

3

# TECHNIKA LOTNICZA

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

MAJ • 1958 • CZERWIEC

## TREŚCI ZESZYTU

S. MADEJSKI: XXII Międzynarodowe Targi Poznańskie 8—22 czerwca 1958 r.	61
A. TARNOGRODZKI: Kilka uwag o płatach strumieniowych	63
K. KUNACHOWICZ: Elektroniczne wyposażenie nowoczesnych samolotów cywilnych	71
E. RĄCZ i L. VARGA: Najkorzystniejsze warunki wznoszenia myśliwskich samolotów odrzutowych	78
Ludzie i zdarzenia	82
Notatnik użytkownika	85
Skrzynka techniczna	86
Przeglądamy usprawnienia	87
Na półkach księgarskich	89
Kronika	90
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	91
Pomoce konstruktorskie — H. ZATYKA: Spawanie w konstrukcjach lotniczych	okł.



# Spawanie w konstrukcjach lotniczych

Zebrał i opracował mgr inż. H. Zatyka

W trzeciej części Pomocy Konstruktorskich pt. „Spawanie w konstrukcjach lotniczych“ podano własności mechaniczne złącz spawanych niektórych gatunków stali, stopów magnezu, stopów aluminium, tlenku i tytanu oraz wykazy obowiązujących norm polskich i zagranicznych z zakresu spawalnictwa.

Uwzględnione zostały tylko materiały częściej w lotnictwie stosowane i należące do grupy tzw. trudnospawalnych, których własności złącz spawanych nie są na ogół podawane w popularnej literaturze spawalniczej. W grupie tej uwzględniony został również tytan, który mimo że obecnie w nowym przemyśle nie jest stosowany, należy do materiałów typowo lotniczych i w przyszłości na pewno znajdzie za-

stosowanie. Wszystkie złącza, których własności podane są w tabelach, wykonane są spawaniem łukowym w atmosferze argonu.

Tabele podające własności wytrzymałościowe złącz stalowych opracowane są na podstawie wyników badań i prób przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa — Zakład Technologii, pozostałe tabele opracowane są na podstawie danych w literaturze.

Uwaga: W części pierwszej użyto terminu „połączenia spawane“ jako popularnie stosowanego w przemyśle. Termin ten nie jest jednakże uznany przez Słownik Spawalniczy PKN i dlatego w części drugiej i trzeciej użyto terminu właściwego „złącza spawane“.

Tabela 12a

Orientacyjne parametry technologiczne ręcznego spawania w atmosferze argonu stopu magnezowego MA1

Rodzaj złącza	Grubość materiału mm	Materiał dodatkowy		Natężenie prądu A *	Prędkość przemieszczania argonu l/min	Średnica elektrody wolfranowej mm	Prędkość spawania cm/min
		rodzaj	wymiary				
	1,0	-	-	65-90	7,0-9,0	2-3	od 15-30
	1,2	-	-	65-90	7,0-9,0	2-3	
	1,5	-	-	70-95	7,0-9,0	2-3	
	1,0	MA1	1,2x4,5	70-90	7,0-9,0	2-3	
	1,2	MA1	1,5x4,5	70-95	7,0-10,0	2-3	
	1,5	MA1	1,5x4,5	90-115	8,0-10,0	2-3	
	2,0	MA1	φ2,0x2,5	90-115	8,0-9,0	3,0-3,5	
	3,0	MA1	φ2,0x3,0	100-130	9,0-10,0	3,0-3,5	

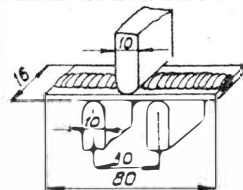
\* Dla prądu zmiennego.

Tabela 22

Własności mechaniczne złączy spawanych ze stali 30H6SA wykonanych różnymi metodami w porównaniu z własnościami materiału spawanego

Metoda spawania	Rodzaj obróbki cieplnej	Wytrzymałość Rr kG/mm <sup>2</sup>		Wydłużenie Qs - %	Łudarność U - kG/mm <sup>2</sup>	Kąt zagięcia próbki *
		złącza	staliwa			
Acetylenowe	Bez obróbki cieplnej	66,5-68,0	50,5-100,0	-	-	30-43
Arcatomowe Łukowe w atmosferze argonu	Materiał spawany	66,5-69,0	~100	-	-	23-27
		66,5-68,0	-	-	-	180
Acetylenowe	Ulepszone	113-117	119-122	9,1-11,1	2,6-8,2	32-42
Arcatomowe Łukowe w atmosferze argonu	Materiał spawany	107-113	110-114	9,8-12,8	5,8-7,6	50-100
		113-117	116-125	9,8-12,2	6,3-8,4	45-58
	Rr = 110-130 kG/mm <sup>2</sup>	116-117	119-122	9,0-12,0	-	180

\* Schemat próby zagięcia przedstawiony jest na wykresie Nr 4/22

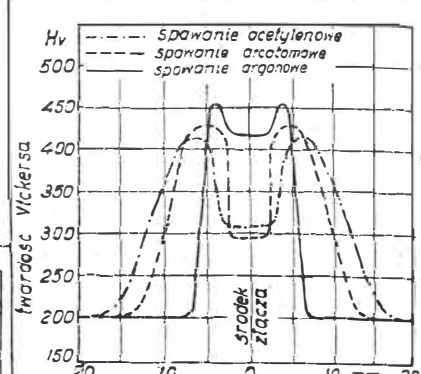


Wykres Nr 4/22  
Schemat próby zagięcia



Wykres Nr 6/22\*

Rozkład twardości w złączach spawanych ze stali 30H6SA po obróbce cieplnej no Rr = 110-130 kG/mm<sup>2</sup>



Wykres Nr 5/22

Rozkład twardości w złączach spawanych ze stali 30H6SA wykonanych różnymi metodami spawania i nie obrabianych cieplnie

\* Mianownik Nr wykresu odpowiada Nr tabeli z którą wykres jest związany

Tabela 23

Własności mechaniczne złączy spawanych ze stali austenitycznej 1H18N9T w porównaniu z własnościami materiału spawanego w zależności od temperatury

Temperatura próby °C	Własności materiału spawanego		Własności złącza	
	Rr - kG/mm <sup>2</sup>	a - %	Rr - kG/mm <sup>2</sup>	a - %
20	69,0-69,4	49,0-50,0	69,3-70,3	35,0-47,0
400	44,7-45,2	27,5-29,0	45,5-47,5	22,0-26,0
500	40,8-41,3	29,0-30,5	41,0-41,7	20,0-29,0
600	38,0-38,5	27,8-28,2	39,0-39,5	17,0-22,0
650	33,2-33,7	31,0-33,0	34,0-35,5	21,0-26,0
780	20,5-22,2	44,0-49,5	21,5-22,4	28,0-32,5

Technika Lotnicza. Pomoc Konstruktorów. T. 2, 256 Str. II od.

## СОДЕРЖАНИЕ

XXVII Международная Ярмарка в Познани	Стр. 61
Antoni Tarnogrodzki: Некоторые замечания	63
Krzysztof Kunachowicz: Электронное оборудование современных гражданских самолетов	71
Elemér Rácz: Наиболее благоприятные условия набора высоты реактивных истребителей	78
Люди и события — Zdzisław Gryglicki: Stefan Drzewiecki, великий ученый, изобретатель, пионер подводного мореплавания и пионер авиации	82
Заметки по технической эксплуатации	85
Технический почтовый ящик	86
Обзор новаторских предложений	87
На книжных полках	89
Хроника	90
Документальный обзор авиации	91
Конструкторские пособия — Henryk Zatyka: Сварка в авиационных конструкциях, ч. III	Обертки

## Contents

The XXVII International Fairs in Poznań	Page 61
A. Tarnogrodzki: Some remarks on jet flaps	63
K. Kunachowicz: Electronic Outfit for modern civil aircraft, part II	71
Elemér Rácz: Optimum climbing condition of jet-fighters	78
Men and Event — Z. Gryglicki: Stefan Drzewiecki great scientist, inventor, pioneer of underwater navigation and pioneer of aviation	82
The User's Note-Book	85
Technical Letter-Box	86
Review of Rationalisation Projects	87
On Bookseller's Shelves	89
Chronicle	90
Aviation Documentation Review	91
Designer's Data Sheets — H. Zatyka: Welding in Aircraft Construction (part III)	on cover

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor naczelny — mgr inż. Jan Paczowski. 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.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1958 r. Ark. wyd. 8,5. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 700 egz. Papier druk sat. kl. V, 70 g, 61X86/8. Maszynopis oddano do skład. 5.IV.58 r. Druk ukończono 30.VI.58 r. Cena egzemplarza 12 zł. Druk. im. Rewolucji Październikowej, Warszawa. Zam 642c/58. A-15

# TECHNIKA LOTNICZA

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

ROK XIII

MAJ – CZERWIEC 1958 R.

ZESZYT 3 (51)

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

## XXVII Międzynarodowe Targi Poznańskie 8–22 czerwca 1958 r.

W bieżącym roku Dyrekcja WCT NOT umożliwiła indywidualne wyjazdy przedstawicieli poszczególnych redakcji na XXVII Międzynarodowe Targi Poznańskie. Trzeba przyznać, że po doświadczeniach z lat ubiegłych sposób ten wydawał się najlepszy. Zysk na czasie, większa „elastyczność” pracy, wygodna zakwaterowania — oto korzyści bezspornie stwierdzone. W praktyce okazało się, że nie ma „ideału”. Na skutek nieporządku w Targowym Biurze Kwaterunkowym przedstawiciel „Techniki Lotniczej” był zmuszony zmieniać miejsce zakwaterowania podczas trzydniowego pobytu w Poznaniu, przy czym bardzo charakterystyczną wypowiedź pracownika tego Biura warto tu zanotować. Stwierdził on, że „papier jest cierpliwy” na uwagę, iż o tym napisze się w niniejszym sprawozdaniu.

Należy podkreślić, że głosy wielu sprawozdawców z lat ubiegłych dotarły jednak do uszu organizatorów i nasilenie wycieczek na Targi uległo znacznemu zmniejszeniu, umożliwiając zarówno wystawcom jak i fachowcom zwiedzającym na przeprowadzanie w atmosferze względnie spokojnej, rozmów bez użerania się z chmarą napastujących o ulotki reklamowe dzieciaków. Jednakże i w tym przypadku jeszcze daleko było od stanu idealnego. Nawet w rannych godzinach, kiedy Targi miały być dostępne tylko dla osób delegowanych, widziało się wiele dzieci wśród zwiedzających.

\* \* \*

Tuż przy wejściu głównym na Targi spotykamy się z pierwszym eksponatem lotniczym, który zdobył ogromną popularność wśród publiczności i był dzięki temu często punktem rodzinnym dla zagubionych a wzywanych przez radio członków rodzin lub uczestników wycieczek. Jest to śmigłowiec SM-1 w wersji sanitarnej, opracowany przez polskich konstruktorów. Dwie boczne gondole, mieszczące nosze, są umocowane wzdłuż kadłuba, przy czym łączą się one z wnętrzem kabiny obszernymi rękawami, dzięki którym lekarz może doglądać podczas lotu przewożonych chorych. W celu ustawienia noszy w gondoli odejmuje się osłonę wykonaną z tworzyw sztucznych, zaopatrzoną w duże okna.

Stoisko Polskich Zakładów Lotniczych i Motoimportu znajduje się w głównym, okrągłym pawilonie Targów, na wprost wejścia głównego i obejmuje przestrzeń pomiędzy obydwooma bramami wejściowymi.

Na niebieskim tle ściany zawieszono modele samolotów TS-8 „Bies”, M-2, PZL-101, PZL-102 „Kos”, oraz szybowców: „Sroka”, „Gil”, „Mucha 100A”, „Mucha Standart”, „Jaskółka Z-O”, „Czapla”, „Bocian” i „Zefir”. Ładnie wykonane modele, pozwalające w łatwy sposób zapoznać się z charakterystycznymi szczegółami konstrukcji, stanowią doskonały przegląd naszych wyrobów, z którymi pragniemy wyjść na rynki zagraniczne. Pokaz ten jest jednak bardzo jednostajny; wszystkie modele ustawione pod tym samym kątem mają pozycję lekkiego nurkowania. Aż prosiłoby się, żeby na przykład model akrobacyjnego samolotu M-2 ustawić w pozycji lotu na plecach, a jakaś smuga wykonana z drucików mogłaby obrazować początkową fazę jego lotu. Również na niebieskim tle chętnie widziałoby się chociażby zarysy Cumulusów, chmur tak nierozłącznie związanych z szybownictwem. Takie drobne szczegóły nie zmniejszyłyby użytkowego charakteru ekspozycji, a „ożywiłyby” znacznie ją, przyczyniając się do lepszego „chwytania” zwiedzających.

Na płycie ustawiono trzy modele śmigłowca SM-1 produkowanego w Polsce według licencji. Są to wersje opracowane przez naszych konstruktorów: sanitarne (jak opisany wyżej,

wystawiony w naturze), rolnicza (przeznaczony do opryskiwania) i pasażerska (pięciosobowy).

Obok ustawiono śmigło przestawialne (stosowane do samolotu Jak-12), śmigło drewniane stałe z kołpakiem (stosowane do TS-8), silnik WN-3 (używany do TS-8) oraz chłodnice oleju ulowe, w dwóch wielkościach.

Całości dopełniają trzy gabloty, zawierające drobne wyroby przemysłu lotniczego: przyrządy pokładowe, pompy, zawory i tym podobne urządzenia do instalacji hydraulicznych i pneumatycznych, membrany i rurki Bourdona oraz silniki modelarskie (szkoda, że nie uruchomiono hamowni tych silników).

Na stoisku stałe dyżury pełnią pracownicy poszczególnych zakładów wytwórczych PZL, którzy udzielają wyczerpujących informacji o wystawionym sprzęcie, przy czym zainteresowanemu wydawane są drukowane opisy w różnych językach.

Na terenie Targów jeszcze w szeregu stoisk można odnaleźć wyroby poszczególnych zakładów przemysłu lotniczego. Są to motocykle — zwykłe i do zawodów na torach żużlowych, silniki do kajaków i rowerów, odlewy i odkuwki ze stopów lekkich, pompy dozujące dla przemysłu włókien sztucznych, „Kret” — urządzenie stosowane w ratownictwie morskim do przeciągania lin w podłożu pod kadłubami zatopionych statków, i wiele innych.

Uzupełnieniem tego statycznego pokazu są eksponaty „latające” na terenie Targów, dostępne na lotnisku dla zainteresowanych. Są to śmigłowiec SM-1 oraz samoloty PZL-101 i PZL-102. Samolot PZL-101 jest wersją samolotu Jak-12, przystosowaną przez polskich konstruktorów do opryskiwania lasów i upraw rolnych. Może on w zbiorniku umieszczonym w kadłubie, na miejsce tylnych foteli i bagażnika, zabierać około 500 l cieczy trującej. Uruchamianie pompy tłoczącej ciecz, napędzanej wiatraczkiem umieszczonym pod kadłubem oraz otwieranie zaworu cieczy odbywa się z kabiny pilota za pomocą dźwigni ręcznej. Ciecz jest rozprowadzana dwoma przewodami rurowymi po obu stronach kadłuba zamocowanymi do zastrzałów i skrzydła. Liczne otwory pozwalają na dokładne rozbitcie wydostającej się cieczy w drobne kropelki. W celu poprawienia właściwości lotnych samolotu, zwłaszcza przy małych prędkościach lotu, skrzydła zostały zaopatrzone w płaszczyny brzegowe.

Samolot PZL-102 „Kos”, jest skonstruowany przez zespół kierowany przez mgra inż. Stanisława Lassotę, członka zespołu redakcyjnego „Techniki Lotniczej”. Jest to samolot dwumiejscowy, wolnonośny dolnopłat, całkowicie metalowy, z miejscami obok siebie, z silnikiem WN-1 typu bokser o mocy 65 KM, konstrukcji mgra inż. W. Narkiewicza, przeznaczony do turystyki powietrznej, z niecierpliwością wyczekiwanej przez rzeszę naszych pilotów sportowych. Dotychczasowe próby prototypu tego samolotu rokuja jak najlepszą jego przyszłość. Wzbudza on duże zainteresowanie wśród uczestników Targów, z kraju i z zagranicy.

\* \* \*

Poza Polską, tylko Czechosłowacja dała duży pokaz lotniczy, zarówno statyczny w swoim pawilonie, jak i dynamiczny — nad Targami i na lotnisku. Stoisko firmy OMNIPOL z daleka wskazuje na lotniczy charakter ekspozycji. W dwóch gablotach wystawiono liczne lotnicze przyrządy pokładowe oraz bardzo ciekawą radiostację pokładową LUN 3521 VKP 10, przeznaczoną do małych i średnich samolotów sportowych dla łączności z ziemią o zasięgu 150 km. Jest to 10-kanałowy nadajnik i odbiornik na częstotliwości w zakresie 108—132 MHz, wbudowane w pudło o rozmiarach 120×210×260 mm, o cię-

zarze 4,1 kG. Ciężar przetwornicy — 8,3 kG, łączny ciężar radiostacji — 12,4 kG. Ponad gablotami zawieszono redukcyjny model samolotu Meta-Sokol, liczne plansze obrazujące różne przejawy życia lotniczego oraz spadochron z rozwiniętą kwadratową czaszą, spadochronem pomocniczym i pilocikiem rozpinanym za pomocą urządzenia sprężynowego.

Stoisko jest bogato zaopatrzone w materiały informacyjne, nie tylko o sprzęcie pokazywanym na Targach, lecz także o innych wyrobach lotniczego przemysłu czechosłowackiego.

Na lotnisku znajdują się dwa samoloty: Zlin 226 i Meta-Sokol. Dzięki uprzejmości przedstawiciela firmy OMNIPOL, inż. L. Skoćdopole, sprawozdawca „Techniki Lotniczej” miał możliwość nie tylko dokładnie zapoznać się z konstrukcją samolotów i ich wyposażeniem, lecz także dokonać lotu na samolocie Meta-Sokol, mogąc bezpośrednio przekonać się o doskonałych właściwościach lotnych tego samolotu. Otrzymane fotografie zamieścimy w następnym zeszycie „Techniki Lotniczej”.

Na stoisku firmy KOVO miałem możliwość zapoznać się z ciekawą automatyczną aparaturą tensometryczną typu „Dustra” umożliwiająca rejestrację 50 punktów pomiarowych przy zastosowaniu elektromagnetycznych tensometrów. Aparatura ta — jak wynika z objaśnień uzyskanych od współtwórcy inż. O. Straka — może być zastosowana w lotnictwie do prób statycznych samolotów lub ich elementów, do pomiarów rozkładu ciśnień w tunelach aerodynamicznych oraz do prób dynamometrycznych. Tensometry o bardzo dużej czułości wykonywane są w całym szeregu rozmiarów i mogą być przyklejane, przylutowywane lub nawet przypawane do elementów konstrukcji badanej.

\* \* \*

Ekspozycją interesującą lotników (i nie tylko lotników) jest pokaz w pawilonie ZSRR. Model w skali naturalnej Sputnika, pierwszego sztucznego satelity wypuszczonego w październiku 1957 r. przez Związek Radziecki, jest zawieszony u stropu pawilonu. Drugi Sputnik, w przekroju pokazującym komory mieszczące aparaturę pomiarową oraz pierwszego żyjącego pasażera Kosmosu — psa Łajkę, ustawiony na podium, jest — według objaśnień udzielanych przez informatora — jednym z kilku egzemplarzy przygotowanych jednocześnie z tym, który został wyniesiony na orbitę. Na ścianie widoczny jest ogromny rysunek trzeciego radzieckiego satelity, oraz kilka rysunków, fotografii i cytata z prac K. Ciołkowskiego, duchowego twórcy dzisiejszych osiągnięć radzieckich w dziedzinie astronautyki i budowy rakiet.

Ponadto może zainteresować lotników w pawilonie radzieckim łódź motorowa „Wołga”, posiadająca charakterystyczne „płaty nośne” umieszczone w pewnej odległości pod kadłubem, dzięki którym łódź może uzyskiwać bardzo dużą prędkość, unosząc się nad poziomem wody i sunąc jedynie na owych płatach.

\* \* \*

Teren Targów oraz samo miasto Poznań są bogato upstrzone kolorowymi afiszami, przy czym duży procent tych plakatów jest o tematyce lotniczej. Zwłaszcza ucieszyły mnie afisze Polskich Linii Lotniczych LOT, o braku których wspominałem w zeszłorocznym sprawozdaniu z Targów Poznańskich. PLL LOT pokazały wiele różnorodnych plakatów — plon ogłoszonego konkursu. Również Motoimport nie pozostał w tyle. Zagraniczne przedsiębiorstwa transportu lotniczego były licznie reprezentowane wśród rozlepianych afiszów, wyróżniając się ciekawym ujęciem regionalizmów poszczególnych ...części świata.

\* \* \*

Zgodnie z tradycją, podczas wędrówek przez tereny i pawilony Targów wyszukiwałem tematy, które mogłyby być przydatne dla naszych Czytelników.

Firma Murphy Radio Limited, Electronics Division z Anglii wystawiła aparaturę nadawczo-odbiorczą Rebecca Mk. 8 B, przeznaczoną do zastosowania w lotnictwie komunikacyjnym.

Włoska firma Elettrorava z Turynu wystawiła cztery ze swoich kilkunastu wytwarzanych elektrycznych wyważarek dynamicznych, które pozwalają na przeprowadzanie badań w bardzo szerokim zakresie.

Firma Askania-Werke, Berlin-Friedenau (NRF), znana w swoim czasie z produkcji lotniczych przyrządów pokładowych, nie wznowiła obecnie tej działalności wytwórczej, pokazuje — między innymi — swoje od dawna rozwijane ręczne urządzenia samopiszące do pomiarów drgań.

Firma Carl Freudenberg, Simrit-Werk z Weinheim (NRF) była i w tym roku reprezentowana przez inż. Aleksandra Zinke. Wśród eksponatów tej firmy znanych z roku ubiegłego duże zainteresowanie wzbudziły pierścienie USIT przeznaczone do uszczelniania końcówek stosowanych w urządzeniach hydraulicznych, przy ciśnieniach roboczych do 600 kG/cm<sup>2</sup>. Są to pierścienie stalowe z przywulkanizowanymi wewnętrznymi trapezowymi pierścieniami, wykonanymi z materiału SIMRIT o twardości około 90° Shore'a, które odkształcając się uszczelniają połączenie. Od inż. Zinke uzyskałem obietnicę przygotowania dla „Techniki Lotniczej” artykułu o tego rodzaju uszczelnieniach.

Na stoisku firmy Siemens-Schuckertwerke A. G., Erlangen (NRF) przeprowadziłem dłuższą rozmowę z inż. Gerhardem Wiechmannem, nie tylko na tematy reprezentowanych przez jego firmę wyrobów. Zwrócił uwagę na niepunktualność samolotów PLL LOT oraz kłopoty spowodowane niedostarczeniem na czas skrzym z drukowanymi materiałami informacyjnymi, przeznaczonymi do obsłużenia wiedzających Targi. Wskutek tego, mogłem jedynie z egzemplarza podręcznego katalogu wynotować informacje o kablu elektrycznym, w izolacji ze sztucznego tworzywa opartego na polichloru winylu, przeznaczonym do instalacji oświetlenia lotnisk. Kabel ten opracowany przez firmę Siemens pod nazwą „Protodur-Flugplatzkabel” jest wytwarzany i stosowany w licznych przypadkach niemal na całej kuli ziemskiej. Są wykonywane dwa typy: FLYY — przewód miedziany osłonięty izolacją z protoduru, w osłonie również z protoduru, oraz FLYCY — przewód miedziany w izolacji z protoduru, osłonięty współśrodkowym przewodem ochronnym z drutów miedzianych, w zewnętrznej osłonie z protoduru. Od inż. Wiechmanna uzyskałem również obietnicę nadsylenia interesujących Czytelników „Techniki Lotniczej” informacji o lotniczych nowościach firmy Siemens.

Firma austriacka Ariadne, Draht und Kabelwerke A. G. z Wiednia, wystawiła kable elektryczne w osłonie izolacyjnej z silikonu, które nie mają ograniczenia stosowania w zakresie temperatur niskich, wysoką zaś wytrzymałość krótkotrwale do + 220°C.

Firma Rheydt A. G. (NRF) wystawiła również takie przewody z izolacją silikonową, która wytrzymuje długotrwałe działanie wysokich temperatur do + 180°C i jest odporne na działanie płomienia, w niskich zaś temperaturach wytrzymuje do — 80°C. Nasuwa się uwaga, aby sprawie izolacji silikonowej dla przewodów elektrycznych poświęcić i u nas więcej zainteresowania, ponieważ dotychczasowe nie zaspokajają wszystkich potrzeb lotnictwa.

Francuska firma P.A.I. (Profil Acier Ideal) pokazała kątowniki z podłużnymi wycięciami, które przy użyciu odobwiednich wkrętów i łączników dają się złożyć w półki magazynowe, meble biurowe i stoły warsztatowe itp. Z materiałów wystawionych przez wystawcę — firmę Firal — mogłem stwierdzić, że dla lotnictwa z elementów tych budowano drabinki i koźły montażowe do wyposażania samolotów, a nawet wieże wysokości 17 m do nauki skoków spadochronowych.

Na stoisku francuskiej firmy Société Organico przedstawiłno szereg wyrobów tłoczonych i odlewanych z tworzywa sztucznego RILSAN, o ciężarze właściwym 1,04 G/cm<sup>3</sup>, produktu pochodnego z oleju rycynowego, surowca wytwarzanego w dużych ilościach we Francji i jej koloniach. RILSAN wykazuje dobre właściwości dielektryczne, dużą odporność na działanie zasad, rozpuszczalników oraz organicznych i mineralnych kwasów.

Tworzywo to — RILSAN — jest wykorzystane do wyrobu ciekawych obejm, wystawianych przez firmę G.E.F.F. (Groupeement Economique de Fabricants Français) produkowanych przez Les Etablissements Colson z Paryża. Obejmy tego rodzaju mogłyby znaleźć zastosowanie w przemyśle lotniczym do mocowania przewodów rurowych oraz elektrycznych. Taśma obejm posiada odpowiednio ukształtowane ząbki, które po przeciągnięciu taśmy przez dwa otwory w zgrubionym jej zakończeniu, unieruchamiają obejmę. Obejmy te są we Francji zalecane do stosowania przy elektryfikacji.

Towarzystwo francuskie Rhodiacta wystawiło między innymi wyrobami również nylonowe elementy stosowane w elektrotechnice; zwłaszcza zaś — interesujące specjalistów od wyposażenia samolotowego — listwy do mocowania wielu przewodów elektrycznych, zakończonych oczkowymi końcówkami, o bardzo lekkiej budowie.

(dok. na str. 86)



Mgr inż. ANTONI TARNOGRODZKI

## Kilka uwag o płatach strumieniowych<sup>1)</sup>

W niniejszym artykule zostały omówione zasady działania płata strumieniowego, różne rozwiązania części strumieniowej płata oraz możliwość zastosowania koncepcji płata strumieniowego w lotnictwie.

### Lista symbolów

$\Theta_0$  — kąt początkowego odchylenia strumienia wyrzucanego.  
 $\Theta_{0g}$  — geometryczny kąt początkowego odchylenia strumienia wyrzucanego.

$\alpha$  — geometryczny kąt natarcia profilu strumieniowego.  
 $\beta$  — kąt wychylenia klapki sterującej.

$q_m$  — wydatek masowy strumienia wyrzucanego.  
 $Q'_m$  — wydatek masowy strumienia wyrzucanego przypadający na 1 m rozpiętości płata strumieniowego.

$v_J$  — prędkość strumienia wyrzucanego w przekroju wylotowym.

$J = q_m v_J$  (kG) — strumień pędu strumienia wyrzucanego (reakcja strumienia wyrzucanego).

$C$  — cięciwa profilu strumieniowego.

$S_J$  — powierzchnia odniesienia płata strumieniowego.

$\rho_\infty, p_\infty, v_\infty$  — gęstość, ciśnienie i prędkość w przepływie niezakłóconym przed profilem strumieniowym.

$c_J = \frac{q_m v_J}{\frac{\rho_\infty v_\infty^2}{2} S_J}$  — współczynnik strumienia wyrzucanego.

$\delta_J$  — szerokość szczeliny wylotowej strumienia.

$b_J$  — rozpiętość części strumieniowej modelu płata strumieniowego.

$b$  — całkowita rozpiętość modelu płata strumieniowego.

$\Gamma_J$  — cyrkulacja strumienia wyrzucanego.

$\Gamma_\alpha$  — cyrkulacja wynikająca z istnienia kąta  $\alpha$ .

$\Gamma = \Gamma_J + \Gamma_\alpha$

$c_z$  — współczynnik siły nośnej (ogólnie).

$(c_z) \Gamma_J$  — współczynnik siły nośnej wynikającej z istnienia cyrkulacji  $\Gamma_J$ .

$c_{za} = (c_z) \Gamma_\alpha$  — współczynnik siły nośnej wynikającej z istnienia cyrkulacji  $\Gamma_\alpha$ .

$(c_z)\beta$  — współczynnik siły nośnej wynikającej z istnienia kąta wychylenia klapki sterującej  $\beta$ .

$c_{zc}$  — współczynnik całkowitej siły nośnej działającej na profil (płat) strumieniowy.

$\Delta c_z = (c_z) \Gamma_J + c_J \cdot \sin(\Theta_0 + \alpha)$  — współczynnik siły nośnej spowodowanej obecnością strumienia wyrzucanego.

$c_{xp}$  — współczynnik oporu profilu bez strumienia wyrzucanego.

$(c_{xp})_J$  — współczynnik oporu profilowego profilu ze strumieniem wyrzucanym.

$c_{xJ}$  — współczynnik całkowitego oporu profilu strumieniowego.

$p$  — ciśnienie w otoczeniu danego punktu na profilu strumieniowym.

$\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{\frac{\rho_\infty v_\infty^2}{2}}$  — bezwymiarowy współczynnik ciśnienia.

$\bar{p}' = \frac{p - p_\infty}{q'_m v_J}$  — bezwymiarowy współczynnik ciśnienia.

$E = \frac{\Delta c_z - c_J \cdot \sin(\Theta_0 + \alpha)}{\Delta c_z}$  — skuteczność nośna profilu

(płat) strumieniowego.

$x_p$  — odległość środka parcia profilu strumieniowego, mierzona od krawędzi natarcia profilu.

$S$  — powierzchnia nośna samolotu.

— ciężar samolotu.

### Wstęp

Idea płata strumieniowego, tzn. płata, na którym pożądaną zmianę właściwości aerodynamicznych uzyskuje się wskutek oddziaływania na przepływ wokół profilu — oddzielnego stru-

mienia, wyrzucanego przez specjalną szczelinę biegnącą wzdłuż rozpiętości płata w pobliżu jego krawędzi spływu, zrodziła się w latach 30-tych, w wyniku poszukiwań urządzeń supernośnych, których zastosowanie umożliwiłoby zmniejszenie prędkości startu i prędkości lądowania samolotu.

W owym czasie do urządzeń supernośnych zaliczano przede wszystkim różnego rodzaju klapy, a więc klapy wielosegmentowe, klapy szczelinowe, klapy Fowlera i wreszcie klapy ze sterowaniem warstwy przyściennej.

Znane były również urządzenia supernośne, polegające na kombinacji wymienionych klap. Te ostatnie rozwiązania były już bardzo skuteczne, jednak konstrukcja ich była bardzo skomplikowana i ciężka. W związku z tym zaczęto poszukiwać innych rozwiązań.

Jeszcze w r. 1931 Bamber (USA), pracując nad zagadnieniem sterowania warstwy przyściennej, przeprowadził interesujące doświadczenie. Mianowicie, badał on w tunelu aerodynamicznym profil, na którym w okolicy krawędzi spływu był wydmuchiwany strumień powietrza w kierunku prostopadłym do prędkości niezakłóconego przepływu w tunelu aerodynamicznym. Okazało się, że wzrost siły nośnej działającej na taki profil był znacznie większy od udziału reakcji wydmuchiwanego strumienia powietrza.

Podobne doświadczenia z podobnym wynikiem przeprowadzili: Schubauer (USA) w r. 1933 oraz Hagedorn i Ruden (Niemcy) w r. 1938. Ci ostatni wytlumaczyli powstawanie dodatkowej siły nośnej na takim profilu odchyleniem przepływu wokół profilu przez wydmuchiwany w okolicy krawędzi spływu strumień powietrza<sup>2)</sup>.

Hagedorn i Ruden uważa się za twórców koncepcji profilu (płat) strumieniowego.

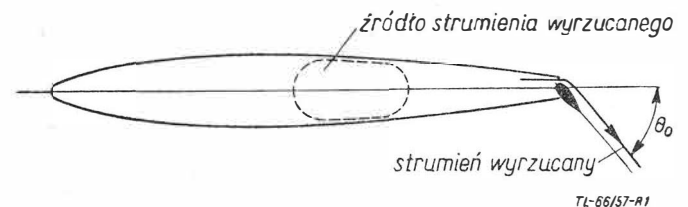
Zastosowanie w lotnictwie tej koncepcji było jednak uwarunkowane posiadaniem na samolocie odpowiedniego źródła energii dla wydmuchiwanego strumienia.

Użycie do tego celu sprężarki napędzanej przez silnik tłokowy nie dawało większych rezultatów niż sterowanie warstwy przyściennej na płacie z klapą, ponieważ sprężarka napędzana przez silnik tłokowy nie mogła zapewnić odpowiedniej intensywności wydmuchiwanego strumienia.

Odpowiednim źródłem energii strumienia mógł być dopiero silnik odrzutowy. Szeroko stosowany obecnie w lotnictwie napęd turbo-odrzutowy daje realne możliwości praktycznego wykorzystania koncepcji płata strumieniowego.

### Zasady działania profilu strumieniowego

Profillem strumieniowym będziemy nazywać profil przedstawiony na rys. 1. Profil ten posiada w okolicy krawędzi spływu wylot wydmuchiwanego strumienia powietrza lub powietrza i gazów spalinowych. Wydmuchiwany strumień będziemy nazywać strumieniem wyrzucanym.



Rys. 1. Schemat profilu strumieniowego

Na razie przyjmujemy, że we wnętrzu profilu znajduje się źródło strumienia wyrzucanego. Wylot strumienia wyrzucanego zaopatrzone jest w urządzenie umożliwiające ciągłą zmianę kierunku wydmuchiwanego strumienia wyrzucanego. Kierunek ten będziemy określać przy pomocy kąta  $\Theta_0$ , mierzonego od cięciwy zerowej siły nośnej profilu bez strumienia wyrzucanego w kierunku zgodnym z obrotem wskazówek zegara. Kąt  $\Theta_0$  nazwiemy kątem początkowego odchylenia strumienia wyrzucanego.

<sup>1)</sup> Artykuł napisany w oparciu o pracę magisterską autora, wykonaną w r. 1957 w Katedrze Aerodynamiki Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej pod kierunkiem doc. W. Prosnaka.

<sup>2)</sup> H. Hagedorn, P. Ruden — Windkanal-Untersuchungen an einem Junkers-Doppelflügel, LGL-Bericht A 64, 1938.



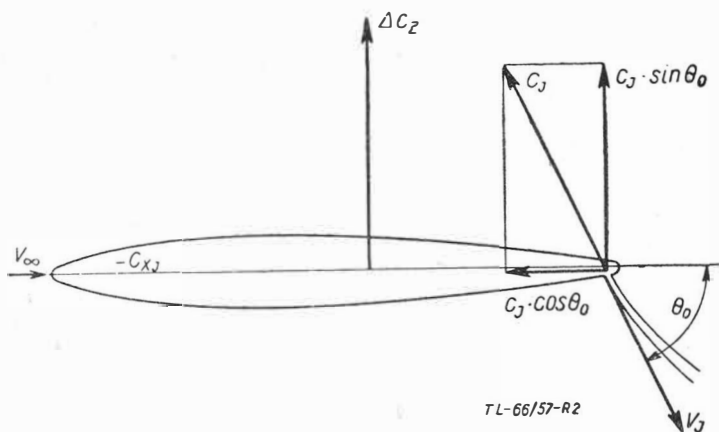
Intensywność strumienia będziemy określać przy pomocy bezwymiarowego współczynnika strumienia wyrzucanego  $c_J$ . Współczynnik  $c_J$  wyraża się wzorem:

$$c_J = \frac{q_m v_J}{\frac{\rho_\infty v_\infty^2}{2} S_J}$$

gdzie  $q_m$  jest wydatkiem masowym strumienia,  $v_J$  — prędkością strumienia w przekroju wylotowym,  $\rho_\infty v_\infty$  — gęstością i prędkością przepływu niezakłóconego przed profilem, a  $S_J$  — powierzchnią odniesienia płata strumieniowego (np. powierzchnią nośną „obsługiwana” przez strumień wyrzucany).

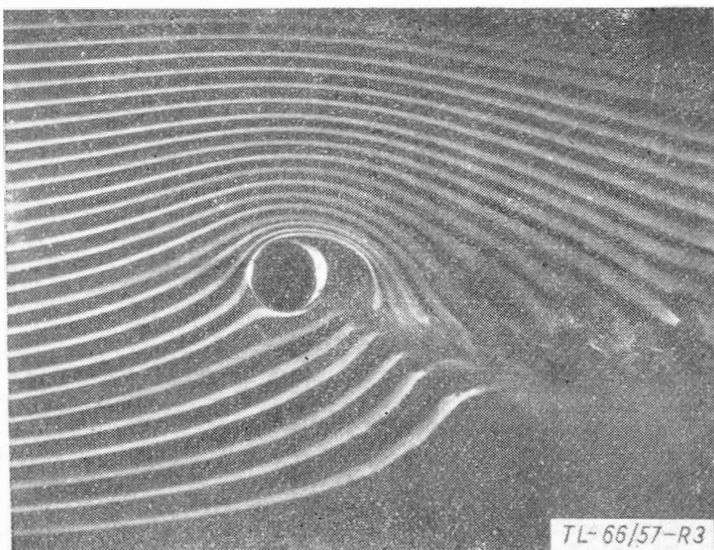
Płatem strumieniowym (franc. — aile à jet, ang. — jet wing, amer. — blowing wing, niem. — Strahlflügel) będziemy nazywać płat składający się z profili strumieniowych. Czasami płat strumieniowy bywa nazywany płatem z klapą strumieniową (franc. — volet fluide, ang. — jet flap, ros. — реактивной закрылок).

Omówienie zasad działania profilu strumieniowego zostanie zilustrowane fotografiami przepływu wokół profili strumieniowych w tunelu dymnym oraz wykresami rozkładu ciśnienia na profilach strumieniowych, uzyskanymi przez autora tego artykułu w wyniku przeprowadzonych badań profili strumieniowych.

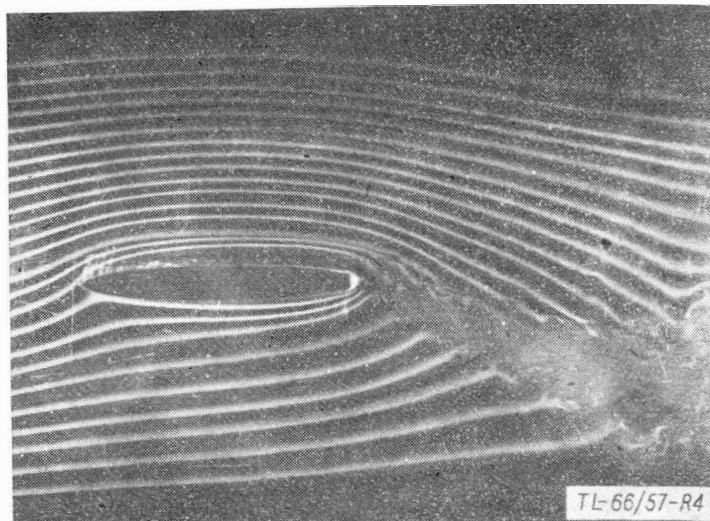


Rys. 2. Siły (współczynniki sił) działające na profil strumieniowy

Rozpatrzmy przypadek przepływu wokół profilu strumieniowego, gdy geometryczny kąt natarcia profilu (kąt zawarty między cięciwą zerowej siły nośnej a kierunkiem prędkości  $v_\infty/\alpha = 0^\circ$ , a kąt początkowego odchylenia strumienia wyrzucanego  $\theta_0$  jest większy od zera. Na profil strumieniowy działa w tym przypadku reakcja strumienia wyrzucanego  $J = q_m \cdot v_J$  (kG), którą możemy wyrazić przy pomocy współczynnika strumienia wyrzucanego  $c_J$ . Reakcję strumienia można rozłożyć na składowe (rys. 2): równoległą do kierunku



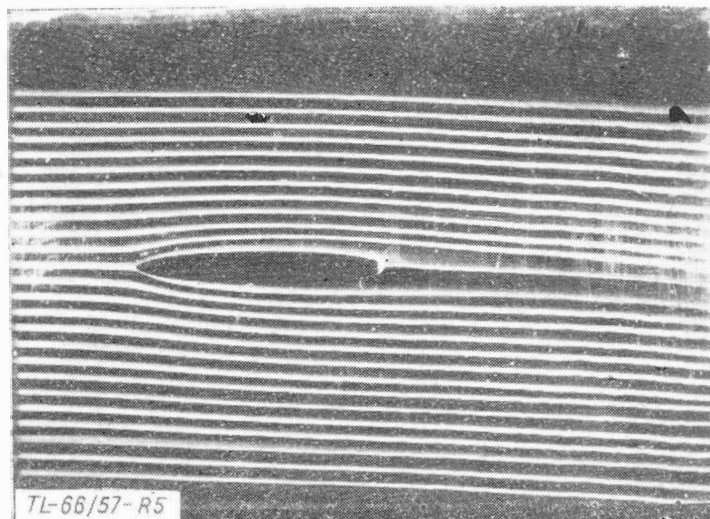
Rys. 3. Obraz przepływu, otrzymany w tunelu dymnym K.A.P.W., wokół kołowego profilu strumieniowego przy  $c_J > 0$ ;  $\theta_0 = 30^\circ$



Rys. 4. Obraz przepływu wokół profilu strumieniowego przy  $\alpha = 0^\circ$ ;  $c_J > 0$ ;  $\theta_0 = 26^\circ$

prędkości  $v_\infty - c_J \cos \theta_0$  i prostopadłą do kierunku  $v_\infty - c_J \sin \theta_0$ .

Przeprowadzone badania profili strumieniowych wykazują, że przyrost współczynnika siły nośnej  $\Delta c_z$  jest znacznie większy od wielkości  $c_J \sin \theta_0$ , jak już była o tym mowa, oraz że współczynnik oporu profilu strumieniowego  $c_{xJ}$  jest mniejszy niż wynikałoby to z zależności:  $c_{xJ} = c_{xP} - c_J \cos \theta_0$ , gdzie  $c_{xP}$  jest współczynnikiem oporu profilu bez strumienia wyrzucanego.



Rys. 5. Obraz przepływu wokół profilu przy  $\alpha = 0^\circ$ ;  $c_J = 0$

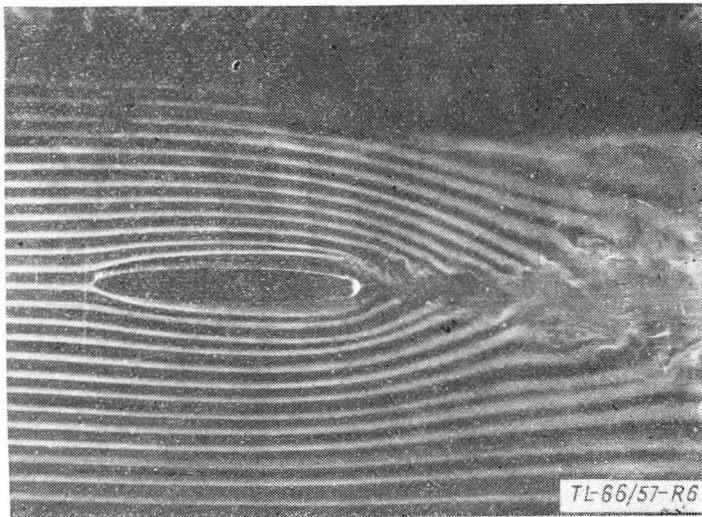
Zastanówmy się, jakie są przyczyny tych korzystnych zmian wywołanych w przepływie wokół profilu działaniem strumienia wyrzucanego.

W przypadku  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\theta_0 > 0^\circ$ , strumień wyrzucany odchyła do dołu przepływ wokół profilu, podobnie, jak zrobiłaby to klapa konwencjonalna. Nazwiemy to odchylenie przepływu wokół profilu — efektem „klapowym” strumienia wyrzucanego. Powstawanie efektu „klapowego” dobrze ilustrują rysunki 3 i 4. Z rysunków tych widać, że na grzbiecie profilu indukuje się podciśnienie (małe odstępy między poszczególnymi strugami dymu), a na spodzie profilu nadciśnienie (duże odstępy między strugami dymu).

Oddziaływanie strumienia wyrzucanego na przepływ wokół profilu nie ogranicza się do wywołania w przepływie efektu „klapowego”. Zwróćmy uwagę na to, że strumień wyrzucany i przepływ wokół profilu są przepływami płynu lepkiego. Przepływ wokół profilu strumieniowego bez strumienia wyrzucanego będziemy nazywać przepływem zewnętrznym, zaś sam strumień — przepływem wewnętrznym. Właśnie lepkość tych dwóch przepływów jest przyczyną indukowania się w przepływie zewnętrznym dodatkowego przepływu.

Powstawanie dodatkowego przepływu ilustrują rysunki 5 i 6 oraz rysunki 7, 8 i 9.



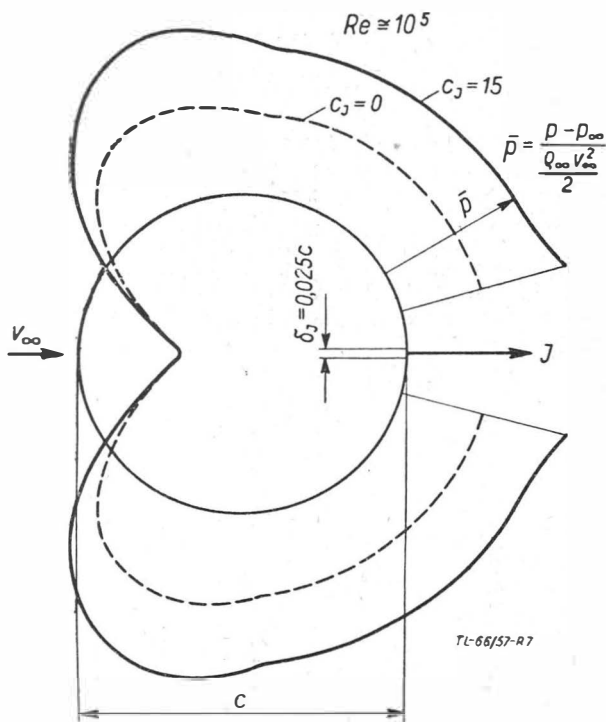


Rys. 6. Obraz przepływu wokół profilu strumieniowego przy  $\alpha = 0^\circ$ ;  $c_J > 0$ ;  $\theta_0 = 0^\circ$

Na rys. 6 widać wyraźnie (w porównaniu z rys. 5) indukcję w przepływie zewnętrznym „dodatkowego” przepływu.

Rysunek 7 przedstawia rozkład ciśnienia ( $p - p_\infty$ ), gdzie  $p$  jest ciśnieniem w otoczeniu danego punktu na profilu, a  $p_\infty$  ciśnieniem panującym w przepływie niezakłóconym, na kołowym profilu strumieniowym, w porównaniu z rozkładem ciśnienia dla profilu kołowego bez strumienia wyrzucanego (wykres kreskowany).

Na rys. 8 i 9 pokazane są rozkłady ciśnienia ( $p - p_\infty$ ) na profilach kołowym i lotniczym w obecności strumienia wyrzucanego, ale przy  $v_\infty = 0$ . W tym przypadku ciśnienie

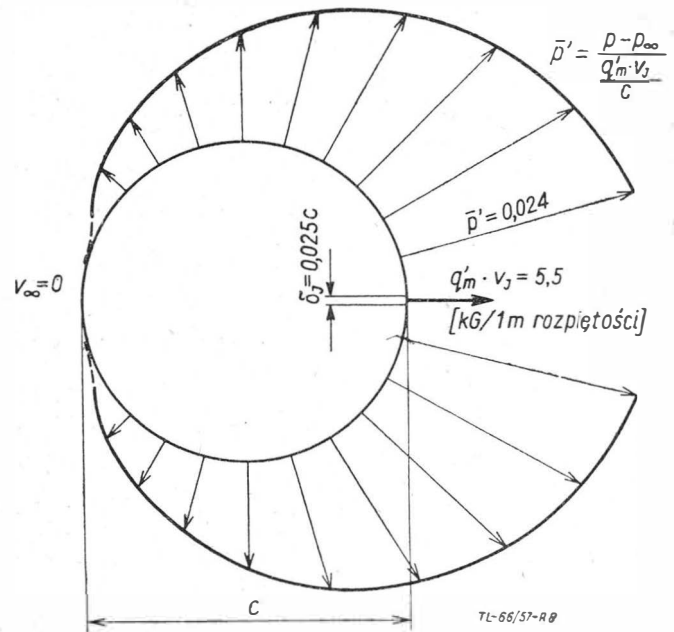


Rys. 7. Rozkład ciśnienia na kołowym profilu strumieniowym przy  $c_J = 15$ ;  $\theta_0 = 0^\circ$  (wykres ciągły) oraz rozkład ciśnienia na profilu kołowym niestrumieniowym (wykres przerywany)

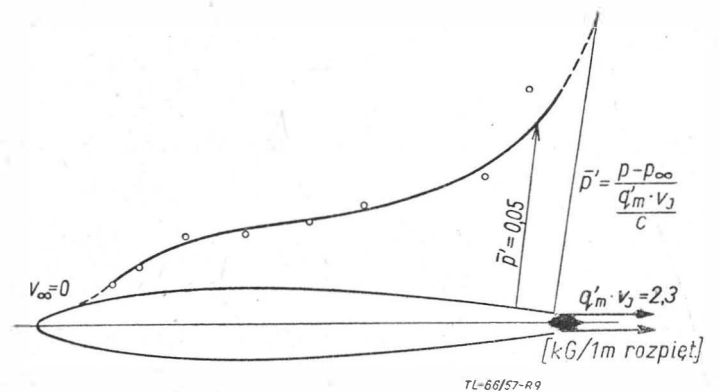
( $p - p_\infty$ ) wyrażono przy pomocy bezwymiarowego współczynnika ciśnienia  $\bar{p}$ . Współczynnik  $\bar{p}$  określono jako:

$$\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{\frac{\rho'_m v_J}{C}}$$

gdzie  $q'_m$  jest wydatkiem masowym strumienia przypadającym na 1 m rozpiętości płata strumieniowego, a  $C$  — cięciwą profilu strumieniowego.



Rys. 8. Rozkład ciśnienia na kołowym profilu strumieniowym przy  $v_\infty = 0$



Rys. 9. Rozkład ciśnienia na profilu strumieniowym przy  $v_\infty = 0$

W przypadku przepływu przy  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\theta_0 > 0^\circ$ , przepływ „dodatkowy” indukuje się niesymetrycznie na grzbiecie i spodzie profilu.

W tym przypadku efekt „kłapowy” strumienia wyrzucanego oraz niesymetryczny przepływ „dodatkowy” są przyczyną powstania w przepływie zewnętrznym wokół profilu strumieniowego — pewnej cyrkulacji. Cyrkulację tę będziemy nazywać cyrkulacją strumienia wyrzucanego. Oznaczmy ją symbolem  $\Gamma_J$ .

Tak więc, współczynnik całkowitej siły nośnej działającej na profil strumieniowy możemy wyrazić w sposób następujący:

$$c_{zC} = \Delta c_z = (c_z)_{rJ} + c_J \sin \theta_0$$

gdzie  $(c_z)_{rJ}$  jest współczynnikiem siły nośnej wynikającej z istnienia cyrkulacji strumienia wyrzucanego  $\Gamma_J$ .

Omawiany przypadek przepływu przedstawia rys. 4.

Powiedzieliśmy już, że w przepływie zewnętrznym indukuje się przepływ „dodatkowy”. Powoduje on wzrost prędkości w warstwie przyściennej, co pociąga za sobą zmniejszenie oporu profilowego profilu strumieniowego. Ten zmniejszony opór profilowy wyrazimy przy pomocy współczynnika oporu profilowego profilu strumieniowego ( $c_{xp}$ ).

Oczywiście:

$$c_{xJ} = c_{xp}J - c_J \cdot \cos \theta_0.$$

Można tak dobrać parametry strumienia wyrzucanego, że  $(c_{xp})_J \approx 0$ , wtedy będzie  $c_{xJ} \approx -c_J \cos \theta_0$ .

W przypadku  $\alpha > 0^\circ$ ,  $\theta_0 > 0^\circ$ , cyrkulacja w przepływie wyraża się sumą:

$$\Gamma = \Gamma_J + \Gamma_a$$

gdzie  $\Gamma_a$  jest cyrkulacją wynikającą z istnienia dodatniego kąta  $\alpha$ .



Współczynnik całkowitej siły nośnej wyraża się wtedy wzorem:

$$c_{zc} = (c_z)_{r_f} + (c_z)_{r_a} + c_f \sin(\theta_0 + \alpha)$$

Rekapitulując, można powiedzieć, że wzrost siły nośnej oraz zmniejszenie oporu na profilu strumieniowym jest spowodowane trzema czynnikami:

- 1) bezpośrednią reakcją strumienia wyrzucanego, działającą na wylot strumienia,
- 2) powstaniem w przepływie wokół profilu strumieniowego cyrkulacji strumienia wyrzucanego,
- 3) oddziaływaniem strumienia wyrzucanego na warstwę przyścienną.

### Właściwości aerodynamiczne profili (płatów) strumieniowych

Profilom strumieniowym będziemy nazywać płat strumieniowy o jednostkowej rozpiętości w przepływie płaskim. Większość naszych rozważań poświęcimy właśnie profilom strumieniowym.

Aerodynamiczne właściwości profili (płatów) strumieniowych zależą w wysokim stopniu od podstawowych parametrów strumienia wyrzucanego, to znaczy od współczynnika  $c_f$  i kąta  $\theta_0$ , a także od sposobu wyrzucania i sterowania kąta  $\theta_0$  strumienia wyrzucanego.

Natomiast właściwości te zależą w niewielkim stopniu od grubości względnej profilu oraz od wyboru samego profilu.

Podstawową zależnością dla profili (płatów) strumieniowych jest zależność  $c_{zc}$  ( $c_f$ ) przy  $\theta_0 = \text{const}$ .

Rozważania teoretyczne, badania profili (płatów) strumieniowych przy pomocy metody analogii hydro-elektrodynamicznej oraz pomiary bezpośrednie wykazują, że współczynnik całkowitej siły nośnej, działającej na profil (płat) strumieniowy, w funkcji współczynnika strumienia  $c_f$  wyraża się następującymi zależnościami:  $c_{zc} = \text{const} \cdot \sqrt{c_f} \sin(\theta_0 + \alpha)$ , dla małych wartości  $c_f$  i  $c_{zc} = \text{const} \cdot c_f \sin(\theta_0 + \alpha)$ , dla dużych wartości  $c_f$ .

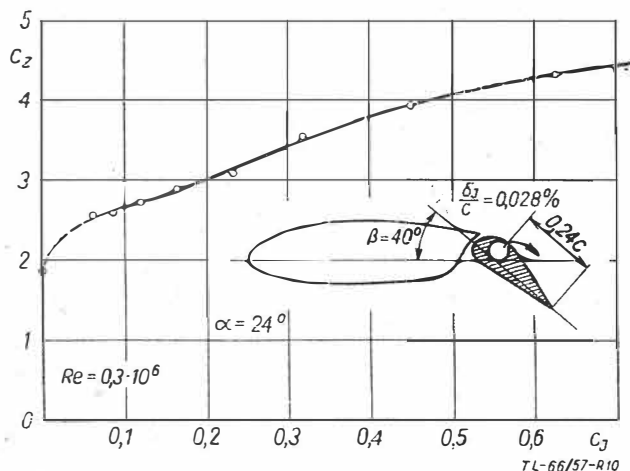
Zależności te są słuszne dla kątów  $\theta_0$  spełniających warunków:

$$(\theta_0 + \alpha) \leq 90^\circ$$

Stała w przytoczonych wzorach oraz granica między zakresami „małych” i „dużych” wartości współczynnika  $c_f$  zależą w dużym stopniu od sposobu wyrzucania i sterowania kąta  $\theta_0$  strumienia wyrzucanego.

Poświęcimy teraz kilka słów różnym rozwiązaniom wylotu strumienia oraz różnym urządzeniom do sterowania kąta  $\theta_0$ .

Na pierwszych profilach strumieniowych sterowanie kąta  $\theta_0$  odbywało się przy pomocy konwencjonalnej kłapy o cięciwy rzędu 20—25% cięciwy profilu. Strumień był wydmuchiwany bądź z noska kłapy (rys. 10), jak zrealizowane to jest na pro-



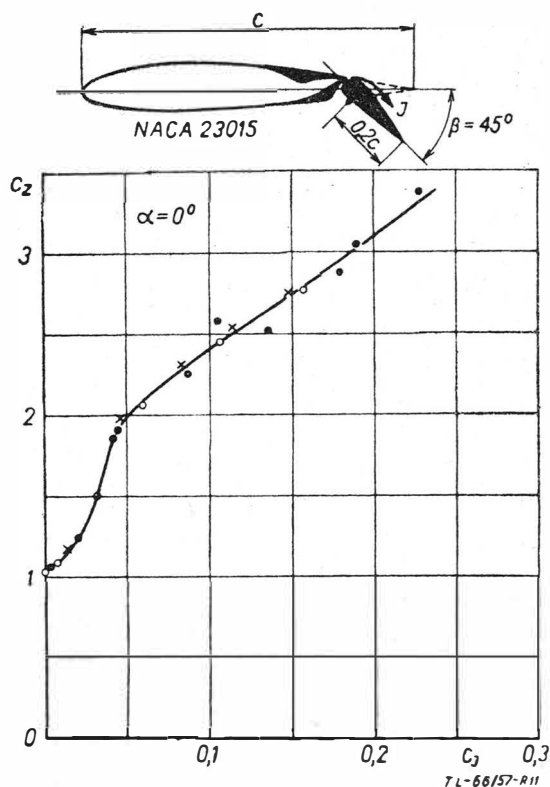
Rys. 10. Profil badany w I.M.F. de Marseille oraz zależność  $c_z$  ( $c_f$ ) dla tego profilu

filu Valencięgo<sup>3)</sup>, bądź z wnętrza profilu nad grzbietem kłapy — przykładem może być profil Schwiera (Göttingen — 1943) przedstawiony na rys. 11.

Profile strumieniowe z kłapą konwencjonalną nie były jeszcze, w pełnym tego słowa znaczeniu, profilami strumienio-

wymi, bowiem posiadały prawie te wszystkie wady, jakie powoduje kłapa konwencjonalna.

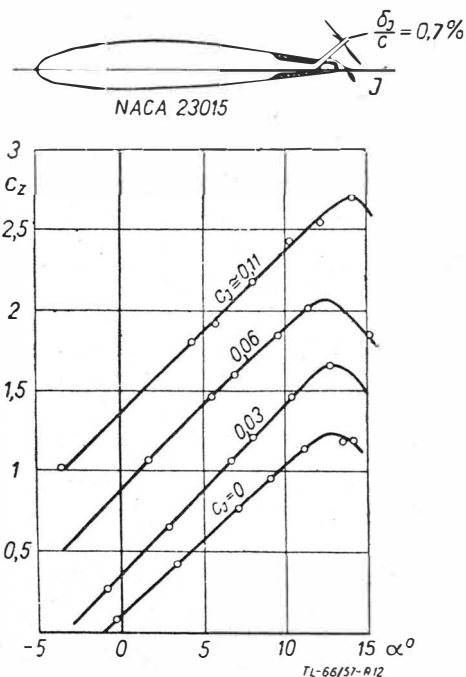
Próbie usunięcia kłapy konwencjonalnej z profilu strumieniowego przedstawia rys. 12 (profil Schwiera z r. 1944), jednak na takim profilu nie można było uzyskać dużych kątów  $\theta_0$ .



Rys. 11. Profil badany w A.V.A. Göttingen oraz zależności  $c_z$  ( $c_f$ ) dla tego profilu

Na rys. 13 pokazany jest inny profil Schwiera z r. 1944, nie posiadający urządzenia do ciągłej zmiany kąta  $\theta_0$ . Profil ten jest korzystny tylko pod jednym względem: wylot strumienia wyrzucanego nie pogrubia zbyt mocno krawędzi spływu profilu, w związku z czym profil ten może być zastosowany przy locie „niestrumieniowym”. Natomiast takie rozwiązanie posiada szereg wad. Wymienię tylko dwie, z punktu widzenia aerodynamiki profilu strumieniowego najbardziej niekorzystne.

1. Kąt  $\theta_0$  jest na takim profilu znacznie mniejszy od kąta  $\theta_{0g}$ , wynikającego z geometrii wylotu strumienia wyrzu-



Rys. 12. Profil strumieniowy badany w A.V.A. Göttingen oraz zależności  $c_z$  ( $\alpha$ ) dla różnych wartości  $c_f$  tego profilu

<sup>3)</sup> Institut de Mecanique des Fluides de Marseille — 1912.



canego. Powodem tego jest bezpośrednie oddziaływanie przepływu zewnętrznego na wylot strumienia.

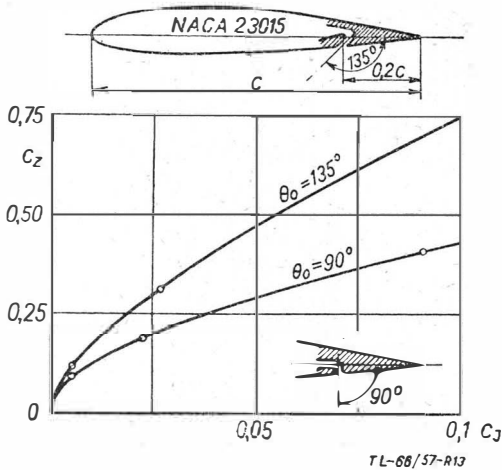
2. Bezpośrednie oddziaływanie przepływu zewnętrznego na wylot powoduje także zmniejszenie efektywnej szerokości szczeliny wylotowej strumienia. Nie można zwiększyć efektywnej szerokości szczeliny przez powiększenie geometrycznej szerokości szczeliny, ponieważ wzrost tej ostatniej pociąga za sobą spadek kąta  $\theta_o$ .

Zauważmy, że kąt początkowego odchylenia strumienia wyrzucanego  $\theta_o$  jest to taki kąt, który w warunkach laboratoryjnych można określić z zależności:

$$\operatorname{tg} \theta_o = J \sin \theta_o / J \cos \theta_o,$$

gdzie  $J \sin \theta_o$  i  $J \cos \theta_o$  są składowymi reakcji strumienia wyrzucanego, zmierzonymi przy pomocy wagi aerodynamicznej.

Jeszcze innym przykładem rozwiązania wylotu strumienia jest profil Grusona<sup>4)</sup>, przedstawiony na rys. 14. Rozwiązanie

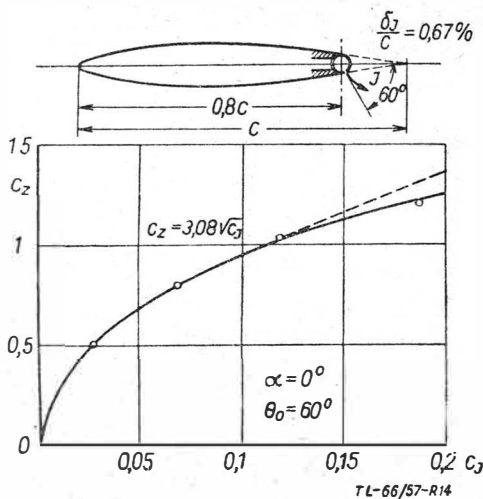


Rys. 13. Profile strumieniowe badane w A.V.A. Göttingen oraz zależności  $c_z(c_J)$  dla tych profili

to posiada te same wady co ostatni profil Schwiera (rys. 13), a oprócz tego pogrubia znacznie krawędź spływu profilu.

Według zdania autora, wylot strumienia wyrzucanego powinien być tak rozwiązany, żeby spełniał następujące warunki:

1. Przy danych  $\theta_o$  i  $c_J$ , na profilu powinna powstawać możliwie największa siła nośna.

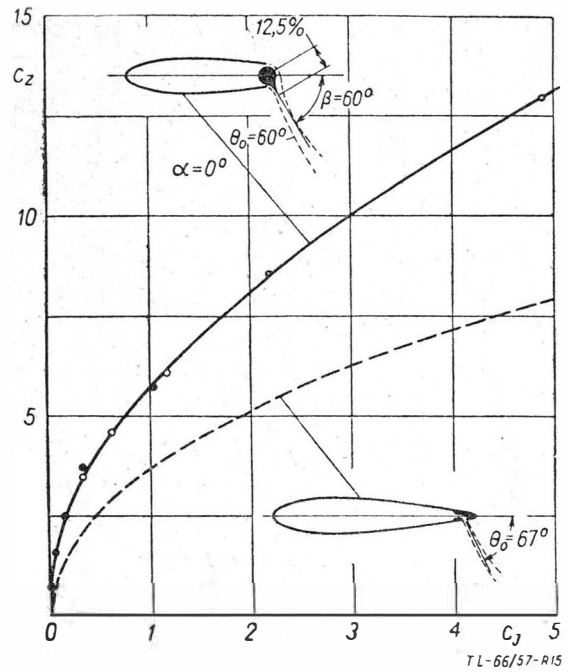


Rys. 14. Profil strumieniowy badany w I.A.T. St. Cyr oraz zależność  $c_z(c_J)$  dla tego profilu

2. Krawędź spływu profilu strumieniowego powinna być możliwie cienka i mało zniekształcona, ponieważ profil strumieniowy powinien posiadać niewielki opór także w warunkach lotu „niestrumieniowego”.

3. Urządzenie do sterowania kątem  $\theta_o$  powinno zapewniać uzyskiwanie dużego (do  $\sim 90^\circ$ )  $\theta_o$ .

4. W przypadku sterowania kątem  $\theta_o$  przy pomocy klapy, cię-



Rys. 15. Profile strumieniowe badane w ONERA — Francja oraz zależności  $c_z(c_J)$  dla tych profili

ciwa tejże powinna być jak najmniejsza, gdyż opór profilu strumieniowego z klapką sterującą kątem  $\theta_o$  przy  $\theta_o = \text{const.}$ , jest tym większy im dłuższa jest cięciwa klapy.

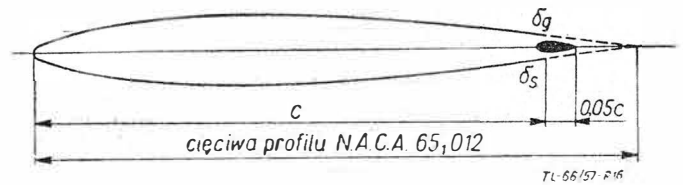
5. Strumień wyrzucany powinien oddziaływać na warstwę przyścienną na możliwie największej części obwodu profilu. Na przykład profil pokazany na rys. 14 jest pod tym względem korzystniejszy niż profil przedstawiony na rys. 11.

Wymienionych warunków nie spełniają przytoczone dotychczas rozwiązania wylotu strumienia wyrzucanego.

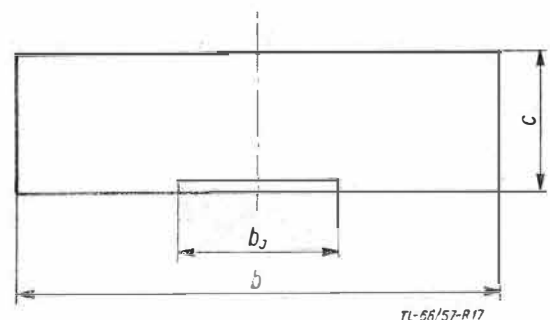
W ONERA (Office National d'Etudes et de Recherche Aéronautique) od r. 1953 przeprowadzane są systematyczne badania profili i płatów strumieniowych. Jeden z profili strumieniowych ONERA (rys. 15) spełnia wszystkie powyższe warunki z wyjątkiem 2 (krawędź spływu profilu jest pogrubiona) i częściowo 4 (cięciwa klapy sterującej jest stosunkowo dość długa, wynosi bowiem 12,5% cięciwy profilu).

Zdaniem autora, wszystkie wymienione warunki spełnia profil strumieniowy badany w r. 1957 w Katedrze Aerodynamiki Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej. Profil ten przedstawia rys. 16. Sterowanie kątem  $\theta_o$  na tym profilu zrealizowano przy pomocy stosunkowo smukłej klapy sterującej o cięciwie równej 5% cięciwy profilu strumieniowego.

$$\delta_{max} = (\delta_g + \delta_s)_{max} = 0,01 \cdot c$$

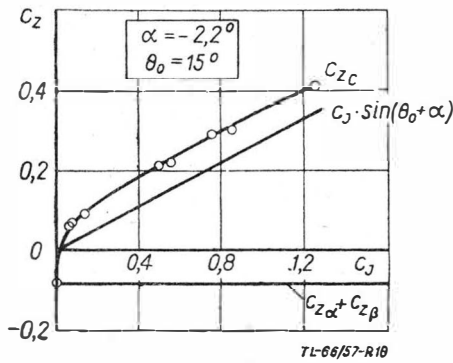


Rys. 16. Profil strumieniowy badany przez autora w Kat. Aerodynamiki P.W. w r. 1957



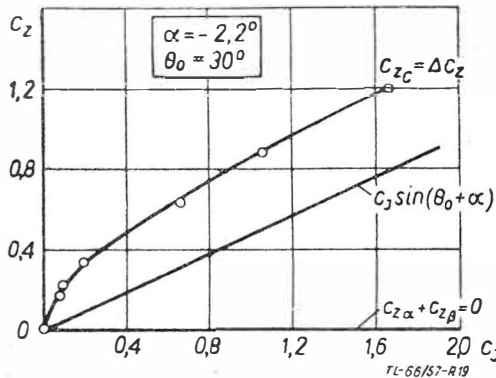
Rys. 17. Schemat płata strumieniowego badanego w K.A.P.W.

4) Institut Aérotechnique de Saint Cyr — 1950.



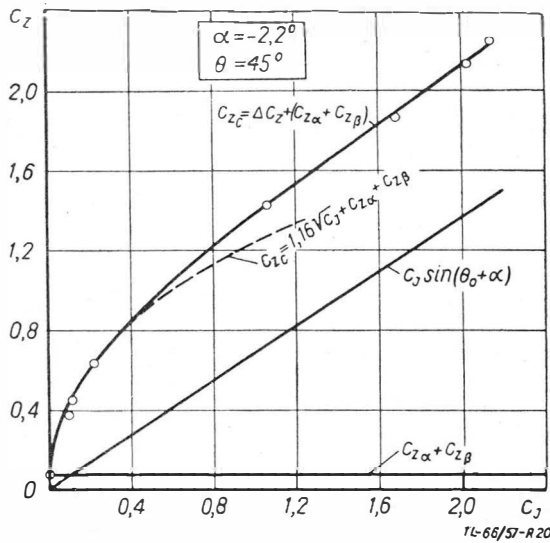
TL-66/57-R18

Rys. 18. Zależność  $c_z(c_j)$  przy  $\alpha = -2,2^\circ$ ;  $\theta_0 = 15^\circ$ , uzyskana dla profilu strumieniowego badanego w K.A.P.W.



TL-66/57-R19

Rys. 19. Zależność  $c_z(c_j)$  przy  $\alpha = -2,2^\circ$ ;  $\theta_0 = 30^\circ$ , uzyskana dla profilu strumieniowego badanego w K.A.P.W.



TL-66/57-R20

Rys. 20. Zależność  $c_z(c_j)$  przy  $\alpha = -2,2^\circ$ ;  $\theta_0 = 45^\circ$ , uzyskana dla profilu strumieniowego badanego w K.A.P.W.

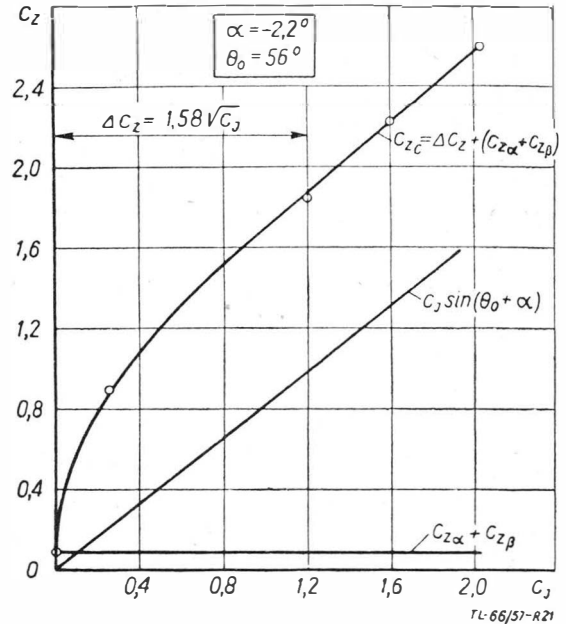
Krawędź spływu tego profilu jest znacznie cieńsza niż w przypadku omawianego profilu ONERA. Mimo małej cięciwy klapki sterującej, uzyskiwano kąt  $\theta_0$  równy kątowi wychylenia klapki sterującej  $\beta$ . Możliwe było to do zrealizowania dzięki temu, że większa część strumienia wyrzucanego była wydmuchiwana pod spodem klapki sterującej. Pozostała część strumienia opuszczała profil nad grzbietem klapki sterującej, powodując korzystne zmiany w rozkładzie prędkości w warstwie przyściennej przepływu zewnętrznego nad grzbietem całego profilu. Jak wykazały badania, część strumienia wydmuchiwana nad grzbietem klapki sterującej posiadała kąt  $\theta_0$  równy kątowi  $\beta$ . Spowodowane było to tym, że strumień wydmuchiwany pod spodem klapki sterującej „zapobiegał” bezpośredniemu oddziaływaniu przepływu zewnętrznego na wylot strumienia wyrzucanego nad grzbietem klapki sterującej.

Przedstawimy teraz kilka najważniejszych, z punktu widzenia aerodynamiki, zależności dla profili strumieniowych, uzyskanych w Katedrze Aerodynamiki P. W. Pomiary prze-

prowadzono na modelu płata o wydłużeniu całkowitym równym 3,5, a wydłużeniu części strumieniowej płata równym 0,85 (rys. 17).

Rysunki 18, 19, 20 i 21 przedstawiają zależności  $c_z(c_j)$  przy  $\theta_0 = \text{const}$ . Współczynnik całkowitej siły nośnej  $c_{zC}$  składa się z następujących składników:

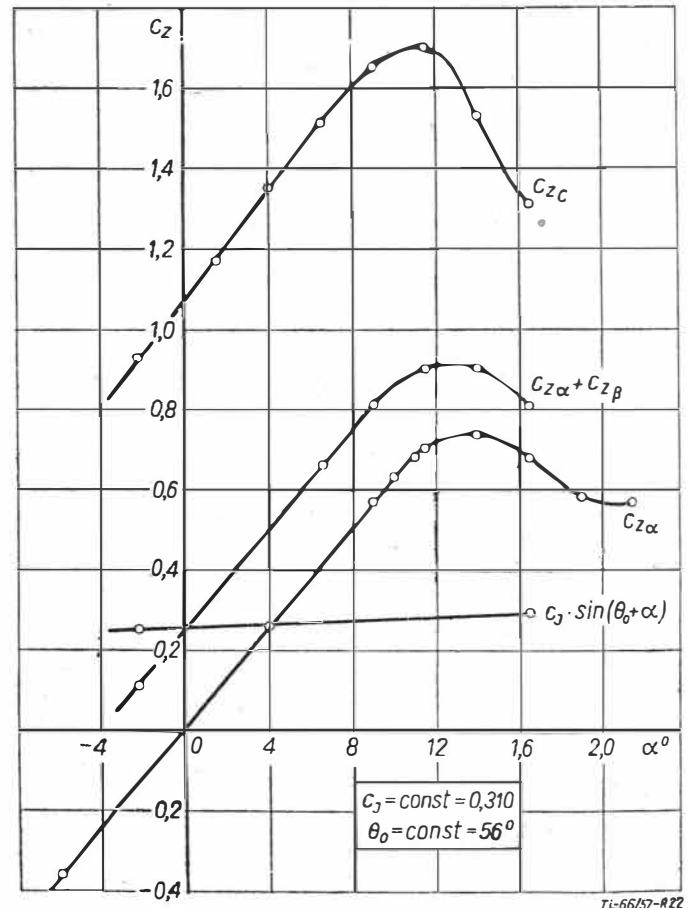
$c_{z\alpha} = (c_z) \Gamma_\alpha$  — współczynnik siły nośnej wynikającej z istnienia kąta  $\alpha$ .



TL-66/57-R21

Rys. 21. Zależność  $c_z(c_j)$  przy  $\alpha = -2,2^\circ$ ;  $\theta_0 = 56^\circ$ , uzyskana dla profilu strumieniowego badanego w K.A.P.W.

$(c_z)_\beta$  — współczynnik siły nośnej wynikającej z istnienia kąta wychylenia klapki sterującej  $\beta$  (bez strumienia wyrzucanego).  $(c_z) \Gamma_j$  — współczynnik siły nośnej wynikającej z istnienia cyrkulacji strumienia wyrzucanego.



TL-66/57-R22

Rys. 22. Zależność  $c_z(c_j)$  przy  $c_j = 0,310$ ;  $\theta_0 = 56^\circ$ , uzyskana dla profilu strumieniowego badanego w K.A.P.W.



$c_j \sin(\theta_0 + \alpha)$  — współczynnik składowej, prostopadłej do kierunku  $v_\infty$ , reakcji strumienia wyrzucanego.

$$c_{zc} = c_{za} + (c_2)\beta + (c_2)\Gamma_j + c_j \sin(\theta_0 + \alpha).$$

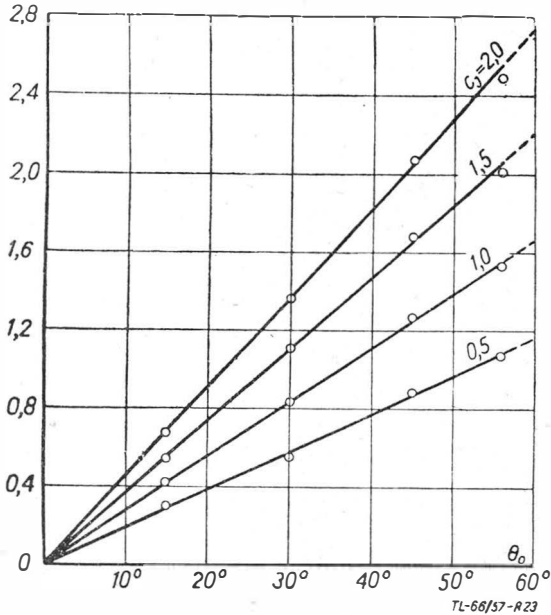
Na rys. 22 przedstawiona jest zależność  $c_z(\alpha)$  przy  $c_j = \text{const.}$ , oraz przy  $\theta_c = \text{const.}$

Rys. 23 pokazuje zależność  $\Delta c_z = c_{zc} - [c_{za} + (c_2)\beta]$  od  $\theta_0$ , dla różnych wartości współczynnika  $c_j$ .

Wprowadzimy do naszych rozważań pewne nowe pojęcie, mianowicie, pojęcie tak zwanej skuteczności nośnej profilu (płata) strumieniowego. Skuteczność nośna profilu (płata) strumieniowego wyraża się zależnością:

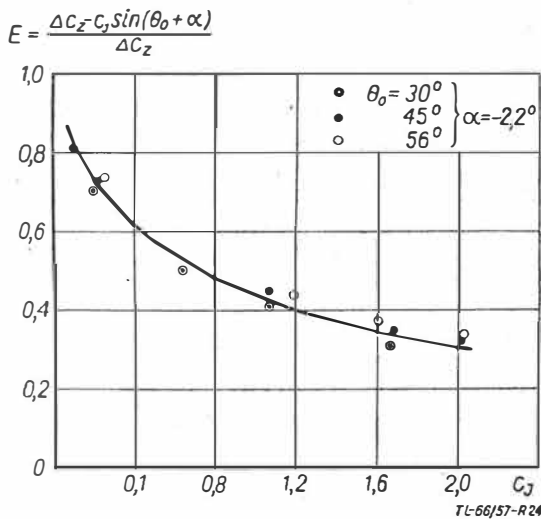
$$E = \frac{\Delta c_z - c_j \sin(\theta_0 + \alpha)}{\Delta c_z}$$

Dla dużych wartości współczynnika  $c_j$  skuteczność nośna  $E$  profilu (płata) strumieniowego dąży do zera, ponieważ  $\Delta c_z$  dą-



Rys. 23. Zależność  $\Delta c_z(\theta_0)$  dla różnych wartości  $c_j$ , uzyskana dla profilu strumieniowego badanego w K.A.P.W.

ży do wartości  $c_j \sin(\theta_0 + \alpha)$ . W takim przypadku mamy już do czynienia nie z profilem strumieniowym, lecz z urządzeniem pracującym na takiej samej zasadzie jak katapulty i rakiety startowe, które posiadają skuteczność nośną  $E$  równą zeru. Oznacza to, że wpływ na rozkład prędkości w przepływie zewnętrznym i na warstwę przyścienną zmalał do zera,



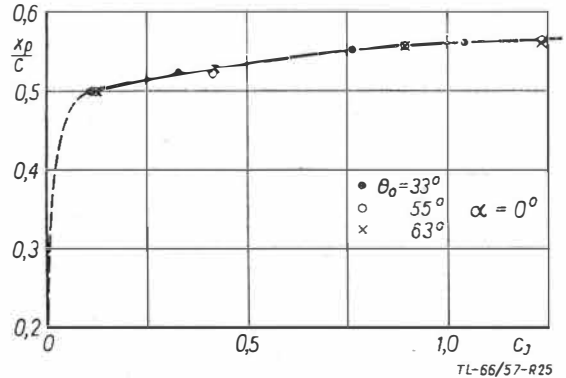
Rys. 24. Skuteczność nośna  $E$  profilu strumieniowego badanego w K.A.P.W. w funkcji współczynnika strumienia  $c_j$

a całkowity przyrost siły nośnej spowodowany obecnością strumienia wyrzucanego jest równy składowej, prostopadłej do kierunku  $v_\infty$  reakcji strumienia wyrzucanego.

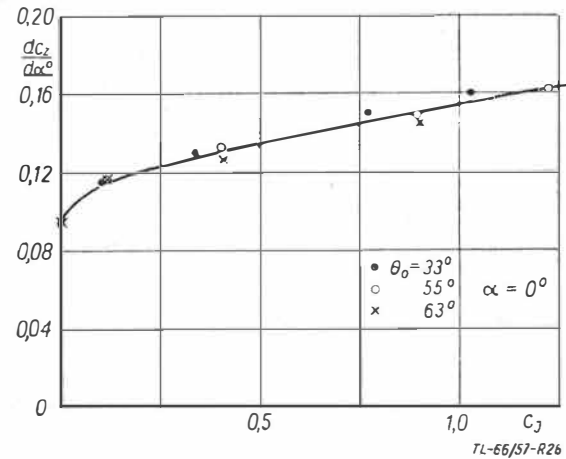
Zasadniczą właściwością aerodynamiczną profili (płatów) strumieniowych, odróżniającą je od innych urządzeń super-

nośnych, jest to, że profile (płaty) strumieniowe posiadają skuteczną nośną  $E$  większą od zera.

W zakresie użytkowym wartości współczynnika  $c_j$  skuteczność nośna  $E$  osiąga znaczne wartości (rzędu  $0,4 \div 0,8$ ). Na rys. 24 pokazana jest zależność  $E(c_j)$  dla profilu strumieniowego, badanego w Katedrze Aerodynamiki P. W.



Rys. 25. Zależność położenia środka parcia na profilu strumieniowym od współczynnika strumienia  $c_j$ , wg badań przeprowadzonych w ONERA — Francja



Rys. 26. Zależność  $\frac{dc_z}{d\alpha^2}(c_j)$  dla profilu strumieniowego wg badań ONERA — Francja

Dla przedstawienia pełnego obrazu właściwości aerodynamicznych profili (płatów) strumieniowych, podajemy jeszcze kilka zależności zaczerpniętych z literatury (lit. 13 i 15).

Rys. 25 przedstawia zależność  $x_p(c_j)$ , gdzie  $x_p$  jest odlegością środka parcia, mierzona od krawędzi natarcia profilu.

Rys. 26 przedstawia zależność  $\frac{dc_z}{d\alpha}(c_j)$ .

Wpływ wydłużenia płata strumieniowego na wartości  $\Delta c_z$  pokazany jest na rys. 27.

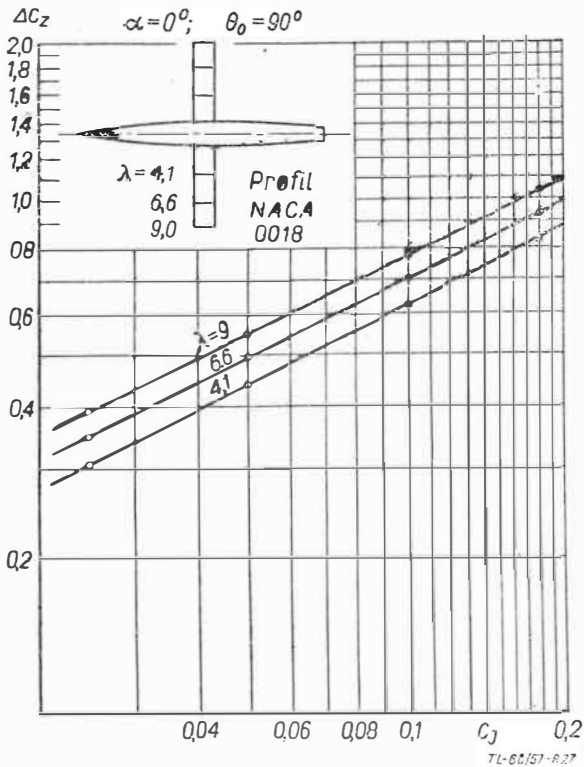
### Możliwości zastosowania w lotnictwie profili strumieniowych

We wstępie powiedzieliśmy, że zastosowanie w lotnictwie profili strumieniowych jest uwarunkowane posiadaniem na samolocie odpowiedniego źródła strumienia wyrzucanego. Takim źródłem — w chwili obecnej — może być silnik turbo-odrzutowy. Silnik turbo-odrzutowy może dostarczać strumień wyrzucany albo ze sprężarki, jako tak zwany strumień „zimny”, albo z turbiny, jako tak zwany strumień „gorący”.

Przypomnijmy sobie, że intensywność (bezwzględna) strumienia wyrzucanego określa iloczyn  $q_m v_j$  (kG).

Uzyskanie intensywnego strumienia wyrzucanego przy użyciu „zimnego” strumienia byłoby z punktu widzenia ekonomii takiego napędu korzystne (duże wydatki, małe prędkości), jednak pociągałoby to za sobą znaczny wzrost szerokości samej szczeliny. Tymczasem, wielkość przekrojów przewodów zasilających jest ograniczona konstrukcją samolotu (grubością skrzydła), a szerokość szczeliny — właściwościami aerodynamicznymi samego profilu strumieniowego.

Wykorzystanie do tego celu strumienia „gorącego”, chociaż mniej ekonomiczne (duże prędkości) — jest jednak możliwe. Należy tylko pamiętać, że doprowadzenie do szczeliny wylo-



Rys. 27. Wpływ wydłużenia na wartości współczynnika  $\Delta c_z$  uzyskana przy danej wartości współczynnika  $c_J$ , wg badań ONERA — Francja

łowej strumienia gazu o temperaturze rzędu  $500^\circ \div 700^\circ\text{C}$  znacznie skomplikuje konstrukcję skrzydła samolotu.

Możliwe jest jeszcze rozwiązanie pośrednie, to znaczy do szczeliny wylotowej strumienia byłby doprowadzany strumień „zimny”, a w samej szczeliny wylotowej następowałoby przyspieszenie tego strumienia.

Być może, że problem napędu płata strumieniowego zostanie rozwiązany przez zastosowanie do tego celu silnika turbo-odrzutowego 2-przepływowego lub silnika strumieniowego.

W jaki sposób kształtuje się zależność między intensywnością (bezwzględną) strumienia wyrzucanego, a przyrostem współczynnika siły nośnej?

Omówimy jeden ze sposobów przedstawiania tej zależności. Dla lotu poziomego samolotu możemy napisać:

$$c_z = \frac{Q}{\frac{\rho_\infty v_\infty^2}{2} S}$$

gdzie  $Q$  jest ciężarem samolotu, a  $S$  powierzchnią nośną samolotu.

Przypominamy, że współczynnik strumienia wyrzucanego  $c_J$  wyraża się wzorem:

$$c_J = \frac{q_m v_J}{\frac{\rho_\infty v_\infty^2}{2} S_J} = \frac{J}{\frac{\rho_\infty v_\infty^2}{2} S_J}$$

W przypadku, gdy strumień wyrzucany „obsługuje” całą powierzchnią nośną  $S_J = S$ .

Korzystając z powyższych dwóch zależności możemy napisać:

$$c_z = \frac{c_J}{J/Q}$$

Rys. 28 przedstawia w skali logarytmicznej zależność  $c_{zc}(c_J)$  dla profilu strumieniowego pokazanego na tymże rysunku. Na

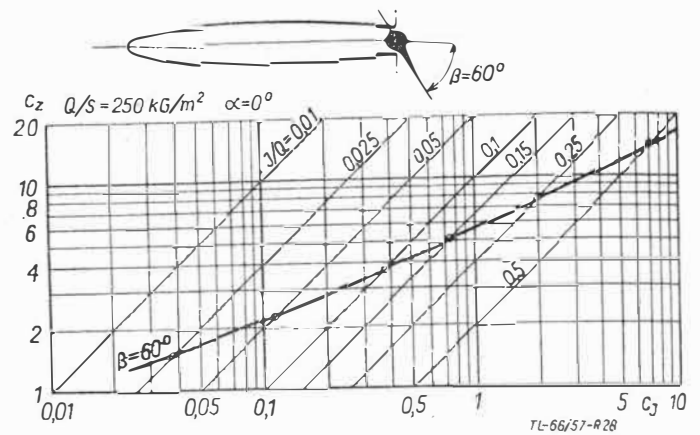
wykres  $c_{zc}(c_J)$  naniesione są proste  $c_z = \frac{c_J}{J/Q}$  dla różnych

$J/Q = \text{const.}$  Punkty przecięcia się wykresu  $c_{zc}(c_J)$  z prostymi

$c_z = \frac{c_J}{J/Q}$  ( $J/Q = \text{const.}$ ) charakteryzują wielkość bezwzględnej

intensywności strumienia wyrzucanego, potrzebnej dla uzyskania danego  $c_{zc}$  (w przypadku profilu strumieniowego przedstawionego na rys. 28).

Oczywiste jest, że zastosowanie profilu strumieniowego o większej skuteczności nośnej  $E$  pozwoli uzyskać żądane wielkości  $c_{zc}$  przy mniejszej bezwzględnej intensywności strumienia wyrzucanego.



Rys. 28. Sposób przedstawiania dla płatów strumieniowych zależności między uzyskiwanymi wartościami współczynnika  $c_z$  a niezbędnym strumieniem pędu strumienia wyrzucanego

Zdaniem autora, w chwili obecnej, profile strumieniowe znajdują zastosowanie jako urządzenie polepszające warunki startu i lądowania samolotów z napędem turbo-odrzutowym. Nie jest jednak wykluczone, że w przyszłości profile strumieniowe zostaną wykorzystane jako urządzenie zmniejszające opór profilowy skrzydła samolotu w zakresie prędkości przelotowej.

Zastosowanie w lotnictwie profili strumieniowych stwarza możliwość zbudowania samolotu integralnego — samolotu strumieniowego. Na przykład jeden z profesorów francuskich (lit. 11) sugeruje, że w przyszłości będzie się budowały samoloty strumieniowe z płatem delta, utrzymywane w powietrzu, napędzane i sterowane przez odpowiednie strumienie wyrzucane.

Zanim jednak koncepcja profilu strumieniowego znajdzie szerokie, praktyczne zastosowanie, należy rozwiązać cały szereg problemów związanych z aerodynamiką i napędem płatów strumieniowych.

W jaki sposób profile strumieniowe zostaną wykorzystane w lotnictwie, jeszcze w tej chwili nie wiadomo, jedno jest jednak pewne: profile strumieniowe stanowią potencjalną możliwość szerokiego rozwoju samolotów należących do grupy samolotów krótkiego startu i lądowania.

Artykuł wpłynął dnia 7.12.57 r.

Literatura

1. H. B. Helmbold — On the Lift of a Blowing Wing in a Parallel stream, Journal of the Aeron. Sc., May, 1955.
2. D. A. Spence — On the Lift of a Blowing Wing in a Parallel Stream, Journal of the Aeron. Sc., January, 1956.
3. J. M. Davidson — Jet Flap, Journal of the Royal Aeron. Soc., January, 1956.
4. B. S. Stratford — Early Thought on the Jet Flap, The Aeron. Quarterly, February, 1956.
5. Jet Flaps, Aero Digest, April, 1956.
6. L. Malavard — Sur une théorie linéaire du soufflage au bord de fuite d'un profil d'aile, Comptes Rendus de l'Académie de Sciences, 14 mai, 1956.
7. R. Legendre — Influence de l'émission d'un jet au bord de fuite d'un profil d'aile sur l'écoulement autour de ce profil, Comptes Rendus de l'Académie de Sciences, 14 mai, 1956.
8. R. Siestrunk et J. Bernard — Sur une méthode de détermination numérique des potentiels de perturbation dans théorie linéarisée du soufflage au bord de fuite de profil d'aile, Comptes Rendus de l'Académie de Sciences, 14 mai, 1956.
9. B. S. Stratford — Mixing and the Jet Flap, The Aeron. Quarterly, May, 1956.
10. M. Roy — Théorie du profil d'aile à jet, Comptes Rendus de l'Académie de Sciences, 25 juin, 1956.
11. M. Roy — Principes d'étude de l'aile à jet, La Recherche Aéronautique, Juillet-août, 1956.
12. B. S. Stratford — A Further Discussion on Mixing and the Jet Flap, The Aeron. Quarterly, August, 1956.
13. L. Malavard, Ph. Poisson-Quinton, P. Jousserandot — Jet Induced Circulation Control, Aero Digest, September, October, November, 1956.
14. L. Malavard, Ph. Poisson-Quinton et P. Jousserandot — Recherches Théoriques et expérimentales sur le contrôle de circulation par soufflage appliqué aux ailes d'avions, ONERA, Note Technique nr 37, 1956.
15. Ph. Poisson-Quinton — Quelques aspects physiques du soufflage sur les ailes d'avion, Technique et Science Aéronautiques Nr 4, 1956 r.
16. H. B. Helmbold — Theory of the Finite Span Blowing Wing, Journal of the Aeron. Society, May 1957.



Mgr inż. KRZYSZTOF KUNACHOWICZ

# Elektroniczne wyposażenie nowoczesnych samolotów cywilnych

(ciąg dalszy)

W części zamieszczonej w zeszycie nr 2/1958, omówiono nowoczesne wyposażenie radiokomunikacyjne samolotów, w części niniejszej omówiono wyposażenie radiowe pomocy do lądowania oraz nawigacji na małe i średnie odległości.

## ZESTAWIENIE OMÓWIONYCH URZĄDZEŃ RADIONAWIGACYJNYCH

W tabeli 2 zamieszczono zestawienie ważniejszych pomocy radiotechnicznych ułożone według roli, jaką spełniają w kontroli cywilnego ruchu lotniczego; te, które znalazły powszechniejsze zastosowanie, będą bliżej omówione w niniejszej części artykułu.

## POMOCE RADIOWE ZBLIŻANIA I LĄDOWANIA

Zadaniem urządzeń tej grupy jest zapewnienie w warunkach złej widoczności bezpiecznego podejścia do lądowania i osiągnięcie poprawnej pozycji przez lądujący samolot do momentu, gdy pilot zobaczy drogę startową.

Najczęściej stosowanymi systemami są obecnie ILS (Instrument Landing System) — system lądowania na przyrządy

Tabela 2

Ważniejsze pomoce radiowe do lądowania oraz nawigacji na małe i średnie odległości

Przeznaczenie	Skrót	Nazwa oryginalna	Określenie	Zasada pracy	Uwagi
Zbliżanie i lądowanie	Lorenz	Lorenz	System lądowania na przyrządy	Nadawanie kierunkowe kilku radiostacji naziemnych	Przestarzały, zastąpiony przez SBA, a potem ILS
	SBA	Standard Beam Approach System	System lądowania na przyrządy	Nadawanie kierunkowe kilku radiostacji naziemnych	Zastąpiony przez ILS
	ILS	Instrument Landing System localizer glide path marker	System lądowania na przyrządy, składający się z radiolatarni kursowej, radiolatarni ścieżki schodzenia, radiolatarni znacznikowych (markerów)	Nadawanie kierunkowe kilku radiostacji naziemnych	Stosowany, przyjęty przez ICAO
	GCA	Ground Controlled Approach System	System lądowania metodą prowadzenia z ziemi	Radiolokacja (radar)	Stosowany, zalecony przez ICAO
	TELERAN	Television - Radar - Air Navigation	System uniwersalny, obejmujący lądowanie i nawigację	Radiolokacja i przekazywanie informacji za pomocą telewizji	W opracowaniu, brak danych o stosowaniu
Nawigacja na małe i średnie odległości		Ground Radar	Nawigacja za pomocą stacji radiolokacyjnej, naziemnej	Radiolokacja	Obecnie stosowany
	VHF.D/F	Very High Frequency Direction Finding Station	Radionamiernik naziemny, na bardzo wielkie częstotliwości (100—150 Hz)	Odbiór kierunkowy na ziemi	Stosowany obecnie
	UHF.D/F	Ultra High Frequency Direction Finding Station	Radionamiernik naziemny na ultra wielkie częstotliwości (225—400 Hz)	Odbiór kierunkowy na ziemi	Stosowany głównie w lotnictwie wojskowym
	MF. Beacons/ADF	Medium Frequency Beacons and Automatic Direction Finder	Radiolatarnie bezkierunkowe małych częstotliwości i automatyczny radiokompas (ARK)	Odbiór kierunkowy na samolocie	Stosowany obecnie
	MF. Ranges	Medium Frequency Ranges	Radiolatarnie kursowe średnich częstotliwości	Nadawanie kierunkowe	Stosowany obecnie, zostaje zastąpiony przez VOR
	VHF. Ranges	Very High Frequency Ranges	Radiolatarnie kursowe b. wielkich częstotliwości	Nadawanie kierunkowe	Stosowany obecnie
	VAR	Visual-Aural Range	Optyczno-akustyczne określenie kursu wg latarni kursowej	Nadawanie kierunkowe	Stosowany obecnie
	VOR	Very High Frequency Omnidirectional Range	Radiolatarnia kursowa okrężna, pozwala określić dowolny azymut względem stacji naziemnej	Nadawanie kierunkowe i porównanie fazy	Przyjęty przez ICAO
	OBD(R—theta) = VOR + DME	Omnibearing Distance System = VOR + Distance Measuring Equipment	System złożony, pozwalający określić azymut i odległość względem stacji naziemnej	Jak VOR + pomiar odległości techn. impulsową	Obecnie stosowany
	TACAN	Tactical Navigation System	System pozwalający określić azymut i odległość wzgl. stacji naziemnej	Technika impulsowa	Przewidziany do powszechnego stos. przed 1965 r.
	VORTAC	VOR + część systemu TACAN, która pozwala określić odległość	System pozwalający określić azymut i odległość wzgl. stacji naziemnych	Jak VOR + pomiar odległości techn. imp.	Wchodzi w zastosowanie
	GEE	GEE	System hiperboliczny impulsowy b. wielkich częstotliwości	Pomiar opóźnienia impulsów	W zastosowaniu

i GCA (Ground Controlled Approach System) — kontrola zbliżania za pomocą naziemnej stacji radiolokacyjnej.

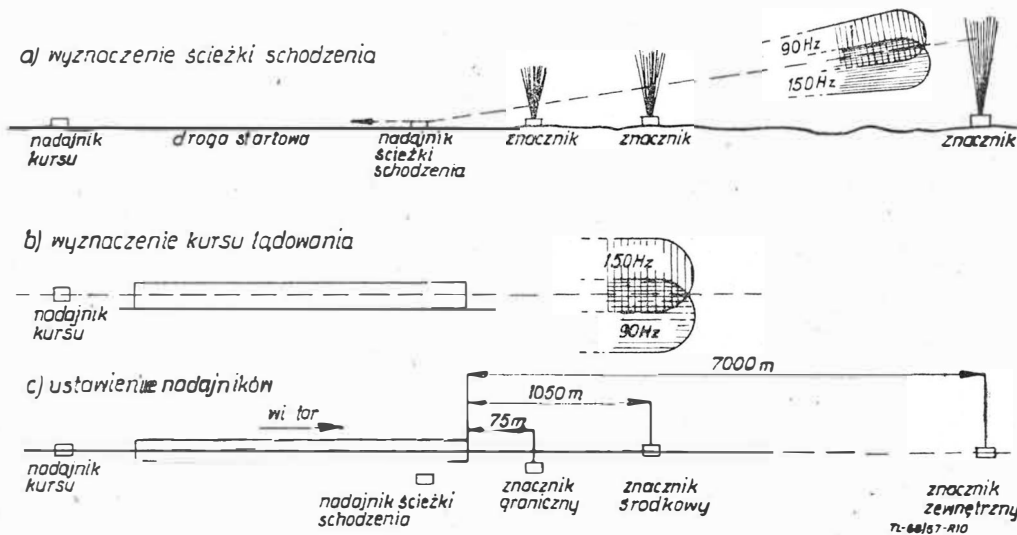
### System ILS

System ten został przyjęty przez ICAO jako normalne wyposażenie lotnisk w ruchu międzynarodowym. Stanowi on rozwinięcie dawno już znanego systemu Lorenz, a potem SBA (Standard Beam Approach System) i ma podobne przeznaczenie i zasadę pracy. Całość składa się z szeregu urządzeń na ziemi i w samolocie, ale pilot, wykonując podejście do lądowania, obserwuje tylko jeden przyrząd określający położenie samolotu w stosunku do tak zwanej ścieżki schodzenia i do osi drogi startowej (prowadzenie w płaszczyźnie poziomej i pionowej). Ponadto otrzymuje informacje o odległości od początku drogi startowej.

Najważniejszymi zespołami (rys. 10) na ziemi są: nadajnik ścieżki schodzenia (glide path), nadajnik określający położenie osi drogi startowej (localizer) i trzy nadajniki do sygnalizacji odległości od drogi startowej — tak zwane znaczniki (marker). Kierunkowy system antenowy nadajnika ścieżki schodzenia wysyła dwie wiązki promieniowania różniące się częstotliwością modulacji (rys. 10a). Górna wiązka jest modulowana sygnałem o częstotliwości 90 Hz, dolna o częstotliwości 150 Hz. Charakterystyki promieniowania są tak ukształtowane, że pozostaje wąska strefa, w której jest takie same natężenie obu sygnałów. Ta strefa stanowi „ścieżkę schodzenia”. Jej nachylenie można regulować w granicach  $2^{\circ}$ – $4^{\circ}$ . Częstotliwość fali nośnej leży w pasmie 329 do 335 MHz. Wychylenie poziomej wskazówki wskaźnika ILS orientuje pilota o odejściu od prawidłowej ścieżki schodzenia.

Właściwy kurs lądowania jest wyznaczony w podobny sposób w płaszczyźnie poziomej dwoma wiązkami promieniowania (rys. 10b), z których jedna jest modulowana przez sygnał akustyczny o częstotliwości 90 Hz, a druga o częstotliwości 150 Hz. Linia jednakowych sygnałów wyznacza oś drogi startowej. Jeżeli samolot zajmuje prawidłową pozycję, to pionowa wskazówka przyrządu stoi w położeniu środkowym. Częstotliwość fali nośnej nadajnika leży w zakresie  $108 \div 112$  MHz.

W celu określenia odległości od drogi startowej, na jej przedłużeniu ustawione są trzy nadajniki pracujące na częstotliwości 75 MHz. Znacznik zewnętrzny w odległości około 7 km od początku drogi startowej, środkowy w odległości 1050 m i graniczny w odległości 75 m, przesunięty nieco od osi drogi startowej (rys. 10c). Anteny tych nadajników mają charakterystyki promieniowania w kształcie wąskiej wiązki skier-

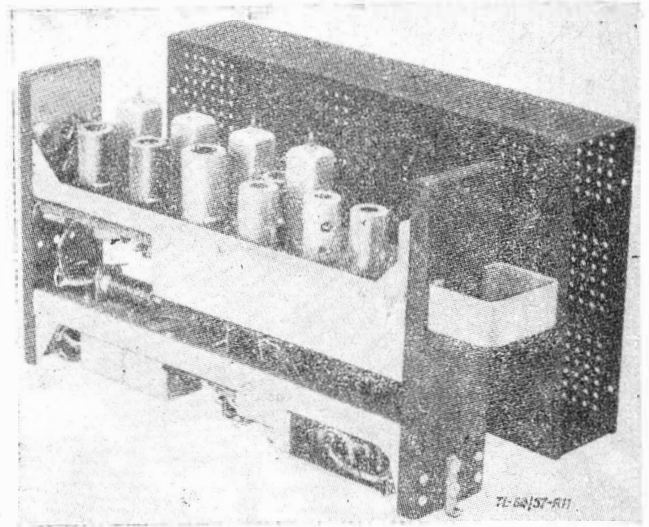


Rys. 10. Rysunek schematyczny części naziemnej systemu ILS

rowanej pionowo. Fala nośna każdego nadajnika jest modulowana innym sygnałem. Pilot przelatując kolejno nad znacznikami otrzymuje sygnalizację akustyczną i optyczną momentu przelotu, a tym samym informację o swojej odległości od początku drogi startowej. Każdy znacznik zapala inną lampkę i powoduje inny sygnał akustyczny w słuchawkach.

Odpowiednio do urządzeń naziemnych rozbudowane jest wyposażenie pokładowe. Podstawowymi zespołami są: odbiornik sygnału ścieżki schodzenia, odbiornik sygnału kursu lądowania i odbiornik sygnałów znaczników.

W odbiorniku ścieżki schodzenia po wzmocnieniu i detekcji



Rys. 11. Odbiornik ścieżki schodzenia systemu ILS firmy Lear

następuje oddzielenie przez odpowiedni filtr napięć o częstotliwości 90 Hz i 150 Hz. Wzmocnione napięcia są doprowadzane do przyrządu, przy czym wielkość wychylenia wskazówki zależy od wielkości obu napięć. Przy prawidłowej pozycji samolotu oba napięcia są równe i wskazówka zajmuje położenie środkowe.

Rys. 11 pokazuje odbiornik ścieżki schodzenia amerykańskiej firmy Lear. Zakres częstotliwości wynosi 329,5 MHz do 335 MHz, liczba kanałów — 20, wymiary gabarytowe: szerokość — 5,7 cm, długość — 34 cm, wysokość 18 cm. Ciężar wraz z zasilaczem tranzystorowym umieszczonym wewnątrz — tylko 2,3 kg. Zasilanie może być albo z sieci prądu stałego  $24 \text{ V} \div 30 \text{ V}$ , albo z sieci prądu zmiennego 115 V, 400 Hz. Obwód wejściowy jest dopasowany do impedancji  $52 \Omega$ . Antena może być wykonana jako wnękowa albo szczelinowa. Moc wyjściowa jest wystarczająca do uruchomienia dwu wskaźników ILS albo pilota automatycznego, prowadzącego samolot przy lądowaniu według sygnałów ścieżki schodzenia.

Na podobnej zasadzie pracuje odbiornik sygnałów kursu lądowania. W wykonaniu praktycznym bardzo często jest on połączony z odbiornikiem VOR, ponieważ oba urządzenia pracują w pasmie częstotliwości, które częściowo pokrywa się

Dla ILS sygnału kursu lądowania zostały przydzielone częstotliwości  $108 \div 112$  MHz, dla VOR zaś —  $108 \div 117,9$  MHz.

Pokazany na rys. 12 zestaw firmy Standard Telephones and Cables, typ SR-32, obejmuje odbiornik ścieżki schodzenia oraz wspólny kurs ILS i VOR oraz zasilacz. Po wybraniu częstotliwości dla sygnałów kursu lądowania następuje automatycznie wybranie właściwej częstotliwości ścieżki schodzenia. Z tej samej tablicy sterującej włącza się też odbiór VOR. Wymiary gabarytowe odbiornika ILS/VOR —  $20,3 \times 30,5 \times 39,4$  cm, a ciężar 18,8 kg.

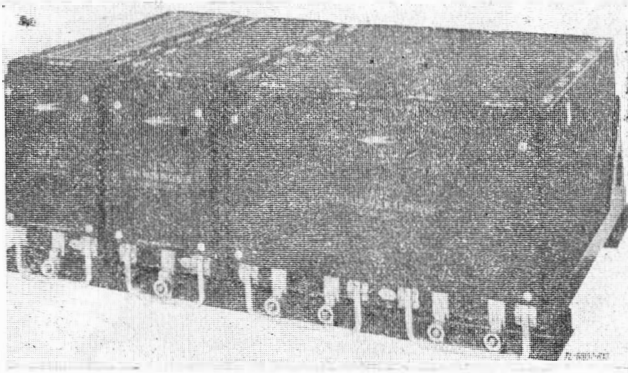
Odbiornik sygnału znacznika (odbiornik marker) pracuje na częstotliwości 75 MHz. Rys. 13 pokazuje schemat blokowy takiego odbiornika firmy Bendix. Odpowiednio do trzech nadajników, umieszczonych w różnych odległościach od początku drogi startowej, na wyj-

ściu odbiornika są umieszczone filtry wydzielające sygnały różniące się częstotliwością modulacji. Sygnały te powodują zapalenie się różnokolorowych lamp orientacyjnych pilota o momencie przelotu nad określonymi znacznikami.

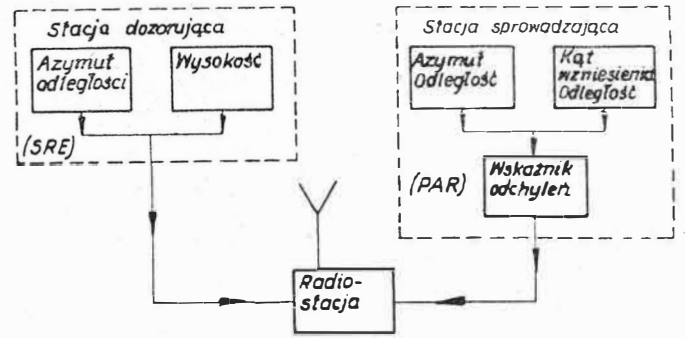
Pokazany na rys. 14 odbiornik firmy Bendix, o gabarycie  $5,8 \times 20 \times 32,3$  cm, ma ciężar 3,9 kg.

Odbiorniki tego rodzaju służą również do sygnalizacji przelotu nad różnymi typami radiolatarni ustawionych na trasie, wyposażonych w dodatkowy nadajnik pracujący na częstotliwości 75 MHz.

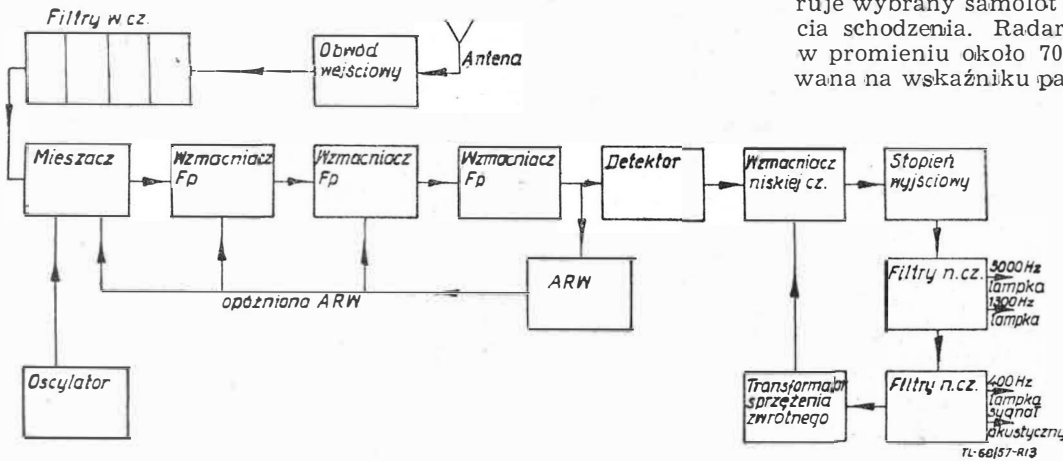




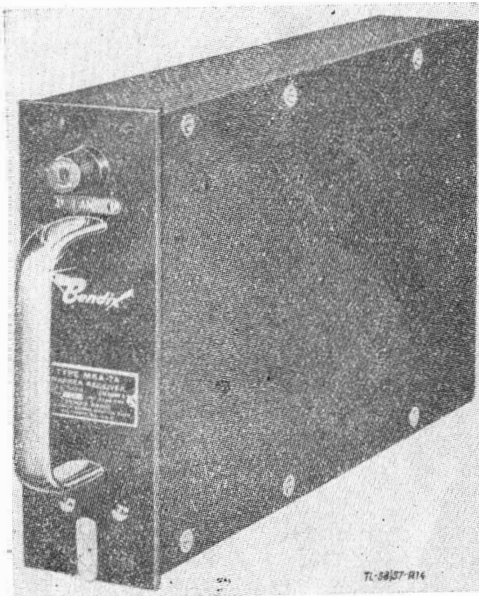
Rys. 12. Zestaw odbiorników ILS i VOR firmy STC



Rys. 15. Zespoły systemu GCA



Rys. 13. Schemat blokowy odbiornika znacznika firmy Bendix



Rys. 14. Odbiornik znacznika firmy Bendix

**System GCA**

Drugim systemem ułatwiającym wykonanie lądowania w złych warunkach atmosferycznych, zalecanym przez ICAO, jest GCA (Ground Controlled Approach System).

System ten w sposób istotny różni się od opisanego systemu ILS. Wymaga on bogatego, specjalnego wyposażenia na ziemi, w samolocie zaś konieczna jest jedynie radiostacja do łączności z kontrolerem GCA na ziemi. System polega na prowadzeniu samolotu z ziemi przez specjalny personel, który otrzymuje współrzędne pozycji samolotu z zespołu radiolokatorów i za pośrednictwem radiostacji przekazuje pilotowi polecenia w czasie lądowania. System GCA składa się z dwu zasadniczych części. Pierwszą stanowi stacja radiolokacyjna dozorcująca SRE (Surveillance Radar Element), przeznaczona

do przedstawienia sytuacji ruchowej w rejonie lotniska. Na podstawie informacji uzyskanych z SRE kontroler GCA kieruje wybrany samolot na najwłaściwszą pozycję do rozpoczęcia schodzenia. Radar dozorcujący przegląda rejon lotniska w promieniu około 70 km. Sytuacja ruchowa jest odczytywana na wskaźniku panoramicznym, na którym odczytuje się

azymut i odległość samolotu. Trzecią współrzędną — wysokość — otrzymuje się z osobnego radiolokatora. Antenę tego radiolokatora, wysyłającą wąską wiązkę promieniowania, kieruje się na wybrany na pierwszym ekranie obiekt i odczytuje na osobnym ekranie wysokość. Dokładność określenia wysokości wynosi około 150 m. Drugą część GCA stanowi stacja radiolokacyjna, prowadząca samolot w czasie lądowania. Stacja ta daje dokładne współrzędne pozycji i stąd jej nazwa PAR (Precision Approach Radar). Radar prowadzący składa się z dwóch systemów. Jeden określa azymut i od-

ległość lądującego samolotu, drugi — kąt wzniesienia i odległość. Dokładność jest rzędu  $0,2^\circ$  w azymucie,  $0,1^\circ$  — w kącie wzniesienia i 100 metrów — w odległości.

Współrzędne pozycji samolotu odczytane na dwóch wskaźnikach są przekazywane na jeden przyrząd, tak zwany wskaźnik odchylenia (PDI — Position Deviation Indicator). Na przyrządzie naniesiona jest skala błędów pozwalająca określić każdorazowe odchylenie samolotu od właściwej ścieżki schodzenia. Kontroler GCA na podstawie tych danych udziela pilotowi lądującego samolotu instrukcji za pośrednictwem radiostacji.

Na rys. 15 zestawione są schematycznie zespoły GCA.

Zamiast przesyłać polecenia przez radiostację można znacznie szybciej przekazać sytuację ruchową i pozycję lądującego samolotu drogą telewizyjną zainteresowanemu pilotowi. Ten sposób został opracowany w systemie TELERAN (Television Radar Air Navigation).

**RADIONAWIGACJA NA MAŁE I ŚREDNIE ODLEGŁOŚCI**

Do tej grupy urządzeń należą środki radiotechniczne służące do prowadzenia samolotów w rejonach lotnisk i na trasach kontynentalnych na średnich odległościach.

**Stacje radiolokacyjne i radionamierniki naziemne**

Omówiona wyżej część systemu GCA-radar dozorcujący (SRE), o zasięgu około 70 km, może służyć do nawigacji w promieniu swojego działania. Współrzędne pozycji samolotu podawane są wtedy pilotowi przez radiostację. W praktyce do tego celu są instalowane specjalne stacje radiolokacyjne, których zasięg dochodzi do 300 km. Obsługa stacji odczytuje na ekranach pozycje samolotów, ich wzajemne położenie, kierunki ruchu i prędkości, to jest elementy wystarczające do kierowania ruchem. Stacje te współpracują z siecią łączności z samolotami i często są wyposażone w elektroniczne maszyny matematyczne, ułatwiające kontrolę ruchu. Dla uzyskania całkowitej pewności pracy stosuje się dwa niezależne systemy radiolokacyjne, nadawcze i odbiorcze. W przypadku uszkodzenia jednego natychmiast włącza się drugi. Zaletą nawigacji opartej na pracy stacji radarowych jest to, że samoloty nie muszą posiadać dodatkowego wyposażenia, a jedynie konieczną — z innych względów — radiostację do łączności z ziemią.

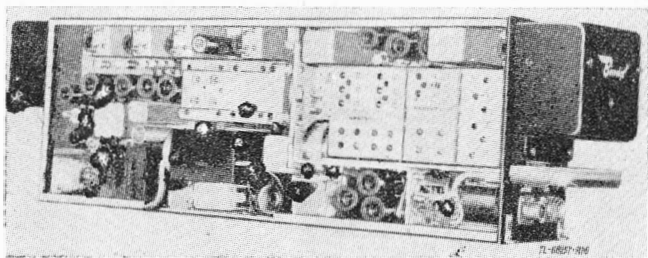
Tę samą zaletę mają systemy określania pozycji za pomocą radionamierników naziemnych (radiogoniometry, radiopelen-gatory). Radionamiernik składa się z trzech podstawowych części: kierunkowego urządzenia antenowego, odbiornika i wskaźnika. Zasada pracy polega na wykorzystaniu kierunkowego odbioru sygnałów wysyłanych przez samolot.

Dzięki specjalnej charakterystyce odbiorczej systemu antenowego zostaje określony kierunek na pracujący nadajnik radiostacji pokładowej, a tym samym kurs samolotu w stosunku do radionamiernika.

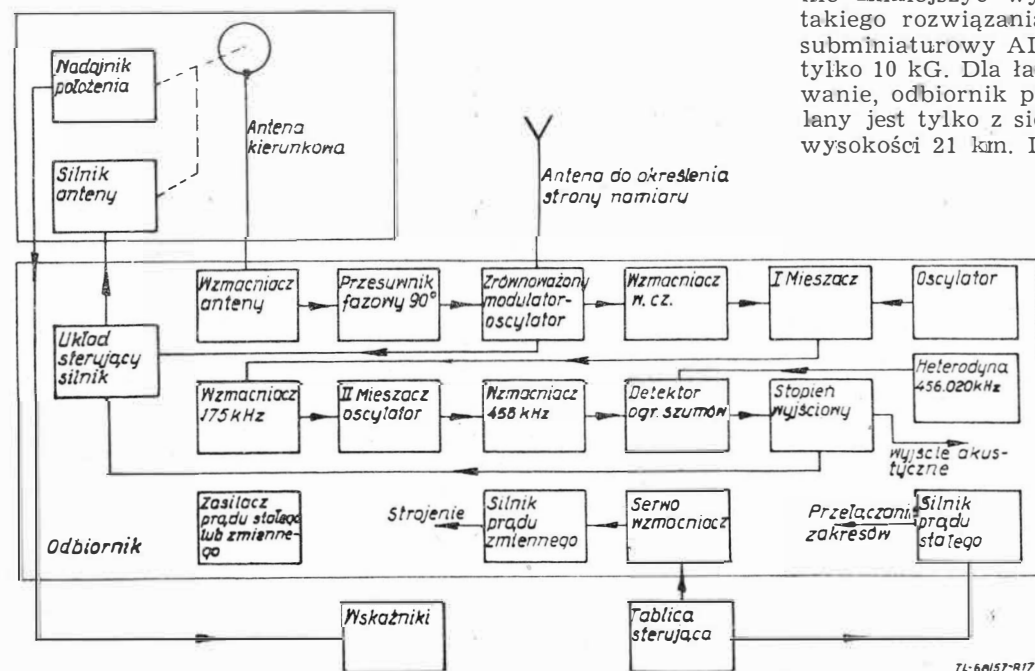
Współcześnie stosuje się radionamierniki naziemne pracujące na bardzo wielkich częstotliwościach (VHF) i ultrawielkich częstotliwościach (UHF), odpowiednio do zakresu radiostacji lotniczych 100 do 150 MHz i 225 do 400 MHz. Zasięg ograniczony jest w przybliżeniu do horyzontu optycznego, zależy więc od wysokości lotu. Dokładność namiaru wynosi około  $2^\circ$ . Dawniej stosowane radionamierniki na fale dłuższe, z powodu błędów w namiarach i dzięki zastosowaniu większych częstotliwości do radiokomunikacji, wyszły z użycia.

### Współpraca radiokompasu i radiolatarni

Zamieniając role wyposażenia naziemnego i pokładowego w wyżej opisanym systemie, otrzymuje się zasadę pracy pomocy nawigacyjnej opartej na współpracy radiokompasu i radiolatarni.



Rys. 16. Automatyczny radiokompas firmy Bendix, typ DFA-70



Rys. 17. Schemat blokowy automatycznego radiokompasu DFA-70 firmy Bendix

Radionamiernik ustawiony na samolocie, znacznie zmniejszony, zwany teraz radiokomпасem (RK, DF), określa kurs samolotu względem radiolatarni, to jest nadajnika radiowego, umieszczonego w określonym miejscu na ziemi. Charakterystyka promieniowania radiolatarni jest dookólna. Radiokompas może również współpracować ze stacją radiofoniczną.

Radiopółkompas (RPKO) podaje, czy lot odbywa się do lub od radiolatarni i orientuje o odchyleniu od kierunku na radiolatarnię bez podania wielkości w stopniach.

W Automatycznym Radiokompasie (ARK, ADF), najczęściej obecnie stosowanym, następuje automatyczne ustawianie się anteny ramowej w kierunku wybranej radiolatarni, przy tym kąt obrotu anteny zostaje też automatycznie przeniesiony

na wskaźnik, co umożliwia odczytanie kursu względem radiolatarni. Przy specjalnym wykonaniu antena ramowa może pozostać nieruchoma. Radiokompas można wykorzystać do odbioru sygnałów radiolatarni kursowych promieniujących tylko w wąskich wycinkach, w określonych kierunkach. Zakres częstotliwości odbiornika wynosi zwykle 100 do 1750 kHz.

Na większych samolotach montuje się często dwa komplety ARK, co umożliwia równoczesne wykonanie namiarów na dwie radiolatarnie, a zatem określenie pozycji. Ponadto drugi komplet stanowi zabezpieczenie w przypadku uszkodzenia pierwszego.

System radiokompasu/radiolatarni pozwala pilotowi na prowadzenie samolotu według sygnałów radiolatarni, bez pośrednictwa obsługi naziemnej. Równocześnie może wykonywać namiar na daną radiolatarnię nieograniczona liczba samolotów.

Pokazany na rys. 16 automatyczny radiokompas firmy Bendix, typ DFA-70, może spełniać następujące zadania:

- określać automatycznie kurs względem radiostacji,
- odbierać sygnały radiolatarni kursowych,
- odbierać sygnały w systemie Consol.

Rysunek 17 przedstawia schemat blokowy wyjaśniający zasadę pracy i funkcje poszczególnych układów tego radiokompasu.

Zamiast zwykłego wskaźnika można zastosować wskaźnik z drugą wskazówką podającą kurs magnetyczny, lub podłączoną na drugi komplet ARK i podającą wtedy kurs względem drugiej radiolatarni. Druga wskazówka może też być podłączona do odbiornika systemu VOR (rys. 18). Zakres częstotliwości wynosi 90 do 1750 kHz, dokładność określenia kursu wynosi  $\pm 2^\circ$ . Ciężar kompletu około 22 kg, z tego na odbiornik 12,7 kg, tablicę sterowania 1,5 kg, wskaźniki około 1,5 kg, antenę 3,72 kg. Wymiary gabarytowe odbiornika z podstawą amortyzacyjną  $63 \times 15 \times 24$  cm. Antena kierunkowa przystosowana do krytej zabudowy w pokryciu kadłuba. Odczyt częstotliwości następuje nie na skali, ale wprost w cyfrach.

Przy zastosowaniu miniaturowych elementów można znacznie zmniejszyć wymiary i ciężar urządzenia. Przykładem takiego rozwiązania może być automatyczny radiokompas subminiaturowy AD 722 firmy Marconi (rys. 19). Całość waży tylko 10 kg. Dla łatwiejszego znalezienia miejsca na zabudowanie, odbiornik podzielono na dwie części. Odbiornik zasilany jest tylko z sieci prądu stałego 27 V. Może pracować do wysokości 21 km. Dokładność określenia kursu wynosi  $\pm 2^\circ$ .

### Radiolatarnie kursowe średniofalowe

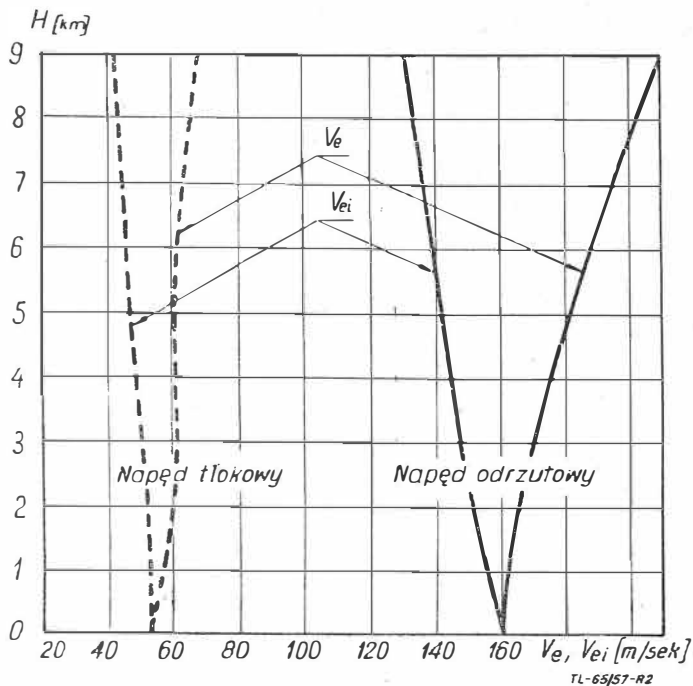
Do wyznaczania dróg lotniczych często są stosowane radiolatarnie kursowe. Rys. 20 podaje zasadę wyznaczania czterech kursów przez odpowiedni układ anten nadajnika. Środkowa antena wysyła falę nośną na częstotliwości w zakresie 200—400 kHz, pozostałe anteny wysyłają falę nośną różniącą się częstotliwością o około 1000 Hz, przy czym fala nośna jednej pary anten jest kluczowana sygnałami A, a druga para sygnałami N. W wyniku powstają cztery strefy promieniowania, na przemian strefą sygnałów A i N. Na granicach stref powstają wąskie wycinki, gdzie natężenie sygnałów A i N jest jednakowe. Ponieważ oba sygnały nawzajem się uzupełniają, w wycinku tym słychać tylko sygnał ciągły. W ten sposób zostają wyróżnione pewne kierunki, które

pilot łatwo może utrzymać odbierając nadawane sygnały odbiornikiem radiokompasu. Przy zejściu w lewo lub w prawo z ustalonego w ten sposób kursu słychać odpowiednio sygnały A lub N. Przy odpowiednich zależnościach fazowych i amplitudowych napięć zasilających anteny można uzyskać zmianę wyróżnionych kursów.

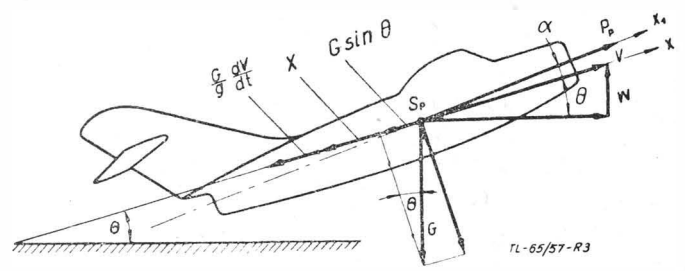
Dla sygnalizacji momentu przelotu nad radiolatarnią kursową stosuje się często nadajnik znacznika 75 MHz (marker), taki jak w systemie ILS.

System radiolatarni kursowych średniofalowych — dawniej powszechnie stosowany — został częściowo zastąpiony przez radiolatarnie kursowe i kursowe określone bardzo wielkich częstotliwości (VAR i VOR)

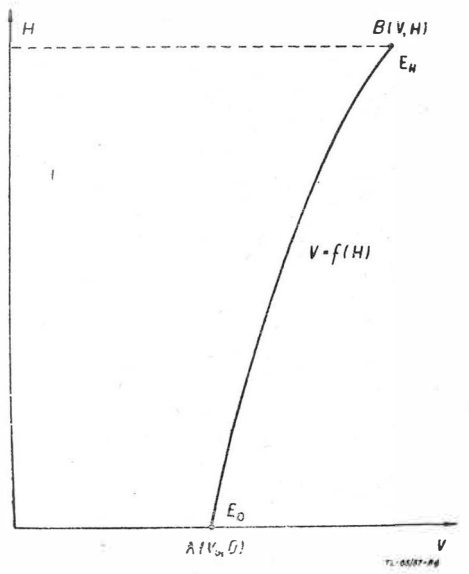




Rys. 2. Przebieg prędkości po torze przy wznoszeniu,  $V_{ei}$  — prędkość równoważna,  $V_e$  — prędkość rzeczywista



Rys. 3. Równowaga sił w locie wznoszącym



Rys. 4. Zmiana stanu energetycznego

Prędkość wznoszenia jest więc mniejsza niż w warunkach lotu ustalonego, co jest zrozumiałe, gdyż część nadmiaru mocy idzie na wytworzenie przyśpieszenia samolotu. Prędkość wznoszenia może być obliczona wg równania [2] z danej prędkości i dla danej wysokości, jeżeli jest znana zależność  $V=f(H)$ , gdyż we wzorze występuje również  $dV/dH$ . Stanowi to zasadniczą różnicę w stosunku do lotu ustalonego, gdzie wzór [1] określa prędkość wznoszenia dla danych  $V$  i  $H$  (czyli  $\rho$ ).

Zakres prędkości samolotów odrzutowych (od  $V_{max}$  do  $V_{min}$ ) na dużych wysokościach jest dość znaczny. Dlatego też poza osiągnięciem w określonym czasie wymaganej wysokości nie

bez znaczenia ze względów bojowych jest fakt, z jaką prędkością po torze samolot daną wysokość osiąga. W związku z lotem wznoszącym można zadanie postawić ogólniej — po jakim wznoszeniu wychodząc z pewnego stanu energetycznego  $E_0$ , określonego przez 0 wysokości i prędkości  $V_0$ , można jak najszybciej przejść w stan  $E_H$ , określony przez prędkość  $V$  i wysokość  $H$  (rys. 4). Biorąc również przyśpieszenie wzdłuż toru można obliczyć czas wznoszenia na podstawie równania [2] według:

$$t = \int_0^H \frac{dH}{w} = \int_{A(O, V_0)}^{B(H, V)} G \left( 1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dH} \right) \frac{dH}{(P_p - X) V} \dots \dots \dots [3]$$

Szukamy zatem takiej funkcji  $V = f(H)$ , która sprowadza tę całkę do minimum. Ponieważ  $P_p$  oraz  $X$  są ogólnie biorąc funkcjami  $H$  i  $V$ , to powyższa całka jest typu:

$$t = \int_A^B f \left( H, V, \frac{dV}{dH} \right) dH$$

Zadanie możemy rozwiązać metodami rachunku wariacyjnego. Zadaniem rachunku wariacyjnego jest określenie ekstremalnych wartości następującego wyrażenia:

$$J = \int_{A(a_0, b_0)}^{B(a, b)} f \left( x, y, \frac{dy}{dx} \right) dx$$

Wiadomo z podstaw rachunku wariacyjnego, że jeżeli całka  $J$  przyjmuje ekstremum na jakiejś krzywej  $y = f(x)$ , to wówczas spełnione jest równanie Eulera-Lagrange'a:

$$\frac{\partial f}{\partial y} - \frac{d}{dx} \frac{\partial f}{\partial y'} = 0 \dots \dots \dots [4]$$

Po dokonaniu różniczkowania — ponieważ  $\frac{\partial f}{\partial y}$  są ogólnie biorąc funkcjami  $x, y$  i  $y'$  — otrzymuje się:

$$\frac{\partial f}{\partial y} - \frac{\partial^2 f}{\partial y' \partial x} - \frac{\partial^2 f}{\partial y' \partial y} y' - \frac{\partial^2 f}{\partial y'^2} y'' = 0$$

Otrzymaliśmy równanie różniczkowe drugiego stopnia, którego ogólnym rozwiązaniem jest

$$y = f(x, C_1, C_2) \dots \dots \dots [5]$$

Stałe całkowania  $C_1$  i  $C_2$  można wyznaczyć z warunków granicznych

$$\left. \begin{aligned} b_0 &= f(a_0, C_1, C_2) \\ b &= f(a, C_1, C_2) \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots [6]$$

W szczególnym przypadku, gdy wyrażenie podcałkowe jest liniową funkcją  $y'$ , czyli całka jest typu:

$$J = \int_A^B [\Psi(x, y) + \Phi(x, y) y'] dx \dots \dots \dots [7]$$

równanie Eulera-Lagrange'a przyjmuje następującą postać:

$$\frac{\partial \Psi}{\partial y} + \frac{\partial \Phi}{\partial y} y' - \frac{d}{dx} \Phi(x, y) = 0$$

to znaczy, że po zróżniczkowaniu i skróceniu

$$\frac{\partial \Psi}{\partial y} = \frac{\partial \Phi}{\partial x} \dots \dots \dots [8]$$

Równanie [8] przedstawia w gruncie rzeczy zależność pomiędzy  $y$  i  $x$ , która pozwala określić funkcję  $y = f(x)$  w postaci jawnej lub uwikłanej  $f(x, y) = 0$ . Otrzymana w ten sposób funkcją  $y = f(x)$  nie przechodzi na ogół przez punkty  $A$  i  $B$ , zadanie na ogół nie posiada więc rozwiązania spełniającego warunki graniczne.

Z tym szczególnym przypadkiem mamy również do czynienia w rozważanym problemie lotu wznoszącego, ponieważ — jak to można zobaczyć z równania [3] — wyrażenie podcałko-

we również i tutaj jest liniową funkcją  $dV/dH$  w danym przypadku:

$$\left. \begin{aligned} \Psi(H, V) &= \frac{G}{(P_P - X)V} \\ \Phi(H, V) &= \frac{G}{g(P_P - X)V} \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots [9]$$

Równanie czasu wznoszenia można zatem na podstawie równań [3] i [9] napisać następująco:

$$t = \int_A^B (\Psi dH + \Phi dV) \dots \dots \dots [10]$$

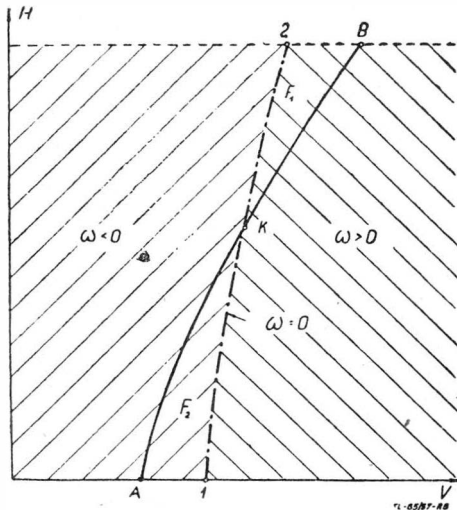
a związek [8] przyjmuje postać:

$$\frac{\partial}{\partial V} \frac{G}{(P_P - X)V} = \frac{\partial}{\partial H} \frac{G}{g(P_P - X)}$$

czyli przyjmując  $G$  za niezmiennie podczas wznoszenia:

$$\frac{\partial}{\partial V} (P_P - X)V = \frac{V^2}{g} \frac{\partial}{\partial H} (P_P - X) \dots \dots [11]$$

Otrzymana z równania [11] funkcja  $V = f(H)$  przedstawia zatem zgodnie z poprzednimi rozważaniami ekstremum zagadnienia. Że to jest minimum, można się łatwo przekonać fizycznie. Można bowiem bez trudu wyobrazić sobie taki lot wznoszący — na przykład lecąc w pobliżu  $V_{max}$  — przy którym trwa on wskutek zbyt małych prędkości wznoszenia zbyt długo. Również i matematycznie nietrudno wykazać, że równanie [11] sprowadza wartość całki z równania [3] do minimum.



Rys. 5. Sposoby realizacji lotu wznoszącego

Wyznaczona z równania [11] krzywa  $V = f(H)$  nie przechodzi w ogólnym przypadku przez punkty A i B, lecz przecina rzędne O i H odpowiednio w punktach 1 i 2 (rys. 5 — linia przerywana). Jasne jest, że wznosząc się po linii A1K2B osiągniemy stan energetyczny określony przez punkt B w czasie krótszym niż gdybyśmy łącząc w dowolny sposób punkty A i B wznosili się po fizycznie możliwej linii AKB (krzywa ciągła).

Zgodnie z równaniem [8] wzdłuż linii 1K2 spełniona jest zależność:

$$\frac{\partial \Psi}{\partial V} - \frac{\partial \Phi}{\partial H} = \omega = 0 \dots \dots \dots [12]$$

Na lewo od linii 1K2, jak łatwo się o tym przekonać  $\omega < 0$ , a na prawo  $\omega > 0$ . Wystarczy sprawdzić to dla jednego punktu. Weźmy punkt o współrzędnych  $H = 0$  i  $V = V^*$ . Niech wartość  $V^*$  leży tuż w pobliżu  $V_{min}$  (rys. 6) tak, że prędkość  $V^*$  jest bezsprzecznie mniejsza niż prędkość  $V_1$  odpowiadająca punktowi 1 z rysunku 5.

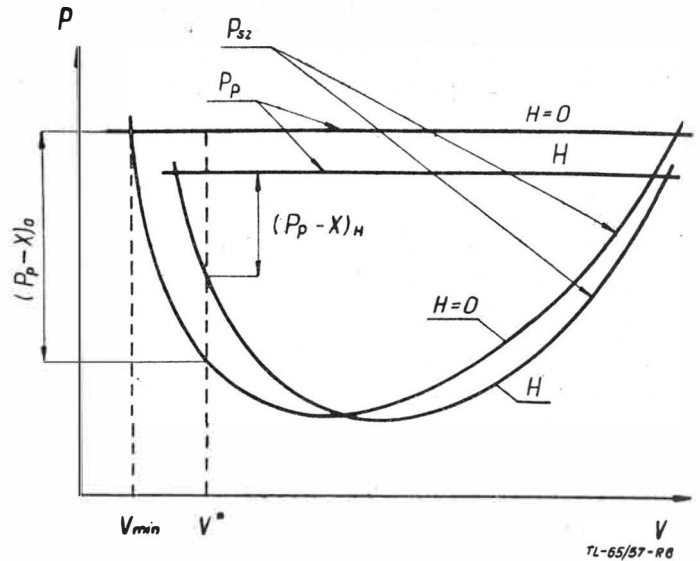
Podstawiamy zależności [9] do równania [12] i po wykonaniu różniczkowania otrzymujemy następujące wyrażenie na  $\omega$  (przyjmując, że  $P_P$  jest niezależne od prędkości):

$$\omega = \frac{G}{(P_P - X)^2} \left[ \frac{1}{g} \frac{\partial (P_P - X)}{\partial H} - \frac{P_P - X}{V^2} + \frac{1}{V} \frac{\partial X}{\partial V} \right] \cdot [13]$$

Przy prędkości  $V^*$  (jak to jasno widać z rys. 5) jest

$$\frac{\partial (P_P - X)}{\partial H} < 0 \text{ i } \frac{\partial X}{\partial V} < 0, \text{ a zatem trzy czony równania}$$

ujęte w nawias kwadratowy są ujemne, czyli  $\omega$  również ujemne.



Rys. 6. Bilans ciągów i oporów

Wracając do podstawowego pytania — jeśli czas wznoszenia wykonanego wg linii AKB oznaczymy przez  $t$ , a wg linii A1K2B przez  $\tau$ , to można wykazać, że  $\Delta t = t - \tau > 0^{**}$ . Na podstawie zależności [10] można napisać:

$$\Delta t = t - \tau = \oint_{AKB2K1A} [\Psi dH + \Phi dV] \dots \dots \dots [14]$$

Tę całkę liniową można zastąpić sumą dwóch całek liniowych:

$$\Delta t = \int_{KB2K} (\Psi dH + \Phi dV) + \int_{K1AK} (\Psi dH + \Phi dV) \dots \dots [15]$$

każda całkowana po linii zamkniętej.

Przy pomocy przekształceń Gaussa-Greena zamieniamy całki liniowe z równania [15] na całki powierzchniowe rozciągnięte na zamknięte obszary  $F_1$  i  $F_2$ . Pamiętając, że kierunek obchodzenia pola  $F_2$  jest ujemny otrzymujemy:

$$\begin{aligned} \Delta t &= \iint_{F_1} \left( \frac{\partial \Psi}{\partial V} - \frac{\partial \Phi}{\partial H} \right) dV \cdot dH - \iint_{F_2} \left( \frac{\partial \Psi}{\partial V} - \frac{\partial \Phi}{\partial H} \right) dV \cdot dH = \\ &= \iint_{F_1} \omega dV \cdot dH - \iint_{F_2} \omega dV \cdot dH \dots \dots \dots [16] \end{aligned}$$

Ponieważ  $\omega$  jest dodatnie na obszarze  $F_1$ , a ujemne na obszarze  $F_2$  (rys. 5), to ostatecznie oba czony, a zatem i  $\Delta t$  są dodatnie.

Stan energetyczny określony punktem B osiągamy więc w najkrótszym czasie, jeśli rozpędzimy samolot w pobliżu ziemi do prędkości odpowiadającej punktowi 1, potem będziemy się wznosić w sposób określony krzywą 1K2 i po osiągnięciu żądanej wysokości H będziemy w locie poziomym rozpędzać samolot dalej do osiągnięcia prędkości odpowiadającej punktowi B.

Po przeprowadzeniu analizy minimum zobaczymy, jak w przypadku danego samolotu można wyliczyć zależność  $V = f(H)$  dla najkorzystniejszego wznoszenia. Na odcinku 1K2 dla najkorzystniejszego wznoszenia jest  $\omega = 0$ . Na podstawie zależności [13] można także napisać:

$$\frac{V^2}{g} \frac{d\omega}{dH} - \frac{\partial (P_P - X)}{\partial \varrho} - P_P + X + V \frac{\partial X}{\partial V} = 0 \dots [17]$$

\*\*\*) Porównaj: A. Miele: Problemi di Tempo nel Volo Non-Stationario degli Aeroplani. Atti della Accademia Delle Scienze di Torino. 85.(1950/51).



W tym wzorze robimy następujące podstawienia. Opór powietrza — przyjmując paraboliczną biegunową — określa następująca znana formuła:

$$X = c_{x0} \frac{\rho}{2} V^2 F + \frac{2}{\rho} \frac{G^2}{\pi \lambda_e F V^2}$$

gdzie  $c_{x0}$  określa minimalny współczynnik oporu samolotu (body drag),  $\lambda_e$  — efektywne wydłużenie skrzydła, a  $F$  — powierzchnię skrzydła.

Ciąg silnika przyjmujemy jako niezależny od prędkości lotu, zmienność natomiast z wysokością określa się zwykle stosowanym wzorem, dającym dobre wartości średnie:

$$P_p = P_{p0} \varphi, \text{ gdzie } \varphi = \begin{cases} \Delta^{0.7} & \text{dla troposfery } (H < 11\,000 \text{ m}) \\ 1,44\Delta & \text{dla stratosfery } (H > 11\,000 \text{ m}) \end{cases}$$

przy czym  $P_{p0}$  oznacza ciąg przy wznoszeniu w bliskości ziemi.

Po podstawieniu wyrażeń na  $X$  i  $P_p$  do wzoru [17] i po zróżniczkowaniu i uporządkowaniu otrzymujemy następujące związki:

dla troposfery ( $H < 11\,000 \text{ m}$ )

$$A \frac{\rho}{g} \frac{d\rho}{dH} V^6 - \left( \frac{0,7 \Delta^{0.7}}{g} \frac{d\rho}{dH} P_{p0} + 3 A \rho^2 \right) V^4 + \left( P_{p0} \rho \Delta^{0.7} - \frac{B}{\rho g} \frac{d\rho}{dH} \right) V^2 + B = 0 \dots [18]$$

dla stratosfery ( $H > 11\,000 \text{ m}$ )

$$A \frac{\rho}{g} \frac{d\rho}{dH} V^6 - \left( 11,5 \frac{\rho}{g} \frac{d\rho}{dH} P_{p0} + 3 A \rho^2 \right) V^4 + \left( 11,5 P_{p0} \rho^2 - \frac{B}{\rho g} \frac{d\rho}{dH} \right) V^2 + B = 0 \dots [19]$$

gdzie  $A = \frac{c_{x0} \cdot F}{2}$  i  $B = \frac{2 G^2}{\pi \lambda_e F}$  są stałymi zależnymi od parametrów samolotu.

W obydwu przypadkach otrzymujemy równania na  $V$  szóstego stopnia, dające się zredukować na równania stopnia trzeciego. Następnie postępuje się w ten sposób, że wartości wysokości dla poszczególnych prędkości oblicza się z powyższych równań według jednej ze znanych metod, np. metodą trygonometryczną (ew. graficznie). Tabele atmosfery wzorcowej znajdujące się w podręcznikach określają wartości  $\rho$  i  $\Delta^{0.7}$  odpowiadające  $H$  w dość gęstym ustąpiowaniu.

Przy pomocy tabel można również z dostateczną dokładnością obliczyć wartość  $\frac{d\rho}{dH}$  wg wzoru:

$$\frac{d\rho}{dH} \approx \frac{\Delta \rho}{\Delta H} = \frac{\rho(H+100) - \rho(H-100)}{200} \dots [20]$$

W powyższym rachunku przyjęto paraboliczną zmienność oporu, toteż całe obliczenie jest ważne do momentu pojawienia się oporu falowego po przekroczeniu krytycznej liczby Macha. Na wysokościach bliższych pułapu może się to łatwo zdarzyć, dlatego też na dużych wysokościach należy sprawdzić stosowność założeń.

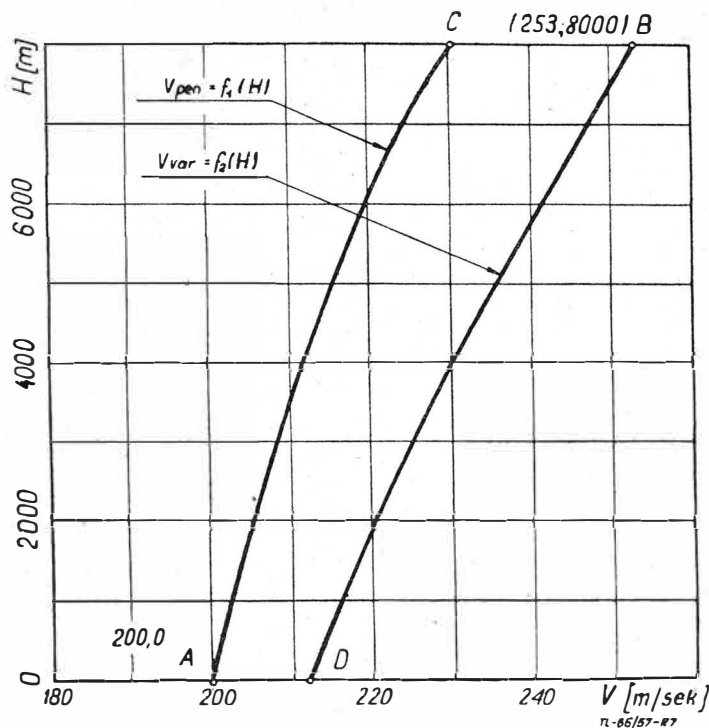
Dla zilustrowania wyżej omówionej metody podane będą wyniki przykładu liczbowego. Dla danego samolotu określamy najpierw związek  $V = f(H)$  wg krzywej Penauda dla najlepszych warunków wznoszenia, pomijając przy tym przyspieszenie samolotu po torze, stosując wzór [18] określający procedurę uproszczoną. Następnie dla obydwu przypadków określa się niezbędny czas dla uzyskania danego stanu energetycznego określonego daną wysokością i prędkością lotu.

Samolot jest nowoczesnym myśliwcem odrzutowym posiadającym następujące parametry konstrukcyjne:

$$G = 4800 \text{ kG}, \quad s = 10 \text{ m}, \quad \lambda_e = 4,91, \quad F = 20,4 \text{ m}^2, \\ c_{x0} = 0,016, \quad P_{p0} = 2400 \text{ kG}.$$

Obliczenie przeprowadza się dla uzyskania wysokości  $H = 8000 \text{ m}$ . Aż do tej wysokości można przyjąć paraboliczny przebieg biegunowej, gdyż pułap samolotu sięga o wiele wyżej. Nie będzie przytaczany dość długi przebieg rachunku, omówione będą jedynie uzyskane wyniki.

Z punktu wyjściowego stanu energetycznego A otrzymuje się punkt przecięcia wykresu  $V_{pen} = f_1(H)$  otrzymanego z krzywej Penauda i linii  $H = 0$  (rys. 7). Współrzędnymi tego punktu są  $H = 0$  i  $V = 200 \text{ m/sek}$ . Przewidziany do osiągnięcia



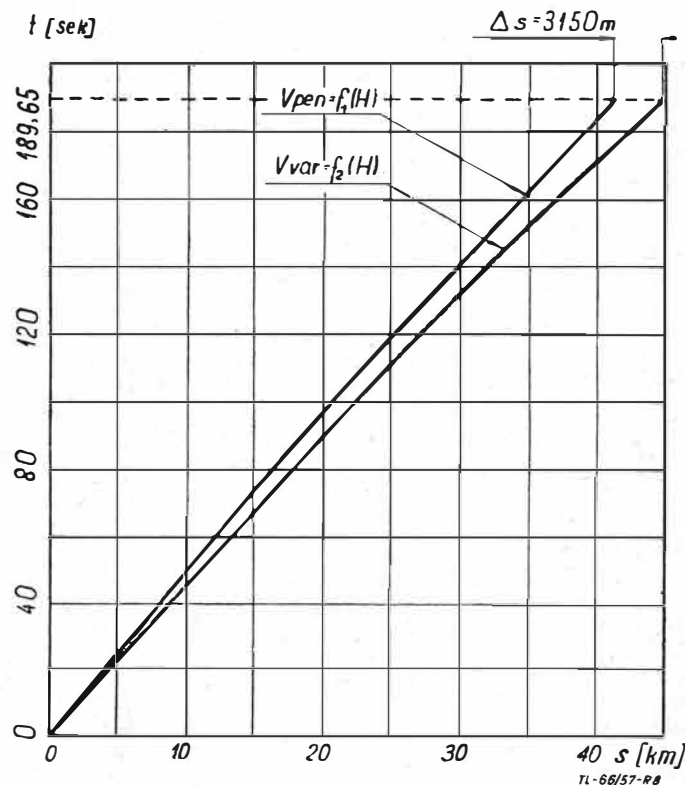
Rys. 7. Przebieg realizacji lotu wznoszącego

stan energetyczny odpowiadający punktowi B przynależy punktowi dla wysokości 8000 m, uzyskanej w wyniku rachunku wariacyjnego krzywej  $V_{var} = f_2(H)$ . Współrzędne tego punktu są:  $H = 8000 \text{ m}$  i  $V = 253 \text{ m/sek}$ . Gdy samolot leci z prędkością określoną zależnością  $V_{pen} = f_1(H)$ , to czas niezbędny dla przejścia z punktu A do B składa się z dwóch części: z czasu  $t_{A-C}$  dla wznoszenia od punktu A do C i z czasu  $t_{C-B}$  dla przyspieszenia do prędkości odpowiadającej punktowi B.

Wielkość  $t_{A-C}$  oblicza się wg wzoru [3] całkując graficznie, przy czym wartość  $dV/dH$  bierze się z rys. 7 dla różnych wysokości. Na  $X$  i  $P_p$  stosuje się poprzednio podane wzory. Z całkowania wynika

$$t_{A-C} = 173 \text{ sek}$$

Czas potrzebny dla przyspieszenia do prędkości odpowiadają-



Rys. 8. Drogi przebyte przez samolot przy wznoszeniu

cej punktowi B obliczamy przyjmując siłę przyspieszającą jako stałą. Otrzymuje się więc

$$t_{C-B} = \frac{G(V_B - V_C)}{g(P_P - V)_{9000}} = \frac{4800(253 - 229,5)}{9,81(1250 - 560)} = 16,65 \text{ sek}$$

Tak więc łączny czas niezbędny dla osiągnięcia stanu energetycznego B wynosi:

$$t_{A-B}^{pen} = t_{A-C} + t_{C-B} = 173 + 16,65 = 189,65 \text{ sek.}$$

Lot samolotu winien się odbywać zgodnie z prawem  $V_{var} = f_2(H)$ . W tym przypadku po osiągnięciu stanu energetycznego A w pobliżu ziemi samolot przyspiesza do prędkości odpowiadającej punktowi D. Odpowiadający temu czas wynosi:

$$t_{A-D} = \frac{G(V_D - V_A)}{g(P_P - X)_0} = \frac{4800(212,7 - 200)}{9,81(2200 - 890)} = 4,71 \text{ sek}$$

Następnie samolot wznosi się stromo wg zależności  $V_{var} = f_2(H)$  aż do osiągnięcia stanu energetycznego B. Czas wznoszenia obliczony na drodze graficznego całkowania wynosi:

$$t_{D-B} = 177,75 \text{ sek.}$$

Tak więc czas całkowity dla osiągnięcia stanu energetycznego B wynosi

$$t_{A-B}^{var} = 4,71 + 177,75 = 182,66 \text{ sek}$$

Zysk, jaki można osiągnąć na czasie, wynosi:

$$\Delta t = t_{A-B}^{pen} - t_{A-B}^{var} = 189,65 - 182,66 = 7 \text{ sek.}$$

Na rys. 8 podano wielkość drogi samolotu otrzymaną przez graficzne całkowanie w funkcji czasu wznoszenia. Widoczne jest, że samolot lecący wg zależności  $V_{pen} = f_1(H)$  dla przejścia ze stanu energetycznego A do B przebywa drogę 41 050 m, podczas gdy samolot lecący wg rozkładu prędkości  $V_{var} = f_2(H)$  w tym samym czasie (189,65 sek) przebywa drogę 44 200 m. To daje przewagę 3150 m drugiego samolotu nad pierwszym. Ta różnica drogi przy wypełnianiu zadania bojowego może dać znaczne korzyści. Ponieważ obydwa sposoby wykonywania lotu wznoszącego odbywają się przy tym samym położeniu dźwigni gazu, a więc prawie przy tym samym zużyciu paliwa, to dla osiągnięcia wymaganej wysokości i dla przebycia tej samej drogi otrzymuje się mniejsze o 5—8% zużycie paliwa, gdy samolot leci z rozkładem prędkości wg  $V_{var} = f_2(H)$ .

Fabryki samolotów podają w dokumentacji warunki najlepszego wznoszenia  $V = f(H)$  przeważnie wg krzywej Penauda z pominięciem przyspieszenia po torze.

Powyższy przykład uwidacznia, że dokładna analiza sposobu wznoszenia daje znaczne korzyści, tym samym jest w pełni uzasadnione przeprowadzanie lotu wznoszącego wg zależności  $V = f(H)$  uzyskanej na drodze rachunku wariacyjnego. Oczywiście ta metoda wymaga więcej czasu, jednak uzyskane korzyści wykazują, że ten trud się opłaca.

Artykuł wpłynął dnia 1.XI.1957 r.

# LUDZIE ZDARZENIA

ZDZISŁAW GRYGŁICKI

## Stefan Drzewiecki

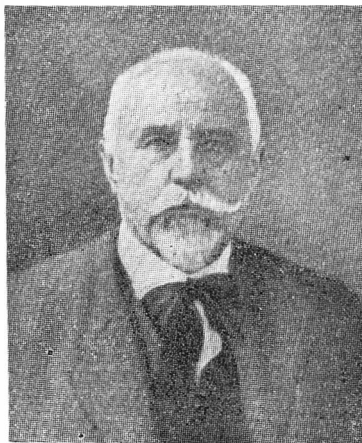
wielki uczyony — wynalazca — pionier żeglugi podwodnej — pionier lotnictwa\*)

Dwadzieścia lat minęło od chwili, gdy 25 kwietnia 1938 roku zmarł Stefan Drzewiecki, jeden z pionierów nauki i techniki lotniczej. Umysł wszechstronnie uzdolniony, obejmował swymi zainteresowaniami szereg dziedzin wiedzy. Zgłębiając tajemnice przyrody i rozszerzając kręgi wiedzy ludzkiej cechował się zawsze prostotą myślenia i jasnością wykładu. Stronił od rozgłosu, do ostatnich niemal chwil życia zagłębiał się w pracy. Nie zrażał się często spotykanym sceptycyzmem i obojętnością lub nieufnością do głoszonych praw wiedzy.

Stefan Drzewiecki urodził się 26 grudnia 1844 roku we wsi Kunka na Podolu, jako wnuk Józefa Drzewieckiego, oficera Kościuszki i legionów polskich, a syn Karola, b. porucznika wojsk polskich z 1831 roku. Wstępne nauki pobiera w domu rodziców, wcześniej jednak wysłany do Francji kończy szkołę średnią i wstępuje na studia inżynierskie do l'Ecole Centrale w Paryżu.

Dłuższy pobyt za granicą nie osłabia jednak Jego uczuć patriotycznych. Na wieść o powstaniu styczniowym przerywa studia i przybywa do kraju. Po dwu latach wraca znowu do Paryża i kończy przerwana naukę.

Oddaje się z pasją ulubionej pracy badawczej i naukowej. Już w roku 1867 patentuje swój pierwszy wynalazek (licznik kilometrażowy). Prowadzi spokojny, poświęcony pracy, tryb życia. Pomimo to, w momencie powstania ludu paryskiego staje, wraz z wieloma innymi Polakami, z Jarosławem Dąbrowskim na czele, w szeregach Komuny Paryskiej. Po jej upadku musi — jak wielu innych — opuścić Paryż i przenieść się do Wiednia. Tam wraca do swej ulubionej pracy. Opraco-



wuje szereg wynalazków jak: cyrkiel do kreślenia przekrojów stożkowych, regulator paraboliczny do maszyn parowych, aparat rejestrujący prędkość lokomotyw, automatyczny sprzęg wagonów oraz aparat samoczynnie wykreślający drogę statku na mapie.

Swymi wynalazkami i pracami oraz uzyskaniem dwu nagród na wystawie powszechnej w Wiedniu w 1873 roku zwraca na siebie uwagę ówczesnego świata naukowego. Rząd carski zaprasza Drzewieckiego do Petersburga. W 1874 roku przeprowadza Drzewiecki w Petersburgu próby, uwieńczone powodzeniem, swego aparatu do wykreślenia drogi statku na mapie na kononierce od danej Mu do dyspozycji. Następnie przenosi się do Odessy i tu w roku 1877 buduje jedną z pierwszych łodzi pod-

wodnych. Wyróżnia się ona — oprócz racjonalnych kształtów — pierwszym zastosowaniem silnika elektrycznego do napędu łodzi oraz zastosowaniem i użyciem peryskopu do celów żeglugi podwodnej.

Sukces, jaki odniósł Drzewiecki, podkreślony obecnością na próbach następcy tronu rosyjskiego, późniejszego cara Aleksandra III, spowodował, że już w następnym, 1878 roku kieruje budową serii 50 łodzi podwodnych. Każda z tych łodzi mogła pomieścić 4 osoby załogi w porównaniu do prototypu z 1877 r., który miał załogę jednoosobową.

W swych morskich pracach napotyka Drzewiecki na problem śrub do napędu statków. Problem ten był bardzo zbliżony do problemu śmigła lotniczego. Różnicę stanowiła jedynie gęstość ośrodka, w którym te elementy napędu pracują. W tym okresie pisze pierwsze swe rozprawy na temat projektowania śruby morskiej oraz śmigła lotniczego. Do zagadnienia tego powraca często w swych dalszych pracach. Zaczyna żywo interesować się lotnictwem, które w owym okresie przeżywa pe-

\*) Wykorzystanie oraz reprodukcja rysunków i fotografii dozwolone jedynie za zgodą Autora. — Rysunki i fotografie lotniczych konstrukcji publikowane po raz pierwszy w Polsce.

wien kryzys. Ludzie zawiedli się na maszynach lżejszych od powietrza. Nie mogli nimi poruszać się w powietrzu tak jak tego pragnęli. Nieliczne próby i prace pionierów tego okresu: Cayleya, Mareya, Mouillarda i Chanute'a pełne jeszcze były błędzenia i pozornych sprzeczności. Brak było teoretycznych podstaw i praktycznych, skryształizowanych form konstrukcyjnych. Mało też było ludzi, którzy ufali nowej idei — latania za pomocą maszyn cięższych od powietrza.

Drzewiecki — po zapoznaniu się z pracami poprzedników i współczesnych — umie wyłowić to, co jest prawdziwe, i rozszerza oraz pogłębia własnymi dociekaniami i pracami. Studiuje prace profesora Mareya oraz dzieło sławnego Mouillarda „L'Empire de l'Air” — właściwego i jedyne go wynalazcy sterowania poprzecznego za pomocą zwichrzenia płatów.

Drzewiecki wygłasza w Cesarskim Towarzystwie Technicznym w Petersburgu w roku 1885 swój pierwszy publiczny odczyt o locie dynamicznym. Prosto i zwięźle, a równocześnie przekonująco przeciwstawia się wielu zadawnionym i błędnym pojęciom o locie ptaków. Wyprowadza swoją teorię lotu dynamicznego i udowadnia niezbicie, że siła nośna, powstała z uderzenia skrzydeł ptaka przy maksymalnej prędkości pionowej równej 2 m/sek, jest mniejsza dziesięciokrotnie od ciężaru tegoż ptaka. Udowadnia, że trzeba pozukiwać innego rozwiązania teorii lotu ptasiego. Dalszym twierdzeniem Drzewieckiego było to, że prędkość pozioma powoduje też i opór poziomy, działający w przeciwnym kierunku. Na pokonanie tego oporu w celu nadania sobie prędkości poziomej względem powietrza ptak zużywa cały zasób swojej energii. Wygłoszone na tym odczycie poglądy i dowodzenia wydaje Drzewiecki w książeczce „Aeroplany w przyrodzie”, która wyszła w Petersburgu w roku 1887. W broszurce tej porusza również myśl połączenia „aeroplanu z motorem i śrubą”.

W tymże samym 1887 roku wygłasza jeszcze raz publicznie swoje poglądy, tym razem w Paryżu na Międzynarodowym Kongresie Technicznym. W ślad za tym publikuje na łamach „L'Aéronaute” swoją pracę „Les oiseaux considérés comme des aéroplanes animés...” — „Ptaki rozważane jako żywe samoloty”.

Praca powyższa wychodzi wkrótce jako książeczka i staje się początkiem nie tylko wielu innych publikacji Stefana Drzewieckiego, ale również źródłem ruchu oponentów przeciwnych tym teoriom. Tylko nieliczne wielkie umysły owej epoki, jak profesorzy Marey i Chanute oraz sam sędziwy Mauillard, znajdują się w szeregach obrońców teorii Drzewieckiego. Szczególnie dla tego ostatniego — wielkiego i zapomnianego Mouillarda — czuje Drzewiecki wielki szacunek. Oprócz utrzymywania z nim, jak i wieloma innymi, ożywionej korespondencji, odwiedza Mouillarda w Kairze w 1890 roku.

Po powrocie, przeświadczony do głębi o słuszności swoich teorii i przekonany, że sprawą zasadniczą i rozstrzygającą dla lotnictwa będzie zespół napędowy śmigło-silnik, przegląda jeszcze raz i uzupełnia swoje wyliczenia, które rozpoczął w roku 1877.

Kierując się swymi słusznymi postulatami przedstawia w 1890 r. we Francuskim Stowarzyszeniu Technicznym swoją pracę, dotyczącą sposobu obliczania śrub wodnych. W krótkim też okresie rozszerza ją i rozwija swoją teorię śmigła lotniczego. Praca ta pt. „Les hélices aériennes. Théorie générale des propulseurs helicoidaux...” zostaje wydana w Paryżu w 1909 roku i zdobywa Mu najwięcej sławy w świecie naukowym.

W międzyczasie, pomimo całkowitego skryształizowania swych zainteresowań i badań lotniczych, wraca Drzewiecki do zagadnień morskich. Gdy w roku 1897 rząd francuski ogłasza konkurs na projekt statku podwodnego, mało kto pamięta zasługi Drzewieckiego sprzed 20 laty. Mimo iż Francja posiadała wówczas konstruktorów tej miary co: Lede, Goubert i Laubeuf — Drzewiecki otrzymuje nagrodę w tym konkursie. Projekty Jego nie zostają zrealizowane praktycznie z wyjątkiem rozwiązania uzbrojenia. Składało się ono z dwóch obracalnych wyrzutni torpedowych umieszczonych w spodniej części kadłuba łodzi. To rozwiązanie było praktycznie wypróbowane w Cherbourgu. Słynna później łódź podwodna „Narval” konstrukcji Laubeufa była wyposażona w wyrzutnie torpedowe oparte na wzorze Drzewieckiego. Nagrodzony projekt Drzewieckiego przewidywał zastosowanie w łodzi podwodnej: silników elektrycznych do płynięcia w zanurzeniu i turbin Laval'a oraz kotłów opalanych ropą do ruchu na powierzchni. W tymże 1897 roku opracowuje Drzewiecki swój ostatni projekt morski, dotyczący ochrony kadłuba okrętów

Rys. 1. Reklama śmigieł Drzewieckiego z czasopisma „Flugsport” rok 1910

za pomocą pancierza „wodnego”. Woda znajdująca się między właściwym kadłubem a pancernym pokryciem miała być ochroną od niszczących skutków pocisków. W latach późniejszych budowano okręty wojenne posiadające ochronę przeciwtorpedową rozwiązaną w podobny sposób.

Niezależnie od tych zajęć, a równocześnie z rozwiązywanym problemem i teorią śmigła lotniczego, pasjonuje Drzewieckiego zagadnienie śmigłowców. Na tematy te snuje szereg teoretycznych rozważań na łamach francuskich pism lotniczych w latach 1908—1909.

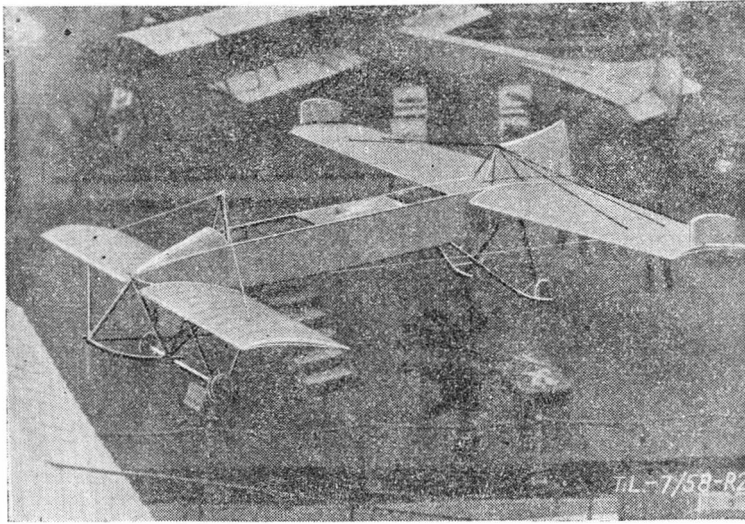
Artykuł pt. „Fausse route” („Fałszywa droga”) Drzewieckiego staje się tematem dnia, ponieważ już istniało wtedy kilka konstrukcji śmigłowców, jak Bréguet nr 1, Bréguet nr 2 i Cornu. Interesujące jest, że Drzewiecki posługując się słusznymi przesłankami i obliczeniami stwierdził, iż w porównaniu do takiego samego ciężaru w locie samolotu i śmigłowca stosunek zapotrzebowania mocy będzie wynosił wartości 1:3. Proponowany przez Drzewieckiego projekt miał, przy ciężarze całkowitym 580 kG, mieć powierzchnię omiataną przez wirnik równą 10 m<sup>2</sup>, a moc na wale silnika 133 KM. Natomiast samolot przy tej samej powierzchni nośnej i ciężarze potrzebował, w myśl wyliczenia Drzewieckiego, zaledwie 40 KM. Drugi projekt śmigłowca Drzewieckiego miał, przy tym samym ciężarze całkowitym, powierzchnię omiataną przez wirnik nośny równą 40 m<sup>2</sup> przy mocy silnika 66 KM. Obydwa opublikowane projekty Drzewieckiego stają się przez dłuższy okres tematem polemiki i dyskusji na łamach czasopism lotniczych we Francji.

Jest równocześnie ciekawe, że nigdzie dotychczas w miarodajnych źródłach nie znalazłem wzmianki lub chociażby dygresji na temat „roweru powietrznego”, który tak chętnie przypisywano Drzewieckiemu.

Rozważając wiele zagadnień od strony teoretycznej, nie odalał się Drzewiecki od praktycznych potrzeb życia, a szczególnie spraw, którym się poświęcił. W wydanej w roku 1909 broszurce „De la nécessité urgente de créer un laboratoire d'essais aérodynamiques destiné à fournir aux aviateurs les éléments nécessaires à la construction des aéroplanes et de la manière d'organiser ce laboratoire” — „O konieczności utworzenia laboratorium dla doświadczeń lotniczych...” wskazuje na istotne korzyści uruchomienia tuneli i placówek badawczych konstrukcji lotniczych. Broszura ta znajduje żywy odźwięk w całym świecie lotniczym, a we Francji przyczynia się do szybszego uruchomienia znanego laboratorium lotniczego w St. Cyr.

Stefan Drzewiecki coraz mocniej związany z rozwijającym się lotnictwem, osiada na stałe w Paryżu. W „Annuaire International de l'Aéronautique — 1911” w części 2 na str. 45 znajdujemy wzmiankę: „Drzewiecki (Stéphane) — 64, rue Boileau, à Paris. Né en Podolie (Russie) en 1844. — Ingénieur; c'est spécialiste dans les études navales et aéronautiques; a établi en 1885 une théorie complète de l'aéroplane et du vol des oiseaux



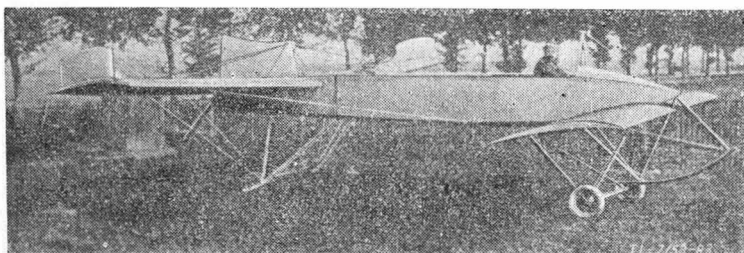


Rys. 2. Samolot Drzewieckiego na wystawie w Paryżu w 1912 r.

et en 1890 la theorie des helices propulsives". W domu wymienionym w powyższej wzmiance zamieszkiwał do końca swego życia.

Prace i teorie Drzewieckiego znalazły swój wyraz w uruchomieniu produkcji śmigieł według Jego licencji. Wykonawcą tych śmigieł, noszących wówczas miano „helices Normale”, był fabrykant Pierre de Ratmanoff. Firma „Ratmanoff & Co” mieściła się: 31, rue Emile-Duclaux, Paris-Suresnes (Seine) i reklamowała swoje wyroby nie tylko we Francji, ale i w Niemczech. Ogłoszenie w 1910 roku zamieszczone w czasopiśmie „Flugsport” widoczne jest na załączonej reprodukcji. Znamienny jest fakt, że śmigła produkowane według obliczeń i pod nadzorem Drzewieckiego miały najwyższą sprawność i wyrzynały 3000 obr/min. Śmigła „Normale” używane były na wielu ówczesnych samolotach, a między innymi stosowali je tacy konstruktorzy, jak Bleriot i Paulhan.

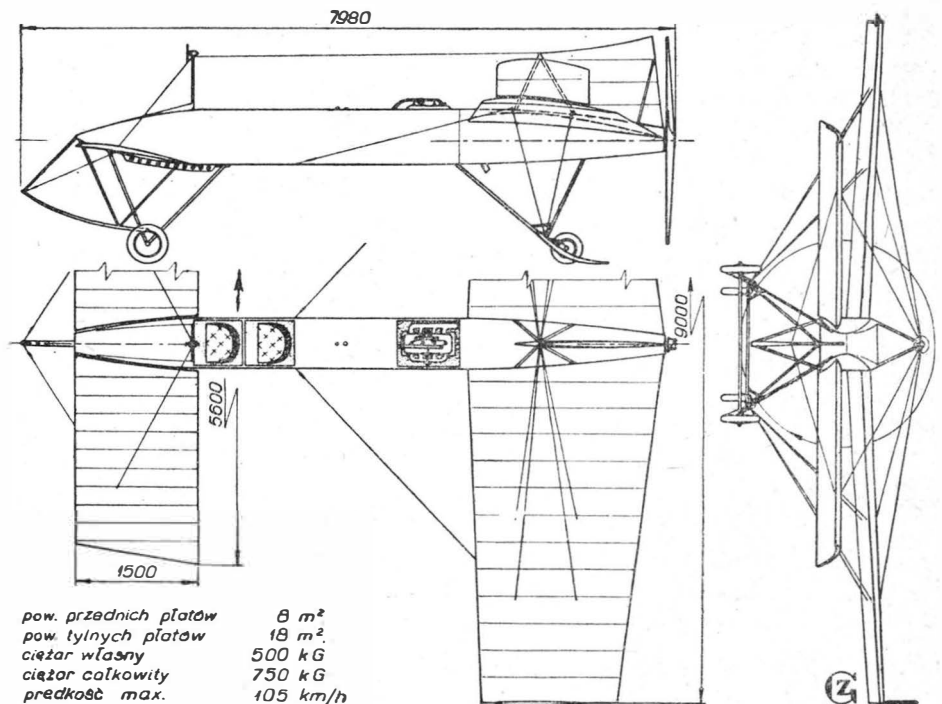
Drzewiecki obserwuje bacznie pierwsze kroki lotnictwa. Gdy pierwsze wzloty zaczynają pochłaniać poważne ofiary w ludziach, rozpoczyna sam prace nad zaprojektowaniem i budową samolotu. Pochłania Go prawie całkowicie rozwiązanie problemu samolotu zapewniającego maksimum bezpieczeństwa w powietrzu i zachowującego samoczynnie równowagę. Podchodzi do tego zagadnienia, co jest szczególnie godne uwagi i podkreślenia, z całą swoją dokładnością i wiedzą. Po opracowaniu projektu wstępnego i podstawowych przeliczeniach dobiera odpowiednie profile z serii dmuchanej w tunelu Eiffla. Dla płata przedniego wybiera profil nr 8, a dla płata tylnego (głównego) profil nr 13 bis. Poleca wykonać model swego samolotu w podziale 1:10 i przystępuje do jego dmuchania w tunelu Eiffla. Jako jeden z pierwszych na świecie, a pierwszy Polak w ogóle, sprawdza zachowanie się modelu przy różnych położeniach środka ciężkości aparatu i różnych kątach natarcia obydwu płatów nośnych. Otrzymane wyniki nanosi na wykresy i sprawdza rachunkowo. Po pomyślnym zakoń-



Rys. 3. Samolot Drzewieckiego przed próbami w locie w 1913 r.

czeniu prób, przeprowadzanych w ciągu roku 1911, przystępuje do budowy swego samolotu. Budowę przeprowadza firma „Ratmanoff & Co”, na której stoisku widzimy samolot Drzewieckiego podczas Międzynarodowego Salonu Lotniczego w Paryżu w 1912 r. Na marginesie można dodać, że o tych pracach Drzewieckiego bardzo mało dotychczas wiedziliśmy. Faktem jest to, że wszelkie polskie przedwojenne oraz powojenne publikacje podawały bardzo różne i błędne dane tej konstrukcji. Reprodukowano również jedyną i całkowicie prawdziwie zniekształconą złym retuszem fotografię tego samolotu. Prawie trzyletnie poszukiwania, prowadzone przez Autora artykułu, pozwoliły znaleźć odpowiednie materiały źródłowe, na podstawie których można było całkowicie bezbłędnie odtworzyć rysunek samolotu Stefana Drzewieckiego.

W nomenklaturze lotniczo-historycznej utarła się nazwa samolotu Drzewieckiego „Kaczka” ze względu na typ i układ aerodynamiczny płatów nośnych. Podobne rozwiązanie konstrukcyjne było naśladowane kilkakrotnie przez ówczesnych i późniejszych konstruktorów, wymienić tu można Bleriota, Voisina i Focke. Załączony rysunek zestawieniowy oraz fotografie orientują całkowicie w wyglądzie tej konstrukcji i kształtach. Cały samolot był konstrukcji drewnianej o pokryciu płóciennym. Jedyne w miejscu, gdzie znajdował się silnik dolny bok kadłuba był chroniony blachą. Kadłub miał przekrój prostokątny. W pierwszej części za przednim płatem były miejsca dla dwóch ludzi załogi, usytuowane w tandem. Przód kadłuba posiadał nadbudowę trapezową, kończącą się przy stojaku podtrzymującym cięgna nośne przedniego płata. W środku ciężkości samolotu znajdował się zbiornik paliwa i oleju dla silnika. Przed głównym płatem nośnym znajdował



Rys. 4. Rysunek samolotu Drzewieckiego, odtworzony przez Autora artykułu

się czterocylindrowy rzędowy, chłodzony wodą silnik „Labor” o mocy 80 KM przy 1350 obr/min. Silnik, zastosowany przez Drzewieckiego, był godny uwagi. Ciężar właściwy „mokrego” silnika wynosił 87 kg. Średnica cylindra 100 mm, a skok tłoka 200 mm. Był to silnik czterosuwowy, dolnozaworowy. Napędzał on za pośrednictwem przedłużonego wału śmigło umieszczone na końcu kadłuba za głównym płatem nośnym. Średnica śmigła wynosiła 2,6 m.

Przedni płat nośny konstrukcji jednodźwigarowej z dźwigarem pomocniczym zamocowany był za pomocą kolnierzy obejmujących główny dźwigar i zamocowanych obrotowo na rurze poziomej przechodzącej przez kadłub tuż nad dolnymi podłużnicami. Normalny kąt zaklinowania obydwu części przedniego płata wynosił 8°. Płat przedni usztywniony był cięgnami stalowymi do koźła na kadłubie i sztywnej płozie przedniego podwozia.

Płat tylny konstrukcji dwudźwigarowej zamocowany był pod górnymi podłużnicami kadłuba. Usztywniony był cięgna-

mi stalowymi do stożaka na kadłubie oraz do sztywnych elementów tylnego podwozia. Na zewnętrznych końcach płata głównego znajdowały się ruchome stery kierunkowe, które można było wychylać w przeciwne strony. Służyły wtedy jako hamulce aerodynamiczne. Oprócz tych sterów na kadłubie za stalowym stojakiem, podtrzymującym cięga płata, znajdował się nieruchomy statecznik kierunkowy. Kąt zaklinowania płata tylnego wynosił 5°.

Podwozie samolotu składało się z dwóch niezależnych elementów. Podwozie przednie było podwoziem głównym, płoża wystająca przed kadłub była sztywno złączona z całą konstrukcją i do niej dochodziły cięga nośne przedniego płata. Dwa koła o większej średnicy niż tylne osadzone na wspólnej osi, amortyzowane były jednym amortyzatorem olejowo-powietrznym, umieszczonym pod kadłubem wzdłuż osi u wierzchołka tylnego trójkąta.

Podwozie tylne stanowiło osobną konstrukcję. Głównym elementem podwozia były dwie mocne płoży drewniane. Do płoża była przymocowana za pomocą odczłatkalnych stalowych piór tylna oś wraz z kołami. Koła obejmowane były z każdej strony przez jedno pióro. Przy lądowaniu tarcie tych płoż hamowały dobieg, koła zaś służyły jedynie do ułatwienia poślizgu przy starcie. Płoży były dodatkowo amortyzowane sznurami gumowymi.

Sterowanie samolotem odbywało się w pierwszym rzędzie liczbą obrotów silnika. Wyważenie dynamiczne samolotu uzyskiwało się przez pokręcenie małego kółka umieszczonego z boku w przedniej kabine. Powodowało to zmianę kąta natarcia obydwu przednich płaszczyzn nośnych.

Dla sterowania poprzecznego służyły dwie dźwignie, za pomocą których można było zmienić niezależnie kąt każdej części przedniego płata. Obie dźwignie miały wspólne łożysko w kabine pilota i ich ruch był granicznie blokowany, aby nie ustawiać nawet części płata poniżej minimum określonego dla danego obciążenia samolotu i jego dobrej stateczności podłużnej.

Stery kierunkowe umieszczone na zewnątrz głównego płata mogły być przestawiane pedałami osobno dla zmiany kierunku lub wychylane równocześnie dla zmiany kąta lotu ślizgowego.

Próby ze swym samolotem rozpoczął Drzewiecki w 1913 roku. Mając wtedy 69-ty rok życia musiał powierzyć swój twórcy obcy ludzom. Jednak odmienny układ samolotu i cokolwiek odmienne sterowanie nie przemawiały do ówczesnych pilotów. Pomimo że konstrukcja Drzewieckiego wybiegała kilkanaście lat przed inne ówczesne samoloty, byli oni przyzwyczajeni do mniej zwartej budowy. W ich pojęciu konstrukcja, która nie miała mnóstwa rurek, drutów, drążków itp. udoskonalenie, przy których trzeba było ciągle manipulować oraz naprawdę dużo pracować sterami dla zapewnienia równowagi niestatecznych w większości samolotów, nie mogła podobać się pilotażowo. Na marginesie można zaznaczyć, że przy zbudowaniu przez Nieuporta prostego w pilotażu i zwanego konstrukcyjnie samolotu również zdarzały się przypadki niechęci ówczesnych pilotów do tej konstrukcji. Sam Nieuport mógł na szczęście zasiąść za sterem swej maszyny i dowieść jej zalet. Inaczej było z konstrukcją Drzewieckiego. Piloci niechętnie latali na tym samolocie, gdzie prócz dźwigni obrotów silnika i pedałów steru kierunkowego nie było czym pracować. Przy właściwym wyważeniu aparat zachowywał sam równowagę podłużną, a przy zamknięciu silnika sam wchodził na właści-

wy kąt planowania do lądowania. Liczbą obrotów silnika można było bez zmiany kątów płata przedniego uzyskać również wznoszenie i opadanie, a przy normalnej liczbie obrotów samolot sam zajmował właściwe położenie. Jednak to wszystko nie przemawiało do wyobraźni ludzkiej i skoro tylko zaistniały kłopoty z dość nowoczesnym silnikiem, który zastosował Drzewiecki — wszyscy odmówili latania. Przypisywano złe funkcjonowanie silnika zbyt dużej jego odległości od śmigła itp.

Samolot — po kilku latach — poszedł w zapomnienie. Drzewiecki zajął się innymi sprawami i dalszą pracą twórczą. Używane na wielu samolotach wojskowych i cywilnych w okresie międzywojennym prądnice miały napęd wiatraczkami projektu i konstrukcji Stefana Drzewieckiego. Stąd ich nazwa — prądnice „S.D.”

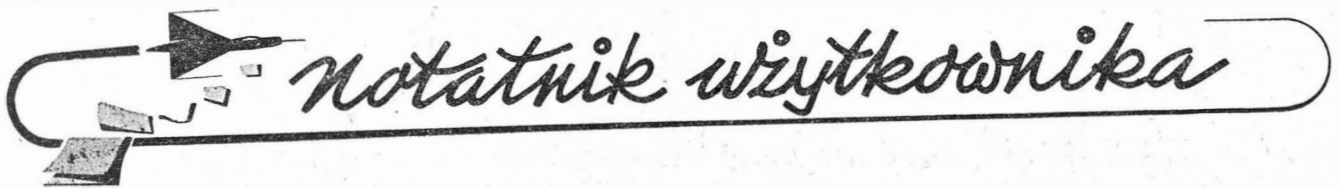
Warto wspomnieć również o fakcie hojnej ofiary pieniężnej złożonej przez Stefana Drzewieckiego dla LOPP na budowę Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie.

W testamentcie swoim zapisał Polsce wszystkie swe prace, olbrzymią bibliotekę i dokumentację naukową. Rzeczy te zostały przywiezione do Warszawy, jednak w okresie wojny uległy całkowitemu zniszczeniu.

Nie sposób jest wyliczyć wszystkich, bardzo licznych prac Stefana Drzewieckiego. Z podziwem jednak i czcią niezmierną możemy śmiało schylić głowę przed tym jednym z największych polskich uczonych i patriotów.

#### LITERATURA

1. S. Drzewiecki: Théorie générale des propulseurs helicoidaux et méthode de calcul de ces propulseurs pour l'air, Paris, 1909.
2. S. Drzewiecki: Fausse route; simple démonstration à l'usage des inventeurs d'hélicoptères, turbines et autres sustentateurs à réaction, L'Aérophile, 1909, str. 98, str. 99, str. 154.
3. Discussion sur les expériences de M. Auclair par M. M. Soreau, Riabouchinski, Legrand, Rateau, Drzewiecki, L'Aéronaute, 1909 Nr 530, str. 125.
4. Normales (Helices), Encyklopedie de L'Aviation, 1910, tom II, nr 16, str. 195.
5. Helice normale (licence Drzewiecki), Encyklopedie de L'Aviation, 1912, tom IV, str. 135, str. 136.
6. Labor-aviation (Moteurs), Encyklopedie de L'Aviation, 1912, tom IV, str. 137.
7. Hélicoptères (Pouvoir sustentateur des), Encyklopedie de L'Aviation, 1909, tom I, nr 2, str. 35.
8. Hélices de sustentation (Les), Encyklopedie de L'Aviation, 1909, tom I, nr 2, str. 35.
9. Hélices aériennes (des), Encyklopedie de L'Aviation, 1909, tom I, nr 1, str. 7, 8, 9.
10. Hélices sustentatrices Encyklopedie de L'Aviation, 1909, tom I, nr 1, str. 9.
11. J. Lorisson: Des Hélices aériennes. Une théorie de St. Drzewiecki, La Revue de L'Aviation, 1909, tom IV, Nr 27, str. 27—28.
12. Paul Cornu: Les Hélices. Pouvoir sustentateur des hélicoptères, La Revue de L'Aviation, 1909, tom IV, Nr 29, str. 47—48.
13. L'Aéroplane Paul Han, R. de Gaston, Les Aéroplanes de 1911, Librairie Aéronautique, Paris, 1911.
14. Hélice Normale, R. De Gaston, Les Aéroplanes de 1911, cz. II, Hélices Aenennes.
15. Annuaire International de l'Aéronautique — 1911, Encyklopédie générale des locomotions aériennes. Deuxième partie, str. 45 i str. 108.
16. P. James: L'aéroplane „Drzewiecki“ à stabilité automatique naturelle, L'Aérophile, 1913 str. 26—28.
17. Paris Aeronautical Salon. Aeronautics 1912 nr 11—12, str. 345, 379 i 382.
18. Inż. Wacław Abramowski: Lotnictwo współczesne; Latawce (Aeroplany), Nakł. Druk. Artystycznej K. Kopytowski i Ska, Warszawa, 1910.
19. January Grzędziński: „Stefan Drzewiecki“, Lot, 1921, nr 1.
20. Komar: Stefan Drzewiecki, Lot Polski, 1929, nr 2, str. 4.
21. J. P. Stefan Drzewiecki pionier wodnej żeglugi, „Morze“, 1952.

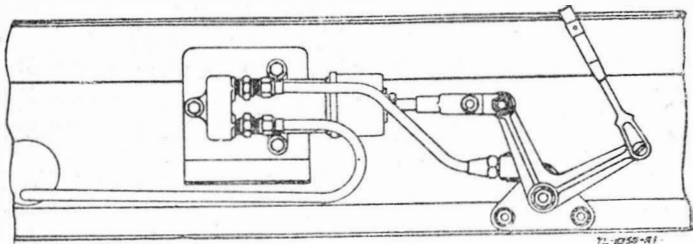


## Przestawione przewody instalacji hydraulicznej

Oddźwięk na nasz apel o nadsyłanie wzmianek do „Notatnika użytkownika”, opartych na zdarzeniach z własnej praktyki, jest nadal bardzo niski. Znowu zamieszczamy wzmiankę opracowaną przez mgr inż. Stanisława Madeyskiego na podstawie źródeł zagranicznych.

Podczas próby instalacji hydraulicznej chowanego podwozia, po przeprowadzonej wymianie niektórych urządzeń i przewodów, stwierdzono, że instalacja działa nieprawidłowo. Po bieżącej kontroli dokonanej w celu odkrycia przyczyny nie-

sprawności nie dała żadnych wyników. Układ przewodów — na pierwszy rzut oka — nie budził żadnych podejrzeń; przewody ułożone były w sposób uporządkowany i zdawały się być prawidłowo połączone (rys. 1).

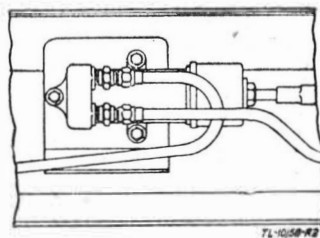


Rys. 1

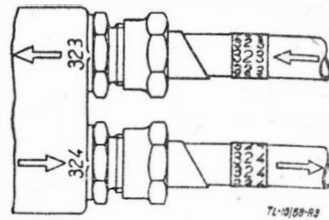
Dopiero szczegółowe prześledzenie schematu instalacji i porównanie ze stanem faktycznym pozwoliły na odnalezienie błędu. Przewody, dochodzące do wciągnika jednej gołeni podwozia głównego, były podłączone niewłaściwie. Układ prawidłowy — jak wynikało z dokumentacji — powinien wyglądać tak, jak przedstawia to rys. 2. Porównanie obu tych rysunków pozwoli łatwo usprawiedliwić pracownika obsługującego samolot. Połączenie prawidłowe istnieje wówczas, gdy przewody są skrzyżowane. Takie rozwiązanie nosi — samo w sobie — zarodek przyszłych błędów i pomyłek.

Konstruktor powinien dbać o „estetykę” układanych w samolocie przewodów, ponieważ uporządkowany sposób prowadzenia przewodów pozwala na uniknięcie pomyłek w rodzaju omówionej powyżej. W celu jednoznacznego skierowania

właściwego zakończenia przewodu rurowego do odpowiadającej końcówki wciągnika — na przewodzie oraz przy końcówce powinny być umieszczone trwałe oznaczenia. Przykładowo wskazano takie oznaczenie na rys. 3. Na przewodzie



Rys. 2



Rys. 3

rurowym oznaczenie jest umieszczone za pomocą opaski naklejonej, wykonanej z celofanu z wydrukowanymi numerami, na wciągniku zaś — przy właściwej końcówce numer odpowiadający jest wygrawerowany, wybity numeratorem lub wymalowany lakierem. W przypadku zaś doprowadzania przewodów o ustalonym kierunku przepływu cieczy wewnątrz oznaczenie może być wykonane w postaci strzałek o grotach skierowanych w jedną stronę, zarówno na przewodzie jak i na korpusie przy przynależnej końcówce.

## SKRZYŃKA TECHNICZNA

### Errata

Od autora artykułu pt. „Wyznaczanie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym” prof. Jerzego Lipki (zeszyt 5 i 6/1957) otrzymaliśmy następujące zestawienie dostrzeżonych błędów. *Zeszyt 5, strona 141, szpalta lewa, 37 wiersz od góry:* zamiast „jakich” winno być „jakie”; *szpalta prawa, 27 wiersz od dołu:* jest Y winno być y, 25 wiersz od dołu: jest  $Y_i$  winno być  $y_i$ , wiersz 24 od dołu: jest  $Y_n$  winno być  $y_n$ , wiersz 23 od dołu: jest  $Y_{1n}$  winno być  $y_{1n}$ , wiersz 21 od dołu: jest  $Z_n$  winno być  $z_n$ , wiersz 19 od dołu: jest  $\Delta Z_n$  winno być  $\Delta z_n$ . *Strona 142, szpalta lewa, 5 wiersz od góry:* jest „rzędu K,1” winno być „rzędu ki”, wiersz 12 od góry: jest  $\eta = \frac{X}{R}$ , winno być  $\eta = \frac{x}{R}$ , wiersz 31 od dołu: jest „płaszczyny” winno być „płaszczyźnie”; *szpalta prawa, 30 wiersz od góry:* jest  $\eta = \frac{X}{R}$ , winno być  $\eta = \frac{x}{R}$ , 5 wiersz od dołu: jest  $a_i y_i = 0$  winno być  $a_i \bar{y}_i = 0$ . *Strona 143, szpalta lewa, 23 wiersz od dołu* jest „analogiczna”, winno być „analogiczna”; *szpalta prawa, 3 wiersz od góry* ma mieć postać  $\beta_{kl} = \int_0^1 \dots$  *Strona 144, Tabela 1, poz. 7, kol. 9:* jest 7800

winno być 8000; *poz. 14, kol. 9:* jest 13800 winno być 13980. *Strona 145, szpalta lewa, 1 wiersz od góry:* jest  $\beta_{22} = 9239 \cdot 10^4$ , winno być  $\beta_{22} = 9239 \cdot 10^3$ , 6 wiersz od góry winien mieć postać:  $4377a_1 - 24100a_2 - 114700a_3 - 66,8 = 0$ ; 7 wiersz od góry winien mieć postać:  $-24100a_1 + 9239 \cdot 10^3 a_2 - 41,8 \cdot 10^6 a_3 + 3774 = 0$ , 8 wiersz od góry winien mieć postać:  $-114700a_1 - 41,8 \cdot 10^6 a_2 + 147,2 \cdot 10^8 a_3 + 63440 = 0$ . *Zeszyt 6/57, strona 166, szpalta lewa, 1 wiersz od góry:* jest „kant. n. t.” winno być „kand. n. t.”; 7 wiersz od góry: winno być „zastosowania metod”; *szpalta prawa, 20 wiersz od góry:* winno być  $\lambda = \frac{r^3}{h^3 E J_0} (\dots)$ , 21 wiersz od góry: winno być „nachylenia i ugięcia”, 2 wiersz od dołu: jest  $Z_n$ , winno być  $z_n$ . *Strona 167, szpalta lewa, 11 wiersz od dołu:* wzór winien mieć postać:  $M_n = \sum_{i=1}^{n-1} T_i (x_i - x_n) - \dots$ ; *szpalta prawa, 4 wiersz od góry:* wzór winien mieć postać  $y_{1n} = -\Psi_n \Theta_1 + \psi_n + y_1$ , 1 wiersz od dołu: jest  $Q_n = G_n \dots$  winno być:  $Q_n = G_{1n} \dots$ ; *strona 168, szpalta lewa, 23 wiersz od góry:* jest „ulegnę” winno być „ulegną”. Ponadto opuszczono oznaczenie tabel V, VI, VII, VIII. Za powyższe błędy przepraszamy zarówno naszych Czytelników jak i Autora.

## XXVII Międzynarodowe Targi Poznańskie 8–22 czerwca 1958 r.

(dok. ze str. 61)

Polska firma eksportowa Motoimport, wykorzystując okazję, uruchomiła specjalne stoisko na lotniisku w Lesznie na okres Międzynarodowych Zawodów Szybowcowych i Kongresu OSTIV. Liczne delegacje i ekipy zagraniczne mają tu możliwość uzyskania informacji o sprzęcie lotniczym, jakim Polska dysponuje na sprzedaż za granicę. W dniu otwarcia zawodów wywołała — co najmniej — zdziwienie decyzja Kierownictwa Zawodów uniemożliwiająca zademonstrowanie podczas pokazu specjalnie na tę uroczystość przybyłego sa-

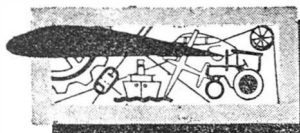
molotu sportowego „Kos”, chociaż — jak pamiętam — na Konferencji prasowej APRL w dniu 24 maja r.b. o udziale tego samolotu w pokazie była mowa. Decyzja ta nie przysłużyła się do popularyzacji naszych rodzimych rozwiązań konstrukcyjnych i nie ułatwiła zadania handlowcom pragnącym zyskać rynki zagraniczne.

\* \* \*

Materiał ilustracyjny zamieścimy w następnym zeszycie „Techniki Lotniczej”.

Wpłynęło dnia 20 czerwca 1958 r.



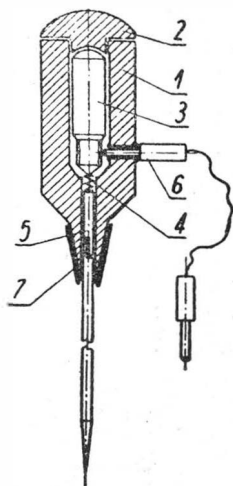


# PRZEGLĄDAMY USPRAWNINIENIA

## Próbna lampa jarzeniowa zmontowana we wkrętaku

(Kl. 21e; nr O-2637; Z. nr 21 (Sandor Nagy (W.R.L.))

Przedstawiony na rysunku przyrząd łączy w sobie trzy najczęściej używane narzędzia elektromontażu. Całość jest wkrętakiem, którego rękojeść 1, wykonana z przezroczystego ma-



teriału izolacyjnego, jest wydrążona wewnątrz, przy czym wydrążenie jest zamykane wkręcanym kołpakiem 2. W wydrążeniu tym mieści się sygnalizacyjna lampa jarzeniowa 3, stykająca się za pomocą sprężyny śrubowej 4 w sposób uwidoczniony na rysunku ze sworzniem 5 wkrętaka jako jednym biegunem, a z wtyczką bananową 6, wsuniętą w boczny kanał, zaopatrzoną w tulejkę, jako drugim biegunem. Właściwy wkrętak 6 jest wymienny i zaciskany w rękojeści tuleją 7.

Przyrząd może być używany albo jako zwykły wkrętak, albo jako poszukiwacz fazy, jeżeli trzymać go w ręku i dotykać do badanego przewodu trzonkiem wkrętaka, albo wreszcie jako lampa próbna po podłączeniu obu biegunów do przewodów. Jeżeli materiał rękojeści przyrządu nie jest przezroczysty należy w rękojeści wkrętaka zrobić osiowy otwór, aby zaobserwować dla lampy sygnalizacyjnej dało się od razu zauważyć.

## Farby przybierające inne barwy pod wpływem określonej temperatury, a powracające do barw pierwotnych po ochłodzeniu

(Kl. 23b; nr OU-530; Z. nr 21) Ryszard Dobrowolski, Stanisław Łubek i Henryk Jasiński

Urządzenia elektroniczne narażone są na grzanie się wskutek przeciążeń jak: złącza szyn, silniki, łożyska, uzwojenia generatorów itp., nie mogą przekraczać dozwolonych temperatur i wymagają ciągłej kontroli stopnia nagrzania ich, co stwarza dla obsługi poważne trudności.

W celu ułatwienia takiej kontroli użyto farb zmieniających swój pierwotny kolor na inny po nagrzaniu do określonej temperatury, a powracających do koloru pierwotnego po ochłodzeniu. Pomalowanie tymi farbami wrażliwych na temperaturę części urządzeń umożliwia w sposób prosty przez spojrzenie orientowanie się w stopniu ich nagrzania.

1. Farba żółta, zmieniająca barwę w temperaturze 48—50°C z żółtej na pomarańczową, jest sporządzona wg recepty:

W roztworze 332 G jodku potasu w 1 litrze wody rozpuszcza się 454 G jodku rtęciowego i dodaje, mieszając, roztworu 339 G azotanu srebra w 0,4 litra wody. Strąca się ciężki żółty osad, który się odsąca, przemywa wodą do zaniku reakcji na jod, suszy i uciera w moździerz. Suchy produkt rozciera się z pokostem, którego należy dodać tyle, aby otrzymać farbę o konsystencji normalnej farby olejnej.

2. Farba czerwona, zmieniająca barwę w temperaturze 68—70°C z czerwonej na ciemnofioletową, jest sporządzana wg recepty:

381 G jodku miedziawego miesza się z 454 G jodku rtęciowego, zalewa litrem wody, gotuje około 10 minut, sączy, przemywa wodą, suszy i uciera w moździerz. Otrzymaną suchą farbę czerwoną uciera się z białą emalią olejną, biorąc 2 części ciężarowe suchej farby na 1 część ciężarową emalii, po czym dodaje się pokostu w celu uzyskania konsystencji normalnej farby olejnej.

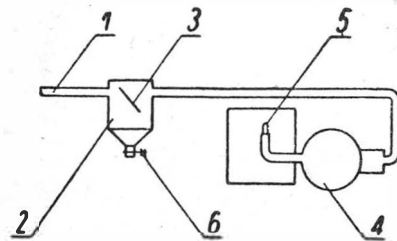
Farby zmieniające barwę należy nakładać tylko na miejsca uprzednio pomalowane zwykłą olejną farbą białą, po wyschnięciu tej ostatniej.

## Odwadnianie sprężonego powietrza stosowanego w piaskarkach do czyszczenia piaskiem odlewów

(Kl. 31c; nr O-2644; Z. nr 21) Jan Cupiał

W urządzeniach do czyszczenia odlewów piaskiem z reguły wilgotne sprężone powietrze przepływa przez stalową rurę, na końcu której znajduje się odwadniacz. W odwadniaczu zatrzymuje się woda, a suche powietrze zostaje użyte do wytworzenia strumienia piasku, którym oczyszcza się odlewy.

W myśl usprawnienia powietrze sprężone doprowadzane rurą 1 napotyka na drodze odwadniacz w postaci zbiornika 2, w którym pośrodku znajduje się zainstalowana blaszka 3, na której osiada woda, a suche powietrze opływając blaszkę 3 dokoła, przechodzi do zbiornika 4 z piaskiem. Piasek pod ciśnieniem powietrza wydostaje się w postaci strumienia przez dyszę 5, czyszcząc odlane w odlewni przedmioty.

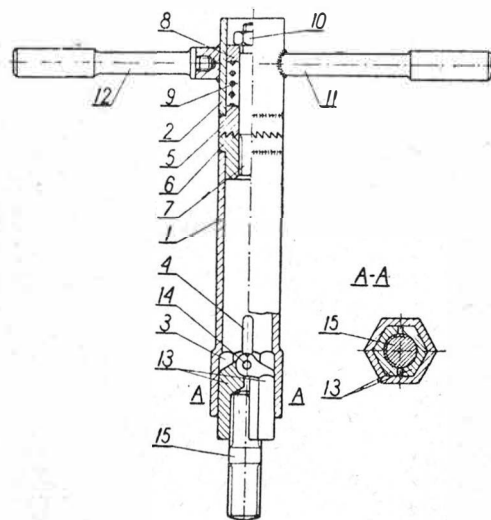


U dołu zbiornika 2 znajduje się kurek spustowy 6 w celu wypuszczania nadmiernej ilości zebranej wody.

## Klucz do wkręcania śrub dwustronnych

(Kl. 87a; nr O-2681; Z. nr 21) Tadeusz Mściwujewski

Śruby dwustronne (kołkowe) wkręcane zwykłym kluczem po uprzednim nakręceniu na śrubę nakrętki i przeciwnakrętki, co wobec małej liczby pracujących zwojów powodowało odkształcenia profilu gwintu wkręcanej śruby oraz stratę czasu na nakręcanie i odkręcanie nakrętek.

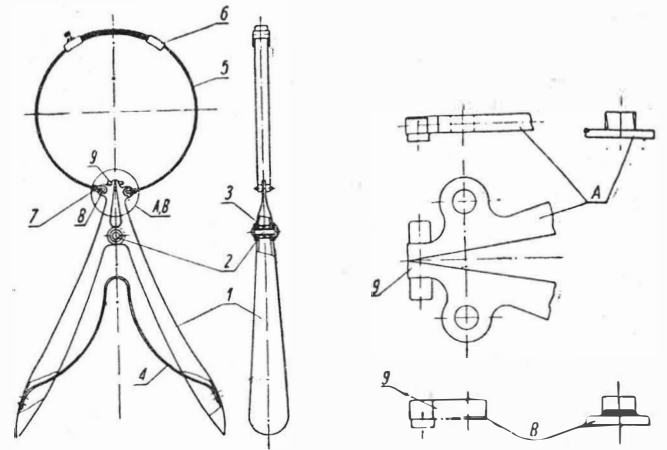


W myśl usprawnienia do wkręcania śrub dwustronnych zastosowano pokazany na rysunku klucz, składający się z dwudzielnego korpusu 1 i 2, którego dolna część 1 posiada sześci-

kątny otwór 3 do rozchylonych szczęk 13, owalny otwór 4 ułatwiający wyjmowanie tychże szczęk i jest połączona z częścią górną 2 za pomocą przypawanego do obu części jednokierunkowego sprzęgła 5 i 6, mającego oś obrotu na śrubie 7, zwieranego sprężyną 8, pierścieniem 9 i nakrętką 10. Górna część 2 klucza jest zaopatrzona w jedną rączkę stałą 11 do pokręcania i drugą 12 wykreślaną w przypadkach braku miejsca na pełny obrót klucza. Wymienne, w zależności od wymiarów śruby, szczęki 13 są wykonane z dwóch części połączonych ze sobą zawiasowo kołkiem 14, mają kształt sześciokąta o lekkiej zbieżności, dostosowanego wymiarami do otworu 3 i są zaopatrzone w gwintowany otwór, odpowiadający gwintowi wkręcanej śruby dwustronnej 15.

Wskutek tego, że szczęki są rozchylne, są one nakładane na gwint i zdejmowane, przez co zaoszczędza się czas potrzebny na wkręcanie i wykrecanie gwintu z klucza.

S. M.



### Elektryczny aparat do przeprowadzania analizy elektrolitu chromowego

(Kl. 42 I; nr O-2776; Z. nr 23) Oskar Robakowski

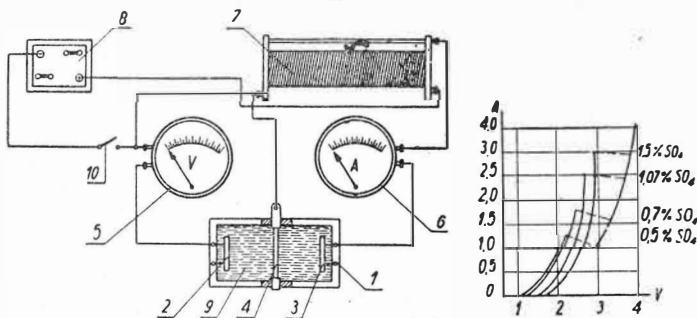
Elektryczny aparat wykonany w myśl usprawnienia umożliwiającego bezpośrednio odczytywanie w procentach zawartość  $SO_4$  w badanym elektrolicie chromowym za pomocą specjalnie w tym celu wyskalowanego amperomierza. Aparat uwidoczony na rysunku składa się z małego elektrolizera 1, wyposażonego w dwie anody ołowiane 2 i 3 i jedną wypolerowaną katodę mosiężną 4, woltomierza 5, amperomierza 6, opornika suwakowego 7 oraz z sześciowoltowej baterii akumulatorów 8, jako źródła prądu stałego. Zasada działania aparatu oparta jest na zjawisku charakterystycznym dla wszystkich elektrolitów chromowych, a mianowicie na ściślejszej zależności między natężeniem prądu przy wydzielaniu metalicznego chromu podczas elektrolizy i zawartością reszty kwasowej ( $SO_4$ ), która jest przedmiotem analizy. Około  $600\text{ cm}^3$  badanego elektrolitu chromowego 9 wlewa się do elektrolizera 1, włącza się prąd wyłącznikiem 10 i przeprowadza się

skł. 5 o regulowanej długości, wykonanej z dwóch kawałków taśmy stalowej, zaopatrzonej na końcach w przesuwne uchwyty 6 i końcówki 7, którymi za pomocą sworzni 8 jest ona połączona z dźwigniami. Końce krótszych ramion 9 dźwigni, służące do rozwierania pierścieni, są dostosowane do różnych typów pierścieni (przedstawione z prawej strony rysunku) i zakończone według szczegółu A do pierścieni o zamkach skośnych, a według szczegółu B do zamków schodkowych o ściankach prostopadłych.

### Przyrząd do ustawiania rur pod żądanym kątem przy spawaniu

(Kl. 49 h; nr O-2795; Z. nr 23) Ingo Haberla

Do ustawiania rur lub innych długich przedmiotów pod żądanym kątem przy spawaniu zastosowany został w myśl usprawnienia przyrząd, uwidoczony na rysunku.



elektrolizę obserwując zachowanie się elektrycznych przyrządów pomiarowych. W miarę zwiększania różnicy napięć na elektrodach elektrolizera wskazówka amperomierza wskazuje coraz wyższe natężenie prądu i osiągnąwszy pewne położenie — gwałtownie cofa się. Właśnie moment cofnięcia się wskazówki amperomierza jest charakterystyczny dla zawartości  $SO_4$  w elektrolicie i dla każdej jego koncentracji leży w innym punkcie krzywej prądowo-napięciowej. Wykres przedstawiony z prawej strony rysunku wyjaśnia graficznie powyższą zależność i uwidoczniła możliwość odczytania bezpośrednio na wyskalowanym amperomierzu procentowej zawartości reszty kwasowej ( $SO_4$ ) w badanym elektrolicie. Możliwość dokładnego i szybkiego określenia koncentracji  $SO_4$  w elektrolicie decyduje o wynikach chromowania.

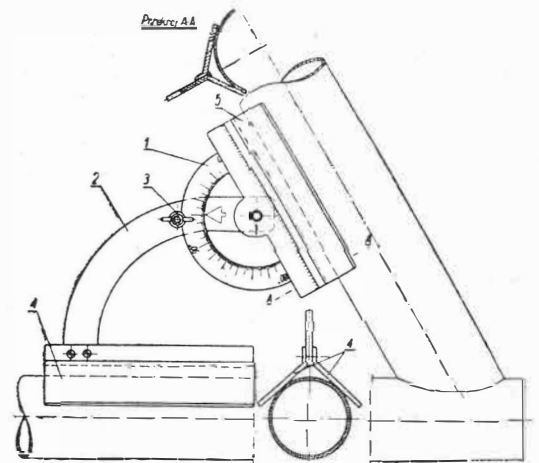
### Przyrząd do zakładania i zdejmowania pierścieni tłokowych silników spalinowych

(Kl. 47 f; nr O-2845; Z. nr 24) Stanisław Klein

Przed zastosowaniem usprawnienia zakładanie na tłok pierścieni tłokowych i zdejmowanie ich odbywało się za pomocą pasków cienkiej blachy lub bezpośrednio rękami, co powodowało częste kaleczenie rąk i pęknięcie pierścieni.

Wykonany według usprawnienia, uwidoczony na rysunku, przyrząd usuwa te niedogodności i przyczynia się do szybkiego wykonywania wymienionych czynności.

Przyrząd ten składa się z dwóch dźwigni 1, połączonych ze sobą przegubowo sworzniem 2 z rozporową wkładką 3 wewnątrz; płaskiej sprężyny 4, przynitowanej do dźwigni; opa-



Przyrząd składa się z kątomierza 1, zaopatrzonego w podziałkę o zakresie  $180^\circ$ , oraz ze wspornika 2 w kształcie łuku. Kątomierz 1 jest zamocowany we wsporniku 2 obrotowo, a położenie jego jest ustalane za pomocą śruby 3. Do podstawy wspornika 2 i kątomierza przymocowane są kątowe prowadnice 4 i 5, umożliwiające stosowanie przyrządu do rur o dowolnej średnicy.

### Odtłuszczenie przedmiotów metalowych roztworem fosforatu sodowego

(Kl. 48 a; nr O-2846; Z. nr 24) Jaroslav Stolpa (CSR)

Odtłuszczenie gotowych przedmiotów przeprowadzono dotychczas przy użyciu trójchloroetylenu. Wadę tej metody stanowi okoliczność, że tłuszcze, pochodzące z zanieczyszczeń, rozpuszczają się w tego rodzaju kąpieli odtłuszczonej, zanieczyszczając ją.

Dzięki zastosowaniu kąpieli, przygotowanej przez rozpuszczenie 40 kG fosforanu sodowego w 15 hl wody, wyeliminuje się powyższą niedogodność, ponieważ tłuszcze osadzają się wówczas na powierzchni kąpieli, skąd można je z łatwością usunąć.

Trwałość kąpieli wynosi w tym przypadku w przybliżeniu jeden miesiąc.

Kąpiel według usprawnienia w znacznie mniejszym stopniu zagraża zdrowiu obsługi, a ponadto jest tańsza. Efekt odtłuszczenia jest przy tym w pełni zadowalający.

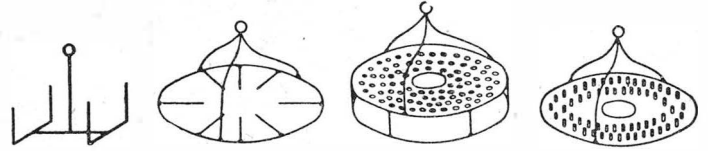
### Przyrządy pomocnicze do masowego cyjanowania lub hartowania drobnych przedmiotów metalowych

(Kl. 18 c; nr O-2691; Z. nr 22) Jan Czampik

Podczas masowego cyjanowania lub hartowania drobnych przedmiotów metalowych, jak tulejki tłokowe, sworznie, śruby, dźwignienki itp., zanurzano je w cieczy chłodzącej biorąc kleszczami po jednej sztuce, co pochłaniało dużo czasu i przedłużało proces obróbki.

Aby przyspieszyć przebieg procesu cyjanowania lub hartowania drobnych przedmiotów, zastosowano — w myśl usprawnienia — przyrządy pomocnicze w postaci odpowiednich ra-

mek i koszyków, umożliwiających masowe nagrzewanie i chłodzenie drobnych przedmiotów poddawanych cyjanowaniu lub hartowaniu.



Rys. 1 przedstawia ramkę do umieszczania części dłuższych, rys. 2 — ramkę do umieszczania dźwignienek pompkowych, rys. 3 — koszyk do umieszczania śrub i sworzni, wreszcie rys. 4 — koszyk do umieszczania tulejek tłokowych.

S. M.



## na półkach księgarskich

Prace Instytutu Lotnictwa, nr 4, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 24, format A4.

Omawiany zeszyt Prac Instytutu Lotnictwa wypełniają trzy prace kand. nauk techn. Alfreda Bucha. Pierwsza z nich — „Skręcanie cienkich płaskich elementów metalowych“ — zawiera rozwiązanie zadania o skręcaniu cienkiego płaskownika, opierające się na równaniach nieliniowej teorii sprężystości, przy czym otrzymano wzory składowych stanów odkształcenia i naprężenia oraz wykazano niedokładność klasycznej teorii de Saint Venanta dla określonych rozpatrywanych przypadków. Wykaz piśmiennictwa obejmuje 12 pozycji. Druga praca — „Wpływ odpuszczania w piecu i cewce indukcyjnej na naprężenia własne i udarność warstwy stali zahartowanej prądami wielkiej częstotliwości“ — wykazuje korzyści stosowania krótkotrwałego odpuszczania prądami wielkiej częstotliwości w porównaniu do długotrwałego w piecu, omawia wpływ odpuszczania na naprężenia własne i udarność oraz wskazuje możliwość wykorzystania wycinanych płytek z tensometrami do pomiaru naprężeń własnych na powierzchni warstwy zahartowanej prądami wysokiej częstotliwości. Wyniki badań ujęto w 7 tablicach. Wykaz piśmiennictwa obejmuje 8 pozycji. Trzecia praca — „Badanie zjawiska zmęczenia za pomocą drutów tensometrycznych“ — omawia wyniki przeprowadzonych prób i wskazuje na możliwość zastosowania tensometrów oporowych, wykonanych z różnych materiałów, jako wskaźników naprężeń zmęczeniowych elementów konstrukcji. Wyniki badań zestawiono w 7 tablicach. Wykaz piśmiennictwa zawiera 30 pozycji. Każda praca jest zaopatrzona w streszczenie w językach: polskim, rosyjskim, francuskim, angielskim i niemieckim. Łącznie w zeszytcie zamieszczono 12 rysunków. Zwraca uwagę bardzo długi okres czasu od ukończenia pracy do jej wydrukowania — zeszyt podpisano do druku w grudniu 1957 r., poszczególne zaś prace ukończono odpowiednio w sierpniu 1956 r., w maju 1955 r. i w styczniu 1957 r. W zeszytcie znalazłem błędne określenia: „strzałka galvanometru“ zamiast właściwej „wskaźówka“ (przy czym była stosowana również nazwa właściwa) oraz „wzłosek galvanometra“ zamiast stosowanej „włos“, „brzą morski“, „ręczownik w języku niemieckim pisane małą literą“, „ilość obrotów“, zamiast właściwej „liczba obrotów“, „pokazanie siłomierza“, „armcożelazo“, „g“ zamiast „G“ na oznaczenie grama siły. Rażą one ucho i oko recenzenta i dziwią w wydawnictwie instytutu naukowo-badawczego, a nie zostały wykazane w erracie zawierającej zaledwie cztery pozycje.

S. M.

Flieger-Jahrbuch 1958, eine Internationale Umschau des Luftverkehrs, Heinz A. F. Schmidt, Verlag die Wirtschaft Berlin, NRD, 1957 r., stron 168.

Omawiane albumowe wydawnictwo jest pierwszą tego rodzaju publikacją ukazującą się w Niemieckiej Republice Demokratycznej. Pokazuje ono Czytelnikowi rozwój lotnictwa od jego zarania aż do stanu dzisiejszego, ukazując perspektywy na przyszłość. Trafny dobór materiału ilustracyjnego ułatwia nocne rozpoznanie przemian, jakim ulegały maszyny latające w okresie rozpatrywanych siedemdziesięciu lat, przy czym nawet barwne reprodukcje zawarte w reklamach służą temu celowi. Ciekawy układ graficzny, dobre reprodukcje fotografii, ładny papier kredowy i gustowna płócienna okładka z barwną obwolutą — stanowią staranną oprawę tej pożytecznej książki. Zawartość książki dzieli się na następujące rozdziały: „Z historii lotnictwa“ — dzieje lotnictwa od Ikara, krawca z Ulm i Leonardo da Vinci, poprzez próby Otto Lilienthala do osiągnięć początku XX wieku braci Wright, Bleriota, Hansa Grade, Rumplera oraz dziejów lotnictwa podczas pierwszej wojny światowej; „Od przygód lotniczych do planowych podróży“ — dzieje początków wykorzystania samolotu do przewożenia bagażu i pasażerów, aż do czasu utworzenia przedsiębiorstwa „Deutsche Lufthansa“ i jego rozwój w okresie międzywojennym; „Usunąć hamulce dla nowej Lufthansy“ — omawia utworzenie lotnictwa komunikacyjnego w NRD i jego powiązań z przedsiębiorstwami zagranicznymi. W kilku dalszych krótkich rozdziałach omówiono rozwój lotnictwa komunikacyjnego w NRF, powiązania europejskiej komunikacji lotniczej ze światową, regularne loty nad biegunem północnym, dzisiejszy stan i perspektywy komunikacji lotniczej oraz nadejście epoki komunikacji samolotami odrzutowymi. Rozdział „Samoloty komunikacyjne dnia dzisiejszego i jutra“ zawiera

opisy 32 samolotów komunikacyjnych od Dove'a i DC-3 aż do Tu-114 i Convair 880, składające się z rysunków w trzech rzutach, danych technicznych, krótkiego opisu i fotografii. Zagadnieniom komunikacji lotniczej są poświęcone jeszcze dalsze rozdziały: o portach lotniczych, o przemyśle lotniczym NRD, o przewoźnie towarów samolotami w służbie gospodarki narodowej i o nowoczesnych samolotach transportowych. Rozdział „Śmigłowce do rozmaitych celów“ — oprócz wskazania przykładów zastosowania śmigłowców w gospodarce, zawiera opisy czternastu śmigłowców, w tym również śmigłowca SM-1 budowanego w Polsce (fotografia przedstawia SM-1 z polskimi znakami wojskowymi). W rozdziale „Samoloty do szkolenia, sportu i podróży“, pośród opisów siedmiu samolotów, znajdujemy również opis samolotu TS-8 „Bies“. Po rozdziałach omawiających lotnictwo wojskowe NRD i ZSRR zamieszczono opisy dziewięciu samolotów bojowych, przy czym podano również oznaczenia stosowane dla tych samolotów w NATO. Obszerny rozdział „Od silnika tłokowego do odrzutowego“ — zawiera ciekawy przegląd rozwoju nowoczesnych silników lotniczych z przejrzystymi schematami i przekrojami silników odrzutowych. Rozdział końcowy „Dokumentacja lotnictwa“ — zawiera szereg informacji przydatnych dla każdego, w lotnictwem. Wydawnictwu można by postawić tylko dwa zarzuty, że: zamieszczono opisy samolotów stanowiących tylko niewielką część współczesnego sprzętu lotniczego i nie podano omówień osprzętu lotniczego, który obecnie gra decydującą rolę w wyposażeniu nowoczesnych samolotów.

S. M.

Prace Instytutu Lotnictwa, nr 5, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1958 r., stron 22, format A4.

Omawiany zeszyt Prac Instytutu Lotnictwa zawiera dwie prace. Pierwsza praca — „Zastosowanie łuku prądu zmiennego do ilościowej analizy spektrograficznej stopu AŁ-4“ — została wykonana przez mgra inż. Jerzego Pijałkowskiego, przy czym zamieszczona w publikacji data ukończenia „7 lipca 1953 r.“ wzbudza zastrzeżenie celowości drukowania w roku... 1958. Praca zawiera opis zmian układu elektrycznego wprowadzonych w Instytucie Lotnictwa w radzieckim generatorze łuku prądu zmiennego PS-39, mających na celu obniżenie natężenia prądu w łuku, tak że może być stosowany w analizie ilościowej, ponieważ nie topi elektrod i pali się stabilnie. Opisano również zastosowanie tak przerobionego układu do analizy stopu AŁ-4, przy czym stwierdzono jego przydatność. Wyniki zebrano w 3 tablicach i na 15 rysunkach. Wykaz piśmiennictwa zawiera 8 pozycji. Praca druga — „Identyfikowanie na staloskopie niektórych stopów żaroodpornych w postaci gotowych wyrobów“ — została napisana przez mgra Kazimierza Molendę. Sprawdzono skład chemiczny wyrobów ze stopu kobaltowo-chromowego, przy czym dzięki zastosowaniu zmodyfikowanego układu łuku prądu zmiennego uzyskano niewielkie uszkodzenie materiału badanego, dające się łatwo oczyścić za pomocą papieru ściernego. Wyniki zebrano w 12 tablicach oraz na 8 rysunkach. Wykaz piśmiennictwa obejmuje 14 pozycji. Każda praca posiada streszczenie w językach: polskim, rosyjskim, francuskim, angielskim i niemieckim.

S. M.

Język angielski dla techników, mgr Janina Smólska, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 180.

Omawiana książka stanowi ciekawą pozycję wydawniczą, oczekiwaną od dawna przez techników, a zwłaszcza studentów politechnik, pragnących zdobyć znajomość języka angielskiego w oparciu o teksty niemal bezpośrednio przydatne w pracy lub w nauce. Wydaje się, że nakład 10 141 egzemplarzy nie na długo wystarczy. Książka obejmuje: „Przedmowę“ — podpisaną przez Studium Języków Obcych Politechniki Warszawskiej, z którego inicjatywy powstała seria podręczników, w której omawiany jest pozycja pierwsza: „Wstęp“ — objaśniający sposób wykonywania podręcznika podczas nauki zarówno z nauczycielem, jak i przez samouków; „Dźwięki mowy angielskiej“ — rozróżnienie dźwiękowe i oznaczenie w pisowni wraz z przykładami poszczególnych znaków fonetycznych mowy angielskiej; 28 lekcji, stanowiących każdą pewną zamkniętą całość i zawierających opowiadanie o tematyce technicznej, objaśnienia związane z tematem, wymowę i pisownię trudniejszych głosek i wyrazów, gramatykę dotyczącą form gramatycznych stosowanych w opowiadaniu danej lekcji oraz ćwiczenia polegające na budowaniu zdań w formie pytającej



i przeczącej, odpowiedziach na pytania, uzupełnianiu tłumaczeń, zastępowaniu określonych wyrazów innymi itp.; „Uzupełniający materiał gramatyczny“ zawiera reguły odnoszące się do tworzenia czasów itp., tablice zaimeków, form czasownikowych, przyrostki i przedrostki angielskie, przykłady listów, jednostki angielskie oraz najważniejsze skróty występujące w literaturze naukowej i technicznej. Na zakończenie podano słownik angielsko-polski ułożony alfabetycznie oraz wymowę imion własnych. Rysunki o tematyce technicznej są integralną częścią pierwszych sześciu lekcji, dalsze nie są w ogóle ilustrowane. Przydałyby się ewentualnie w postaci fotografii lub wykresów stosownie do tematu odpowiadającej lekcji. Tematykę lotniczą odnajdujemy w kilku lekcjach, Silnik przyszłości (21), Lot w stratosferze (25), Na pułapie świata (28).

S. M.

**Meteorologia dla wszystkich**, Czesław Szczeciński, Wydawnictwa Komunikacyjne, 1957 r., stron 246.

Omawiana książka pozwala, dzięki przystępnej formie, na zapoznanie się z zagadnieniami dotyczącymi zjawisk atmosferycznych kształtujących pogodę oraz z zasadami jej przewidywania. Spełni tę rolę, zwłaszcza wśród młodzieży, szczególnie wśród szybowników i spadochroniarzy, których Autor uważa za inspiratorów tego „elementarza meteorologicznego“. Treść dzieli się na dwie części. Pierwsza z nich — „Czynniki i zjawiska atmosferyczne warunkujące pogodę“ — w sześciu rozdziałach zawiera omówienie następujących tematów: skład i budowa atmosfery; energia promienista słońca i jej skutki; ciśnienie i gęstość powietrza; wilgotność powietrza; kondensacja pary wodnej i jej produkty; prądy powietrzne. W części drugiej — „Sposoby przewidywania pogody“ — również w sześciu rozdziałach, poruszono następujące zagadnienia: powietrze i pogoda; front powietrzny; pogoda wzdłuż frontów i powierzchni frontowych, synoptyczna metoda przewidywania pogody; wzrokowa metoda przewidywania pogody oraz pogoda i klimat. Treść książki jest poprzedzona wstępem — „Od Autora“ — i wprowadzeniem — „Meteorologia i jej praktyczne znaczenie“ — w którym Autor przeprowadza zgrabne powiązanie pojęć z dziedziny meteorologii od czasów mitologicznych po dzień dzisiejszy i jej wykorzystanie dla lotnictwa. Książka zawiera 125 rysunków (częściowo barwnych), 13 tablic oraz wykaz literatury uzupełniającej z 6 pozycjami. Szkoda, że barwne rysunki umieszczone na papierze tekstowym (według cechy wprowadzić: „papier ilustracyjny kl. V“), przez to ciekawe fotografie chmur nie są zbyt czytelne, inne

zaś są bardzo słabe, np. rys. 21, 106a lub nieprzekonywające, np. rys. 56. Zauważyliśmy następujące błędy: Kg zamiast właściwej kg, km/godz — zamiast km/h, stosowanie dwojakich oznaczeń m/s i m/Sek.

**Radiologiczna kontrola produkcji**, doc. kand. nauk techn. Maciej Radwan i mgr Andrzej Prądyński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 290.

Omawiana książka podaje podstawowe wiadomości o powstawaniu promieni X i gamma oraz o ich własnościach, jak również o zastosowaniu do potrzeb kontroli produkcji. Książka powinna zainteresować licznych pracowników przemysłu lotniczego, gdzie metody tych badań są i powinny być szeroko zastosowane. Zwłaszcza przyczynić się mogą do tego liczne przykłady wzięte z dziedziny lotnictwa — zapewne wynik kilkuletniej pracy w Instytucie Lotnictwa jednego z autorów — mgr Prądyńskiego. Z ciekawszych warto wymienić: odlew łożek lotniczych turbin spalinowych, spoiny konstrukcji lotniczych, cienkościennie złącza i okucia spawane, kontrola montażu i działania mechanizmów, badanie opon lotniczych, kontrola drewna i sklejek lotniczej oraz wyrobów ze sztucznych tworzyw.

Treść książki dzieli się na dwanaście rozdziałów o tematach: powstawanie promieni X i gamma, własności promieni X i gamma, przemysłowe aparaty rentgenowskie, teoretyczne podstawy badań radiologicznych, radiografia, fluorografia, jonometryczne metody badania metali, radiograficzne badanie spoin, radiograficzne badanie odlewów, specjalne zastosowania badań radiologicznych, badanie metali promieniami gamma, zasady bezpieczeństwa i higieny pracy przy stosowaniu promieniowania X i gamma. Wykaz piśmiennictwa zawiera 131 pozycji. W dodatku zamieszczono radiogramy w liczbie 68, które są doskonałą ilustracją możliwości zastosowania i wykorzystania urządzeń radiologicznych w defektoskopii. Książka posiada 26 tablic zawierających dane techniczne oraz 232 rysunki i fotografie (łącznie z wymienionymi powyżej radiogramami) oraz wykresy i schematy. Książka jest bardzo starannie wydana, dlatego wywołuje zdziwienie, że na przykład zamieszczono na rys. 197 radiogram, na którym nie widać w ogóle elementu omówionego w podpisie do tego rysunku, przy czym przypadkowo recenzentowi znane jest właściwe wykonanie tego radiogramu. Trudny materiał, będący tematem książki, został podany przez Autorów w sposób jasny i przejrzysty, ilustrowany wieloma schematami i wykresami, co ułatwia jego przyswojenie i wykorzystanie.

S. M.

## KRONIKA

Dnia 30 kwietnia rb. odbył się zjazd delegatów zakładowych kół lotniczych SIMP, poświęcony kwestii reorganizacji pracy Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich.

W dotychczasowym układzie istniał wieloosobowy Zarząd Sekcji, który miał koordynować prace poszczególnych kół Sekcji. Praktyka życiowa pokazała jednak, że w przeciwieństwie do kół zakładowych, które mają określone zadania lokalne i które przy poparciu swych macierzystych zakładów pracy mogą znaleźć odpowiednie warunki do pracy, Zarząd Sekcji nie był w istniejących warunkach w stanie ani skutecznie pomagać kołom zakładowym w ich pracy, ani wywierać istotnego wpływu na zagadnienia ogólne lotnictwa w kraju. Istnienie Zarządu Sekcji jest konieczne dla zapewnienia więzi pomiędzy poszczególnymi kołami, dla reprezentowania kół wobec SIMP i innych organizacji pokrewnych, nie jest jednak do tego konieczne rozbudowanie Zarządu do takich rozmiarów jak to miało miejsce w latach ubiegłych. W związku z powyższym nowa organizacja przewiduje zmniejszenie Zarządu do trzech osób, wybieranych co dwa lata na zjazdach delegatów kół zakładowych. Zadaniem takiego Zarządu jest reprezentowanie kół zakładowych wobec Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, pomoc w załatwianiu bieżących spraw tych kół (wymiana informacji z działalności kół, pomoc w uzyskiwaniu materiałów do odczytów i akcji szkoleniowych, pomoc w uzyskiwaniu zaproszeń na zagraniczne wycieczki i zjazdy, itp.).

Powyższa struktura Sekcji została uprzednio przedyskutowana w drodze ankiety do kół zakładowych.

Zebrani zaakceptowali propozycję zmniejszenia zakresu działalności oraz składu ilościowego Zarządu Sekcji. W trakcie dyskusji podkreślono, że obecna reorganizacja nie powinna w żadnym przypadku rozluźnić spójni, która powinna łączyć inżynierów i techników branży lotniczej. Przeciwnie — należy przy dążeniu do wzmocnienia działalności i atrakcyjności pracy kół zakładowych pracować nad zacieśnieniem więzi pomiędzy inżynierami i technikami lotnictwa. Ujęto to w następujących dezyderatach: a) zobowiązaniu nowego zarządu do informowania kół o ciekawszych akcjach i metodach pracy innych kół; b) zwiększeniu kontaktu delegatów kół zakładowych z Komisją Programową „Techniki Lotniczej“; c) organizowaniu kolejno przez poszczególne koła zakładowe konferencji technicznych dotyczących zagadnień lotniczych szczególnie aktualnych w danym ośrodku lotniczym. Konferencje takie byłyby dla delegatów innych kół jednocześnie formą wycieczki. Dla ułatwienia pracy nowego Zarządu postanowiono obrąć go spośród przedstawicieli ośrodków warszawskich. W wyniku wyborów do trzyosobowego zarządu weszli koledzy: Jan Koźmiewski, Jan Paczoski oraz Stefan Sulikowski. Nowo obrany Zarząd prosi tą drogą koła zakładowe oraz zainteresowanych, aby korespondencję w sprawach Sekcji kierować na adres redakcji „Techniki Lotniczej“ — Warszawa 10, ul. Nowowiejska 24.

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK VIII

WARSZAWA, MAJ – CZERWIEC 1958 r.

Z E S Z Y T 3

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

## HYDROAEROMECHANIKA

- 62\* 533.691.04:629.19 ILOt  
Kaeppeler H. J.: Über den Einfluss einer Variation der Gerätedaten insbesondere der Flügelfläche, auf die maximale Verzögerung und Hauttemperatur von Rückkehrgeräten. O wpływie zmiany parametrów, szczególnie powierzchni nośnej na maksymalne opóźnienie i temperaturę pokrycia aparatów zdalnie kierowanych. Z. Flugwissenschaften, 1956, nr 12, A4, s. 382—388, rys. 1, poz. bibl. 1.  
Opierając się na wcześniejszych publikacjach całkowania równań ruchu uskrzydłonych ciał przy prędkości naddźwiękowej i stałym nachyleniu toru, rozwinięto analityczną metodę pozwalającą dość szybko wyznaczyć wpływ zmiany charakterystyk aparatu na podstawie elementów ruchu naddźwiękowego. F. Janik  
63\* 533.607 ILOt  
Sisojev M. V.: Le tracé du profil d'un collecteur pour soufflerie aérodynamique. Wykreszenie profilu kolektora tunelu aerodynamicznego. Techn. Scien. Aeron., 1956, nr 2, A4, s. 100—104, rys. 5, poz. bibl. 2.  
Metoda analityczno-graficzna określenia profilu dyszy tunelu poddźwiękowego o obiegu zamkniętym. Metoda dotyczy przepływu nieściśliwego i odznacza się dość znaczną prostotą i niedużą pracochłonnością. A. Jakubowski  
64\* 533.6.011.72 ILOt  
Jahn R.: Transition processes in shock wave interactions. Procesy przejścia w oddziaływaniach fali uderzeniowej. J. Fluid Mech., 1957, t. 2, nr 1, B5, s. 33—48, rys. 12, poz. bibl. 19.  
Dyskusje wyników doświadczeń otrzymanych przy badaniu odbicia i refrakcji fali uderzeniowej. Przeprowadzone badania rzucają nieco światła na sprawy regularnego odbicia poza teoretycznym kątem granicznym i na sprawę natężenia odbitej fali w pewnych konfiguracjach odbicia Macha. A. Jakubowski

## MECHANIKA LOTU

- 65\* 533.6.013.12:532.526 ILOt  
Lachmann G. V.: Grenzschicht — Steuerung zur Vermeidung der Ablösung und zur Erzielung geringen Luftwiderstandes. Sterowanie warstwy przyściennej w celu uniknięcia oderwania i uzyskania małego oporu aerodynamicznego. Flugwelt, 1956, nr 5, A4, s. 290—294, rys. 8.  
Zastosowanie odsysania lub zasilania warstwy przyściennej umożliwia uzyskanie wysokiego współczynnika wyporu przy starcie i lądowaniu. Laminaryzacja warstwy przyściennej zmniejsza opór tarcia i — co za tym idzie — zmniejsza moc niezbędną dla lotu poziomego. Dla samolotów komunikacyjnych i transportowych ze sterowaniem warstwy przyściennej — najbardziej ekonomicznym rozwiązaniem napędu są silniki względnie niewielkiej mocy dla lotu poziomego oraz lekkie silniki pomocnicze dla startu i wznoszenia. J. Sandauer  
66\* 533.6.013:629.138.6 ILOt  
Rosaspina V.: Flight-testing the Pasotti Airone F. 6. Badania w locie samolotu Pasotti — Airone F. 6. Flight, 1956, t. 70, nr 2477, A4, s. 80—81, rys. 4.  
Opis kabiny i wyników prób w locie dwusilnikowego, 4-osobowego samolotu turystycznego Pasotti — Airone. Badany pierwowzór był wyposażony w silniki Continental o mocy 90 KM i stałe śmigło drewniane, podczas gdy samoloty seryjne będą wyposażone w silniki Walter Minor o mocy 105 KM i śmigła nastawne. J. Sandauer  
67\* 629.135.15:533.6.015.7 ILOt  
Racky N.: Segelflug auf „langer Welle“. Lot szybowcowy na fali stojącej. Flug — Revue, 1957, nr 3, A4, s. 21—24, rys. 3.  
Observacje meteorologiczne z lotów samolotowych na falach stojących w Karkonoszach i Alpach oraz wskazówki dla szybowników, zilustrowane schematycznym przekrojem typowego układu falowego. J. Sandauer  
68\* 551.506:629.135.15 ILOt  
Kuettner J.: La reconnaissance du jet stream par les planeurs. Badanie prądu „jet stream“ przy pomocy szybowców. Aviasport, 1957, nr 37, B5, s. 66—73, rys. 4.  
Przeгляд dotychczasowych wiadomości na temat warunków meteorologicznych, towarzyszących występowaniu zjawiska „jet stream“ oraz rozkładu prędkości w pionowym i poziomym przekroju strumienia. W r. 1954 i 1955 przeprowadzono w amerykańskim górskim ośrodku szybowcowym Bishop systematyczne badania „jet stream-u“ przy pomocy szybowców i samolotów B-29. Udział szybowców w całym przedsięwzięciu był znaczny, a niektóre wyniki otrzymane tą drogą, nie mogłyby być uzyskane za pomocą samolotów. J. Sandauer  
69\* 533.6.054 ILOt  
High speed experimental flying. Loty doświadczalne w zakresie dużych prędkości. Flight, 1956, t. 69, nr 2466, A4, s. 501—502, 1 rys.  
Recenzja z odczytu wybitnego amerykańskiego pilota doświadczalnego Yeagera na temat doświadczeń zebranych podczas lotów pomiarowych w zakresie dużych prędkości na wielu samolotach ze szczególnym uwzględnieniem programu badań samolotów Bell X-1. Artykuł zawiera również opis lotu; podczas którego Yeager uzyskał na samolocie Bell X-1A prędkość 2,5 Ma. J. Sandauer  
70\* 533.6.013.66:629.135.21 ILOt  
Zazimko N.: Srywnyje charakterystyki samolota An-2. Charakterystyka przeciągnięcia samolotu An-2. Gražd. Awiacija, 1956, nr 12, A4, s. 21—23, rys. 2.

Samolot An-2 posiada silnie zmechanizowane skrzydła — mianowicie krzela, klapy szczelinowe oraz lotki, mogące się wychylać również jak klapy. Dla określenia własności samolotu przy przeciągnięciu przeprowadzono dokładne badania, z których wnioski przedstawiono w artykule. Badania przeprowadzono w różnych konfiguracjach i przy różnych warunkach pracy zespołu napędowego. Omówiono również wyprowadzenie z korkociągu. R. Lewandowski

- 71\* 533.6.013:621.138—473 ILOt  
Fricker J.: Flying Edgar Percivals E.P.9. Loty na Edgar Percival E.P.9. Aeroplane, 1957, t. 92, nr 2366, A4, s. 15—18, rys. 6.  
Opis własności lotnych, osiągnięć oraz techniki pilotażu samolotu przeznaczonego dla celów rolniczych wzoru E.P.9. Samolot jest dobrze dostosowany do wykonywania swych zadań, jest łatwy w obsłudze i prosty w pilotażu. R. Lewandowski  
72\* 533.6.015.345:629.135.035.5 ILOt  
Behrbohm H.: Zur Herleitung der Eulergleichungen des brachystochronen endpunktgebundenen Steigfluges in vertikaler Ebene bei verschiedenen Endbedingungen. O wyprowadzeniu równań Eulera dla najkrócej trwającego lotu wznoszącego w płaszczyźnie pionowej przy różnych warunkach końcowych. Z. Flugwissenschaften, 1956, nr 12, A4, s. 373—382, poz. bibl. 7.  
Wyprowadzono równania różniczkowe Eulera dla najkrócej trwającego lotu wznoszącego w płaszczyźnie pionowej — samolotu o napędzie odrzutowym, przy danym punkcie początkowym i warunkach początkowych (prędkość, kąt wznoszenia, ciężar) i punkcie oraz warunkach końcowych, które są zmienne. Wynikają stąd wymagania, stawiane końcowym wartościom funkcji Lagrange'a w zależności od końcowych charakterystyk toru lotu. Uwzględniono zmianę oporu w funkcji liczby Macha i ciągu w funkcji liczby Macha oraz wysokości, zmiany ciężaru i zużycia paliwa. F. Janik

## ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

- 73\* 539.377:531.252.3 ILOt  
Samuel L.: Thermal Stresses and deformations in beams. Odształcenia i naprężenia termiczne w belkach. Aeronaut. Engng. Rev., 1956, t. 15, nr 10, A4, s. 62—70, tabl. 1, rys. 15, poz. bibl. 3.  
Wyznaczono wielkość naprężeń i odształceń w belkach o przekroju zwartym i prostokątnym skrzynekowym przy nagrzaniu belki z jednej strony. Wykazano, że naprężenia w nieogrzejanej części zależą w małym stopniu od rozkładu temperatur, natomiast zależą głównie od ilości ciepła przekazanego belce. Wykazano ponadto, że kształt przekroju poprzecznego ma znaczny wpływ na wielkość naprężeń. W drugiej części pracy wyprowadzono przybliżone wzory dla określenia rozkładu temperatur. Wykazano, że założenie uproszczonego rozkładu temperatur w postaci linii prostej jest całkowicie uzasadnione do obliczania naprężeń, o ile tylko całkowita ilość ciepła przekazana konstrukcji może być określona z dostateczną dokładnością. Zmiana współczynnika przekazywania ciepła ma przy tym wpływ jedynie na szybkość nagrzewania, natomiast ma niewielki wpływ na wielkość maksymalnych naprężeń. Z. Brzoska  
74\* 534.37 ILOt  
Gauzy H., Coupury G.: Résultats comparés d'essais de vibration au sol par résonance et par percussions. Wyniki porównawcze prób drgania na ziemi za pomocą rezonansu i wstrząsów. Recherche Aéronautique, 1956, nr 52, A4, s. 51—52, poz. bibl. 5.  
Harmoniczne i wstrząsowe wzbudzenie drgań mimo odmiennych środków prowadzą do tych samych wyników. Obie te metody doświadczalne opierają się na sobie. Metoda wstrząsowa, która może być stosowana dalej podczas prób w locie, nie daje się przeprowadzić inaczej jak tylko w oparciu o wyniki metody harmonicznego. Ale za to pozwala wykryć na ziemi zmiany częstości i tłumienia, które później można śledzić w powietrzu. F. Janik  
75\* 534.31 ILOt  
Destuynder R., Loiseau H.: Capteurs de vibrations et excitateurs harmonique à fréquence propre variable. Odbiorniki drgań i wzbudniki harmoniczne o dowolnie zmiennej częstości. Recherche Aéronautique, 1956, nr 52, A4, s. 53—55, rys. 8.  
Gdy chodzi o badanie drgań konstrukcji o małym tłumieniu, to stosuje się odbiorniki drgań i wzbudniki, które służą do wykreszenia krzywych rezonansu i określenia zakresu tłumienia oraz do wyznaczenia odształceń. Artykuł zawiera opis tych przyrządów, których częstość regulowana jest elektrycznie. F. Janik  
76\* 533.691:512.831 ILOt  
Kappus R.: Contribution au calcul des matrices de rigidité. Przyczynki do rachunku macierzowego sztywności. Recherche Aéronautique, 1956, nr 52, A4, s. 43—49, rys. 7, poz. bibl. 4.  
Skrzydło o bardzo małym wydłużeniu np. delta, może być uważane za ciało złożone ze skrzyżowanych dźwigarów i kesonu przenoszącego skręcanie. W miejscu łączenia występują w rachunku macierze sztywności. Dla uniknięcia wprowadzania punktów pośrednich, autor zakłada liniowy rozkład giętkości. Wzory wyprowadzone są niestety bardziej skomplikowane niż te, które się opierają na wartościach średnich, ale za to dają dokładność wyraźnie wyższą. F. Janik

## SAMOLOTY

77\* 629.135.2 ILOT  
„Tu-104“. Techn. Lot., 1957, nr 3, A4, s. 88—92, rys. 7.

Obszerniejsze zestawienie danych technicznych, jakie można było zebrać z różnych publikacji; opis techniczny samolotu oraz eksploatacyjne własności samolotu w powietrzu. Opis techniczny przetłumaczony został z czeskiego czasopisma „Křídla Vlasti“, natomiast eksploatacyjne własności samolotu przetłumaczono z radzieckiego czasopisma „Grazhdanskaja Aviacija“. Oba te artykuły podane łącznie dla czytelników polskich uzupełniają w obszerniejszym zakresie wiadomości o samolocie Tu-104.

(a)  
78\* 629.135.52 ILOT  
Blohm & Voss. BV-222 „Wiking“. Samolot „Wiking“ BV-222 firmy Blohm & Voss. Flieger, 1957, nr 3, A4, s. 90—91, rys. 8.

Opis techniczny największej łodzi latającej z czasów ostatniej wojny światowej. Samolot ten wykonany w 30 egzemplarzach posiadał zasięg 7000 km, zespół napędowy był utworzony przez 6 silników po 1000 KM. Większość samolotów była zaoparta na silniki typu Diesla Jumo 207C. Całkowity ciężar w locie ok. 50 t.

R. Lewandowski  
79\* 629.13.012.59 ILOT  
Ellies D.: Make your ship's interior look bigger. Rozszerz wygląd wnętrza twojego samolotu. Aviat. Age, 1957, nr 3, 285×285 mm, s. 222—226, rys. 3.

Wygląd wnętrza samolotu ma zasadniczy wpływ na samopoczucie pasażera. Kabina samolotu powinna sprawić wrażenie przestronne; efekt taki może być uzyskany zarówno przez odpowiedni dobór i usytuowanie wyposażenia wnętrza jak i przez właściwe zastosowanie różnych elementów architektoniczno-dekoracyjnych. Bardzo korzystny efekt daje podział kabiny na dwa lub więcej pomieszczeń.

J. Sandauer ILOT  
80\* 629.135.15 ILOT  
Le stratosphérique Bréguet S-10. Szybowiec stratosferyczny Bréguet S-10. Aviasport, 1957, nr 34, 12,5×19 cm, s. 51—53, rys. 1.

Opis projektu szybowca stratosferycznego Bréguet S-10 wg artykułu z czasopisma „The Aeroplane“ z 9. XI i 16. XI 1956 r., a w szczególności kabiny ciśnieniowej i urządzenia do regeneracji powietrza. Zwraca uwagę rozwiązanie projektu szybowca w układzie jednomiejscowym i leżąca pozycja pilota.

J. Sandauer ILOT  
81\* 621.13.001.6(44) ILOT  
Daum N.: Die Prototypen — Entwicklung in Frankreich. Rozwój prototypów we Francji. Luftfahrttechnik, 1957, t. 3, nr 5, A4, 103—108.

Omówienie dotychczasowych osiągnięć francuskich w dziedzinie konstrukcji samolotów wojskowych i cywilnych oraz perspektywy rozwojowych różnych typów samolotów. Ze względu na ograniczone możliwości kadrowe i finansowe francuskie firmy lotnicze pracują tylko nad niektórymi zagadnieniami osiągając największe sukcesy w dziedzinie lekkich samolotów przechwytyjących i szturmowych. Równoległe z postępem w budowie płatowców bieżą intensywnie prace nad rozwojem silników i osprzętu. Bolączką francuskiego przemysłu lotniczego jest stosunkowo niewielka produkcja sprzętu seryjnego, która nie potrafi zamortyzować kosztownych prac prototypowych.

J. Sandauer ILOT  
82\* 629.135.15 ILOT  
Kantz G.: Die Diskussion um den Motorsegler. Dyskusja o motoszybowcu. Flieger, 1957, nr 5, A4, s. 152—153, rys. 2.

W ramach dyskusji zainicjowanej przez Aeroklub NRF na temat definicji i podziału motoszybowców autor proponuje ograniczyć pojęcie motoszybowca do szybowca posiadającego silnik o mocy niewystarczającej do samodzielnego startu. Motoszybowce o prostej konstrukcji powinny, zdaniem autora, znaleźć duże zastosowanie w szkoleniu pilotów szybowcowych.

J. Sandauer ILOT  
83\* 629.135.15:533.6.054 ILOT  
Cornish III J. J.: Amélioration des performances des planeurs (et avions) par l'aspiration de la couche limite. Polepszenie osiągnięć szybowców (i samolotów) przy pomocy odsysania warstwy przyściennej. Aviasport, 1957, nr 33, 12,5×19 cm, s. 66—70, tabl. 1 rys. 5.

Odczyt wygłoszony na kongresie O.S.T.I.V. w r. 1956 na temat celowości opracowania dwumiejscowego szybowca wyposażonego w pompę próżniową do odsysania warstwy przyściennej napędzanej przez jednego z pilotów. Urządzenie do odsysania warstwy przyściennej napędzane silnikiem elektrycznym zasilanym z baterii akumulatorów zostało zamontowane i wypróbowane z pozytywnym wynikiem na szybowcu Schweizer TG-3A.

J. Sandauer ILOT  
84\* 629.135:533.6.015.1/2 ILOT  
Coward K. S.: VTOL fixed-wing aircraft. Samoloty pionowo startujące i lądujące. Aeronaut. Engng. Rev., 1957, t. 16, nr 1, A4, s. 35—39, rys. 9, poz. bibl. 10.

Omówienie walorów nowych układów samolotów takich jak startujących w pozycji pionowej, posiadających śmigła umieszczone w kanałach, mających przeklinowywane skrzydła, silniki i odchylany strumień zaśmigłowy. Scharakteryzowano możliwości zawisu, wielkości możliwego do uzyskania ciągu statycznego itd. Wiele zagadnień, zwłaszcza sterowności i stateczności, czeka jeszcze na rozwiązanie.

R. Lewandowski SMIGŁA  
85\* 629.13.038:533.662 ILOT  
Enterprise in airscrews. Sprawa budowy śmigieł. Flight, 1956, t. 69, nr 2458, A4, s. 238—247, rys. 22.

Historia największej angielskiej wytwórni śmigieł de Havilland. Szczegółowe omówienie zagadnienia śmigła o zmiennym skoku zachowującego stałe obroty (constant speed) jako punktu wyjściowego do dalszych udoskonaleń, mających na celu zwiększenie wszechstronności i bezpieczeństwa użytkowania — np. odwrócić ciąg do hamowania dobiegu przy lądowaniu lub samoczynne przestawienie śmigła

w chorągiewkę w przypadku awarii silnika podczas startu. Ponieważ podstawowym zadaniem śmigła jest najsprawniejsze wykorzystanie mocy silnika, rozwój śmigieł jest ściśle związany z rozwojem jednostek napędowych — tłokowych i turbinowych.

J. Sandauer

## PRYZRZĄDY POKŁADOWE

629.13.05 ILOT  
86\* Flindt C. B.: The design of flight instruments. Part II Mechanisms. Konstrukcja lekkich przyrządów lotniczych część II — mechanizmy. Instr. Pract., 1956, t. 10, nr 7, A4, s. 616—621, rys. 6, poz. bibl. 1.

Podano zasadę działania przykładowej sinusoidalnej tangencjalnej i bi-tangencjalnej — dla każdej z tych trzech przekładni podano wykresy. Opisano elementy tych mechanizmów wraz z czopami i łożyskami oraz wyjaśniono wpływ temperatury na zjawiska termoaletyczne błąd różnicy wydłużeń i niestateczność wskazań.

F. Janik ILOT  
87\* 629.1.055.2:551.557:629.13.05 ILOT  
Pimienow N.: Opriedielenje wietra na NŁ-8 po ugiu snosa i putiewoj skorosti. Określenie wiatru na suwaka nawigacyjnym NŁ-8 na podstawie kąta znoszenia i prędkości postępowej. Gražd. Aviacija, 1956, nr 9, A4, s. 12—13, rys. 2.

Opis uproszczonej metody określania wiatru za pomocą suwaka nawigacyjnego NŁ-8. Przykłady obrachunkowe z poglądowymi schematami czynności przeprowadzanych na suwaku.

S. Madeyski ILOT  
88\* 629.13.05 ILOT  
Parsons J. S.: Position and homing indicator MK. 2(a). Wskaźnik pozycji i zasięgu MK 2(a). Aero Dig., 1956, t. 72, nr 1, A4, s. 30—33, tabl. 2, rys. 3.

Artykuł zawiera opis przyrządu — dane katalogowe i objaśnienie zasady działania. Aparat może być użyty do następujących celów nawigacyjnych: a) do określenia położenia bazy powrotnej, b) określenia kursu i odległości samolotu do celu, c) wyznaczenia położenia względem dowolnie obranej bazy, d) przeprowadzenia automatycznie obliczeń nawigacyjnych przy opracowaniu planu przelotu, e) wyznaczenia wiatru na podstawie pozycji ustalonej i czasu lotu.

F. Janik ILOT  
89\* 629.13.05:531.767:629.13 ILOT  
Mc Kelvie J. L., Haefnel W. F.: R-theta computer system. Przelicznik systemu R-theta. Aero-Dig., 1956, t. 72, nr 1, A4, s. 34—38, tabl. 1, rys. 5.

Artykuł zawiera opis i ilustracje przyrządu, dane katalogowe i objaśnienie zasady działania i użytkowania. Przyrząd automatycznie przelicza i wskazuje kurs drogi, namiar z bazy na samolot, odległość od bazy, pozostały zasięg prędkości względem ziemi na podstawie nastawienia wiatru i prędkości lotu (względem powietrza).

## URZĄDZENIA SZKOLENIOWE

629.13:656.7.052.8 ILOT  
90\* Mottez J.: Procédure d'urgence. Postępowanie w sytuacji przymusowej. Aviasport, 1957, nr 37, B5, s. 41—52.

We francuskim centrum lotniczym została opracowana uproszczona metoda pilotażu samolotowego oddająca dużą przysługę w wypadku przymusowego pilotażu bez widoczności oraz w innych krytycznych sytuacjach lotniczych. Metoda ta polega na zablokowaniu steru kierunku w położeniu neutralnym, wylaminowaniu obserwacji chylomierza poprzecznego (kulki) i pilotowaniu wyłącznie według wskazań prędkościomierza oraz zakrętomierza, przy czym utrzymywanie lotu prostego lub płytkiego zakrętu odbywa się wyłącznie przy pomocy lotek. Teoretyczne rozważania odnośnie kąta ślizgu spowodowanego brakiem wychylenia steru kierunku wykazuje, że nie przekracza on kilku stopni, a więc nie może być niebezpieczny.

J. Sandauer ILOT  
91\* 629.13.014.9 ILOT  
Kaufman W. M.: Flight application of target-simulator principles. Zastosowanie w locie zasady pozorowania celu. Aeronaut. Engng. Rev., 1956, nr 11, A4, s. 76—80, rys. 9.

Omówienie różnych urządzeń optycznych i elektronowych, które mogą być wykorzystane dla celów szkoleniowych, dla badania nowych układów oraz dla lotów bez widoczności, związanych ze strzelaniem w locie.

R. Lewandowski

## LAKIERY

667.71:620.198  
92\* Szaniewski S., Krawczyk J.: Próba zastosowania tworzywa poliamidowego do pokrywania płóciennych powierzchni lotniczych. Prace Inst. Lot., 1957, nr 3, A4, s. 21—23, tabl. 4, poz. bibl. 2.

Zbadano bezbarwne i kolorowe powłoki z pokrycia płótna lotniczego tworzywem poliamidowym. Sprawdzone napięcie, wytrzymałość, odporność na działanie wody, oleju i paliwa, palność, odporność na podwyższone temperatury oraz na wpływy atmosferyczne. Pokrycie poliamidowe w porównaniu z normalnym pokryciem lakierami nitrocelulozowymi wykazało znacznie niższą palność i małą odporność na wpływy atmosferyczne. Ponadto powłoki pigmentowane były bardzo nieodporne na działanie wody i trudne w stosowaniu.

(a)  
667.721  
Mielnikowa B., Łukasiewicz J.: Porównawcze badania powłok lakierych (na podłożu z stopów aluminium), uzyskanych z produktów krajowych i importowanych, zawierających żywice syntetyczne. Prace Inst. Lot., 1957, nr 3, A4, s. 28—40, tabl. 13.

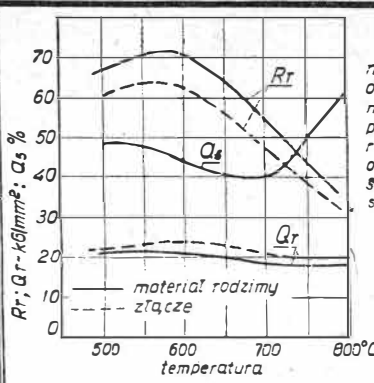
Zbadano porównawczo emalie i lakiery, zawierające żywice syntetyczne, pod względem przebiegu twardnienia powłoki, elastyczności w niskich temperaturach, odporności na uderzenie oraz na działanie benzyny i wody. Badanie wodoodporności polegało na sprawdzeniu twardości i przyczepności powłok bezpośrednio po wyjęciu z wody, gdzie próbki przebywały w ciągu trzech, sześciu i osiemnastu godzin. Czas schnięcia przy włożeniu próbek do wody wynosił w pierwszej serii badań 48 godzin, a w drugiej dwa tygodnie. Podłoże do badań stanowiły płytki aluminium czystego i anodowanego. Wyniki zestawiono w tablicach i na wykresach.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa A1. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 gr. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

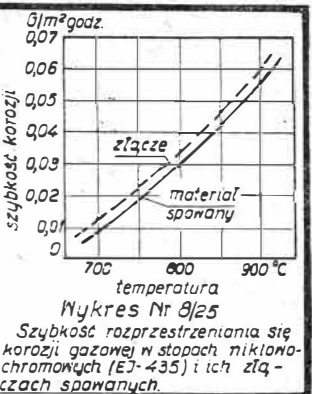


**Tabela 24** Własności złączy spawanych ze stali 1H18N9T wykonanych różnymi metodami spawania.

Metoda spawania	Własności złącza				Wytrzymałość stopiwa Rr kG/mm <sup>2</sup>
	Rr kG/mm <sup>2</sup>	Stosunek do Rr materiału spawanego %	Wydluzenie Q %	Stosunek do Q materiału spawanego %	
Łukowe	73,4-76,6	96	25,0-33,7	60	70,0-86,7
Łukowe w atmosferze argonu	72,0-76,5	96	33,0-43,8	79	77,0-81,6
Acetylenowe	50,2-69,8	81	12,5-21,2	34	57,4-68,8
Materiał podstawowy	77,4-77,7	100	47,5-50,0	100	-



**Wykres Nr 7/25**  
Własności mechaniczne złączy spawanych oraz materiału spawanego (stop EJ-435) w podwyższonych temperaturach. Złącza nie obrabiane cieplnie, spawany materiał w stanie dostawy.



**Wykres Nr 9/25**  
Szybkość rozprzestrzeniania się korozji gazowej w stopach niklowo-chromowych (EJ-435) i ich złączach spawanych.

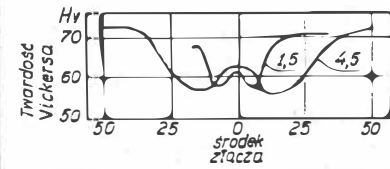
**Tabela 25** Własności złączy spawanych ze stopów chromowo-niklowych (EJ-435) w porównaniu z własnościami materiału spawanego w zależności od temperatury i rodzaju obróbki cieplnej.

Rodzaj zastosowanej obróbki cieplnej	Temperatura próby, °C	Własności materiału spawanego			Własności złącza			Udarność kJ/cm <sup>2</sup>	
		Qr kG/mm <sup>2</sup>	Rr kG/mm <sup>2</sup>	Qs %	Qr kG/mm <sup>2</sup>	Rr kG/mm <sup>2</sup>	Q %	materiału spawanego	stopiwa
Bez obróbki cieplnej	20	28,8-30,3	69,4-69,8	42,5-47,5	27,5-30,5	61,7-67,6	24,2-34,0	15,0-17,5	14,2-16,5
	500	22,0-23,1	65,3-65,5	48,5-48,8	20,6-22,3	58,0-62,0	21,2-28,8		
	600	20,5-20,6	80,0-74,0	44,0-43,0	20,5-25,5	60,5-65,0	23,0-35,0		
	700	17,0-18,2	52,1-55,7	38,0-42,5	20,2-22,2	44,2-49,5	14,5-19,0		
	780	17,2-18,4	36,5-40,0	68,5-48,5	19,0-23,0	33,3-38,5	12,7-18,0		
Przesycone w temp 1000°C w czasie 15godz. Studzone na powietrzu, Starzone w temp 700°C w czasie 3,5 godz.	20	22,5-22,9	67,4-68,2	43,5-45,5	21,9-22,9	62,0-64,7	23,2-28,8	15,8-19,3	15,7-19,1
	500	17,2-17,8	60,5-61,0	39,0-41,2	15,7-17,8	54,5-63,0	22,6-40,0		
	600	14,3-15,8	52,8-58,0	39,0-40,8	14,0-18,3	52,0-55,3	25,0-35,5		
	700	15,5-15,8	45,0-48,0	31,3-35,0	13,0-15,4	43,7-48,7	21,5-34,5		
Przesycone w temp 1000°C w czasie 15godz. Studzone w powietrzu.	20	23,0-23,1	67,0-68,5	43,5-45,8	21,7-23,3	62,0-64,7	25,0-30,5		

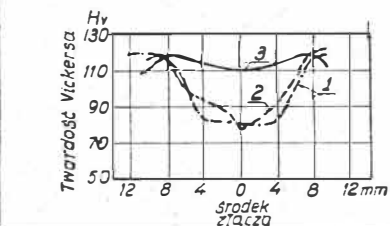
**Tabela 26** Własności mechaniczne złączy spawanych ze stali chromowych (1H13; 3H13) w porównaniu z własnościami materiału spawanego.

Rodzaj materiału	Przedmiot badania	Rodzaj materiału dodatkowego	Qr kG/mm <sup>2</sup>	Rr kG/mm <sup>2</sup>	Qs %
1H13	Złącza spawane argonem 99,8%	1H13	50,0-53,5	69,0-70,8	10,2-11,8
	Złącza spawane argonem technicznym oczyszczonym	1H13	60,0-64,7	81,5-89,0	8,4-12,4
	Materiał spawany	-	55,1-57,3	71,6-74,6	11,0-13,0
3H13	Złącza spawane w argonie 99,8%	3H13	58,6-62,5	82,5-90,7	7,8-10,4
	Złącza spawane w argonie 99,8%	1H18N1M	57,0-64,4	81,3-88,8	8,0-9,2
	Złącza spawane w argonie technicznym	3H13	70,8-80,2	98,0-104,0	8,2-10,0
	Złącza spawane w argonie technicznym	1H18N1M	71,5-84,0	94,0-104,8	7,2-9,8
	Materiał spawany	-	60,0-65,0	84,4-91,6	9,4-12,4

\* Złącza badane były następującej obróbki cieplnej: Wygrzewanie w temp 760°C w czasie 2godz. Hąrtowanie w t 1050°C w powietrzu. Odpuszczanie w t 600°C. Złącza oznaczone \* obrabiano oddzielnie.



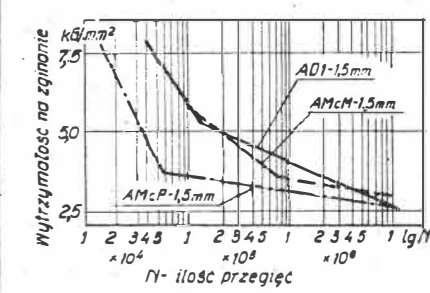
**Wykres Nr 9/27**  
Rozkład twardości w złączach ze stopu MA1 o grubości 1,5i4,5mm.



**Wykres Nr 10/28**  
Rozkład twardości w złączach ze stopów aluminium:  
1-AMc- bez obróbki cieplnej po spawaniu.  
2-AMc- obrabiane cieplnie po spawaniu.  
3-W95- obrabiane cieplnie po spawaniu.

**Tabela 27** Wytrzymałość na rozciąganie złączy spawanych ze stopów magnezu w porównaniu z wytrzymałością mat. spawanego.

Rodzaj stopu	Grubość mm	Rodzaj materiału dodatkowego	Rr kG/mm <sup>2</sup> złącza	Rr kG/mm <sup>2</sup> materiału spawanego	Rodzaj spawania
MA1	1,6	MA1	14,1	21,1	Ręczne jednostronne jednonarstwowe
MA1	3,2	MA1	13,0	20,0	Ręczne, dwustronne
ML5	3,2	Al-9,5%; Zn-0,5%; Mn-0,3%; Mg-reszta	20,3-28,0	29,6	Ręczne, dwustronne
MA3	1,6	Al-9,5%; Zn-0,5%; Mn-0,3%; Mg-reszta	30,1	30,2	Zmechanizowane, jednostronne, jednonarstw. w atmosferze argonu
MA3	6,2	Al-9,5%; Zn-0,5%; Mn-0,3%; Mg-reszta	25,0-28,4	-	Zmechanizowane w atmosferze argonu



**Wykres Nr 11/28**  
Wytrzymałość na zginanie (na zginanie) złączy spawanych ze stopów aluminium.

**Tabela 28** Wytrzymałość i odporność na korozję złączy spawanych ze stopów aluminium w porównaniu z własnościami materiału spawanego.

Rodzaj stopu	Przedmiot badania	Grubość mm	Rodzaj materiału dodatkowego	Wytrzymałość na rozciąganie Rr kG/mm <sup>2</sup>	Szybkość * rozprzestrzeniania się korozji G/m <sup>2</sup> ·godz.	Rr po próbie na korozję kG/mm <sup>2</sup>
AMcM	Złącza doczołowe	1,5	AK	11,5	0,0030	12,0
	Spawany materiał	1,5	-	12,1	0,0025	13,7
AMcP	Złącza krawędziane bez materiału dodatkowego	1,5	-	10,0	0,0052	11,6
	Złącza doczołowe	1,5	AK	12,0	0,0028	13,0
W95	Spawany materiał	1,5	-	13,1	0,0043	13,5
	Złącza doczołowe bez obróbki cieplnej po spawaniu	1,5	W95	22,0	0,00322	25,5
	Złącza doczołowe obrabiane cieplnie po spawaniu	1,5	W95	41,8	-	-
D16	Złącza doczołowe obrabiane cieplnie	1,5	AK	38,3	-	-
D16	Spawany materiał	1,5	-	41,5	-	-

\* Próbę na korozję przeprowadzono w wodzie morskiej w czasie 15 dob.

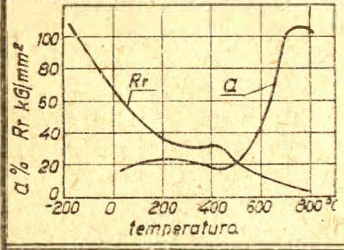
**Tabela 29** Własności złączy spawanych czystej miedzi

Przedmiot badania	Grubość mm	Rodzaj materiału dodatkowego	Rr kG/mm <sup>2</sup>	Q % na dł. 50mm	Kąt zagięcia 9°
Złącza z miedzi o składowości: Cu - 99,96% Ni - ślady Fe - 0,005%	1,6	Spawany materiał	14,7-18,0	8-14	130
		Miedź+0,25%Si	17,4-22,0	15-21	130
		Miedź+1,0%Si	20,5-22,5	19-31	180
	3,2	Miedź+3,0%Si	22,0-22,8	23-29	180
		Miedź+0,25%Si	16,6-17,8	13-16	130
		Miedź+1,0%Si	18,9-21,8	15-26	130
Miedź+3,0%Si	20,9-22,6	27-33	180		
Spawany materiał	-	-	22,5	55	-



Tabela 30 Własności złączy spawanych ze stopów miedzi (brązów)

Przedmiot badania	Grubość mm	Rodzaj materiału dodatkowego	R - kG/mm <sup>2</sup>		α %	Kąt zagięcia φ°
			Złącza	materiału spawanego		
Złącza brązu aluminiowego 88-92,5Cu, 6-8% Al, 15-35% Sn	1,6	Brąz aluminiowy	40,0-46,2	49,0	23-32	180°
	3,2		41,4-43,4		23-30	180°
	4,8		41,2-42,5		35-41	180°
Złącza brązu fosforowego 93/5	1,6	Brąz fosforowy	35,3-36,7	32,5	27-35	180°
	3,2		30,5-34,4		25-30	135°-180°
	4,8		28,7-33,9		19-37	90°-190°
Złącza brązu 70/30	1,6	Brąz 70/30	31,2-31,6	35,0	38-41	180°
	3,2	Brąz krzemowy	32,0-32,7		33-36	130°
		Brąz 70/30	30,0-33,2		38-58	180°
Złącza brązu krzemowego	4,8	Brąz krzemowy o zawartości 3% Si	34,0-35,2	35,0	40-46	180°
	6,4		35,3-36,3		51-55	180°



Wytrzymałość na rozciąganie i wydłużenie tytanu WT10 i złącza spawanych w zależności od temperatury. Wytrzymałość złącza pokrywa się z wytrzymałością spawanego materiału.

Tabela 32 Własności mechaniczne złączy stopów tytanu spawanych prądem zmiennym w atmosferze helu

Skład chemiczny stopu %	Rodzaj obróbki cieplnej	Qr kG/mm <sup>2</sup>	Rr kG/mm <sup>2</sup>	α %	Kąt zagięcia na brzołach R=2q
C - 0,02 Fe - 1,03 Mn - 0,07 Al - 0,20 W - 0,058	T - 35,05 Br - 2,46 Si - 0,092 N <sub>2</sub> - 0,017	108	111	7,2	0°
Nagrzewane w temp. 725°C w ciągu 1 godz. Chłodzone na powietrzu.					
Bez obróbki cieplnej: Złącza bez dodatku materiału dodatkowego					
Złącza bez dodatku materiału dodatkowego. Nagrzewane w temp. 725°C w ciągu 1 godz. Chłodz. w powietrzu.					
C - 0,16 Fe - 0,43 Mn - 6,04 Al - 0,39 W - 0,22	T - 92,26 Br - 0,04 Si - 0,002 N <sub>2</sub> - 0,030	86	102	3,6	-
Bez obróbki po spawaniu. Nagrzewane w temp. 725°C w ciągu 1 godz. Chłodzone w powietrzu.					
C - 0,13 Fe - 0,25 Mn - 3,46 Al - 3,42 W - 0,023	T - 92,45 Br - 0,02 Si - 0,002 N <sub>2</sub> - 0,031	85	106	2,1	-
Bez obróbki po spawaniu. Nagrzewane w temp. 725°C w ciągu 1 godz. Chłodzone w powietrzu.					
C - 0,01 Fe - 1,42 Mn - 0,20 Al - 0,40 W - 0,02	T - 94,06 Br - 3,56 Si - 0,011 N <sub>2</sub> - 0,030	74	78	14,3	5°
Bez obróbki po spawaniu. Nagrzewane w temp. 725°C w ciągu 0,5 godz. Chłodzone z dziełem do 640°C. Chłodzone w wodzie.					
Złącza bez dodatku materiału dodatkowego. Nagrzewane w temp. 725°C w ciągu 1 godz. Chłodz. w powietrzu.					

Uwaga: Własności określono na próbkach okrągłych φ 9,5 mm

Tabela 31 Własności mechaniczne złączy spawanych czystego tytanu w porównaniu z własnościami materiału podstawowego (tytanu nie spawanego)

Przedmiot badania	Grubość mm	Rodzaj i wymiary materiału dodatkowego	Rodzaj spawania	Skład atmosfery ochronnej w komorze	Własności mechaniczne								
					Qr kG/mm <sup>2</sup>	Rr kG/mm <sup>2</sup>	α % na długo 50 mm	Kąt zagięcia na brzołach R=2q	Twardość materiału spawanego	Wiskersa największa w spoinie			
Złącza doczołowe z tytanu o zawartości: C-0,065% N <sub>2</sub> -0,068%	3,2	Titan o zawartości: C-0,022% N <sub>2</sub> -0,055% φ 2,5 mm. Własności: Rr = 68 kG/mm <sup>2</sup> α = 20%	Spawanie ręczne w zamkniętej komorze wypełnionej gazem obojętnym	Hel o czystości 99,99%	45,5-46,6	60,5-60,7	17,5-18,0	180°	200-205	220			
				Hel z domieszką pary wodnej	52,0-52,7	61,7-62,7	4,5-5,0	25°-30°	190-200	275			
				90% He + 10% Ne	44,3-45,7	50,5-55,5	1,0-3,5	0°-17°	200-205	460			
				90% He + 10% Ne i czysty hel z uchwyty elektrody	46,2-48,2	61,5-61,9	22,0	180°	200-205	230			
				99% He + 1% H <sub>2</sub>	45,2-45,4	60,7-60,9	18,5-22,5	90°-130°	200-205	230			
Materiał spawany o zawartości: C-0,065% N <sub>2</sub> -0,068%	3,2	---	---	---	43,5	60,5	22,5	190°	200-210	-			
				Złącza doczołowe z tytanu o zawartości: C-0,043% N <sub>2</sub> -0,018%	3,2	Paski materiału spawanego o szerokości 6,4 mm. Kształt w zamkniętej komorze z gazem obojętnym	Hel o czystości 99,99%	33,7-33,9	54,5-54,8	15,0-18,5	130°-160°	160	200
							He + H <sub>2</sub> (wielkość względna 5%)	32,0-34,7	54,6-55,0	13,0-16,5	90°-130°	160	270
							He + H <sub>2</sub> (wielkość względna 10%)	34,2-35,2	54,9-55,2	11,5-12,5	115°	160	250
							99% He + 1% O <sub>2</sub>	32,9-35,5	53,4-55,1	10,5	20°	160	340
90% He + 10% H <sub>2</sub>	43,8-46,0	63,1-65,0	12,5-18,5	40°-60°	200	250							
Materiał spawany o zawartości: C-0,048% N <sub>2</sub> -0,018%	3,2	---	---	---	31,5	52,0	23,0	150°	160-170	-			

Tabela 33 Wykaz norm spawalniczych PN

Dział	Numer normy	Nazwa normy	Data wprowadzenia normy (miesiąc/rok)
Spoina	M-69460	Spawanie Spoina aluminiowa Al99,9; Al99,5 do spawania gazowego	7/57
	H-87013	Spoina miedziana do lutownictwa i spawania. Klasyfikacja	7/52
	H-87010	Spoina twarde Spoina srebrne do lutownictwa i spawania	7/52
	H-87012	Spoina twarde Spoina maszynowe do lutownictwa i spawania w złączach	7/55
	H-87011	Spoina twarde Spoina maszynowe do lutownictwa i spawania w złączach, drutach i paskach	7/55
	H-87100	Spoinka miękkie (lutownia)	9/50
	M-69451	Spawanie Spoina (brzozy żelwne)	11/58
Urządzenia	M-69241	Spawanie Palniki acetylenowo-titanowe Podział wydajności palników	10/52
	M-69740	Spawanie Łamianie złącza doczołowego o grubości powyżej 4 mm	2/56
Próby złączy spawalniczych	M-69741	Spawanie Łamianie złącza kątownego o grub. ścian powyżej 4 mm	2/56
	M-69742	Spawanie Łamianie złącza kątownego o grubości blach powyżej 4 mm	2/56
	M-69750	Spawanie Próba twardości stopów	11/52
	M-69760	Spawanie Badanie wrażliwości spoiny na pęknięcie	2/55

Tabela 34 Wykaz norm spawalniczych GOST

Dział	Numer normy	Nazwa normy
Ogólny	GOST 2601-44	Spawanie metalu Terminologia
	GOST 5264-56	Złącza spawane. Ręczne spawanie łukowe. Podstawne rodzaje elementów konstrukcyjnych
Spoina	GOST 7871-56	Drut spawalniczy z aluminium i jego stopów
	GOST 2246-54	Drut stalowy spawalniczy
	GOST 2523-51	Elektrody stalowe do spawania łukowego i gazowego
	GOST 3242-54	Złącza spawane. Metody kontroli jakości
Próby złączy spawalniczych	GOST 5995-54	Złącza spawane. Metody określania własności mechanicznych złączy i spoina
	GOST 7512-55	Złącza spawane. Metody kontroli rentgenograficznej
	GOST 7122-54	Złącza spawane. Metody odbioru prób na analizie chemicznej i spektrolinowej
	GOST 1985	Próba spawalności przez zginanie

Tabela 34a Wykaz instrukcji spawalniczych WIAM

Numer instrukcji	Nazwa instrukcji
302-50	Spawanie stali. Wyposażenie, narzędzia i organizacja stanowiska roboczego
303-50	Spawanie stali. Sprawdzanie kwalifikacji spawaczy
305-50	Spawanie stali. Określenie jakości materiału dodatkowego
306-50	Spawanie stali. Elektrody do spawania łukowego
307-50	Spawanie stali. Topniki do spawania stali nierdzewnych i żaroodpornych

Tabela 34a dalszy ciąg

Numer instrukcji	Nazwa instrukcji
308-50	Spawanie stali. Przygotowanie materiału do spawania
309-50	Spawanie stali. Szczepianie złączy spawalniczych
310-50	Spawanie stali. Dobór metody spawania
311-50	Spawanie stali. Acetylenowe spawanie stali
312-50	Spawanie stali. Spawanie łukowe
313-50	Spawanie stali. Arcatomowe (wodoroze) spawanie stali
314-50	Spawanie stali. Łukowe, automatyczne spawanie stali pod topnikiem
319-50	Spawanie stali nierdzewnych
319-50	Spawanie stali. Technologiczne sposoby podwyższenia wydajności złączy spawalniczych
320-50	Spawanie stali. Kontrola i ocena nad w złączach spawalniczych
321-50	Spawanie stali. Obróbka cieplna złączy spawalniczych
322-50	Spawanie stali. Kontrola obróbki cieplnej
364-51	Metody kontroli. Kontrola rentgenograficzna złączy spawalniczych
456-53	Przygotowanie i zastosowanie topników do lutownictwa lutami twardymi: stali konstrukcyjnych, nierdzewnych, stopów miedzi i żaroodpornych
470-53	Przygotowanie powierzchni elementów aluminiowych i ze stopów alum. do spawania i zgrzewania
476-53	Poprawianie wad (acetylenowe) w odlinach ze stopów aluminium
511-54	Lutownictwo miedzi i brązów
547-54	Zastosowanie materiału dodatkowego (topniki WB) do gazowego i acetylenowego spawania drutów