$w^2 = (P - P_1) \cdot \frac{g}{(v_1 - v) \frac{1}{v^2}} \approx \frac{a^2}{k} \left(\frac{v_1}{v} - 1\right) < a^2, \dots [14]$$

ponieważ tylko w punkcie K wielkość

$$\frac{1}{k} \left(\frac{v_1}{v} - 1\right) = 1 \quad \text{z uwagi na } w_2 = a_2,$$

a w każdym innym punkcie krzywej  $p = p(v)$  powyżej punktu K wielkość ta jest mniejsza od jedności. Udowodniono, że  $w_2 < a_2$ , czyli że prędkość fali względem gazu oddziaływającego na nią jest mniejsza niż prędkość dźwięku; za falą uderzeniową występuje fala rozrzedzeniowa, rozchodząca się z prędkością dźwięku, więc grubość fali detonacyjnej wzrastałaby w funkcji czasu, czego w doświadczeniach nie zaobserwowano. Później udowodnione zostanie, że detonacja określona odcinkiem KA — tak zwana słaba detonacja, nie jest możliwa do realizacji w zwykłych warunkach. Niech punkt N (rys. 7) określa parametry gazu sprężonego na fali uderzeniowej. Temperatura sprężanego gazu jest na tyle wysoka, aby mogła rozpocząć się reakcja chemiczna. Parametry stanu gazu zmieniają się liniowo; w punkcie L na adiabatcie Hugoniota dla spalania wszystko ciepło uzyskane jako wynik reakcji chemicznej zostało wydzielone. Dalsza zmiana parametrów gazu przy stałej prędkości detonacji  $D_1$  możliwa jest tylko przy sztucznym doprowadzaniu ciepła do gazu, przez co narusza się adiabatyczność procesu, w przeciwnym przypadku parametry stanu gazu zmieniają się po łuku LK, czyli prędkość detonacji zmienia się, a wskutek powstania przyspieszenia warunki stacjonarności nie mają już miejsca. Zmienia się również typ fali detonacyjnej: w miejsce pojedynczej fali pojawiają się następujące po sobie fale. Prędkość detonacji ustala się, gdy gaz osiągnie parametry określone punktem K, a spalanie ma znów charakter ustalony. Bez doprowadzenia ciepła na odcinku LM stan określony punktem M nie jest możliwy do osiągnięcia.

Tak więc charakter ustalony posiada tylko detonacja Chapmana-Jougueta, która przemieszcza się względem produktów reakcji z najmniejszą prędkością, równą prędkości dźwięku odniesionej do stanu za falą.

Punkt K odpowiada ekstremum entropii; zmiana stanu gazu zachodzi więc izentropowo, a nie tylko adiabatycznie; stąd punkt K jest punktem styczności adiabaty Hugoniota dla spalania z izentropą.

**CYKLICZNE SPALANIE DETONACYJNE  
JAKO ŹRÓDŁO CIĄGU**

Spalanie detonacyjne w przewodzie o stałym przekroju może być źródłem ciągu. Ciąg powstaje wskutek różnicy ciśnień przed i za falą i jest równoważny przyrostowi ilości ruchu gazu przepływającego przez ten przewód.

Próby realizacji urządzenia dającego ciąg wskutek okresowego spalania detonacyjnego podjął Hoffman w 1941 r. Rezultaty jego prac zostały opublikowane pt. „Reaction Propulsion by Intermittent Detonative Combustion”. Później prace teoretyczne w tej dziedzinie prowadzili Bitondo, Dolay i Kendrick, którzy widzieli możliwości zastosowania tego urządzenia do napędu śmigłowców.

Poniżej zostaną podane podstawowe teoretyczne zależności pozwalające określić średni ciąg, omówiony zostanie cykl pracy oraz krótki opis urządzenia do badania okresowego spalania detonacyjnego i pomiaru ciągu, które to urządzenie zrealizował zespół badawczy laboratorium silników lotniczych Uniwersytetu Michigan. Podane będą również wyniki badań.

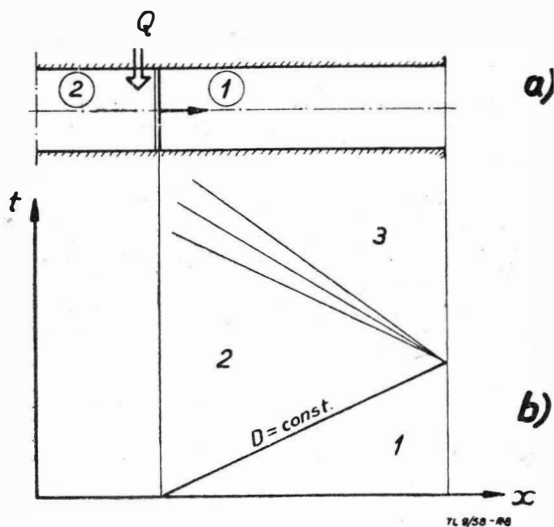
**Podstawowe zależności**

Rys. 8a podaje schemat przepływu ze spalaniem w fali detonacyjnej. Stosunek ciśnień przed i za falą można wyrazić zależnością wynikającą z równania ciągłości i stałości ilości ruchu:

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + k_1 M_1^2}{1 + k_2 M_2^2}; \dots \dots \dots [15]$$

W przypadku detonacji Chapmana-Jougueta, która ma miejsce przy adiabaticznym ustalonym przepływie gazu  $M_2 = 1$ , wzór (15) upraszcza się do postaci

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + k_1 M_1^2}{1 + k_2} \dots \dots \dots [16]$$



Rys. 8. a. Schemat przepływu ze spalaniem  
b. Graficzny obraz ruchu fal  
Obszar 1 — przed falą uderzeniową  
Obszar 2 — za falą uderzeniową  
Obszar 3 — za falą rozrzedzeniową

Wskutek odbicia się fali uderzeniowej od otwartego końca rury i jej powrotu w postaci fali rozrzedzeniowej, stosunek ciśnień zostaje zmniejszony do wielkości  $\frac{P_3}{P_1}$ .

Powyższe zjawisko odbicia fali jako zogniskowanej fali rozrzedzeniowej ma miejsce w przypadku słabej fali uderzeniowej, dla której  $\frac{P_2}{P_1} \leq 1,94$ , a u wylotu rury prędkość gazu mniejsza lub równa prędkości dźwięku. Graficzny obraz ruchu fal we współrzędnych (x, t) przedstawia rys. 8b.

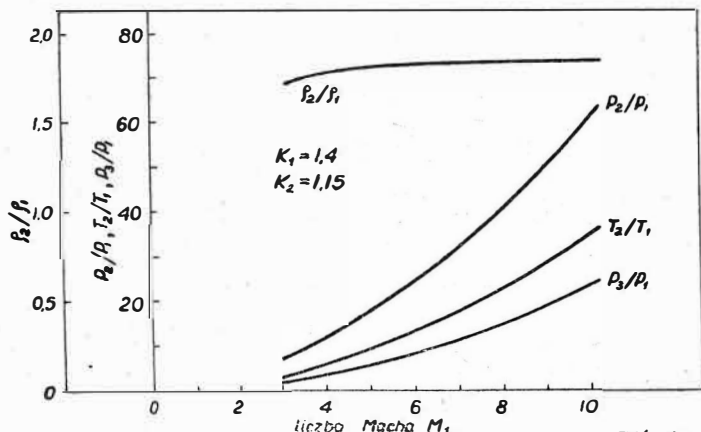
Stosunek ciśnień przed i za zogniskowaną falą rozrzedzeniową, przemieszczającą się w ujemnym kierunku osi x, graniczącą z obszarem o stałej prędkości  $u_2$  przedstawia zależność

$$\frac{P_3}{P_2} = \left(1 - \frac{k_2 - 1}{2} \cdot \frac{u_3 - u_2}{a_2}\right)^{\frac{2k_2}{k_2 - 1}} \dots \dots \dots [17]$$

Oznaczając  $\frac{u_3 - u_2}{a_2} = M_z$  i uwzględniając równanie (15) otrzymuje się

$$\frac{P_3}{P_1} = \frac{1 + k_1 M_1^2}{1 + k_2} \left(1 - \frac{k_2 - 1}{2} M_z\right)^{\frac{2k_2}{k_2 - 1}} \dots \dots \dots [18]$$

Zastępcza liczba Macha  $M_z < 1$  w przypadku detonacji Chapmana-Jougueta.



Rys. 9. Stosunki statystycznych ciśnień, temperatur i gęstości w funkcji liczby Macha przed falą detonacyjną

Rys. 9 przedstawia stosunki odpowiednich parametrów przed i za falą detonacyjną oraz  $\frac{P_3}{P_1}$  w funkcji liczby Macha

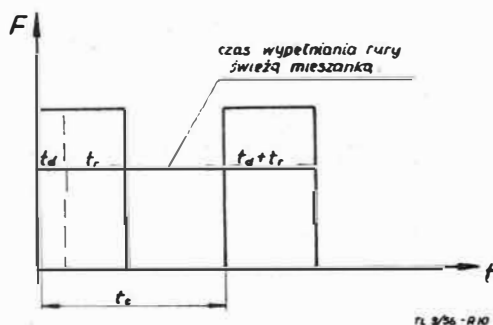
przed falą.

Realizacja okresowego spalania detonacyjnego w rurze o stałym przekroju A, w której zamkniętym końcu znajduje się świeca wywołująca zapłon, a drugi koniec pozostaje otwarty, przebiega następująco: 1) wprowadzenie mieszanki; 2) zapłon mieszanki od iskry elektrycznej; 3) powstanie i ruch fali detonacyjnej ku otwartemu końcowi rury; 4) powrót fali rozrzedzeniowej jako fali odbitej; 5) wpływ gazów; odbicie fali rozrzedzeniowej od zamkniętego końca rury jako nowych słabych fal rozrzedzeniowych, które w przypadku spadku ciśnienia w rurze poniżej ciśnienia otoczenia powracają po odbiciu od otwartego końca rury jako fale zgęszczeniowe; 6) napełnienie rury świeżą mieszanką.

Ścisła analiza wyżej przedstawionego nie ustalonego przepływu jest bardzo trudna. Celem uproszczenia obliczeń przyjęto następujące założenia:

1. Detonacja Chapmana-Jougueta powstaje u zamkniętego końca rury, a odbita fala rozrzedzeniowa przemieszcza się z prędkością dźwięku w obszarze spalin.
2. Pomija się istnienie odbitych fal rozrzedzeniowych lub zgęszczeniowych powstałych w wyniku odbicia pierwszej fali rozrzedzeniowej od zamkniętego końca rury.
3. Świeże powietrze doprowadzone jest pod ciśnieniem atmosferycznym.
4. Zaniedbuje się straty ciśnienia z powodu tarcia o ścianki rury i oporów przepływu przez zawory.

Ciąg jest wielkością zmienną w czasie; po przyjęciu powyższych założeń przyjmuje się wielkość stałą przez pewną część czasu cyklu, po upływie którego spada w sposób nieciągły do zera. Charakter zmian ciągu w czasie przedstawia rys. 10. Wielkość zerowa ciągu odpowiada czasowi napełnienia rury świeżą mieszanką.



Rys. 10. Wykres ciągu w funkcji czasu

Oznaczając czas jednego cyklu przez  $t_c$ , czas przebycia przez falę detonacyjną odcinka L rury do wylotu przez  $t_d$ , a czas przebycia tego samego odcinka rury przez falę rozrzedzeniową  $t_r$ , można średni ciąg wyrazić zależnością

$$F_{sr} = \frac{\int_0^t F \cdot dt}{t_c} = \frac{F(t_d + t_r)}{t_c}, \dots \dots \dots [19]$$

zaś ciąg F

$$F = A (P_3 - P_1) = AP_1 \left(\frac{P_3}{P_1} - 1\right) \dots \dots \dots [20]$$

Podstawiając równania (4) i (6) do (5) otrzymuje się wyrażenie na średni ciąg:

$$F_{sr} = AP_1 \frac{t_d + t_r}{t_c} \left[ \frac{1 + k_1 M_1^2}{1 + k_2} \left(1 - \frac{k_2 - 1}{2} M_z\right)^{\frac{2k_2}{k_2 - 1}} \right] \dots \dots [21]$$

Jednostkowy impuls może być określony zależnością

$$J = \frac{F_{sr}}{W_p + W_o}, \dots \dots \dots [22]$$

gdzie  $W_p$  — ciężarowy wydatek paliwa,  
 $W_o$  — ciężarowy wydatek tlenu,  
w przypadku, gdy utleniaczem jest czysty tlen.



Wydatki ciężarowe paliwa i tlenu w czasie jednego cyklu określić można

$$W_p = \frac{G_p}{t_c} = \frac{\gamma_p AL f}{t_c}, \dots \dots \dots [23]$$

oraz

$$W_o = \frac{G_o}{t_c} = \frac{\gamma_o AL (1-f)}{t_c}, \dots \dots \dots [24]$$

gdzie  $f$  — udział ciężarowy paliwa gazu w rurze.

Impuls jednostkowy uwzględniając (23) i (24) wyraża zależność

$$J = \frac{P_1 (t_c + t_r) \cdot \left[ \frac{1 + k_1 M_1^2}{1 + k_2} \left( 1 - \frac{k_2 - 1}{2} M_2 \right)^{\frac{2k_2}{k_2 - 1}} \right]}{L [\gamma_p f + \gamma_o (1-f)]} \dots [25]$$

**Wyniki badań w przypadku pojedynczej detonacji**

Celem sprawdzenia założeń, na podstawie których wprowadzono zależności na ciąg i impuls odniesiony do jednostki masowego przepływu, wykonano pomiary tych wielkości na odpowiednio urządzonym stoisku w przypadku pojedynczej fali detonacyjnej.

Impuls określono na podstawie wychylenia podwieszonyj wahadłowo rury detonacyjnej o znanej masie oraz na podstawie wskazań przyspieszeniomierza, notującego przyspieszenie w ruchu wahadłowym rury, powstałe w wyniku detonacji. Wskazania przyspieszeniomierza widoczne były na ekranie oscyloskopu i zostały sfotografowane. Czas cyklu między kolejnymi zapłonami określono na podstawie rozjaśnień na ekranie oscyloskopu na tle ciemnych plam pojawiających się w stałych odstępach wywołanych przez impulsy generatora podstawy czasu. Teoretyczne i doświadczalnie określone wielkości impulsów porównano na wykresach tych wielkości w funkcji udziału objętościowego palnego składnika w przypadku mieszanek: wodór-tlen oraz acetylen-tlen.

Zadowalającą zgodność otrzymano dla mieszanki wodór-tlen o składzie wodoru w zakresie od 40% do około 75%.

Maksymalny impuls otrzymano dla tej mieszanki o udziale około 47% wodoru. Przy wzroście udziału wodoru impuls maleje wskutek obniżenia się gęstości mieszanki.

W przypadku mieszanki acetylen-tlen otrzymano wystarczającą zgodność dla udziału acetyleny od 49% do 50%, poza tym przedziałem wyniki nieco odbiegają od siebie.

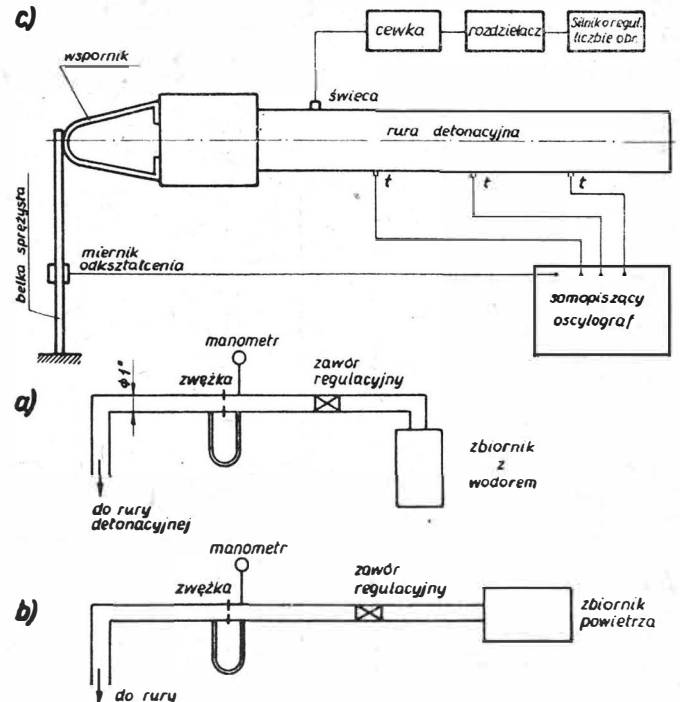
Maksymalny impuls otrzymano dla mieszanki o udziale 50% acetyleny. Impuls w przypadku mieszanki acetylen-tlen jest około 3 razy większy niż impuls w przypadku wodór-tlen.

**Wyniki badań w przypadku cyklicznych detonacji**

Pierwsze uświłowania otrzymania cyklicznego spalania detonacyjnego dla mieszanki wodór-tlen nie dały pozytywnych wyników; mieszanka spalała się w sposób ciągły, a nie okresowy w fali detonacyjnej. Dopiero powodzeniem zostały uwieńczone próby z mieszaną wodór-powietrze, przeprowadzone w styczniu 1955 r. Rys. 11 przedstawia schemat urządzenia: a) instalacja doprowadzająca wodór, b) instalacja doprowadzająca powietrze, c) ogólny schemat całości urządzenia.

lacja doprowadzająca powietrze, c) ogólny schemat całości urządzenia.

Rura detonacyjna wspiera się na wsporniku zamocowanym na belce wychylnej, której wielkość wychylenia z położenia równowagi jest proporcjonalna do wielkości ciągu. Wychylenia belki notuje oscylograf na podstawie wskazań czujników.

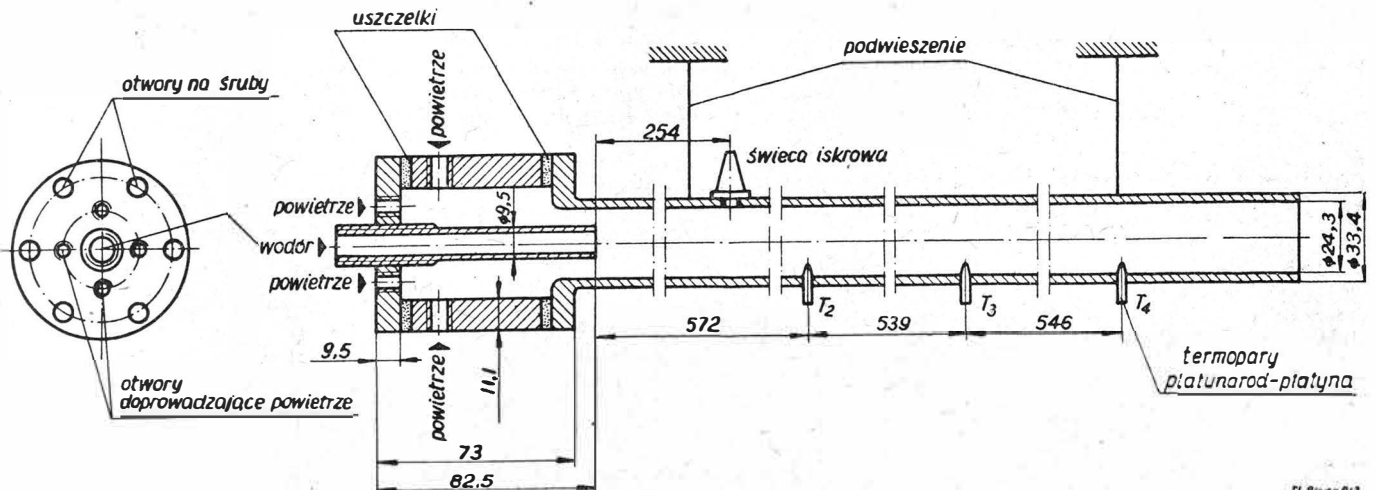


Rys. 11. Schemat urządzenia do badania okresowych detonacji

Powietrze doprowadzone jest pod ciśnieniem z butli nadołowanej do około 70 at. Ciśnienie doprowadzanego do rury powietrza regulowane jest zaworem regulacyjnym. Wodór również doprowadzany jest pod ciśnieniem. Podczas próby zaobserwowano niewielkie wahania wydatku wodoru, wydatek powietrza był ustalony, co oznacza, że przyrządy pomiarowe mierzyły wielkość średnią wydatku powietrza.

Wyniki prób wykazały znaczny wpływ częstości detonacji na ciąg. Ze wzrostem częstości ciąg rośnie aż do pewnej wielkości częstości, powyżej której spada. Przy stałej częstości zmiany ciągu w funkcji stosunku udziału wodoru do powietrza są nieznaczne. Przy określonej częstości detonacji ciąg w przypadku mieszanki bogatej w wodór jest większy niż w przypadku mieszanki ubogiej, natomiast impuls jednostkowy jest mniejszy. W przypadku zastąpienia świecy iskrowej świecą żarową po otrzymaniu pierwszej detonacji dopływ prądu do świecy odcinano, a detonacje następowały samoczynnie z określoną częstością. W celu zgaszania silnika należało zamknąć dopływ wodoru.

Rys. 12 przedstawia rurę detonacyjną, w której otrzymano pozytywne wyniki badań.

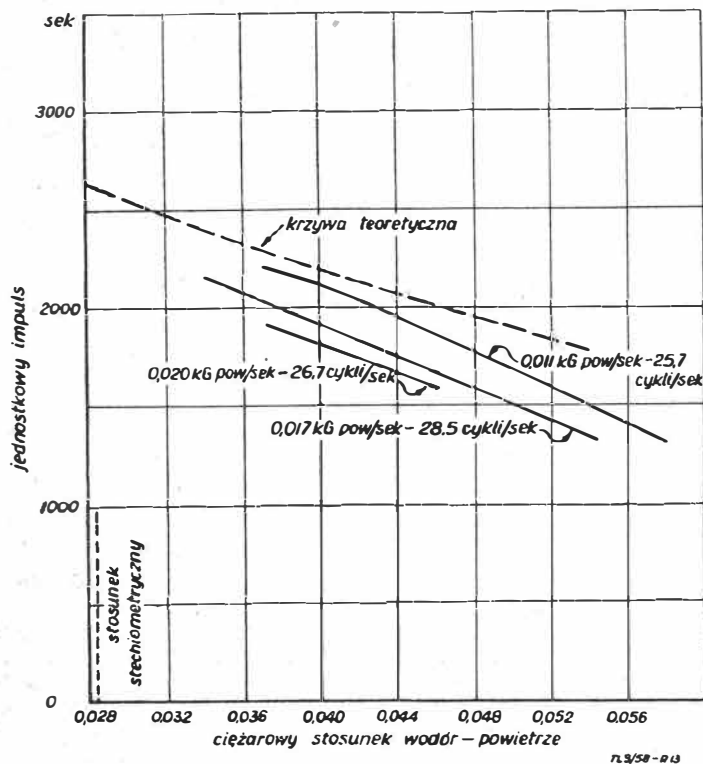


Rys. 12. Rura, w której zrealizowano okresowe spalanie detonacyjne

Niezwykle ważne dla otrzymania cyklicznych fal detonacyjnych jest położenie świecy względem przekroju, w którym zaczyna się mieszanie wodoru i powietrza. Położenie to dobrano w wyniku licznych prób; odległość od wspomnianego przekroju wynosi około 10 średnic rury. Detonacji w ogóle nie otrzymano, gdy świeca znajdowała się w pobliżu otwartego końca rury (około 6 średnic).

Celem wyżej opisanych prac doświadczalnych było porównanie ich wyników z wynikami teoretycznymi oraz ocena słuszności założeń, jakie poczynione zostały w uproszczonej analizie teoretycznej.

Zadawalającą zgodność wyników teoretycznych i doświadczalnych otrzymano w przypadku mieszanek wodorowo-powietrznych, chociaż nie wyklucza się możliwości zgodności dla innych mieszanek.



Rys. 13. Wykres impulsu jednostkowego w funkcji stosunku wodoru do powietrza

Rys. 13 przedstawia wykres określonego doświadczalnie jednostkowego impulsu w funkcji stosunku wodoru do powietrza dla różnych częstości detonacji, oraz teoretyczną wielkość impulsu. Z wykresu wynika większa zgodność wyników teoretycznych i doświadczalnych dla mniejszych wielkości masowego wydatku mieszanki.

Mgr inż. KRZYSZTOF KUNACHOWICZ

## Elektroniczne wyposażenie nowoczesnych samolotów cywilnych (dokończenie)

W częściach zamieszczonych w zeszytach nr 2 i nr 3 „Techniki Lotniczej” omówiono wyposażenie radiokomunikacyjne, pomoce do lądowania oraz urządzenia radionawigacyjne na małe i średnie odległości. W części niniejszej omówione są systemy radionawigacyjne stosowane w lotnictwie na duże odległości oraz urządzenia radarowe pokładowe, meteorologiczne i zabezpieczenia przed zderzeniami.

### ZESTAWIENIE WAŻNIEJSZYCH SYSTEMÓW NAWIGACYJNYCH STOSOWANYCH W LOTNICTWIE NA DUŻE ODLEGŁOŚCI

W tabeli 3 zamieszczono zestawienie omówionych w niniejszej części artykułu ważniejszych systemów nawigacyjnych (w skład których wchodzi elektroniczne wyposażenie samolotów), stosowanych w lotnictwie na duże odległości.

#### SYSTEMY NAWIGACYJNE STOSOWANE NA DUŻE ODLEGŁOŚCI System LORAN

LORAN (Long Range Navigation) należy do systemów radionawigacyjnych hiperbolicznych, pracujących impulsami, podobnie jak omówiony poprzednio system Gee. Naj-

Wykres ten daje możliwość ilościowego porównania omawianego silnika z innymi silnikami odrzutowymi. Uderzającą dużą jest wielkość impulsu, która przy optymalnej częstości detonacji i optymalnym składzie mieszanki palnej wynosiła 2100 sek, co odpowiada jednostkowemu zużyciu mieszanki 1,72 kG/kGh, a samego wodoru rzędu 0,07 kG/kGh. Jest to wielkość bardzo mała w porównaniu z innymi silnikami odrzutowymi, dla których zużycie jednostkowe paliwa wynosi:

Silnik turbinowo-odrzutowy bez dopalania rzędu... 1 kG/kGh  
Silnik turbinowo-odrzutowy z dopalaniem przy prędkości

$M = 2$ ... rzędu 2 kG/kGh

Silnik raketowy na paliwo stałe:  
proch czarny..... 45 ÷ 90 kG/kGh  
galcit..... 20,0 kG/kGh  
I.P.N..... 17,5 ÷ 19,0 kG/kGh

Silnik raketowy na paliwo płynne:

alkohol-tlen..... 17,5 kG/kGh,

wodór-tlen, 10,0 kG/kGh,

Silnik pulsacyjny zaworowy „V-1” 3,0 kG/kGh.

Silnik pulsacyjny bezzaworowy „Escopet” 1,8 kG/kGh.

Zużycie jednostkowe paliwa silnika strumieniowego jest funkcją prędkości; jego minimalna wielkość jest rzędu 2 ÷ 2,5 kG/kGh przy prędkości odpowiadającej  $M \approx 3$ .

Jak wynika z powyższego zestawienia silnik pulsacyjny o spalaniu detonacyjnym posiadałby najniższe jednostkowe zużycie paliwa ze wszystkich silników odrzutowych.

Drugą wielkością porównawczą jest ciąg z 1 m<sup>2</sup> powierzchni czołowej. Doświadczenia wykazały, że dla omawianego silnika ciąg z 1 m<sup>2</sup> wynosiłby ok. 3000 kG/m<sup>2</sup>, to jest rzędu ciągu silnika turbinowo-odrzutowego, znacznie niższej pulsacyjnego (700 kG/m<sup>2</sup> — „V-1” i 550 kG/m<sup>2</sup> — „Escopet”). Tego rzędu ciąg posiada bardzo sprawnie silnik strumieniowy przy prędkości odpowiadającej  $M \approx 1,2$ .

Należy przypuszczać, że dalsze badania nad realizacją pulsacyjnego silnika o spalaniu detonacyjnym pójdą w kierunku udoskonalenia jego konstrukcji przez wprowadzenie nowych elementów, jak zawory zwrotne, integralne urządzenia doładowujące, dyfuzor, świecę żarową. Zastosowanie silnika wydaje się najbardziej realne jako napęd śmigłowców w miejsce silnika strumieniowego z uwagi na fakt, że silnik daje ciąg w miejscu niezależnie od prędkości napływu powietrza, podczas gdy silnik strumieniowy w miejscu ciągu nie daje, co w przypadku zastosowania do śmigłowca stanowi dużą wadę. Silnik ten okazać się może znacznie ekonomiczniejszy pod względem zużycia paliwa niż silnik strumieniowy, zwłaszcza przy małych prędkościach. Artykuł wpłynął dnia 21 lutego 1958 r.

#### Literatura

1. L. N. Chitrin: „Fizyka sgorienja i wzyrywa”, 1957 r.
2. J. A. Nichols, H. R. Wilkinson, R. B. Morrison: „Intermittent Detonation as a Thrust — Producing Mechanism”; Jet Progression Vol. 27, May, 1957 r., No 5.
3. J. Rościszewski: „Aerodynamika stosowana”, 1957 r.
4. J. B. Zeldowicz, A. S. Kompaniec: „Teoria detonacji”.

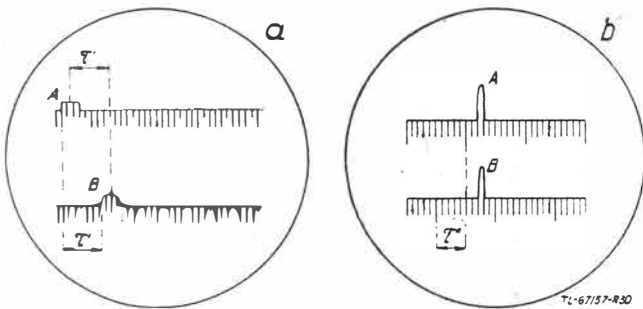
Tabela 3  
Ważniejsze systemy radionawigacyjne stosowane w lotnictwie na duże odległości

Skrót	Nazwa oryginalna	Określenie	Zasada pracy	Uwagi
LORAN	Long Range Navigation	System hiperboliczny impulsowy pracujący na falach średnich	Pomiar opóźnienia impulsów	Obecnie w zastosowaniu
SS-LORAN	Skay Wave Synchronized LORAN	System hiperboliczny impulsowy wykorzystujący falę odbitą	Pomiar opóźnienia impulsów	Obecnie w zastosowaniu
LF-LORAN	Low Frequency LORAN	System hiperboliczny impulsowy pracujący na falach długich	Pomiar opóźnienia impulsów	Obecnie w zastosowaniu
Decca	Decca	System hiperboliczny pracujący falą ciągłą	Pomiar różnicy faz	Obecnie w zastosowaniu
Dectra	Dectra (Deccatrack-Deccarange)	System hiperboliczny prowadzący, pracujący falą ciągłą	Pomiar różnicy faz	Próby praktyczne w 1956 i 57 r.
Consol	Consol	System radiolatarni wielokierunkowych średniofalowych	Nadawanie kierunkowe i pomiar czasu	Obecnie w zastosowaniu
RADIO WEB	RADIO WEB	System uniwersalny nawigacji i kontroli ruchu	Pomiar fazy częstotliwości modulujących	Próby praktyczne w 1957 r.
Radar Doppler	Radar Doppler	System nawigacji samodzielnej przy wykorzystaniu efektu Dopplera i techniki mikrofalowej	Technika mikrofalowa z wykorzystaniem efektu Dopplera	Do lotnictwa cywilnego wprowadzony w 1957 r.

W urządzeniu pokładowym znajduje się odbiornik i wskaźnik będący oscyloskopem, na którym uwidocznione są impulsy stacji macierzystej i wtórnikowej, każdy na innej linii podstawy czasu. Widoczne równocześnie znaczniki czasu (rys. 30) pozwalają dokonać odczytu różnicy czasu między impulsami, a zatem określić odpowiednią hiperbolę danego układu. Odbiornik LORAN jest zwyczajny, superhe-

sięgu w nocy. System ten został nazwany SS-LORAN (Skay Wave Synchronized LORAN). Odległość pomiędzy stacjami współpracującymi jest w tym systemie większa. Całość pracuje na tej samej aparaturze i częstotliwości co Standard LORAN. Zasięg wynosi około 2500 km nad wodą.

Dla pokrycia jeszcze większych przestrzeni na Pacyfiku i konieczności większych odległości pomiędzy stacjami została opracowana odmiana systemu LORAN, tzw. LF LORAN (Low Frequency LORAN). W stosunku do Standard LORAN system ten pracuje na częstotliwości około dziesięć razy mniejszej, bo 180 kHz, impulsy wysyłane są dłuższe, a dokładność ich określenia jest mniejsza. Zasięg dzienny wynosi 2200 km i 1850 km nad wodą i lądem, a w nocy w lecie około 2700 km. Rekompensatę niedokładności określenia impulsów uzyskuje się w całości systemu przez odpowiednio dużą odległość między stacjami. Urządzenie naziemne przy LF LORAN jest dość znacznie zmodyfikowane z powodu zmienionej częstotliwości. Natomiast odbiornik Standard LORAN jest uzupełniony tylko dodatkową przystawką.

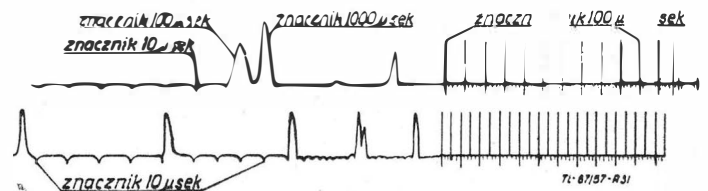


Rys. 30. Odczyt różnicy czasu na wskaźniku LORAN, a) wstępny, b) dokładny, A — impuls stacji macierzystej, B — impuls stacji wtórnikowej

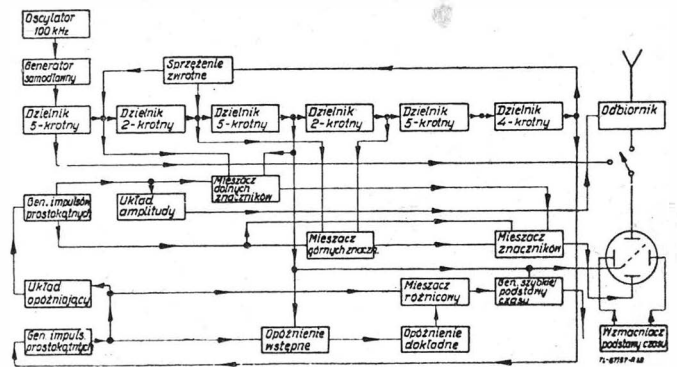
teny, mający cztery kanały odpowiednio do stosowanych różnych częstotliwości pracy poszczególnych układów stacji. Na przykład system europejski pracuje na częstotliwości 1900 kHz (kanał nr 3), na północnym Atlantyku i północnym Oceanie Spokojnym na częstotliwości 1950 kHz (kanał nr 1), na środkowym Oceanie Spokojnym — 1850 kHz (kanał nr 2), na północno-zachodnim Oceanie Spokojnym — 1750 kHz (kanał nr 4). Wyjście odbiornika jest podłączone na pionowo, odchylające płytki oscyloskopu. Odchylenie poziome i znaczniki czasu są precyzyjnie sterowane oscylatorem kwarcowym. Strumień elektronów kreśli dwie linie podstawy czasu, jedną pod drugą, na górnej jest uwidoczniiony impuls stacji macierzystej, a na dolnej — wtórnikowej. Najpierw operator określa wstępnie różnicę czasu pomiędzy impulsami (rys. 30a), a potem dokładnie przez przełączenie układu i rozciągnięcie odcinka podstawy czasu (rys. 30b). Konieczne jest przy tym wykonanie pewnych dodatkowych czynności.

Obraz rozciągniętej podstawy czasu na wskaźniku odbiornika lotniczego LORAN AN/APN-9 z widocznymi znacznikami czasu pokazuje rys. 31. Schemat blokowy tego odbiornika przy pracy z rozciągniętą podstawą czasu pokazuje rys. 32. Odbiornik stanowi jedną całość razem ze wskaźnikiem, ma wymiary 23×31×46 cm, ciężar 18,2 kg. Został zastosowany między innymi na samolotach D. H. Comet 3 i Bristol Britannia. Typowy schemat blokowy nadajnika LORAN pokazany jest na rys. 33.

Zasięg systemu Standard LORAN okazał się często nie wystarczający i dlatego zaczęto wykorzystywać do synchronizacji między stacjami macierzystą i wtórnikową falę odbitą od jonosfery. Uzyskano w ten sposób zwiększenie za-



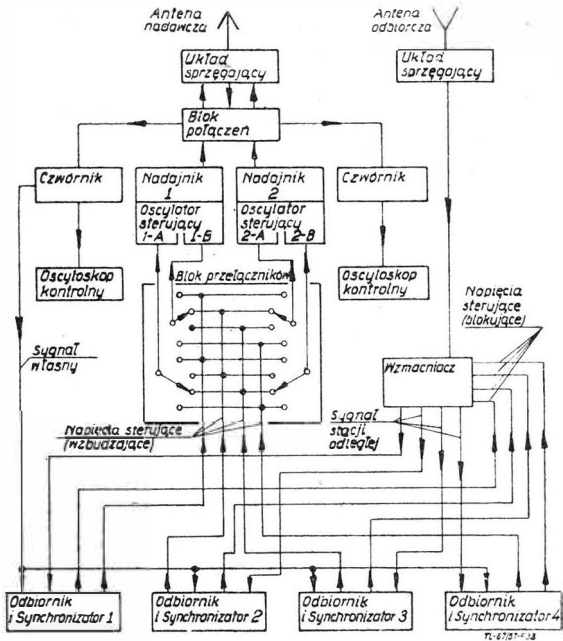
Rys. 31. Obraz widoczny na ekranie wskaźnika odbiornika LORAN AN/APN-9, przy rozciągniętej podstawie czasu



Rys. 32. Schemat blokowy odbiornika LORAN AN/APN-9 w warunkach pracy z rozciągniętą podstawą czasu

System Decca

Do grupy systemów hiperbolicznych należy również system o nazwie „Decca”. W przeciwieństwie do opisanych systemów Gee i LORAN, które pracują impulsami, system



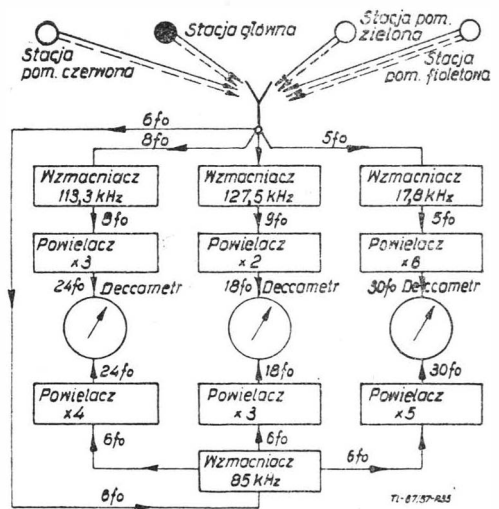
Rys. 33. Schemat blokowy stacji naziemnej LORAN z pełnym wyposażeniem rezerwowym

Decca pracuje falą ciągłą, określenie zaś pozycji odbywa się przez pomiar w urządzeniu odbiorczym różnicy faz pomiędzy falami wysłanymi z nadajników naziemnych o znanym położeniu. System Decca pracuje na falach długich. Zasięg jest rzędu 1500 km, a dokładność określenia pozycji dla tej odległości wynosi 450 m. W dzień dla odległości 450 km błąd nie przekracza 90 m.

Zasadę pracy najlepiej wyjaśnić na przykładzie dwu stacji pracujących na tej samej częstotliwości i zsynchronizowanych ze sobą w czasie nadawania. Miejscom geometrycznym punktów o takiej samej różnicy faz fal wysłanych z obu nadajników będzie rodzina hiperbol (bo to są miejscy geometryczne o stałej różnicy odległości od dwu stałych punktów), a odległość pomiędzy hiperbolami o tej samej różnicy faz będzie zależała od długości fali. Odległość ta mierzona na prostej łączącej oba nadajniki będzie wynosiła połowę długości fali. W urządzeniu odbiorczym następuje po wzmacnieniu pomiar różnicy faz za pomocą fazomierza obrotowego. W miarę zmiany położenia odbiornika będą się zmieniały fazy fal. Odczyt fazomierza, który tutaj nazywa się „deccametrem”, porównany z naniesioną na mapę odpowiednią siatką hiperboliczną pozwala wyznaczyć odpowiednią hiperbolę położenia samolotu.

W praktyce system składa się z zespołu czterech stacji, tzw. głównej i trzech pomocniczych zwanych „czerwona”, „zielona” i „fioletowa”. Rys. 34 pokazuje siatkę hiperbo-

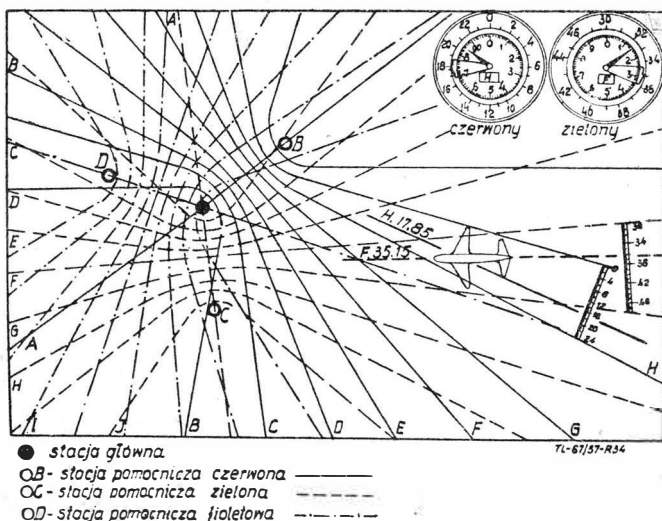
liczną takiego zespołu i zasadę określania położenia. W celu rozróżnienia sygnałów stacje wysyłają nie te same, ale różne częstotliwości, mające za to stacją główną wspólną wielokrotność. Każda z częstotliwości jest z kolei wielokrotnością tzw. częstotliwości podstawowej  $f_0$  (często  $f_0$  wynosi 14,7 kHz). Stacja główna pracuje na częstotliwości  $6 f_0$ , czerwona  $8 f_0$ , zielona  $9 f_0$ , fioletowa  $5 f_0$ . Najmniejszymi wspólnymi wielokrotnościami częstotliwości są odpowiednio dla stacji głównej z czerwoną 24, zieloną 18, fioletową 30. Obszar pokryty przez siatkę hiperboliczną danego układu stacji jest podzielony na 10 stref (oznaczonych literami alfabetu kolejno od A do J) dla każdej stacji pomocniczej. Każda strefa jest dalej podzielona na tak zwane „uliczki”, których liczba odpowiada wspólnej wielokrotności częstotliwości danej stacji pomocniczej i stacji głównej. Uliczki są numerowane kolejno: czerwone — od 0 do 23, zielone — od 30 do 47, fioletowe — od 50 do 79. W odbiorniku po wzmacnieniu każda z częstotliwości stacji pomocniczych zostaje powielona (zwiększona) odpowiednio do wspólnej wielokrotnej, na przykład czerwona powielona trzykrotnie i doprowadzona do deccametru. Z drugiej strony zostaje doprowadzona do przyrządu odpowiednio powielona częstotliwość stacji głównej (rys. 35). Konieczne jest, aby wynikające z powielenia częstotliwości nie miały zmienionych relacji fazowych. Deccametr czerwony dokonuje pomiaru różnicy faz obu sygnałów o częstotliwości  $24 f_0$ , odpowiednio zielony i fioletowy —  $18 f_0$  i  $30 f_0$ . Zmierzona r. ca faz orientuje o położeniu w danej uliczce. Dla wyznaczenia numeru uliczki zastosowane jest dodatkowe nadawanie z tych samych radiostacji o każdej pełnej minucie oraz 15 i 30 sek później. Ze stacji głównej wysyłane są wtedy rów-



Rys. 35. Schemat blokowy wyjaśniający zasadę pracy odbiornika Decca. Liniami kreskowymi zaznaczone są częstotliwości wysyłane w czasie pomiaru wstępnego

nocześnie częstotliwości  $5 f_0$  i  $6 f_0$ , a kolejno ze stacji pomocniczych równocześnie częstotliwości  $8 f_0$  i  $9 f_0$ . Zatem tak ze stacji głównej, jak i pomocniczych są wysyłane częstotliwości różniące się od siebie o  $f_0$ . W odbiorniku otrzymuje się tę właśnie częstotliwość, która jest 24, 18 lub 30 razy mniejsza niż w przypadku dokładnego pomiaru, a to oznacza, że wykonany teraz pomiar fazy został rozciągnięty na tyle razy większą odległość. Wskazanie fazomierza będzie określało położenie w strefie, inaczej numer uliczki. W niektórych wykonaniach wskaźnik systemu Decca ma dwie wskazówki, przy czym jedna z nich określa dokładnie fazę w uliczce, a druga numer uliczki. Strefa jest na tyle szeroka, że pilot łatwo może ją określić bez wykorzystania automatu liczącego kolejne strefy.

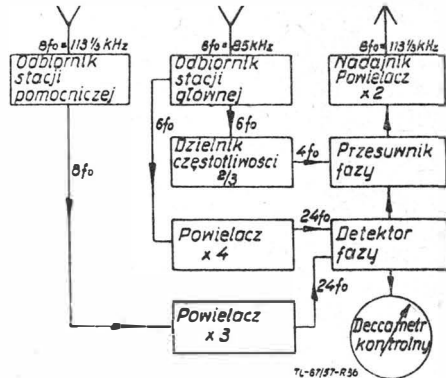
Rys. 36 pokazuje schemat blokowy naziemnej stacji pomocniczej systemu Decca. Schemat blokowy odbiornika pokładowego Mark 7 pokazany jest na rys. 37. Odbiornik ten jest między innymi zastosowany przez BEA na samolotach Viscount. Odbiornik posiada własny oscylator, pracujący na częstotliwości podstawowej  $6 f_0$ , sterowany sygnałami ze stacji głównej. Przez dzielenie częstotliwości uzyskuje się  $f_0$ , którą z kolei odpowiednio się powiela i doprowadza do trzech deccametrow. Część odbiornika służąca do określenia wstępnego (numer uliczki) nie jest pokazana. Całość urządzenia ma ciężar 27 kG. W nowszych urządzeniach ciężar został zmniejszony poniżej 10 kG. Na samolocie stosuje się antenę pionową 80 cm, co stanowi bardzo małą część długości



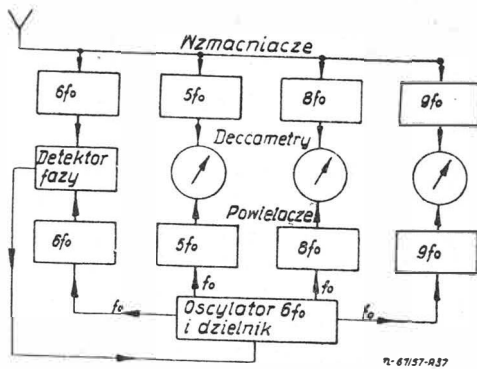
Rys. 34. Siatka hiperboliczna i zasada określenia położenia w systemie Decca

fali i dlatego wymagane jest staranne dopasowanie anteny do wejścia odbiornika.

W celu wyznaczenia pozycji konieczny jest równoczesny odczyt dwu przyrządów, a następnie przeniesienie danych na specjalną mapę z siatką hiperboliczną. Określenie przebytej rzeczywistej drogi i kąta znieśienia wymagałoby czę-



Rys. 36. Schemat blokowy stacji pomocniczej Decca



Rys. 37. Schemat blokowy odbiornika pokładowego Decca Mark 7

stego wykonania tych kłopotliwych pomiarów. Dlatego później opracowano urządzenie automatycznie rysujące na odpowiedniej mapie rzeczywistą drogę samolotu (rys. 38). Pozwala to w każdej chwili w łatwy sposób odczytać położenie samolotu, jak również inne dane potrzebne do nawigacji. Urządzenie to jest włączone na wyjście odbiornika Decca, a składa się z przelicznika elektronowego i układu serwo mechanicznego. Nowoczesny odbiornik Decca wraz z automatem zapisującym (Decca flight log) ma ciężar 17 kG i jest też stosowany na samolotach myśliwskich.

**System Dectra**

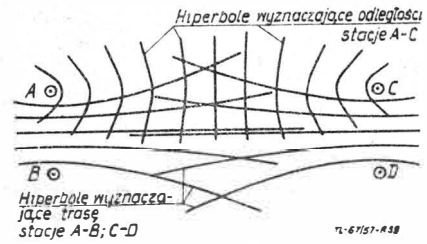
System ten jest rozwinięciem systemu Decca na jeszcze większe odległości. Opracowany został w celu ułatwienia nawigacji na uczęszczanym szlaku ponad Oceanem Atlantyckim i wypróbowany między Anglią i Kanadą (ok. 3500 km) w 1957 r.

Stacje współpracujące ze sobą rozmieszczone są parami po obu stronach trasy, którą mają wyznaczać, jak to po-



Rys. 38. Automat Decca rysujący przebytą drogę, tablica sterująca i trzy deccametry w kabine samolotu Viscount

kazano na rys. 39. W każdej parze jest stacja główna i pomocnicza. W wyniku współpracy stacji powstają hiperbole, których część jest na bardzo długim odcinku zbliżona do linii prostych i może być wykorzystana do wyznaczenia trasy (Deccatrack). Zmieniając rolami stacje tak, by ze sobą współpracowały stacje położone na przeciwnych końcach trasy, otrzymuje się układ hiperbol umożliwiający



Rys. 39. Siatka systemu Dectra, wyznaczająca trasę i odległość

łatwe określenie odległości przebytej na trasie (Deccarange). Dane uzyskiwane w tym systemie są przestawiane przez urządzenie automatycznie zapisujące przebytą drogę na specjalnej mapie. Odbiornik Dectra otrzymuje się przez uzupełnienie przystawką zwykłego odbiornika Decca. Stacje naziemne mogą równocześnie pracować w systemie Decca. Po zbliżeniu się do końca trasy pilot może przełączyć odbiornik na system Decca, uzyskując większą dokładność w wyznaczeniu pozycji.

**System RADIO WEB**

Na wystawie lotniczej w Paryżu w 1957 r. pokazano nowy system nawigacyjny o charakterze uniwersalnym, zbliżony zasadą do systemów hiperbolicznych. Nazwany został RADIO WEB, służy do nawigacji, kontroli ruchu i zabezpieczenia przed zderzeniami. Może być stosowany od odległości bardzo dużych do bardzo małych i przy kontroli zbliżania.

Zasada pracy oparta jest na pomiarze w odbiorniku pokładowym różnicy faz pomiędzy częstotliwościami modulującymi falę nośną. Gdy z dwu punktów A i B odległych od siebie zostaną wysłane częstotliwości p i q to dwa sygnały będą odebrane z jednakową fazą na linii, która jest

$$\text{gałęzią hiperboli i przesuwa się z prędkością } v_0 = c \frac{p - q}{p + q},$$

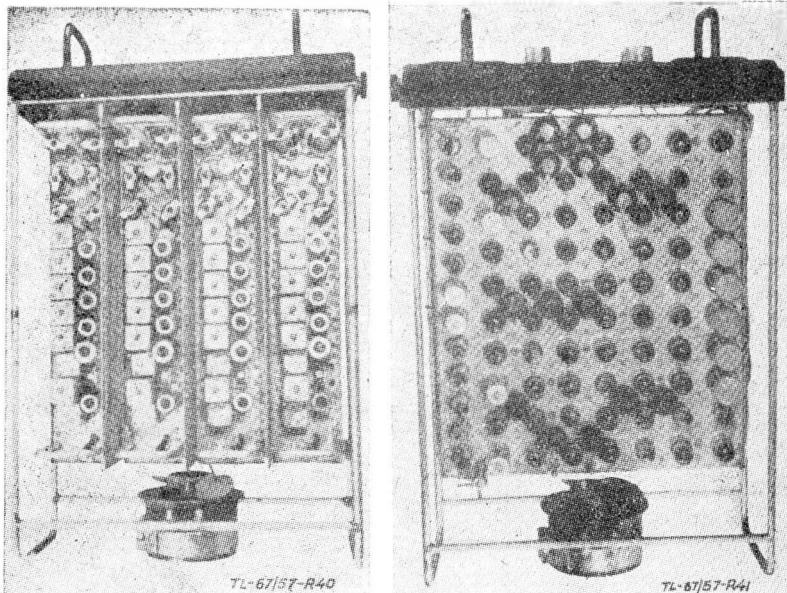
tak zwana linia izofazowa. Ogniska hiperboli są w punktach A i B, a okres powtarzania się tej hiperboli w jakimś punkcie  $T = \frac{1}{p - q}$ . Częstotliwości p i q wynoszą kilkaset

Hz i modulują falę nośną odpowiednio ustawionych nadajników. Ponieważ istotną rolę w wyznaczaniu pozycji grają linie izofazowe, zależne tylko od częstotliwości modulujących, można stosować fale nośne różnych długości, od ultrakrótkich do długich, a zatem osiągać różne zasięgi.

Na ziemi współpracują ze sobą cztery nadajniki ustawione w przybliżeniu na wierzchołkach prostokąta, przy czym nadajniki położone na jednej przekątnej mają częstotliwość modulującą p, na drugiej zaś — częstotliwość q. W ten sposób powstają cztery poruszające się linie izofazowe. Czterokanałowy odbiornik (rys. 40) na samolocie kolejno odbiera poszczególne izofazy, a dwa urządzenia pomiarowe (rys. 41) określają różnicę czasów nadejścia pomiędzy dwiema pionowymi i dwiema poziomymi izofazami. Obie zmierzone różnice, oznaczone x i y, są funkcją położenia samolotu. Każdej wartości x i y odpowiadają współrzędne położenia w siatce zbliżonej do prostokątnej (rys. 42). Otrzymane z pomiaru współrzędne samolotu mogą być w sposób ciągły notowane automatycznie przez urządzenie zapisujące, na mapie otrzymuje się wówczas rzeczywistą drogę przebytą przez samolot.

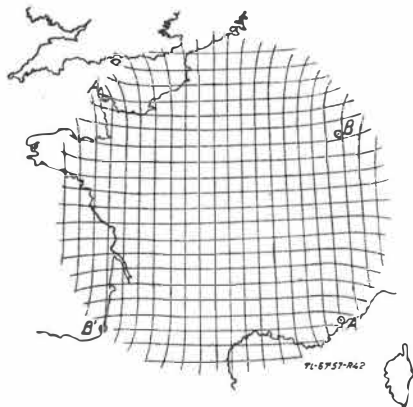
Pionowa izofaza w momencie dojścia do samolotu powoduje uruchomienie nadajnika pokładowego, który wysyła sygnał pozycyjny o długości będącej funkcją współrzędnej y. W ośrodku kierownictwa ruchu znajduje się odpowiedni odbiornik ze wskaźnikiem oscyloskopowym o zsynchronizowanej podstawie czasu z ruchem izofazy pionowej. Po odebraniu sygnału pozycyjnego zostaje na ekranie zaznaczone położenie samolotu. Analogicznie zostają naniesione pozycje innych samolotów znajdujących się w kontrolowanym obszarze.

Kontroler ruchu, po odebraniu sygnału pozycyjnego, może wysłać impuls w czasie takim, że nadejdzie do samolo-



Rys. 40. Odbiornik pokładowy systemu RADIO WEB  
Rys. 41. Przelicznik pokładowy systemu RADIO WEB

tu w momencie wysyłania następnego sygnału pozycyjnego. Jednocześnie obu sygnałów powoduje odblokowanie odbiornika komunikacyjnego na pokładzie i umożliwia przekazanie informacji tylko do danego samolotu bez przeszkadzania innym załogom.



Rys. 42. Siatka współrzędnych systemu RADIO WEB. Nadajniki położone na jednej przekątnej mają tę samą częstotliwość

Każdy samolot może otrzymywać bezpośrednio sygnały pozycyjne innych samolotów. Sygnały te zostają odwzorowane na ekranie oscyloskopu, przy czym środek oscyloskopu odpowiada własnej pozycji. Pozwala to pilotowi na obserwację samolotów i uniknięcie ewentualnego niebezpiecznego zbliżenia. Dla uwolnienia się od obserwacji samolotów lecących na różnych wysokościach, a więc wzajemnie sobie nie przeszkadzających, częstotliwość sygnałów pozycyjnych jest zależna od wysokości lotu. W odbiorniku przy współpracy z wysokościomierzem zostają kierowane na ekran tylko sygnały odpowiadające w przybliżeniu własnej wysokości samolotu. Ponieważ system może pracować na dowolnych falach, to można go stosować do zabezpieczenia ruchu lotniczego również na trasach międzykontynentalnych, tam gdzie zasięg urządzeń radarowych jest niewystarczający.

Ten uniwersalny system nawigacji, kontroli ruchu i zabezpieczenia przed zderzeniami jest patentem P. C. Gaudilleres i został opracowany przez firmę francuską S.F.T. i amerykańską Stavid Engineering. Próby praktyczne przeprowadzono na zlecenie rządu francuskiego.

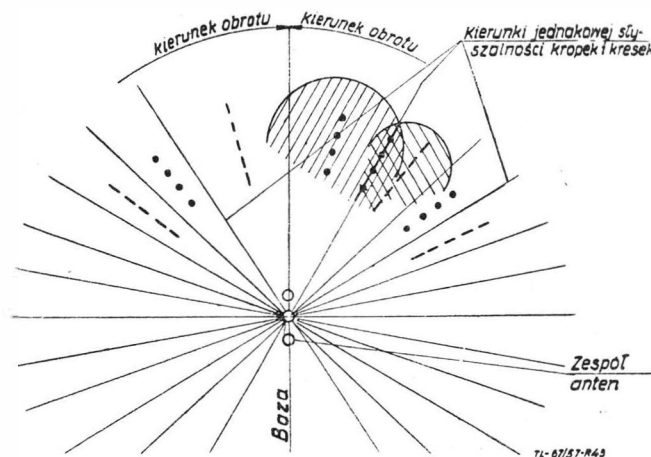
### System Consol

System Consol jest systemem radionawigacyjnym dalekośmiednym, opartym na pracy radiolatarni wielokierunkowej, średniofalowej. Promieniście dookoła radiolatarni otrzymuje się sektory na przemian z modulacją fali nośnej za pomocą kreszek i kropek. Miejsca o jednakowym natężeniu kropek i kreszek są kierunkami wyróżnionymi. W celu wyznaczenia pozycji potrzebne są dwie radiolatarnie Consol.

Na samolocie wystarcza całkowicie odbiornik radiokompasu. Zasięg w dzień nad lądem wynosi 1300 km, nad morzem 1800 km; w nocy zasięg ten znacznie wzrasta, ale również powiększa się błąd określenia pozycji.

Radiolatarnia Consol składa się z nadajnika doprowadzającego energię do zespołu trzech anten umieszczonych w odległości kilku kilometrów od siebie na jednej prostej. Amplituda i fazy napięć zasilających oraz system kluczowania są tak dobrane, że otrzymuje się dwie wielolistkowe charakterystyki promieniowania, jedną dla kropek, a drugą dla kreszek, nałożone na siebie i przesunięte (rys. 43). Stąd powstały sektory, w których słychać na przemian kreski, a w innych — kropki. Granice sektorów wyznaczone są kierunkami ze słyszalnością tonu ciągłego. Z powodu stałej zmiany fazy napięcia zasilającego środkową antenę w czasie części cyklu pracy (30 sek) następuje obrót charakterystyki promieniowania, a z nim obrót wyróżnionych kierunków.

Nawigator na pokładzie samolotu najpierw w czasie bezkierunkowej pracy radiolatarni określa wstępnie swoje położenie za pomocą radiokompasu. Po otrzymaniu sygnału oznaczającego rozpoczęcie obrotu charakterystyki wyznacza liczbę kropek lub kreszek słyszanych do momentu nadejścia sygnału ciągłego. Liczba ta jest proporcjonalna do kątownego odalenia samolotu od granicy danego sektoru. Po uwzględnieniu pomiaru wstępnie nawigator określa dokładnie swoje położenie katowe względem radiolatarni.



Rys. 43. Sposób wyznaczania kierunków przez radiolatarnie Consol

W celu wyznaczenia pozycji określone obszary otaczają tylko dwie radiolatarnie Consol. Dokładność nawiązania jest od położenia katowego samolotu względem radiolatarni. W pobliżu kąta 90° do linii bazy dokładność wynosi 0,2° do 0,5°, i zmniejsza się poniżej 1° przy kącie 60° do normalnej. Dodatkowe błędy występują na odległości, gdzie natężenie fali odbitej jest równe fali przyziemnej. Ceną zaletą tego systemu jest to, że na samolocie nie potrzeba dodatkowego wyposażenia.

### Nawigacja samodzielna przy wykorzystaniu efektu Dopplera

W 1957 r. zostały podane informacje o opracowaniu urządzeń pokładowych radarowych, służących do nawigacji, a wykorzystujących efekt Dopplera. Urządzenia te pozwalają określić rzeczywistą prędkość samolotu względem ziemi i kąt znoszenia, a stąd położenie, przebytą drogę, odległość do wybranego miejsca, prędkość i kierunek wiatru, i to wszystko bez jakiegokolwiek współpracy z ziemią, nad dowolnymi obszarami lądowymi lub morskimi i w dowolnej pogodzie. Samowystarczalność urządzenia pokładowego narzuciła w pierwszym rzędzie zastosowanie wojskowe, ale liczne zalety tego systemu spowodowały rozszerzenie zastosowania i na samoloty cywilne.

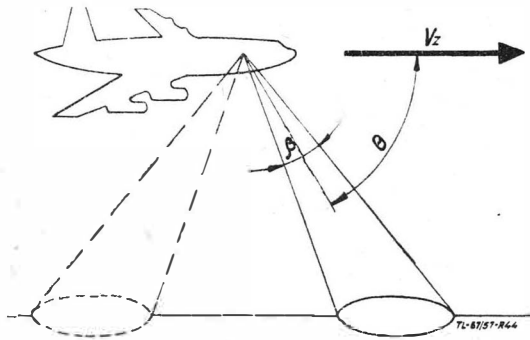
Zasada pomiaru prędkości względem ziemi oparta jest na znanym efekcie Dopplera. Jeżeli nieruchomy nadajnik wysyła fale o częstotliwości  $f$ , to poruszający się odbiornik odbierze częstotliwość różną od  $f$ , ponieważ liczba odebranych drgań w jednostce czasu wskutek przebytej drogi będzie mniejsza lub większa, zależnie od kierunku ruchu odbiornika. W przypadku urządzenia radarowego różnica pomiędzy częstotliwością sygnału wysłanego przez nadajnik

a odebranego w tym samym miejscu po odbiciu od ruchomego obiektu (albo wysłanego z ruchomego obiektu) będzie dwa razy większa. Zainstalowany na samolocie radar wysyła wiązkę fal w kierunku ziemi pod kątem  $\Theta$  (rys. 44) mierzonym od linii lotu. Z powodu prędkości samolotu względem ziemi sygnał odbity zostanie odebrany z pewną inną częstotliwością niż sygnał wysłany, różną o  $\Delta f$ :

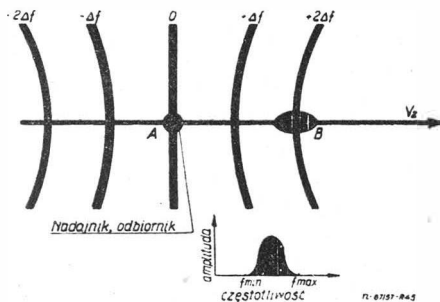
$$\Delta f = 2(V_z/c) f_n \cos \Theta,$$

gdzie  $V_z$  jest prędkością samolotu względem ziemi,  $c$  — prędkością rozchodzenia się fal, a  $f_n$  — częstotliwością nadajnika. Z wzoru tego wynika, że z pomiaru różnicy częstotliwości można wyznaczyć rzeczywistą prędkość samolotu.

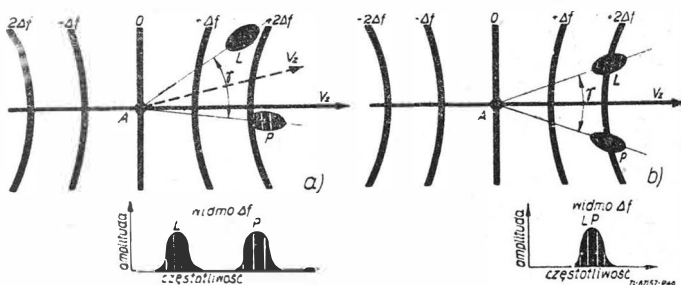
Na płaskiej ziemi miejscami geometrycznymi odpowiadającymi odbiciu sygnałów o tej samej różnicy częstotliwości



Rys. 44. Wiązki promieniowania wysłane z samolotu dla wyznaczenia prędkości względem ziemi i kąta znieśnienia



Rys. 45. Miejsca geometryczne tych samych różnic częstotliwości i widmo  $\Delta f$  od wiązki o szerokości  $\beta$

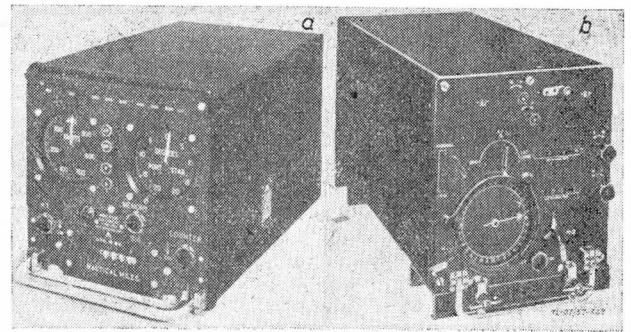


Rys. 46. Zasada wyznaczenia kąta znoszenia — zmiana  $\Delta f$  przy odchyleniu wiązki od kierunku ruchu samolotu; a) różne  $\Delta f$ , b) te same  $\Delta f$  — dwusieczna kąta  $\gamma$  wyznacza kierunek względem ziemi

będą hiperbole, jak to pokazano na rys. 45. Ponieważ wiązka wysłana z nadajnika ma pewną szerokość (kątem  $\beta$ ), to  $\Delta f$  będzie pewnym pasmem częstotliwości (rys. 45), przy czym

$$\Delta f_{max} = 2 \frac{V_z}{c} f_n \cos \left( \Theta - \frac{\beta}{2} \right), \Delta f_{min} = 2 \frac{V_z}{c} f_n \cos \left( \Theta + \frac{\beta}{2} \right)$$

Przy odchyleniu wiązki od kierunku ruchu następuje również zmiana różnicy częstotliwości. Na rys. 46a pokazane jest odchylenie wiązki w lewo i w prawo o różne kąty i zaznaczone dla obu przypadków występujące inne różnice częstotliwości. Zachowując stały kąt pomiędzy wiązkami i obracając je z równoczesnym pomiarem częstotliwości można wyznaczyć położenie, dla którego obie różnice częstotliwości pokrywają się (rys. 46b). Wówczas dwusieczna kąta określa rzeczywisty kierunek ruchu samolotu względem ziemi, a kąt obrotu osi anteny od osi samolotu, konieczny dla uzyskania

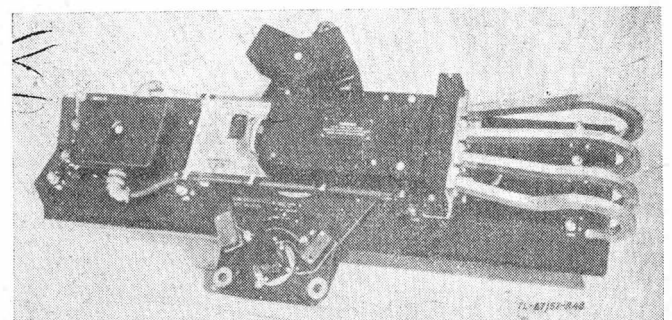


Rys. 47. Bloki wskaźników nawigatora AD-2000 firmy Marconi: a) wskaźnik prędkości względem ziemi i kąta znoszenia, b) wskaźnik położenia podający współrzędne geograficzne

takich samych  $\Delta f$ , określa kąt znoszenia. Otrzymana prędkość względem ziemi i kąt znoszenia są przekazywane albo bezpośrednio na odpowiednie wskaźniki, albo doprowadzane do przeliczników elektronowych, które umożliwiają otrzymanie dalszych ważnych danych nawigacyjnych, jak podano wyżej.

Na rys. 47 pokazane są bloki wskaźników nawigatora radarowego AD-2000 firmy Marconi. Na lewym widać wskaźnik prędkości względem ziemi od 100 do 700 węzłów (185 do 1360 km/h) i wskaźnik kąta znoszenia od  $0^\circ$  do  $20^\circ$ . Na drugim bloku wskaźnikowym są przedstawione współrzędne geograficzne położenia samolotu. Częstotliwość fali nadajnika tego urządzenia wynosi  $8800 \pm 50$  MHz, praca impulsami. Zespół antenowy (rys. 48) składa się ze specjalnych kierunkowych anten, dwu nadawczych i dwu odbiorczych. Wysyłane są dwie wiązki, jedna w przód, a druga do tyłu samolotu, przy czym są odchylane w bok od jego osi dla wyznaczenia kąta znoszenia. W odbiorniku zostaje wzmocniony sygnał odbity od ziemi i razem z sygnałem wysłanym przez nadajnik doprowadzony do bloku śledzenia. Tam w obwodach dwukanałowego dyskryminatora zostaje porównana częstotliwość Dopplera z częstotliwością wytwarzaną wewnątrz urządzenia przez układ elektromechaniczny, napędzany silniczkiem. Częstotliwość wynikowa jednego kanału dyskryminatora steruje poprzez układ kalkujący silniczkiem w ten sposób, że jego obroty są związane z częstotliwością Dopplera i tym samym są miernikiem prędkości samolotu względem ziemi. Drugi kanał dyskryminatora w podobny sposób steruje napędem anteny, powodując jej odchylenie w celu pomiaru kąta znoszenia. Z bloku śledzenia prędkość i kąt znoszenia są przekazywane do bloków wskaźników. Nawigator AD-2000 przeznaczony jest dla celów wojskowych. Ciężar całego urządzenia wynosi około 100 kg. Nowocześniejszym, podobnym urządzeniem tej samej firmy jest nawigator AD-2100. Jego ciężar został zmniejszony do 69 kg.

Dla zastosowania w lotnictwie cywilnym firma Marconi opracowała nawigator AD-2300. Nadajnik wysyła nie impulsy, ale fale ciągłe. Sposób pomiaru prędkości względem ziemi i kąta znoszenia jest taki sam jak omówiono poprzednio. Nawigator ten może być wykonany w trzech wariantach, różniących się od siebie liczbą otrzymanych danych nawigacyjnych. W najbardziej rozbudowanym AD-2300C dodany został przelicznik elektronowy (na zasadzie analogowej), umożliwiający uzyskanie następujących danych: szerokości i długości geograficznych czytanych na liczniku w stopniach i minutach, odległości od miejsca przeznaczenia, rzeczywistej prędkości powietrza, prędkości wiatru i prędkości samolotu względem ziemi do 900 węzłów (1670 km/h). Ciężar całkowity tego urządzenia wynosi tylko 59 kg.



Rys. 48. Zespół antenowy nawigatora AD-2000 firmy Marconi

**POKŁADOWY RADAR METEOROLOGICZNY**

Rozwój techniki radiolokacyjnej po drugiej wojnie pozwolił na opracowanie pokładowych urządzeń radarowych meteorologicznych, których głównym zadaniem jest wykrywanie ośrodków burzowych o silnych pionowych ruchach powietrza, związanych zwykle z chmurami cumulonimbus. Odpowiednio wczesne wykrycie takich ośrodków pozwala pilotowi poprowadzić samolot w najwłaściwszy sposób, bez narażania pasażerów na nieprzyjemne odcinki lotu. Silne ruchy pionowe występujące na przykład w strefach tropikalnych są nadal uważane za niebezpieczne dla samolotów.

Dodatkowym wykorzystaniem tych urządzeń jest zastosowanie do nawigacji w złych warunkach widzialności. Otrzymuje się wtedy na ekranie „obraz” terenu, nad którym przelatuje samolot. Przy odpowiedniej częstotliwości pracy urządzenia pokładowego nawigację można przeprowadzać według sygnałów naziemnych stacji odzewowych. Ponadto w czasie lotów nad obszarami górskimi radar sygnalizuje niezależnie od warunków widzialności zbliżanie się do wysokich gór, mogących stanowić niebezpieczeństwo zderzenia z samolotem.

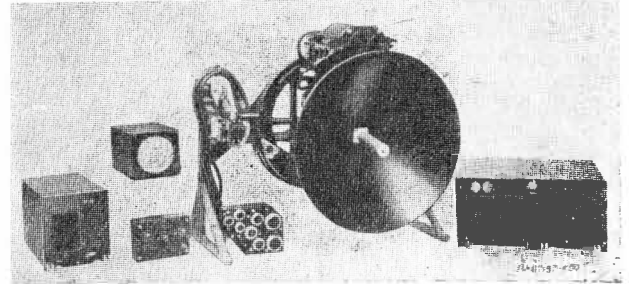
Zasada pracy urządzenia opiera się na normalnej technice radarowej. Wiązka impulsów wielkiej częstotliwości przeszukuje wycinek przestrzeni przed samolotem, a odbicia (echo) od przedmiotów stojących na drodze wiązki są zobrazowane na ekranie wskaźnika, we współrzędnych: azymut, odległość (wskaźnik typu P). Echo radarowe od chmur jest zależne od odbić od kropli wody lub kryształków lodu, z których składa się chmura. Moc sygnału odbitego jest w przybliżeniu

proporcjonalna do  $\frac{D^6}{\lambda^4}$ , gdzie  $D$  jest średnicą kropli, a  $\lambda$

długością fali. Ta właściwość gwałtownego wzrostu odbicia ze wzrostem średnicy kropli daje możliwość rozróżnienia pomiędzy chmurami z turbulencją typu cumulonimbus, charakteryzującymi się większymi kroplami, a nieszkodliwymi deszczowymi, składającymi się ze znacznie mniejszych kropeł. Wybór odpowiedniej długości fali jest związany z tłumieniem sygnałów tym większym, im krótsza fala i z wymiarami anteny tym większymi, im dłuższa fala. Ponieważ na samolocie miejsce jest bardzo ograniczone, w przypadku radaru meteorologicznego rozsądnym kompromisem okazało się stosowanie urządzeń pracujących na fali 3 cm w strefie klimatu umiarkowanego i na fali 5 cm w strefach klimatu z dużym opadem, gdzie tłumienie jest większe. Urządzenia pracujące na fali 3 cm dają lepszą rozróżnialność małych ośrodków z turbulencją, leżących blisko siebie.

W nowoczesnym radarze meteorologicznym został wprowadzony układ podwójnego obrysu, tak zwane izo-echo, orientujący o rozkładzie turbulencji w danej chmurze. Zostało wykorzystane zjawisko, że stopień turbulencji wewnątrz chmury jest proporcjonalny do gradientu wzrostu intensywności opadu na krawędziach chmury. Na ekranie wskaźnika chmury o większej turbulencji są zobrazowane za pomocą dwu obrysów. Zewnętrzny odpowiada minimalnemu poziomowi wykrycia sygnału odbitego, wewnętrzny zaś — sygnałom przewyższającym pewną stałą wartość. Echa silniejsze zostają wygaszane i na ekranie wewnątrz chmury zostają ciemne plamy, oznaczające strefy najniebezpieczniejsze (rys. 51). Odległość między zewnętrznym i wewnętrznym obrysem wskazuje na gradient wzrostu intensywności opadu. Zastosowanie tego układu znacznie ułatwia pilotowi orientację, gdzie są rzeczywiście miejsca niebezpieczne w danej chmurze.

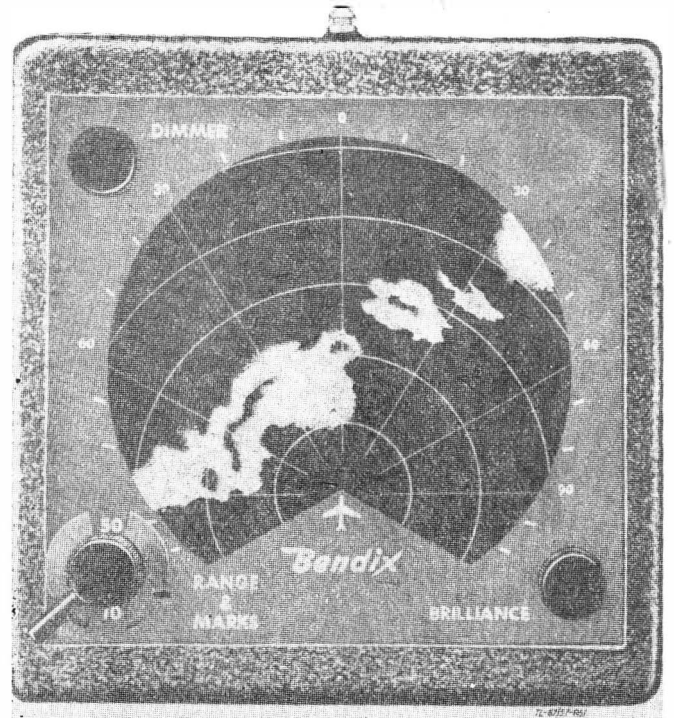
Po skierowaniu wiązki promieniowania w dół, na ekranie wskaźnika otrzymuje się „obraz” terenu, nad którym leci samolot. Interpretacja obrazu jest łatwa tylko przy bardziej zróżnicowanej rzeźbie terenu, jak na przykład nad brzegami łądów, rzekami, górami lub terenami zabudowanymi. Niemniej często w złych warunkach widzialności obraz na ekranie stanowi cenne ułatwienie w przeprowadzaniu nawi-



Rys. 50. Komplet radaru meteorologicznego E 120 firmy Ekco

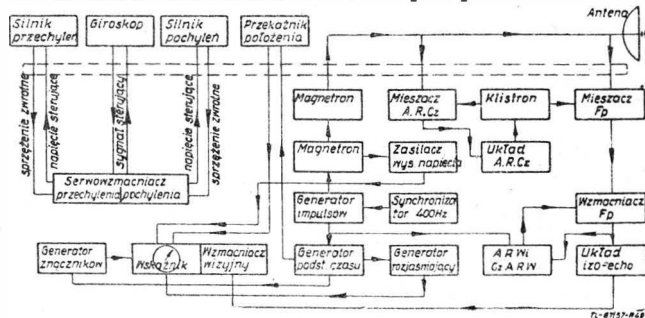
gacji. Przy lotach nad górami zmienia się zasięg powierzchni odbijającej promieniowanie i odpowiednio do tego zmienia się obraz na ekranie. Im wyższy szczyt, to jest im bliżej położony linii lotu, tym większa powierzchnia terenu jest zaciemniona nim, co wyraźnie widać na ekranie i stanowi ostrzeżenie dla pilota o możliwości zderzenia.

Na rys. 49 pokazany jest schemat blokowy radaru meteorologicznego firmy Ekco, typ E120 (W. Brytania). Przeznaczony jest do wykrywania chmur, prowadzenia nawigacji według obrazu na ekranie i do sygnalizacji zbliżenia z górami. Pracuje na częstotliwości 9375 MHz (w pasmie 3 cm), poszukiwanie odbywa się w sektorze  $\pm 75^\circ$  od osi podłużnej samolotu, szerokość wiązki wynosi  $5^\circ$ . Wiązka można być ustawiana o  $7^\circ$  w górę i  $15^\circ$  w dół. Zasięg przełącza się na jeden z trzech zakresów: 0—20, 0—60 lub 0—120 mil morskich. W celu zabezpieczenia przed zmianami położenia obrazu przy ruchach samolotu, został zastosowany układ automatycznej stabilizacji położenia anteny w dwu osiach. Giroskop steruje poprzez układ serwowzmacniaczy silnikami ustawiającymi antenę tak, że os obrotu jest zawsze pionowa. System antenowy i falowody przewodzone są do montażu w części nie uszczelnionej samolotu, i w związku z tym te ostatnie pracują przy wewnętrznym naciśnięciu. Reszta aparatury powinna być zabudowana w części uszczelnionej i może pracować do wysokości 6000 m. Komplet radaru E-120 (rys. 50) składa się z następujących elementów: zespół antenowy (ciężar 25 kG), blok nadawczo-odbiorczy (25 kG), blok serwestabilizacji i synchronizacji (10 kG), wskaźnik (4 kG), tablica sterująca (1 kG), dwie skrzynki połączeń (3,3 kG). Łączny ciężar wynosi 69 kG. Moc potrzebna do zasilania prądem zmiennym — 115 V, 400 Hz, 1000 VA, prądem stałym 28 V, 10 W.



Rys. 51. Ekran wskaźnika radaru meteorologicznego RDR-1 firmy Bendix. Ciemne plamy na chmurach oznaczają strefy niebezpieczne

Rys. 51 przedstawia obraz widoczny na ekranie wskaźnika podobnego urządzenia firmy Bendix, typ RDR-1 (USA). Wyraźnie widać niezaświetlone miejsca wewnątrz chmur, wynikające z zastosowania układu podwójnego obrysu. Radar RDR-1 jest wykonywany w dwu różnych wersjach. Jedna pracuje na częstotliwości 9375 MHz (pasmo 3 cm), a druga na



Rys. 49. Schemat blokowy radaru meteorologicznego E 120 firmy Ekco



5400 MHz (pasmo 5 cm). Może spełniać zadania analogiczne jak omówiony radar firmy Ekco, a ponadto wersja 3 cm, po przełączeniu na tablicy sterującej, umożliwia prowadzenie nawigacji według sygnałów naziemnych stacji odpowiadających. Na ekranie widoczne są wówczas sygnały stacji odpowiednio do ich położenia względem samolotu. Ciężar zespołów RDR-1 wynosi 54 kG. Urządzenie może pracować w temperaturze od  $-40^{\circ}\text{C}$  do  $+55^{\circ}\text{C}$ , również w klimacie tropikalnym wilgotnym.

### ZAKOŃCZENIE

Przy projektowaniu samolotu konstruktor winien przewidzieć rodzaj zastosowanego wyposażenia elektronicznego w celu uniknięcia później nieraz znacznym kłopotów z rozmieszczeniem sprzętu oraz zapewnieniem odpowiednich warunków pracy anten i wystarczającej mocy urządzeń zasilających. Często sprzęt elektroniczny, a szczególnie anteny, stawiają dość trudne warunki przy zamontowaniu na samolocie.

Wskazaniem wyjścia przy wyborze wyposażenia jest przeznaczenie samolotu. Należy uwzględnić warunki pogody w jakich przewidywane są loty, długość i nasilenie ruchu na przewidzianych trasach. Ilość i jakość potrzebnego wyposażenia będzie się zmieniała w szerokich granicach, od skromnego dla małych samolotów turystycznych — do bardzo złożonego dla samolotów komunikacyjnych, latających na trasach o dużym nasileniu ruchu, niezależnie od panujących warunków meteorologicznych. W tabeli 4 podane jest orientacyjnie zestawienie rodzajów wyposażenia radiokomunikacyjnego i radionawigacyjnego najczęściej obecnie stosowanego. Należy pamiętać, że wyposażenie ma nie tylko ułatwiać pracę personelu latającego danego samolotu, ale również usprawniać organizację kontroli ruchu lotniczego przeprowadzaną z ziemi. Poszczególne typy urządzeń tego samego rodzaju różnią się od siebie dość znacznie. Tu również należy uwzględnić przeznaczenie samolotu. Na przykład dla małych samolotów wystarczy obecnie na obszarze Europy dla radiokomunikacji radiostacja bardzo wielkiej częstotliwości kilkunasto kanałowa, podczas gdy na dużych samolotach, na ruchliwych trasach, stosuje się nadajniki o 140 lub 360 kanałach. Ostatni wybór danego urządzenia powinien być przeprowadzany przy rozpatrzeniu szeregu parametrów elektrycznych, a nie tylko według kryterium najmniejszych gabarytów i ciężaru.

Zamieszczony w artykule przegląd dotyczy tylko podstawowego wyposażenia, nie wyczerpuje całkowicie zastosowania elektroniki w lotnictwie cywilnym. Bliższe dane o wyposażeniu elektronicznym są podane w literaturze specjalistycznej, częściowo zestawionej na końcu artykułu. Należy też mieć na uwadze, że rozwój lotnictwa, rosnące wymagania kontroli ruchu lotniczego i rozwój elektroniki są przyczyną opracowywania nowych urządzeń i systemów elektronicznych.

### Literatura

- Hunt V. A. — Functional Requirements For Radio Aids To Civil Aviation, Journal of the British Institution of Radio Engineers, March-April, 1948  
 Scholes D. H. C. — The Use of Radio in Aircraft, Journal of the B. I. R. E., December, 1952

Taylor D. P. — Application of Telecommunications to Civil Airways, Journal of the B. I. R. E., June, 1952

Stallibrass C. W. — Navigational and Air Traffic Control Problems of Civil Aviation, Journal of the B. I. R. E., January, 1952

Scott-Farine G. R., Forsyth-Grant M. I. — Some Future Developments in Aeradio, Journal of the B. I. R. E., December, 1951

Organisation de L'Aviation Civile Internationale, Standarts Internationaux et Pratiques Recommandées-Télécommunications Aeronautiques, Annex 10, 1952

Jarocki Jerzy — Radionawigacja, Warszawa, PZWS, 1950

Tabela 4

Wyposażenie najczęściej dotychczas stosowane (dane orientacyjne)

Przeznaczenie samolotu	Radiokomunikacja Odbiornik i nadajnik		Radionawigacja								
	fale b.krótkie	fale krótkie	Odb. VOR	Odbiornik ILS			Radio-kompas	Decca lub LO-RAN	DME	Radar Meteo	Radar Dopp-ler
				kursu	znacznik	ścieżki schodzenia					
Komunikacyjne na duże odległości	XX	XX	XX	XX	X	XX	XX	X	(X)	X	(X)
Komunikacyjne na średnie odległości	XX	XX	XX	XX	X	XX	XX	(X)		(X)	
Małe samoloty przeznaczone do lotów w złych warunkach widoczności	X (XX)		X	X	X	(X)	X				

Objaśnienie znaków: x — wyposażenie pojedyncze, xx — wyposażenie podwójne, (x) — dotychczas rzadziej stosowane

Badowski Janusz, Janik Franciszek — Radionawigacja Lotnicza, Warszawa, W. K., 1954

Stanner W. — Leitfaden der Funkortung, Elektron Verlag, 1952  
 Hampshire R. A., Thompson E. V. — ILS-2 Instrument Landing Equipment, Electrical Communication, 1952

Loren F., Schrader H. I., Marshall I. N. — Pictorial Display in Aircraft Navigation and Landing, Proceedings of the I. R. E., April, 1950

Hurley H. C., Anderson S. R., Keary H. F. — The Civil Aeronautics Administration VHF Omnitrange, Proc. I. R. E., December, 1951

Baker W. J. — VOR — Navigation, Interavia No 4, 1954

N. N. — The Australian D. M. E. System, Proc. I. R. E. Australia, September, 1957

Penin E., Lehman G. — DME-Distanzermessgeräte für die Navigation, Interavia, Nr 6, 1952

N. N. — Das UHF-Funknavigationssystem TACAN, Interavia Nr 10 1956

Lietzmann H. — Data Link, Luftfahrttechnik, Dezember, 1957

Garbell M. A. — The VORTAC Air Navigation System Control, Interavia, No 6, 1955

Day P. G., King K. W. — Das Hyperbel Navigationssystem GEE Interavia, Nr 12, 1955

Pirce, Mc Kenzie, Woodward — LORAN, Mc Graw-Hill, 1948

N. N. — Decca Navigation, Interavia Nr 4, 1954

Roy Mc Leavy — Aides decca à la navigation, Decca Company  
 Capes H. B. — Decca-Navigation für Transatlantik Flüge, Interavia, Nr 3, 1956

Roberts G. E. — The Design and Development of the Decca Flight Log, Journal of the B. I. R. E., February, 1952

Tull W. I. — Doppler Navigation, Aeronautical Engineering Review, May, 1957

Stride P. L. — Search Radar for Civil Aircraft, Journal of the B. I. R. E., August, 1952

Lietzmann H. — Bordfunkgeräte für neuzeitliche Flugzeuge, Luftfahrttechnik, Nr 8, 1957

Katalogi firmowe: Bendix, Marconi, Collins, Ekco, S.T.C., S.F.T., S. F. R., L. M. T.

## Po Szybowcowych Mistrzostwach Świata — Leszno 1958

(dokończenie ze str. 1)

bardzo daleko jeżeli chodzi o zmniejszenie ciężaru i gabarytu, małe natomiast zapotrzebowanie na poszczególne przyrządy nie pozwala na angażowanie za wielu środków, by nie podnosić nadmiernie kosztu. Trzeba tu znaleźć umiarkowany kompromis pomiędzy importem urządzeń, których nie oplaca się samemu produkować i skoncentrować wysiłki nad kilkoma pozycjami, co do których są warunki dla rozwoju własnych jednostek.

Następne mistrzostwa są za dwa lata. Musimy pamiętać, że szybownictwo jest poważnie traktowane w wielu krajach, my mamy do odrobienia duże zaległości, a następnie nadążanie za szybkim postępem w tej dziedzinie techniki. Nasze potencjalne możliwości są niemałe, musimy tylko rozsądnie rozplanować wysiłki i konsekwentnie realizować postęp w tej — tak interesującej i atrakcyjnej dziedzinie, jaką jest szybownictwo.

# P R O D U K C J A



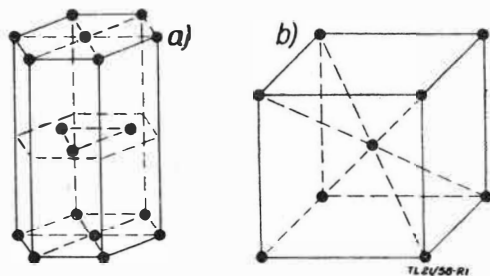
Inż. JULIAN KIEROŃSKI

## Spawanie tytanu i jego stopów

Coraz szersze zastosowanie tytanu i jego stopów szczególnie w konstrukcjach lotniczych, postawiło przed technologami zadanie opracowania metod łączenia tych materiałów. W związku z dużym zastosowaniem tytanu zarówno w konstrukcji silników, jak i płatowców szczególny nacisk położono na spawanie i zgrzewanie elektryczno-oporowe. Ze spawaniem jednak wiązą się zmiany strukturalne metalu, co z kolei pociąga za sobą konieczność stosowania odpowiedniej obróbki cieplnej, która ma na celu polepszenie struktury spoiny, a co za tym idzie — własności mechanicznych złącz przez usunięcie naprężeń spawalniczych. Ze względu na stosunkowo niskie temperatury stosowane przy obróbce mającej na celu usunięcie naprężeń, nie ma ona widocznego wpływu na wytrzymałość połączenia. Dla lepszego zrozumienia procesów zachodzących w metalu w czasie spawania, jak również podczas obróbki cieplnej należy zapoznać się bliżej z tym ciekawym metalem, mającym przed sobą dużą przyszłość.

### Podstawowe wiadomości o tytanie i jego stopach

Podobnie jak inne metale, tytan ma budowę krystaliczną. Dotychczas znane są dwie jego postaci, mianowicie postać  $\alpha$  i postać  $\beta$ . Tytan  $\alpha$  posiada heksagonalną siatkę krystaliczną (rys. 1a), zachowującą się niemal do temperatury  $900^{\circ}\text{C}$ . W temperaturze  $882^{\circ}\text{C}$  heksagonalna siatka tytanu  $\alpha$  przekształca się w siatkę przestrzennocentryczną (rys. 1b). Ten rodzaj tytanu nosi właśnie nazwę tytanu  $\beta$ . Dodanie do czystego tytanu pewnych dodatków stopowych wpływa w poważnym stopniu na jego własności. Większość znanych dotychczas dodatków stopowych tworzy z tytanem roztwory stałe, to znaczy na miejsce jednego lub kilku atomów tytanu wchodzi w siatkę krystaliczną atomy danego dodatku stopowego. Dodatki stopowe wprowadzone do czystego metalu powodują: wzrost własności mechanicznych; zmiany temperatury przemiany alotropowej tytanu  $\alpha$  w tytan  $\beta$ ; mogą utworzyć w pewnych warunkach i przy określonym stosunku procentowym związki chemiczne z tytanem.



Rys. 1. Siatki krystaliczne tytanu: a) siatka tytanu  $\alpha$  (17 atomów), b) siatka tytanu  $\beta$  (19 atomów)

Dodatki stopowe można podzielić na dwie zasadnicze grupy:

a. Zanieczyszczenia (najczęściej) przypadkowe — są nimi tlen, azot, węgiel, powodujące wzrost wytrzymałości, zwiększające jednak kruchość. Z tego też względu ich dopuszczalna ilość w tytanie nie powinna przekraczać dziesiątych części procentu.

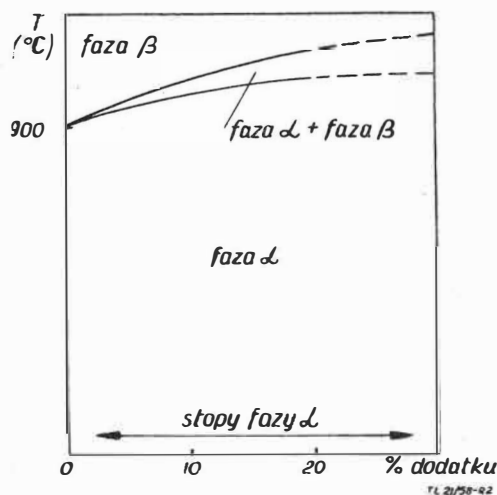
b. Składniki stopowe wprowadzane specjalnie — są nimi aluminium, żelazo, mangan, chrom, molibden i wanad. Tworzą one, podobnie zresztą jak i dodatki przypadkowe, roztwory stałe z tytanem i zwiększają jego własności mechaniczne. Ogólna ilość tych dodatków stopowych może dochodzić do 20%.

Wpływ poszczególnych dodatków na przemianę tytanu  $\alpha$  w tytan  $\beta$  jest różny. Tlen, azot, aluminium i węgiel podwyższają temperaturę przemiany, zwiększając tym samym obszar tytanu  $\alpha$ . Efekt ten nazwano stabilizacją  $\alpha$ . Przy ochładzaniu takiego stopu przechodzi on bezpośrednio w fazę  $\alpha$ . Prędkość chłodzenia nie wykazuje specjalnego wpływu na wytrzymałość i plastyczność metalu.

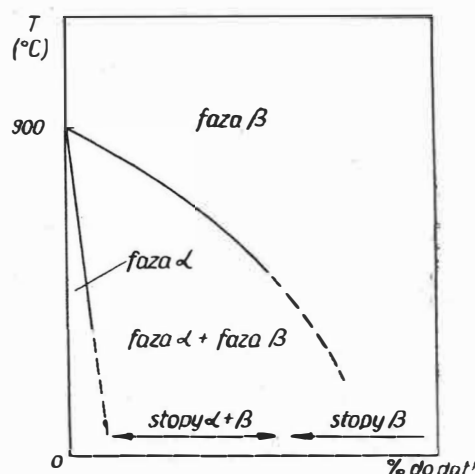
Pozostałe z wyżej wymienionych dodatków stopowych obniżają temperaturę przemiany, pozwalając na utrzymanie fazy  $\beta$  częściowo (x) lub nawet w całości w temperaturach niższych, a nawet w temperaturze pokojowej.

Wpływ dodatków stopowych na temperaturę przemiany przedstawiony jest dobrze na załączonych wykresach na rys. 2 i 3.

Przy bardzo małych ilościach dodatków obniżających temperaturę przemiany  $\alpha \leftrightarrow \beta$  stop krystalizuje pod postacią  $\alpha$ . Ze zwiększeniem ilości dodatków w stopie pojawia się faza  $\beta$  i ilość jej rośnie ze wzrostem zawartości dodatku w stopie, w których występują obie fazy, nazwano stopami  $\alpha + \beta$ .



Rys. 2. Wykres równowagi stopów tytanu z dodatkami podwyższającymi temperaturę przemiany alotropowej  $\alpha \leftrightarrow \beta$

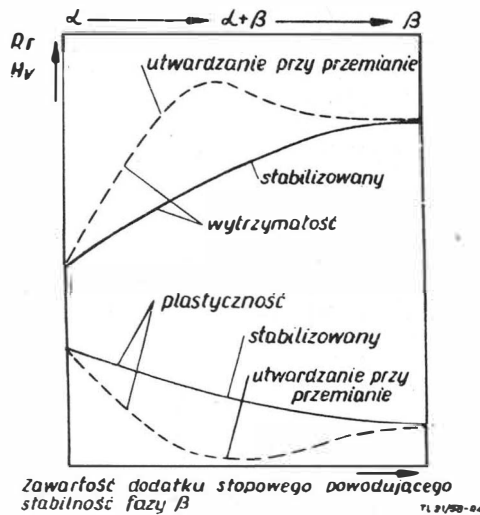


Rys. 3. Wykres równowagi stopów tytanu z dodatkami obniżającymi temperaturę przemiany alotropowej  $\alpha \leftrightarrow \beta$

W stopie całkowicie wyżarzonym, to jest po obróbce cieplnej powodującej największą, jaka jest możliwa, przemianę fazy  $\beta$  w  $\alpha$ , wytrzymałość stopów  $\alpha + \beta$  wzrasta ciągle, nie osiągając zdecydowanej maksymalnej wielkości, natomiast plastyczność maleje ze wzrostem zawartości składnika stopowego (rys. 4). Stan ten nosi nazwę stanu stabilizowanego, lub stanu równowagi.

peratury wyższej od temperatury przemiany  $\alpha \leftrightarrow \beta$  jest przyczyną zmiany charakteru przemiany. Faza  $\beta$  uzyskana w czasie nagrzewania stopu przechodzi częściowo w fazę  $\alpha'$  zwaną martenzytem, częściowo zaś pozostaje w stanie nieprzemie-

nagrzany do temperatury w obszarze 1 i następnie szybko ochłodzony do temperatury w obszarze 3. W temperaturze tej przedmiot powinien pozostać przez pewien czas (odcinek b) aż do przejścia w obszar 4 i następnie ochłodzony



Rys. 4. Zmiana własności mechanicznych w zależności od zawartości dodatków stopowych i charakteru obróbki cieplnej

Natomiast w stanie przesyconym (hartowanym), jak wynika to z resztą z rys. 4, zarówno wytrzymałość, jak i plastyczność osiągają wielkości graniczne przy średniej zawartości składnika stopowego. Szybkie chłodzenie stopu z temperatury. Ponadto na granicach ziarn szcążkowej fazy  $\beta$  wydziela się faza  $\alpha$ .

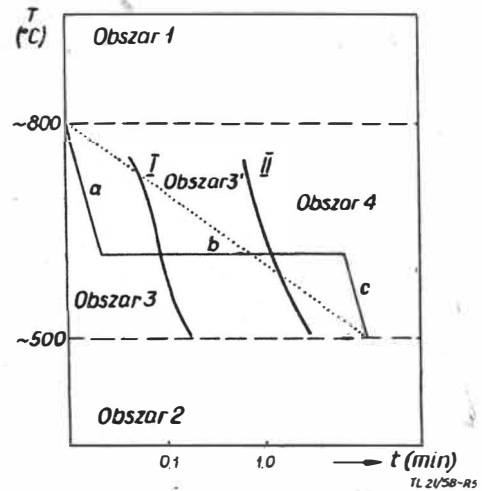
Utwardzanie stopów  $\alpha + \beta$  po hartowaniu tłumaczy się więc następującymi faktami:

- obecnością w zahartowanym stopie fazy  $\alpha'$  (martenzytu);
- stosunkowo dużą ilością szcążkowej fazy  $\beta$ , charakteryzującej się większą twardością i wytrzymałością niż faza  $\alpha$ ;
- wydzielaniem się na granicach ziarn szcążkowej fazy  $\beta$  drobnych kryształów fazy  $\alpha$ .

Podsumowując powyższe, znane stopy tytanu można podzielić ze względu na ich strukturę na trzy grupy:

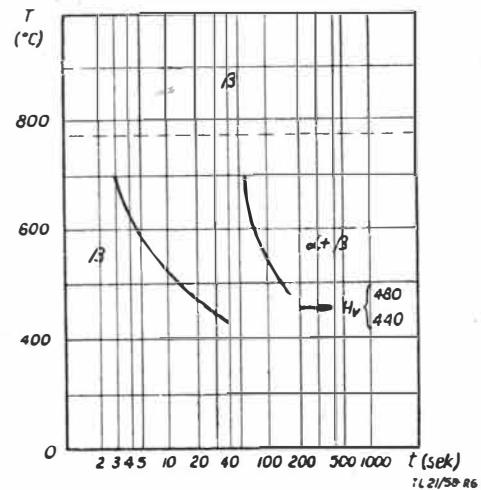
- 1) jednofazowe stopy  $\alpha$  — obejmujące technicznie czysty tytan i stopy zawierające dodatki zwiększające obszar tytanu  $\alpha$ . Cechą ich jest dobra wytrzymałość i plastyczność i nieutwardzanie się w czasie przemiany;
- 2) stopy dwufazowe  $\alpha + \beta$  — są to stopy o dużej wytrzymałości, obrabialne cieplnie, skłonne jednak do kruchości na skutek zachodzących w nich przemian przy zmianach temperatury;
- 3) jednofazowe stopy  $\beta$  — niektóre z nich mogą mieć bardzo dużą wytrzymałość przy dobrej plastyczności.

Po tym wyjaśnieniu można powrócić do zasadniczego tematu, to jest do spawania tytanu i jego stopów. Upřednio jednak należy omówić zagadnienie: jakie skutki pociągnie za sobą spawanie oraz jaka będzie struktura spoiny i związana z nią wytrzymałość i plastyczność połączenia? Dla uproszczenia odpowiedzi należy zająć się konkretnym stopem, zawierającym 8% Mn, który — jak wiadomo — obniża temperaturę przemiany  $\alpha \leftrightarrow \beta$  a więc zwiększa obszar fazy  $\beta$ . Przy ochładzaniu tego stopu z temperatury powyżej 800°C w warunkach zbliżonych do warunków równowagi uzyskuje się mieszaninę faz  $\alpha + \beta$ , zgodnie z wykresem podanym na rysunku 3, która jest strukturą trwałą. Jednakże w przypadku spawania występuje nagrzanie nie tylko spoiny, ale i sąsiadujących z nią odcinków metalu do znacznie wyższych temperatur, a następnie bardzo szybkie ochłodzenie. Na skutek tego struktura  $\beta$  nie zdąży przejść przemiany i niemal w całości zachowa się do temperatury pokojowej. To sztucznie przesuszenie obszaru struktury  $\beta$  jest przyczyną jej nietrwałości i jednocześnie znacznego zwiększenia twardości i kruchości metalu. Dla usunięcia tych niepożądanych własności należy stworzyć warunki zapewniające normalny przebieg przemiany i uzyskanie trwałej struktury  $\alpha + \beta$ . Warunki takie stwarza obróbka cieplna po spawaniu, której przebieg powinien być zgodny z wykresem izotermicznej przemiany omawianego stopu. Dla wyjaśnienia przebiegu przemian podany jest na rysunku 5 uproszczony wykres. Zgodnie z tym wykresem spawany przedmiot powinien być



Rys. 5. Uproszczony wykres izotermicznej przemiany stopu tytanu. I — krzywa początku przemiany; II — krzywa końca przemiany; obszar 3 — faza  $\beta$ ; obszar 3' — przemiana częściowa; obszar 4 — przemiana całkowita, faza  $\alpha + \beta$

z dowolną już prędkością do temperatury pokojowej (odcinek c). W czasie takiej właśnie obróbki następuje izotermiczna przemiana struktury  $\beta$  w strukturę  $\alpha + \beta$ . Sama przemiana przebiega następująco: w czasie szybkiego chłodzenia (odcinek a) struktura metalu praktycznie nie zmienia się i w temperaturze 600°C istnieje nadal czysta faza  $\beta$ . Z chwili osiągnięcia krzywej I rozpoczyna się przemiana fazy  $\beta$  — wydzielają się pierwsze kryształy fazy  $\alpha$ . Linia II jest linią końca przemiany, tak że w obszarze 4 mamy żadaną fazę  $\alpha + \beta$ . Ten sam wynik można osiągnąć przez bardzo powolne chłodzenie przedmiotu (linia kropkowana). Na podstawie



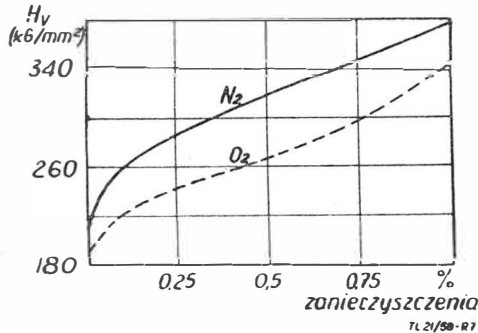
Rys. 6. Wykres izotermicznej przemiany stopu: tytan + 8% Mn

całego szeregu prób zbudowano dla omawianego gatunku stopu krzywą szczegółową, podaną na rysunku 6. W uzupełnieniu charakterystyki stopów tytanu należy dodać, że każdy rodzaj stopu ma swój charakterystyczny dla niego wykres przemiany określający dokładnie warunki obróbki cieplnej.

### Spawanie tytanu — cechy szczególne procesu

Najczęściej spawa się obecnie czysty technicznie tytan, ponieważ można uzyskać dobre własności mechaniczne spoin bez konieczności stosowania obróbki cieplnej, która jest kłopotliwa choćby ze względu na to, że musi przebiegać w atmosferze obojętnej. Niemniej jednak coraz szerzej spawa się stopy  $\beta$  i stopy  $\alpha + \beta$ . Zarówno czysty tytan, jak i jego stopy charakteryzują się dużym powinowactwem chemicznym do tlenu, azotu i wodoru. Z tego też względu tak roztopiony metal jeziorka, jak i nagrzane do wysokiej temperatury od-

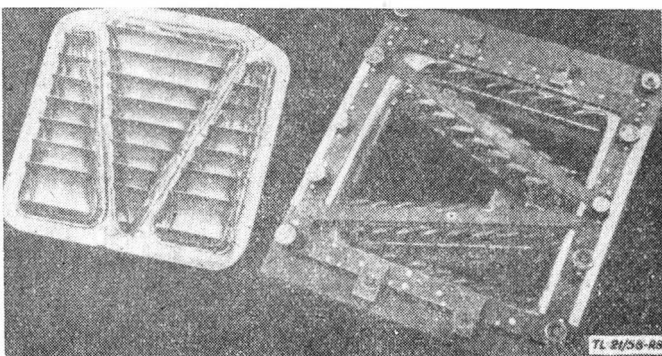
czinki metalu sąsiadujące z jeziorkiem należy jak najstaranniej odizolować od zetknięcia się z tymi gazami. Z wykresu na rysunku 7 widać, że nawet niewielkie domieszki tlenu i azotu zwiększają twardość i kruchość metalu. W związku z tym niemożliwe jest użycie do spawania tytanu i jego stopów płomienia acetylenowego czy też zastosowanie spawania arcatomowego. Najlepszym i zarazem jedynym obecnie sposobem spawania tytanu jest spawanie łukowe w atmosferze gazu obojętnego — argonu lub helu, przy czym należy



Rys. 7. Wpływ zanieczyszczeń gazu ochronnego tlenem i azotem na plastyczność tytanu

zwracać baczna uwagę na odpowiednią osłonę złącza. Proste spoiny można wykonywać ręcznie przy użyciu normalnego uchwyty elektrod wolframowych, stosowanego do spawania w atmosferze argonu innych metali pod warunkiem jednak, że spoina musi być chroniona również od strony grani przed wpływem powietrza. W związku z tym spawanie musi być przeprowadzone w przyrządach spawalniczych, w których można doprowadzić gaz ochronny rowkami na stronę spoiny. Przy spawaniu cienkich blach można nie stosować ochrony grani spoiny argonem, jednak spawane części muszą być szczelnie dociśnięte do miedzianej podkładki, która uniemożliwia kontakt rozgrzanego metalu z powietrzem i równocześnie szybko odprowadza ciepło ze strefy spawania. Przykład takiego przyrządu i wykonanej przy jego użyciu części podany jest na rysunku 8.

W związku z koniecznością szybkiego odprowadzania ciepła z okolicy spoiny przyrządy spawalnicze powinny być w miarę możliwości jak najbardziej masywne i wykonane z metalu o dużym przewodnictwie cieplnym, a spawane elementy należy szczelnie do nich dociskać i to jak najbliższej spawanych krawędzi. Dla prowadzenia argonu do grani spoiny w podkładce wykonuje się rowek o szerokości od 3 mm wzwyż, zależnie od grubości spawanych elementów, skierowany wzdłuż osi spoiny. Aby zapewnić nieprzerwany dopływ gazu, w rowek bardzo często wstawia się miedzianą rurkę z otworami o średnicy 1,5 mm w odstępach co 25 mm. W tym przypadku rurkę łączy się z butlą krótkim przewodem gumowym. W celu zmniejszenia zużycia argonu przy spawaniu długich elementów wskazane jest podzielenie rurki doprowadzającej argon na sekcje połączone z oddzielnymi zaworami. W czasie spawania, w miarę przesuwania się uchwytu elektrody (łuku), włącza się dopływ argonu do sekcji, nad którą w danej chwili znajduje się łuk. Masywna podkładka i listwy dociskające dzięki intensywnemu odprowadzaniu ciepła zapobiegają tworzeniu się związków chemicznych tytanu ze składnikami powietrza w miejscach już nie chronionych strumieniem argonu.



Rys. 8. Część wykonana za pomocą spawania z blachy tytanowej (po lewej) i jej przyrząd spawalniczy (po prawej)

Ze względu na wymaganą dużą stateczność łuku konieczne jest użycie aparatury prądu stałego. Najczęściej przy spawaniu ręcznym stosuje się torowane elektrody wolframowe. Dla uzyskania maksymalnego nagrzania przedmiotu od strony lica spoiny należy stosować możliwie największe średnice elektrod, jak również dla zapewnienia odpowiedniej otuliny gazowej największe średnice dysz. Wydatek argonu powinien być dwa razy większy od wydatku koniecznego przy spawaniu stali nierdzewnych.

Należy zwrócić baczna uwagę na to, aby nie pozbawić osłony zastygłej już, ale jeszcze nagrzanej do wysokiej temperatury spoiny. Często też z tego względu prędkość spawania określa się prędkością chłodzenia jeziorka. Przy spawaniu z dodawaniem spoiwa, pałeczka metalu dodatkowego powinna być trzymana w strumieniu argonu aż do chwili ostygnięcia, zanim odsunie się ją od spoiny. Jako spoiwa należy używać drutu lub pasków ciętych z metalu rodzimego. Niekiedy przy spawaniu stopów typu  $\alpha + \beta$  można stosować drut o nieco mniejszej wytrzymałości, jednak bardziej plastycznie.

Przy spawaniu z dodawaniem metalu spoiwa bardzo dobre spoiny można uzyskać układając drut dodatkowy wzdłuż osi spoiny, co zapewni optymalną osłonę strefy spawania strumieniem gazu ochronnego. Bardzo często stosuje się również spawanie bez użycia metalu dodatkowego, na przykład przy wykonywaniu połączeń nakładkowych, brzegowych, łukowych itp.

Bardzo dobry obraz skuteczności ochronnego działania argonu (lub helu) daje wygląd zewnętrzny złącza. Spoina prawidłowa, dobrze chroniona, ma kolor jaskrawo-srebrzysty, natomiast odcinki sąsiadujące z nią mogą mieć różne kolory od jasnosłomkowego do błękitnego. Niekiedy lekkie odcienie spotyka się również na spoinie; nie oznacza to bynajmniej obniżenia jej własności mechanicznych. Najczęściej przyczyną jest mały przekrój przyrządu, który nie zapewnia szybkiego odprowadzenia ciepła. Natomiast spoina o chropowatej powierzchni, pokryta białym proszkowatym nalotem, świadczy o złej otulinie gazowej, względnie o małej czystości argonu, jest bardzo krucha i nie można jej ulepszyć drogą obróbki cieplnej. Wynika stąd, że warunkiem uzyskania spoiny wysokiej jakości jest użycie gazu ochronnego o dużej czystości. Ogólnie biorąc, argon przeznaczony do spawania tytanu i jego stopów powinien zawierać tlenu i azotu nie więcej niż 0,25% (objętościowo), a jego wilgotność nie powinna przekraczać 5% ogólnej ilości zanieczyszczeń.

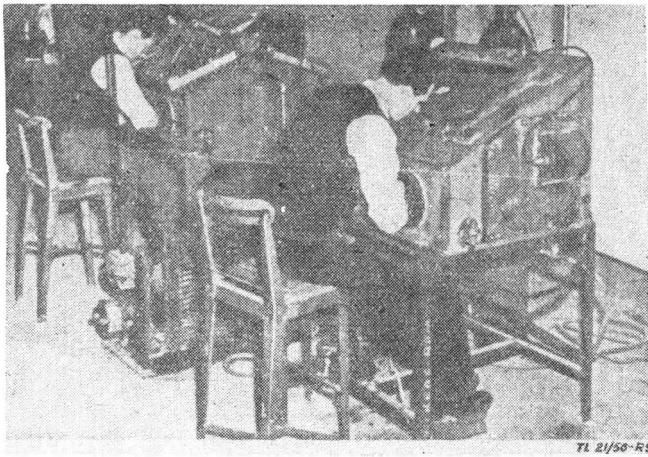
Spoiny wykonane bez użycia metalu dodatkowego charakteryzują się zwiększoną udurowieniem i plastycznością, jednak dla uzyskania prawidłowego złącza potrzebne jest tutaj pewne doświadczenie, ponieważ przy zbyt dużym ciśnieniu argonu od strony grani może wystąpić podniesienie jeziorka, co prowadzi do wygięcia i uniesienia spoiny. Dla zorientowania w rzędzie wielkości stosowanych parametrów można podać przykład spawania doczołowego w atmosferze argonu blach tytanowych o grubości 1,22 mm z dodawaniem spoiwa. I tak w przypadku tym prąd spawania wynosił:  $I_{sp} = 51$  A, przy prędkości spawania 6 m/godz. i wydatku argonu 10 l/min w dyszy i 3,6 l/min w kanale o przekroju  $3,2 \times 3,2$  mm.

Osobnym zagadnieniem, na które ze względu na jego ważność należy zwrócić uwagę, jest oczyszczanie powierzchni blach przed spawaniem.

Powierzchnia blachy w strefie spoiny powinna być dokładnie oczyszczona. Jeśli arkusze tytanu dostarczone są w stanie czystym względnie trawionym, wystarczy usunąć z nich brud. Jednakże w przypadku wykrycia zmiany barwy należy element dokładnie oczyścić. Najlepszym sposobem jest trawienie w specjalnych roztworach. Proces trawienia elementów, których powierzchnia pokryta jest silną zgorzeliną, wymaga dużej uwagi. Zgorzelina podlega bowiem trawieniu w znacznie mniejszym stopniu niż czysty metal i w przypadku jej niejednorodności, gdy element znajduje się w wannie zbyt długo, mogą wystąpić ścienienia elementu. Istnieją dokładne receptury określające skład roztworów trawiących i sposób przeprowadzania trawienia, jest to jednak zagadnienie wykraczające poza omawiany temat.

#### Spawanie w komorach wypełnionych gazem ochronnym

Większość spawanych zespołów ma tak skomplikowane kształty, że skonstruowanie odpowiedniego przyrządu zapewniającego dobrą osłonę gazową spoiny od strony grani jest rzeczą wprost niemożliwą. Jedynym wyjściem, w przypadku gdy zaistnieje konieczność spawania takich zespołów, jest przeprowadzenie procesu w specjalnie do tego celu skonstruowanych komorach wypełnionych gazem ochronnym



Rys. 9. Spawanie tytanu w komorach wypełnionych gazem obojętnym

W Anglii wykonano kilka takich komór z blachy kotłowej o grubości 12,5 mm. Komory te w czasie dwuletniej nieprzerwanej eksploatacji zdały w pełni egzamin. Na podstawie rysunku 9 można się zorientować co do wielkości, kształtu i sposobu pracy przy użyciu komór spawalniczych. Na rysunku 10 podany jest schemat konstrukcyjny komory.

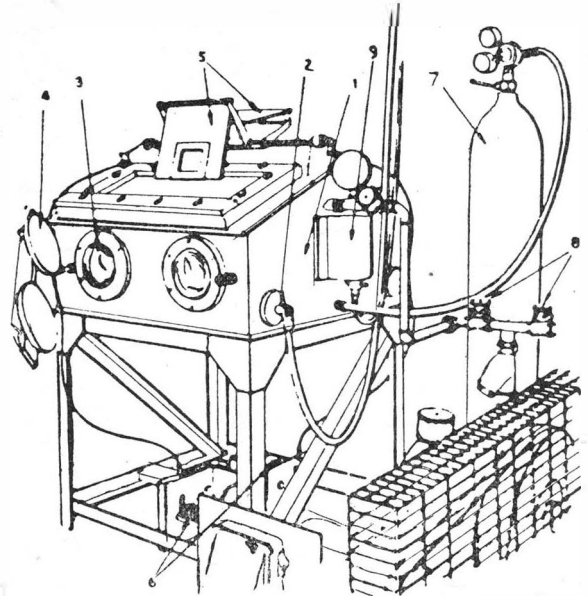
Obserwację przebiegu procesu i kierowanie spawaniem umożliwia okno na górnej płaszczyźnie komory. Szyba może być wykonana bądź z przezroczystej masy plastycznej o grubości około 19 mm, bądź też ze specjalnego szkła o tej samej grubości. W opisywanej komorze szczelność między szybą ze szkła organicznego a górną płytą zapewniona jest dzięki zastosowaniu uszczelki o przekroju kołowym ( $\varnothing$  4,8 mm), wykonanej z syntetycznego kauczuku. Uszczelka osadzona jest na specjalnym kleju wyciętym wokół krawędzi płyty, a szybę dociśnięto nakrętkami za pośrednictwem pierścienia.

Jedną ze ścian bocznych wykorzystana jest w charakterze drzwi, przez które załadunkuje się części przeznaczone do spawania. Drzwi załadunkowe uszczelnione są w podobny sposób jak szyba.

Przy spawaniu w komorze nie stosuje się takich palników jak przy normalnym spawaniu. W zupełności wystarcza tutaj niewielki zacisk elektrody z izolowaną rękojeścią. Elektrody dla ułatwienia wymiany mocowane są w zacisku za pomocą nakrętki motylkowej.

W przedniej ścianie komory wycięte są dwa okrągłe otwory, w które wstawione są normalne przemysłowe rękawice gumowe, sięgające spawaczowi do łokci. Końce rękawic przymocowane są za pośrednictwem specjalnych pierścieni zapewniających szczelność połączenia do ściany komory. Aby spawaczowi możliwie jak największą swobodę ruchu, dobrano najcieńsze rękawice, mimo iż te szybko się niszczą i często trzeba je wymieniać. Aby uniknąć pocenia się rąk w czasie spawania, do każdego palca doprowadzone są w rękawicach rurki gumowe, przez które wdmuchuje się powietrze. Ponieważ spawacz ma obie ręce uwieszone w rękawicach, ciemne szkło chroniące oczy przed promieniowaniem łuku w czasie spawania opuszczane jest za pomocą pedału nożnego.

W zakończeniu tej krótkiej informacji o komorach spawalniczych należy podkreślić, mimo iż wynika ona z opisu, ważność zapewnienia jak najwyższej szczelności komory. Dla zilustrowania tego faktu podano poniżej przykład, który właśnie miał miejsce w czasie pierwszych prób spawania w opisanych komorach. Pierwsze spoiny wykonane w nich były złe. Przypuszczano, że przyczyną tego jest powietrze, cały wysiłek skierowano więc na uszczelnienie okna, drzwi załadunkowych, rękawic, ale nie dało to oczekiwanych wyników. Dopiero próba wodna całej komory wykazała małe nieszczelności spoin. Dla jeszcze lepszego uwypuklenia konieczności zapewnienia maksymalnej szczelności komory należy dodać, że przed napełnieniem jej argonem wypompuje się z wnętrza powietrze za pomocą rotacyjnych pomp wysokopróżniowych. Komorę wypełnia się gazem ochronnym



TL 21/56-R10

Rys. 10. Schemat konstrukcji komory spawalniczej: 1) komora spawalnicza; 2) podłączenie przewodu prądowego; 3) rękawice gumowe; 4) pokrywki uszczelniające do zamykania otworów na ręce w czasie wypompuwania powietrza; 5) szkło ochronne; 6) pedał i przekładnia opuszczające szkło; 7) butla z argonem; 8) zawory; 9) oświetlenie komory

dopiero po osiągnięciu ciśnienia 2 mm słupa rtęci. Jest rzeczą oczywistą, że najmniejsze nawet nieszczelności uniemożliwiają uzyskanie tak wysokiej próżni.

#### Własności spawanych połączeń

Najlepszą ilustracją własności mechanicznych połączeń spawanych z czystego tytanu, czy też jego stopów, są konkretne wyniki podane w tabeli 1. Wyniki te uzyskano przy spawaniu ręcznym z użyciem gazu ochronnego wysokiej czystości (99,9‰). Spawano prądem stałym ujemnej biegunowości, przy użyciu torowanych elektrod wolframowych. Tabele opracowano na podstawie wyników prób przeprowadzonych w Stanach Zjednoczonych i w Anglii.

Tabela 1

Materiał próbki	Obróbka cieplna	$R_r$ ( $\text{kg/mm}^2$ )	$\alpha$ (%)	Miejsce złomu	Kąt nagięcia	Uwagi
Technicznie czysty tytan	—	60,6 60,7	17,0 18,5	poza spoiną	180° 120°	$\alpha$ (%) na długość 50 mm
Technicznie czysty tytan	—	60,5	22,5	—	180°	próbka nie spawana
Stop nr 1 Stop nr 1	bez obróbki 725° — 1 godz. chłodzenie na pow.	111 106	7,2* 10,7	poza spoiną na spoinie	0° 8°	spawano z użyciem spoiwa
Stop nr 1 Stop nr 1	bez obróbki 725° — 1 godz. chłodzenie na pow.	110 109	18,6 20,7	— —	30° 40°	spawano bez użycia spoiwa
Stop nr 2 Stop nr 2	bez obróbki 725° — 1 h. powietrze	102 98	3,6 5,7	na spoinie na spoinie	0° 0°	
Stop nr 3 Stop nr 3	bez obróbki 725° — 1 h. powietrze	106 103	2,1 3,6	na spoinie na spoinie	0° 0°	
Stop nr 4	bez obróbki	102	3,6	poza spoiną	10°	

\*) Wydłużenie wszystkich podanych stopów tytanu —  $\alpha$  na długości 35 mm

Tabela 2

Rodzaj stopu	Skład chemiczny w %								
	Ti	C	Mn	Si	Br	Fe	Al	W	N <sub>2</sub>
Stop nr 1	95,05	0,02	0	0,002	2,46	1,03	0,20	0,058	0,017
Stop nr 2	92,26	0,16	6,64	0,002	0,04	0,43	0,38	0,220	0,030
Stop nr 3	92,45	0,13	3,46	0	0,02	0,25	3,42	0,023	0,031
Stop nr 4	94,26	0,01	4,92	0	0,08	0,25	0,17	0,095	0,026

Tabela 2 podaje skład chemiczny podanych stopów, dla których przeprowadzono badania wytrzymałościowe.

Po tym ogólnym zapoznaniu się z tytanem i jego stopami oraz ich własnościami technologicznymi i mechanicznymi można stwierdzić, że jest on pierwszorzędnym materiałem

konstrukcyjnym, przewyższającym pod względem wytrzymałościowym wiele gatunków stali, przy ciężarze mniejszym o 40% od ciężaru stali. Poza wysokimi własnościami mechanicznymi i dobrą spawalnością tytan i jego stopy należą do materiałów łatwo skrawalnych. Jego jedyną dotychczas i bardzo poważną wadą jest wysoka cena.

#### Literatura

1. A. Ja Brodskij — Argono-dugowaja swarka wolframowym elektrodom, Moskwa 1956
2. Aircraft Production, No 11, 1956, str. 454—458

# LUDZIE I ZDARZENIA

Mgr inż. JAN TUSZYŃSKI

## Z przedwojennych dziejów „Techniki Lotniczej”

Zamieszczamy poniżej materiał będący przyczynkiem do historii lotnictwa polskiego, którego częścią stanowiło i stanowi czasopismo inżynierów i techników lotniczych — „Technika Lotnicza”.

W pierwszym zeszycie „Techniki Lotniczej” wydanym na początku bieżącego roku ukazał się wstępny artykuł redakcyjny pt.: „Dziesięciolecie powojennej pracy Redakcji”. Jest oczywiste i zrozumiałe, że główny nacisk położono w artykule na sprawy wynikające bezpośrednio z jego tytułu i należy pogratulować Redakcji, że potrafiła przełamać cały szereg omówionych w artykule trudności, gromadząc przy tym cenny dorobek pod postacią wydanych w powojennym dziesięcioleciu 48 zeszytów o zawsze aktualnej i pełnowartościowej treści.

Obok tego wypada wyrazić zadowolenie, że Redakcja podkreśliła w artykule ścisłą łączność między obecną „Techniką Lotniczą” a wychodzącym pod tym samym tytułem organem przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL).

Widomym symbolem tej łączności jest podany w nagłówku bieżącego rocznika rok XIII wydawania „Techniki” a nie XI, którego oczekiwali czytelnicy, nie znający historii przedwojennej prasy lotniczej. Jako redaktor ówczesnej „Techniki” pragnąłbym przypomnieć te okoliczności, z którymi łączy się tak dla mnie pamiętna praca w polskim lotnictwie. Patrząc na leżące przede mną dwa zeszyty „Techniki Lotniczej” z 1939 r. (to wszystko niestety, co mi pozostało) i widząc z napisu na okładce, że był to już „Rok VII” wydawania pisma. Prosty stąd wniosek, że opowiadanie moje powinno być rozpoczęte od 1933 r.

Moją pierwszą posadą była praca w Polskich Zakładach Skody (późniejsza Wytwórnia Silników Państwowych Zakładów Lotniczych). Ze względu na powiązania zagraniczne naszego przedwojennego przemysłu lotniczego najpotrzebniejszymi językami dla ówczesnego inżyniera i technika lotniczego były angielski (przede wszystkim) i niemiecki, dość słabo na szczęście rozpowszechnione (zwłaszcza angielski) wśród technicznych pracowników lotnictwa. Spieszę wyjaśnić, że słowa „na szczęście” zostały przeze mnie użyte z tego względu, iż wspomnianej okoliczności „Technika Lotnicza” głównie zawdzięcza swoje powstanie. Gdy zdałem sobie sprawę z istniejącego wśród moich kolegów zapotrzebowania na tłumaczenia artykułów zamieszczanych w technicznej prasie zagranicznej, przystąpiłem w końcu 1932 r. do rozprowadzania wśród nich tłumaczeń ciekawszych pozycji. Niemalą pomocą była dla mnie przy tym rada i zachęta mojego bezpośredniego przełożonego, inż. Zygmunta Lubińskiego, i — przede wszystkim — kol. inż. Włodzimierza Strzeszewskiego.

Trudno mi teraz powiedzieć, który z rzędu zbiór tłumaczeń otrzymał oprawę i przybrał szaty czasopisma, ma prawda nie drukowanego lecz odbijanego na powielacz.

Wiąże się z tym sprawa tytułu, którego ustalenie zbiegło się z wydaniem pierwszego oprawionego zeszytu. Tytuł ten brzmiał „Techniczne Nowości Lotnicze” i utrzymał się bez zmiany przez 5 lat, tzn. do końca 1937 r. Zgodnie ze słusznym niewątpliwie życzeniem Zarządu ZPIL wypadło wówczas zerwać z tradycją, przechodząc od początku 1938 r. na tytuł obecny. Dla uproszczenia sprawy będę pisał w dalszym ciągu o „Technice Lotniczej” nawet wówczas gdy będę miał na myśli pięcioletnie 1933—1937, w czasie którego redagowane przeze mnie czasopismo ukazywało się pod tytułem „Techniczne Nowości Lotnicze”.

Już po wydaniu kilku pierwszych zbiorów tłumaczeń zwrócił się do mnie kol. inż. Mirosław Teraszkiewicz, pracujący wówczas w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa (późniejszy Instytut Techniczny Lotnictwa), proponując rozszerzenie zakresu tłumaczeń na tematy płatowców. Wypada bowiem zaznaczyć, że moja początkowa działalność ograniczała się do zagadnień silnikowych. Współpraca moja z kol. Teraszkiewiczem trwała do 1935 r., a owocem jej było wydanie przynajmniej 20 powielanych zeszytów, na treść których składały się przede wszystkim tłumaczenia z prasy zagranicznej, choć już zaczynały pojawiać się coraz częściej artykuły oryginalne.

Wydaje mi się, że rozwój „Techniki Lotniczej” od wydawanych w kilkudziesięciu egzemplarzach kompletów tłumaczeń do organu ZPIL, ukazującego się przed samą wojną w nakładzie zbliżonym do 3000 egzemplarzy, należy zawdzięczać przede wszystkim kontaktom z ludźmi, którzy w kluczowych dla rozwoju pisma momentach chcieli i umieli udzielać mi potrzebnych rad i pomocy. Takie połączenie kluczowego momentu i kluczowego doradcy wystąpiło w końcu roku 1935, gdy przeprowadziłem rozmowę z nie żyjącym już dzisiaj (zginął w czasie okupacji) mgr Stefanem Heinrichem, prokurentem czasopisma „Przegląd Elektrotechniczny”, które cieszyło się przed wojną opinią jednego z najlepiej prowadzonych czasopism technicznych. Mimo że według mojej ówczesnej oceny brak było podstaw finansowych, organizacyjnych i innych dla zmiany szaty „Techniki” z powielanej na drukowaną, mgr Heinrich tak potrafił mnie zachęcić do tej zmiany, że postanowiłem zaryzykować, przechodząc od początku 1936 r. na wydawanie „Techniki” drukiem. Wydarzenie to ściągnięto na siebie uwagę naszych inżynierów lotniczych, których Związek nie miał wówczas swego organu i korzystał z ukazujących się raz na kwartał dodatków technicznych do „Przeglądu Lotniczego” będącego organem lotnictwa wojskowego. Na walnym zgromadzeniu członków ZPIL-u, odbytym w początku 1936 r.,

został uchwalony wniosek, uznający „Technikę” jako organ Związku.

Współpraca „Techniki Lotniczej” z ZPIL-em trwała od drugiego kwartału 1936 r. do wybuchu wojny, a więc ok. trzy i pół roku. Blższe szczegóły tej współpracy, podobnie jak i tyle innych szczegółów, związanych z historią „Techniki”, zatarły się już w mojej pamięci, ograniczę się więc do wyciszczenia najważniejszych momentów, które się z tą współpracą wiązały:

1. ZPIL wniósł „w posagu” wszystkich swoich członków jako stałych prenumeratorów „Techniki”, przy czym związane z tym należności były wpłacane wprost przez ZPIL do kasy „Techniki”.
2. ZPIL wpłacał „Technice” subwencję o wysokości uzależnionej od szeregu czynników, a w pierwszym rzędzie — od objętości wydawanych zeszytów.
3. Wyłoniony spośród wybitniejszych członków ZPIL Komitet czuwał nad poziomem „Techniki”, zbierając się w tym celu przynajmniej raz na kwartał. Udział w pracach Komitetu był honorowy.
4. Najważniejszym bodaj dla interesów i rozwoju „Techniki” był wreszcie ten fakt, że organ ZPIL-u mógł liczyć na znacznie większą powagę i prestiż, aniżeli czasopismo prywatne. Obok względów propagandowych okoliczność — miała wielkie znaczenie finansowe, wyrażające się stale rosnącej liczbie zgłoszeń.

Parę słów warto powiedzieć o ogłoszeniach, których otrzymanie było przed wojną warunkiem istnienia, a tym bardziej rozwoju każdego czasopisma. Z tym „prawem ekonomicznym” musiałem liczyć się niemal od pierwszej chwili wydawania „Techniki”, poświęcając ogłoszeniom znacznie większą ilość czasu, niż mógłby przypuszczać redaktor, znający jedynie wydawanie czasopism technicznych w warunkach powojennych. W okresie wydawania numerów powielanych ilość ogłoszeń była oczywiście bardzo niewielka, przy czym pochodziły one wyłącznie niemal od firm rozumiejących od pierwszej chwili znaczenie „Techniki” i udzielających jej w znacznym stopniu bezinteresownego poparcia. Wymienię tu Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych, Państwową Fabrykę Olejów Mineralnych „Polmin” (głównego dostawcę lotniczych materiałów pędnych). Państwowe Zakłady Lotnicze a nawet mniej związane z lotnictwem przedsiębiorstwo materiałów kreslarskich Szymańskiego i Cygańskiego (obecna „Skala” pod tym samym adresem na Wilczej) i firma Albina Zaborskiego przy ul. Wiodok, w której „Technika” była drukowana (a właściwie powielana) i broszurowana.

Jak już zaznaczono, możliwości w omawianej dziedzinie uległy znacznej poprawie z chwilą, gdy „Technika” stała się organem ZPIL. Umiał to wykorzystać zaangażowany w tym okresie akwizytor, trzeba jednak niestety powiedzieć, że pojawiła się wówczas na łamach „Techniki” pewna liczba firm, dających ogłoszenia „na odczepne” i świadczących swą obecnością, przede wszystkim o skuteczności działań akwizytora. Ten motyw dawania ogłoszeń tracił stopniowo na znaczeniu w miarę rozpowszechnienia się tezy „Techniki”, w myśl której ogłaszającym nie obiecywalimy co prawda wielkich korzyści bezpośrednich pod postacią natychmiast pojawiających się zamówień, ale za to podkreślaliśmy ich wpływ na rozwój czasopisma, spełniającego dzięki temu coraz lepiej swoje zadania w zakresie szkolenia fachowców lotniczych. Lepsi fachowcy — to rozwijający się przemysł a w ostatecznym efekcie — coraz lepsza koniunktura dla ogłaszających się firm.

Przeglądając współczesne zachodnie czasopisma techniczne, trudno nieraz oprzeć się wrażeniu, że ogłoszenia wypierają właściwą treść czasopisma, przy czym wyraża się to nie tylko w wielkiej liczbie stron, zajętej przez ogłoszenia, ale nawet w pojawianiu się ich na stronach, przeznaczonych normalnie na tekst. Tendencje takie można było również zauważyć w przedwojennych polskich czasopismach technicznych, a nawet w „Technice Lotniczej”. Położyliśmy im kres w 1939 r., wprowadzając wówczas zasadę, że na opatrzonych numeracją kolejną stronach tekstu nie są dopuszczalne nie tylko ogłoszenia, ale nawet wszelkiego rodzaju wezwania Redakcji do płacenia zaległości z tytułu prenumeraty czy też do podróżowania „Lotem”. Dzięki temu prenumeratorzy „Techniki Lotniczej” mogliby — gdyby takie było ich życzenie — oprawić pełen rocznik 1939, nie zawierający ani jednego ogłoszenia. Wiemy niestety dobrze, iż powody, które to uniemożliwiły, były od nas wszystkich niezależne.

Zmiana ta, podobnie jak i inne zmiany wprowadzone do „Techniki Lotniczej” począwszy od 1939 r., była zasługą nowego składu Redakcji, do którego wszedł w tym czasie inż. Stanisław Piątkowski, obejmując redakcję działu płatowcowego. Wprowadził on do pracy Redakcji ożywczy ferment, sprzyjający stałemu poszukiwaniu nowych tematów, form i kierunków rozwojowych. W ostatecznym wyniku przyczynił on się niemało do tego, że „Technika Lotnicza” zajmowała jedno z przodujących miejsc w przedwojennej polskiej prasie technicznej. Odejście inż. Piątkowskiego, który zginął w Anglii śmiercią lotnika, było wielką stratą dla polskiej techniki lotniczej — tym razem w najszerszym tych słów znaczeniu.

Jednym z osiągnięć inż. Piątkowskiego na stanowisku redaktora było zawarcie w początku 1939 r. umowy z Instytutem Aerodynamicznym, który przystąpił do ogłaszania w „Technice” oryginalnych prac swoich pracowników. Związane z tym koszty były pokrywane przez Instytut pod postacią zryczałtowanych sum, uzależnionych od objętości drukowanych materiałów.

„Technika Lotnicza” miała jedną wspólną cechę z licznymi przedsiębiorstwami, rozwijającymi się „od małego”, a mianowicie umiejętność osiągnięcia znacznych efektów przy udziale nielicznego i doskonale zgranego personelu. W skład jego wchodził: niżej podpisany pełniący obowiązki redaktora naczelnego, redaktora działu silnikowego i kierownika administracyjnego; redaktor działu płatowcowego, sekretarka Redakcji i urzędniczka administracji, p. Zofia Harasimowicz (z domu Kwiecińska); technik, prowadzący korektę i łamanie numerów, p. Erazm Wiśniewski; rysownik, p. Majchert; księgowy, p. Karol Biernacki; goniec, którego nazwiska nie pamiętam, i wreszcie wspomniany już akwizytor. Tylko dla dwóch spośród nich (nie licząc akwizytora) „Technika Lotnicza” była głównym i jedynym miejscem zatrudnienia. Byli to sekretarka i goniec, który spełniał m. in. w „Technice Lotniczej” całość czynności związanych z adresowaniem i ekspedycją numerów, i w ten sposób stanowił odpowiednik dzisiejszego potężnego „Ruchu”, załatwiającego te sprawy m. in. dla wszystkich czasopism technicznych.

Redaktorami działu płatowcowego byli kolejno inż. Mirosław Teraszkiewicz, inż. Eryk Kosko i inż. Stanisław Piątkowski. Pierwszy z nich rozszerzył (jak już zaznaczono) tematykę „Techniki” na zagadnienia płatowcowe, drugi postawił te zagadnienia na szczeblu, którego wymagała drukowana szata pisma i uznanie go za organ ZPIL, o zasługach trzeciego zaś była już mowa powyżej.

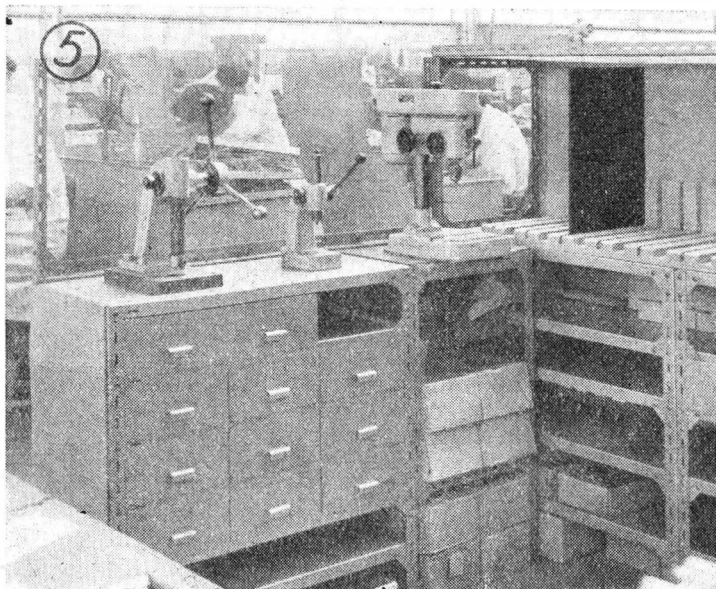
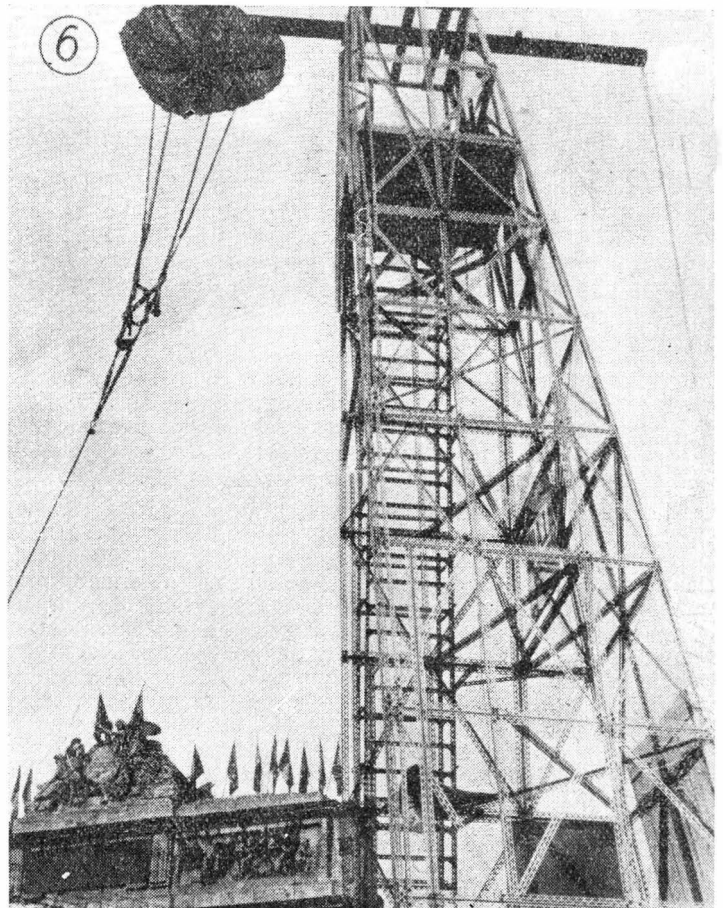
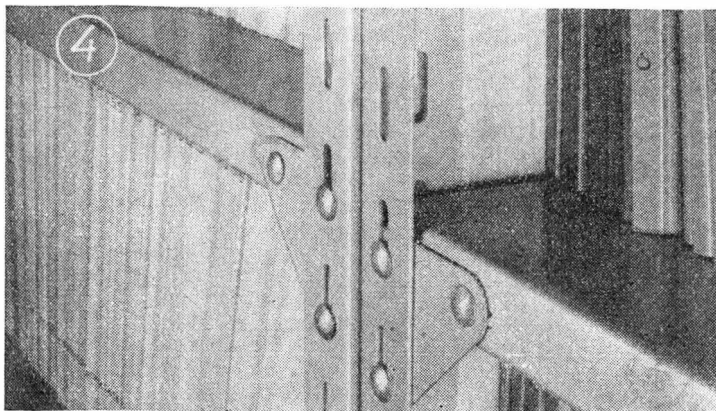
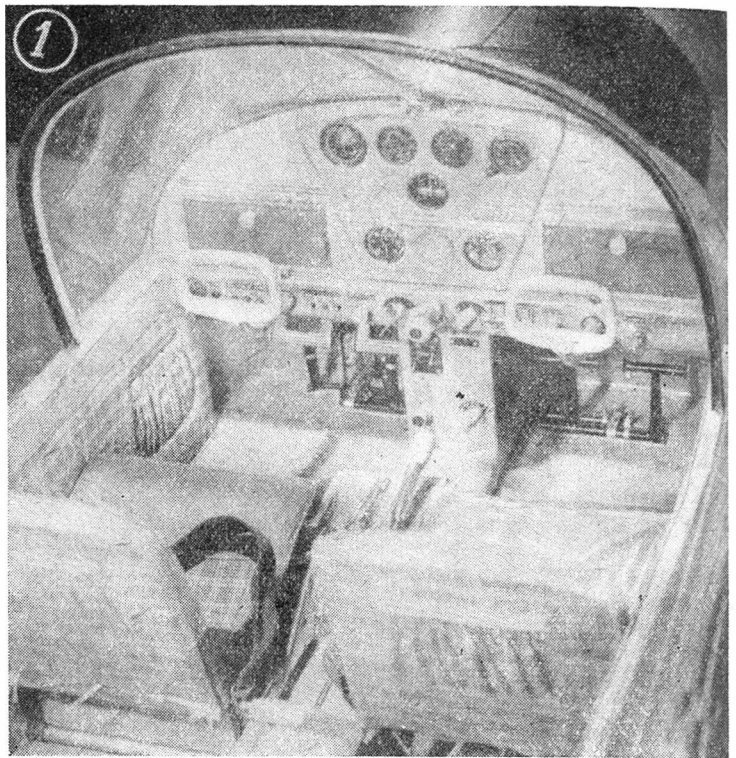
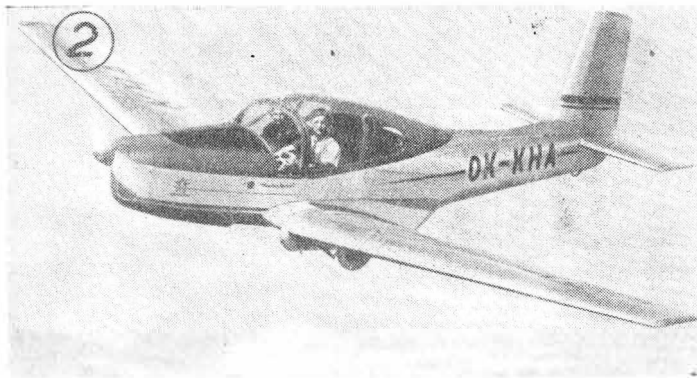
Brak roczników „Techniki Lotniczej” i luki w pamięci nie pozwalają mi niestety na pełne i dokładne podanie wyników przedwojennej działalności Redakcji. Do końca 1935 r. ukazały się 23 numery powielane, co świadczy o tym, że brak funduszy, tematów i inne trudności nie pozwalały w tym okresie na wydawanie „Techniki” w miesięcznych odstępach czasu. Po rozpoczęciu druku „Technika” nie opuściła ani jednego miesiąca, dzięki czemu ukazało się w latach 1936 do 1938 włącznie 36 zeszytów. W ostatnim roku ukazało się jedynie 8 zeszytów, a wydrukowany już całkowicie ostatni zeszyt nigdy nie opuścił drukarni, której dyrektorem i współwłaścicielem, p. Henryk Piekarniak, był moim cierpliwym i wdzięcznie dotychczas przeze mnie wspomnianym nauczycielem sztuki drukarskiej.

Przeciętna objętość zeszytów „Techniki” była odpowiednio 24, 28, 37 i 46 stron tekstu (lata od 1936 do 1939 włącznie). Stosunkowo szybki wzrost objętości w latach ostatnich należy m. in. zawdzięczać ukazaniu się dwóch zeszytów specjalnych, poświęconych Związkowi Polskich Inżynierów Lotniczych (październik 1938 r., 106 stron) i Polskim Liniom Lotniczym LOT (czerwiec 1939 r., 96 stron). Jak mnie obecnie zapewniano w Redakcji, roczniki przedwojennej „Techniki” spełniają rolę nie tylko dostojnego zabytku ale i źródła informacji, z których Redakcja chętnie jeszcze korzysta w swej bieżącej pracy.

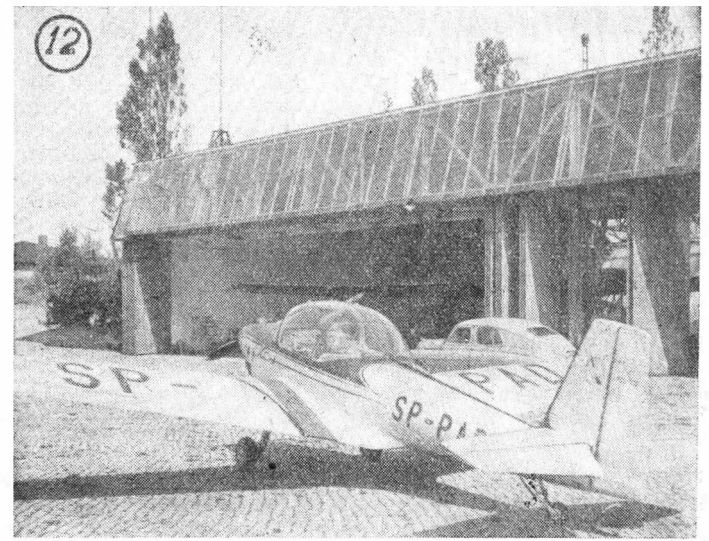
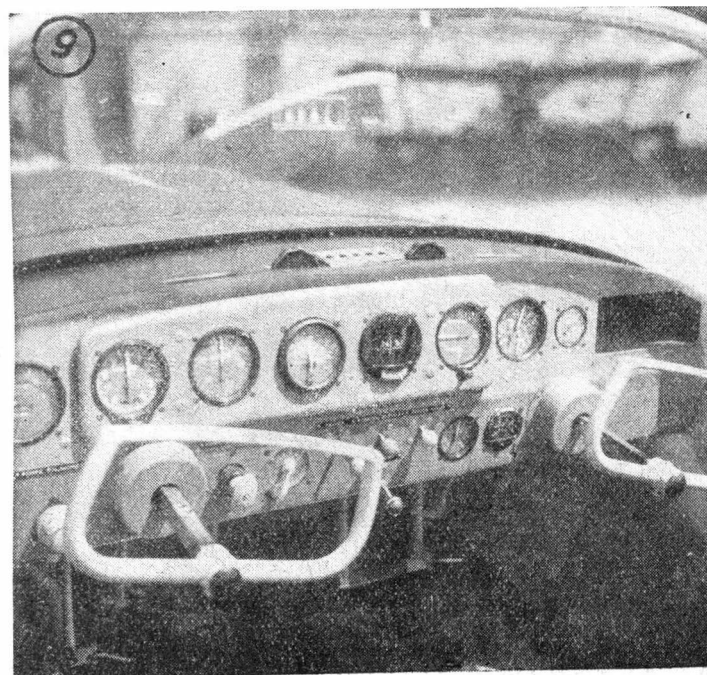
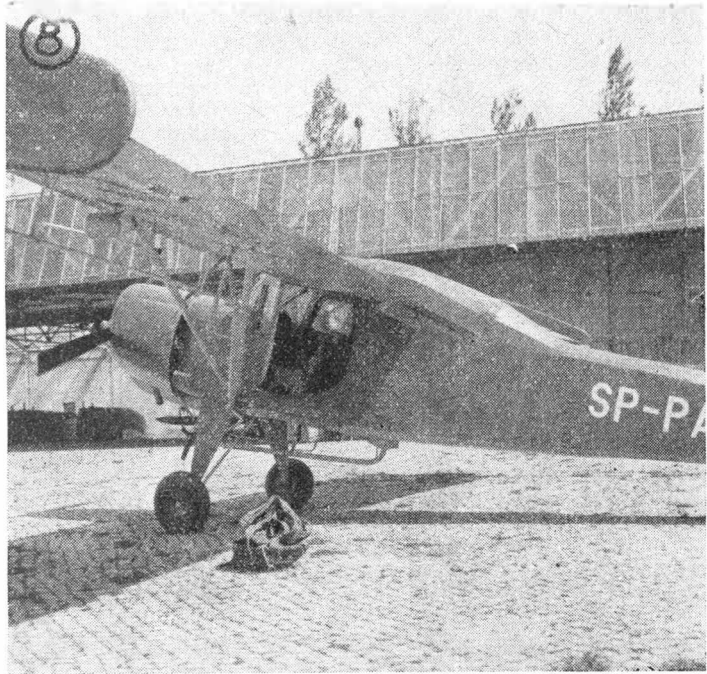
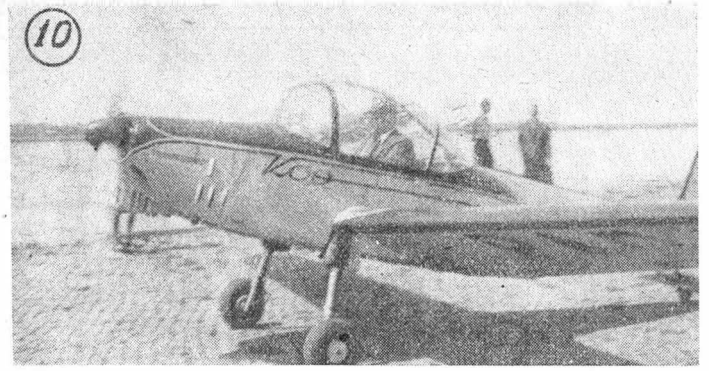
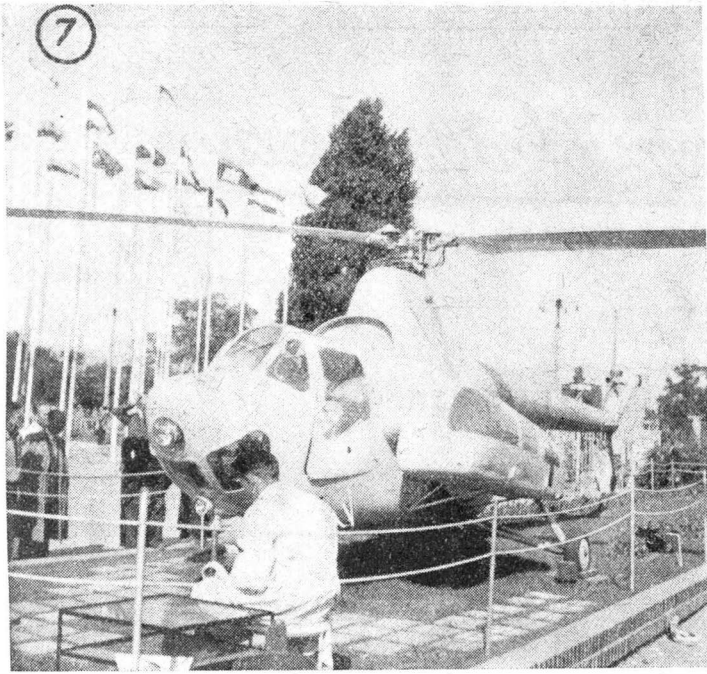
Raz jeszcze pragnę podkreślić, że w sprawozdaniu powyższym znajdują się niewątpliwie luki, a nawet być może drobne niescisłości, spowodowane niedoskonałością ludzkiej pamięci. W związku z tym pozwolę sobie skierować ażel pod adresem kolegów, mogących przyczynić się do powstania pełniejszego i bardziej wszechstronnego obrazu spraw, którym poświęciłem swoje wspomnienia. Rad będę, jeżeli otrzymane materiały dodatkowe i zapytania pozwolą mi raz jeszcze powrócić na łamach obecnej „Techniki” do spraw, którym poświęciłem przed wojną tyle czasu, wysiłków i serca oraz którym zawdzięczam tyle pięknych wspomnień.

# Reportaż fotograficzny z XXVII Międzynarodowych Targów Poznańskich

Zgodnie z zapowiedzią opublikowaną w zeszycie nr 3 „Techniki Lotniczej“ zamieszczamy kilkanaście fotografii, ilustrujących opisany przez nas pokaz lotniczy na XXVII Międzynarodowych Targach Poznańskich. Rysunki 1—3, które otrzymaliśmy od przedstawiciela czechosłowackiej firmy OMNIPOL inż. Skořdopole, przedstawiają samolot: Meta Sokol w locie i na ziemi oraz wnętrze kabiny. Rysunki 4—6, które otrzymaliśmy od przedstawiciela francuskiej firmy FIRAL z Paryża, przedstawiają sposób łączenia oraz możliwości zastosowania profili P.A.I. do zestawiania urządzeń warsztatowych i... wież spadochronowych. Rysunki 7—13 zostały wykonane przez mgr inż. S. Madeyskiego, współpracownika naszej Redakcji na Targach i na lotnisku w Ławicy. Przedstawiają one: rys. 7 — śmigłowiec SM-1 w wersji sanitarnej ustawiony przy głównym wejściu na teren targowy, rys. 8 — samolot PZL-101 z widocznymi urządzeniami do opryskiwania, rys. 9—13 — samolot PZL-102 „Kos“ w kilku pozycjach oraz wnętrze kabiny. S. M.









WITOLD PAWŁOWSKI

## Pasty do polerowania szkła organicznego

Szkło organiczne stanowi uplastyczniony albo nieuplastyczniony polimer estru metylowego kwasu metakrylowego. W handlu spotkać je można pod postacią przezroczystych lub matowych płyt (bezbarwnych lub zabarwionych) o różnych rozmiarach. Oprócz wytworów produkcji krajowej spotykamy się w przemyśle ze stosowaniem szkła radzieckiego, francuskiego, niemieckiego („plexiglas”) oraz angielskiego („perspex”).

Szkło organiczne otrzymuje się przez odlewanie w formach metalowych lub szklanych. Miękkie ono przy ogrzaniu do temperatury 108° — 120°C i w tym stanie daje się lekko formować; po ostudzeniu zachowuje dokładnie kształt formy.

W zetknięciu z rozpuszczalnikami (aceton, dwuchloroetan, stężony kwas octowy i in.) szkło organiczne ulega szybkiemu rozpuszczeniu; własność ta wykorzystywana jest do klejenia wyrobów. Natomiast nie ulega praktycznie działaniu wody czystej lub zawierającej sole, jak również benzyny, nafty, olejów roślinnych oraz słabych kwasów i zasad.

Cechą charakterystyczną szkła organicznego jest duża przepuszczalność światła widzialnego oraz odporność na działanie światła słonecznego; nie żółknie ono w miarę upływu czasu (w przeciwieństwie do celuloidu). Przepuszczalność promieni ultrafioletowych jest dobra; zapalność taka sama jak drewna czy grubego papieru. Obrabialność dobra; szkło organiczne daje się lekko ciąć, frezować, zginać, zwiąć, kleić i polerować.

Szkło organiczne jako nietłukące, stosowane jest powszechnie w przemyśle lotniczym, a poza tym do wyrobu soczewek drobnych przyrządów pomiarowych i galanterii.

Decydujący wpływ na wygląd zewnętrzny szkła organicznego wywierają warunki jego użytkowania, w toku którego na powierzchni pojawiają się zmatwienia, rysy, a nawet głębsze pęknięcia.

Zmatwienia są to zbiorowiska drobnitkich rysek układających się w siateczkę.

Rysy, których głębokość zazwyczaj nie jest wielka (od kilku setnych do jednej dziesiątej milimetra), powstają między innymi w wyniku niewłaściwego obchodzenia się z przedmiotami w toku ich użytkowania oraz oczyszczania. W większości przypadków można je usunąć przez polerowanie powierzchni.

Pęknięcia natomiast wdrążają się w głąb materiału, są wąskie i krótkie — długość ich nie przekracza zazwyczaj kilku milimetrów. Pęknięcia tworzą na powierzchni mozaikę o średnicy oczek od ułamka milimetra do kilku milimetrów, albo też układ krótkich, kilkumilimetrowych rys. Pęknięcia pogłębiają się z biegiem czasu, sięgając do pół milimetra w głąb materiału lub czasem więcej. Są one bardzo wyraźnie widoczne przy skośnym ustawieniu szyby względem obserwatora.

Czas użytkowania szyby ze szkła organicznego można znakomicie przedłużyć zachowując odpowiednią ostrożność przy usuwaniu brudu i kurzu oraz dobierając właściwy skład cieczy, którymi szyby są zwilżane zarówno podczas mycia, jak i podczas odladzania.

Należy zatem:

- 1) unikać usuwania brudu i kurzu z powierzchni za pomocą nieodpowiednich środków i w nieodpowiedni sposób,
- 2) nie używać do zmywania i odladzania cieczy nie zbadanych lub niedobrych do materiału szyby,
- 3) nie szlifować i nie polerować przedmiotów za pomocą nie zbadanych proszków lub past.

Zarówno podczas produkcji elementów ze szkła organicznego, jak również w toku transportu oraz użytkowania sprzętu, w skład którego wchodzi, ulegają one zabrudzeniu i porysowaniu. Szybę zabrudzoną i porysowaną należy

najpierw starannie umyć w takich warunkach, aby na oczyszczonej powierzchni nie osiadł kurz i pył z powietrza. Jeżeli na powierzchni znajdują się drobne rysy lub zmatwienia, wówczas szybę po użyciu należy wypolerować, używając do tego celu odpowiednich past polerowniczych o konsystencji ciekłej, półstałej lub stałej.

Pastę nakłada się na specjalnie miękki filc lub flanelę i poleruje się szybę ruchem okrężnym, przyciskając do niej lekko rękę. Po ukończeniu polerowania szybę należy umyć i wytrzeć do sucha czystym kawałkiem odpowiedniego materiału.

Głębsze i w większych ilościach zgrupowane rysy usuwa się za pomocą szlifowania i polerowania. Szlifowanie (lub inaczej polerowanie wstępne) usuwa rysy, których głębokość wynosi od 0,01 do ok. 0,1 mm. Nierówności powierzchni po wyszlifowaniu wynoszą ok. 0,01 mm. Polerowanie usuwa rysy i nierówności mniejsze niż 0,01 mm. Głębokość pozostałych po polerowaniu nierówności wynosi ułamek mikrona.

Usuwanie głębokich pęknięć wymaga znacznego nakładu pracy\*).

Obróbkę powierzchni (szlifowanie i polerowanie) przeprowadza się stosując najpierw pasty zawierające ścierniwo gruboziarniste, a następnie inne, zawierające materiały miękkie.

Ponieważ na rynku krajowym znajdowały się tylko pasty importowane (WIAM-2, Plexipol-100, GOI i inne), narzucała się konieczność opracowania receptury własnej z łatwo dostępnymi w kraju surowcami. Zagadnienie to podjął Instytut Lotnictwa. Punktem wyjściowym pracy, mającej na celu uzyskanie krajowych produktów polerowniczych o konsystencji ciekłej, półstałej i stałej, było zgromadzenie osiągalnych na rynku krajowym surowców ściernych oraz materiałów wiążących ścierniwo.

Surowce przeznaczone do produkcji past poddawane były odpowiedniej przeróbce, a następnie dokładnej analizie poszczególnych frakcji.

Wyniki niektórych badań umieszczono w tabeli 1.

Na podstawie pełnej analizy wyników badań, stwierdzono, że efekt polerowania zależy w sposób decydujący od kształtu ziarna. Ziarno o kształcie kulistym poruszać się będzie po powierzchni inaczej niż ziarno o jakimkolwiek innym kształcie. Stwierdzono, że ziarna tlenku cynowego mają kształt stosunkowo najbardziej zbliżony do kulistego. Na tym ścierniwie oparto też opracowywanie receptur na pasty polerskie „IL-c”: — ciekłą, półstałą i stałą. Pasta ciekła najczęściej jest używana do polerowania, dlatego też opracowaną technologię na ten produkt przekazano do Zakładów Chemicznych „Halogen” w celu uruchomienia produkcji.

Szczegółowe dane dotyczące receptury na wszystkie rodzaje past, technologię ich sporządzenia z uwzględnieniem materiałów wiążących ścierniwo oraz metody badania z podaniem pomiaru stopnia ścieralności na specjalnie w tym celu skonstruowanym przyrządzie „WP” zawiera sprawozdanie Instytutu Lotnictwa (nr bibl. 20724).

Po opracowaniu past „IL-c” ciekłej, półstałej i stałej w skali laboratoryjnej, przeprowadzono porównawczą analizę z niektórymi pastami importowanymi. Porównując właściwości past „IL-c” do polerowania szkła organicznego które zostały opracowane w oparciu o materiały dostępne w kraju, z pastami importowanymi należy stwierdzić, że produkty krajowe jakościowo nie ustępują zagranicznym. Wyniki podano w tabeli 2.

\*) Szczegółowe dane dotyczące techniki usuwania rys i zmatwień z szyb wykonanych z żywicy metakrylowych zamieściliśmy w zeszytach nr 5 z 1953 r. „Techniki Lotniczej”.

Tabela 1  
Wyniki badań materiałów polerowniczych

Lp	Materiały polerownicze		Wyniki analizy spektralnej		Wielkość ziarna w $\mu$		Charakterystyka otrzymanych rentgenogramów	Wyniki polerowania
			główne składniki	zanieczyszczenia i ślady	I seria pomiarów	II seria pomiarów		
1	2		3	4	5	6	7	8
1	Czerwień angielska (inaczej róż polerowniczy, paryski lub angielski)		żelazo-Fe	Krzem-Si glin-Al miedź-Cu	2,3 2,9 1,7 4,0 2,3	6,1 0,5 1,6 2,4 2,3	Rentgenogram wykazuje obecność $Fe_2O_3$ , brak $Fe_3O_4$ i $FeO$ . Rentgenogram wykonano na promieniowaniu Fe bez filtru.	Pozostawia rysy na powierzchni nie porysowanej; polerowanie próbką szlamowaną rys tych nie zdejmuje
2	Glinokrzemian amerykański		glin-Al krzem-Si	miedź-Cu Magnez-Mg ołów-Pb żelazo-Fe	0,8 0,9 0,8 0,9 0,9	0,8 0,7 0,9 0,9 1,1	Rentgenogram bardzo podobny do rentgenogramu glinokrzemianu S	Zdejmuje rysy z powierzchni porysowanej; powierzchnia nie porysowanej nie rysuje
3	Ziemie Fullera	próbka nie szlamowana	krzem-Si żelazo-Fe	magnez-Mg glin-Al	1,8 1,0 0,5 0,3 0,2	1,0 5,5 2,0 5,1 0,2	Stwierdzono obecność związku $Al_2O_3 \cdot 2SiO_2 \cdot H_2O$	Rysuje nie porysowaną powierzchnię
		próbka szlamowana	krzem-Si żelazo-Fe	magnez-Mg glin-Al	0,3 0,6 0,6 0,9 0,8	2,4 0,8 0,5 0,3 0,6	Stwierdzono obecność związku $Al_2O_3 \cdot 2SiO_2 \cdot H_2O$	Nie rysuje nie porysowanej powierzchni; nie zdejmuje rys z porysowanej powierzchni
4	Glinokrzemian S (szlamowany) (składnik past „IL-c’')		glin-Al krzem-Si magnez-Mg	żelazo-Fe mangan-Mn cynk-Zn	0,9 1,7 2,9 1,6 2,0	2,3 2,7 0,3 2,7 1,9	Rentgenogram bardzo zbliżony do glinokrzemianu amerykańskiego i glinokrzemianu „M-CH’'	Zaciera drobne rysy ze średnim efektem i nie nanosi rys na powierzchnię nie porysowaną
5	Glinokrzemian „M-CH’' (szlamowany)		glin-Al krzem-Si	magnez-Mg wapń-Ca	1,3 1,9 1,7 0,5 2,4	0,9 3,4 3,0 20,0 0,9	Rentgenogram bardzo zbliżony do rentgenogramów glinokrzemianu amerykańskiego i glinokrzemianu S	Zaciera drobne rysy na powierzchni porysowanej i nanosi krótkie nowe rysy na powierzchnię czystą
6	Tlenek glinu angielski	próbka nie szlamowana	glin-Al	krzem-Si magnez-Mg żelazo-Fe	6,9 6,0 5,8 6,5 7,3	6,3 6,1 6,6 4,9 8,0	Stwierdzono obecność $Al_2O_3$ (korund) Zdjęcia wykonano na promieniowaniu Fe bez filtru	Rysuje powierzchnię nie porysowaną
		próbka szlamowana			4,3 5,1 3,8 6,2 3,0	3,5 2,7 4,1 6,3 3,2		
7	Tlenek glinu syntetyczny		glin-Al sód-Na	krzem-Si wapń-Ca żelazo-Fe	6,9 8,9 7,8 9,6 8,0	8,8 9,6 6,0 6,0 9,4	Stwierdzono obecność $Al_2O_3$ (korund)	Rysuje powierzchnię nie porysowaną
8	Tlenek glinu dyspergowany		glin-Al	sód-Na krzem-Si magnez-Mg stront-Sr miedź-Cu wapń-Ca żelazo-Fe gal-Ga	3,7 4,0 8,1 7,3 6,0	5,9 7,2 4,8 6,9 5,1	Stwierdzono obecność $Al_2O_3$ (korund)	Rysuje powierzchnię nie porysowaną
9	Tlenek cynowy (składnik past „IL-c’')		cyna-Sn	krzem-Si ołów-Pb	1,3 1,5 1,3 1,2 1,5	1,5 1,4 1,6 1,4 1,3	Stwierdzono obecność $SnO_2$ o budowie tetragonalnej. Rentgenogram wykonano na promieniowaniu Fe (bez filtru)	Usuwa rysy z efektem bardzo dobrym. Powierzchnia nie porysowanej nie rysuje
10	Tlenek chromu (otrzymany z $K_2Cr_2O_7$ i $H_3BO_4$ )		chrom-Cr	żelazo-Fe miedź-Cu	Fracja 600°C		Po wyprażeniu w temperaturach 600°, 700° i 900°C otrzymano identyczne rentgenogramy. Stwierdzono obecność $Cr_2O_3$	
					1,0	1,8		
					1,2	0,9		
					0,8	0,8		
					0,6	0,7		
					0,7	1,6		
Fracja 700°C		1,1	0,8					
Fracja 900°C		1,9	2,0					
		2,3	1,0					
		3,6	2,6					
		2,7	1,7					
		2,4	4,7					

Tabela 1 (dokończenie)

1	2	3	4	5	6	7	8
11	Dwutlenek krzemu (uzyskany ze związków krzemooorganicznych)	krzem-Si	magnez-Mg sód-Na	—	—	Zdjęcia wykonane na różnych promieniowaniach, nie wykazują żadnych śladów linii	Wykazuje dobre właściwości polernicze przy delikatnym polerowaniu materiałów miękkich
12	Ścierniwo otrzymane z pasty wzorcowej płynnej (radzieckiej)	żelazo-Fe krzem-Si glin-Al	magnez-Mg wanad-V chrom-Cr mangan-Mn	1,5 1,8 1,2 2,0 1,7	2,1 0,8 1,9 2,3 2,5	Rentgenogram bardzo podobny do rentg. ziemi Fullera. Stwierdzono obecność $Al_2O_3 \cdot 2SiO_2 \cdot H_2O$	Usuwa rysy z powierzchni porysowanej, nowych nie nanosi

Tabela 2

Zestawienie własności past do polerowania szkła organicznego

Własności fizyczno-mechaniczne	Wymagania wg warunków technicznych 312 CMTU	Niemiecka pasta półstała „Plexipol-100“	Czeskie pasty stałe		Radziecka pasta WIAM-2	P a s t y IL-C		
			„a“	„b“		ciekła	półstała	stała
1	2	3	4	5	6	7	8	9
odczyn	obojętny	obojętny	obojętny	obojętny	obojętny	obojętny	obojętny	obojętny
Zawartość popiołu w %	nie mniej niż 8,0%	12,2	42,7	47,6	10,0	12	44	70
Rozwarstwianie się pasty z wydzieleniem cieczy po upływie 60 min. stania	nie więcej niż 3,0 cm	—	—	—	1,5	1	—	—
Czas potrzebny do zmieszania ze sobą wydzielonych faz	nie więcej niż 5 sek.	—	—	—	3	3	—	—
Lepkość $\sigma_{E_{20}}$	nie mniej niż 1,5	—	—	—	2,1	3,4	—	—
Wynik próby polerowania	brak rys z wyjątkiem włóskowatych rozmieszczonych nieregularnie	rysuje	rysuje	rysuje	poleruje	poleruje	poleruje	poleruje
Zdolność ściernia pasty mierzona na przyrządzie „WP“, $mg/cm^2$	nie mniej niż 1,5 $mg/cm^2$	6,2	14,3	10,	1,9	2,4	3,1	3,8
Temperatura kroplenia, °C.	—	—	44	43	—	—	—	48
Wielkość ziarna (mikrony)	—	2,9	1,5 — 10	1,5 — 8,5	do 1,7	do 2,9	do 2,9	do 2,9



## SKRZYŃKA TECHNICZNA

W związku z zamieszczoną w zeszycie nr 1 z 1958 r. „Techniki Lotniczej” wzmianką recenzyjną o zeszycie nr 3 Prac Instytutu Lotnictwa otrzymaliśmy od mgr inż. Haliny Wyżanowicz, redaktora Prac ILOT, list, który drukujemy poniżej w całości:

„Szanowny Panie Redaktorze

W związku ze wzmianką poświęconą Pracom Instytutu Lotnictwa (nr 3) w Technice Lotniczej (styczeń—luty 1958) pragnę wyjaśnić, że wprawdzie cykl wydawniczy zeszytu poświęconego zagadnieniom lakierniczym był bardzo długi (około 11 miesięcy), ale nie obejmował okresu aż trzech lat, jak to może czytelnikom, nie wtajemniczonym w bliższe okoliczności jego ukazania się w druku, zasugerować zestawienie we wzmiance dwóch dat: ukończenia przez autora najwcześniejszej z objętych zeszytem nr 3 prac (r. 1954) i ukazania się zeszytu nr 3 (r. 1957).

Mimo przyjętego zwyczaju, który każe umieszczać pod publikacją datę wpływu do redakcji, w zeszycie nr 3 (jak zresztą i we wszystkich następnych) umieszczono celowo datę ukończenia pracy przez autora, gwoździł podkreślenia, że publikowane dopiero w 1957 roku wyniki były przez niego uzyskane już dużo wcześniej. Daty ukończenia prac, stanowiących zawartość nru 3, nie pokrywają się w żadnym razie ze złożeniem ich w redakcji Prac ILOT, które, jak wiadomo, zaczęły z szeregu względów pretendować do miana periodyku dopiero w roku bieżącym.

Drugim punktem, który chciałabym podkreślić, jest fakt, że nr 3 Prac Instytutu Lotnictwa, który wyszedł w drugiej połowie 1957 (a według Techniki Lotniczej — w jego końcu), nie był odosobnionym okazem, z którego można wyciągnąć wnioski — w końcu ubiegłego roku ukazał się bowiem jeszcze nr 4, w którym publikowane prace nie były takimi zabawkami przeszłości (najwcześniejszą ukończył autor w maju 1956, a najświeższą — w styczniu 1957).

Cykl produkcyjny zarówno nru 4, jak i nru 5 (który ukazał się z początkiem roku bieżącego) był już nieco krótszy (8—9 miesięcy). Dalekie to od „lotniczego tempa”; wydaje się

jednak, że wiele z trudności, które musiały zostać przezwyciężone, aby wzmiankowane numery Prac Instytutu Lotnictwa ujrzały w ogóle światło dzienne, znane są częściowo przynajmniej zespołowi redakcyjnemu Techniki Lotniczej.

Byłabym bardzo wdzięczna, gdyby dla tych kilku słów wyjaśnienia znalazło się miejsce na łamach tak poczyt i ogólnie cenionego pisma.

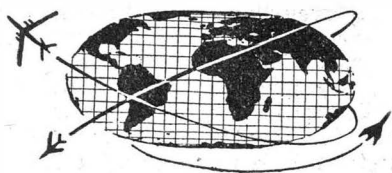
(—) Mgr inż. Halina Wyżanowicz  
Redaktor Prac Instytutu Lotnictwa”

W zamieszczonym liście poruszono również sprawę zeszytów nr 4 i 5 Prac ILOT, przy czym naszej Korespondentce nie były znane teksty recenzji, które ukazały się w zeszycie nr 3/1958 „Techniki Lotniczej”. Odpowiadamy łącznie.

Rzecz oczywista, że cykl produkcyjny wydawniczy obejmuje jedynie okres od daty wypłynięcia materiału do Redakcji aż do momentu opuszczenia gotowego egzemplarza wydrukowanego. I naturalnie tylko od doskonałości pierwotnego opracowania autorskiego pracy może zależeć skrócenie okresu przygotowania redakcyjnego; część bowiem produkcyjna — drukowanie — ma bardzo twarde prawa i, praktycznie biorąc, żadna redakcja nie ma wpływu na jej skrócenie. Wiemy to z własnego doświadczenia „Techniki Lotniczej”.

Wielokrotnie poszczególni członkowie zespołu redakcyjnego „Techniki Lotniczej” występowali na różnych zebraniach i zgromadzeniach w sprawie publikacji prac dokonywanych w ILOT, i to nie tylko o przyspieszenie ich ukazywania się, lecz o publikowanie w ogóle. Szereg prac oryginalnych zalega archiwum Instytutu, pomimo że nic nie stoi na przeszkodzie, aby ujrzały one światło dzienne. Wydaje się nam, że wzorem innych instytutów naukowo-badawczych także i ILOT powinien mieć ambicję ukazania swego dorobku. Należy wydobyc prace ukończone, istniejące w ILOT, dokonać ich weryfikacji pod kątem przydatności nie tylko w lotnictwie i wypuścić w świat, aby służyły naszemu przemysłowi. Takie „upłynnienie rezerwantów” może być bardzo pożyteczne.

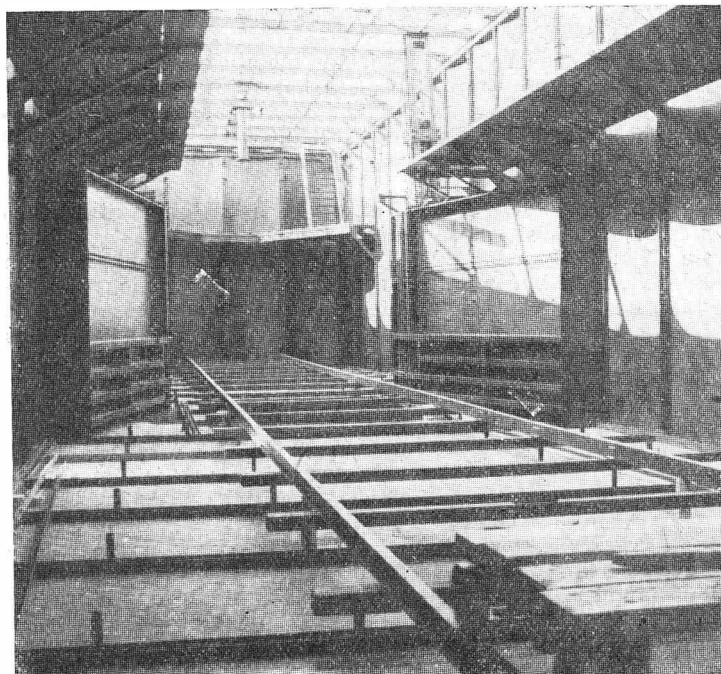
S. M.



# NOWOŚCI TECHNICZNE

## Próby zmęczeniowe w zbiorniku wodnym

Francuski komunikacyjny samolot odrzutowy „Caravelle” jest poddawany bardzo rozległym badaniom przed przekazaniem go do użytkowania w liniach lotniczych. Próby te są przeprowadzane przez państwowe laboratorium badawcze będące na usługach francuskiego przemysłu lotniczego E.A.T. (Etablissement Aeronautique de Toulouse). Do prób przeznaczono dwa prototypy, specjalnie wykonane przez wytwórnię Sud-Aviation. Jeden jest przewidziany do badań zmęczeniowych, dokonywanych w zbiorniku wodnym. Zbiornik taki, o pojemności 1500 ton wody, został zaprojektowany i wykonany przez E.A.T. Próby zmęczeniowe\*) mają reprezentować 30 000 godzin lotu samolotu, uwzględniając obciążenia, jakie zachodzą podczas lotu od momentu startu do lądowania. Woda wpompowana do wnętrza kadłuba będzie miała większe ciśnienie niż zewnątrz w celu uzyskania takiej różnicy ciśnień, jaka zachodzi w locie na dużej wysokości przy utrzymywaniu przewidzianych warunków w kabine ciśnieniowej, w jaką jest zaopatrzona „Caravelle”. Skrzydła przechodzą przez specjalne przepusty w bocznych ścianach zbiornika wodnego, gdyż nie są one wystawione na działą-



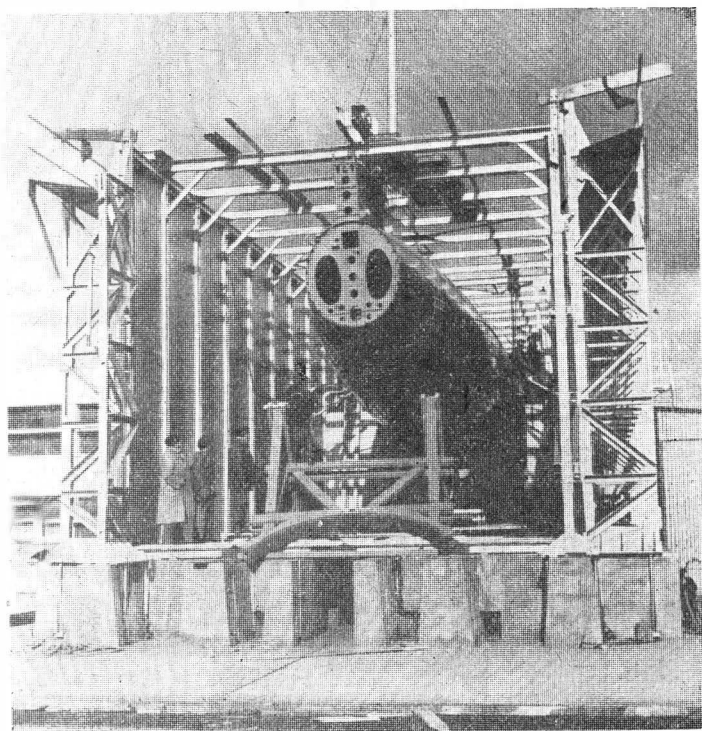
Rys. 2. Widok wnętrza zbiornika wodnego wykonanego przez E.A.T. w którym zostanie umieszczony kadłub samolotu „Caravelle”

nie różnicy ciśnień powietrza w locie. Natomiast obciążenia są naśladowane za pośrednictwem układu wciągników, wywierających obciążenia na skrzydła, usterzenie i podwozie imitujące warunki lotu. Rodzaj obciążeń, ich wielkość i częstotliwość zostały ustalone w wyniku analizy statystycznej występowania podmuchów, zmian wysokości, lądowań itd. Przebieg obciążeń jest sterowany urządzeniem elektronicznym, działającym całkowicie samoczynnie tak, że próby mogą się odbywać w nocy. Obciążenia odpowiadające 1000 godzin lotu mogą być zrealizowane w ciągu 16 godzin pracy urządzenia. Zachowanie konstrukcji może być obserwowane przez nurków w nocy, w dzień zbiornik będzie opróżniany, co umożliwi dokładne oględziny samolotu. Po zrealizowaniu 30 000 godzin lotu próba będzie kontynuowana aż do zniszczenia konstrukcji.

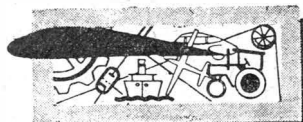
Powyższe dane uzyskaliśmy dzięki uprzejmości Linii Lotniczych SAS (Scandinavian Airlines System), które dostarczyły również fotografii ilustrujących naszą wzmiankę.

R. L.

\* Patrz art. J. Sandauera „Zagadnienia zmęczeniowe w konstrukcji samolotów komunikacyjnych”. Techn. Lotn. nr 2-1956, str. 37.



Rys. 1. Kadłub „Caravelle” umieszczony w zbiorniku wodnym w czasie montażu



## PRZEGLĄDAMY USPRAWNINIENIA

### Ulepszony sposób modyfikacji stopów Al-Si

(Kl. 40 b; nr OU-576; Z. nr 22) Józef Osiecki

Jedną z metod polepszenia właściwości wytrzymałościowych stopów Al-Si (siluminów) jest tzw. modyfikacja, polegająca na wprowadzaniu do stopionego metalu nieznacznych ilości sodu metalicznego.

Proces modyfikacji ogólnie biorąc polega na reakcji:  $3NaF + Al = AlF_3 + 3Na$  oraz dyfuzji wytworzonego sodu do metalu. O wyniku zatem modyfikacji decyduje zarówno szybkość reakcji jak i szybkość dyfuzji sodu do metalu.

Projektowany sposób modyfikacji wykorzystuje w znacznie wyższym stopniu wymienione dwa parametry niż dotychczasowe metody.

Przebieg procesu modyfikacji:

Stop (silumin) przeznaczony do modyfikacji stapia się w piecu i podgrzewa do temperatury wyższej o 20–40°C od temperatury zalewania formy. W tyglu (grafitowym lub elektrotyglu), z którego zalewana ma być forma, umieszcza się na dnie sól modyfikacyjną i podgrzewa tygiel do temperatury 705–760°C, w której mieszanina soli pozostaje w stanie stopionym.

Na roztopioną sól zlewa się metal i odczeka się od 2 do 4 minut, po czym usuwa się powstały żużel razem z resztkami soli modyfikacyjnej.

Po oczyszczeniu metalu sprawdza się jego temperaturę i zależnie od wyniku przystępuje się do zalewania formy lub obniża się temperaturę metalu do żądanej temperatury zalewania. Temperaturę należy tak regulować, aby po zlanu metalu na roztopione sole była ona wyższa o  $10^{\circ}\text{C}$  od temperatury zalewania formy. W przypadku gdy temperatura metalu jest znacznie wyższa od temperatury lania, metal należy ostudzić przez wprowadzenie do niego prętów stalowych. Studzenie to jest ważne ze względu na zanikanie z czasem efektu modyfikacji.

Pręty przeznaczone do studzenia metalu powinny być opaskowane, pomalowane farbą (jaką stosuje się do malowania narzędzi wytopowych w odlewni aluminium), następnie wysuszone i podgrzane do temperatury  $110^{\circ}\text{C}$ . Zalewanie formy powinno nastąpić po 2—5 minutach od chwili usunięcia resztek soli modyfikacyjnej.

Sole modyfikacyjne powinny mieć niską temperaturę topnienia. Poleca się stosować mieszaninę soli o następującym składzie:  $\text{NaF} - 26\%$ ,  $\text{NaCl} - 54\%$ ,  $\text{KCl} - 20\%$ , przy czym sole powinny być wysuszone, zmielone i następnie, po przesianiu przez sito nr 40, wymieszane w podanym stosunku.

Przy powyższym sposobie modyfikacji należy stosować 1,0—1,5% soli w stosunku do ilości metalu.

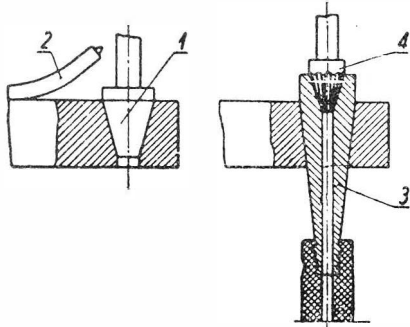
### Chłodzenie elektrody w elektrycznej zgrzewarce punktowej

(Kl. 21 h; nr 0-2699; Z. nr 22) Zenon Gwiszcz

W elektrycznych zgrzewarkach punktowych istnieją trudności z chłodzeniem elektrody.

Na rysunku z lewej strony przedstawiono schematycznie ramię zgrzewarki punktowej, w którym osadzona jest elektroda 1 z końcówką o średnicy 4—4,5 mm. Miejscem skutecznym do spawania jest końcówka elektrody, która się szybko zużywała z powodu zbyt słabego chłodzenia i z chwilą nadmiernego nagrzania często krzywiła się, a nawet ulegała pęknięciu pod ciężarem ramienia górnego.

Elektroda 1 nagrzewała się w czasie pracy nadmiernie, ponieważ strumień wody chłodzącej, wypływający z przewodu 2 w jednym miejscu, nie otaczał elektrody 1 ze wszystkich stron.



W myśl usprawnienia — jak uwidoczniono na rysunku z prawej strony — ulepszono chłodzenie przez zmianę konstrukcji elektrody zgrzewarki stosując tuleję 3 z gniazdem stożkowym, w którym osadzono elektrodę 4 o podstawie stożkowej, zaopatrzonej na obwodzie w kanały, przez które wypływa woda chłodząca, doprowadzana do tulei 3.

W ten sposób osadzona elektroda jest chłodzona dostatecznie i pracuje bez zarzutu.

### Przyrząd elektromagnetyczny do podnoszenia przedmiotów cynkowanych z dna wanien do trawienia i galwanizowania

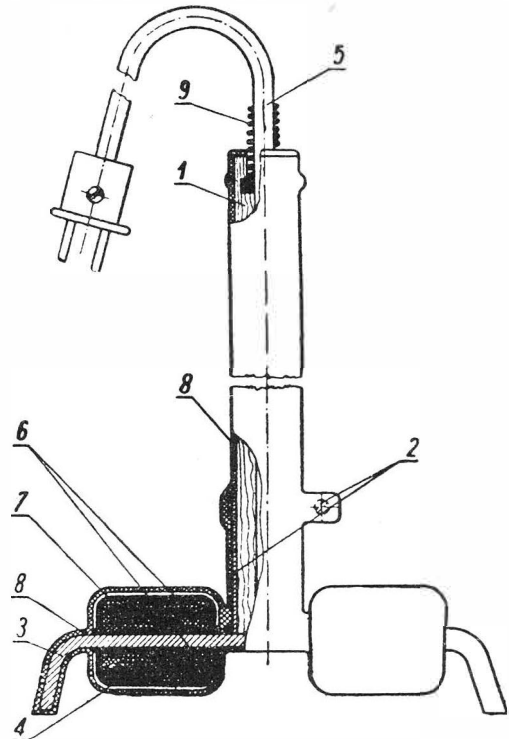
(Kl. 48 a; nr 0-2722; Z. nr 22) Marian Gruszczyński

Podczas trawienia przedmiotów przed i po cynkowaniu oraz podczas samego procesu elektrolitycznego cynkowania, pewna liczba przedmiotów spada z wieszaków na dno wanien.

Wyjmowanie tych przedmiotów z wanien napotykało na trudności ze względu na trująco-gryzące własności kąpieli, dużą głębokość kąpieli i brak widoczności, co w konsekwencji prowadziło do pozostawiania przez dłuższy okres czasu w kąpieli przedmiotów, które spadły na dno wanien. Pozostawiane przedmioty zanieczyszczały kąpiel pod względem chemicznym, co wpływało na jakość cynkowania, oraz powstawały straty na skutek uszkodzenia tych przedmiotów.

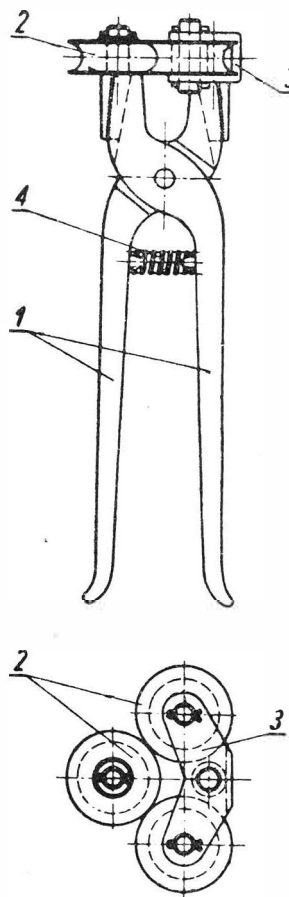
Zastosowany — w myśl usprawnienia — przyrząd do podnoszenia przedmiotów (z metalu magnetycznego) z dna wa-

nien posiada drążek drewniany 1, do którego przymocowany jest za pomocą uchwytu 2 rdzeń 3, na którym są nawinięte dwie cewki 4, tworząc elektromagnes. Przewód 5, doprowadzający prąd do elektromagnesu, jest przeprowadzony przez wydrążenie w drążku drewnianym 1 i przy wejściu do drążka jest wzmocniony śrubową sprężyną 9. Cewki 4 elektromagnesu są izolowane warstwami preszpanu 6 oraz jedwabiu 7. Cały przyrząd jest odizolowany szczelnie od zewnątrz powłoką



gumową 8 dla ochrony przed szkodliwym działaniem kąpieli. Uzwojenie cewek 4 elektromagnesu jest dostosowane do napięcia roboczego wanien.

Po wprowadzeniu przyrządu do kąpieli, wodzi się nim po dnie wanny, przy czym elektromagnes wychwytuje opadłe z wieszaków na dno wanien przedmioty.



### Kleszce do gięcia rurek mosiężnych

(Kl. 49 h; nr 0-2727; Z. nr 22) Paweł Schendel

Rurki mosiężne do przódów hamulcowych i paliwowych samochodu, gięte w nieodpowiedni sposób, wykazują spłaszczenia i zgnioty, powodujące hamowanie przepływu cieczy przez rurki i będące przyczyną pęknięć przewodów.

W myśl usprawnienia gięcie rurek odbywa się za pomocą specjalnych kleszczy o konstrukcji uwidocznionej na rysunku. Ramiona 1 kleszczy są zaopatrzone w szczęki giące w postaci krążków 2 osadzonych obrotowo i posiadających na obwodzie rowki o promieniu dobranym odpowiednio do promienia giętej rurki. Jedna ze szczęk kleszczy jest zaopatrzona w jeden krążek, druga zaś posiada dwa krążki, osadzone w jarzmie 3 wykonanym z blachy. Dla utrzymania szczęk kleszczy w pozycji rozwartej zastosowano pomocniczą sprężynę śrubową 4.

Przewody rurkowe gięte tymi kleszczami nie wykazują wspomnianych wyżej wad.

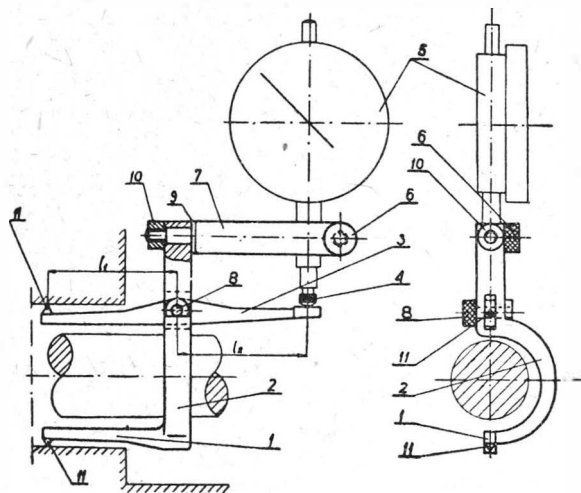
### Przyrząd czujnikowy do mierzenia średnic otworów bez wyjmowania wrzeciona w czasie obróbki przedmiotów na wytaczarce

(Kl. 42 b; nr OU-578; Z. nr 22) Bronisław Cebula

Przyrząd czujnikowy, według udoskonalenia, przedstawiony na rysunku, zbudowany jest na zasadzie czujników wewnętrznych (macek do otworów). Stałe jego ramię 1 połączone jest sztywnie z obudową 2 przyrządu, wygiętą półkolisto w ten sposób, że może ona objąć od zewnątrz wrzeciono wytaczarki z nożami. Na końcu ramienia 1 znajduje się stożkowe ostrze pomiarowe 11. W obudowie 2 osadzone jest obrotowo na sworzniu 8 wychylne ramię 3 w postaci dźwigni dwuramiennej, której jeden koniec zaopatrzony jest w ostrze 11, drugi zaś koniec tej dźwigni 3 dotyka do trzpienia pomiarowego 4 czujnika 5, osadzonego za pomocą uchwyty 6 na belce 7, złączonej z obudową 2. Za pomocą podkładek 9 i nakrętki 10 ustala się odległość  $l_1 = l_2$  pomiędzy ostrzem pomiarowym 11 a osią sworznia 8 oraz punktem styczności trzpienia pomiarowego 4 czujnika 5 na dźwigni 3.

Wymiar nominalny otworu należy ustawiać za pomocą mikrometru.

S. M.



## na półkach księgarskich

**Awiacjonnyje gazowyje turbiny**, I. G. Driggs, O. E. Lankaster, Oborongiz, 1957 r., stron 340.

Jest to tłumaczenie wykonane przez G. G. Mironowa, R. I. Tumanowa i W. P. Sienkina z oryginału amerykańskiego, wydane w roku 1955. W książce zawarty jest szereg wiadomości z dziedziny termodynamiki, dynamiki gazów i teorii cykli gazowych turbin. Ta część treści obejmuje cztery rozdziały zawierające łącznie 61 ustępów. Następne trzy rozdziały w 39 ustępach omawiają zagadnienie projektowania i obliczania sprężarek odśrodkowych i osiowych wielostopniowych, obliczenia turbin i zagadnienia spalania. Poszczególne ustępy rozdziałów podają nie tylko stronę teoretyczną przepływów i aerodynamiki sprężania, lecz i szereg zagadnień praktycznych projektowania, doboru i profilowania łopatek, charakterystyk sprężarek, doboru materiałów łopatek turbin oraz chłodzenia łopatek. Ostatnie cztery rozdziały w 56 ustępach omawiają charakterystyki silników turbinowych, regulację tych silników, charakterystyki samolotów w związku z doбором silników oraz przedstawiony jest rozwój silników turboodrzutowych. Dodatek zawiera 11 tabel i wykresów niezbędnych przy projektowaniu i obliczeniach. Książka przeznaczona jest dla inżynierów pracujących przy eksploatacji silników oraz inżynierów-energetyków specjalizujących się w dziedzinie obliczania turbin gazowych.

L. S.

**Aerofotosjorka**, A. I. Jewsiejew-Sidorow i Je. Ł. Ziman, Izdatelstwo geodeziczieskiej literatury, 1956 r., stron 259.

W książce szczegółowo przedstawiona jest metodyka pilotowania samolotów w czasie wykonywania lotniczych zdjęć terenów, oraz podana jest teoria określania i utrzymania w locie czynników przy wykonywaniu fotografii, jak wysokość i prędkość lotu oraz podłużnego i poprzecznego nakrywania się zdjęć. Prócz tego w książce podany jest opis wyposażenia nawigacyjnego i fotograficznego samolotu w zakresie potrzebnym dla nawigatora wykonującego zdjęcia i posługującego się tym wyposażeniem w locie. Treść książki uzupełniona jest 133 tabelami i wykresami, oraz rysunkami i fotografiami opisywanego wyposażenia. W zakończeniu książki posiada dodatek zawierający 10 tabel, wykresów i rysunków potrzebnych do bezpośredniego korzystania przy zajęciach praktycznych. Książka przeznaczona jest jako podręcznik dla słuchaczy szkół specjalnych, może być też wykorzystana przez praktyków wykonujących fotografie lotnicze.

L. S.

**Iszolowanie aerosnimkow w wojskach**, P. S. Rasza, N. F. Pietin, I. W. Szczegielow, Oborongiz, 1957 r., stron 255.

Autorzy, wyżsi oficerowie wojsk, dali opis zasad geometrycznych własności zdjęć fotograficznych lotniczych i zasad fotografowania z powietrza, stereoskopowego odczytywania zdjęć lotniczych, ogólnych zasad rozszyfrowywania zdjęć lotniczych oraz obiektów topograficznych i wojskowych. Rozpatrzone są też zasady prac przy zdjęciach lotniczych oraz posługiwanie się zdjęciami lotniczymi przy zestawianiu dokumentów graficznych dla zadań bojowych. Teoretyczne zasady wykonywania zdjęć lotniczych i fotografii lotniczej podane są w przystępnej formie w takim zakresie, w jakim potrzebne to jest dla wyjaśnienia słuszności zagadnienia. Treść uzupełniona jest bardzo obszernie fotografiami lotniczymi terenów i obiektów w terenie oraz obiektów ruchomych na ziemi i morzu, jak i licznymi rysunkami, tabelami i mapkami. Książka przeznaczona jest jako praktyczny podręcznik dla oficerów wszelkich rodzajów broni.

L. S.

**Sprawocznik awiacjonnowo szturmana**, red. W. I. Sokołowa, Oborongiz, 1957 r., stron 416.

W podręczniku nawigatora lotniczego opisane są podstawowe zagadnienia pilotowania samolotów, zrzucania bomb, strzelania w powietrzu, fotografowania lotniczego oraz kartografii lotniczej, astronomii i meteorologii. W rozdziale o pilotowaniu omówione jest szcze-

gółowej obliczanie i wyznaczanie zasadniczych elementów nawigacyjnych lotu, oraz prowadzenie grup i manewrowanie samolotów, w rozdziale zaś następnym opisana jest balistyka lotnicza, zrzucanie bomb z lotu poziomego i nurkowego oraz bombardowanie ćwiczebne fotocelownikami. Prócz tego podręcznik zawiera krótkie dane z matematyki, geometrii i radiotechniki. W dodatku zebrane jest 18 wykresów i tabel pomocniczych ułatwiających praktyczne korzystanie z podręcznika i pracę przygotowawczą nawigatora. Treść uzupełniona jest 205 tabelami, wykresami i rysunkami. Podręcznik przeznaczony jest dla wojskowych załóg latających.

L. S.

**Zadacznik po dynamicznej meteorologii**, pod red. D. Ł. Łajchtmana, Gidromietieizdat, 1958 r., stron 184.

Zbiór zadań z meteorologii dynamicznej przeznaczony jest jako pomoc w przedmiotach meteorologii w wyższych instytutach naukowych. Zawarte w podręczniku zadania obejmują zagadnienia charakterystyk pól meteorologicznych, termodynamicznych procesów w powietrzu suchym i wilgotnym, energii promieniowania, statyki atmosfery, wiatru w atmosferze swobodnej, powierzchni nieciągłości i fal, nieperiodycznych zmian ciśnienia i temperatury, warstwy przyziemnej atmosfery, warstwy przyściennej atmosfery, energetyki atmosfery i cyrkulacji. Całość obejmuje 693 zadania. W dodatku obejmującym 50 stron zawarte są pomocnicze tabele i wykresy, niezbędne przy praktycznych obliczeniach. Na końcu książki podane są wyniki ciekawszych i trudniejszych zadań. Każda grupa zadań posiada na wstępie tekst objaśniający daną grupę zagadnień. Z książki korzystają mogą meteorolodzy służby lotniczej oraz pracownicy techniczni lotnictwa interesujący się zagadnieniami meteorologii.

L. S.

**Toczeczna i rolkowa swarka spiecialnych stalej i spawow**, D. S. Bałkowicz, B. D. Orłow i P. Ł. Czutozsznikow, Oborongiz, 1957 r., stron 430.

W książce podane są praktyczne wiadomości z dziedziny punktowego i rolkowego zgrzewania elementów i zespołów, wykonywanych z konstrukcyjnych stali stopowych i żaroodpornych oraz stopów kolorowych. Treść zawarta jest w trzech częściach o czternastu rozdziałach, oraz dziewięciu dodatkach, dających opis techniki zgrzewania, maszyn, urządzeń i przyrządów kontrolnych oraz technologii zgrzewania punktowego i rolkowego w zastosowaniu do konstrukcji skorupowych, szkieletowych i szczelnych. W dodatku podane są specyfikacje ciekawszych urządzeń, charakterystyki urządzeń elektrycznych i schematy typowych procesów kontroli. W treści podany jest szereg przykładów stosowania zgrzewania w konstrukcjach lotniczych, jak kłapach, pokrywach, zespołach pokryć skorupowych itp., oraz w silnikach lotniczych, zwłaszcza w komorach spalania. Treść uzupełniona jest 415 rysunkami, wykresami, schematami i fotografiami urządzeń, 48 tabelami oraz wykazem literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów, technologów, pracowników kontroli i wydziałów produkcyjnych.

L. S.

**Technologija swarki i pajki**, Ł. A. Mordwinciew, Oborongiz, 1957 r., stron 150.

Podręcznik ten stawia sobie za cel dać niezbędne minimum podstawowych wiadomości z dziedziny spawania i lutowania metali, które umożliwi przy projektowaniu i wykonaniu konstrukcji spawanych uwzględnienie właściwego wyboru kształtów konstrukcyjnych, gatunków materiału oraz metod i technologii spawania. Opisane są najczęściej stosowane sposoby spawania i lutowania metali, ich wyższość, braki i zakres stosowania, zagadnienia technologii przygotowania zespołów do spawania i lutowania oraz wybór metod i technologii spawania i lutowania różnych metali i stopów. Podane są również krótkie wiadomości o wadach i metodach kontroli jakości spawanych połączeń. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i technologów nie mających specjalnego przygotowania w dziedzinie spawania i lutowania.

L. S.

**Elektroawtomatika awiacyjnych elektromechanicznych ustanowok, L. W. Rabinowicz, Oborongiz, 1957 r., stron 422.**

W książce tej podane są zasady budowy, projektowania i obliczenia elementów układów sterowania lotniczymi urządzeniami elektromechanicznymi, oraz obliczenia układów sterujących tymi urządzeniami w całości. Treść książki podzielona jest na trzy części. W pierwszej części, opisujące elementy automatyki elektrycznej, rozpatrzone są między innymi zagadnienia urządzeń elektromagnetycznych, przekaźników elektronowych i jonowych, wzmacniaczy magnetycznych i generatorów impulsów. Część druga opisuje automatykę elektryczną napędów z regulowaną prędkością oraz napęd ze wzmacniaczem silnikowym elektrycznym i napęd z drgającym regulatorem napięcia. W części trzeciej opisane są selsyny, nadajniki potencjometryczne, wzmacniacze prądu zmiennego i stałego, prostowniki oraz schematy rozdzielu pracy na kanały sterowania. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych, mogą z niej też korzystać inżynierowie i technicy instytutów i przemysłu.

L. S.

**Rasczot prociesow w kamierie sgoranija i sople židkosnawo raketnawo dwigatiela, A. W. Bołgarskij, Oborongiz, 1957 r., stron 96.**

Książka omawia zagadnienia spalania i wypływu przy wysokich temperaturach w silnikach raketowych na paliwo ciekłe. Opisana jest szczegółowa metoda obliczeń termodynamicznych procesu roboczego, oparta na rozwiązaniu szeregu zadań praktycznych, obliczanie paliwa i równania energii w procesach spalania oraz wypływu produktów spalania. W rozdziale ostatnim opisana jest metoda sporządzania wykresów do obliczania procesów spalania. Podany materiał uzupełniony jest dodatkami zawierającym siedem tabel i wykresów niezbędnych do wykonania obliczeń. W książce podano też stosowanie wykreślnej metody obliczania parametrów silnika raketowego, która w znacznym stopniu upraszcza wykonanie obliczeń. W związku z tym podana jest też szczegółowa metoda sporządzania wykresów i nomogramów. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych uczelni technicznych, mogą z niej również korzystać pracownicy inżynierijno-techniczni instytutów i zakładów.

L. S.

**Proizvodstvo vysokooktanowych topliw (puti razwitija i ekonomika), M. Sittig i U. Uorren, Gostoplichizdat, 1957 r., stron 179.**

Jest to tłumaczenie wykonane przez I. I. Abramsona z wydania oryginalnego angielskiego z roku 1955. W książce tej, będącej pracą przeglądową, podane są ważniejsze procesy przemysłowe podwyższenia odporności przeciwdetonacyjnej paliw benzynowych i ich niskooktanowych składów, stosowane w Stanach Zjednoczonych A. P. Opisane są procesy katalizacyjnego „reformingu”, izomeryzacji, alkilowania, polimeryzacji i podobne, wraz z rozpatrzeniem zagadnień różnych procesów. Rozpatrzone są też zagadnienia ekonomiczne zwiększania odporności przeciwdetonacyjnej metodą stosowania czteroetylu ołowiu i stosowania „reformingu”. W treści — prócz tabel i wykresów — podany jest obszerny wykaz literatury (329 pozycji). Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników zakładów produkcyjnych i instytutów badawczo-naukowych pracujących nad zagadnieniami produkcji paliw syntetycznych.

L. S.

**Anizotropnyje plastinki, S. G. Lechnickij, Gosudarstwiennoe Izdatielstwo Tiejniko-Tieoreticzeskoj Litieratury, 1957 r., stron 464.**

Książka obejmuje większość współczesnych badań z zakresu zagadnień odkształceń płyt anizotropowych, płaski stan naprężeń, zginanie płyt i stateczność płyt anizotropowych. W szesnastu rozdziałach omówione są szczegółowo podstawowe równania teorii sprężystości ciał anizotropowych, zginanie płaskich i krzywych belek, rozkład naprężeń w płycie eliptycznej i okrągłej, rozkład naprężeń w płycie z otworem eliptycznym i okrągłym, przybliżona metoda wyznaczenia naprężeń w płycie ze słabo wyrażoną anizotropią i w płycie anizotropowej z otworem, teoria zginania cienkich płyt anizotropowych, zginanie płyt pod obciążeniem normalnymi i obciążeniem przyłożonym do brzegów płyty, drgania poprzeczne płyt oraz stateczność płyt anizotropowych pod obciążeniem ciągłym, obciążonych siłą skupioną i podpartych żebrami usztywniającymi. W każdym z zagadnień wyprowadzono szereg wzorów do praktycznego stosowania przy obliczaniu konstrukcji. Treść uzupełniona jest 218 rysunkami objaśniającymi i 29 tabelami. Z książki korzystają mogą pracownicy biur konstrukcyjnych.

L. S.

**Statika i kiniematika fiern, A. A. Umanskij, Gosudarstwiennoe Izdatielstwo Tiejniko-Tieoreticzeskoj Litieratury, 1957 r., stron 344.**

Autor przedstawia w niniejszej książce wybór zagadnień z dziedziny teorii krat statycznie wyznaczalnych płaskich i przestrzennych. W kolejnych rozdziałach daje opis statyki krat płaskich, wyznaczenia przesunięć i kinematycznej metody obliczania sił w płaskich kratkach, zasad zamocowania w przestrzeni węzła przegubowego i ciała sztywnego, statyki analitycznej i kinematyki małych przesunięć ciała sztywnego w przestrzeni, wykreślonych metod teorii skrętników, statyki krat przestrzennych i zasad tworzenia układów statycznych bardziej ogólnego typu oraz zagadnień krat cienkościennych.

We wszystkich rozdziałach przytoczony i rozpatrzone jest szereg przykładów z dziedziny konstrukcji lotniczych, jak układów wlotononnych dźwigarów kratowych, łoż silnikowych, krat kadłubowych, komór skrzydeł dwupłatów z zastrzałami, ściągami i słupkami, oraz opisanych w ostatnim rozdziale krat cienkościennych, które właśnie powstały w konstrukcjach lotniczych. Z tych względów książka ta jest cenną pozycją dla obliczeniowców i statyków lotniczych.

L. S.

**Korrozija i zaszcita metallow. Rasczoty, N. P. Żuk, Maszgziz, 1957 r., stron 332.**

Celem książki jest wskazanie sposobów zastosowania teoretycznych osiągnięć w dziedzinie korozji i zabezpieczenia metali przed korozją do rozwiązywania konkretnych zagadnień procesów korozyjnych oraz ustalenia ilościowych wielkości i charakterystyk procesów, jak również wprowadzenia ścisłych obliczeń i sposobów korzystania z danych liczbowych zebranych w literaturze. W kolejnych rozdziałach podany jest opis oraz zasady obliczeń w dziedzinie

nie korozji chemicznej, ochrony przed korozją gazową, zagadnienia korozji elektrochemicznej i ochrona przed nią. Dla wszystkich rodzajów obliczeń podane są liczne przykłady konkretnych przebiegów. W dodatku podano czterdzieści siedem tabel wraz z wykresami, zawierających dane liczbowe niezbędne do obliczeń. Książka jest dlatego cenna, że daje możliwość liczbowego ujęcia zagadnień, zawsze niezbędnego w produkcji. Dlatego też jest ona niezbędna dla pracowników produkcji lotniczej, gdzie specjalny nacisk kładzie się na zabezpieczenie przeciwkorozyjne.

L. S.

**Korrozija i zaszcita metallow, sbornik pod ried. R. S. Ambarcumi, Oborongiz, 1957 r., stron 368.**

Jest to zbiór prac z dziedziny zagadnień korozji i ochrony przed nią stali i stopów lekkich stosowanych w lotnictwie. W kolejnych pracach przedstawione są zagadnienia korozji i pasywności metalu w różnych ośrodkach utleniających, korozji stali o dużej wytrzymałości w stanie naprężenia, pęknięcia korozyjnego, korozji międzykrystalicznej i miejscowej stopów aluminium, oraz rozpatrzone są niektóre zagadnienia anodowania stopów aluminium. W zbiorze tym umieszczone są również prace z dziedziny badania pęknięcia korozyjnego i zabezpieczania przed korozją stopów magnezowych, nasycania wodorem stali przy wykonywaniu pokryć metalowych metodami galwanicznymi oraz badania własności ochronnych pokryć metalowych. Poszczególne prace dają wyczerpujące opisy poruszanych zagadnień. Treść uzupełniona jest 306 tabelami, wykresami oraz fotografiami mikrostruktur. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników zakładów produkcyjnych, biur konstrukcyjnych i instytutów badawczych lotniczych.

L. S.

**Tiechnologija izgotowlenja awlacionnawo elektrooborudowanja, D. N. Sapiro, Oborongiz, 1957 r., stron 376.**

Treść książki podzielona jest na trzy części, opisujące ogólne zagadnienia technologii budowy maszyn, ogólne zagadnienia technologii budowy maszyn elektrycznych lotniczych oraz specjalne zagadnienia technologiczne budowy elektrycznych maszyn lotniczych. W części pierwszej opisano zasady projektowania i analizy dokładności procesów technologicznych, zasady projektowania i wykonania czynności montażowych, techniczno-ekonomiczne zasady budowy maszyn oraz ustalenie i kontrolowanie procesów technologicznych, obróbka elementów bez skrawania i skrawaniem oraz pokrycia i zabezpieczenia przeciwkorozyjne. W dalszych częściach omówiono — między innymi — technologię wykonania magnesów, elementów przewodzących prąd, maszyn elektrycznych, iskrowników, agregatów różnych i elektromagnetycznych, korpusów urządzeń i mechanizmów elektrycznych. Książka daje dokładny opis czynności technologicznych, uzupełniony 255 rysunkami, schematami i tabelami. Jest cenną pozycją, z której korzystają mogą technicy w zakładach budowy elektrycznego sprzętu lotniczego.

L. S.

**Najnowsze konstrukcje lotnicze — Napędy, praca zbiorowa, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 156.**

W książce omówiono w pięciu częściach szereg zagadnień dotyczących niektórych napędów statków latających, przy czym jedną trzecią zawartości książki zajmują napędy atomowe. Pominięto już w ogóle silniki tłokowe, których szczyt rozwoju osiągnięty został podczas drugiej wojny światowej. Książka nie omawia również silników raketowych, którym Wydawnictwo — w przedmowie od Redakcji — chce poświęcić osobną pracę ze względu na duży rozmiar materiału. Nie wydaje nam się, aby to było szlachliwe posunięcie. Czytelnik oczekuje pod tytułem „Napędy” uzyskania omówienia całokształtu zagadnień zespołów napędowych, stosowanych w lotnictwie. Część pierwsza — Kierunki technicznego rozwoju lotniczych zespołów napędowych — opracowana przez k. n. t. Stanisława Wojcickiego, zawiera między innymi zarys historyczny rozwoju konstrukcji silników odrzutowych oraz omówienie kryteriów oceny silników lotniczych i tendencji rozwojowych. W części drugiej — Silniki turbośmigłowe i dwuprzepływowe — opracowanej przez inż. Stefana Wiśniewskiego — podano układy silników oraz główne parametry charakteryzujące silniki turbośmigłowe oraz dwuprzepływowe. Część trzecia — Silniki turbodrzutowe — napisana przez inż. Wiktora Styburskiego, zawiera omówienie szczegółów konstrukcyjnych silników turbodrzutowych, ze sprężarką osiową oraz ze sprężarką odśrodkową. W części czwartej — Rozwój konstrukcji silnika strumieniowego — opracowanej przez mgra inż. Jerzego Wolfa, podano zasady pracy, osiągi i zakres stosowania oraz przegląd konstrukcji silników strumieniowych, wykorzystanych w budowie samolotów, śmigłowców oraz pocisków latających. Część piąta — Napęd jądrowy samolotów i raket — napisana przez mgra inż. Olgierda Woiczka — zaznajamia Czytelnika ze źródłami energii jądrowej i schematami — spotykanymi w literaturze zagranicznej — silników jądrowych przewidywanych do napędu samolotów oraz raket, wskazując na możliwości jakie daje astronautyce napęd jądrowy. Książka zawiera łącznie 148 rysunków, 16 tablic oraz zestawienie literatury obejmujące 36 pozycji. Errata dołączona do książki zawiera tylko 3 błędy dostrzeżone przez korektora. Przy przeglądaniu książki znaleźliśmy dużo błędów, które powinny być „wylapanie” zwłaszcza. Wymieniamy niektóre z nich: łopatkę śmigła, łopatki śmigłowca, siła ciągu (ale jest i dobrze — ciąg), maksymalny (ale i właściwie też jest w tekście), inżektor, droga lądowania (na określenie dobiegu), ilość wtryskiwaczy; liczne błędy w tytułach w obcych językach w zestawieniu literatury oraz w tekście. Jako poważne usterki uważamy (obciążają one konto redaktora książki) umieszczenie wzorów na siłę nośną itp. o współczynnikach stosowanych za granicą (str. 125-128), brak objaśnień podstawowych określeń z dziedziny termodynamiki (może to utrudnić korzystanie z książki Czytelnikom o słabszym przygotowaniu), np.: pompowanie sprężarki, sprawność izentropowa, spalanie stechiometryczne i inne, różne wielkości liter na sąsiednich rysunkach (str. 30 i 31), odwrócony rysunek (str. 49), błędne oznaczenie skali na rys. 18 (str. 84), niezakresowane elementy rys. 25 (str. 56), brak podziału na rozdziały w części trzeciej, czym odróżnia się ona od pozostałych, niewłaściwe skróty jednostek: KG/cm<sup>2</sup>, t, M (liczba Macha), km/godz., kg/kGh, g/KMh, oraz wiele innych. Pomimo wskazanych usterek książka spełnia poważną rolę przez zaznajomienie szerokich rzesz pracowników i entuzjastów lotnictwa z najnowszymi osiągnięciami z dziedziny napędów lotniczych.

S. M.



# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK VIII

WARSZAWA, LIPIEC – SIERPIEŃ 1958 r.

Z E S Z Y T 4

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

## ASTRONAUTYKA

94\* 629.136.3:629.19 ILot  
King-Hele D. G.: Snizenje sputnika ziemli w wierchnich słojach atmosfieri. Spadanie satelity ziemli w górnych warstwach atmosfieri. Wopr. Rakietn. Tiechn. 1957, nr 4, B5, s. 120—128, tabl. 1, rys. 5, poz. bibl. 2. Tłum. z czasop.: Journal of the British Interplanetary Society, 15, No 6, 314—323 (1956).

Na podstawie uproszczonej analizy ruchu satelity ziemli na wysokościach ponad ok. 200 km uzyskano ocenę wzrostu prędkości i kąta spadku w miarę zbliżenia się satelity ku ziemli. Liczba obrotów i czasokres lotu satelity w zależności od początkowej wysokości orbity

i współczynnika  $\Delta = \frac{SC_D}{m}$  ( $S$  — maksymalny przekrój czołowy,  $C_D$  — ws. zynn timer oporu czołowego,  $m$  — masa satelity). A. Jakubowski

95\* 629.136.3:629.19 ILot  
Gatland K.: Projekt Wangard. Projekt Vanguard. Wopr. Rakietn. Tiechn. 1957, nr 4, B5, s. 101—119, tabl. 2, rys. 11, poz. bibl. 20. Tłum. z czasop.: Spaceflight 15—28 (October 1956).

Podstawowe dane dotyczące amerykańskiego projektu specjalnej „minimalnej” rakiety dla wyrzucenia sztucznego satelity ziemli w okresie Międzynarodowego Roku Geofizycznego. Długość rakiety ok. 22 m, największa średnica 114 cm, ciężar startowy (3 stopnie + satelita) ok. 10 t, ciężar użyteczny (satelita) ok. 10 kG, ciąg 1-ego stopnia 12 250 kG, prędkość końcowa ok. 8050 m/sek, wysokość orbitalna 480 km. A. Jakubowski

## MODELARSTWO LOTNICZE

96\* 629.136.001.572:629.13.038 ILot  
Wasiljew J.: Wlijanje wraszczajuszczegosia winta na polot modeli samolota. Wpływ wirującego śmigła na lot modeli samolotów. Krylja Rodiny, 1957, nr 2, A4, s. 24—25, rys. 6.

Zdarzające się wypadki latających modeli ze śmigłami o napędzie gumowym wymagają wyjaśnienia, w jakim stopniu przyczyną ich bywa śmigło. Omówiono reakcję zespołu napędowego, wpływ strug zaśmigłowych, wpływ sił i momentów powstających przy pracy śmigła w skośnym strumieniu powietrza, wreszcie wpływ momentu giroskopowego śmigła. Sposoby zmniejszenia wpływów wirującego śmigła na lot modelu. S. Madeyski

## MEDYCYNA LOTNICZA

97\* 613.963:533.6.054 ILot  
Gerathewohl S. J.: Personal experiences during short periods of weightlessness. Ludzkie doświadczenia podczas krótkich okresów bezciężkości. Astronaut. Acta., 1956, t. 2, nr 4, B5, s. 203—217, poz. bibl. 24.

Artykuł zawiera referat wygłoszony na VII Międzynarodowym Kongresie Astronautycznym w Rzymie — wrzesień 1956. Autor podaje metody uzyskiwania stanu bezciężkości w czasie lotów na samolocie Lockheed T-33A w latach 1955—56 (wykonanie „górkii” parabolicznej). Stany bezciężkości trwały 10—13 sek. Wrażenia szeregu osób były różnorakie. Piloci czuli się zupełnie dobrze, ale osoby mające skłonności do choroby morskiej doznawały uczucia głodu lub podchodzenia żołądka do gardła. F. Janik

## ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

98\* 629.13.012:620.17 ILot  
Aldinio G.: Criteri di sicurezza strutturale in aeronautica. Kryteria bezpieczeństwa w konstrukcjach lotniczych. Aerotecnica, 1957, t. 37, nr 4, A4, s. 171—177, rys. 5, poz. bibl. 26.

Pierwsza część artykułu ukazuje w przejrzysty sposób, jak rozwijały się kryteria wytrzymałości konstrukcji lotniczych, począwszy od wymagań dla pierwszych prymitywnych prób statycznych — do kryteriów sztywności i wytrzymałości na zmęczenie. Autor omawia dalej kryteria wytrzymałości na obciążenia zmienne oraz wartości współczynników bezpieczeństwa w świetle nowych tendencji. B. Kitzman

99\* 531.781:620.178.3 ILot  
Buch A.: Badanie zjawiska zmęczenia za pomocą drutów tensometrycznych. Prace Inst. Lotn. 1957, nr 4, s. 15—23, tabl. 7, rys. 2, poz. bibl. 30.

Tensometry wykonane z drutu konstantanowego, naklejane na beleczki z masy plastycznej przechodziły wielokrotne, symetryczne ściskanie — rozciąganie (przez poddawanie beleczek wahadłowemu zginaniu na maszynie zmęczeniowej). Zostało przy tym stwierdzone, że tensometry odkształcane cyklicznie powyżej deformacyjnej granicy zmęczenia materiału drutu tensometrycznego ulegają w wielu miejscach zmęczeniowemu zniszczeniu. Wyjaśniono, że drut z konstantanu zmiękczony odpuszczaniem ma granicę zmęczenia równą mniej więcej wytrzymałości zmęczeniowej próbek normalnych. Twardy drut konstantanowy miał granicę zmęczenia większą o 50% niż drut miękki. Odkształcenie cykliczne powyżej deformacyjnej granicy zmęczenia wywołuje wzrost oporu elektrycznego drutu z konstantanu miękkiego (do 1,5%) i zmniejszenia wydłużenia o około 50%.

Badanie zmęczenia tensometrów pozwala wyznaczyć granicę zmęczenia materiału drutu, wpływ zmęczenia na wydłużenie i wytrzymałości drutu itd. Wyniki mogą być przy tym otrzymane prędzej niż przy stosowaniu próbek normalnych. (a)

100\* 539.385 ILot  
Buch A.: Skręcanie cienkich płaskich elementów metalowych. Prace Inst. Lotn. 1957, nr 4, s. 3—8, rys. 6, poz. bibl. 12.

Rozwiązanie zadania o skręcaniu cienkiego płaskownika, opierające się na równaniach nieliniowej teorii sprężystości. Otrzymano wzory składowych stanów odkształcenia i naprężenia z uwzględnieniem wyrazów zawierających drugie potęgi jednostkowego kąta skręcania. Wzór dla naprężeń normalnych pokrywa się z wzorem otrzymanym przez S. Timoszenkę sposobem elementarnym.

Rozpatrzono przypadki zamocowania przesuwne i nieprzesuwne go przekroju końcowych oraz niedokładność określenia kątów skręcania i naprężeń stycznych według klasycznej teorii de Saint Venanta dla wyżej wspomnianych przypadków. Wykazano, że skręcane płaskowniki o stosunku boków przekroju poprzecznego  $n = \frac{b}{c} \geq 30$  mają

znacznie mniejsze kąty skręcania i naprężenia styczne, niż to wynika z teorii klasycznej. Przy takim stosunku boków powstają duże naprężenia normalne. Określono również wyężenie materiału skręczonego płaskownika. Zastosowanie podano na przykładach liczbowych. (a)

101\* 531.781.2 ILot  
Buch A.: Wpływ odpuszczania w piecu i cewce indukcyjnej na naprężenia własne i udarność warstwy stali zahartowanej prądami wielkiej częstotliwości. Prace Inst. Lotn. 1957, nr 4, s. 10—13, tabl. 7, rys. 5, poz. bibl. 8.

Zastosowanie sposobu wycinania płytek z tensometrami do pomiaru naprężeń własnych powierzchni warstwy zahartowanej prądami wielkiej częstotliwości.

Podane zostały wyniki pomiaru naprężeń własnych, udarności i twardości próbek ze stali manganowej 40G2 z różnymi warunkami odpuszczania po hartowaniu.

Wykazano, że krótkotrwałe odpuszczanie w cewce indukcyjnej przy 300°C daje lepsze własności mechaniczne zahartowanej warstwy niż długotrwałe odpuszczanie w piecu przy tej samej temperaturze. (a)

102\* 629.12.038 ILot  
Lipka J.: Wyznaczanie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym. Techn. Lotn. 1957, r. 12, nr 5, s. 141—146; nr 6, s. 166—169, tabl. 8, rys. 8, poz. bibl. 4.

Przebieg obliczeń wielkości i rozkładu momentów gnących łopaty wirników nośnych śmigłowców. Zastosowano metody Galerkina, kolokacji i Myklestad. (a)

## AERODYNY

103\* 629.13.003.12:388.9 ILot  
Clarkson R. M., Newman D. R.: Vergleich der Betriebswirtschaftlichkeit von Flugzeugen mit Strahltriebwerken und Luftschraubentriebwerken. Porównanie ekonomiczności użytkowania samolotów o napędzie turbodrutowym i turbośmigłowym. Luftfahrttechnik, 1957, t. 3, nr 11, A4, s. 245—248, tabl. 6, rys. 3.

Analizę kosztów użytkowania samolotów turbodrutowych i turbośmigłowych przeprowadzono porównując 2 typowe samoloty — turbodrutowy i turbośmigłowy — o jednakowym ciężarze użytecznym, obsługujące trasy o długości 400, 800 i 4000 km. Wyniki obliczeń przedstawione tabelarycznie wykazują, że godzina lotu samolotu turbodrutowego jest droższa od godziny lotu samolotu turbośmigłowego, przy czym różnica ta zmniejsza się ze wzrostem długości trasy i dla 4000 km wynosi 25%. Koszt jednego tonokilometra kształtuje się jednak dużo korzystniej dla samolotu turbodrutowego, zwłaszcza na długich trasach, co jest wynikiem znacznie większej prędkości przelotowej.

Artykuł zawiera również analizę niektórych czynników, które nie posiadając bezpośredniego wpływu na koszty użytkowania porównywanych samolotów, współdecydują o ich opłacalności. J. Sandauer

104\* 629.135.15 ILot  
Fadiejew N.: Kak projektirovať pianier. Jak projektować szybowiec. Krylja Rodiny, 1957, nr 9, A4, s. 26—27.

Uwagi odnośnie projektowania szybowców przez amatorskie zespoły konstrukcyjne. Oprócz wykazu literatury ułatwiającej obliczenia aerodynamiczne i wytrzymałościowe szybowca, artykuł zawiera ogólne wskazówki, dotyczące opracowywania kilku wariantów konstrukcyjnych w celu wyboru najkorzystniejszego. Kryteria oceny tych wariantów są uzależnione od rodzaju projektowanego szybowca i powinny wszechstronnie uwzględniać jego użytkowanie oraz produkcję. J. Sandauer

105\* 623.746.3:629.13.002 ILot  
Lighth fighter by Folland. Lekki samolot myśliwski firmy Folland. Aeroplane, 1957, t. 93, nr 2412, A4, s. 771—778, rys. 12.

Angielski jednomiejscowy samolot myśliwski Gnat Mk. 1 o ciężarze 2820 kG jest najmniejszym samolotem bojowym na Zachodzie.

Firma Folland opracowała również dwumiejscową wersję treningową Gnat Trainer. W budowie znajduje się dalsza wersja rozwojowa — jednomiejscowy naddźwiękowy Gnat Mk2 wyposażony w dopalacz i cieńsze skrzydło. Zwraca uwagę zastosowanie osłon podwozia jako hamulców aerodynamicznych i umieszczenie 2 działek pokładowych w zewnętrznych ściankach powietrznych kanałów wlotowych oraz umieszczenie lotek w przykadłubowej partii skrzydła. J. Sandauer

106\* 629.135.15 ILOt  
Schleicher Ka7 „Rhönadler”. Szybowiec Schleicher Ka7 „Rhönadler“ Flug-Revue, 1957, nr 11, A4, s. 22—24, rys. 5.

Niemiecki szybowiec Ka7 jest wersją rozwojową dwumiejscowego szybowca wyczynowego Ka2b. Charakteryzuje się on bardzo dobrymi własnościami lotnymi i dużą wszechstronnością zastosowania — zarówno do szkolenia jak i do lotów wyczynowych. Ka7 jest konstrukcją mieszanej — kadłub jest wykonany z rurek stalowych, zaś skrzydło i usterzenia są drewniane. Artykuł zawiera opis techniczny oraz charakterystykę własności lotnych szybowca. J. Sandauer

107\* 629.135.15 ILOt  
Leistungseinsitzer Scheibe Zugvogel III — ein Serienflugzeug mit Laminarprofil. Seryjny jednomiejscowy szybowiec wyczynowy Scheibe Zugvogel III o profilu laminarnym. Flugwelt, 1957, nr 11, s. 848—849, tabl. 2, rys. 4.

Opis techniczny niemieckiego seryjnego szybowca wysokowyczynowego Zugvogel III. W stosunku do prototypu uległa zwiększeniu rozpiętość skrzydła — z 16 m do 17 m — oraz powierzchnia usterzenia wysokości. Zwraca uwagę niska wartość współczynnika przeciążenia dopuszczalnego  $m = 4$ . Artykuł uzupełniają fotografie szybowca, tabela danych technicznych i biegunowa prędkości. J. Sandauer

108\* 629.13.002:623.746.4 ILOt  
Building the Vulcan. Budowa samolotu Vulcan. Flight, 1957, t. 72, nr 2551, A4, s. 923—927, rys. 8.

Opis konstrukcji angielskiego bombowca Vulcan w układzie delta szczególnie uwzględniający zagadnienia podziału fabrykacyjnego i technologii wykonania. Autor podaje informacje na temat organizacji produkcji elementów i montażu zespołów, przy czym budowa płatowca jest rozłożona pomiędzy kilka fabryk. Artykuł jest ilustrowany ciekawymi fotografiami i rysunkami. J. Sandauer

## WYPOSAŻENIE AERODYN

109\* 629.13.06:621.32 ILOt  
Chittenden P.: Ultra-violet and white lighting for aircraft instruments. Ultrafioletowe i białe oświetlenie jarzeniowe urządzeń lotniczych. Aircr. Engng. 1958, t. 30, nr 347, A4, s. 9—10, rys. 5.

Krótkie omówienie sposobu oświetlania kabin pokładowych, przyrządów lotniczych i urządzeń kontrolnych za pomocą 4-watowych 6-calowych lamp jarzeniowych podłączonych do elektrycznego układu zasilającego 115 v. 400 c. J. Lipski

110\* 629.135.065 ILOt  
Current trends in the application of pneumatic ducting in aircraft as reported by our american correspondent. Ostatnie tendencje w zastosowaniu urządzeń pneumatycznych w samolotach według informacji naszego amerykańskiego korespondenta. Compr. Air. Hydr. 1957, t. 22, nr 253, B5, s. 129—132, rys. 4.

Zastosowanie sprężonego powietrza w lotnictwie do układów energetycznych i ciepłych stale wzrasta. Firma amerykańska Ryan Aeronautical Company, która specjalnie zajmuje się badaniem układów przewodów i urządzeń pneumatycznych uzyskała duże doświadczenie na tym polu. Na przewody pneumatyczne stosuje się stal nierdzewną, za względu na temperatury spotykane  $500 \div 900^\circ\text{F}$  ( $260 \div 482^\circ\text{C}$ ), grubość ścianek przewodów  $0,008 \div 0,020$  cala ( $0,2 \div 0,51$  mm), ciśnienia wewnątrz  $50 \div 250$  psi ( $3,5 \div 17,6$  kg/cm<sup>2</sup>) i prędkości do 764 m.p.h. (1232 km/h) przy średnicach 1—6 cali ( $25 \div 150$  mm). Wykorzystanie powietrza ze sprężarki silników odrzutowych do napędu zespołów urządzeń pomocniczych do klimatyzacji, odlodzenia itp. „Łatające łoże” brytyjskie, jako przykład zastosowania powietrza do dynamicznego sterowania samolotu w locie. S. Madeyski

111\* 629.13.066:623.746 ILOt  
Federmann E. F., Corry T. M., Moreland W. C.: Future military aircraft electrical systems. Instalacja elektryczna przyszłych samolotów wojskowych. Electrical Engng. 1957, t. 76, nr 6, A4, s. 490—495, tabl. 4.

Rozważono zagadnienia instalacji elektrycznej samolotu z punktu widzenia potrzeb samolotu przyszłości. Wsunięto koncepcje lepszych rozwiązań i rozważono środki rzeczywistnienia tych rozwiązań. Zwrócono uwagę na konieczność rozważenia zagadnienia w oparciu o definicję: „Instalacja elektryczna jest to system składający się z urządzeń wytwarzających, przetwarzających, rozdzielających i zużywających energię elektryczną”. Rozważania przeprowadzono dla przykładu średniego bombowca z możliwością rozciągnięcia ich na inne odmiany samolotów. R. Trojanowski

112\* 629.13.06:546.21 ILOt  
„Lox” breathing system. Instalacja tlenowa typu „Lox”. Flight. 1956, t. 69, nr 2460, A4, s. 302, rys. 3.

Angielska firma Normalair rozpoczęła produkcję licencyjną amerykańskiej lotniczej instalacji tlenowej Lox, której zasadniczymi zaletami są lekkość oraz mały gabaryt zbiornika, uzyskane na drodze zastosowania tlenu w stanie ciekłym. Podany schemat instalacji charakteryzuje się dużą prostotą a zbiornik tlenu zamontowany w samolocie Meteor (widoczny na fotografii) jest mniejszy od normalnie stosowanego zespołu butli. J. Sandauer

113\* 629.13.06:628.884 ILOt  
Still E. W.: Air conditioning in aircraft. Klimatyzacja samolotu. J. Royal Aeronaut. Soc. 1957, t. 61, nr 563, s. 727—755, rys. 49.

Obszerna praca omawiająca szczegółowo całością zagadnień klimatyzacji samolotu. Wymagania stawiane układowi klimatyzacyjnym. Układy chłodzące i systemy sterowania małych samolotów wojskowych, dużych wojskowych i samolotów transportowych cywilnych. Sposoby i urządzenia badawcze sprzętu klimatyzacyjnego. Cztery uzupełnienia zawierają warunki techniczne stawiane sprzętowi klimatyzacyjnemu, przeliczenie przykładu dla samolotu zabierającego 100 pasażerów, uwagi i definicje porównawcze urządzeń chłodniczych oraz wykres wraz z objaśnieniem jego wykorzystania, dotyczący szybkiego obliczenia strat w przewodach doprowadzających instalacji klimatyzacyjnych w samolotach. Liczne schematy, fotografie i rysunki urządzeń klimatyzacyjnych firmy Normalair Ltd., w której Autor jest technicznym dyrektorem. S. Madeyski

114\* 629.135.065 ILOt  
Reed W. F.: The future of pneumatic control systems in jet propelled aircraft. Przyszłość pneumatycznych układów sterowania w samolotach odrzutowych. Compr. Air. Hydr. 1957, t. 22, nr 255, B5, s. 225—226, rys. 1.

W samolotach roku 1960, obecnie konstruowanych przy  $Ma = 2,5$ , pilot będzie się „smażył” w temperaturze  $450^\circ\text{F}$  ( $232^\circ\text{C}$ ) w przypadku braku wyposażenia chłodzącego. Przy  $Ma = 6$  nawet stal będzie topnieć, przy  $Ma = 10$  najodporniejszy materiał obecnie znany ludzkości — diament wyparowuje. Przy liczbie Macha  $Ma = 3$  najniższa temperatura w samolocie będzie  $650^\circ\text{F}$  ( $342^\circ\text{C}$ ), przy urządzeniach sterujących silnika osiągnie wartość  $800 \div 1000^\circ\text{F}$  ( $428 \div 538^\circ\text{C}$ ). Natomiast urządzenia elektryczne i solenoidy do  $500^\circ\text{F}$  ( $260^\circ\text{C}$ ), a przy tej ostatniej temperaturze następuje rozkład cieczy układów hydraulicznych, uszczelki zaś niszcza się przy  $600^\circ\text{F}$  ( $315^\circ\text{C}$ ). Rozwiązaniem, które może tu sprostać zadaniu jest układ pneumatyczny. Silniki odrzutowe produkują sprężone powietrze; sprawa przecieków a zatem uszczelki nie jest tak poważna jak w układach hydraulicznych. Zalety układu pneumatycznego. S. Madeyski

115\* 629.135.061:661 ILOt  
Schmitt Ch. R.: Fire — resistant hydraulic fluids. Part 5-Change-over practices. Niepalne ciecze. Część 5. Wymiana cieczy. Appl. Hydraulics, 1957, t. 10, nr 10, A4, s. 152—164, 156, 158, tabl. 1, rys. 3.

Artykuł jest częścią cyklu stanowiącego rozważania na temat stosowania niepalnych cieczy w układach hydraulicznych. Zawiera on uwagi i wskazówki, które powinny być zachowane przy wymianie olejów mineralnych na wodne lub bezwodne ciecze niepalne. J. Caliński

## ANTENY

116\* 621.396.676 ILOt  
Guillaume L'aerien à zero unique. Anteny o charakterystyce jednokierunkowej. Electronique. 1957, nr 127, A4, s. 28—34, rys. 16.

Dokładne określenie położenia nadajnika jest szczególnie w dziedzinie telesterowania ważnym problemem, którego rozwiązanie osiąga się między innymi, przez zastosowanie anten jednokierunkowych. W artykule omówiono kilka odmian tego rodzaju układów antenowych. R. Trojanowski

117\* 623.396.676 ILOt  
Kunachowicz K.: Anteny Lotnicze. Techn. Lot. 1957, nr 4, A4, s. 103—110, tabl. 1, rys. 30, poz. bibl. 12.

Podano przegląd stosowanych na samolotach systemów antenowych od fal długich do ultrakrótkich, przy czym niektóre z wymienionych 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. (a)

118\* 621.396.67:629.135 ILOt  
Mann H.: Die Schlitzantenne und ihre Anwendung an Flugzeug. Antena szczelinowa i jej zastosowanie w samolotach. Luftfahrttechnik. 1957, t. 3, nr 12, A4, s. 264—269, rys. 21, poz. bibl. 7.

W samolotach o dużych prędkościach znalazły zastosowanie anteny szczelinowe, które nie stawiają oporu aerodynamicznego. Po krótkim wyjaśnieniu fizycznej zasady anteny szczelinowej omówiono charakterystyki promieniowania szczelin w elementach o opływowym profilu i w samym samolocie w przypadku tak poziomej jak i pionowej polaryzacji. Poruszono też temat możliwości zabudowania anten szczelinowych w samolotach. R. Trojanowski

## NAWIGACJA I RADIONAWIGACJA

119\* 621.396.619.11/14 ILOt  
Booth B.: Compatible SSB for interim and standard H. F. air-ground communications. Nadawanie jednowęzłowe z modulacją fazy i amplitudy. Aviat. Age 1957, t. 28, nr 4, 285X285 mm, s. 122—126, rys. 1.

W artykule przeprowadzono porównanie systemu radiokomunikacji opartego na jednoczesnym modulowaniu fazy i amplitudy z innymi systemami transmisyjnymi jednowęzłowej. Omówiwszy swoje dla modulacji jednostkowej trudności, autor konkluduje, że system CSSB jest najbardziej korzystny. R. Trojanowski

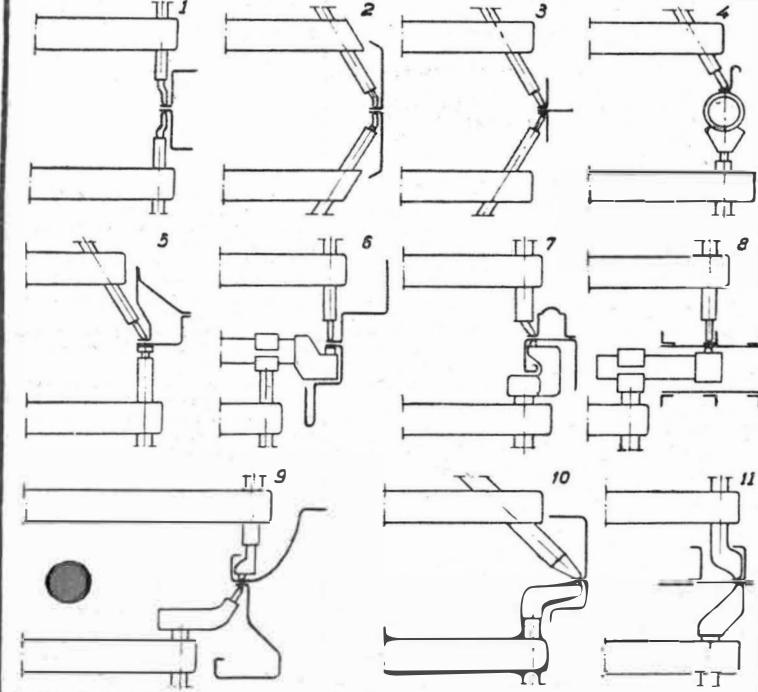
120\* 629.135.4.06:621.396.6 ILOt  
Helicopter radio aids discussed. Dyskusja urządzeń radiowych na śmigłowcach, Aeroplane. 1957, t. 93, nr 2411, A4, s. 747—749, rys. 2.

Artykuł jest podsumowaniem dyskusji na temat zasadniczych wytycznych w kierunku projektowania instalacji radiowej śmigłowca z uwzględnieniem wpływu jego odrębności konstrukcyjnej od płatowca. R. Trojanowski

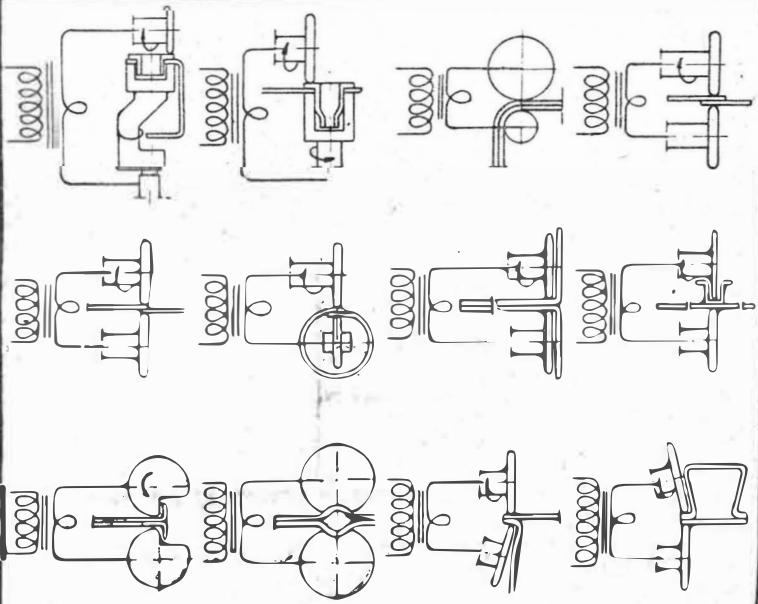
**Tabela 3** Typowe połączenia stosowane przy zgrzewaniu punktowym i porównanie ich pod względem łatwości wykonania

Bardzo łatwe	Łatwe	Dosyć trudne	Trudne

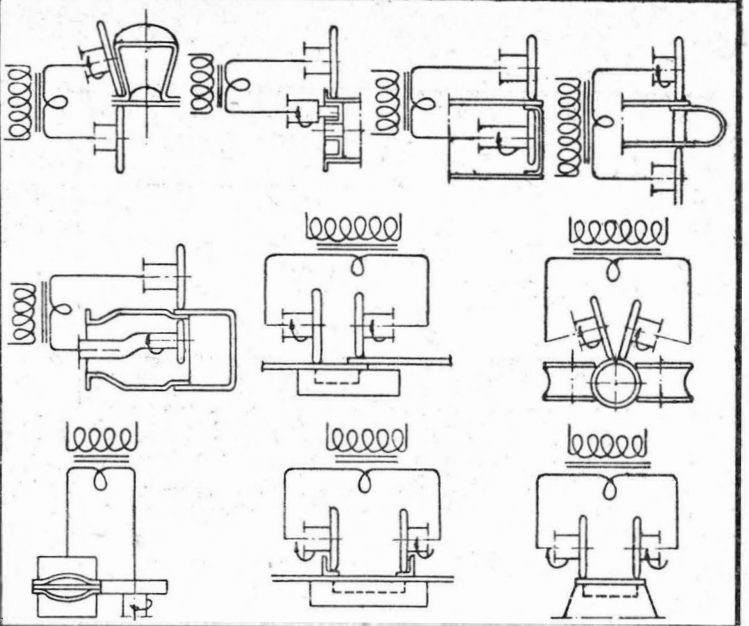
**Tabela 4** Przykłady elektrod kształtowych do zgrzewania punktowego.



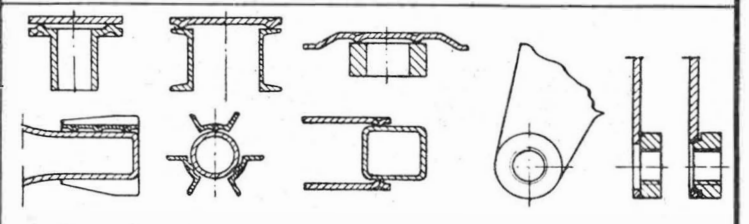
**Tabela 5** Przykłady połączeń stosowanych przy zgrzewaniu liniowym.



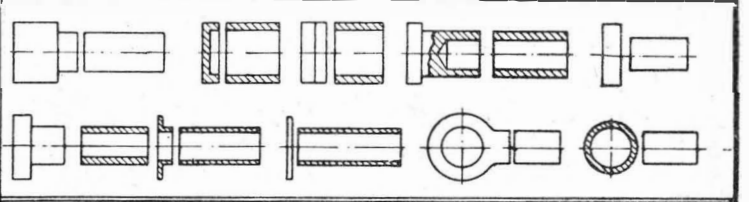
**Tabela 5 (c.d.)**



**Tabela 6** Przykłady połączeń stosowanych przy zgrzewaniu garbowym



**Tabela 7** Przykłady połączeń stosowanych przy zgrzewaniu doczołowym (zwarciowym i iskrowym)

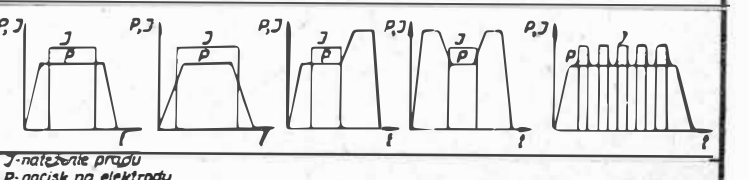


**Tabela 8** Zgrzewanie punktowe i rolkowe różnych metali.

Metale i stopy	Aluminium	Duraluminium	Braz berylowy	Braz kadmowy	Braz fosforowy	Mosiądz	Konstantan	Nikiel	Nichrom (stop oporny)	Platyna	Srebro	Stal niskowęglista	Stal nierdzewna	Zelazo
Aluminium	Z	Z	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N
Duraluminium	Z	Z	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N
Braz berylowy	N	N	Z	Z	Z	Z	Z	⊕	⊕	⊕	⊕	Z	Z	⊕
Braz kadmowy	N	N	Z	Z	Z	Z	Z	Z	Z	⊕	Z	Z	Z	⊕
Braz fosforowy	N	N	Z	Z	Z	Z	Z	Z	Z	Z	D	Z	Z	Z
Mosiądz	N	N	Z	Z	Z	D	D	Z	D	Z	Z	Z	Z	Z
Konstantan	N	N	Z	Z	Z	D	D	Z	Z	⊕	Z	D	D	Z
Nikiel	N	N	Z	Z	Z	Z	D	Z	D	⊕	⊕	Z	Z	Z
Nichrom (stop oporny)	N	N	⊕	Z	Z	D	Z	D	⊕	⊕	Z	Z	Z	Z
Platyna	N	N	⊕	⊕	Z	Z	⊕	⊕	⊕	Z	⊕	Z	Z	⊕
Srebro	N	N	⊕	Z	D	Z	Z	⊕	Z	⊕	Z	Z	Z	⊕
Stal niskowęglista	N	N	Z	Z	Z	Z	Z	Z	Z	Z	Z	Z	D	Z
Stal nierdzewna	N	N	Z	Z	Z	Z	D	Z	Z	Z	Z	D	D	Z
Zelazo	N	N	⊕	Z	⊕	Z	Z	ZZ	⊕	⊕	Z	Z	Z	Z

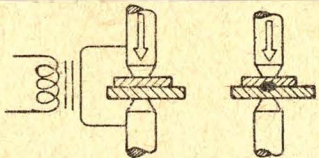
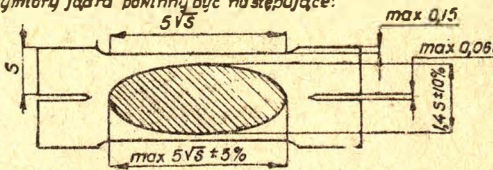
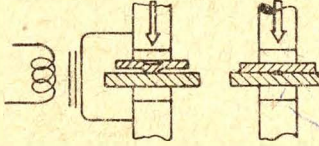

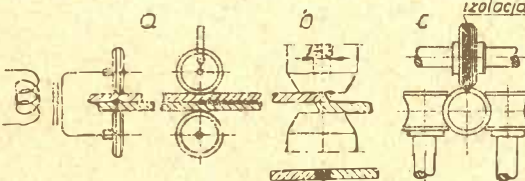
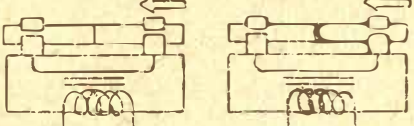
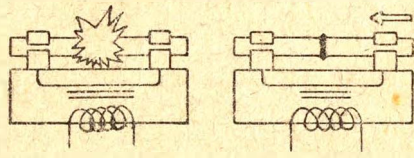
D - jak oś łącząca obr N - nie zgrzewalne  
Z - jakość połączeń zadowalająca ⊕ - nie badano

**Tabela 9** Podstawowe cykle zgrzewania punktowego



J - natężenie prądu  
P - nacisk na elektrody  
I - czas zgrzewania

Tabela 2 Ogólna charakterystyka odmian zgrzewania elektrycznego oporowego stosowanego w lotnictwie

Rodzaj zgrzewania	Opis procesu	Charakterystyczne własności procesu	Zastosowanie
Zgrzewanie punktowe	 <p>Elektrody dociskają w miejscu połączenia nałożoną siłą elementy łączone. Prąd zgrzewania przepływa przez zgrzewane elementy na odcinku pomiędzy elektrodami. W wyniku przepływu prądu metal nagrzewa się, przy czym największa ilość ciepła wydziela się w miejscu styku łączonych elementów, powodując miejscowe stopienie metalu, który tworzy jądro zgrzewiny. Zgrzewanie może być dwustronne - (elektrody dociskają łączone części z obu stron) lub jednostronne - (elektroda lub elektrody dociskają łączone elementy tylko z jednej strony). Proces może być również wykonywany na specjalnych zgrzewarkach z zastosowaniem kilku elektrod zgrzewających równocześnie - zgrzewanie wielopunktowe.</p>	<p>Jest podstawowa i najbardziej rozpowszechniona, metodą elektrycznego zgrzewania oporowego. W warunkach uzyskania małych i pełnych złączy jest prawidłowo wykorzystywane jądro spoiny. Wymiary jądra powinny być następujące:</p>  <p>Metali jądra w trakcie procesu zgrzewania powinien być doprowadzony do stanu płynnego; uzyskuje się to przez odpowiednio dobranie parametrów zgrzewania, t.j. prądu i czasu zgrzewania, docisku elektrod oraz <del>temperatury</del> przez odpowiednie przygotowanie i czyszczenie powierzchni do zgrzewania. Ważnym jest również kolejność włączania prądu i docisku, czyli t.j. zw. cykli zgrzewania punktowego. Podstawowe cykle zgrzewania punktowego przedstawione są na oddzielnym rysunku. Proces zgrzewania punktowego daje się łatwo mechanizować i automatyzować.</p>	<p>Stosowane jest do łączenia części ze stali konstrukcyjnej, nierdzewnej stopów żaroodpornych o grup. 0,004 + 3,0 mm, oraz stopów lekkich o grup. 0,004 + 2,5 mm. Do zgrzewania stopów lekkich konieczne jest zgrzewarki z t.j. sterowaniem programacją, to znaczy umożliwiające odpowiednio ustalenie cyklu zgrzewania. W kraju brak jest takich zgrzewarek i dlatego zgrzewanie punktowe w budowie płatowców nie jest w zasadzie stosowane, szeroko natomiast stosowane przy produkcji silników odrzutowych. Ograniczeniem możliwości zastosowania zgrzewania punktowego, jest konieczność dostępu elektrod do miejsca spoiny. Połączenia powinny być projektowane tak, aby dostęp elektrod był możliwie najwygodniejszy. Typowe połączenia punktowe i porównanie ich pod względem łatwości wykonania podane jest w tabeli 3. Niejednakością dla umiarkowania wykonania połączenia zachodzi konieczność wykonania specjalnych elektrod kształtowych, których przykłady podane są w tabeli 4.</p>
Zgrzewanie garbawe	 <p>Prąd zgrzewania płynie od jednej elektrody (płyty miedzianej) do drugiej po przez wypuklenia (garby) wykonane na powierzchni jednej z łączonych części. W wyniku przepływu prądu garby nagrzewają się, przy czym największa ilość ciepła uzyskuje się w miejscach styku garbów z częścią płaską, gdzie wytwarza się roztopione jądro. Pod wpływem docisku elektrod garby w procesie zgrzewania ulegają spłaszczeniu. Zgrzewiny mają twardość taką samą, jak przy zgrzewaniu punktowym.</p>	<p>Warunki otrzymania dobrych zgrzewin przy zgrzewaniu garbowym są następujące:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) wymiary (średnica i wysokość) garbów wytłoczonych z zasady w elementach cieńszych: powinny być jednakowe, tolerancja garbu max. 0,1.</li> <li>2) garby powinny być dostatecznie sztywne, aby nie uległy spłaszczeniu przed utworzeniem się jądra zgrzewiny.</li> <li>3) powierzchnie części zgrzewanych powinny być należycie oczyszczone.</li> <li>4) proces zgrzewania powinien być wykonywany na specjalnych zgrzewarkach (elektrody w formie płyt) o dostatecznie dużej mocy.</li> </ol> <p>Zaleca się stosować następujące kształty garbów.</p>  <p>Zgrzewanie garbawe w porównaniu ze zgrzewaniem punktowym wykazuje następujące zalety:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) osiąga się większą jednostajność wyników - brak zjawiska zużywania się elektrod, jakie ma miejsce przy zgrzewaniu punktowym,</li> <li>2) osiąga się większą gładkość powierzchni - brak wgnieceń,</li> <li>3) większa wytrzymałość zgrzewarki - wykonuje się jednocześnie kilka zgrzewin.</li> </ol>	<p>Zgrzewanie garbawe jest dość rzadko stosowane i w zasadzie może być stosowane tam, gdzie stosowanie jest zgrzewanie punktowe. Jednakże w przypadkach bardziej skomplikowanych powstaje konieczność wykonania specjalnych narzędzi do wytłoczenia garbów, co obniża się tylko normy i koszty jej lub masowy. Zakres stosowania tej metody zgrzewania jest również wymiarami, siłkami i moc na jedną zgrzewinę (garb) wynosi 5-15 kVA w zależności od grubości blach. Przykłady połączeń garbowych podane są w tabeli 5.</p>
Zgrzewanie liniowe	 <p>Proces zgrzewania przebiega analogicznie jak przy zgrzewaniu punktowym z tą różnicą, że odległości pomiędzy zgrzewkami są bardzo małe, tak iż sąsiednie zgrzewiny zachodzą na siebie i tworzą szew liniowy. Elektrody przemieszczają się naprzemiennie, obracając się przemieszczając łączone elementy. Najczęściej stosowane jest zgrzewanie liniowe na zakładkę - a. Drugą odmianą zgrzewania liniowego jest zgrzewanie zgniotowe - b. Wąska zakładka zostaje zgniotowana przez elektrodę do pojedynczej blachy. Uzyskuje się połączenie gładkie i nierozdzielne. Inną odmianą zgrzewania liniowego jest zgrzewanie ściżone stosowane przy wytwarzaniu - c. Proces zgrzewania może być przeprowadzony przy stałym obrotowym prądzie, lub przerywanym przy okresowym włączaniu i wyłączaniu prądu.</p>	<p>Zgrzewanie liniowe jest procesem bardzo wydajnym. Szybkość zgrzewania w zależności od rodzaju, grubości i kształtu zgrzewanych elementów waha się od 0,5-6 min/m. W warunkach otrzymania dobrego połączenia jest należyte oczyszczenie powierzchni oraz dokładne dopasowanie zgrzewanych elementów. Zgrzewanie ciągłe można stosować tylko do blach cienkich (0,2-0,3 mm). Zwyczajnie stosuje się zgrzewanie z okresowym włączaniem i wyłączaniem prądu zgrzewania. Natężenie prądu zgrzewania musi być większe niż dla tych samych grubości przy zgrzewaniu punktowym, o to ze względu na niewielkie odległości pomiędzy zgrzewkami i zachodzące w tym przypadku zjawiska bocznikowania prądu zgrzewania. Ciśnienie na elektrody dla zapewnienia stałości procesu powinno być również większe, niż dla tych samych grubości przy zgrzewaniu punktowym.</p>	<p>Zgrzewanie liniowe stosowane jest do wykonywania połączeń szczególnych i skomplikowanych w składowaniu rur o średnicach do 2,5 mm. Bardzo szeroko stosowany jest ten sposób łączenia w produkcji silników odrzutowych, gdzie stosowane są stałe i stopy ognioodporne. Zograniczony zakres stosowania się również do łączenia części płaskich o grubościach 0,2-0,3 mm. Ograniczeniem w stosowaniu tej metody jest analogicznie jak przy zgrzewaniu punktowym konieczność dostępu elektrod. Przykłady połączeń liniowych podane są w tabeli 5.</p>
Zgrzewanie dociskane (zwarcione)	 <p>Powierzchnie czółone łączonych części dociska się do siebie przed włączeniem prądu; gdy materiał w wyniku przepływu prądu dostatecznie rozgrzeje się, następuje silniejszy docisk powodujący charakterystyczne spęcenie metalu w miejscu łączonym. Powierzchnie czółone doprowadzone są do stanu plastycznego.</p>	<p>Dla uzyskania dobrego połączenia konieczna jest staranna obróbka powierzchni czółonych oraz ich należyte dopasowanie. Musi być przy tym zachowana napolisowalność. Jeżeli przekroje nie są dokładnie dopasowane, metal rozgrzewa się nierównomiernie. W miejscach słabiej nagranych lub zanieczyszczonych filmkami może nastąpić tylko „przyklejenie”. Konieczność sterowania dużego nacisku wstępnego uniemożliwia zgrzewanie tą metodą cienkich rur, blach itp. Ze względu na dużą wytrzymałość połączeń a szczególnie na obciążenia dynamiczne oraz ze względu na konieczność dokładnego obróbenia powierzchni czółonych, metoda ta zastępowana jest zgrzewaniem iskrowym.</p>	<p>Ze względu na to, że proces zgrzewania nie przebiega równomiernie, metoda ta nie może być stosowana do łączenia odpowiedzialnych części maszyn o dużym przekroju poprzecznym. Stosowane do łączenia narzędzi i narzędzi ze stali narzędziowej o ostrze ze stali szybkoobrotowej, członego rodzaju nakładek, do łączenia rur, obręczy kat. samochodowych i różnych części aparatury elektrycznych, jak lamp, transformatorów itp. Przykłady stosowanych połączeń podane są w tabeli 6.</p>
Zgrzewanie iskrowe	 <p>Łączące części dosunięte są do styku. Poprzez zetknięcie części, przepływa prąd elektryczny, który nadpiera nierówności przekroju, metal nadtopiony z obu stron łączy się tworząc „mostki”. Przez te mostki przepływa prąd o dużym natężeniu i w wyniku czego metal gwałtownie paruje wyzwalając ze szczególnej częstotliwości w postaci spoiny iskier. W miarę dosunięcia obu przekrojów mostki tworzą się i zrywają się w coraz nowych miejscach. W momencie gdy iskry obejmują całą powierzchnię, następuje silny docisk, stopiony metal i żużel zostają wycisnięte na zewnątrz tworząc charakterystyczny rąbek.</p>	<p>Powstałe w procesie zgrzewania bary metalu tworzą atmosferę ochronną zabezpieczającą roztopione powierzchnie przed utlenieniem, co bardzo korzystnie wpływa na własności mechaniczne połączenia. W warunkach uzyskania dobrego połączenia jest odpowiednio dobranie parametrów technologicznych, do których zalicza się:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) natężenie prądu zgrzewania przypadające na 1 mm<sup>2</sup></li> <li>2) siłę docisku,</li> <li>3) wielkość wysunięcia części ze szczęk elektrod,</li> <li>4) czas zgrzewania,</li> <li>5) podatek na stopienie i na osadzenie.</li> </ol> <p>Przy zgrzewaniu iskrowym należy przewidzieć dość znaczne nadatki na ubytki ze względu na stopienie i osadzenie. Zalety zgrzewania iskrowego i porównaniu ze zgrzewaniem zwarcionym są następujące:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) mniejsze zużycie energii elektrycznej,</li> <li>2) powierzchnie zgrzewane nie muszą być dokładnie obrabiane,</li> <li>3) możliwość zgrzewania części o różnych grubościach,</li> <li>4) możliwość zgrzewania większych przekrojów,</li> <li>5) proces przebiega szybciej.</li> </ol>	<p>Zgrzewanie iskrowe jako pierwotnie i bardziej ekonomiczne stosowane jest w zastępstwo zgrzewania zwarcionego. W produkcji lotniczej stosowane jest do łączenia wszelkiego rodzaju elementów usztywniających ze stali nierdzewnych i żaroodpornych, do łączenia elementów mechanizmów sterowniczych i innych podobnych części.</p>