

TECHNIKA LOTNICZA

LIPIEC – SIERPIEŃ

4

1954 R.

ROK IX

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(SEKCJA LOTNICZA SIMP)



TREŚĆ ZESZYTU

	Str.		Str.
S. Minorski: Dziesięć lat lotnictwa cywilnego Polski Ludowej	89	Skrzynka Techniczna — Z. Jakubowski: Uwagi na temat udziału lotnictwa w gospodarce leśnej	108
S. Madeyski: W sprawie głównego portu śmigłowcowego Warszawy	91	Przeglądamy usprawnienia — S. M.	110
Produkcja — A. Prądyński: Defektoskopia ultradźwiękowa i jej zastosowanie w przemyśle lotniczym	93	Nowości techniczne — R. L.: Kłapy na krawędzi natarcia skrzydła	113
Przy rysownicy — St. Lassota: Numeracja rysunków samolotów (część II)	98	Na półkach księgarskich	118
R. Stasiewicz: Zagadnienie bezpieczeństwa załogi w razie uszkodzenia samolotu	103	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	119
		Pomoce konstruktorskie — R. Berkowski: Stopy miedzi i stopy łożyskowe, stosowane w konstrukcjach lotniczych	okł.

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej

Stopy miedzi i stopy łożyskowe stosowane w konstrukcjach lotniczych

W niniejszym odcinku „Pomocy Konstruktorskich” zamieszczamy dane o rafinowanej i technicznej miedzi, o stopach miedzi, to znaczy o mosiściach, brązach, brązach aluminium, brązach berylowych, o stopach łożyskowych i o stopach miedziowo-niklowych.

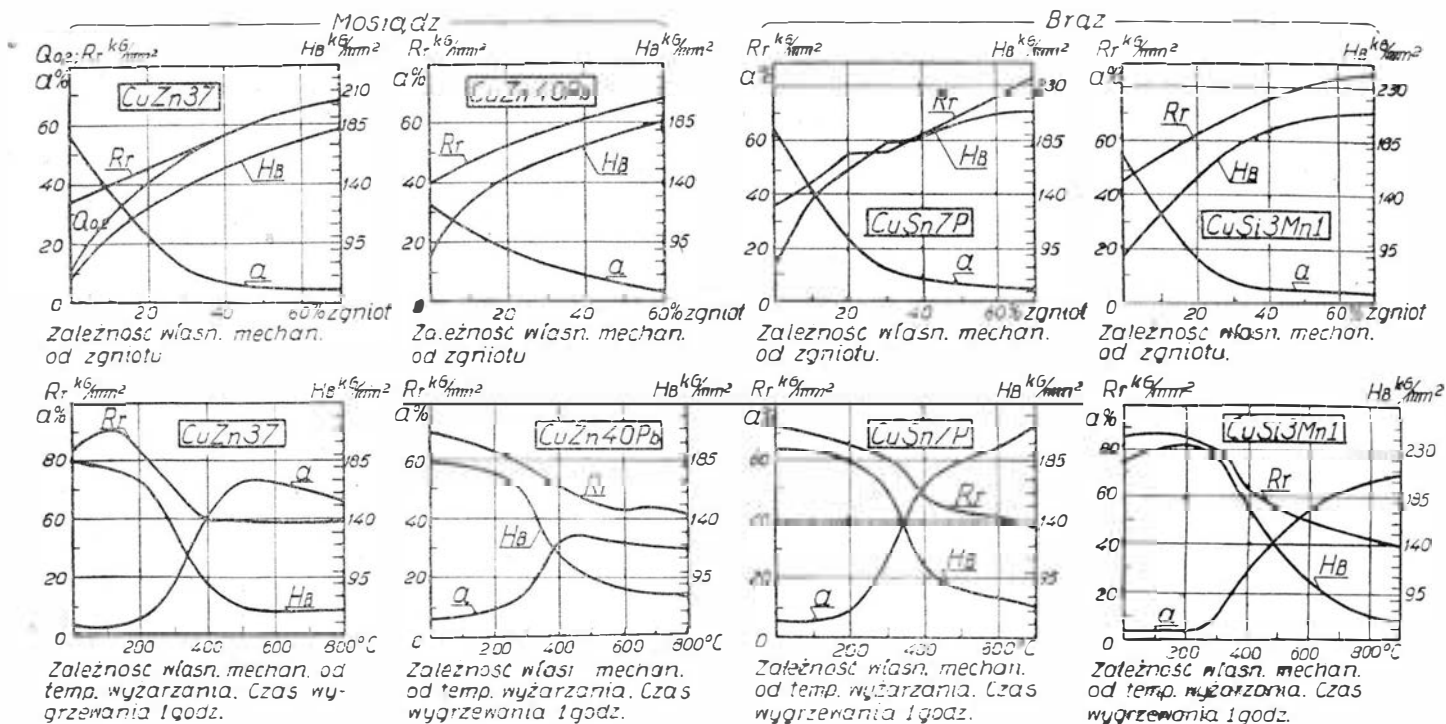
Pomimo cennych dla konstruktora lotniczego własności tych stopów, a w szczególności ich wysokiego przewodnictwa elektrycznego i cieplnego, wysokiej odporności przeciw korozji, dobrych własności przeciwciernych i własności plastycznych, pozwalających na stosowanie elementów tłoczonych, należy przede wszystkim pamiętać, że konstruktorowi nie wolno nadużywać tych stopów. Konstruktor powinien brać pod uwagę, że stopy miedzi, a przede wszystkim stopy łożyskowe, ze względu na ich wysoką cenę i na deficytowe w naszej gospodarce składniki, należy stosować

w konstrukcjach lotniczych w przypadkach koniecznych i uzasadnionych.

W znacznej mierze stopy te dadzą się zastąpić mniej deficytowymi, np.: żelazem, stalą lub materiałami ze stopów aluminium. Stal można powlekać pokryciami ochronnymi przez parkeryzację, cynkowanie, azotowanie itp., dzięki czemu można uzyskać prawie tę samą odporność na korozję. Elementy pracujące na tarcie przy mniejszych obciążeniach i małych prędkościach, mogą być z powodzeniem zastąpione żelazem przeciwciernym.

Dla porównania zamieszczamy w jednej z tabel, obok zastosowań, materiały zastępcze.

Zebrał mgr inż. R. Berkowski



СОДЕРЖАНИЕ

CONTENTS:

S. Minorski: Десять лет существования гражданской авиации в демократической Польше	89
S. Madeyski: К вопросу о постройке главного гелипорта в Варшаве	91
Производство — A. Prądzyński: Ультразвуковая дефектоскопия и ее применение в авиационной промышленности	93
За чертежной доской — St. Lassota: Нумерация чертежей самолета (ч. II)	98
R. Stasiewicz: К вопросу о безопасности экипажа при аварии самолета	103
Технический почтовый ящик — Z. Jakubowski: Несколько слов об участии авиации в лесном хозяйстве	108
Обзор новаторских предложений — S. M.	110
Технические новости — R. L.: Щитки на передней кромке крыла	113
На книжных полках	118
Документальный обзор авиации	119
Конструкторские пособия — R. Berkowski: Сплавы меди и сплавы для подшипников употребляемые в авиационных конструкциях	

обложка

S. Minorski: Ten years of People's Poland Civil Aviation	89
S. Madeyski: About the main heliport of Warsaw	91
Production — A. Prądzyński: Ultrasonic defectoscopy and its use in aircraft industry	93
At the Drawing Board — St. Lassota: Numbering systems of workshop drawing in aeronautics (part II)	98
R. Stasiewicz: Aircrew rescue problems	103
Technical Letter Box — Z. Jakubowski: Some remarks about aviation role in forestry management	108
Review of Rationalisation Projects — S. M.	110
Technical News — R. L.: Wing leading edge flaps	113
On Booksellers Shelves	118
Aviation Documentation Review	119
Designer's Data Sheets — R. Berkowski: Cu-alloys and bearing alloys used in aircraft production — on cover	

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(SEKCJA LOTNICZA SIMP)

ROK IX

LIPIEC – SIERPIEŃ 1954 R.

ZESZYT 4 (28)

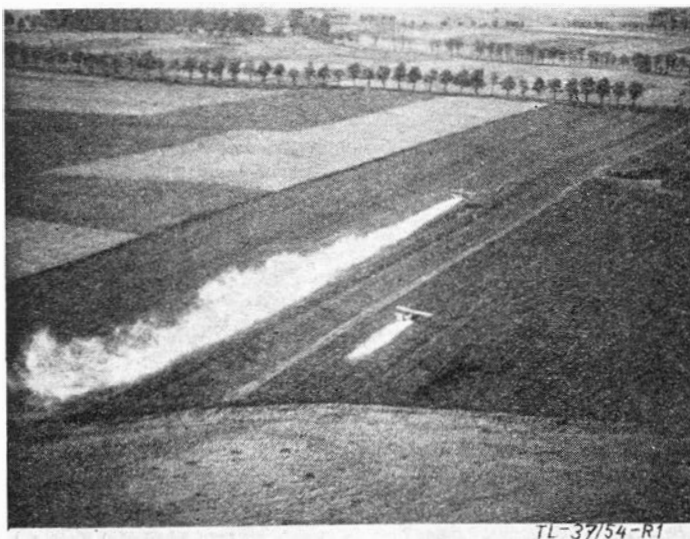
Mgr inż. SERGIUSZ MINORSKI
Dyrektor
Zarządu Lotnictwa Cywilnego

Dziesięć lat lotnictwa cywilnego Polski Ludowej

Dokonując przeglądu lotnictwa cywilnego w okresie ubiegłych dziesięciu lat, należy stwierdzić, że dotrzymuje ono kroku wspaniałemu rozwojowi życia gospodarczego i kulturalnego kraju w tym okresie.

Zlikwidowanie kapitalistycznego ustroju, zbudowanie podstaw socjalizmu pobudziło do rozwoju żywe siły narodu. Również i w dziedzinie lotnictwa cywilnego nowe warunki polityczno-gospodarcze wyzwoliły potężne siły twórcze.

Jeśli porównujemy obecny stan lotnictwa cywilnego ze stanem z 1938 roku, to stwierdzamy, że nie tylko zwiększył się zakres działania, ale powstały również nowe dziedziny zastosowania. Przed wojną lotnictwo cywilne ograniczało się do komunikacji i sportu, obecnie mamy również trzecią dziedzinę: zastosowanie lotnictwa w leśnictwie i ostatnio bardzo intensywnie rozwijające się zastosowanie lotnictwa w rolnictwie. Prócz tego lotnictwo wykonuje jeszcze inne, o mniejszym wprawdzie zakresie, usługi na rzecz pomiaru kraju, geologii itp.



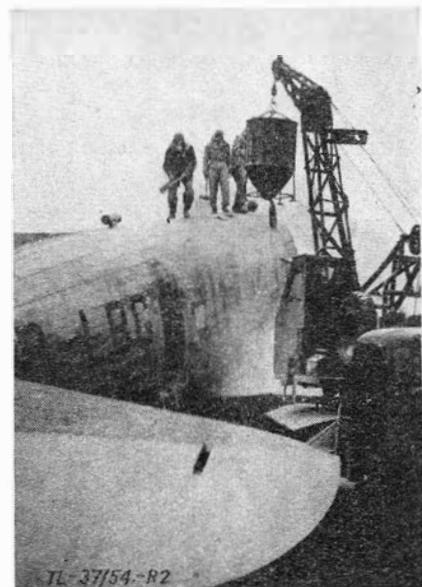
Zwalczanie stonki ziemniaczanej.
Nalot dwóch samolotów na pole ziemniaczane

Okres wojny pozostawił na terenach Polski olbrzymie zniszczenia. Były one bardzo duże również i w dziedzinie komunikacji lotniczej oraz sportu lotniczego. Sprzętu lotniczego zarówno latającego jak i przyziemnego nie było wcale. Hangary i inne zabudowania naziemne zniszczone, drogi startowe oraz pola wzlotów rozbite przez bombardowanie, a więc niezdadne do użytku. Brak było kadry latającej i obsługi naziemnej. Właściwie nie było prawie żadnych elementów składających się na organizację cywilnej komunikacji lotniczej. Sytuacja w lotnictwie sportowym przedstawiała się nieco lepiej. Okupant hitlerowski pozostawił na ziemiach polskich, szczególnie zachodnich, nieco sprzętu szybowcowego i kilkanaście zdolnych do lotów lekkich samolotów sportowych oraz pewną ilość sprzętu naziemnego.

Gdy w początku 1945 roku zapadła decyzja uruchomienia cywilnej komunikacji lotniczej, szczególnie potrzebnej w kraju

o tak zniszczonej komunikacji naziemnej, z pomocą przyszło lotnictwo radzieckie i odrodzone wojskowe lotnictwo polskie. Powstaje państwowe przedsiębiorstwo Polskie Linie Lotnicze „Lot”. Otrzymuje ono sprzęt latający od wojska w liczbie 10 sztuk samolotów transportowych typu Li-2, radzieckiej produkcji. Wraz z eskadrą przychodzą młodzi piloci i mechanicy. Tworzą oni zasadniczy trzon personelu latającego. Na wieść o powstaniu nowego „Lotu” zaczynają się również stawiać do pracy pracownicy dawnego, przedwojennego „Lotu”. Po pokonaniu pierwszych organizacyjnych trudności PLL „Lot” rozpoczyna, począwszy od 1946 r., stałą, regularną komunikację krajową i zagraniczną. W roku tym doprowadzono do stanu używalności kilka lotnisk krajowych, zostają zorganizowane warsztaty remontowe.

W szybkim tempie lotnictwo komunikacyjne nabiera rozmachu i podnosi pracę na wyższy poziom. W ciągu 3-letniego pla-



Mechanizacja załadunku proszków trujących
na samolot Li-2 w akcji opylania lasów

nu odbudowy powstaje rozgałęzioną sieć komunikacji krajowej i zagranicznej. Zostają zawarte zasadnicze umowy handlowo-przewozowe z głównymi europejskimi towarzystwami komunikacji lotniczej. Przewóz pasażerów wzrasta i osiąga w końcu 1949 r. 160% przewozu pasażerów z 1938 r.

Polskie Linie Lotnicze znajdują stale, określone miejsce wśród innych rodzajów komunikacji. Są one bardzo popularne i lubiane przez pasażerów korzystających z ich usług. Świadczy o tym chociażby bardzo liczna frekwencja pasażerska i niemożność zadośćuczynienia dużemu zapotrzebowaniu na przewozy.

W bieżącym, 1954 roku, przewóz pasażerów i towarów przez Polskie Linie Lotnicze „Lot” przekracza przeszło 3,5 raza poziom 1938 roku i wykazuje stały, nieustanny wzrost. Mamy obecnie w kraju lotnicze połączenia pomiędzy stolicą a następującymi miastami: Łodzią, Krakowem, Stalinogrodem, Rzeszowem, Wro-

clawiem, Poznaniem, Szczecinem, Gdańskiem i Bydgoszczą. Frekwencja na liniach krajowych jest bardzo duża, tak że niektóre połączenia są dublowane. Zagraniczne linie łączą Warszawę z Berlinem, Brukselą, Paryżem, Kopenhagą, Sztokholmem, Pragą, Budapesztem, Bukaresztem i Sofią.

Warszawa stała się ważnym punktem tranzytowym na wielkim szlaku lotniczym Londyn-Paryż-Warszawa-Moskwa-Pekin.

Cechą charakterystyczną, zasadniczo odróżniającą obecną komunikację lotniczą od przedwojennej jest to, że mamy obecnie wyłącznie linie własne, polskie, wtedy gdy przed wojną komunikacja zagraniczna w dużej mierze była wykonywana przez towarzystwa lotnicze obce — latające na własnych samolotach do Polski. Nasze lotnictwo komunikacyjne używa samolotów produkcyj radzieckiej typów Li-2 i Il-12. Są to samoloty pewne,



Samolot komunikacyjny „Il-12”

sprawdzone w dłuższej praktyce. Nie jesteśmy już więcej królikiem doświadczalnym dla przemysłów lotniczych krajów kapitalistycznych, mamy mocne zaplecze techniczne i przyjacielskie — ze Związku Radzieckiego. I to też jest zasadniczą cechą odróżniającą obecny stan lotnictwa komunikacyjnego od przedwojennego.

Istnieją obecnie nowe, o właściwym poziomie kadry lotniczo-techniczne, gwarantujące należyte wykonanie planów gospodarczych i obsługę techniczną. Polskie lotnictwo komunikacyjne ma już swoich licznych „milionerów” latających.

Zasadniczym czynnikiem, który przyczynił się do uporządkowania organizacyjnego i przyspieszył rozwój lotnictwa cywilnego, stał się fakt powołania dwa lata temu Ministerstwa Transportu Drogowego i Lotniczego oraz w ramach tego Ministerstwa Zarządu Lotnictwa Cywilnego.

W ten sposób zagadnienie organizacyjne lotnictwa cywilnego znalazło właściwe rozwiązanie i jest ustawione na odpowiednim poziomie.

W stosunkowo krótkim czasie działania Zarząd Lotnictwa Cywilnego uporządkował zagadnienie przepisów ruchu lotniczego, wydał dużą liczbę instrukcji i przepisów, opracował projekt nowego prawa lotniczego. W ten sposób zostaje rozszerzona i pogłębiona działalność prowadzona uprzednio przez b. Departament Lotnictwa Cywilnego.

Nowym, zupełnie nie znanym przed wojną w Polsce, aczkolwiek ówczesnie szeroko stosowanym w Związku Radzieckim, zastosowaniem lotnictwa jest włączenie go do obsługi bezpośredniej leśnictwa, a szczególnie rolnictwa. Samolot występuje tu jako swoista maszyna rolnicza. Począwszy od 1947 roku PLL „Lot” corocznie przeprowadza akcję zwalczania szkodników drzew iglastych przez opylanie lasów chemicznymi środkami owadobójczymi za pomocą samolotów. Akcje te dają pozytywne wyniki i areal zagrożonych lasów zmniejsza się corocznie. Wysoką oceną tej wspólnie z Ministerstwem Leśnictwa prowadzonej akcji jest przyznanie nagrody państwowej grupie inicjatorów zastosowania samolotów do tego rodzaju zadań gospodarczych.

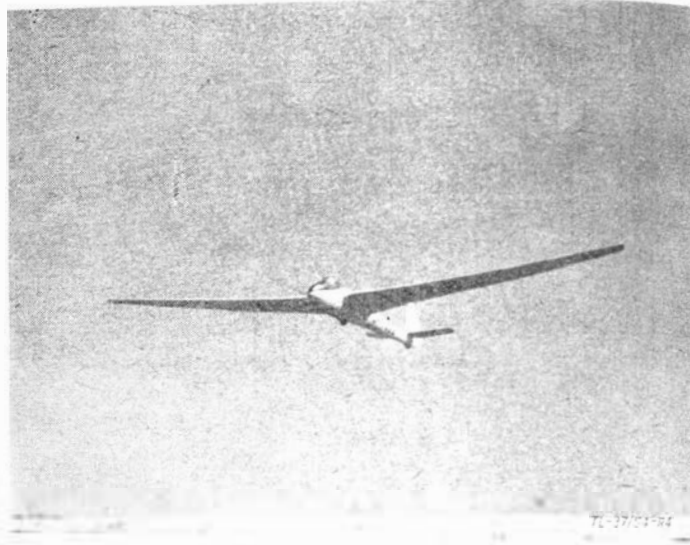
Kolejną dziedziną zastosowania lotnictwa są usługi na rzecz rolnictwa. Po paru latach doświadczeń, w obecnym, 1954 roku, samolot znajduje już szerokie uznanie i budzi zainteresowanie jako maszyna rolnicza.

Samolot znajduje szczególne zastosowanie na wielkich polach PGR do wysiewu sztucznych nawozów, przy zwalczaniu masowo występujących szkodników upraw rzepaku, ziemniaka itp. Dzięki samolotowi zostają wyswobodzone duże ilości siły

roboczej, samolot pozwala przeprowadzać różnorakie zabiegi agrotechniczne w bardzo krótkim czasie, co z kolei podnosi jakość uprawy. Obok wyżej wymienionych zastosowań samolot jest używany w krajowym rolnictwie do chemicznego zwalczania chwastów, do zabiegów profilaktycznych w gospodarstwach hodowli nasion selekcyjnych. Przeprowadzane są próby opryskiwania sadów za pomocą samolotów oraz wywiew nasion traw i koniczyzny.

Jesteśmy świadkami zwycięskiego wkroczenia samolotu na socjalistyczne pola polskiej gospodarki rolnej.

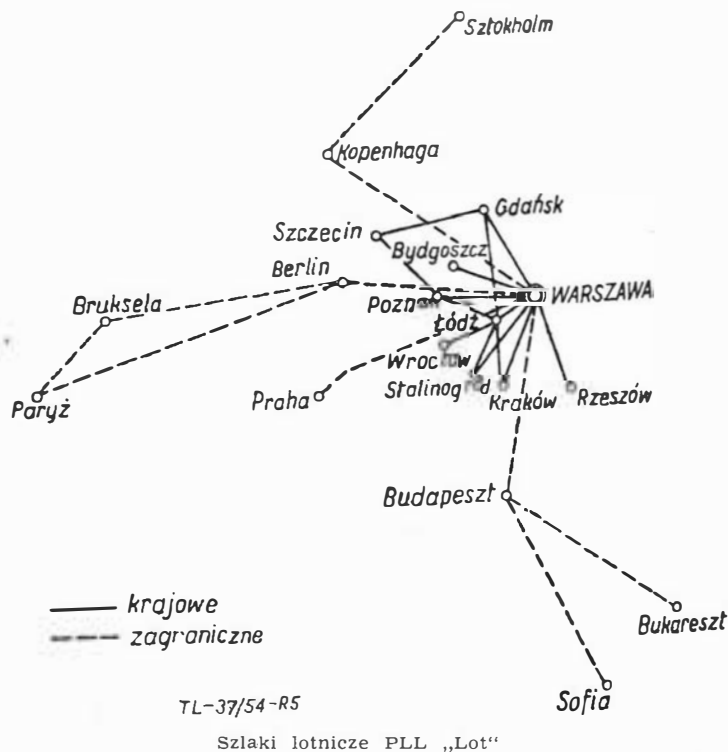
Samolot w rolnictwie znajduje coraz szerze zastosowanie. Jest to zjawisko nie znane w Polsce przed wojną, świadczy ono,



Szybowiec wyczynowy „Jaskółka” konstrukcji Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego

że obecnie lotnictwo cywilne realizuje nową, zdrową tendencję należytego wykorzystania właściwości samolotu w możliwie dużej liczbie gałęzi gospodarki narodowej.

Prócz wyżej podanych zadań. PLL „Lot” wykonuje loty specjalne, jak np. dla potrzeb fotogrametrii, pomiarów geologicz-



TL-37/54-R5

Szlaki lotnicze PLL „Lot”

nych i innych. Są to zadania specjalne, wymagające dużej dokładności w wykonaniu.

Dodatkowo PLL „Lot”, obok komunikacji regularnej, wykonuje również nieregularną, dyspozytorską, tak zwaną taksówkową.

Równolegle z lotnictwem komunikacyjnym rozwija się lotnictwo sportowe, zorganizowane w aeroklubach i powszechnej or-

ganizacji sportowo-lotniczej, do roku 1952 — Lidze Lotniczej, obecnie LPŻ. Po zniszczeniach wojennych należało wszystko zacząć od początku. Nowe polityczno-społeczne warunki w kraju, ujęcie władzy przez klasę robotniczą, szeroka demokratyzacja życia społecznego stwarzają nadzwyczaj sprzyjające warunki dla rozwoju sportu lotniczego. Lotnictwo sportowe staje się dostępne dla mas młodzieży robotniczej i chłopskiej. Powstaje i nadal istnieje duży pęd do uprawiania sportów lotniczych. Poziom szkolenia podnosi się, zaczyna masowo występować zdobywanie odznak szybowcowych. Polscy piloci, szczególnie szybownicy, biją szereg rekordów światowych.

Dziś, w dziesiątym roku istnienia odrodzonej państwowości polskiej, można z pełnym uzasadnieniem stwierdzić, że polskie szybownictwo znajduje się na czołowym miejscu w świecie. Polscy piloci szybowcowi posiadają ponad 50% wszystkich zarejestrowanych przez FAI szybowcowych złotych odznak z diamentami, najwyższej międzynarodowej odznaki sportowej. Obok sportowców Związku Radzieckiego Polska ma najwięcej rekordów światowych w szybownictwie.

Podstawą osiągnięcia dobrych wyników wyszkoleniowych stał się sprzęt konstruowany i produkowany przez polskich konstruktorów i robotników. W 1952 r. grupa inżynierów konstruktorów w osobach Nowakowskiego, Niespała, Kaniewskiej,

Kostii i Sandauera, zostaje odznaczona nagrodą państwową za wykonane konstrukcje szybowców. Są to szybowce: Mucha, Jastrząb, Sęp, Nietoperz, Jaskółka i Kaczka. Są to konstrukcje oryginalne, o dobrych osiągnięciach, świadczące o wysokim poziomie technicznym twórców. Obok starszych konstruktorów rośnie kadra młodszych.

Również i w dziedzinie samolotów mamy wysoce udane typy, jak np. Zuch i Junak, konstrukcji inż. Sołtyka.

Rozwija się sport spadochronowy. Rosną coraz liczniej wieże spadochronowe w miastach, przy fabrykach i zakładach przemysłowych. Sporty lotnicze stały się zjawiskiem masowym.

Oglądając się wstecz, robiąc przegląd osiągnięć dziesięciu lat, możemy śmiało powiedzieć, że zrobiono dużo i mamy w lotnictwie cywilnym dobre wyniki pracy i że istnieją wszystkie dane dla dalszego wspaniałego rozwoju.

Mamy zdolnych inżynierów konstruktorów, wspaniałych pilotów, dobrych mechaników i inny personel pomocniczy. Ale najistotniejszą przesłanką dalszego wspaniałego rozwoju jest wyzwolenie sił twórczych narodu i możliwości produkcyjnych przez istniejący w Polsce ustrój socjalistyczny oraz kierownictwo tego rozwoju dokonywane przez Polską Zjednoczoną Partię Robotniczą.

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

W sprawie głównego portu śmigłowcowego Warszawy

Uwaga „całego Narodu, który buduje swoją Stolicę“, jest w chwili obecnej zwrócona na śródmieście Warszawy, a zwłaszcza na otoczenie stojącego w jej centrum niebiosiężnego Pałacu Kultury i Nauki im. Józefa Stalina.

Liczne projekty w rozmaitych wariantach szeroko dyskutowane w gronie fachowców jak i przez interesujące się tymi zagadnieniami rzesze mieszkańców Stolicy — dają nam wizję niedalekiej już przyszłości. Prace prowadzone przy budowie placu Józefa Stalina pozwalają zorientować się, jakie tereny będą przeznaczone dla najnowocześniejszego rozwiązania trudnych problemów komunikacji miejskiej, jakie zaś służyć będą za miejsce wypoczynku w postaci założeń parkowych. Prace przygotowawcze obudowy ścian obejmujących plac Stalina dają obraz architektury otoczenia placu.

Wśród wielu głosów, jakie w licznych dyskusjach publicznych zabierano, zabrakło wypowiedzi lotników. Uważamy, jako pismo poświęcone zagadnieniom techniki lotniczej, że mamy obowiązek zwrócić na problemy lotnicze uwagę urbanistów i architektów, tworzących dzieło przeznaczone dla pokoleń.

Nie wchodząc, w ramach niniejszego artykułu, w rozważania całości zagospodarowania przestrzennego okolic Warszawy i związanych z tym zagadnień rozmieszczenia układu lotnisk cywilnych, sportowych i komunikacyjnych — pragniemy jedynie zająć się sprawą głównego portu śmigłowcowego dla Warszawy.

W artykułach zamieszczonych w „Technice Lotniczej“ (mgr S. Dobrowolskiego „Drogi rozwoju polskiego lotnictwa: komunikacyjnego“, zes. 1/1952 i mgr. inż. R. Lewandowskiego „Śmigłowce do komunikacji lotniczej“, zes. 3/1951) wyjaśniliśmy zasady ogólne transportu śmigłowcowego, z których wynika potrzeba centralnego usytuowania głównego portu śmigłowcowego w mieście. Ma to na celu zapewnienie dogodnego połączenia z portami lotniczymi komunikacji dalekodystansowej, wykorzystującej zwykle samoloty, względnie bezpośredniej śmigłowcami o zasięgu bliskim, w rejonie warszawskiego okręgu zagospodarowania przestrzennego.

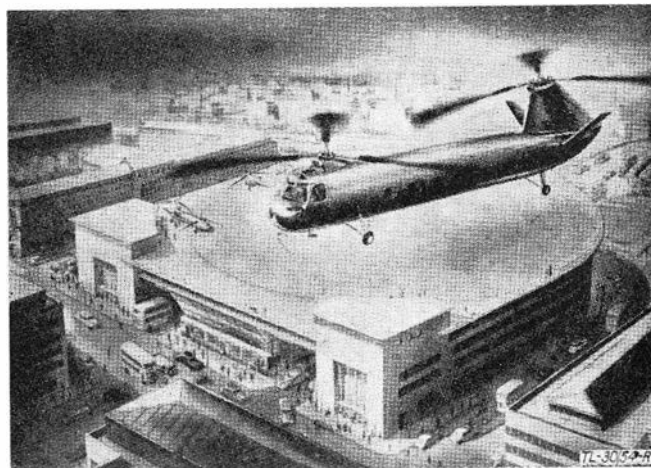
Port śmigłowcowy dla spełnienia swoich funkcji przy najwłaściwszym wykorzystaniu wszystkich własności lotnych śmigłowców powinien spełniać szereg istotnych warunków.

Najważniejszym warunkiem jest położenie w centrum miasta, w bezpośrednim pobliżu dogodnej komunikacji ziemnej, jak kolej, autobusy, tramwaje itp. To pozwala na łatwy dostęp pasażerów do portu, bez potrzeby stosowania uciążliwego dowożenia pasażerów, co pochłania znaczną część zysku na czasie, uzyskiwanego przez zastosowanie śmigłowców.

Dla sprawnego przeprowadzenia odprawy pasażerów i bagażu oraz poczty wymagane są odpowiednie pomieszczenia, które muszą w sposób celowy spełniać swe zadania.

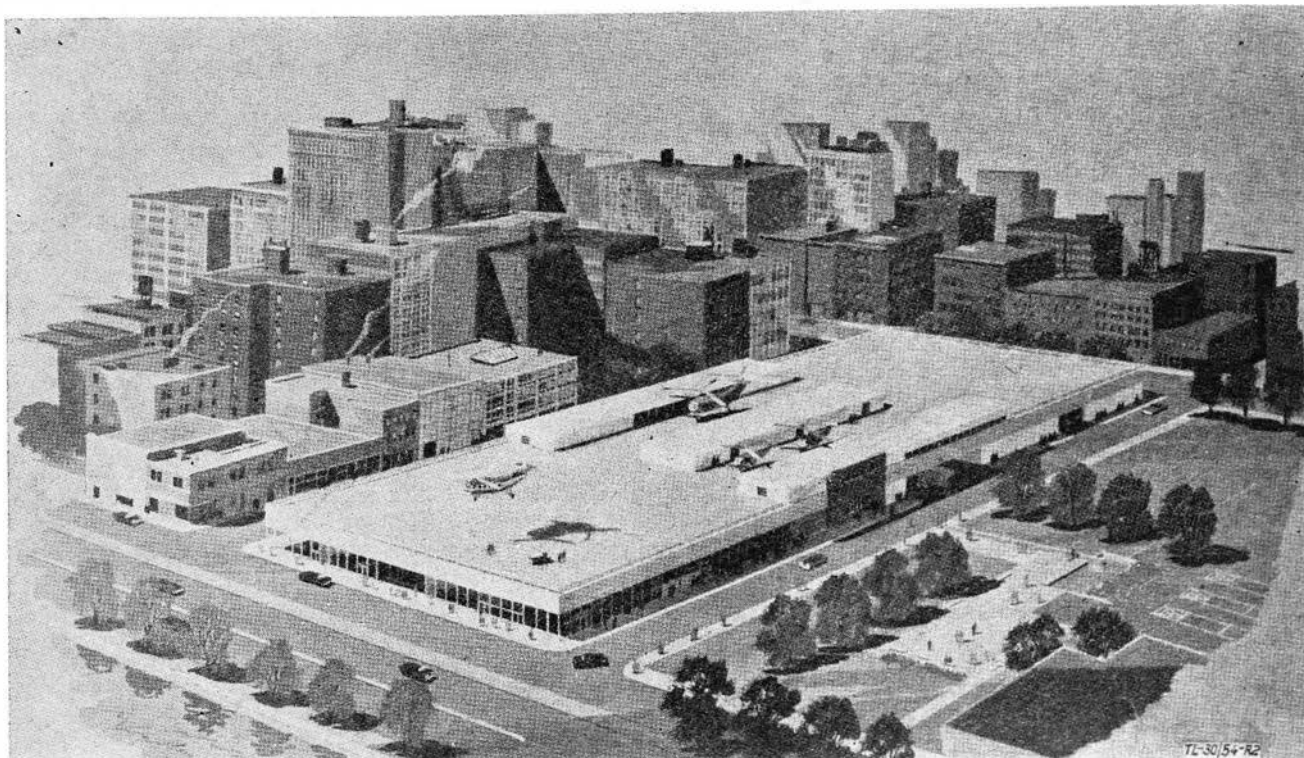
Dla przeprowadzenia startów i lądowań śmigłowców, przy zapewnieniu maksimum bezpieczeństwa, pole startowe musi przewidywać:

- a) powierzchnię przeznaczoną dla śmigłowców gotowych do odlotu z wygodnym dostępem dla pasażerów,
- b) właściwe pole startu, z którego załadowana maszyna wzbija się w powietrze,
- c) pole wylądowcze, na którym odbywa się wyladunek bagażu i pasażerów,
- d) powierzchnię postojową, gdzie umieszcza się śmigłowce przygotowywane do lotu.



Zależnie od wielkości śmigłowców, przeznaczenia ich oraz częstotliwości lotów, poszczególne wymienione pola mogą ulegać ograniczeniom. Przewidując zastosowanie śmigłowców zabierających kilkunastu pasażerów lub odpowiedni ładunek poczty pole startowe powinno zawierać się w kwadracie o bokach do 120 m. Przy istnieniu zdecydowanych wiatrów o stałym kierunku, pole takie może przybierać postać prostokąta o wymiarach 120 × 80 m. Poza właściwym polem startu wymagane jest utrzymanie pewnego ograniczenia wysokości przeszkód, które mogą sięgać do 30 m w odległości określonej przez przeprowadzenie przez granice pola startu powierzchni skośnej, pochylonej pod kątem ok. 40° do poziomu. Ten wzgląd powoduje, że bardzo często porty śmigłowcowe umieszcza się nie na ziemi, lecz na dachach budynków.

Halas, jaki wywołuje ruch w porcie śmigłowcowym przy zapuszczaniu silników oraz startowaniu, zmusza do ograniczeń w usytuowaniu takiego portu w mieście. Umieszcza się go albo



w pobliżu ośrodków dużego nasilenia hałasu, jak np. dworce kolejowe albo w miejscach niezamieszkałych, jak np. wybrzeża rzek, parki itp.

Uwzględniając te, przykładowo wymienione, warunki spróbujemy — patrząc na plan zarysowującego się już przed nami śródmieścia Warszawy — wytypować kilka miejsc, gdzie można by umieścić główny port śmigłowiec.

W przypadku portu naziemnego widzimy trzy miejsca:

- a) założenie parkowe na płycie nad torami kolei średnicowej, w okolicy dworca kolejowego „Warszawa-Sródmieście”, gdzie nie jest możliwe wysokie zadrzewienie,
- b) na terenie Parku Kultury i Wypoczynku na Powiślu, w pobliżu wybrzeża koło mostu Poniatowskiego,
- c) w rejonie ulic Marchlewskiego-Zelazna, na płycie nad torami kolei średnicowej, ale przewidywanej w ogólnych planach zabudowy Śródmieścia.

Rozważając usytuowanie portu śmigłowiec na dachu, należy zwrócić uwagę na następujące budynki:

- a) kolejowy Dworzec Centralny,
- b) Hotel Turystyczny na placu Józefa Stalina,
- c) Centralny Urząd Pocztowy na placu Wareckim.

Budynki te, ze swego głównego przeznaczenia, są przystosowane do ruchu pasażerskiego lub pocztowego i dlatego uwzględ-

nienie wymagań portu śmigłowiec (pomieszczenia hangarowe, windy itp.) nie nastręczałyby przy projektowaniu zbyt-
nich trudności.

W związku z wymienionymi szkicowo problemami:

1) nasuwa się konieczność niezwłocznego powołania komisji fachowców, złożonej z urbanistów i architektów oraz przedstawicieli lotnictwa, z udziałem specjalistów śmigłowiec (z inż. Zurakowskim, twórcą pierwszego polskiego śmigłowca, na czele); komisja miałaby za zadanie opracowanie szczegółowych warunków technicznych usytuowania głównego portu śmigłowiec i jego rozwiązań,

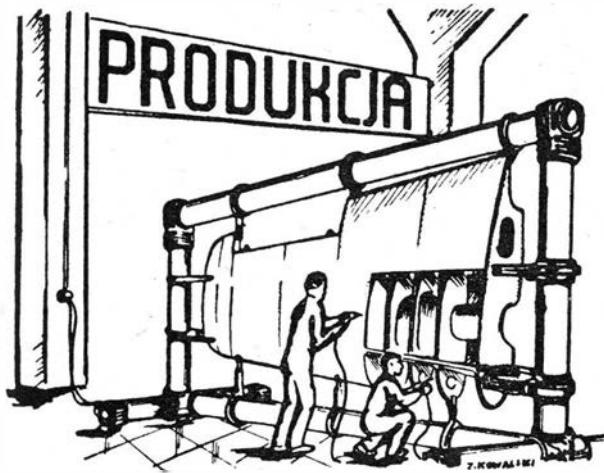
2) należy rozpocząć realne prace nad projektami prawidłowego przystosowania wskazanych obiektów do tego dodatkowego celu w okresie wstępnego jeszcze zaawansowania robót, aby uniknąć niepotrzebnych przeróbek i „improwizacji” w gotowych budynkach lub urządzeniach, gdy sprawa stanie się nagle paląca,

3) w zainteresowanych resortach i przedsiębiorstwach państwowych (PLL „Lot”, Poczta itp.) należy stworzyć odpowiednie komórki, które by przygotowywały zrzęby organizacji komunikacji śmigłowiec w rejonie Warszawy oraz dla całego kraju; najwyższy już czas zająć się poważnie tymi sprawami i wytknąć jasny cel, abyśmy się nie opóźnili w stosunku do osiągnięć światowych.

**„Ze wszystkich zdobyczy, osiągniętych po wyzwoleniu z kapitalistycznej niewoli
naród polski ceni najbardziej przyjaźń narodów radzieckich.**

**Nie ma i nie może być nic bardziej cennego i bardziej zaszczytnego aniżeli ta
przyjaźń. Ona ożywia i zwiększa twórcze siły narodu polskiego”.**

BOLESŁAW BIERUT



WSTĘP

W okresie ostatniego dziesięciolecia bardzo szybko rozwinięły się metody badania materiałów za pomocą fal ultradźwiękowych. Wyniki osiągnięte w tej dziedzinie w Związku Radzieckim i na zachodzie wzbudziły po wojnie zainteresowanie polskich naukowców i inżynierów (Lit. 1—5). Prace przeprowadzone w tej dziedzinie w naszych ośrodkach naukowych i badawczych, podsumowane na I Konferencji Techniki Ultradźwiękowej, zorganizowanej przez Polską Akademię Nauk w listopadzie ubiegłego roku, pozwolą już w najbliższym czasie na szersze zastosowanie badań ultradźwiękowych w naszym przemyśle.

Ojczyzną defektoskopii ultradźwiękowej jest Związek Radziecki. Pierwsze próby zastosowania ultradźwięku do badania metali przeprowadził jeszcze w 1928 r. uczony radziecki Sokolow (Lit. 6). Do ostatniej wojny nie wyszły one jednak poza ramy laboratoriów i nie znalazły szerszego zastosowania w przemyśle. Postępy radiotechniki, a w szczególności radiolokacji, w latach wojennych pozwoliły na znaczne udoskonalenie aparatury ultradźwiękowej, a duże zainteresowanie ze strony przemysłu przyczyniło się do szybkiego rozwoju defektoskopii ultradźwiękowej. Zajęła ona ważne miejsce pośród metod nieniszczącego badania materiałów.

Liczne publikacje w literaturze technicznej na temat defektoskopii ultradźwiękowej wskazują, między innymi, na możliwości jej zastosowania w przemyśle lotniczym.

ISTOTA ULTRADZWIĘKU I JEGO WŁASNOŚCI

Ultradźwiękami (Lit. 7, 8, 9) nazywa się drgania dźwiękowe o częstotliwości powyżej 20 000 cykli/sek, która to wartość jest granicą słyszalności ucha ludzkiego. Najwyższą częstotliwość drgań, jaką obecnie można osiągnąć, wynosi około 1 000 Mc/sek. Częstotliwościom tym odpowiadają w ciałach stałych długości fali w zakresie od około 20 cm do około $4 \cdot 10^{-4}$ cm.

W środowisku jednorodnym fale ultradźwiękowe rozchodzą się po liniach prostych rozbieżną wiązką w kształcie stożka. Kąt rozbieżności wiązki wysyłanej przez okrągłą płytkę o średnicy D określa wzór:

$$\sin \alpha = 1,2 \frac{\lambda}{D} \quad [1]$$

gdzie α = kąt wierzchołkowy stożka, λ = długość fali, D = średnica płytki.

Rozbieżność wiązki zależy od częstotliwości i prędkości rozchodzenia się fal w danym ośrodku. Przy wysokich częstotliwościach kąt rozbieżności wiązki jest mały, przy niższych natomiast wiązka jest bardziej rozbieżna. Ma to praktyczne znaczenie przy badaniu, gdyż im bardziej rozbieżna jest wiązka, tym większy obejmuje obszar w materiale.

Długość fali ultradźwiękowej określa znany wzór:

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad [2]$$

gdzie λ = długość fali, c = prędkość, f = częstotliwość drgań. Prędkość ultradźwięku zależy od rodzaju ośrodka, w którym rozchodzą się fale. Z najmniejszą prędkością rozchodzą się one w gazach, z największą — w ciałach stałych.

Iloczyn gęstości ośrodka i prędkości rozchodzenia się fal ultradźwiękowych nazywa się opornością akustyczną ośrodka:

$$\omega = \rho \cdot c \quad [3]$$

Mgr ANDRZEJ PRĄDZYŃSKI

620.179.16

Defektoskopia ultradźwiękowa i jej zastosowanie w przemyśle lotniczym

W artykule omówione są własności ultradźwięku i zasady nieniszczącego badania materiałów za pomocą ultradźwięków. Podane są różne metody badań oraz przykłady zastosowania defektoskopii ultradźwiękowej w kontroli produkcji przemysłu lotniczego.

ρ = gęstość ośrodka, c = prędkość rozchodzenia się ultradźwięku. W tabeli 1 podana jest prędkość ultradźwięku, gęstość i oporność akustyczna niektórych materiałów.

TABELA 1

Własności ultradźwiękowe niektórych materiałów (według B. Carlina)

Material	Prędkość ultradźwięku c w m/sek	Gęstość ρ g/cm ³	Oporność akustyczna w g/cm ² sek $\omega \cdot 10^6$
powietrze	331	0,0012	0,00004
olej	1390	0,92	0,128
woda	1430	1,00	0,143
polistyren	2670	1,10	0,294
magnez	5330	1,74	0,926
aluminium	6220	2,65	1,65
miedź	4620	8,93	4,11
stal	5810	7,80	4,53

Przy przejściu z jednego ośrodka do drugiego — o innej oporności akustycznej — ultradźwięk ulega załamaniu i odbiciu, podobnie jak światło. Kąt odbicia równy jest kątowi padania na płaszczyznę graniczną dwóch ośrodków.

Współczynnik odbicia od granicy dwóch ośrodków o różnych własnościach akustycznych, przy prostym kierunku fali, określa wzór:

$$k = \left(\frac{\rho_1 c_1 - \rho_2 c_2}{\rho_1 c_1 + \rho_2 c_2} \right)^2 \quad [4]$$

gdzie k = współczynnik odbicia, pozostałe oznaczenia jak wyżej. Ze wzoru (4) wynika, że gdy $k = 0$ cała energia fali padającej przechodzi przez granicę ośrodków. Ma to miejsce wtedy, gdy oba ośrodki mają jednakową oporność akustyczną. Gdy $k = 1$ cała energia zostaje odbita od granicy ośrodków. Przy dużej różnicy oporności akustycznej ośrodków następuje silne odbicie od powierzchni granicznej. Współczynniki odbicia na granicach różnych materiałów podane są w tabeli 2.

TABELA 2

Współczynniki odbicia fal ultradźwiękowych, padających prostopadle na płaszczyznę graniczną różnych ośrodków

Nazwy granicznych ośrodków	k
aluminium — powietrze	1,00
aluminium — rtęć	0,01
aluminium — olej	0,74
aluminium — woda	0,72
stal — powietrze	1,00
stal — rtęć	0,16
stal — olej	0,89
stal — woda	0,88
miedź — powietrze	1,00
miedź — olej	0,88
miedź — woda	0,87
kwarc — powietrze	1,00
kwarc — olej	0,70
kwarc — woda	0,69

(według Carlina)

Jak widać z tabeli 2 na granicy ciał stałych z powietrzem następuje praktycznie całkowite odbicie fali ultradźwiękowej.

Na granicach ciał stałych z cieczami część energii zostaje odbita, część zaś przechodzi przez granicę ośrodków.

Drgania ultradźwiękowe w ośrodkach jednorodnych (np. w pojedynczych kryształach) są w małym stopniu pochłaniane i zanikają powoli. W metalach fale ultradźwiękowe trafiają na swej drodze na ziarna o różnej orientacji i wielkości. Na granicach ziarn, fale ulegają rozproszeniu i wielokrotnym odbiciom. Ośrodek taki jest dla ultradźwięku niejednorodny. Przejście ultradźwięku przez niejednorodny ośrodek porównuje Sokółow (Lit. 10) do przechodzenia światła przez mętną ciecz. Im większe są ziarna metalu, tym większy jest stopień niejednorodności ośrodka i fale ultradźwiękowe są silniej pochłaniane. Stopień pochłaniania ultradźwięku zależy od stosunku wielkości ziarna do długości fali. Gdy długość fali jest znacznie większa od wielkości ziarna, pochłanianie ultradźwięku jest bardzo silne. Należy to mieć na uwadze przy doborze częstotliwości w konkretnych przypadkach badań defektoskopowych. Również orientacja i kształt ziaren metalu mają wpływ na pochłanianie ultradźwięku. Stwierdzono, że w metalach przerabianych plastycznie, o podłużnych ziarnach zorientowanych w jednym kierunku, fale ultradźwiękowe są wielokrotnie silniej pochłaniane w kierunku prostym niż równoległym do kierunku ziaren. Pochłanianie ogranicza więc zasięg ultradźwięku w materiałach i grubość dostępną do badania.

TABELA 3

Maksymalna grubość (w metrach) materiałów, jaką można badać przy różnych częstotliwościach (według Carlina)

Materiał	Częstotliwość		
	1 Mc/sek	2,25 Mc/sek	5 Mc/sek
Stal:			
wlewki	0,7 — 1,2	0,3 — 0,7	0,3
rygle i kęsy	1,8 — 2,4	0,9 — 1,2	0,3 — 0,6
walcowana	7 — 8	3 — 8	1,5 — 2,5
ciągniona na zimno	7 — 8	5 — 6	2 — 3
kuta	7 — 8	7 — 8	7 — 8
Staliwo:			
z małą zawartością węgla	5 — 6	3 — 5	2 — 3
z średnią zawartością węgla	4 — 6	2,5 — 4	1,5 — 2,5
z dużą zawartością węgla	4 — 5	2 — 3	1 — 2
stopowe	5 — 6	4 — 5	2 — 3
Żeliwo:			
szare	0,2 — 0,3	0,05 — 0,1	0 — 0,05
ciągliwe	2 — 3	1 — 1,5	0,15 — 0,3
Aluminium:			
odlewane	4 — 5	2,5 — 3	2,5 — 3
przerabiane plastycznie	7 — 8	7 — 8	7 — 8
Miedź:			
przerabiana plastycznie	0 — 0,3	—	—
Mosiądz, brąz:			
odlewany, drobnoziarnisty	0 — 0,5	—	—
przerabiany plastycznie	0,3 — 1,0	—	—

W tabeli 3 podane są dla różnych materiałów maksymalne grubości, jakie można badać ultradźwiękowym aparatem impulsowym „Reflectoscope“ przy różnych częstotliwościach. Dane te są orientacyjne, gdyż mogą się zmieniać w zależności od stanu obróbki i rodzaju powierzchni badanego materiału, mocy aparatu itp. Dane te odnoszą się do aparatu impulsowego o dużej mocy i materiału o dobrych powierzchniach.

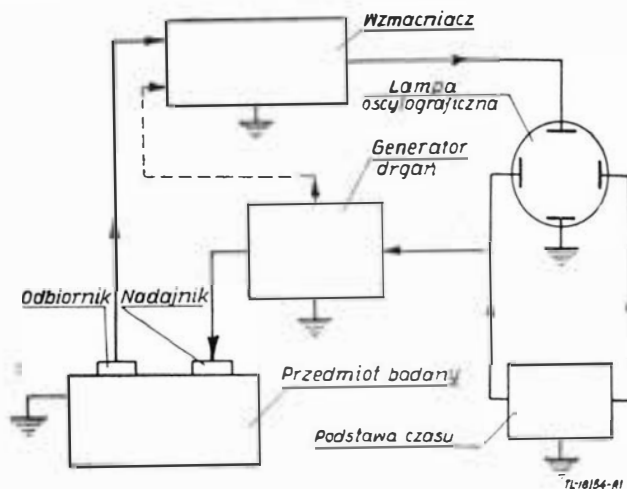
W gazach i cieczach ultradźwięki rozchodzą się w postaci fal podłużnych, to znaczy kierunek drgań jest równoległy do kierunku rozchodzenia się fali. Przy przejściu w ciało stałe, obok fal podłużnych powstają fale poprzeczne, których kierunek drgań jest prostopadły do kierunku rozchodzenia się fali. Fale poprzeczne powstają też przy każdorazowym odbiciu fal podłużnych od ścian materiału. Fale poprzeczne rozchodzą się z mniejszą prędkością od podłużnych i wskutek tego pod innymi kątami są odbijane, ich współczynnik odbicia jest większy. Fale poprzeczne znalazły obok fal podłużnych zastosowanie w defektoskopii.

WYTWARZANIE I REJESTRACJA ULTRADŹWIĘKU

Drgania wysokiej częstotliwości najłatwiej wytworzyć w obwodzie elektrycznym. Przy pomocy przetwornika elektroakustycznego lub magnetostrykcyjnego przetwarza się je na drgania mechaniczne. W defektoskopii używane są najczęściej przetworniki piezoelektryczne.

Co to jest przetwornik piezoelektryczny?

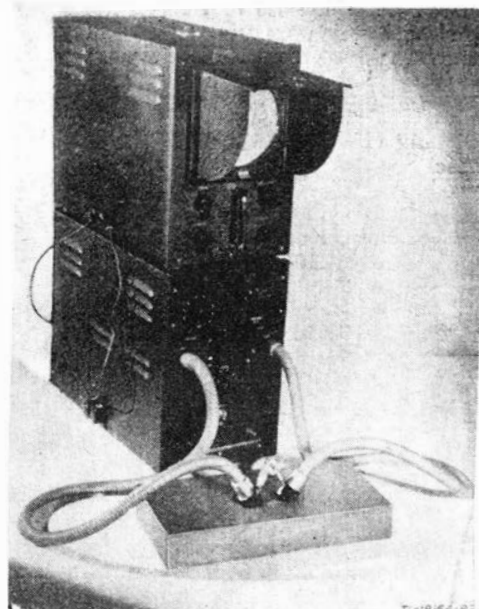
Kryształy niektórych związków chemicznych, występujące w naturze lub otrzymane sztucznie, posiadają taką własność, że pod wpływem ściskania lub rozciągania ich w pewnych określonych kierunkach na ścianach tych kryształów powstają ładunki elektryczne. Występuje również i odwrotne zjawisko: kryształ piezoelektryczny, umieszczony w polu elektrycznym o określonym kierunku, ulega w tym kierunku skurczeniu lub rozszerzeniu — w zależności od kierunku pola. W zmiennym polu elektrycznym wysokiej częstotliwości można więc wzbudzić drgania płytki odpowiednio wyciętej z kryształu piezoelektrycznego, np. kwarcu. Płytką kwarcową przetwarza drgania obwodu elektrycznego w drgania akustyczne, jest więc przetwornikiem



Rys. 1. Schemat blokowy impulsowego aparatu ultradźwiękowego

elektroakustycznym. Przetwornik taki działa i w odwrotnym kierunku: pobudzony do drgań padającą nań wiązką fal ultradźwiękowych wytwarza słabe prądy elektryczne, które po wzmocnieniu służą do rejestracji fal ultradźwiękowych.

Przetworniki magnetostrykcyjne używane są w defektoskopii rzadko. Zjawisko magnetostrykcji polega na zmianie wymiarów ciał ferromagnetycznych przy namagnesowaniu i roznamagnesowaniu. Pręt ferromagnetyczny, umieszczony wewnątrz cewki zasilanej prądem zmiennym wysokiej częstotliwości, wydłuża się i kurczy wytwarzając drgania ultradźwiękowe.



Rys. 2. Wygląd zewnętrzny defektoskopu ultradźwiękowego

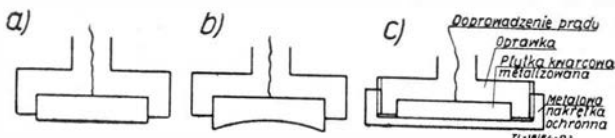
Fale ultradźwiękowe rejestruje się różnymi sposobami. Można stosować do tego celu słuchawki telefoniczne, przyrządy wskazówkowe lub przełączniki uruchamiające specjalne urządzenia (np. przy automatycznej kontroli ultradźwiękowej blach na rozwarstwienia). Istnieją też metody przetwarzania pól ultradźwiękowych na obrazy widzialne, które można oglądać na ekranie. Sokółow (Lit. 11 i 12), zbudował mikroskop ultradźwiękowy, który pozwala oglądać w powiększeniu wnętrze materiału nieprzezroczystego dla światła. Tego rodzaju urządzenia są jednak kosztowne i mają dość ograniczone zastosowanie. Do rejes-

tracji ultradźwięków najczęściej jest stosowana lampa oscylograficzna. Ten rodzaj rejestracji używany jest w większości typów aparatów stosowanych w defektoskopii ultradźwiękowej.

APARATY ULTRADŹWIKOWE

Spośród wielu typów defektoskopów ultradźwiękowych najbardziej rozpowszechnione są aparaty impulsowe.

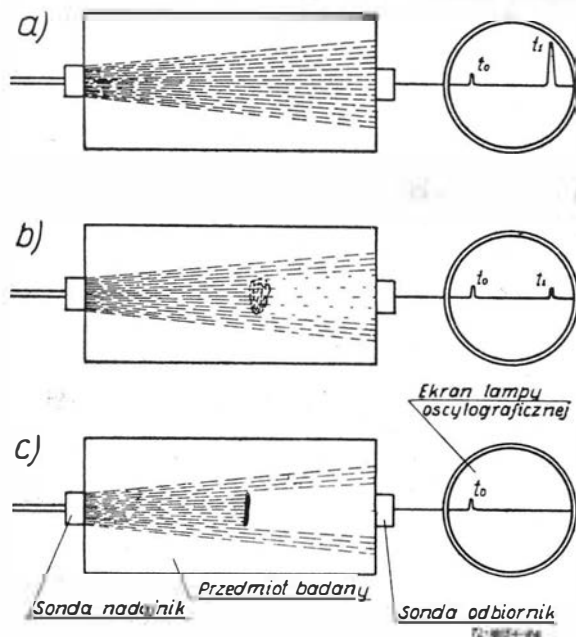
Aparat impulsowy (rys. 1) składa się z generatora prądów wysokiej częstotliwości, połączonego z płytką kwarcową-nadajnikiem, z takiego samego odbiornika kwarcowego, układu wzmacniającego oraz oscylografu katodowego (rys. 2). Generator nie pracuje ciągle, lecz wysyła krótkotrwałe impulsy rzędu długości mikrosekund, pomiędzy którymi następują przerwy długości większej niż czas, potrzebny na przebieg impulsu



Rys. 3. Schemat budowy sond ultradźwiękowych: a) sonda z gołym kryształkiem kwarcowym, b) sonda z kryształkiem wkleśm do badania powierzchni wypukłych, c) sonda z nakrętką metalową, chroniącą kryształek przed zużyciem

drogi w badanym materiale od nadajnika do odbiornika. Kryształek kwarcowy, nadający impulsy, może w czasie przerw w nadawaniu służyć jako odbiornik. Niektóre typy aparatów wykonane są z jednym tylko kryształkiem (umieszczony w odpowiedniej oprawie kryształek nazywa się sondą) (rys. 3), inne mogą pracować tylko z dwiema sondami. Są też aparaty pracujące dowolnie, z jedną lub dwiema sondami, w zależności od potrzeby.

Aparaty ultradźwiękowe konstruowane są na kilka częstotliwości, które można łatwo przełączać w czasie badania. Najczęściej używane są częstotliwości w zakresie 0,5—5 Mc/sek. Cały aparat jest zbudowany w skrzynce. Na jej przedniej ścianie znajduje się ekran lampy oscylograficznej i gałki przełączników oraz gniazda do włączania sond. Sondy połączone są



Rys. 4. Schemat badania metodą przepuszczenia aparatem impulsowym

z aparatem przy pomocy giętkich kabli koncentrycznych dowolnej długości. Pozwala to przeprowadzać badania nawet w miejscach trudno dostępnych, najczęściej bez wymontowywania badanej części z urządzenia, w którym ona pracuje.

Na ekranie aparatu umieszczona jest zazwyczaj skala, która pozwala łatwo określać głębokość położenia wady w materiale. Podziałka skali może odpowiadać różnym grubościom, w zależności od tego na jaki zasięg ustawiony jest aparat. Zasięgi przełącza się przy pomocy gałki. Przewidziana jest również regulacja wzmocnienia, jasności oraz możliwości przesuwania obrazu na ekranie.

Aparaty ultradźwiękowe posiadają zwartą budowę, ciężar ich nie przekracza 40 kg (najnowsze typy aparatów ważą około 15 kg) i są łatwe do transportu, nie wymagają one żadnych specjalnych instalacji, zasilane są prądem jednofazowym i pobierają niewielką moc około 100 W.

METODY DEFEKTOSKOPII ULTRADŹWIKOWEJ

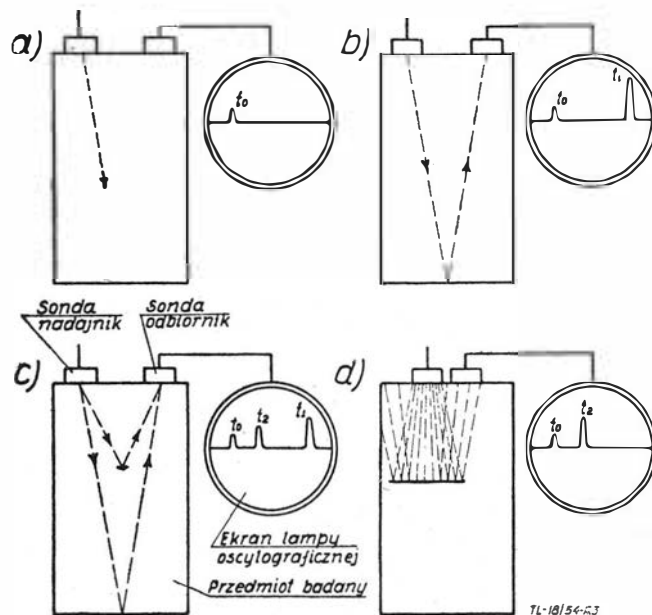
Każda wada stanowi dla ultradźwięku ośrodek o innej oporności akustycznej niż zasadniczy materiał. Od płaszczyzny granicznej wady z materiałem następuje odbicie ultradźwięku. Przy nieciągłościach materiału, jak pęknięciu, rozwarstwieniu, jamy usadowe lub pęcherze gazowe, gdy pomiędzy materiałem badanym i wadą jest granica ośrodków metal-gaz, następuje praktycznie całkowite odbicie ultradźwięku od tej granicy. Tego rodzaju wady są najłatwiej wykrywalne. Wtrącenia niemetaliczne stanowią również ośrodek o różnej oporności akustycznej i, chociaż współczynnik odbicia na ich granicy jest mniejszy niż dla gazu, mogą być jeszcze wykrywane przez odbicie ultradźwięku.

Innego rodzaju wady, jak rzadziny lub porowatość metalu nie ograniczone wyraźnymi płaszczyznami, nie odbijają fal ultradźwiękowych, lecz pochłaniają je znacznie silniej niż zdrowy materiał. Tego rodzaju wady dają się wykryć dzięki zmniejszeniu intensywności przechodzącego przez nie ultradźwięku.

Oba zjawiska: odbijanie i pochłanianie ultradźwięku przez wady, wykorzystywane są w defektoskopii. Poniżej zostaną omówione zasadnicze metody badań ultradźwiękowych, stosowane w defektoskopii.

Metoda przepuszczania

Metoda przepuszczania, wprowadzona przez Sokolową, była pierwszą metodą defektoskopii ultradźwiękowej. Sondy umiesz-



Rys. 5. Schemat badania metodą echa

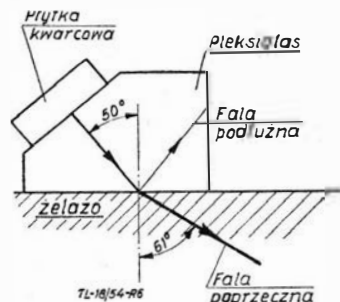
cza się na przeciwnych ścianach badanego przedmiotu. Ultradźwięk wychodzi z nadajnika po jednej stronie, przechodzi przez badany materiał i zostaje odebrany po drugiej stronie przedmiotu przez sondę-odbiorcę (rys. 4a). W miejscu wadliwym (np. porowatym) jest on silniej tłumiony niż w zdrowym materiale, przez co intensywność jego, wskazana na ekranie aparatu, wskazuje amplitudę t_1 jest w tym miejscu mniejsza (rys. 4b). Jeśli w materiale jest wada, która nie przepuszcza ultradźwięku, to za wadą powstaje tzw. „cień ultradźwiękowy”, tj. obszar, przez który nie przechodzą fale ultradźwiękowe (rys. 4c). Cień ten nie jest jednak całkowity. Wskutek ugięcia i odbić wielokrotnych część fal ultradźwiękowych przenika w obszar cienia. Wielkość obszaru cienia zależy również od odległości wady od tylnej ściany przedmiotu. Na ekranie uwidoczni się to zmniejszeniem amplitudy odbieranych impulsów t_1 w miejscach, gdzie sonda-odbiorca znajduje się w obszarze cienia.

Metoda przepuszczania jest stosunkowo mało czuła. Wady małych rozmiarów trudno jest wykryć tą metodą. Poza tym wymaga ona dwóch równoległych płaszczyzn, po których przesuwają się sondy, co ogranicza w znacznym stopniu zakres stosowania tej metody. W niektórych przypadkach metoda przepuszczania daje się stosować i do przedmiotów o kształtach zaokrąglonych, np. walca lub stożka. Kształt sond musi być wówczas dopasowany do kształtu przedmiotu, aby wiązka padła prostopadle do jego powierzchni (rys. 3b).

Metoda echa

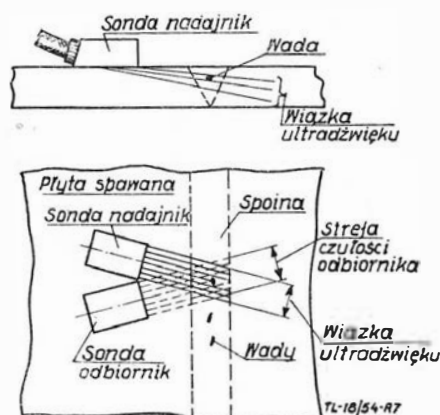
W metodzie echa rejestruje się wyłącznie fale odbite od wady, lub od przeciwległej ściany badanego przedmiotu. Badanie przeprowadza się z jednej powierzchni, po której przesuwają się obok siebie obie sondy (w aparacie jednokryształkowym jedną tylko sondę), obserwując równocześnie wskazania na ekranie.

Z chwilą rozpoczęcia nadawania impulsów ultradźwiękowych na ekranie aparatu pojawia się sygnał t_0 , pokazany schematycznie na rys. 5a. Impuls wychodzący z sondy-nadajnika przechodzi przez badany materiał, odbija się od jego przeciwległej ściany i zostaje odebrany przez sondę-odbiornik. W tym momencie na ekranie pojawia się drugi sygnał t_1 , zwany „echem dna” (rys. 5b). Echo to pojawia się tym dalej w prawo, im później impuls zostaje odebrany, tzn. im dłużej przebywał on w badanym materiale. Odległość pomiędzy sygnałami t_0 i t_1 jest więc proporcjonalna do grubości materiału. Jeśli fala ultradźwiękowa napotyka na swej drodze wadę, to odbija się od niej i powraca do odbiornika wcześniej niż echo dna, dając swoje echo t_2 .



Rys. 6. Schemat sondy skośnej z pleksiglasu i przebiegu fal podłużnych i poprzecznych

położone pomiędzy t_0 i t_1 (rys. 5c). Odległość echa t_2 od t_0 jest proporcjonalna do odległości wady od powierzchni, z której przeprowadzane jest badanie. Amplituda echa jest proporcjonalna do intensywności impulsów, odbieranych przez sondę. Jeśli wada ma tak duże wymiary, że cała wiązka ulega odbiciu od niej, to echo dna zanika (rys. 5d). Jeśli od wady odbija się tylko część wiązki, a reszta odbija się od dna, to wówczas na ekranie widoczne jest echo dna i echo wady obok siebie, lecz echo dna ma mniejszą amplitudę niż w miejscu, gdzie nie ma wady.



Rys. 7. Schemat badania złączy spawanych

Fale odbite od wady tylko wówczas docierają do odbiornika, gdy powierzchnia wady, od której następuje odbicie jest równoległa do powierzchni, z której przeprowadzane jest badanie. Wady położone w innym kierunku nie dają echa, lecz powodują powstanie cienia zmniejszającego amplitudę echa dna i dzięki temu mogą być wykrywane.

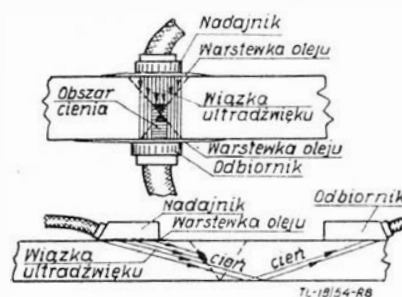
Metoda echa ma znacznie większy zakres zastosowań od metody przepuszczania. Jej duża czułość pozwala na wykrywanie małych nawet wad, położonych na znacznej głębokości w materiale. Zaletą tej metody jest też możliwość badania całego przedmiotu z jednej tylko powierzchni, więc większa niezależność od kształtu badanego przedmiotu. W metodzie tej dużym udogodnieniem jest wspomniana wyżej obecność echa dna. Jest ono sprawdzianem prawidłowego przebiegu badania, a w przypadku, gdy nie występują echa wad, obecność echa dna gwarantuje, że w badanym materiale rzeczywiście nie ma wad. Ujemną cechą metody echa jest niemożność wykrywania wad położonych blisko powierzchni. Echa tych wad zlewają się z sygnałem nadawczym. Grubość „martwej” przestrzeni, niedostępnej do badania może być różna — w zależności od jakości aparatu i powierzchni badanego przedmiotu. Przedmioty o ma-

łej grubości nie dają się również badać zwykłą metodą echa. Trzeba tu stosować sondy skośne.

Sondy skośne i zastosowanie fal poprzecznych

Znaczne rozszerzenie badanego obszaru w przedmiocie można uzyskać dzięki zastosowaniu sond skośnych. Odnosi się to szczególnie do cienkich przedmiotów, np. blach, płyt itp. Skośne wprowadzenie ultradźwięku w materiał uzyskuje się przy pomocy odpowiedniego kształtu klinów z masy plastycznej (pleksiglas), umieszczonych pomiędzy kryształkiem i powierzchnią przedmiotu (rys. 6).

Przy skośnym padaniu fali ultradźwiękowej w materiale powstaje, obok fali podłużnej, fala poprzeczna. Ponieważ fale poprzeczne rozchodzą się z prędkością mniejszą niż fale podłużne,



Rys. 8. Schemat badania złączy spawanych metodą przepuszczania

echa obu rodzajów fal rejestrowane są na ekranie osobno, dając zagałwany obraz. Aby tego uniknąć, korzysta się z samych tylko fal poprzecznych. Wiązkę fal wprowadza się pod takim kątem, aby fale podłużne uległy całkowitemu odbiciu od powierzchni metalu i zostały pochłonięte wewnątrz klina z pleksiglasu, podczas gdy fale poprzeczne przenikają w materiał badany. Zamiast klinów można wykonać całą oprawę kryształka z pleksiglasu. Sondy takie można łatwo przystosować do kształtu badanego przedmiotu.

Przy pomocy fal poprzecznych wykrywa się wady, których płaszczyzny są położone prostopadle do powierzchni badanego materiału, podczas gdy przy pomocy fal podłużnych metodą echa nie są one wykrywalne.

Ostatnio rozwinęły się metody badania falami poprzecznymi złączy spawanych. Sposób badania ilustruje rys. 7 i 8. Badanie ultradźwiękowe złączy spawanych znalazło szerokie zastosowanie, przede wszystkim w przemyśle kotłarskim oraz w produkcji rur spawanych. Wyparło ono częściowo kosztowną kontrolę rentgenowską, która ograniczona została tylko do miejsc wskazanych ultradźwiękiem, celem określenia jakości i wielkości wady. W przemyśle lotniczym badanie ultradźwiękowe złączy spawanych jest trudne ze względu na skomplikowane kształty części spawanych.

Metoda rezonansu

Metoda rezonansu stosowana była początkowo wyłącznie do badania grubości ścian przedmiotów dostępnych tylko z jednej strony. Rezonans polega na silnym zwiększeniu energii fal ultradźwiękowych przy przejściu przez materiał o grubości równej połowie długości fali ultradźwiękowej lub jej wielokrotności. Wprowadzając do badanego przedmiotu fale o zmiennej (modulowanej) częstotliwości, przy niektórych częstotliwościach zachodzi rezonans, przez co określona jest grubość materiału. Wskazanie grubości ścianki metodą ultradźwiękową jest bardzo dokładne. Można je wykorzystać również do wykrywania wad. Gdy w badanym materiale znajduje się wada, np. rozwarstwienie, to zamiast całkowitej grubości ścianki aparat wskazuje tylko grubość do wady. Poza wysoką czułością, zaletą tej metody jest możliwość badania przedmiotów o małej grubości. Uzupełnia więc ona metodę echa. Do badania metodą rezonansu nie mogą być stosowane aparaty impulsowe, konstruowane są do tego celu specjalne aparaty.

POWIERZCHNIA I Kształt badanego przedmiotu

W badaniach ultradźwiękowych, niezależnie od rodzaju stosowanej metody, należy zwrócić uwagę na rodzaj powierzchni i kształt badanego przedmiotu.

Powierzchnia przedmiotu stanowi dla ultradźwięku przeszkodę, którą musi on przebyć dwukrotnie — przy wejściu i przy wyjściu z badanego materiału. Aby ultradźwięk z nadajnika wprowadzić do wnętrza badanego materiału musi być zapewniony dobry kontakt pomiędzy sondą i powierzchnią badanego

przedmiotu. Jednakże, wskutek nierówności powierzchni, pomiędzy sondą i przedmiotem zawsze będzie choćby najcieńsza warstwa powietrza. Na powierzchni przedmiotu fale ulegają odbiciu i tylko nieznaczna ich część przechodzi do wnętrza materiału. Aby tego uniknąć pomiędzy sondą i powierzchnią badanego przedmiotu wprowadza się warstwę cieczy, np. oleju, dla której współczynnik odbicia na granicy z metalem i kwarcem jest znacznie mniejszy niż dla powietrza (patrz tabela 2). Kontakt uzyskany przy pomocy warstwy cieczy nie gwarantuje jednak całkowitego przejścia energii ultradźwiękowej przez powierzchnię przedmiotu. Pewna jej część zostaje zawsze stracona. Celem zmniejszenia tych strat powierzchnia, z której przeprowadza się badanie powinna być równa i gładka. Wszelkie nierówności powierzchni wpływają ujemnie na wykrywalność wad (Lit. 16). Najłatwiejsze do badania są przedmioty o powierzchni obrabianej mechanicznie o gładkości klasy 3 względnie 2. Powierzchnie przedmiotów lanych lub kutych wymagają najczęściej zeszlifowania.

Kształt badanego przedmiotu ma również znaczny wpływ na przebieg badania. Współczynnik odbicia ultradźwięku jest najmniejszy dla fal padających pod kątem prostym. Wraz ze zmniejszeniem się tego kąta wzrasta szybko współczynnik odbicia. Dlatego utrudnione jest wprowadzenie wiązki ultradźwięku do przedmiotu o silnie zakrzywionej powierzchni. Tylko mała część wiązki pada pod kątem zbliżonym do prostego i przenika przez taką powierzchnię. W przedmiotach o skomplikowanych kształtach trzeba przeprowadzać badania z różnych kierunków i przy tym często pozostają obszary niedostępne do badania. Konieczne jest w takich przypadkach użycie sond, dostosowanych wielkością i kształtem do kształtu badanego przedmiotu. Małe przedmioty o skomplikowanych kształtach bada się najczęściej całkowicie zanurzone w cieczy. Umieszcza się je w tym celu w wannie wypełnionej cieczą (np. olejem lub wodą), a sondy w pewnej odległości od przedmiotów — również pod powierzchnią cieczy. Dzięki temu można wprowadzić ultradźwięk przez powierzchnie silnie zakrzywione oraz w miejscach, gdzie przyłożenie sondy byłoby niemożliwe. Podczas badania w cieczy zmniejsza się znacznie wpływ jakości powierzchni badanego przedmiotu.

ZASTOSOWANIE BADAŃ ULTRADZWIĘKOWYCH W PRZEMYSŁE LOTNICZYM

W nowoczesnych konstrukcjach lotniczych materiałom na części płatowca i silnika stawiane są bardzo wysokie wymagania pod względem wytrzymałości, a co za tym idzie, i nieobecności wad ukrytych. Związane jest z tym konieczność stosowania jak najzupełniejszych metod wykrywania tych wad. Pod względem czułości metody ultradźwiękowe przewyższają znacznie inne metody nieniszczące. Nic więc dziwnego, że wiele urządzeń i metod badań ultradźwiękowych, opisywanych w literaturze technicznej ostatnich lat, było opracowane i stosowane w przemyśle lotniczym.

Kontroli ultradźwiękowej poddawane są w przemyśle lotniczym przeważnie materiały i półfabrykaty na odpowiedzialne części metalowe. Materiały te są zazwyczaj przerabiane plastycznie, kute, tłoczone, walcowane. Badanie odlewów nie zawsze jest możliwe ze względu na grubość ziarna. Najłatwiejsze do badania są wszelkiego rodzaju pręty, płyty i blachy — ze względu na proste kształty. Odkuwki w kształcie krążków lub dysków o symetrii obrotowej można łatwo i szybko badać aparatem jednokrystalkowym, metodą echa (Lit. 13). Odkuwkę umieszcza się na płycie obracanej powoli za pomocą silnika. Pośrodku odkuwki przykładają się do jej powierzchni sondę, zamocowaną w specjalnym statywie. Powierzchnia odkuwki posmarowana jest cieczą sprzęgającą. Po każdym obrocie odkuwki przesuwa się sondę wzdłuż promienia odkuwki o pewien stały odstęp w kierunku brzegu. W ten sposób w ciągu krótkiego czasu można przebadać całą odkuwkę, nie pomijając żadnego miejsca.

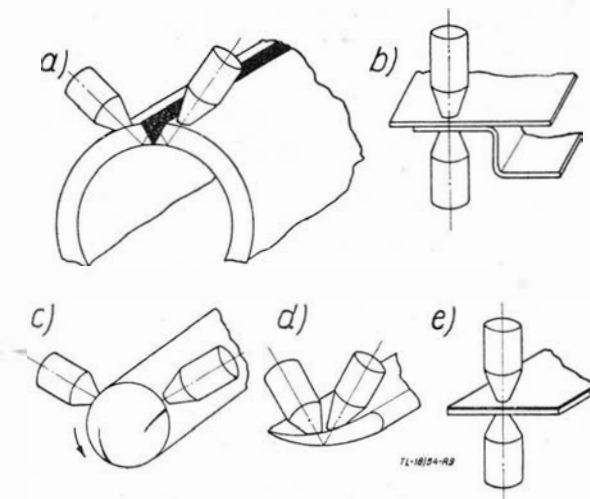
W jednym z zagranicznych zakładów lotniczych zastosowano do masowej kontroli małych odkuwek o dość skomplikowanych kształtach i niezbyt dobrej powierzchni badanie w wodzie (Lit. 13). Na dnie prostokątnej wanny, wypełnionej wodą, kładziono po kilkadziesiąt odkuwek obok siebie. Ponad odkuwkami przesuwało sondy za pomocą umieszczonego na szynach mechanizmu, pozwalającego na posuw wzdłuż i w poprzek wanny. Podczas przesuwania sond obserwowano wskazania na ekranie aparatu. Otrzymano bardzo dobre wyniki, eliminując duży procent wadliwych odkuwek przed ich obróbką.

Znane od dawna i cenne dla przemysłu lotniczego jest zastosowanie ultradźwięku do wykrywania rozwarstwień blach. Blachy przesuwane są w wannie pod wodą pomiędzy dwoma rzędami sond. Sondy odbiorcze połączone są z przełącznikiem

uruchamiającym sygnalizację i urządzenie do wybijania znaków w miejscach rozwarstwień. Badanie jest ciągłe i całkowicie automatyczne. Stosowana tu jest metoda przepuszczania. W analogiczny sposób jak blachy, bada się części bimetalowe na przyczepność warstw metali. Metoda ta, opracowana dla naszego przemysłu lotniczego, referowana była na Konferencji Techniki Ultradźwiękowej.

Interesujący dla przemysłu lotniczego jest opis badania łopatek turbiny (Lit. 14). Łopatki zamocowane w turbinie były badane metodą przepuszczania ultradźwięku. Używano nadajnika magnetostrykcyjnego i odbiornika piezokwarcowego, stosując niską stosunkowo częstotliwość 0,04 Mc/sec. Do rejestracji służył oscylograf. Sondy smarowane olejem i silnie dociskane przesuwano po powierzchni łopatek. Wykrywano rysy, pory i pęcherze.

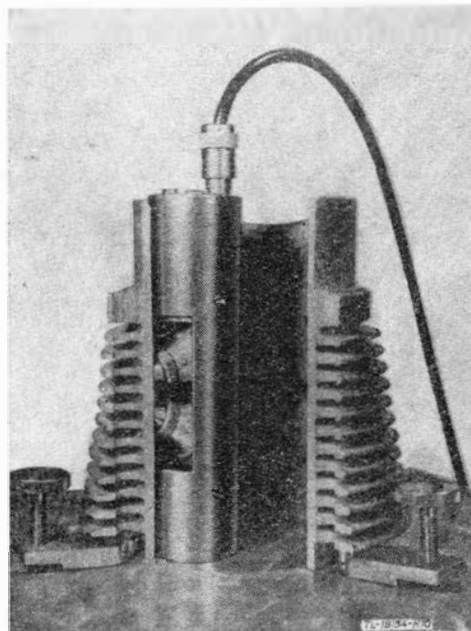
W jednym z naszych zakładów zastosowano badania ultradźwiękowe do kontroli odkuwek brzołowych odpowiedzialnej części silnika. Odkuwki w kształcie gruszki badane były w róż-



Rys. 9. Różne zastosowania zmodyfikowanej metody przepuszczania

nych kierunkach metodą echa i metodą przepuszczania. Pomimo że metodyka badania nie została jeszcze dostatecznie opracowana, dzięki zastosowaniu ultradźwięku wyeliminowano duży procent wadliwych odkuwek, których wady uwiadczały się dopiero dopiero podczas kosztownej obróbki.

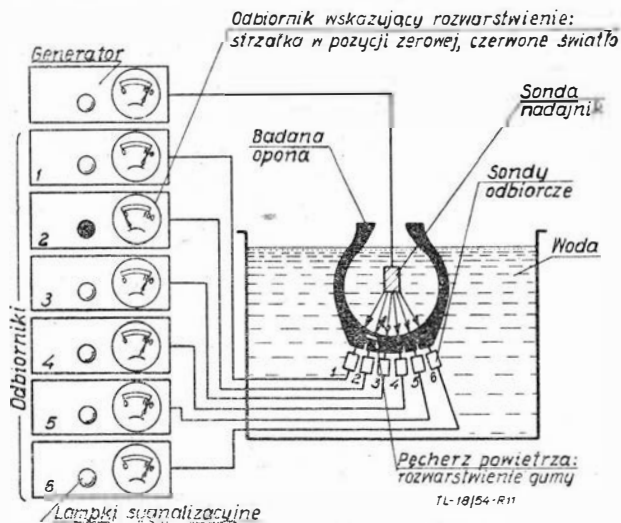
Szczególnie duże znaczenie dla przemysłu lotniczego może mieć opublikowana ostatnio odmiana metody przepuszczania (Lit. 15). Ultradźwięk wprowadza się sondą przyłożoną skoś-



Rys. 10. Badanie cylindrów. Wewnątrz cylindra znajduje się przyrząd z dwiema sondami

nie do powierzchni badanego przedmiotu i odbiera się drugą sondą, ustawioną symetrycznie do pierwszej. Droga ultradźwięku w materiale badanym ma kształt litery V. Najważniejszą

cechą powyższej metody, odróżniającą ją od dotychczas stosowanych sposobów badania, jest użycie stożkowych końcówek sond, które skupiają wiązkę ultradźwięku. Wskutek małej średnicy wiązki czułość wykrywania wad jest znacznie większa i dorównuje czułości w metodzie echa. Drugą, ważną zaletą jest możliwość przyłożenia obydwu sond z jednej strony badanego przedmiotu. W odróżnieniu od metody echa — metodą przepuszczania wykrywać można z równą czułością wady położone blisko powierzchni, jak i położone głębiej. Te wszystkie zalety zmodyfikowanej metody przepuszczania oraz zastosowanie sond z wymiennymi końcówkami, czynią ją szczególnie przydatną do



Rys. 11. Schemat badania opon lotniczych

badania przedmiotów małych, przedmiotów o cienkich ściankach i skomplikowanych kształtach, co jest ważne dla przemysłu lotniczego. Jako przykłady zastosowań metody autor wymienionej wyżej publikacji podaje między innymi: badanie złączy spawanych (a), badanie zgrzein punktowych (b), badanie prętów i innych części o kształcie cylindrycznym (c), badanie łopatek turbin (d), badanie przyczepności plateru na blachach (e); przykłady te ilustruje schematycznie rys. 9 (a—e). W tejże publikacji podany jest sposób badania cylindrów silnika (rys 10), które ze względu na ich kształt mogą być badane tylko od wewnętrznej strony. Cylinder zamocowany jest na obrotowej płycie z równoczesnym posuwem pionowym. Cała powierzchnia wewnętrzna cylindra przesuwana się przed sondami po linii śrubowej. Aparat do powyższych badań, pod nazwą „Sonometer”, posiada do rejestracji ultradźwięku przyrząd wskazówkowy oraz przełącznik do sygnalizacji dźwiękowej lub świetlnej. Trudno ocenić, czy opisane wyżej zastosowania dadzą w praktyce równie dobre rezultaty, jak podaje autor i w jakim stopniu cytowana powyżej publikacja jest reklamą aparatu

„Sonometer”. Trzeba jednak stwierdzić, że zmodyfikowana metoda przepuszczania jest cennym uzupełnieniem metody echa i rozszerza zakres zastosowania badań ultradźwiękowych. Metoda ta może być w wielu przypadkach stosowana w przemyśle lotniczym.

Ważne dla lotnictwa jest wykrywanie korozji butli tlenowych metodą ultradźwiękową. Jest ono oparte na zasadzie pomiaru grubości ścianki metodą rezonansu. W miejscach skorodowanych ścianka ma mniejszą grubość i dzięki temu łatwo takie miejsca wykryć.

Ultradźwięki stosuje się nie tylko do badania metali. Znałe jest ich zastosowanie do badania opon lotniczych (rys. 11). Opony bada się zanurzone w wodzie, metodą przepuszczania. Nadajnik kwarcowy umieszczony jest wewnątrz opony, na zewnątrz zaś — sześć odbiorników kwarcowych. Każdy odbiornik połączony jest z osobnym układem wzmacniającym, wyposażonym w przyrząd wskazówkowy i lampkę sygnalizacyjną. Aby uzyskać szeroką wiązkę ultradźwięku stosuje się niską częstotliwość 0,05 Mc/sec. Obecność wady wskazuje zapalenie się lampki sygnalizacyjnej i brak wychYLENIA wskazówki przyrządu. Wykrywane są rozwarstwienia gumy i pęcherze powietrza.

Zastosowanie metod defektoskopii ultradźwiękowej w naszym przemyśle lotniczym usprawni kontrolę produkcji i przyczyni się niewątpliwie do podniesienia jakości produkowanego sprzętu lotniczego, oraz do zmniejszenia kosztów produkcji przez wczesne eliminowanie z cyklu produkcyjnego wadliwych części.

Artykuł wpłynął dnia 9 marca 1954 r.

Literatura

1. J. Borejdo: Hutnik t. 13 (1946 r.) str. 120.
2. J. Piaskowski: Hutnik t. 15 (1948) str. 291.
3. L. Kozłowski; M. Kurek: Wykrywanie rozwarstwień blach metodą ultradźwiękową. Prace badawcze GIMO t. I (1949) str. 99.
4. J. Tabin: Kontrola ultradźwiękowa. Prace GIMet 3, (1951), str. 517.
5. J. Tabin: Postępy defektoskopii ultradźwiękowej. Hutnik 20 (1953) str. 278.
6. S. J. Sokołow: Radzieckie świadectwo autorskie nr. 23246 (1928 r.).
7. L. Bergmann: Der Ultraschall und seine Anwendung in Wissenschaft und Technik, Wyd. 5, Stuttgart 1949.
8. B. Carlin: Ultrasonics. Mc Graw-Hill, New York-London 1949.
9. B. W. Kudriawcew: Primienienije ultraakustических методов в практике физико-химических исследований, GITTL, Moskwa — Leningrad 1952.
10. S. J. Sokołow: Sowremennye problemy primienienija ultrazvuka, Uspiechi fizicheskich nauk, t. 40. wyp. 1, str. 3.
11. S. J. Sokołow: Radzieckie świadectwo autorskie nr. 48426 (1936), patent amerykański nr. 2164185 (1937).
12. S. J. Sokołow: Doklady Akademii Nauk SSSR 64 (3) 1949. str. 333.
13. Al. Barath: Application of Ultrasonic Inspection, Non-Destructive Testing, t. 11 (1953), nr 7, str. 27.
14. J. Kaiser, A. H. Luehl: Untersuchungen von eingebauten Dampfurbinschaufeln mit Ultraschall. Der Maschinenschaden 25 (1952), str. 30.
15. R. Pohlmann: Neue Moeglichkeiten der Zerstoeerungsfreien Materialpruefung in der Aluminiumverarbeitenden Industrie, Aluminium, t. 30 (1954), nr 2, str. 57.
16. E. Theis, K. Barteld: Untersuchungen an Pruefkoerpern mit bekannten Fehlern zur Kennzeichnung der Arbeitsbedingungen bei der Ueber-schallpruefung. Archiv fuer das Eisenhuettenwesen t. 25 (1954) Nr 3/4 str. 159.



GRUPOWE UKŁADY NUMERACJI

Grupowe układy numeracji rysunków polegają na tym, że układy takie opracowuje się i ustala przed rozpoczęciem wykonywania rysunków. Dla poszczególnych rysunków jednostek wyższych włącznie aż do zestawów typowych numery rysunków są z góry ustalone, w czasie zaś wykonywania rysunków powstają przy zachowaniu tej samej zasady numeracji numery kolejnych elementów i zespołów, czasem zaś w miarę potrzeby ulegają zmianie numery wyższe, jeśli w czasie projektowania zaszły poważniejsze zmiany rozwiązań konstrukcyjnych.

Spotykane w praktyce grupowe układy numeracji opierają się wszystkie na wspólnej zasadzie podziału rysunków zgodnie z podziałem samolotu na grupy konstrukcyjne, a wewnątrz danej grupy konstrukcyjnej zgodnie z przyjętymi rozwiązaniami kon-

Mgr inż. STANISŁAW LASSOTA

Numeracja rysunków samolotów

Część II

strukcji i wynikającym stąd podziałem na grupy wykonawcze i montażowe, zestawy i zespoły.

Podany w tabeli I typ I układu numeracji rysunków opracowany jest przy następujących założeniach:

Numery rysunków dzielą się na dziewięć grup, zgodnie z przyjętymi grupami konstrukcyjnymi. Ze względu na wielkość samolotu dla którego podany jest przykład, numeracja grup wykonawczych i montażowych jest dwucyfrowa. Przyjęta jest liczba numeracji typu samolotu. Przykład został przyjęty dla samolotu dużego, by pokazać sposób numeracji rysunków wyposażenia stałego i wyposażenia specjalnego, których ujęcie w układzie sprawia najwięcej trudności w praktyce. Kolejność numeracji rysunków grup konstrukcyjnych wskazuje równocześnie na przyjęty sposób fabrykacji i kolejność czynności montażowych. Skrzydło wraz z lotkami, klapami, slotami tworzy kompletną

TABELA I

Układ numeracji rysunków dla samolotu dużego
(Typ układu I)

57.000—00.00	Samolot kompletny	725—	przrządy pilotażowo-nawigacyjne
57.100—	Kadłub kompletny	730—	przrządy silnikowe
110—	część przednia	735—	wskazniki
120—	część tylna	740—	gaśnice centralne
130—	podłoga kabiny załogi	745—	instalacje przyrządów
140—	podłoga kabiny użytkowej (ładunku, pasażerów)	750—	instalacja wskaźników kłap i podwozia
150—	bagażniki	755—	instalacja hydrauliczna
160—	limuzyna (oszklenie kabiny załogi)	760—	instalacja pneumatyczna (próżniowa)
170—	drzwi	765—	instalacja przeciwpożarowa
180—	włazy	770—	okucia wyposażenia specjalnego
190—	okna	57.800—	Wyposażenie specjalne
57.200—	Podwozie	810—	wyposażenie dodatkowe — izolacja dźwiękowa
210—	koło główne	820—	okucia wnętrza kabin
220—	amortyzator	830—	wentylacja ogrzewanie
230—	golenie	840—	instalacje — pilota automatycznego
240—	mechanizmy chowania	850—	odlodzenia elektryczna
250—	instalacja hamulców osłony podwozia	860—	radiowa
260—	podwozie przednie (lub tylne)	870—	kabina pasażerów — fotele
270—	goleń przednia	880—	łóżka
280—	mechanizm chowania	890—	stoliki
290—	nia	890—	wieszaki
57.300—	Usterzenie	890—	siatki bagażowe
310—	statecznik poziomy	890—	bary, kuchenki
320—	ster wysokości	890—	wyposażenie bagażników — pasy
330—	kłapki wyważające (odciążające)	890—	uchwyty
340—	statecznik pionowy	890—	toaleta —
350—	grzbiet kadłubowy	890—	instalacja ustępu
360—	ster kierunku	890—	umywalka
370—	kłapka wyważająca pionowa	890—	wieszaki
57.400—	Sterownice	890—	wyposażenie bezpieczeństwa — apteczki
410—	wolant z mechanizmami	890—	gaśnice ręczne
420—	sterownica wysokości	890—	pasy ochronne
430—	pedały z mechanizmami	890—	spadochrony
440—	sterownica kierunku	890—	łączność i sygnalizacja — telefony
450—	sterownica lotek	890—	awiofony
460—	napędy kłap, slotów	890—	rakietnice z nabojami
470—	napędy hamulców aerodynamicznych	890—	rakiety do lądowania
480—	napędy kłapek wyważenia	890—	nia
490—	napędy żaluzji silnika i chłodnic	890—	wyposażenie zdejmowane — wyposażenie drobne kabin
57.500—	Skrzydło	890—	narzędzia
510—	skrzydło środkowe	890—	części zapasowe
520—	skrzydło zewnętrzne	890—	pokrowce
530—	kłapy środkowe	890—	przrządy nawigatora — nawigacyjne
540—	kłapy zewnętrzne	890—	mapniki
550—	lotki	890—	podstawy broni pokładowej
560—	sloty	890—	kasety bombowe
570—	hamulce aerodynamiczne	890—	instalacje wyrzutników
57.600—	Grupa silnikowa	890—	synchronizatory
610—	śmigło	890—	przrządy celownicze
620—	silnik z wyposażeniem	890—	
630—	łożo silnikowe	890—	
640—	osłony	890—	
645—	ściana przeciwożniowa	890—	
650—	gondola silnikowa	890—	
660—	napędy	890—	
670—	instalacja olejowa	890—	
680—	instalacja cieczy chłodzącej	890—	
690—	instalacja paliwowa	890—	
57.700—	Wyposażenie stałe	890—	
710—	fotele załogi	890—	
715—	tablice przyrządów	890—	
720—	skrzynki przekaźników	890—	

grupę konstrukcyjną. Rysunki foteli załogi wchodziły w skład wyposażenia stałego. Do grupy wyposażenia stałego należały również rysunki tych instalacji, które są niezbędne do działania takich zespołów jak podwozie, kłapy itp. zgodnie z przyjętym rozwiązaniem konstrukcyjnym.

Tabela I podaje trzon układu numeracji, który powinien być podstawą opracowania w praktyce szczegółowego układu numeracji. Powstaje on w miarę opracowywania rysunków poszczególnych zespołów i zespołów w danej grupie wykonawczej czy montażowej.

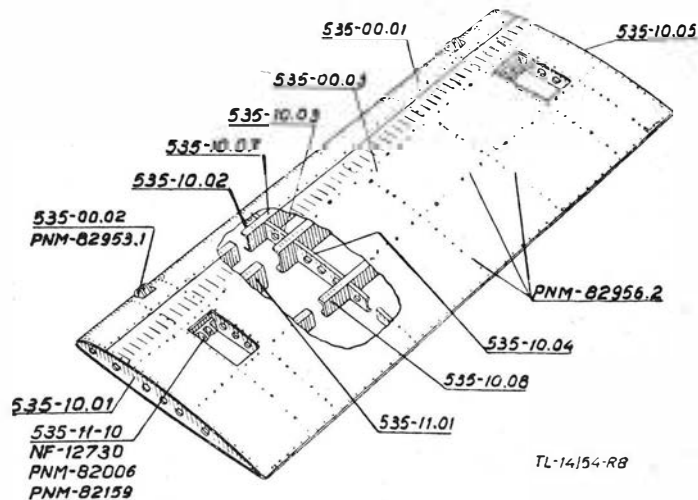
W tabeli II i na rys. 8 podany jest przykład dalszej szczegółowej numeracji zespołów, zespołów i elementów wewnątrz grupy 530 — kłap środkowych:

Tabela II.

Numeracja szczegółowa grupy wykonawczej 535—

57.535-00.00	Kłapa środkowa boczna — kompletna
535-10.00	szkielet kompletny
535-00.01	blacha pokrycia przednia

-00.02	okucia przednie
-00.03	blacha pokrycia górna
-00.04	blacha pokrycia dolna
PN/M-82953.1	nity (stalowe)
PN/M-82.956.2	nity (duralowe)
Zestaw do grupy wykonawczej 535—	
57.535-10.00	szkielet kompletny
-10.01	żebro skrajne lewe
-10.02	noski żeber środkowych
-10.03	części II żeber
-10.04	części III żeber
-10.05	tyły żeber
-10.06	żebro skrajne prawe
-10.07	korytko przednie
-10.08	dźwigarek przedni
-10.09	dźwigarek tylny
-11.00	listwa spływu
PN/M-82.956.2	dźwigarek środkowy kompletny
	nity (duralowe)
Zespół do zestawu 535-10.00	
57.535-11.00	dźwigarek środkowy kompletny
-11.01	dźwigarek
-11.10	okucie
NF/12730	śruby ϕ 6
PN/M-82006	podkładka ϕ 14/6
PN/M-82159	nakrętka koronowa
PN/M-82001	zawlecza ϕ 1
PN/M-82952	nity
Podzespół do zespołu 535-11.00	
57.535-11.10	okucie
-11.11	podstawa okucia
-11.12	tulejki



Rys. 8 — Przykład numeracji szczegółowej — grupy wykonawczej 57.535—00.00

Należy jeszcze wyjaśnić sposób numerowania elementów wchodzących bezpośrednio do jednostek wyższych, z pominięciem stopniowej zależności od zespołu. W takich przypadkach numery rysunków, opierając się na poprzednich przykładach, będą wyglądać następująco:

rysunek elementu wchodzącego bezpośrednio do zestawu — 525—90.24
rysunek elementu wchodzącego bezpośrednio do grupy wykonawczej — 525—00.02
rysunek elementu wchodzącego bezpośrednio do grupy konstrukcyjnej — 500—00.05
w przypadku zaś wykonywania rysunku elementu wchodzącego bezpośrednio do całego samolotu, w numer rysunku winien wejść też numer samolotu — 57.000—00.01.

Typ II układu numeracji rysunków, podany w tabeli III, jest też układem grupowym opartym na tych samych zasadach, a różniącym się od poprzedniego następującymi szczegółami:

Numeracja typu samolotu jest literowa. Bezpośrednio za rysunkami grupy konstrukcyjnej kadłuba o numerze głównym 00 następują rysunki grupy konstrukcyjnej skrzydła środkowego o numerze głównym 10. Wynika to najczęściej z przyjętego podziału fabrykacyjnego i kolejności montażu. W związku z tym rysunki grupy konstrukcyjnej skrzydła zewnętrznego mają następny numer główny 20. Zasadnicza różnica występuje w grupie 30. W typie I układu numeracji grupa 30 zawiera rysunki

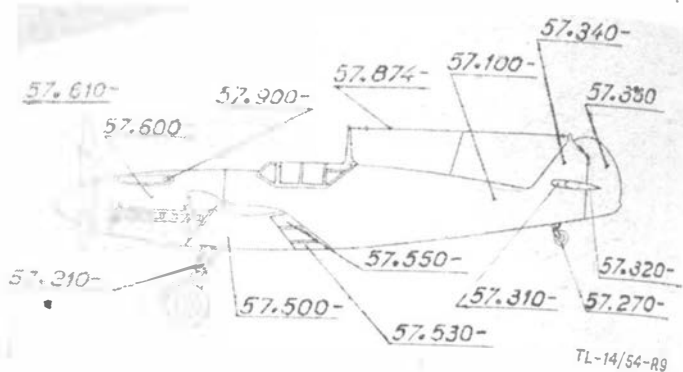
TABELA III

Układ numeracji rysunków dla samolotu średniego, szkolnego (przebiegowego), sportowego lub bojowego.
(Typ układu II)

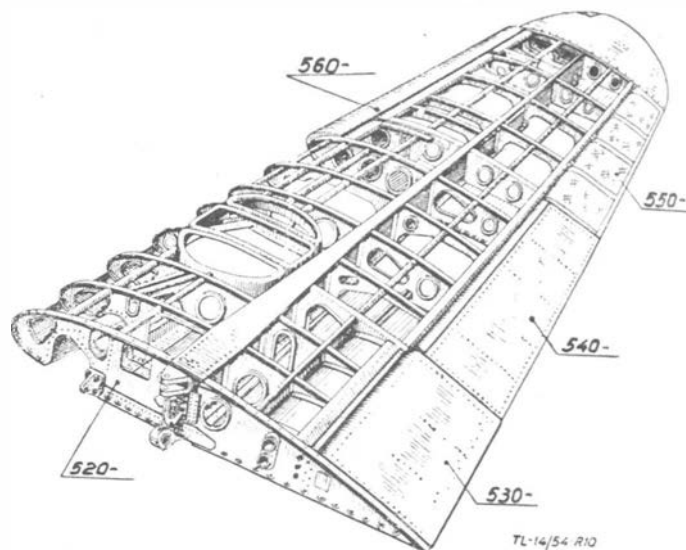
A — Samolot kompletny	02.00—	kadłub środkowy z kabinami
A. 00.00—00 Kadłub	01.00—	kadłub, część przednia
	03.00—	kadłub, część tylna
	04.00—	okucia kadłub-skrzydło

05.00—	okucia kadłub	62.00—	instalacja paliwowa
	przód — środek		i zbiorn. dodatkow-
06.00—	owiewki skrzydła	63.00—	instalacja olejowa
	usterzeń	64.00—	instalacja chłodze-
07.00—	pokrywy zdejmowa-		nia (woda, glikol)
08.00—	włazy, drzwi	65.00—	instalacja gazu o-
09.99—	fotele		bojętnego (spaliny,
			azot)
A. 10.00—00	Skrzydło środkowe	66.00—	napędy sterujące
11.00—	szkielet skrzydła		silnika
	środkowego	67.00—	szkielet osłon
12.00—	keson skrzydła	68.00—	ściana przeciwo-
13.00—	okucia skrzydła		niowa
	środkowe — kadłub	69.00—	osłony silnika
14.00—	okucia skrzydła	A. 70.00—00	Wypożenie stałe
	środkowe — skrzy-		instalacja zapłono-
	dło odejmowane		wa
15.00—	dźwigary	72.00—	instalacja metaliza-
16.00—	okucia podwozia		cji i uziemienia
	i wciągników	73.00—	instalacja elektrycz-
17.00—	gondole silnikowe		na
18.00—	klapy środkowe	74.00—	instalacja przyrzą-
			dów pokładowych
A. 20.00—00	Skrzydło odejmowa-		instalacja rurki
	ne		spiętrzeniowej (Pi-
21.00—	szkielet skrzydła o-	10—	tota)
	dejmowanego	20—	instalacja dysz
22.00—	keson skrzydła		Venturi
23.00—	okucia skrzydła o-	30—	tablice pokładowe
	dejmowane — skrzy-	40—	instalacja przyrzą-
	dło środkowe		dów nawigacyjnych
24.00—	dźwigary	50—	instalacja przyrzą-
25.00—	okucia konsole		dów silnikowych
	drobne	60—	wskazniki klap,
26.00—	nasada końca skrzy-		podwozia, kłapek
	dła	70—	skrzynki przekazi-
			ków
A. 30.00—00	Urządzenia sterowe	75.00—	instalacja hydrau-
31.00—	statecznik poziomy		liczna
32.00—	ster wysokości	76.00—	instalacja pneuma-
33.00—	statecznik pionowy		tyczna
34.00—	ster kierunku	77.00—	instalacja odlodze-
35.00—	lotki		niowa
36.00—	klapy skrzydła o-	78.00—	instalacja przeciw-
	dejmowanego		pożarowa
37.00—	sloty	A. 80.00—00	Wypożenie dodatko-
38.00—	klapki wyważające		we
	i odciażające	81.00—	bagażniki, kasety
39.00—	hamulce aerodyna-	82.00—	izolacja dźwięko-
	miczne		wo-ciepna
A. 40.00—00	Podwozie	83.00—	izolacja wentylacji
41.00—	goleń główna		i ogrzewania
42.00—	amortyzator	84.00—	łączność i sygnali-
43.00—	koło		zacja
44.00—	hamulce	85.00—	wypożenie bezpie-
45.00—	zastrzał boczny		czeństwa
46.00—	wciągnik	86.10—	wypożenie zdejm-
47.00—	osłona		owane — pokrow-
48.00—	podwozie tylne kom-		ce
	pletne	20—	narzędzia
01—	kółko	30—	części zapasowe
02—	widelec	40—	wypożenie starto-
03—	amortyzator		we
04—	wciągnik	87.00—	wypożenie spec-
05—	osłony		jalne
A. 50.00—00	Sterownice	10—	instalacja pilota au-
51.00—	sterownica ręczna		tomatycznego
52.00—	sterownica nożna	20—	instalacja radiowa
53.00—	napędy lotek	30—	instalacja radarowa
54.00—	napędy kłap	40—	instalacja aparatów
55.00—	napędy kłapek wy-		fotograficznych
	ważających	50—	wypożenie tropi-
56.00—	napędy hamulców		kalne, arktyczne
	aerodynamicznych	60—	wypożenie ratun-
			kowe (łódzie itp.)
A. 60.00—00	Grupa silnikowa	A. 90.00—00	Wypożenie bojowe
61.00—	silnik wyposażony		opancerzenie
10—	silnik z osprzętem	91.00—	podstawy broni p-
20—	śmigło		kładowej
30—	łożo silnikowe	93.00—	synchronizatory
40—	rury wydechowe	94.00—	urządzenia celowni-
60—	chwyt powietrza		cze
60—	filtry przeciwpyl-	95.00—	kasety ładunków
	owe	96.00—	instalacja wyrzutni-
70—	podgrzewacze po-		ków
	wietrza		

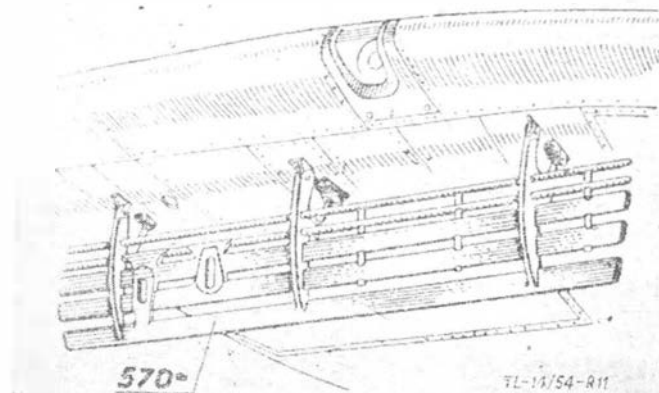
zużycie (wybijanie się) połączeń ruchomych i nieruchomych: Elementy z otworami podlegają wtedy rozwierceniu, w miejsce zaś sworzni i śrub o średnicy nominalnej należy zastosować sworznie remontowe o odpowiednio większej średnicy. Zebranie więć rysunków elementów łączących w osobną grupę ułatwia wyodrębnienie rysunków wszystkich sworzni i śrub remontowych spo-



Rys. 9 — Numeracja grup konstrukcyjnych samolotu kompletnego



Rys. 10 — Skrzydło jego numeracja



Rys. 11 — Szczegół skrzydła

śród pozostałej dokumentacji. Przykładowo układ numeracji rysunków tego typu przedstawia się następująco (w tabeli IV):

TABELA IV.

Układ numeracji rysunków typu III

57.00-00.00	Samolot kompletny
57.10-	kadłub
57.20-	podwozie
57.30-	usterzenie
57.40-	sterownice
57.50-	skrzydła
57.60-	zespół napędowy
57.70-	elementy łączące
57.80-	wypożenie stałe
57.90-	wypożenie specjalne

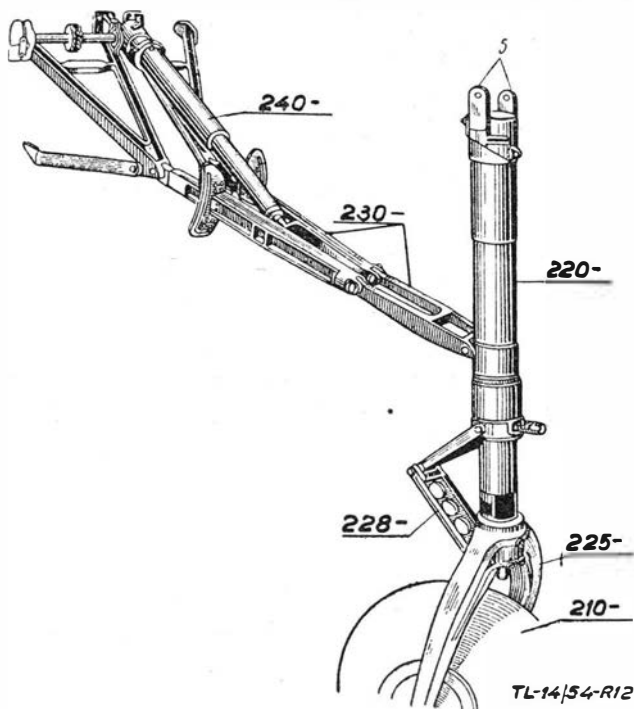
wszystkich urządzeń sterowych a więc poza usterzeniem właściwym również rysunki innych grup wykonawczych ruchomych, od których położenia zależne jest położenie lub zachowanie się całego samolotu w powietrzu.

Poza tym dla układu tego podano w kilku grupach konstrukcyjnych przykłady numeracji zestawów dla pewnych grup wykonawczych lub montażowych.

Typ III układu numeracji rysunków może być wzorowany na którymkolwiek z układów poprzednich lub kombinacji obu, zasadnicza zaś różnica polega na wprowadzeniu rysunków jeszcze jednej dodatkowej grupy montażowej (lub nawet konstrukcyjnej). Jest to grupa elementów i zespołów łączących, a więc zawierająca w sobie rysunki sworzni, śrub i tym podobnych elementów wszelkich ruchomych i nieruchomych połączeń samolotu. Powodem stworzenia takiej grupy są następujące fakty, wynikające z eksploatacji, gdzie w pierwszym rzędzie zachodzi

W skład grupy rysunków elementów łączących wchodzi też rysunki blach i owiewek w miejscu łączenia skrzydła środkowego z kadłubem, statecznika poziomego z kadłubem i skrzydła środkowego ze skrzydłem zewnętrznym.

Dla uzupełnienia przykładów numeracji grupowej przedstawiono na rysunku 9 samolot wraz z numeracją głównych grup konstrukcyjnych, zaś na następnych rysunkach 10, 11, 12 i 13

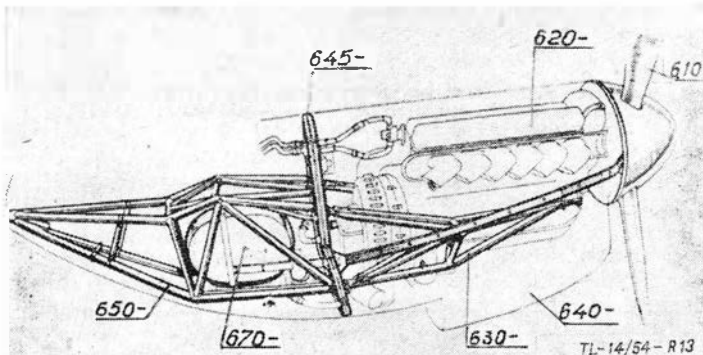


Rys. 12 — Podwozie: numeracja grup i zestawów

niektóre grupy konstrukcyjne wraz z numeracją grup wykonawczych i zestawów.

SZEREGOWA NUMERACJA RYSUNKÓW

W szeregowej numeracji rysunków nie ma żadnej grupowej zależności numerów rysunków, w razie więc potrzeby rozpatrzenia zagadnień konstrukcyjnych dowolnego zespołu czy zestawu należy z rysunku zestawieniowego odczytać numery poszczególnych elementów lub zespołów i wyszukiwać rysunki o bardzo nieraz różnych i odległych numerach. To więc co było powiedziane przy omawianiu zagadnienia numeru rysunku o szeregowej numeracji rysunków na warsztacie, nie daje się zastosować w biurze konstrukcyjnym, które ma do czynienia z dużą liczbą rysunków (przeciętna liczba rysunków wynosi 2000 do 8000 dla jednego samolotu) i częstą potrzebą grupowego ich przeglądania i opracowywania. W praktyce zaś okazuje się, że i na wydziałach produkcyjnych nie jest obojętne, czy dokumentacja rysunkowa posiada numerację szeregową, czy też grupową, numer bowiem rysunku elementu w numeracji grupowej jest równocześnie wskaźnikiem wyższych jednostek konstrukcyjnych, umożliwiając w ten sposób natychmiastowe pobranie potrzebnych



Rys. 13 — Grupa silnikowa — przykład numeracji

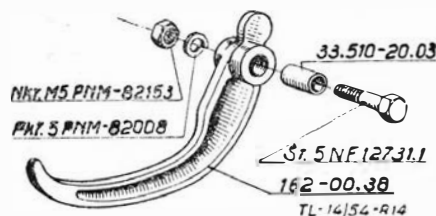
rysunków zestawieniowych, w przypadku zaś stosowania numeracji szeregowej zachodzi konieczność używania dodatkowych wykazów rysunków danej grupy lub zestawu, znalezienie więc potrzebnych rysunków zajmuje znacznie więcej czasu. W razie więc zastosowania szeregowej numeracji rysunków, dla ułatwie-

TABELA V
Tabela wzajemnej zależności rysunków przy szeregowej numeracji (dla przeciętnego samolotu szkolnego)

Krawa przednia kadłuba	1069	Kadłub powany	1055	Szykieł kadłuba	1334
Krawa tylna kadłuba	1269				
Dźwigiary skrzydłowe w kadł.	1721				
Konsole w kadłubie	1290				
Podłogi kompletne	1893				
Ściana brzościwogłowa	1861				
Drażki sterowe	1011	Sterownica ręczna	1010	Sterownica nożna	1110
Popuchacze steru wys.	1090				
Popuchacze lotki w kadł.	1138				
Drzewki nożne	1294				
Popuchacze steru kier.	1297				
Naped klap w kadłubie	3132				
Kłabki wuważ. na wusokość	2436				
Metalizacja sterownic	2460				
Fotele załogi	1341				
Mechanizm przestaw. foteli	1451				
Pasu bezpieczeństwa	1170				
Tablice przurządów	2099	Instalacja przyrządów pomiarowych	2610		
Przewody w kadłubie	2661				
Obrotomierz elektryczny	3608				
Dusze Venturi	2075				
Dźwięnie przednie	3250	Napedy silnika	3240		
Dźwięnie tylne	3260				
Iskrownik rozruchowy	2939				
Instalacja gaśnicu	3875				
Zbiornik paliwa w kadł.	3471				
Pasy zbiornika	3488				
Przewody paliwa	3510				
Kron paliwa	1559				
Naped kranu	1575				
Pomka zastrzykowa z przew.	2935				
Zbiornik oleju	1812	Instalacja olejowa	1592		
Pasy zbiornika	1944				
Przewody instalacji oleju	3477				
Tłoczki hamulców	3302	Instalacja hamulców w kadłubie	3319		
Przewody hamulców	3336				
Instalacja zapłonowa	2920				
Instalacja elektryczna	3012				
Awionon	3607				
Szykieł pokrucia	1772				
Blachy przednie kadłuba	1709				
Pokrucie błaścienne	1712				
Ostonu spodu	2100				
Omaskowanie	3010				
Limuzyny/Koburki	1515				
Łoże silnikowe	3590	Instalacja silnika	1895		
Szykieł osłon	2414				
Ostonu silnika	2601				
Ostonu śmigła	2837				
Geometria skrzydła	2080				
Dźwigar główny	1082				
Dźwigar wspornikowy	2013				
Keson przedni	2029				
Okucie główne	2039				
Okucie dźwigara wspornika	2041				
Konsole lotki	2211				
Okucia kłap	2231				
Dźwiania napedu lotki	2070				
Popuchacze lotki i kłapy	2305				
Instalacja elektryczna w skrzydle	3049				
Instalacja pilota w skrzydle	3072				
Lotka	2350				
Łącznik lotki	2237				
Kłapa skrzydłowa	2051				
Kłapa skrzydła środkowego	1175				
Kłapa podkadłubowa	1201				
Ostono łączenia skrzydeł	1272				
Statecznik poziomy	2391	Usterzenie poziome	2375		
Ster wysokości	2357				
Statecznik pionowy	2362	Usterzenie pionowe	2750		
Ster kierunku	2714				
Koło podwozia	3302				
Beben hamulcowy	3375				
Amortyzator	3720				
Okucia górne	3729				
Goleń łamana	3760				
Mechanizm wciągania	3100				
Kłaby boczne	3752				
Kółko ogonowe	3992	Podwozie ogonowe, kompl.	3894		
Włodec kółka	3915				
Amortyzator	3920				
Mechanizm wciągania	3177				
Pokrywy	3182				

nia pracy w biurze i umożliwienia wyszukiwania żądanych grup i zestawów, należy opracować obszerną tabelę ujmującą na za-

sadzie konstrukcyjnego podziału samolotu wzajemną zależność rysunków. Należy przy tym zaznaczyć, że jeśli w grupowych układach numeracji posługujemy się tabelą zawierającą wykaz grup konstrukcyjnych lub także grup wykonawczych i montażowych, to jest ona w praktyce potrzebna najwyżej w kilku pierwszych tygodniach zaznajamiania się z dokumentacją do chwili mimowolnego pamięciowego ujęcia głównego trzonu numeracji. Natomiast w przypadku używania szeregowej numeracji tabela wzajemnej zależności rysunków jest złem koniecznym, którym należy stale posługiwać się w pracy codziennej w biurze. Przykład układu wzajemnej zależności rysunków, w przypadku stosowania numeracji szeregowej, podany jest w tabeli V.



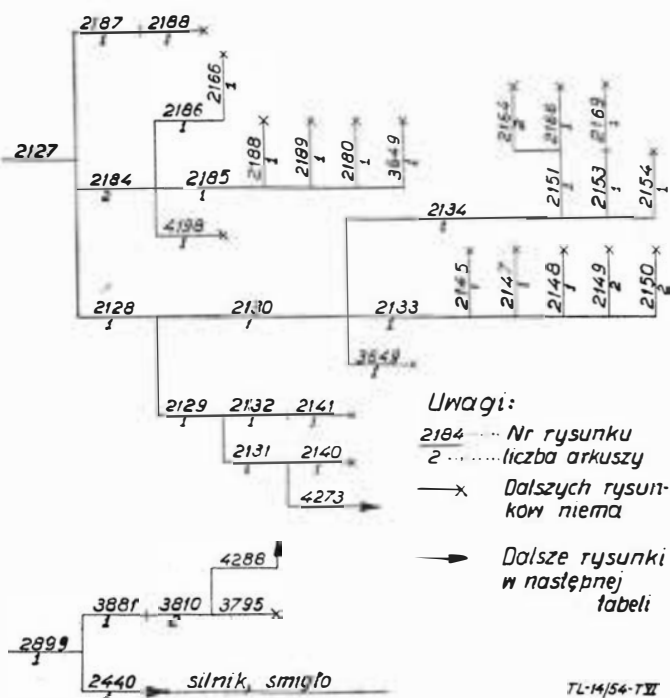
Rys. 14 — Przykład złożenia elementów numeracji głównej i obcej numeracji

Podana przykładowo tabela V nie daje przy tym możliwości znalezienia dalszych rysunków danej grupy czy zespołu, których numery należy dopiero odczytać z danego rysunku zestawieniowego. Odwrotnie, w razie wzięcia do ręki rysunku elementu nawet numer wyższej jednostki (rysunku zestawieniowego) nie daje wskazówek, do jakiego zespołu czy zestawu (do jakiej grupy wykonawczej, montażowej czy konstrukcyjnej) należy dany rysunek.

W przypadku konieczności skompletowania wszystkich rysunków danego zespołu czy zestawu, sprawdzania lub uzupełniania kompletów rysunków itp., konieczne jest używanie szczegółowych tabel wzajemnej zależności rysunków pokazanych przykładowo w tabeli VI.

TABELA VI

Przykład tabel wzajemnej zależności rysunków zespołów i zestawów



W razie posługiwania się dokumentacją o szeregowej numeracji rysunków wymagane jest równocześnie, aby rysunki i wszelka dokumentacja związana z rysunkami posiadały szczegółowe wykazy, równocześnie zaś praca i organizacja archiwów musi być niezawodna.

RYUNKI SPECJALNE

Do rysunków specjalnych można zaliczyć te, których numery podstawowe różnią się od typowo przyjętej numeracji. Rozróżnić tu można dwie grupy rysunków: do pierwszej grupy należą rysunki posiadające typowy numer podstawowy uzupełniony do-

datkowymi symbolami, do drugiej zaś rysunki o numeracji odrębnej.

Do pierwszej grupy należą następujące typy rysunków:

1. *Rysunki elementów lub zespołów symetrycznych* (lewy — prawy). W tym przypadku numer rysunku uzupełniony jest literami LP, równocześnie zaś na rysunku należy umieścić uwagę: „narysowany lewy, prawy symetryczny”. Numer rysunku pisze się w tym przypadku przykładowo: 615—00.02 LP
2. *Rysunki zbiorcze elementów*, zawierające najczęściej rysunek śruby, sworznia, listwy, rurki, przewodu itp. z wszystkimi potrzebnymi wymiarami z wyjątkiem wymiaru długości oznaczonego literą „L”. Numer rysunku łamany jest wtedy przez literę „L”, na rysunku zaś umieszczona jest tabelka zawierająca wszystkie elementy z kolumną, w której podane są faktyczne długości „L” danych elementów. Numer rysunku wygląda wtedy następująco:

615—00.02/L

lub przy tabelarycznym podawaniu dwu wymiarów

615—00.02/L—I.

Numery zaś podanych w tabelce elementów określone są trzema sposobami: albo są to dalsze numery numeracji głównej, a więc 615—00.02, 615—00.03 itd., albo jest to numer podstawowy rysunku zbiorczego uzupełniony na następnym miejscu numeracją kolejną — 615—00.02—1, 615—00.02—2 itd., albo też numer podstawowy rysunku zbiorczego powtarza się łamany kolejno przez długość „L” danego elementu a więc 615—00.02/215, 615—00.02/70 itd.

3. *Rysunki surowek*, czyli rysunki odlewów, odkuwek itp. elementów następnie obrabianych. Wtedy rysunek przedmiotu gotowego po obróbce ma numer podstawowy numeracji głównej, numer zaś surowki ma identyczny numer łamany przez literę S. Przykładowo, numer elementu obrabianego będzie: 230—05.14

numer zaś odlewu surowego:

230—05.14/S.

Do drugiej grupy rysunków specjalnych należą następujące rysunki:

1. *Rysunki elementów lub zespołów znormalizowanych* przyjętych z obowiązujących norm państwowych lub norm fabrycznych, branżowych itp. Numer rysunku jest wtedy identyczny z numerem danej normy. Przykładowo przedstawia się to następująco:

Sw. M5 × 50 PN/M-82105 (skrót — sworzeń)

PKI 20/8 × 2 NF 92515.2 (skrót — podkładka)

Rysunki takie rzadko spotyka się w dokumentacji sprzętowej, w której elementy normalne podane są raczej tylko w specyfikacjach.

2. *Rysunki elementów lub zespołów* przyjętych do danego samolotu z rysunków samolotu innego. Wtedy numer rysunku winien być podany w pełnym brzmieniu wraz z numerem typu samolotu, z którego dokumentacji pochodzi. Numer więc obcego rysunku wziętego z samolotu Nr 33 w dokumentacji samolotu 57C3 należy pisać przykładowo następująco:

33.720—10.00

3. *Rysunki wyposażenia, sprzętu gotowego, agregatów* itp. Są to najczęściej rysunki gabarytowe silnika, przyrządów pokładowych, sprzętu aparatury elektrycznej, radiowej itd. Ponieważ są to najczęściej odbitki rysunków przysłane z zakładów obcych, zachowują w dokumentacji samolotu swoją numerację oryginalną.

Jak w praktyce wygląda stosowanie numeracji specjalnej, pokazuje to przykładowo rysunek 14. Występująca na nim dzwignia posiada numerację podstawową, pozostałe zaś elementy są albo pochodzenia obcego (wcześniej projektowany typ samolotu), albo z norm państwowych i fabrycznych.

SPECYFIKACJE

Jeśli dokumentacja rysunkowa samolotu opracowana jest w ten sposób, że specyfikacje sprzętowo-materiałowe nie są pisane w tabelce na rysunku, lecz na osobnych arkuszach (najczęściej formatu A4), to są one wtedy nieodłączną częścią rysunków i jako takie muszą posiadać numerację ściśle związaną z numeracją rysunków. Najniższymi jednostkami na jakie wykonuje się specyfikacje są zespoły, następnie zaś zestawy itd. Numer więc danej specyfikacji jest identyczny z numerem rysunku danego zespołu, zestawu itd. Ponieważ jednak jednostki składowe wyższe posiadają nieraz znaczne liczby składowych elementów, arkusze specyfikacyjne pisane są najczęściej na kilku lub kilkunastu stronach. W pełnym więc numerze specyfikacji wystąpi numer podstawowy rysunku i strona specyfikacji. Ponieważ poza tym na arkuszach specyfikacyjnych przeprowadza się zmiany konstrukcyjne (zmiana wymiarów itp.) lub materiałowe podobnie

jak na rysunkach, należy obok poprzednio podanego numeru podać numer karty zmiany lub literę wydania. Pełny więc numer arkuszy specyfikacji będzie wyglądać w przykładzie następująco:

Sp. 230—05.00 str. 4 k. zm. 621

lub

Sp. 230—05.00 str. 4 wyd. B

przy czym litery Sp. wydrukowane są łącznie w czasie wykonywania druku arkusza, pozostały zaś numer wpisuje się w czasie opracowywania dokumentacji. Numer ten uzupełniony jest ponad nim (lub obok) numerem typu samolotu i podaną w osobnej kratce liczbą wszystkich stron danej specyfikacji.

RYUNKI DODATKOWE

Zanim przystąpi się do opracowania pierwszego rysunku konstrukcyjno-wykonawczego, powstaje w międzyczasie nieraz znaczna liczba rysunków (szkiców, wykresów) potrzebnych w okresie projektowania, obliczania, badań tunelowych, oględzin komisyjnych na makietach, a następnie w czasie wykonywania prób wytrzymałościowych i innych oraz opracowywania dokumentacji handlowej. Dla wszystkich tych rysunków, wykresów, szkiców, fotografii itp. należy przygotować właściwie opracowany układ numeracji i podział grupowy według zagadnień i potrzeb. Cechą wspólną całej tej dokumentacji winien być numer typu samolotu. Sam układ numeracji oparty na pewnych zasadach podziału winien spełniać główne zadanie — umożliwienie właściwego znumerowania i w razie potrzeby szybkiego odnalezienia żądanych rysunków pomocniczych, szkiców, wykresów i tym podobnej dokumentacji. W tabeli VII dano przykład układu numeracji rysunków dodatkowych, przy czym podział rysunków na grupy przeprowadzono według zagadnień występujących w przybliżeniu kolejno w czasie opracowywania dokumentacji.

TABELA VII.

Układ numeracji rysunków dodatkowych		
Projekty, geometria, główne wymiary	57-1001	1999
Makiety (kabin, wyposażenia itp.)	57-2001	2999
Aerodynamiczne	57-3001	3999
Konstrukcyjne rozwiązania	57-4001	4999
Statyka, wykresy do obliczeń	57-5001	5999
Próby statyczne	57-6001	6999

Próby w locie	57-7001	7999
Perspektywa, aksonometria (przekroje, widoki)	57-8001	8999
Modele, fotografie	57-9001	9999
Systemy, napisy, objaśnienia	57-10001	10999
Schematy połączeń, instalacji, napędów.	57-11001	11999
Katalogi, rysunki ofertowe i handlowe.	57-12001	12999
Plany załadowań, opakowania	57-13001	13999

Jak widać z powyższego, numer dodatkowego rysunku, szkicu albo wykresu składa się z numeru typu samolotu i czterocyfrowego lub pięciocyfrowego numeru kolejnego grupy rysunków dla pewnych odrębnych zagadnień. W razie potrzeby można numerację danej grupy podzielić na podgrupy zaczynające się kolejno od numerów —1101, —1201, —1301 ... itd.

WNIOSKI

Omówione poprzednio grupowe układy numeracji rysunków nie są jedynymi, jakie spotkać można w praktyce, najwygodniejsze są jednak dla ujęcia w całość dużej liczby rysunków. Wszelkie inne układy grupowe oparte na takiej czy innej zasadzie podziału różnią się między sobą przeważnie kolejnością i wzajemną zależnością grup rysunków, przy czym podstawą opracowania danego układu powinno być najwłaściwsze przygotowanie numeracji dla przewidzianego typu samolotu w przewidzianych warunkach pracy biura konstrukcyjnego i przewidzianym sposobie produkcji. Nie jest więc wskazane stosowanie nadmiernie rozbudowanego układu numeracji dla samolotu stosunkowo małego, jak i odwrotnie układ numeracji za szczupły użyty w przypadku samolotu dużego nie spełni swego zadania, zmuszając w pewnych przypadkach do numeracji dodatkowej, czym przekreśla się niejednokrotnie korzyści wynikające z grupowej numeracji.

Natomiast zdecydowanie należy unikać numeracji szerego-wej, ponieważ nie daje żadnej korzyści w operowaniu dokumentacją, a wręcz przeciwnie jest bardzo trudna i powoduje znaczną stratę czasu w pracy codziennej oraz częste omyłki i błędy.

W końcu należy podkreślić dodatnie strony zunifikowanej numeracji grupowej, co wynika z ogólnych kierunków normalizacji nie tylko sprzętu produkowanego lecz i dokumentacji, która jest nieodzowna przy produkcji tego sprzętu.

Artykuł wpłynął dnia 2 lutego 1954 r.

R. A. STASIEWICZ, Mistrz Sportu Spadochronowego ZSRR

Zagadnienie bezpieczeństwa załogi w razie uszkodzenia samolotu

Artykuł jest tłumaczeniem pracy zamieszczonej w czasopiśmie „Technika Wozdusznowo Flota” nr. 5 z roku 1947 — tytuł oryginalny: „К вопросу безопасности экипажа при аварийном вылете самолета.” Autor analizuje szczegółowo czynności wykonywane przy wydostawaniu się z kabiny samolotu, następnie rozpatruje typy kabin, osłon i włazów oraz ich szczegóły mające decydujący wpływ na łatwość wykonania skoków. Kolejno omawia: typy spadochronów i ich własności oraz wpływ na czynności przy wyskakiwaniu z kabiny; drogę względną skoczka bezpośrednio po opuszczeniu kabiny; możliwości uderzenia o usterzenie i minimalną wysokość wykonania skoku.

Tłumaczył mgr inż. S. Lassota.

1. Opuszczenie kabiny

Poczynając od prędkości 150 km/godz opór powietrza jest już na tyle duży, że pilot musi skakać bezpośrednio z kabiny za burtę, ponieważ w przypadku próby wyjścia na skrzydło zostaje z niego porwany. Opuszczenie zaś kabiny przy prędkości lotu powyżej 200 km/godz wymaga już znacznego doświadczenia. Przy prędkości lotu powyżej 350 km/godz skok przez burtę jest utrudniony, na wykonanie go zużywa się dużo cennego czasu, będącego do dyspozycji załogi dla ratowania się, a prócz tego zachodzi przy tym niebezpieczeństwo uderzenia o usterzenie.

Rozpatrzmy krótko technikę opuszczania kabiny.

Zależnie od okoliczności można wyskoczyć z kabiny w prawo lub w lewo. Najczęściej przy skoku z jednosilnikowego samolotu z pracującym silnikiem należy skakać w stronę obrotu śmigła, ponieważ przy tym tor ciała będzie bardziej zakrzywiony i możliwość uderzenia o usterzenie mniejsza; w korkociągu łatwiej wyskoczyć w tę stronę, w którą wychylona jest kulka zakrętomierza.

Oderwać się od kabiny należy nagłym skokiem, głową naprzód, skierowując ciało bokiem do dołu w stosunku do kie-

runku lotu. Przed skokiem należy ustawić się w położeniu „bokiem do lotu”: jedna noga (zgięta) na siedzeniu, druga zaś oparta o przeciwną burtę. Rękoma należy trzymać się za burtę, by utrzymać ciało w początkowym położeniu i odpychać się od samolotu. Tułów i głowa winny być zgięte i wpisane w obrys przedniego wiatrochronu dla uniknięcia straty siły na pokonanie oporu. W chwili oderwania się od samolotu nie wolno w żadnym przypadku trzymać za uchwyt linki wyzwalającej spadochron, ponieważ utrudnia to oderwanie się i oprócz tego może spowodować przypadkowe otwarcie spadochronu. Uchwyt łatwo jest znaleźć w powietrzu, a pewność co do tego i zasadnicze przyzwyczajenia lądowania łatwo wyrabiają się po pewnej ilości skoków ćwiczebnych.

Przy prędkości lotu powyżej 200 km/godz i głębokim umieszczeniu pilota w kabinie, przypadkowo otwarty spadochron rozdziera się lub wyrwywa pilota z kabiny, powodując ciężkie uszkodzenia ciała. Jeśli otwarcie spadochronu nastąpiło w momencie oderwania się pilota od samolotu, czasa spadochronu przechodzi zazwyczaj nad usterzeniem, a ciało pod usterzeniem, co powoduje rozerwanie linek spadochronu.

Najtrudniejszy moment w skoku przymusowym — to oderwanie się od samolotu. Oderwanie się od samolotu przez prze-

walenie się przez burzę, a nie skokiem, wymaga użycia dużej siły i czasu; w tym przypadku uderzenie o usterzenie jest bardziej prawdopodobne, ponieważ przy oderwaniu ciała położone jest prawie pionowo.

Przy prędkości lotu około 500 km/godz pozostaje pilotowi jeden tylko sposób ratowania się — skok metodą samowyrzucenia, który wykonuje się nagłym „oddaniem” drążka sterowego od siebie. Samolot zmienia przy tym nagle tor lotu, a pilot wyrzucony zostaje z kabiny, zachowując na skutek bezwładności ruch prostoliniowy.

Opuszczenie samolotu przy prędkości 500 km/godz przez włazy dolne o wymiarach 600 × 850 mm nie przedstawia trudności. Skok należy wykonać głową w dół przy możliwie największym skurczeniu się (podciągnięcie do siebie nóg i rąk oraz schowanie głowy w ramiona) dla uniknięcia uderzenia o brzeg włazu i zaczepienia otwierającego się spadochronu. Skurczenie się zmniejsza również uderzenie przy otwarciu spadochronu. Jeśli nie można skakać głową w dół, można skakać w dół nogami, jest jednak przy tym znacznie większa możliwość uderzenia i zaczepienia o brzeg włazu. Dlatego też skakać nogami w dół należy z określonego położenia początkowego — twarzą w stronę przeciwną do kierunku lotu, trzymając się rękoma za brzeg włazu i chroniąc głowę od uderzenia.

Badania w tunelu aerodynamicznym wykazały, że siły aerodynamiczne, istniejące przy prędkości do 850 km/godz (przy ziemi) i działające krótki czas — 1–3 sek, nie powodują poważnych zranień głowy i twarzy, a więc w tych warunkach nie zachodzi konieczność specjalnego chronienia ich.

Przy wyrzucaniu ciała na dowolnej prędkości czas działania strumienia powietrza nie przekracza 2 sek, ponieważ ciało zostaje szybko zahamowane strumieniem powietrza, zaś prędkość jego ruchu szybko się zmniejsza. Dlatego też strumień powietrza nie powoduje obrażeń załogi, a tylko utrudnia opuszczenie samolotu.

Przy prędkościach do 600 km/godz wielokrotność obciążenia przy hamowaniu powietrzem nie przekracza liczby 10 g. Przy obrocie ciałem, który zazwyczaj powstaje podczas skoku, zmienia się kierunek działania obciążenia, stąd długotrwałe działanie tegoż w niekorzystnym kierunku (nogi—głowa) jest niespotykane, hamowanie więc przy tych prędkościach jest oczywiście bezpieczne.

2. Uwagi dotyczące kabin i ich osłon oraz włazów

Ponieważ doświadczenia dotyczące skoków przymusowych nie były wystarczająco analizowane, nie stawiano specjalnych wymagań co do osłon kabin i włazów. Ich minimalne wymiary były określane na podstawie wygody wchodzenia i wychodzenia załogi na ziemi.

Przy istniejącej ciasnocie w kabinie szybkie opuszczenie samolotu jest bardzo utrudnione, dlatego też winien być zapewniony wygodny dostęp do osłon i włazów. Właz przeznaczony do użycia w razie wypadku winien mieć minimalną szerokość 600 mm i długość 850 mm. Pokrywa włazu winna być odrzucana, ponieważ właz otwierany utrudnia opuszczenie samolotu (za części pokryw można się zaczepić).

Opuszczenie samolotu przy prędkościach rzędu 700 km/godz można zapewnić przez zwiększenie długości włazu dolnego.

Zastosowanie klapy położonej przed włazem i odchylającej się 40°...50° przy otwarciu włazu umożliwi prawdopodobnie używanie włazu dolnego na jeszcze większych prędkościach. Graniczna pod tym względem prędkość będzie określona fizjologicznymi możliwościami załogi na skutek silnego hamowania przez powietrze.

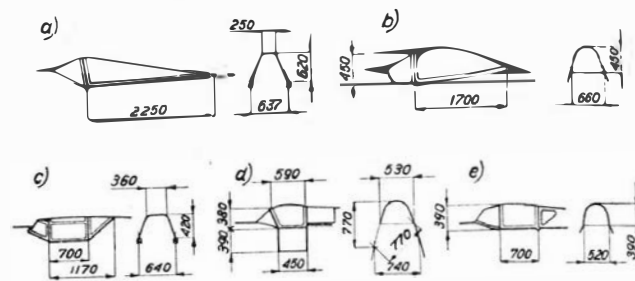
Włazy górne winny mieć wygodne dojście w postaci poręczy, podnóżków lub składanych stopni. Należy je umieszczać poza płaszczyznę obrotu śmigiel. Na wysokości włazu lub za nim nie powinna się znajdować antena. Położenie włazów górnych powinno być takie, aby kąt między osią samolotu i prostą łączącą właz z brzegiem usterzenia nie był większy od 70° dla uniknięcia uderzenia o usterzenie. Wskazane jest włazy górne nieco przesunąć w bok od osi symetrii samolotu.

Najtrudniejsze są skoki przymusowe z samolotów myśliwskich. Na rys. 1 podane są charakterystyczne układy osłon kabin samolotów myśliwskich. Zalety osłon a i b są oczywiste; ostatnie typy samolotów z silnikami tłokowymi i odrzutowe samoloty myśliwskie mają osłony tego typu. Nieodzownym warunkiem jest odrzucanie osłony łącznie z tylną częścią (osłona c na rys. 1) lub konstrukcja całkowicie odrzucanej osłony (osłona a i b na rys. 1), ponieważ przy tym usuwa się możliwość przycięcia i zaczepienia ciała i spadochronu oraz ułatwia się wyrzucenie ciała przy samoczynnym wyrzucaniu.

Szerokość, długość i wysokość¹⁾ osłony nie w jednakowym stopniu oddziałuje na wygodę wykonania skoku.

Najważniejsza jest wysokość osłony. Jako minimum winna ona być równa 400 mm. Przy tej wysokości osłony pilot może zająć wygodne położenie wyjściowe przed skokiem poza strumieniem powietrza i opuścić samolot przy mniejszym zużyciu sił i czasu, co zapewnia prawidłowe oddzielenie się od samolotu i zmniejsza możliwość uderzenia o usterzenie.

Opór takiej osłony (a na rys. 1) nie będzie większy od oporu osłony typu zwykłego, jeśli wetnie się ją w boczne ściany kadłuba, pozostawiając z wierzchu przestrzeń wyznaczoną tylko warunkami widoczności. Wysoka osłona ma jeszcze i drugą wyraźną zaletę: polepsza się widoczność i obniża brzeg kabiny względem usterzenia.



Rys. 1. Schematy typowych osłon

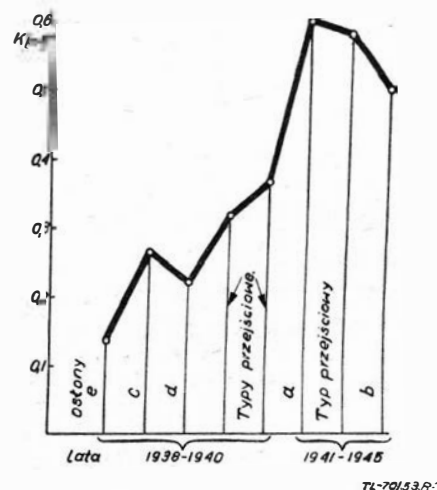
Położenie usterzenia względem burty kabiny jest bardzo ważne. Ażby prawdopodobieństwo uderzenia o usterzenie było małe, należy zapewnić, aby w linii lotu usterzenie było ponad burtą kabiny.

Następny co do ważności wymiar osłony — to długość otwartej części. Wymagana jej wielkość wynosi minimum 700 mm. W osłonie starego typu (z ruchomą częścią środkową) stosowanie długości środkowej części rzędu 700 mm nie jest wygodne ze względów konstrukcyjnych, ponieważ dla użytkowania na ziemi całkowicie wystarcza długość 550...600 mm. Dlatego też bardziej celowe jest stosowanie długości skoku osłony określonej tylko wygodą użytkowania na ziemi, a w razie konieczności — zrzucić całą osłonę. Wtedy zapewniona jest wystarczająca wielkość wyjścia w razie wypadku i ułatwione jest opuszczenie kabiny.

Te rozważania łącznie z polepszeniem aerodynamiki całej osłony (brak szczelin i stopni) i uproszczeniem masowej produkcji wpłynęły na zasady nowoczesnego rozwiązania pomieszczeń załogi.

Rozstaw burt stosuje się zazwyczaj nie mniejszy niż 500 mm, doświadczenia jednak wskazują, że winien on być nie mniejszy od 600 mm.

W razie zadośćuczynienia pierwszemu wymaganiu (wystarczająca wysokość osłony) rozszerza się równocześnie wejście do kabiny. Ponieważ łatwość opuszczenia kabiny zależy od wy-



Rys. 2. Porównanie osłon pokazanych na rys. 1 przy pomocy parametru R

sokości osłony oraz jej szerokości i długości, celowe jest ocenianie osłony przy pomocy iloczynu tych wielkości — parametrem K. Parametr ten, chociaż nie daje wyczerpującej charakterystyki, umożliwia łatwe porównanie osłon jednakowego

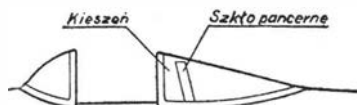
1) Wysokość osłony — odległość od wierzchu osłony do burty kabiny szerokości osłony — odległość między burtami wewnątrz kabiny, długość osłony — odległość od krawędzi osłony do końca zrzucanej części osłony.

typu i w przybliżeniu ocenienie ich z punktu widzenia wygody opuszczenia kabiny.

Na rys. 2 podany jest wykres wielkości tego parametru dla samolotów myśliwskich z silnikami tłokowymi. Jak widzimy, daje się zauważyć oczywista dążność zwiększenia osłony, najostreż ujawniająca się w czasie wojny. Dolną nieprzekraczalną wielkością tego parametru już przy prędkości lotu 300... 350 km/godz jest 0,1 m³, ponieważ przy tej jego wielkości nie możliwe jest opuszczenie kabiny. Najlepszą wielkością tego parametru jest, jak widać, 0,4... 0,5 m³. Stosowanie większych wartości nie poprawia w sposób wydatny wygody opuszczania kabiny.

Przy osłonach z ruchomą środkową częścią (d, e na rys. 1) należy unikać kieszeni w tylnej części, powstającej na skutek pancerza ustawionego za przednią krawędzią (rys. 3), ponieważ ułatwia ona zatrzymanie się ciała lub spadochronu w kabine.

Pasy załogi winny mieć zamek prostej budowy, łatwo i pewnie otwierający się, który można by otworzyć bez patrzenia na



Rys. 3. Niebezpieczna kieszeń

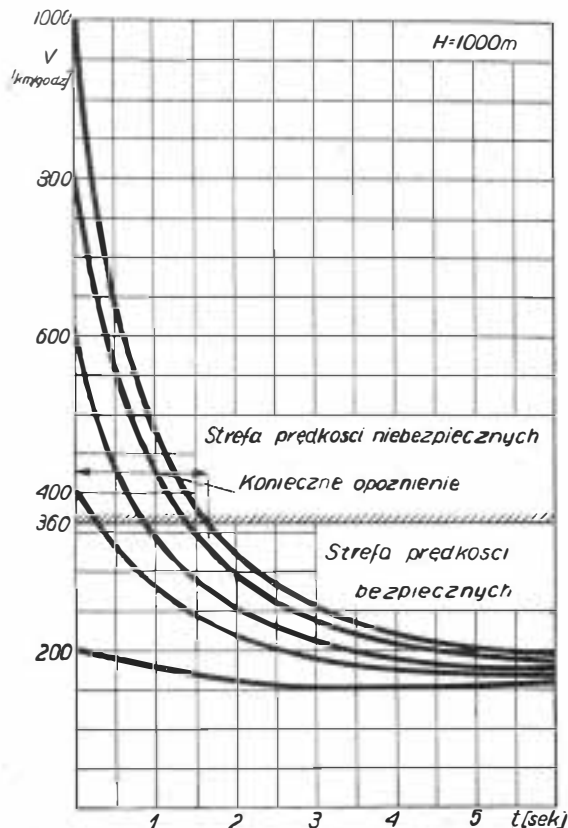
TL-70/53-R3

niego, lekkim ruchem. Lepiej jest jeszcze połączyć odrzucanie osłon w razie wypadku z rozpięciem pasów. Urządzenie takie, łatwe technicznie do wykonania, może zaoszczędzić załodze kilka sekund i w razie wypadku na małej wysokości uratować życie.

Na samolotach z wyrzucanymi fotelami wymiary osłony określone są tylko obrysem fotela z pilotem. W tym przypadku szerokość i długość otwartej części winny być w przybliżeniu takie, jak wskazano poprzednio, wysokość zaś osłony nie jest już tak ważna.

3. Uwagi dotyczące spadochronu

Jak wykazały doświadczenia wykonywania skoków, natychmiastowe otwarcie spadochronu po opuszczeniu samolotu przy prędkości 450—500 km/godz jest możliwe, nieraz jednak wyni-



TL-70/53-R4

Rys. 4. Wykres zmiany prędkości ciała

kają przy tym zranienia i utrata przytomności, co może być przeszkodą w prawidłowym lądowaniu. Prócz tego spadochron otwiera się przy takich prędkościach niezupełnie normalnie:

czasem wypełnia się wcześniej, zanim linki wyciągną się całkowicie, co powoduje znaczne zwiększenie uderzenia i oberwanie części linek; możliwe jest też zaczepienie linek o ciało skoczka, przerzuty linek przez czaszę i naderwanie się czaszy, zwiększające prędkość spadania.

Za wczesne otwarcie spadochronu lub otwarcie tegoż w kabine były przyczyną licznych wypadków śmierci załogi. Czas 1...2 sek swobodnego spadania z wysokości rzędu 3000 m jest wystarczający, by osiągnąć zupełnie bezpieczną prędkość dla otwarcia spadochronu, równą około 360 km/godz (rys. 4), ponieważ w czasie tym zachodzi silne hamowanie ciała.

Przy skokach z dużej wysokości należy zwiększać „opóźnienie” otwarcia spadochronu dla zmniejszenia początkowej prę-



TL-70/53-R5

Rys. 5. Spadochron plecowy

kości. Swobodne spadanie jest zupełnie bezpieczne. Długotrwałe jednak swobodne spadanie może spowodować niedopuszczalnie szybkie obracanie się w płaszczyźnie poziomej — korkociąg, powodujący silne zawroty głowy i utratę orientacji. Wyjście z korkociągu, jak i w ogóle kierowanie ciałem w czasie spadania wymaga ćwiczenia. W braku tegoż wyjście z korkociągu uzyskuje się przez otwarcie spadochronu, które w tym przypadku odbywa się nieco dłużej aniżeli normalnie na skutek skręcania się linek.

Siła uderzenia przy otwarciu spadochronu jest w przybliżeniu proporcjonalna do kwadratu rzeczywistej prędkości ciała, dlatego też przy granicznej prędkości spadania siła uderzenia jest w przybliżeniu odwrotnie proporcjonalna do gęstości powietrza. Stąd też uderzenie przy otwarciu spadochronu na wysokości jest znacznie większe od uderzenia przy ziemi; nie osiąga ono jednak wielkości niebezpiecznej. Na przykład przy skoku z wysokości 10 000 m prędkość ustalona następuje po ok. 20 sek spadania, to znaczy na wysokości około 8500 m. Siła uderzenia przy otwarciu spadochronu na tej wysokości będzie w przy-

bliżeniu 2,5 razy $\left[\frac{1}{\sigma} = \frac{1}{0,404} \right]$ większa od siły uderzenia przy ustalonej prędkości przy ziemi. Ponieważ ustalona prędkość spadania przy ziemi równa się średnio ok. 180 km/godz, to otwarcie spadochronu na wysokości 8500 m jest równoznaczne otwarciu przy ziemi na prędkości $180 \cdot \sqrt{\frac{1}{\sigma}} = 180 \cdot \sqrt{2,5} = 285 \text{ km/godz}$.

Ażeby zmniejszyć siłę uderzenia przy skokach z dużych wysokości, należy stosować opóźnienie otwarcia nie mniejsze od 3 sek i nie większe jak 10 sek (nie dochodzić do prędkości granicznej).

Przy skokach z samolotów przy takiej samej prędkości, lecz z różnych wysokości, uderzenie przy otwarciu spadochronu (przy jednakowym opóźnieniu) będzie większe przy skoku z większej wysokości na skutek mniejszego hamowania ciała do chwili otwarcia spadochronu.

Zwiększanie wytrzymałości spadochronu jest niecelowe, ponieważ wielkość dopuszczalnej prędkości przy otwarciu spadochronu jest ograniczona fizjologicznymi właściwościami skoczka, a wykonanie spadochronu otwierającego się przy 700... 800 km/godz z dopuszczalnym obciążeniem jest nierealne, ponieważ hamowanie ciała nawet z nieotwartym spadochronem jest na tyle silne, że zbliża się do granicy fizjologicznych możliwości skoczka. Przy tym spadochron taki będzie bardziej złożonej budowy i cięższy (jako przykład może służyć niemiecki spadochron wstążkowy).

Wydaje się, że wytrzymałościowa charakterystyka radzieckich spadochronów ratowniczych jest zbliżona do optymalnej

Wskazane jest tylko usprawnienie wyjścia czaszy i zmniejszenie prędkości jej wypełniania się. Te całkowicie realne uzupełnienia pozwolą zmniejszyć obciążenia: przy otwarciu i stworzą spadochron bardzo wygodny i pewny dla skoków przy prędkościach do 800...900 km/godz i z dużych wysokości przy opóźnieniu otwarcia od 2 do 3 sek.

Wskazane jest również podanie niektórych uwag o konstrukcji spadochronu.

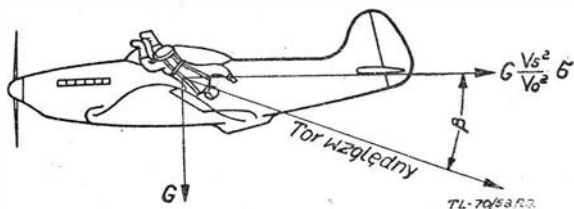
Umieszczenie spadochronu w pokrowcu zastępującym poduszkę fotela jest niewygodne z szeregu powodów: pokrowiec spadochronu bardzo kępuje pilota na ziemi przy wchodzeniu i wychodzeniu z kabiny; przy opuszczaniu samolotu w razie wypadku pokrowiec spadochronu przeszkadza pilotowi i stwarza możliwość ugrzęźnięcia. Znane są wypadki zawiśnięcia pilota w kabinie na spadochronie, rozerwanie i otwarcie pokrowca w nieodpowiedniej chwili; szelki nośne uprząży są bardzo długie, obejmują ramiona i schodzą wzdłuż całych pleców pod siedzenie. Zesuwają się one bardzo często z ramion i powodują zaczepienie się pilota; a wyciągając się z pokrowca wymagają specjalnego powtórnego złożenia spadochronu; wąż linki wyzwalającej ma znaczną długość, zagina się i łamie; pokrowiec o grubości (wraz ze spadochronem) 130...160 mm zajmuje przestrzeń w dole kabiny często bardzo potrzebną (specjalnie na samolotach odrzutowych).

Spadochron typu plecowego (rys. 5) nie posiada wskazanych braków. Prócz tego zastępuje on poduszkę plecową i służy jako dodatkowy pancerz (przy przekładaniu spadochronów często znajdowano ugrzęźnięte w czaszy pociski i odłamki).

Dzięki zaletom rozmieszczenia zastosowanie spadochronu plecowego umożliwi zmniejszenie liczby typów stosowanych spadochronów, ponieważ spadochron taki może być używany zarówno przez pilotów, jak i przez pozostałych członków załogi. Przy istniejącej konstrukcji fotela spadochron plecowy nie da się zastosować. Wprowadzenie go wymaga zmiany normy fotela.

4. Tor względny

Pilot wyskoczywszy z kabiny przelatuje obok usterzenia w czasie dziesiątych części sekundy, gdy siły początkowe działające na ciało nie zdążyły jeszcze znacznie się zmienić. Można



Rys. 6. Schemat wyznaczenia toru względnego

więc przyjąć, że w okresie tym działa na ciało siła ciężkości G i w kierunku lotu siła

$$P = G \frac{V_s^2}{V_0^2} \cdot \sigma$$

(V_s — prędkość samolotu, V_0 — średnia graniczna prędkość spadania ciała przy ziemi, równa około 50 m/sec, σ — względna gęstość powietrza).

Kierunek toru względnego będzie zgodny z kierunkiem wektora przyspieszenia (rys. 6).

Kąt β między podłużną osią samolotu w locie poziomym i względnym torem pilota będzie równy:

$$\beta = \arctg \frac{1}{\sigma} \left(\frac{V_0}{V_s} \right)^2 = \arctg \left(\frac{V_0}{V_{s,r}} \right)^2$$

gdzie $V_{s,r}$ — jest prędkością równoważną samolotu (w przybliżeniu wskazywaną przez prędkościomierz).

Przy prędkości lotu do 250 km/godz pochylenie podłużnej osi samolotu wyraźnie zmienia tor względny, zwiększając kąt β przy pochyleniu osi samolotu w dół i zmniejszając go przy pochyleniu osi do góry.

Przy prędkościach jednak do 250 km/godz kąt β jest wystarczająco duży, by pilot nie zaczął się o usterzenie. Ze zwiększe-

Tabela 1

Prędkość samolotu (wskazywana przez prędkościomierz) km/godz	300	400	500	600	700	800
kąt β	18°—24°	10°—14°	7°—9°	5°—6°	4°—5°	3°—4°

niem prędkości lotu tor względny zbliża się do osi podłużnej samolotu i mało jest zależny od położenia ciała i samolotu.

W tabeli 1 podane są wielkości kątów β dla możliwych położeń ciała względem strumienia powietrza w zależności od prędkości samolotu.

5. Uderzenie o usterzenie

Siła uderzenia pilota o usterzenie jest proporcjonalna do kwadratu prędkości, którą on zdążył stracić na drodze od kabiny do usterzenia. Określimy, od czego zależy ta prędkość, i znajdziemy jej wielkość.

Prędkość względną ciała oznaczmy:

$$U = V_s - V$$

gdzie v — prędkość ciała.

W granicach naszego zadania prędkość ciała i odległość przebyta przez nie mogą być wyrażone następująco:

$$V = \frac{a \cdot V_s}{V_s \cdot t + a}; \quad x = a \cdot l_n \frac{V_s}{V}$$

gdzie: $a = \frac{V_0^2}{g}$

g — przyspieszenie

t — czas spadania w sek.

Odległość między kabiną i usterzeniem wyrazimy jako drogę przebytą przez samolot i ciało:

$$l = V_s \cdot t - x = a \left(\frac{V_s}{V} - 1 \right) - x.$$

Rozłożymy funkcję $l_n \frac{V_s}{V}$ w szereg i dzięki temu, że w grani-

cach naszego zadania wielkość $\frac{V_s}{V}$ jest bliska jedności, przyjmie-

my dwa pierwsze wyrazy:

$$l_n \frac{V_s}{V} \cong \frac{V_s}{V} - 1 - \frac{1}{2} \left(\frac{V_s}{V} - 1 \right)^2.$$

Przekształcając otrzymane wyrażenie i zastępując t , otrzymamy równanie drugiego stopnia, którego rozwiązanie daje pierwiastek dodatni:

$$U = \frac{V_s}{\sqrt{\frac{a}{2l} + 1}}$$

Stąd siła uderzenia o usterzenie jest proporcjonalna do odległości między kabiną i usterzeniem oraz kwadratu prędkości równoważnej samolotu:

$$l \cdot V_{s,r}^2.$$

Prędkość zetknięcia się z usterzeniem większa od 10 m/sec jest niebezpieczna, a większa od 16 m/sec może spowodować nieszczęśliwy wypadek. Takiej prędkości odpowiada odległość między kabiną i usterzeniem większa od 3 m i prędkość lotu powyżej 400 km/godz.

Już przy prędkości 300 km/godz znane są wypadki złamania nóg przy skoku z samolotów myśliwskich (przy odległości między kabiną i usterzeniem około 3 m).

Należy wszelkimi sposobami starać się obniżyć burty kabiny w stosunku do usterzenia (przykład rozwiązania — drzwi kabiny samolotów myśliwskich „Aircobra“, „Kingcobra“, „Spitfire“), ażeby zapobiec niebezpiecznemu zderzeniu się z nim oraz, gdzie tylko to jest możliwe, stosować włazy dolne używane w razie wypadku.

6. Minimalna wysokość, z której w razie wypadku na samolocie myśliwskim można posługiwać się spadochronem

Jeśli opuszczenie samolotu nie jest połączone z utratą początkowej wysokości lotu, to w takich idealnych warunkach minimalna wysokość skoku jest odwrotnie proporcjonalna do prędkości lotu i może być bardzo mała.

Wysokość niezbędna do skoku z samolotu, który doznał uszkodzenia, może być wskazana tylko orientacyjnie, ponieważ niemożliwe jest uwzględnienie wszystkich czynników oddziałujących na nią. Najważniejszymi z nich są: prędkość, wielokrotność obciążenia, położenie samolotu, rodzaj kabiny i osłony, wyszkolenie i osobiste przymioty pilota.

Oceńmy orientacyjnie potrzebną wysokość do skoku z samolotu w korkociągu. Od momentu wypadku do zdecydowania się

pilota na skok upłynie najmniej 2 sekundy. Po decyzji przygotowuje się on do wyskoczenia z kabiny; musi, w skrajnym przypadku, zdjąć nogi z pedałów, rozpiąć pasy, odrzucić osłonę. Czas na to potrzebny — 3...4 sekundy. Następnie pilot powinien wyskoczyć z kabiny. Jest to najtrudniejsza czynność. Przy dobrym wyćwiczeniu można opuścićabinę nowoczesnego samolotu myśliwskiego w czasie 5...9 sekund, w zależności od typu korkociągu. Stąd ogólna strata czasu na przygotowanie się do skoku wynosi 10—15 sek.

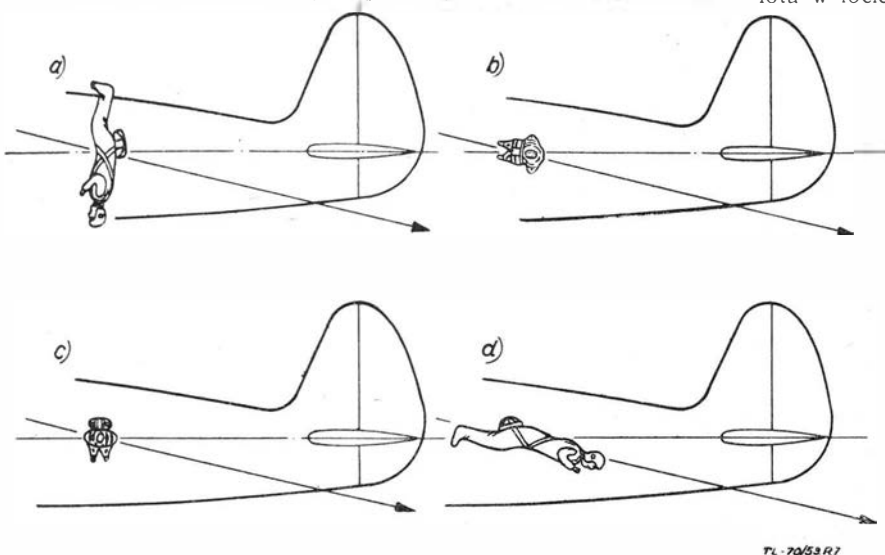
Strata wysokości przy korkociągu waha się od 70 do 100 m/sek, w zależności od jego typu i własności samolotu. A więc strata wysokości będzie równa od 700 do 1500 m. Po wyskoczeniu przy korkociągu należy stosować opóźnienie około 2 sek, na co zużyje się jeszcze ok. 130 m. Na otwarcie spadochronu potrzebne jest ok. 70 m. Przyjmując jeszcze zapas 50 m na spadanie, otrzymamy ogólną stratę wysokości od 950 do 1750 m.

Stopień doskonałości kabiny, najbardziej wpływa przy skoku

Ponieważ od momentu napisania artykułu upłynęło już parę lat, dla zaznajomienia Czytelników z postępem w tej dziedzinie zwróciliśmy się do Mistrza Spadochronowego Adama Łwińskiego, • podanie swych uwag. Uwagi te zamieszczamy poniżej.

Mistrz Stasiewicz jest jednym z najwybitniejszych teoretyków i znawców sztuki spadochronowej w ZSRR.

Jego długoletnie dociekania, badania i doświadczenia w tunelach aerodynamicznych oraz analiza skoków doświadczalnych pozwoliły mu niejednokrotnie na trafne przewidywanie kierunku rozwoju nowoczesnego spadochroniarstwa. Stasiewicz jest jednym z twórców nowoczesnej, opartej na podstawach naukowych,



Rys. 7. Pozycje ciała przy wysoku wg Powalajewa

radzieckiej teorii spadochronowej, która jest jedną z podstaw sztuki spadochronowej.

W przytoczonym artykule dadzą się odróżnić trzy zasadnicze zagadnienia:

- 1) wpływ kształtu i konstrukcji kabiny na sposób oddzielenia się pilota od samolotu — w skoku przymusowym,
- 2) siły działające na skoczka w czasie spadania bezwładnego i otwierania spadochronu,
- 3) uwagi na temat nowoczesnego spadochronu ratowniczego.

Aczkolwiek teoretyczne rozważania Autora znalazły potwierdzenie w konstrukcjach kabin pilotów w nowoczesnych myśliwcach z silnikami tłokowymi (osłony nie dzielone, ale odrzucone całkowicie), zagadnienie to nie jest dziś istotne dla typów samolotów o prędkościach przelotowych rzędu 700—800 km/godz i więcej. Te samoloty z reguły zaopatrzone są w wyrzucane fotele. Rola więc pilota w oddzieleniu się od takiego samolotu polegał jedynie na odłączeniu się od przewodów tlenowych i radia, podkurczeniu nóg i rąk (z równoczesnym wciągnięciem głowy w ramiona), a następnie na uruchomieniu katapulty, wyrzucającej fotel. Następnie fotel odpada od pilota automatycznie lub też za pomocą naciśnięcia przez pilota odpowiedniej dźwigni. Dopiero wówczas może nastąpić otwarcie spadochronu.

Podczas tych czynności, od momentu wyskoczenia z samolotu upłynie dostateczna liczba sekund (od 5 do 10), w której prędkość pilota uzyskana wskutek ruchu postępowego samolotu, zostanie dostatecznie wyhamowana. Samoloty wielomiejscowe odrzutowe są tak skonstruowane, że każdy z członków załogi ma zapewnioną możliwość oddzielenia się od niego, w wypadku

przymusowym przy prędkościach powyżej 350 km/godz, na przykład w locie nurkowym, gdy opuszczenie kabiny nie odpowiadającej podanym poprzednio wymaganiom, zajmuje nie mniej niż 10 sek, a często może być niewykonalne.

Na samolotach więc, posiadających prędkość lotu większą od 200 km/godz, osłony i włazy należy wykonywać z uwzględnieniem trudności opuszczenia kabiny. Na samolotach, posiadających prędkość większą od 450 km/godz, należy stosować albo włazy dolne, albo wyrzucane fotele.

LITERATURA:

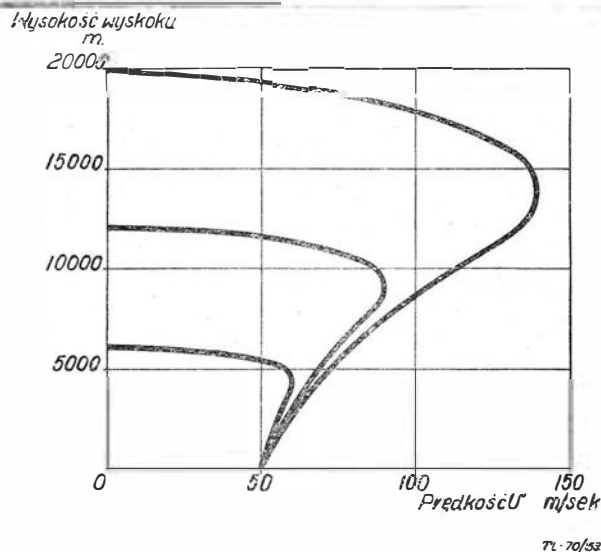
1. Oteziot 457/NIR-197, 1945, GK NII WWS WSKA.
2. A. W. Czesalow, Problemy spawienia ekipaży pri awariach na bolszych skorostach i wysotach poliota „TWF” nr. 10, 1946.
3. R. A. Stasiewicz, Osnovy teorii i praktiki przyżka s parasjutom, Woenizdat, 1946.
4. R. A. Stasiewicz, Dinamika parasjutnawo przyżka, Trudy LII GWF nr 11, 1937.

skoku przymusowego. A więc będą to wyrzucane fotele (przez górne osłony) dla pilota i nawigatora, oraz rozchylane klapy przed włazami dolnymi dla strzelców pokładowych i radiotelegrafistów. Poza tym zmienia się porządek opuszczania samolotu w powietrzu przez załogę. W samolotach z silnikiem tłokowym pilot skakał ostatni, gdyż jego zadaniem było utrzymanie samolotu w locie najwygodniejszym do skoku (jak najmniejsza prędkość, lot jak najbardziej zbliżony do poziomego). W samolotach odrzutowych porządek ten uległ zmianie w ten sposób, że najpierw opuszcza samolot pilot i nawigator (za pomocą wyrzucanych foteli), a później dopiero strzelcy i radiotelegrafisci (przez dolne włazy, osłaniane rozwartą klapą). Spowodowane to jest tym, że przy prędkościach rzędu ponad 700 km/godz po rozwarceniu klapy samolot i tak utracił sterowność zupełnie, przechodząc w strome nurkowanie.

Natomiast nie przyznaje Autorowi racji, gdy zaleca ustawienie ciała „bokiem do dołu”. W tym przypadku wydaje mi się bardziej słuszne stanowisko Mistrza Powalajewa, który tak ocenia możliwość zaczepienia lub uderzenia (patrz załączony rysunek 7):

W poz. a — największa możliwość uderzenia i ciało pilota spotyka największy opór powietrza. Pozycja d jest pod tym względem najkorzystniejsza. Pozycje b i c są pośrednie. Jest to logiczne i widoczne ze schematu.

Co do spadania bezwładnego i otwierania spadochronu, zostało stwierdzone i udowodnione, że bez względu na wysokość wysoku (gdyby skoczek nie otwierał spadochronu) przy ziemi będzie mieć prędkość ok.



Rys. 8. Prędkość skoczka przy swobodnym spadaniu z różnych wysokości (wykres orientacyjny)

50 m/sek (180 km/godz.). Wiemy, że prędkość skoczka w swobodnym spadaniu jest mniej więcej zgodna z wykresem z rys. 8.

W spadochroniarstwie nazywamy prędkością ustaloną tę, która już do samej ziemi pozostanie prawie bez zmian. Z wysokości ok. 10 000 m po 20 sekundach występuje prędkość graniczna, po czym zmniejsza się ona do prędkości ustalonej.

Autor wskazał na niezbępieczeństwo otwierania spadochronu przy prędkości granicznej, tj. konieczność otwierania przed jej uzyskaniem lub później, gdy dostatecznie zmaleje. W praktyce, przy skoku przymusowym, nie sposób uniknąć opóźnienia w otwarciu przynajmniej 5 sek. Zwłaszcza po opuszczeniu samolotu szybkiego (500 i więcej km/godz.) samo znalezienie uchwytu i sięgnięcie do niego ręką trwa 4 — 6 sek. Dochodzi do tego czas potrzebny na określenie pozycji ciała, pewne oszołomienie wskutek hamowania prędkości początkowej, czas na odrzucenie fotela itp.

Nie pierwszy raz sprawdzają się przewidywania Autora jeśli chodzi o budowę spadochronu. Rzeczywiście — nowoczesny spadochron ratowniczy, a nawet niektóre ćwiczebne, zaopatrzone są w specjalne osłony-kaptury na czaszę, które wprowadzają pewien porządek w kolejności i systematyczności jej otwierania się, a równocześnie przez przedłużenie okresu napęnlania się czaszy amortyzują uderzenie na ciało skoczka, powstałe w wyniku raptownego przejścia z szybkiego spadania bezwładnego na spokojne i powolne opadanie na spadochronie otwartym. Słuszne jest również stanowisko Autora w sprawie niecelowości dalszego powiększania wytrzymałości spadochronu i zastosowania go do prędkości powyżej 500 km/godz., gdyż przy skokach na większych prędkościach spadochron będzie otwierany i tak dopiero po wyhamowaniu prędkości początkowej. Jednak

nowe konstrukcje samolotów szybkich idą w kierunku raczej spadochronów wstążkowych, z równoczesnym zastosowaniem osłon na czaszę. Jest to, moim zdaniem, podyktowane nie tyle chęcią przystosowania spadochronu do otwarcia przy prędkości powyżej 500 km/godz, ile tym, by po wyskoczeniu na dużej wysokości, skoczek jak najprędzej zeszedł do tych warstw powietrza, które umożliwiają oddychanie bez aparatu tlenowego. Spadochrony wstążkowe zapewniają przynajmniej dwukrotnie większą prędkość spadania na dużych wysokościach. Jest to szczególnie ważne, zwłaszcza w warunkach bojowych.

Odnosnie rodzaju spadochronu, w tej chwili praktyka zmusiła do przejścia w lotnictwie silnikowym na spadochrony prawie wyłącznie siedzeniowe. Nie jest ważna swoboda ruchów i wygoda zalogi na ziemi, ale w powietrzu. Tę zaś zapewnia tylko spadochron siedzeniowy, który, w czasie lotu jest równocześnie poduszką. Poza tym używa się spadochronów pierśowych, odpinanych w czasie pracy na pokładzie samolotu.

Pewien aspekt posiada także ciężar spadochronu (od 10 do 16 kg), który w przypadku umiejscowienia go na plecach, w czasie np. kilkugodzinnego lotu, musi dać się we znaki lotnikowi. Sylwetka skoczka z założonym spadochronem siedzeniowym wykazuje, że odpowiada on najbardziej obrysowi ciała i dlatego też wygodniej jest oddzielić się od samolotu, mając spadochron siedzeniowy. Długie szelki nośne są umocowane zastraskami w specjalnych poduszkach plecowych.

(—) Adam Iwiński
Mistrz Spadochronowy

Skrzynka techniczna

Uwagi na temat udziału lotnictwa w gospodarce leśnej

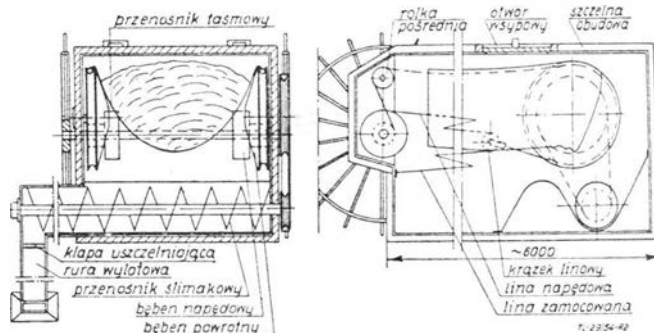
W związku z artykułem mgr inż. M. Muszki „Lotnictwo w gospodarce leśnej” („Technika Lotnicza” zeszyt 2 (26) marzec — kwiecień 1954 r.) otrzymaliśmy zamieszczone poniżej „Uwagi...” od inż. Zbigniewa Jakubowskiego, który w swoim czasie (1947—1948) w Centralnym Studium Samolotów w Warszawie współpracował przy konstrukcji i budowie zastosowanego urządzenia opylającego oraz uczestniczył z ramienia CSS w pierwszej akcji opylania. Następnie inż. Jakubowski brał udział w konkursie rozpisany przez Ministerstwo Leśnictwa w r. 1948 na zaprojektowanie urządzenia opylającego, gdzie uzyskał pierwszą nagrodę.

„Opublikowany przez „Technikę Lotniczą” (zeszyt 2 z 1954 r.) artykuł mgr inż. M. Muszki na temat możliwości współpracy lotnictwa z gospodarką leśną i rolną wyraźnie i obszernie zobrazował rolę i znaczenie lotnictwa w tej ważnej, a niedostatecznie jeszcze u nas rozwiniętej dziedzinie modernizacji prac agrotechnicznych. Doceniając ważność poruszonego zagadnienia oraz jego aktualność wobec też rozwojowych naszej gospodarki ogólnonarodowej, nakreślonych przez IX Plenum oraz II Zjazd PZPR, pragnę dodać kilka spostrzeżeń z własnej praktyki na omawianym terenie.

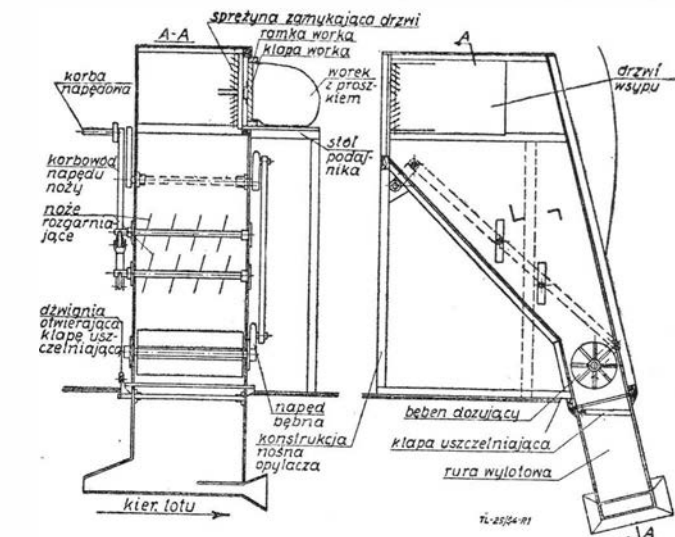
Słusznie podjęta akcja wprowadzenia samolotów do walki o utrzymanie zagrożonego dorostu napotkała w pierwszych latach jej sto-

gi leśnictwa i rolnictwa. Wyrażało się to, jak już podkreślał w swym artykule mgr inż. Muszka, założeniem, że aparatura rozpylająca może być tylko „przystawką” do samolotu oraz stosowaniem konstrukcji wykonywanych doraźnie bez prób, pozwalających na zbadanie użyteczności aparatury i usunięcie jej usterek.

Pierwsza akcja opylania lasów wykonana na samolotach typu Li-2, mimo wielu braków, z dość dużym powodzeniem, dostarczyła wielu materiałów doświadczalnych do modernizacji lub projektowania konstrukcji aparatury rozpylającej. Jako najważniejsze zagadnienia wysunęły się:



Rys. 2. Schemat urządzenia opylającego z przenośnikiem taśmowym i przenośnikiem ślimakowym



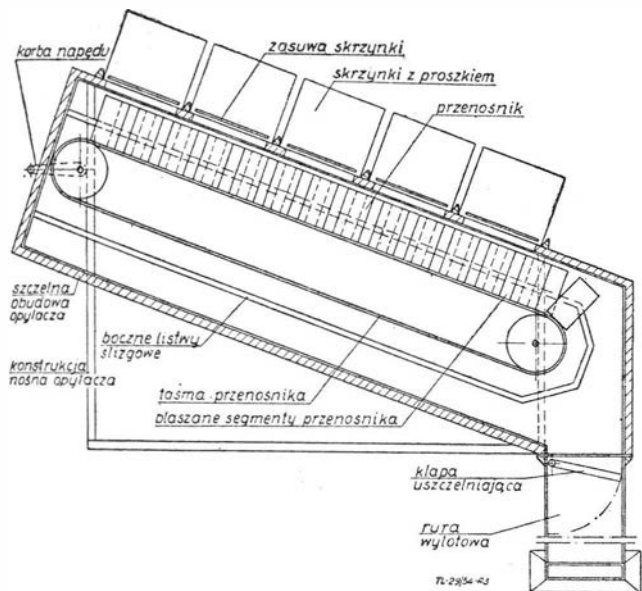
Rys. 1. Schemat urządzenia opylającego CSS z przeróbkami

sowania na szereg trudności technicznych, przy dostosowaniu samolotu do wymagań prac leśnych. Podstawową przyczyną tych trudności była „tymczasowość” wynikająca zapewne z braku pełnego zaufania do pozytywnych rezultatów używania samolotu jako nowoczesnego sprzętu obsłu-

zniejszenie pracochłonności przy wysypywaniu preparatu owadobójczego z samolotu, zwiększenie higieny pracy przy obsłudze aparatury rozpylającej oraz podwyższenie szczelności aparatury zarówno wewnątrz samolotu, jak i w elementach wystających na zewnątrz. Jak z tego wynika, najważniejsze usterki i wady pierwszej polskiej konstrukcji aparatury rozpylającej (opracowanej w CSS), zastosowanej w samolotach użytych do prac naziemnych na szerszą skalę, uwypukliły i zaakcentowały niewłaściwość przyjętej koncepcji „tymczasowej przystawki” do samolotu, natomiast efekty uzyskane nawet tak prymitywnymi środkami technicznymi dobitnie wykazały zalety oraz bardzo rozległe perspektywy wykorzystania lotnictwa na tym nowym jeszcze u nas polu. Zachęcenie pierwszymi osiągnięciami zaczęliśmy traktować opylanie z samolotów jako jedną z form normalnej, systematycznej obsługi leśnictwa i rolnictwa. Niemniej na odcinku konstrukcyjnym postęp był niedostateczny. Udoskonalenie aparatury przyczepnej przez zmianę konstrukcji napędu korbowego z łańcuchowego na korbowodowy, przez wprowadzenie noży zwiększających sychość masy proszku w zasobniku, dodanie kłap doszczelniających zasobnik na wysypie i na wylocie oraz wprowadzenie specjalnych worków na proszek, ograniczających rozpylanie wewnątrz kabiny — zmniejszyło w pewnym stopniu wady wymienione wyżej, ale ich nie usunęło. Usterki związane z nierównomiernością rozkładania się smugi rozpylonego proszku zostały niemal całkowicie zlikwidowane przez wprowadzenie dyszy wylotowej, dającej spokojny i równoległy przepływ strugi powietrza porwijącego proszek, wysypujący się przez bęben dozujący. W ten sposób osiągnięto praktycznie spełnienie ówczesnych wymagań technicznych leśnictwa w zakresie pokrycia terenu proszkiem owadobójczym, natomiast nie spełniono wymagań, wynikających z analizy pracy przy obsłudze aparatury rozpylającej na ziemi i w powietrzu. Nadmierne pracochłonność, niewygoda i brak mechanizacji przy przenoszeniu ładunku wewnątrz samolotu oraz podczas załadunku, czyniły eksploatację bardzo uciążliwą i drogą. Równocześnie trudności uszczelnienia wysypu stwarzały warunki pracy nadmiernie licznej załogi wybitnie niewłaściwe

i niezgodne z obecną troską o człowieka pracy. Przedstawiony na rys. 1 schemat urządzenia pierwotnego (CSS) z przeróbkami omówionymi powyżej, pozwala na zrozumienie budowy i zasady działania tego urządzenia (porównaj również rys. 4 i 5 w artykule mgr inż. M. Muszki w zeszytach 2 (26) z 1954 r. „Techniki Lotniczej“). Dalszą próbą usunięcia tych podstawowych wad aparatury, wbudowanej na samolot Li-2, był nagrodzony na konkursie Ministerstwa Leśnictwa nowy projekt konstrukcji (przedstawiony na rys. 2) przenośnika taśmowego, zawierającego cały ładunek proszku, rozmieszczony wzdłuż osi samolotu; z przenośnika tego proszek wpadał do poprzecznie ustawionego przenośnika ślimakowego, dozującego wyrzucanie na zewnątrz. Ze względu na wymaganą lekkość konstrukcji przenośnik taśmowy był wykonany z miękkiego płótna lina-nego, wzmocnionego taśmami. Cały przenośnik taśmowy, mający postać rynny, był zawieszony na linkach wszytych w obrzeże taśmy przenośnika i przewieszonych na kołach linowych. Podczas ruchu „rynna“ wywracała się, przechodząc przez koła linowe, wysypując stopniowo swoją zawartość. Napęd przenośnika linowego odbywał się przy pomocy krążków i bębna, na który nawijała się lina. Bęben był uruchamiany kołem napędowym, konstrukcji szprychowej, typu koła sterowego na okręcie. Ślimak dozujący miał napęd od koła linowego również przez przekładnię linową, typu klinowego. Przenośnik był zamknięty w szczelnej skrzyni drewnianej z nośną konstrukcją kratową. Napędzanie przenośnika odbywało się przez bezpośrednie wsypywanie i ruch wsteczny rynny.

Jak z opisu widać projekt aparatury oparł się na wykorzystaniu siły ludzkiej jako źródła napędu, wprowadzeniu mechanizmów prostych i łatwych do wykonania oraz montażu w warunkach chałupniczych. W dalszym ciągu warunek nienaruszalności samolotu i konstrukcji „przyczepki“ był przeszkodą w zaprojektowaniu najbardziej racjonalnej aparatury, posiadającej pionowy ruch proszku. Ostatnio omówiona konstrukcja miała przede wszystkim na celu zabezpieczenie obsługi przed nadmiernym wysiłkiem i złymi warunkami zdrowotnymi, w samą technikę rozpylania nie wnosila poważniejszych zmian.



Rys. 3. Schemat urządzenia opylającego z zasobnikiem taśmowym ze sztywnymi segmentami

Inną konstrukcją (przedstawioną na rys. 3), dostosowaną do samolotu Li-2, również aprobowaną (II nagroda na wyżej wymienionym konkursie, twórcą mgr inż. C. Garusiewicz) przez kierownictwo akcji opylania lasów, był projekt pośredni między pierwszym rozwiązaniem z zasobnikiem przy drzwiach kabiny i donoszonymi ręcznie workami, oraz przenośnikiem całkowicie załadowanym o ciągłym ruchu roboczym. Stanowił go przenośnik taśmowy, składający się ze sztywnych segmentów o małej pojemności, umieszczony prostopadle do kierunku lotu z wyprowadzeniem przez drzwi kabiny. Przenośnik był całkowicie załadowany przed lotem oraz miał na sobie ustawione skrzynki z dalszym ładunkiem. Zmniejszenie ciężaru ładunku pozwoliło na zmniejszenie siły stosowanej do napędu. Niestety, konieczność zachowania wyważenia w czasie lotu i związane z tym rozmieszczenie ładunku uniemożliwiło zgromadzenie większej ilości proszku bezpośrednio przy przenośniku, znajdującym się daleko od środka ciężkości samolotu. Użytkowano w ten sposób jedynie lepsze rozłożenie pracy donoszenia ładunku w czasie, ponieważ zgromadzony w przenośniku zapas wystarczał na pokrycie pasa terenu opylanego (przy wielkości lasów opylanych w danym okresie), natomiast uzupełnianie ładunku odbywało się w czasie nawrotów, które były znacznie dłuższe od lotu roboczego.

Omawiany przenośnik miał konstrukcję taśmy zawiasowej z poprzecznymi i bocznymi ściankami. Wytworzona w ten sposób rynna była przewijana przez wałek, na którym proszek wysypywał się wpadając do rury wylotowej. Uzupełnianie przenośnika odbywało się przez otwarcie nie skrzynki stojącej nad taśmą. Po opróżnieniu, skrzynki wymieniano na napelnione. Operowanie skrzynkami wymagało pewnej wprawy, gdyż inaczej przy wsypywaniu proszek rozpylał się w kabine. Liczba ludzi zatrudnionych przy obsłudze zmalała nieznacznie.

O wykorzystaniu obu wyżej opisanych projektów i ich przydatności w praktyce nie jest mi nic wiadomo.

Opisując powyżej usiłowania konstruktorów sprostania niełatwym wymaganiom przy ograniczonych środkach technicznych, pragnę poprzeć wnioski artykułu mgr inż. Muszki, że właściwą drogą rozwiązania zagadnienia konstrukcyjnego i wynikającej stąd niezawodności i ekonomii eksploatacji sprzętu lotniczego w służbie naziemnej dla potrzeb rolnictwa i leśnictwa, jest przekonstruowanie znajdujących się w użytkowaniu samolotów na wyłączny użytek agrotechniczny lub wykonanie konstrukcji nowych typów samolotów, przeznaczonych tylko do potrzeb gospodarki rolnej i leśnej. O celowości wyboru właściwego typu samolotu mówił już wspomniany artykuł, ale warto podkreślić ponownie, że przy naszych obszarach leśnych i rolnych bardziej racjonalne będzie zastosowanie samolotu mniejszego o własnościach lotnych nie uzależniających jego stosowania od bazy terenowej. Taki wybór daje również możliwość znacznego rozszerzenia typu prac, nie wykonywanych dotychczas przez samoloty i może przyczynić się w znacznym stopniu do rozwoju naszego rolnictwa i leśnictwa.

(—) inż. Zbigniew Jakubowski“.

Zamieszczone powyżej uwagi inż. Z. Jakubowskiego przynoszą dalsze ciekawe informacje dotyczące aparatury opylającej i uzupełniają „warunkami technicznymi“ wypowiedzi artykułu mgr inż. M. Muszki. Spodziewamy się jednak, że na łamach naszej Skrzynki Technicznej w sprawie tej znajdą się także uwagi przedstawicieli PLL „LOT“, którzy na podstawie wieloletnich już obserwacji będą mogli dorzucić wiele ciekawych spostrzeżeń, dotyczących użytkowania sprzętu latającego, ulepszonej aparatury itp. Dla tak żywej i aktualnej, zwłaszcza po II Zjeździe PZPR, sprawy modernizacji prac rolniczo-leśnych, otwieramy łamy naszego działu. Jednocześnie łączy się ona z prowadzoną przez nas akcją gromadzenia materiałów z działalności polskiego lotnictwa jako przyczynku dla przyszłego Muzeum Lotnictwa.

*

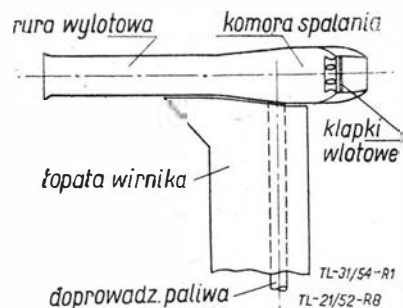
Przy przełamaniu artykułu mgr inż. Jana Rościszewskiego pt. „Zastosowanie napędu odrzutowego do śmigłowców“ w zeszytach 2 i 3 z 1953 r. „Techniki Lotniczej“, opuszczony został ustęp, którego tekst oraz rys. 8 podajemy poniżej.

„d/Napęd silnikiem pulsacyjnym.

Równocześnie z rozwojem napędu strumieniowego zwrócono uwagę na możliwości zastąpienia silnika strumieniowego bardziej ekonomicznym od niego silnikiem pulsacyjnym. Większa sprawność silnika pulsacyjnego jest wynikiem większego średniego ciśnienia spalania, które odbywa się przy prawie stałej objętości. Spalanie przy stałej objętości uzyskiwane jest dzięki okresowemu działaniu silnika.

Jak wynika z dalszej analizy, napęd silnikiem pulsacyjnym, zwłaszcza bezzaworowym, jest najkorzystniejszym rozwiązaniem napędu śmigłowców o małym zasięgu. Dlatego też postaramy się bliżej scharakteryzować silnik pulsacyjny. Omówimy najpierw pokrótce zjawiska aerodynamiczne, zachodzące w silniku. Analiza tych zjawisk pozwoli nam na ustalenie niektórych podstawowych cech silnika.

Silnik pulsacyjny, przedstawiony na rys. 8 składa się z następujących głównych części: 1) zaworków (kłapek) wlotowych, 2) wytryskiwaczy, 3) komory spalania, 4) rury wylotowej.



Rys. 8 — Silnik pulsacyjny

Przebieg cyklu w silniku pulsacyjnym wygląda następująco:

- 1) wlot powietrza przez zaworki wlotowe wskutek dużego podciśnienia w komorze spalania,
- 2) mieszanie się powietrza z paliwem, rozpylonym przez wytryskiwacze;

Za niedopatrzenie to przepraszamy Czytelników i Autora.

S. M.

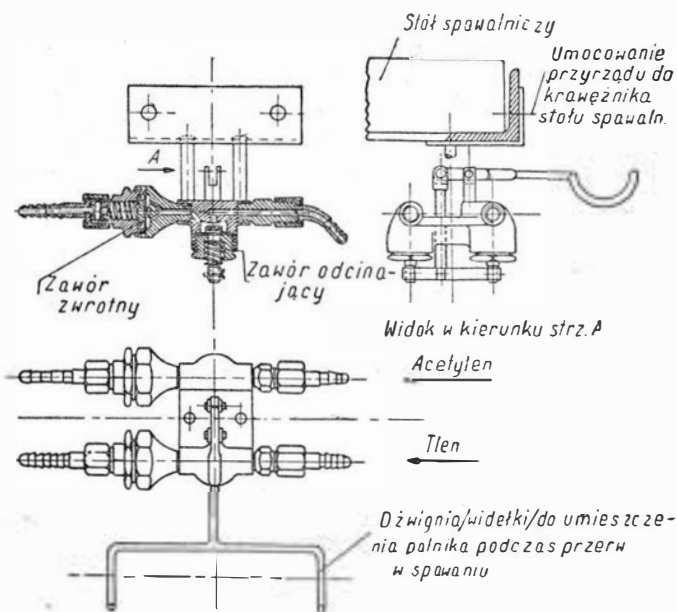
Przeglądamy usprawnienia

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

Przyrząd do oszczędzania tlenu i acetyleny przy spawaniu

(Kl. 4 g; Nr OU — 193; Z. Nr 4) Mikołaj Szurko i Wacław Szudrowicz

W czasie spawania bardzo często zachodzi potrzeba przerwania pracy z powodu konieczności dokonania zmiany położenia spawanego przedmiotu, ewentualnie z powodu innych czynności. Ponieważ przerwy te są krótkotrwałe, więc spawacz nie gasząc płomienia odkłada zapalony palnik na dowolne miejsce. Czyni zaś to dlatego, że zgaszony palnik przez zamknięcie zaworków w samym palniku wymagałby następnie ponowej regulacji, w czasie której stygłby spawany przedmiot. Jednakże odkładanie płonącego palnika na dowolne miejsce może spowodować pożar gumowych przewodów giętkich, a poza tym bezużytecznie zużywa się tlen i acetylen.



Aby temu zapobiec, zaprojektowano w myśl udoskonalenia specjalny przyrząd uwidoczniony na rysunku, który umożliwia zamknięcie dopływu acetyleny i tlenu bez potrzeby zamykania zaworków w samym palniku i bez potrzeby nowej regulacji płomienia. Przez zawieszenie palnika na widelkach przyrządu te ostatnie zamykają zawory, zainstalowane w przyrządzie, przez które dopływał tlen i acetylen. Przez zdjęcie palnika z widelków następuje automatyczne otwarcie dopływu gazów. Poza tym przyrząd jest zaopatrzony w zawory zwrotne, co wybitnie zwiększa bezpieczeństwo w przypadku powrotu płomienia.

Olej do filtrów powietrznych

(Kl. 12 I; Nr OU — 191; Z. Nr 4) Władysław Zajezierski

Filtry powietrzne z siatki metalowej, w które przeważnie zaopatrywane są duże sprężarki, wymagają stałego zwilżania olejem o specjalnych właściwościach celem zatrzymywania zawieszonych

i zanieczyszczeń zassanego powietrza. Olej taki dotychczas był importowany.

Według udoskonalenia olej taki wyrabia się w następujący sposób:

Receptura:

50% tłuszczu z wełny owczej, 95% oleju maszynowego 30E/500C o temperaturze krzepnięcia —20°C.

Sposób produkcji: Do naczynia z mieszadłem mechanicznym wprowadza się odważoną ilość tłuszczu z wełny owczej oraz ok. 1/4 podanej ilości oleju maszynowego. Zawartość zbiornika ogrzewa się parą za pośrednictwem wężownicy do temperatury 90°C. Po całkowitym stopieniu tłuszczu uruchamia się mieszadło dla uzyskania jednolitego roztworu. Przy stałym mieszaniu i ogrzewaniu dodaje się pozostałą ilość oleju maszynowego, po czym studzi się mieszaninę i przerywa mieszanie, gdy temperatura spadnie do 40°C.

Spoivo do rdzeni odlewniczych

(Kl. 31 c; Nr OU — 189; Z. Nr 4) Paweł Czechowski

Celem podwyższenia wytrzymałości rdzeni odlewniczych przy dobrej porowatości używa się w odlewniach żeliwa, staliwa i metali kolorowych specjalnych spoiw w formie proszku lub oleju, jako spoiw do piasku rdzeniarskiego.

Spoiva w formie proszku mają skład następujący:
30 do 50% dekstryny żółtej (krajowej),
70 do 50% glinki ogniotrwałej mielonej.

Sposób produkcji:

- Glinkę ogniotrwałą surową suszy się w suszarni przy temperaturze ok. 150°C.
- Wysuszoną glinkę miele się w młynie kulowym, tarczowym albo rozdrabnia się w gniotowniku i odsiewa na sicie o 4900 oczkach/cm².
- Przemiał gliny miesza się z dekstryną na sucho w mieszadle do proszków. Czas mieszania jednej partii (ok. 600 kG) wynosi 45 minut.

Sposób użycia:

Do piasku rdzeniarskiego dodaje się 2 do 5% powyższego spoiva zależnie od wielkości, kształtu i żądanej wytrzymałości. Piasek z dodatkiem spoiva miesza się na sucho w zmechanizowanym mieszadle, a w braku takiego mieszadła ręcznie. Mieszanek zwilża się wodą i miesza się całość ponownie, do czasu uzyskania jednolitej wymieszanej masy plastycznej. Z masy tej ubija się rdzenie, które po wysuszeniu w temperaturze 150—200°C zostają zaformowane.

Opór nastawny do zacisku wykarczarki

(Kl. 49 c; Nr O — 1403; Z. Nr 5) Kazimierz Nowak

Przy seryjnej obróbce na wykarczarkach obrabiane przedmioty mocuje się w zaciskach, przy czym aby można było jednokrotnie obrócić kolejno mocowane części raz ustawionymi na-

zędziami, części te po każdorazowym zamocowaniu powinny wystawać z zacisku na jednakową długość. W tym celu stosuje się w zacisku opory, do których dociska się i mocuje wkładany przedmiot (rys. 1). W związku z tym, że przy każdej nowej operacji należało stosować nowe opory, tracono dużo czasu na ich ustawienie.

Aby uprościć dostosowanie zacisku do nowej operacji, zastosowano w myśl usprawnienia opór nastawny, uwidoczniony na rys. 2. Jak widać z rysunku, do zacisku 1 wciśnięty jest korek 2 posiadający otwór wewnętrzny nagwintowany, do którego wkręca się wkręt oporowy 3 i ustawia się go w żądanym położeniu za pomocą przeciwnakrętki 4.

Sposób wykorzystania kożuchów wytwarzających się na farbie olejnej

(Kl. 22 g; Nr O — 1342; Z. Nr 5) Bolesław Kralkowski

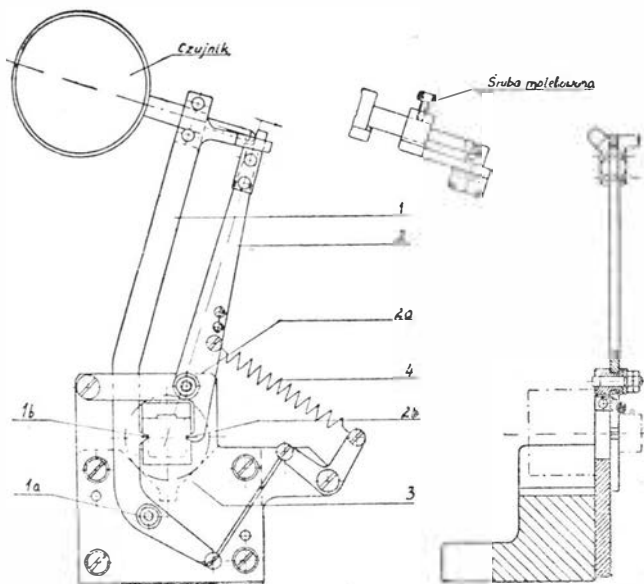
Przed wprowadzeniem usprawnienia wyschnięta farba olejna w postaci kożuchów, tworzących się na powierzchni farb i lakierów olejnych jak również na ściankach naczyń, była wyrzucana jako bezużyteczna.

W myśl usprawnienia kożuchy tworzące się na olejnych farb i lakierach różnych barw zbiera się do jednego naczynia. Po zebraniu większej ilości tych kożuchów dodaje się terpentyny w ilości 5 kG na 50 kG kożuchów i następnie gotuje się na wolnym ogniu, stale mieszając, aż do zupełnego rozpuszczenia się farby. Po przedczeniu przez sito otrzymuje się gęstą farbę o kolorze szarym, gotową do użytku.

Przyrząd do sprawdzania współosiowości kwadratów z częścią cylindryczną wałków

(Kl. 42 b; Nr OU — 211; Z. Nr 5) Stefan Małkiewicz

Sprawdzanie współosiowości cylindrycznej części wałka z kwadratem odbywało się dotychczas za pomocą pryzmy i czujnika. Sprawdzanie to należało wykonywać dla każdego boku



kwadratu oddzielnie „na bicie” względem osi cylindra. Odczyty czujnika przeciwnych boków kwadratu trzeba było odejmować od siebie i dzielić przez dwa, co było kłopotliwe, niepewne i wymagało dużo czasu.

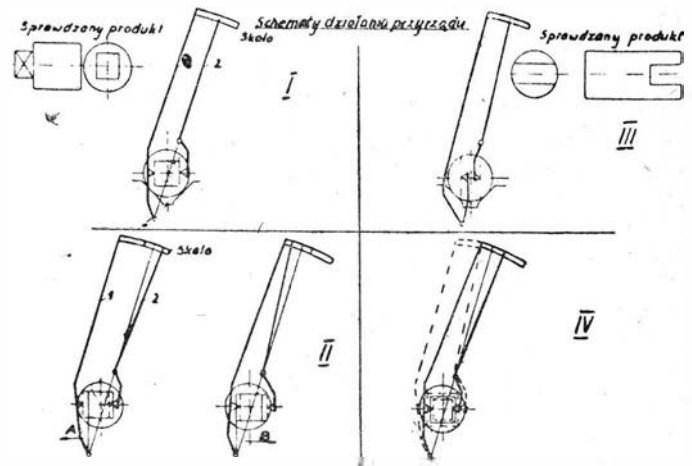
Według udoskonalenia przyrząd do sprawdzania daje gotowy odczyt na skali lub na czujniku współosiowości. Przyrząd składa się z dwóch dźwigni 1 i 2, które obracając się w punktach obrotu 1a i 2a, chwytają ostrzami 1b i 2b dwa boki kwadratu stanowiącego całość z cylindrem ułożyskowanym w przy-

mie 3. Sprężyna 4 służy do silnego uchwytu boków kwadratu przez ostrza 1b i 2b. Górne końce dźwigni 1 i 2 dają odczyt współosiowości za pomocą czujnika lub skali.

Schematy działania przyrządu

Schemat I. Kwadrat jest współosiowy z cylindrem.

Schemat II. Kwadrat jest przesunięty z osi w kierunku strzałki A (względnie B). Skala dźwigni 1 przesunęła się w tym



samym kierunku, a wskazówka dźwigni 2 w przeciwnym kierunku i wskazuje na skali wielkość przesunięcia kwadratu z osi.

Schemat III przedstawia przyrząd podobny do pokazanego w schematach I i II, jednakże wykonany dla przedmiotu z wycięciem.

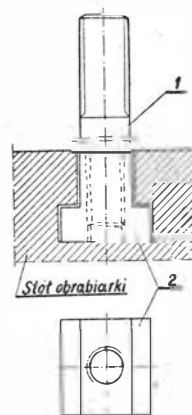
Schemat IV pokazuje, że wielkość kwadratu nie wpływa na odczyt współosiowości.

Przy mniejszych dokładnościach współosiowości używa się naciętej skali i w tym przypadku odchyłce współosiowości o 0,1 mm odpowiada na skali 1 mm. Przy większych dokładnościach używa się czujnika; w tym przypadku jedna podziałka na czujniku odpowiada odchyłce współosiowości o 0,001 mm.

Zmiana konstrukcji śrub mocujących przedmioty na obrabiarce

(Kl. 47 a; Nr O — 1385; Z. Nr 5) Antoni Palut, Stanisław Kubik

Dotychczas do mocowania przedmiotów obrabianych na strugarkach, wytaczarkach i innych obrabiarce używano śrub zwykłych z łbem prostokątnym, których wykonanie było dość kosztowne z uwagi na to, że śruby należy odkuwać, a następnie odpowiednio obrabiać. Używanie wymienionych śrub było ograniczone z powodu różnych wysokości obrabianych przedmiotów, do których należało dostosować długość śrub mocujących, co w następstwie pociągało dodatkowe koszty.



Mając na względzie obniżenie kosztów wykonywania różnej wielkości śrub mocujących przedmioty obrabiane, zastosowano w myśl usprawnienia wymienne śruby dwustronne 1, wkręcane do wkładek 2, jak uwidoczniono na rysunku. W zależności od wielkości mocowanego przedmiotu obrabianego, śruby dwustronne 1 wymienia się odpowiednio, wykorzystując te same wkładki 2.

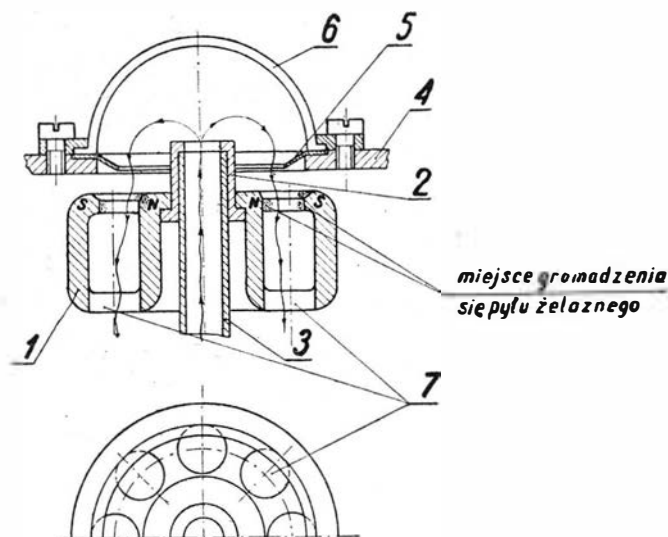
Wyłapywacz magnetyczny do czyszczenia olejów w skrzynkach biegów i chłodziwa z zawartego w nich pyłu żelaznego

(Kl. 47 e; Nr O — 1389; Z. Nr 5) Jan Pytlik, Jan Iskra

Opilki i pył żelazny, znajdujące się po pewnym czasie pracy maszyn w olejach smarowych w skrzynkach biegów oraz w

chłodziwie w urządzeniach chłodzących, powodują szybsze zużycie się części maszyny, zmniejszenie trwałości pomp do chłodziwa, przewodnic suportowych itp.

Aby olej w skrzynkach biegów lub chłodziwo oczyścić z zanieczyszczeń pyłem i opiłkami żelaznymi, stosuje się w myśl usprawnienia wylapywacz magnetyczny opiłkę o konstrukcji uwidocznionej na rysunku.



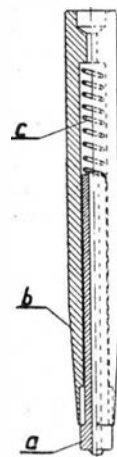
Wylapywacz magnetyczny opiłkę i pyłu żelaznego składa się z magnesu trwałego (stałego) 1 o specjalnym kształcie pierścieniowym, osadzonego za pośrednictwem tulejki 2 z materiału niemagnetycznego na rurce 3 doprowadzającej olej. Nad magnesem w pokrywie 4 skrzynki biegów umocowany jest lej blaszany 5 oraz szklany wziernik 6 służący do obserwacji urządzenia.

Olej, doprowadzany rurką 3, przepływa drogą oznaczoną strzałkami przez pierścieniowy otwór pomiędzy biegunami magnesu N i S i uchodzi do zbiornika przez okrągłe otwory 7, znajdujące się u spodu magnesu. Przy przepływie oleju przez magnes 1 pył żelazny i opiłki, zawarte w oleju, przywierają do biegunów magnesu na krawędziach otworu pierścieniowego, skąd są okresowo usuwane.

Przebijak do uszczeltek

(Kl. 47 f; Nr O — 1390; Z. Nr 5) Jerzy Smerczek

Mechanizm wodomierzy chroniony jest przed dostępem wody przez tekturowe uszczelki, które powinny cechować dokładność wykonania przy zachowaniu współosiowości otworu oraz zewnętrznej średnicy.



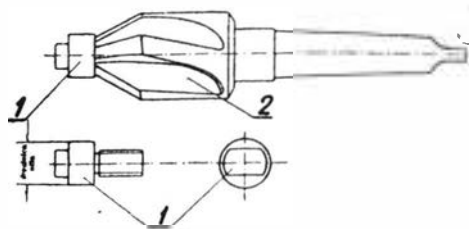
Brak oryginalnych uszczeltek zmusił do wykonania ich we własnym zakresie przy pomocy dwóch przebijaków. W tym przypadku jednak nie osiągnięto wymaganej dokładności wykonania, wskutek czego duża liczba uszczeltek ulegała zabrakowaniu.

Przebijak według usprawnienia uwidoczniiony na rysunku, pozwala za jednym uderzeniem wytłoczyć wymaganą uszczelkę, przy czym wydajność jego jest wielokrotnie wyższa od sposobu dawniej stosowanego. Przebijak składa się z dwóch wzajemnie przesuwanych części a i b, z których a służy do wybijania otworu, b zaś do otrzymywania zewnętrznego obwodu uszczelki. Sprężyna c ułatwia zdejmowanie wytłoczonej uszczelki w przebijaku.

Pogłębiacz z wymiennym prowadzeniem

(Kl. 49 a; Nr O — 1398; Z. Nr 5) Józef Chojński

Dotychczas stosowane pogłębiacze do stożkowego pogłębiania otworów na nity przy pontażu kadłubów statków, zaopatrzone w niewymienne prowadzenie, po pewnym czasie używania pracowały niedokładnie na skutek zniekształcania części prowadzącej przy ostrzeniu. Przy stosowaniu pogłębiacza tego typu dla każdej średnicy otworu należało używać innego pogłębiacza o prowadzeniu pasującym odpowiednio do otworu.



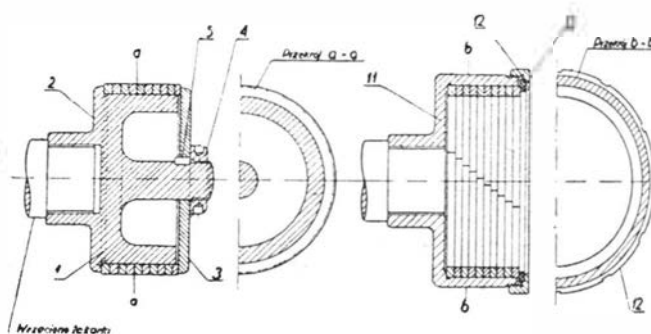
W myśl usprawnienia zastosowano pogłębiacz, uwidoczniiony na rysunku, zaopatrzony w wymienną część prowadzącą 1, którą wkręca się centrycznie do pogłębiacza 2 od jego strony czołowej.

Możliwość wymiany części prowadzącej, stosownie do średnicy otworu, zwiększa zakres zastosowania narzędzia, ułatwiając przy tym ostrzenie.

Przyrząd do toczenia pierścieni tłokowych

(Kl. 49 a; Nr O — 1401; Z. Nr 5) Jan Kocyba

Przecięte pierścienie tłokowe mocowano do obróbki na tokarce po jednej sztuce w opasce przykręcającej do tarczy tokarki. Mocowanie takie oraz obróbka po jednej sztuce nie pozwalały na właściwe wykorzystanie obrabiarki i na skrócenie czasu wykonania. Dążąc do usunięcia przeszkód hamujących wzrost wydajności, zastosowano według usprawnienia specjalne uchwyty tokarskie, umożliwiające jednoczesne mocowanie i obróbkę dziesięciu pierścieni.



Uchwyty takie są pokazane na rysunku. Z lewej strony przedstawiono uchwyt do zewnętrznego toczenia pierścieni. Uchwyt ten jest wykonany w kształcie głowicy 1 nakręcającej na wrzeciono tokarki. Na zewnętrznej powierzchni tej głowicy znajduje się występ 2 stanowiący oparcie pierścieni przy mocowaniu ich tarczą 3 za pomocą nakrętki 4. Klin 5 zabezpiecza tarczę 3 przed obracaniem się podczas toczenia.

Z prawej strony na rysunku jest pokazany uchwyt do wewnętrznego toczenia pierścieni, który składa się z nakręcającej na wrzeciono tokarki głowicy 11, posiadającej otwór cylindryczny, dostosowany do zewnętrznej średnicy pierścieni, nakrętki dociskowej 12 i pierścieni 13.

Zakładanie przeciętych pierścieni do uchwytów tokarskich odbywa się po uprzednim ściśnięciu ich za pomocą odpowiedniej opaski. Sposób posługiwania się tymi przyrządami jest prosty i nie wymaga wyjaśnień. Wydajność pracy po zastosowaniu usprawnienia wzrosła czterokrotnie.

Nowości techniczne

Kłapy na krawędzi natarcia skrzydła

Główne wymagania stawiane profilom lotniczym, stosowanym w samolotach szybkich, to możliwie mały współczynnik oporu profilowego i jak największa krytyczna liczba Macha przy użytkowych wartościach współczynnika siły nośnej (tj. w okolicy $c_z = 0,1$). Profile spełniające te wymagania odznaczają się małym sklepieniem linii średniej, stosunkowo małą grubością względną (zwykle poniżej 10%) i położeniem tej maksymalnej grubości w odległości 0,4 do 0,5 cięciwy od krawędzi natarcia, z czym wiąże się bardzo mały promień krzywizny noska profilu. Jeżeli chodzi o obrys skrzydła, to dla uzyskania możliwie dużej krytycznej liczby Ma korzystne jest stosowanie skrzydeł silnie skośnych (względnie silnie zbieżnych i o małym wy-

Wielkość c_z zależy od natężenia cyrkulacji wokół profilu. Cyrkulacja jest proporcjonalna do kąta natarcia α . Przy tym samym kącie natarcia cyrkulacja jest tym większa im większe jest sklepienie profilu f/l .

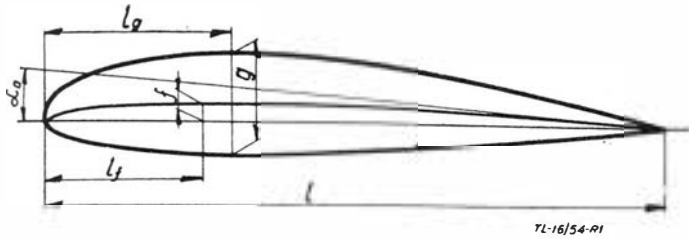
Przeszkodą na drodze zwiększania c_z przez zwiększanie α — I sposób zwiększania $c_{z \max}$ — jest zjawisko oderwania strug na płacie. W miarę zwiększania α zaostża się szczyt podciśnienia położony w przedniej części na grzbiecie profilu, co prowadzi do zwiększenia dodatniego gradientu ciśnienia na dalszej części grzbietu a w konsekwencji do nadmiernego spadku energii w warstwie powierzchniowej na tej partii profilu.

Przeszkodą w zwiększaniu sklepienia profilu — II sposób zwiększania $c_{z \max}$ — jest towarzyszące temu zwiększanie się współczynnika oporu profilowego, a także i współczynnika momentu c_{m0} . Wpływ sklepienia na $c_{x \min}$, α_0 , c_{m0} , α_{kr} , i $c_{z \max}$ dla profili czterocyfrowej serii NACA jest widoczny z tabeli I,

Tabela I

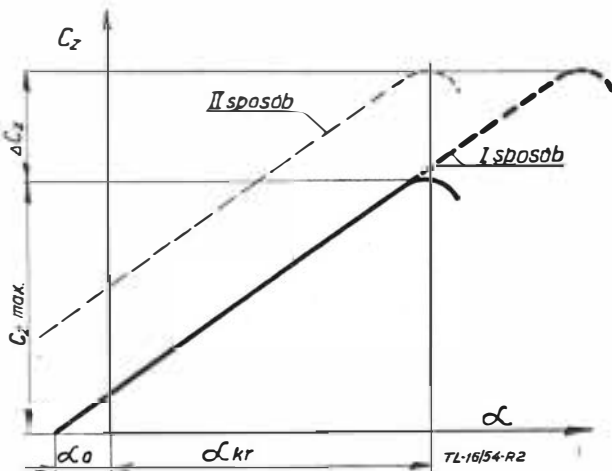
Profil	$c_{x \min}$	α_0	c_{m0}	α_{∞}	α_{kr}	$c_{z \max}$
0012	0,0069	0	0	0,099		1,66
2312	0,0089	— 1,9	— 0,038	0,101	16	1,61
4312	0,0095	— 3,9	— 0,075	0,100	16	1,63
6312	0,0102	— 5,5	— 0,110	0,101	14	1,66

Dane dla $\lambda = \infty$; $Re = 3,1 \times 10^6$. Według oznaczeń NACA cyfra I oznacza sklepienie w %, cyfra II położenie strzałki sklepienia, czyli l_f/l w dziesiątych częściach cięciwy, III i IV procentową grubość profilu.



Rys. 1. Wielkości charakterystyczne profilu
 g/l — największa grubość (względna) profilu w %,
 l_{gl} — położenie (względne) największej grubości profilu
 f/l — sklepienie (względne) profilu w % (l_f strzałka linii średniej profilu),
 l_{fl} — położenie (względne) strzałki linii średniej profilu,
 α_0 — kąt odpowiadający zerowej wartości c_z ,
 $a_{\infty} = \left(\frac{dc_z}{d\alpha} \right)_{\lambda = \infty}$
 c_{m0} — współczynnik momentu względem środka aerodynamicznego profilu.

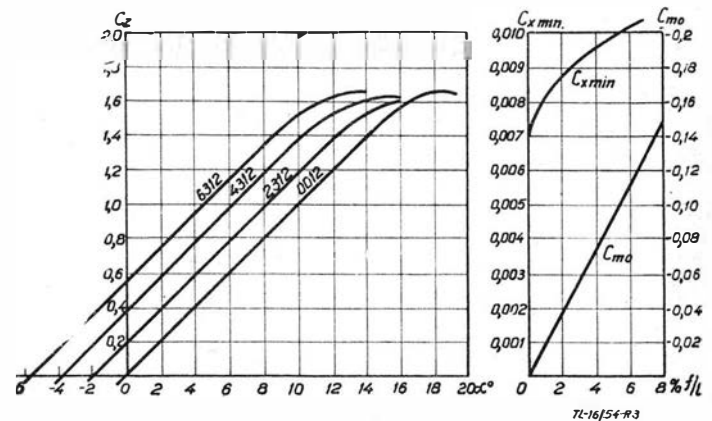
dlużeniu, co jest pożądane ze względów konstrukcyjnych i aeroelastycznych. Takie profile i obrysy dają doskonałe wyniki przy dużych prędkościach, jednakże nie pozwalają na uzyskiwanie dużych wartości $c_{z \max}$, co w konsekwencji powodowałoby bardzo duże prędkości startu i lądowania. Tak np. profile laminarne NACA serii 65 przy grubości 6—8% dają wprawdzie minimalną wartość współczynnika oporu profilowego $c_{x \min} = 0,004$, jednakże $c_{z \max}$ jest rzędu 1,0. Jednocześnie jest rzeczą znaną, że kłapy różnego rodzaju, umieszczane na części spływowej skrzy-

Rys. 2. Dwa sposoby zwiększania $c_{z \max}$.

dla w celu zwiększenia nośności, tracą na skuteczności, gdy jest stosowany skos czy też silna zbieżność skrzydła.

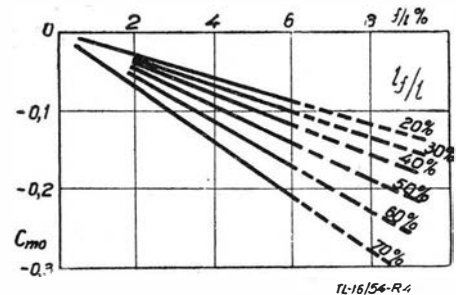
W tym układzie stają się znowu aktualne urządzenia umieszczane na krawędzi natarcia tego typu jak np. skrzela dość chętnie stosowane w latach 30-tych. Jednakże skrzela o proporcjach opracowanych dla zwykłych profili (tj. o dużej grubości procentowej i stosunkowo łagodnie zaokrąglonym nosku profilu) nie będą odpowiednie dla profili szybkościowych.

Zanim omówimy skrzela i różnego rodzaju kłapy, umieszczane na krawędzi natarcia we współczesnych samolotach szybkich, zastanówmy się nad samą istotą zwiększania współczynnika c_z .

Rys. 3. Wpływ sklepienia profilu na c_z , $c_{x \min}$, c_{m0}

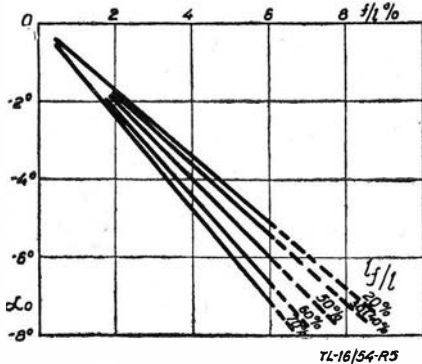
Wpływ sklepienia f/l oraz położenia strzałki sklepienia l_f/l na c_{m0} i α_0 przedstawiony jest na rys. 4 i 5.

Sposób pierwszy — zwiększanie krytycznego kąta natarcia — nie jest zbyt popularny wśród konstruktorów lotniczych;

Rys. 4. Wpływ sklepienia i położenia strzałki linii średniej na c_{m0}

trudno jest bowiem zapewnić wystarczającą stateczność i skuteczność steru wysokości w dużym zakresie zmian kąta natarcia, poza tym podwozie wypada wysokie i ciężkie. To są przyczyny, dla których skrzela nie zdobyły sobie szerokiego zastosowania, ustępując zdecydowanie do zwiększania sklepienia; zasadniczą zaletą tego sposobu jest możliwość zmie-

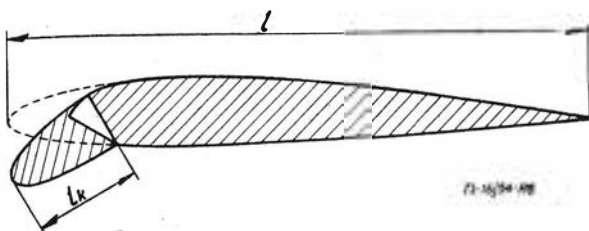
niania sklepienia profilu w locie przy pomocy stosunkowo prostych środków — kształt profilu zmieniamy wychylając odpowiednią klapę wtedy, kiedy to jest potrzebne, tj. dla lotu dowolnego, nie tracąc w warunkach lotu szybkiego.



Rys. 5. Wpływ sklepienia i położenia strzałki linii średniej na kąt α_0

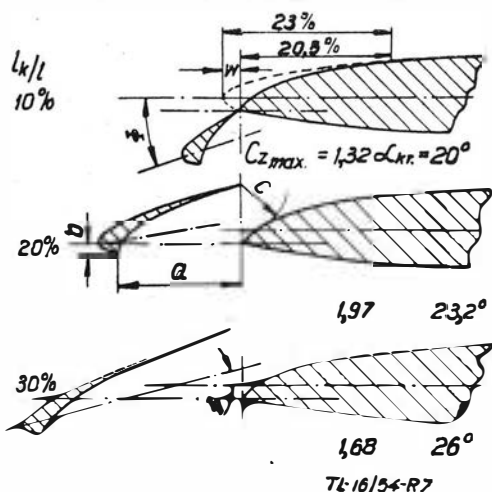
Oprócz znanych i powszechnie stosowanych klap, umieszczanych w części sypłowej profilu, takich jak kłapy zwykłe, szczelinowe, „krokodyl”, kłapy Fowlera itd., bardzo skutecznym sposobem zwiększania sklepienia są kłapy umieszczane w części przedniej skrzydła (tj. na krawędzi natarcia) — proponujemy nazwę „kłapy przednie”. Kłapy tego typu zaczęły się pojawiać na nowoczesnych samolotach odrzutowych.

Kłapa przednia może być utworzona przez proste odcięcie pewnej części noska profilu i połączenie jej zawiasowo z częścią dalszą (rys. 6), przy czym część górna powinna być tak ukształtowana, aby przy opuszczeniu kłapy nie powstawała nieciągłość powierzchni lub szczelina.



Rys. 6. Kłapa przednia — zwykła.

Badania wykazały, że oprócz efektu zwiększenia sklepienia uzyskuje się działanie podobne do wpływu skrzeli, mianowicie opuszczenie kłapy przy dużych kątach natarcia obniża szczyt podciśnienia w tej partii grzbietu profilu, tym samym nie do-



Rys. 7. Układy skrzeli dla profilu szybkościowego. a/l wysunięcie skrzeli do przodu, b/l opuszczenie skrzeli do dołu, c/l szczelina górna, Φ kąt odchylenia skrzeli.

puszczając do zgrubiania się warstwy powierzchniowej, co opóźnia oderwanie, zwiększając krytyczny kąt natarcia α_c .

Przeciętne przyrosty Δc_z uzyskane przy tego rodzaju kłapach przedstawiają się następująco:

l_k/l %	5	10	20
Δc_z	0,35	0,50	0,65

Uzyskany przyrost Δc_z zależy od rodzaju profilu w granicach $\pm 0,05 c_z$, przy czym większą wartość uzyskuje się przy profi-

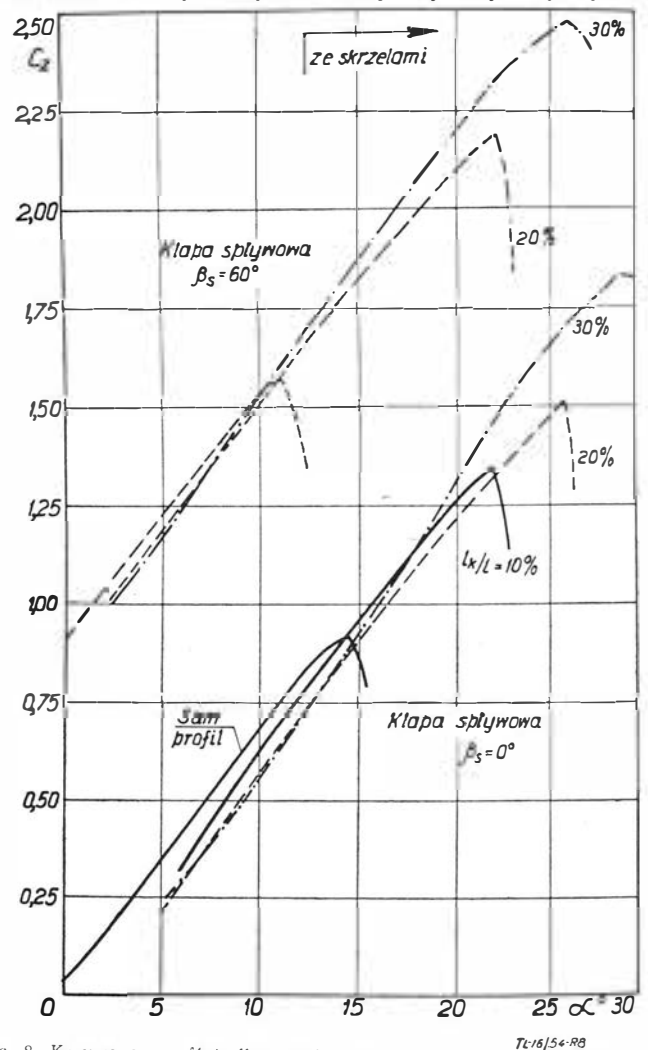
lach o bardziej ostrym kształcie noska. Najlepszy kąt opuszczenia kłapy wynosi 30° do 40°.

Dla porównania podamy, że dla skrzeli $\Delta c_z = 0,55 - 0,80$ dla $l_k/l = 12 - 16\%$ czyli, że skuteczność kłapy przedniej jest nieco mniejsza od skrzeli zwykłych. Z tego zestawienia jest wiadoczne, że szczelina, będąca zasadniczym elementem skrzeli, nie ma rozstrzygającego znaczenia i dość duże przyrosty c_z można otrzymać bez oddziaływania na warstwę powierzchniową za pośrednictwem szczeliny — a jedynie samym kształtem kłapy.

Tabela II

	l_k/l	a/l	b/l	c/l	Φ	$c_{z \max}$	α_{kr}	Δc_z przy $\alpha = 12^\circ$
warunki kompromisowe	10	5,0	6,7	0	18,4	1,32	20	-0,02
	20	16,5	1,2	6,0	9,4	1,47	23,2	-0,02
	30	26,5	4,5	6,8	12,4	1,68	26	-0,02
warunki dla uzyskania $c_z \max$	10	0,7	8,6	0	50,6	1,355	21,8	-0,05
	20	15,3	7,5	2,4	17,0	1,62	25,2	-0,095
	30	23,0	12,7	2,7	22,1	1,91	30,3	-0,15

Powyższe jest potwierdzone badaniami przedstawionymi w R&M 2705. Badania te miały na celu ustalenie najkorzystniejszego ukształtowania skrzeli dla profili szybkościowych przy czym wypróbowano skrzela w obecności klap „krokodylowych” i bez nich. Jako profil podstawowy użyto symetryczny profil



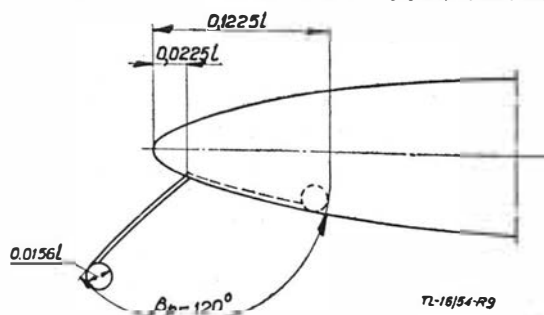
Rys. 8. Krzywe $c_z = f(\alpha)$ dla profilu EQ1040, dla skrzeli 10%, 20% i 30% oraz w przypadku zastosowania kłapy sypłowej typu „krokodyl” o cięciwie $l_s/l = 20\%$. Wydłużenie płata $\lambda = 4,6$, $Re = 0,94 \times 10^6$.

EQ 1040 o części przedniej kształtu eliptycznego, o grubości maksymalnej 10% położonej w 40%. Dmuchiwanie przeprowadzono przy $Re = 0,94 \times 10^6$ na płacie o wydłużeniu $\lambda = 4,6$. Sam profil wykazywał $c_{z \max} = 0,925$ przy $\alpha_{kr} = 14,3^\circ$, zaś przy użyciu kłapy typu „krokodyl” o $l_k = 20\%$ i wychyleniu jej o 60° $c_{z \max} = 1,565$ przy $\alpha_{kr} = 10,9^\circ$, czyli kłapa dała przy-

rost $\Delta c_z = 0,64$. Optymalne kształty skrzydeł i ich usytuowanie względem profilu podstawowego są przedstawione na rys. 7, przy czym dane geometryczne i aerodynamiczne są zestawione w tabeli II.

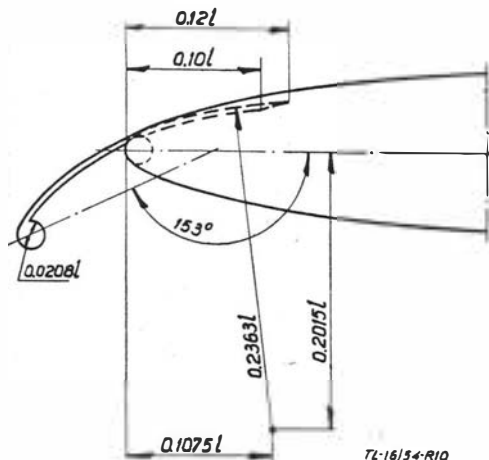
Krzywe $c_z = f(\alpha)$ dla poszczególnych układów skrzydeł są podane na rys. 8.

Należy zauważyć, że stosowanie układu dającego największe możliwe wartości Δc_z (dolna część tabeli II) nie jest wskazane przy skrzydłach samoczynnie się otwierających, otworzenie bo-



Rys. 9. Kłapa przednia typu A (Kruegera), cięciwa 0,1 l.

wiem skrzydeł jest połączone z dość widocznym ubytkiem c_z , co objawiać się może zakłóceniem równowagi samolotu, zwłaszcza gdyby skrzydła na obydwóch połówkach skrzydeł nie były z sobą sprzężone (ubytki Δc_z w chwili otwarcia skrzydeł są podane w ostatniej rubryce tabeli II). Dlatego też podane są układy skrzydeł, przy których otworzenie ich na kącie natarcia $\alpha = 120^\circ$ nie daje większego ubytku c_z niż 0,02, co nie powoduje już trudności w locie. Są to warunki kompromisowe w tabeli II.



Rys. 10. Kłapa przednia typu B (Betza), cięciwa 0,1 l.

Badania wykazały, że dla skrzydeł 10% korzystne jest całkowite zamknięcie szczeliny i opuszczenie o kąt 50° , pracują one jak czyste kłapy zwiększające sklepienie. Optymalna cięciwa skrzydeł wynosi 12,5%. Przy większych cięciwach korzystne jest stosowanie szczeliny, przy czym należy skrzydła dość znacznie wysunąć do przodu, o 35% więcej niż przy skrzydłach dawnego typu.

„Recepta” na skrzydła dla profili zwykłych przedstawia się jak poniżej:

- cięciwa skrzydeł — 12,5% dla profili do grubości 10%, dla profili zaś grubszych — do grubości profilu dodać 2,5,
- wysunięcie do przodu — przynajmniej 60% cięciwy skrzydeł,
- opuszczenie — 25% wysunięcia do przodu,
- szczelina górna — 2,4% dla grubości profilu do 6%, dla profili zaś grubszych dodawać 0,3% na każde 2% przyrostu grubości,
- ω — 2% (patrz rys. 7), nieco więcej dla grubszych profili.

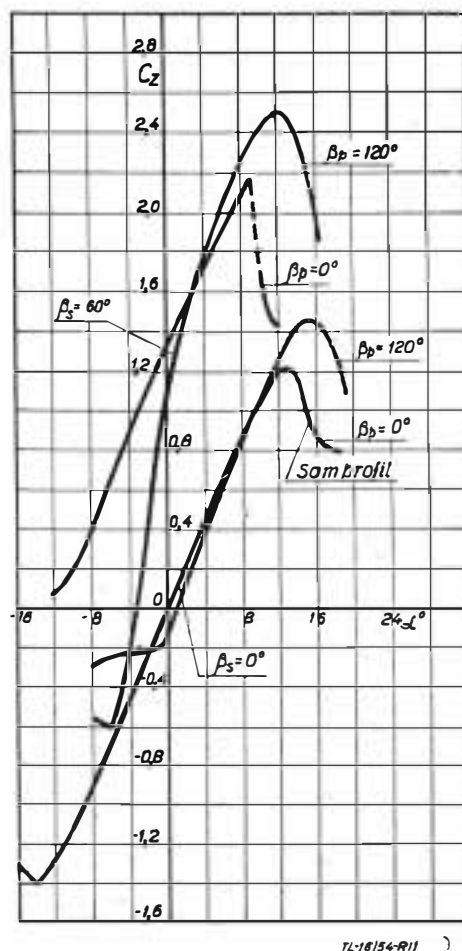
Te dane w porównaniu do proporcji podanych w tabeli II uzmysławiają różnice pomiędzy skrzydłami dla profili zwykłych a skrzydłami dla profili szybkościowych.

Rys. 9 i 10 przedstawiają dwa typy kłap przednich, badanych wspólnie z profilem laminarnym NACA 641—012 o grubości 12%, położonej na 40% cięciwy. Profil ten jest symetryczny i był dmuchany przy $Re = 6,0 \times 10^6$. Badania przeprowadzono dla różnych kątów wychyleń kłap przednich, jak również w połączeniu z kłapą spływową typu „krokodyl” o cięciwie 20% i kącie wychyleń 60° .

Kłapa typu A (Kruegera) (rys. 9) jest łatwa pod względem konstrukcyjnym, jednakże daje mniejsze przyrosty c_z . W czasie

lotu szybkiego, po zamknięciu, stanowi część powierzchni dolnej.

Kłapa typu B (Betza) (rys. 10) wysuwa się po łuku koła z górnej części profilu, jej kształt w położeniu otwartym jest korzystniejszy aerodynamicznie co przejawia się większymi wartościami uzyskanych Δc_z . Rozwiązanie konstrukcyjne w tym



Rys. 11. Krzywe $c_z = f(\alpha)$ dla profilu NACA 641—012 z kłapą przednią typu Kruegera o cięciwie 0,1 l i z kłapą spływową typu „krokodyl” o cięciwie 0,2 l. Wydłużenie $\lambda = \infty$, $Re = 6,0 \times 10^6$.

przypadku jest znacznie trudniejsze, zwłaszcza jeżeli chodzi o uzyskanie gładkiej powierzchni profilu, gdy kłapa jest w położeniu zamkniętym. Toteż w wykonaniu praktycznym kłapa typu B da nieco gorsze wyniki, zbliżając się skutecznością do kłapy typu A.

Dane aerodynamiczne są uwidocznione na wykresach — rys. 11 i 12 oraz w tabeli III.

Tabela III

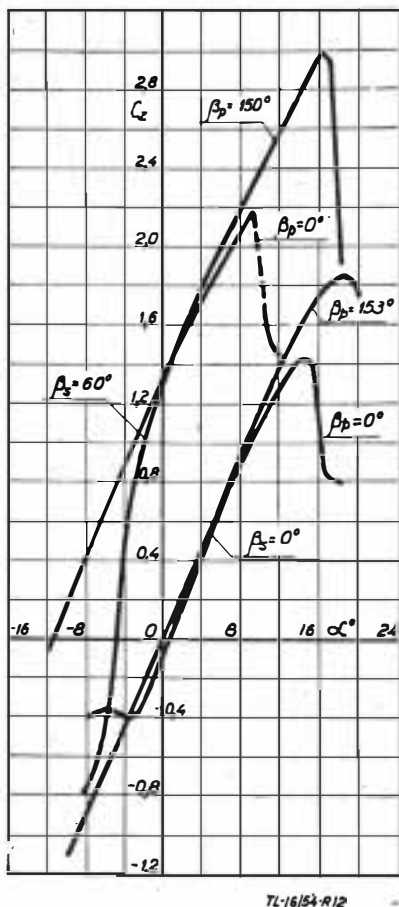
Układ	$c_{z \max}$	α^0	Δc_z	$\Delta \alpha^0$	kłapa przednia β_p^0	kłapa spływowa β_s^0
sam profil	1,4	14,3	—	—	—	—
profil, kłapa A	1,54	15,7	0,12	1,4	120	—
profil, kłapa B	1,85	18,3	0,43	4,0	153	—
profil, kłapa „krokodyl”	2,17	9,3	—	—	—	60
profil, kłapa A, „krokodyl”	2,60	13,2	0,43	3,9	112	60
profil, kłapa B, „krokodyl”	2,98	16,2	0,81	6,9	153	60

Z rys. 11 i 12 przedstawiających $c_z = f(\alpha)$ jest widoczne, że przy małych kątach natarcia kłapy przednie działają jak przerywacze obniżające c_z przy danym α . Te kłapy dają o wiele lepsze wyniki, gdy działają wspólnie z kłapami spływowymi, można to tłumaczyć bardziej równomiernym rozkładem sklepienia wzdłuż całej cięciwy profilu, co zwiększa intensywność cyrkulacji.

Jeżeli chodzi o wpływ kłap przednich na stateczność podłużną, to na dużych kątach natarcia kłapy te przesuwają środek równowagi obojętnej nieznacznie do przodu. Jeżeli kąt krytyczny zostanie przekroczony, pojawia się moment opuszczający

przód samolotu, co jest objawem bardzo korzystnym. Zmiany wyważenia są niewielkie w porównaniu do działania zwykłych kłap spływowych.

Warto jeszcze podać jakich korzyści należy się spodziewać po kłapach przednich w przypadku profili naddźwiękowych. Przytoczone będą wyniki badań symetrycznego profilu soczew-



Rys. 12. Krzywe $c_z = f(\alpha)$ dla profilu NACA 641-012 z kłapą przednią typu Betza o cięciwie 0,1 i z kłapą spływową typu „krokodyl” o cięciwie 0,2. Wydluzenie $\lambda = \infty$, $Re = 6,0 \times 10^6$.

kowego (utworzonego przez dwa łuki koła) o grubości 7,5% i ostrych krawędziach natarcia oraz spływu. Dla samego profilu $c_{zmax} = 0,65$ przy $\alpha_{kr} = 11^\circ$. Zastosowanie kłapy typu zbliżonego do Fowlera o cięciwie 25% i wychyleniu jej o 46° daje $c_{zmax} = 1,55$ przy $\alpha_{kr} = 6^\circ$. Zastosowanie oprócz Fowlera skrzeli o cięciwie 16%, wychylonych do dołu o 30° podnosi krytyczny kąt natarcia do 17° , dając przez to $c_{zmax} = 2,02$. Jest to wartość już dość duża, przyrost Δc_z wynosi 1,37. Optymalny układ skrzeli wymaga wysunięcia krawędzi natarcia do przodu o 4,8% i takiego obrócenia do dołu, aby ta krawędź znalazła się o 12% poniżej linii cięciwy (procenty liczone oczywiście względem cięciwy).

Przeprowadzono również badania prostszego (ze względów konstrukcyjnych) układu urządzeń hypernośnych na profilu soczewkowym; mianowicie zamiast skrzeli i Fowlera zastosowano zwykłe kłapy — kłapę przednią o cięciwie 16,4% oraz kłapę spływową o cięciwie 25,4% (rys. 13).

Uzyskane wyniki wyglądają następująco:

β_p^0	β_s^0	c_{zmax}	α_{kr}
0	0	0,61	10
0	30	1,19	7
0	60	1,39	4
20	0	1,03	18
35	30	1,58	16
40	60	1,84	16

Z powyższego wynika, że ten schemat kłap jest nieco mniej korzystny od uprzedniego, jednakże można uzyskać dość spore wartości c_{zmax} przy jeszcze umiarkowanych kątach natarcia.

Interesujący jest również wpływ urządzeń hypernośnych, umieszczonych na krawędzi natarcia, na własności lotne samolotów szybkich. Dla przykładu podamy wyniki badań przepro-

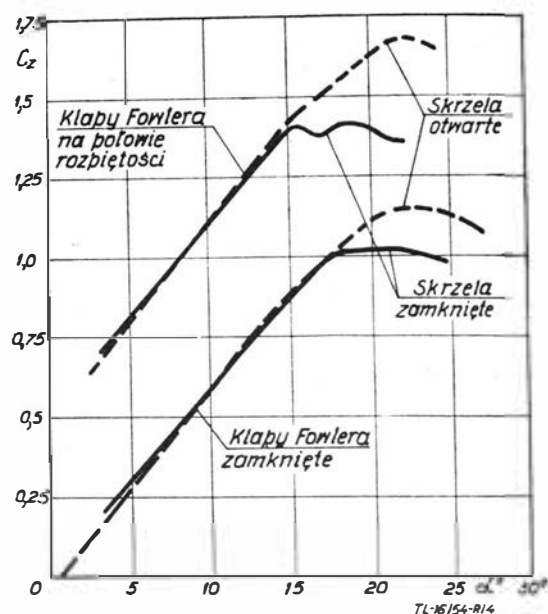
wadzonych na nowoczesnym samolocie ze skrzydłami o skosie 40° i o profilu HSA 1, charakteryzującym się grubością 10% i położeniem największej grubości na 40% cięciwy od krawędzi natarcia. Zbieżność skrzydła 2,23, wydłużenie 3,65, dmuchanie przeprowadzono w zakresie $Re = 2,0$ do $3,4 \times 10^6$.



Rys. 13. Profil naddźwiękowy (soczewkowy o grubości 7,5%) z kłapą przednią zwykłą o cięciwie 16,4% i zwykłą kłapą spływową o cięciwie 25,4%.

Skrzydło było zaopatrzone w kłapy Fowlera o cięciwie 26,4%, wychylone o 40° i rozpiętości od 14,7% do 53,4% lub też 14,7% do 98,2% (procenty liczone od płaszczyzny symetrii względem $\frac{b}{2}$ — połowy rozpiętości skrzydła). Trzeci wariant przewidy-

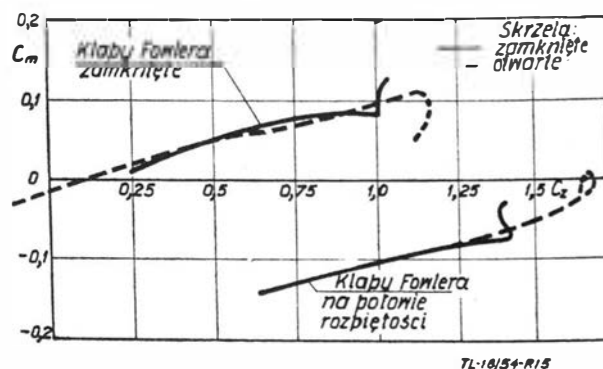
wał kłapy „krokodyle”, wychylone o 70° , umieszczone na połowie rozpiętości skrzydła. W tych układach przy przeciągnięciu oderwanie następowało na końcu jednego ze skrzydeł, czemu



Rys. 14. Krzywe $c_z = f(\alpha)$ dla samolotu bez usterzenia. Wpływ skrzeli i kłap Fowlera na c_{zmax} . Skrzela o rozpiętości od 50 do 97% $\frac{b}{2}$.

towarzyszy moment unieścieczniający podłużny (niestateczność odpowiada dodatniej wartości $\frac{dc_m}{d\alpha}$). Zastosowanie skrzeli o

cięciwie 10% i rozpiętości 50 do 97% $\frac{b}{2}$, w przypadku otwartych kłap Fowlera, umieszczonych na połowie rozpiętości skrzydła,

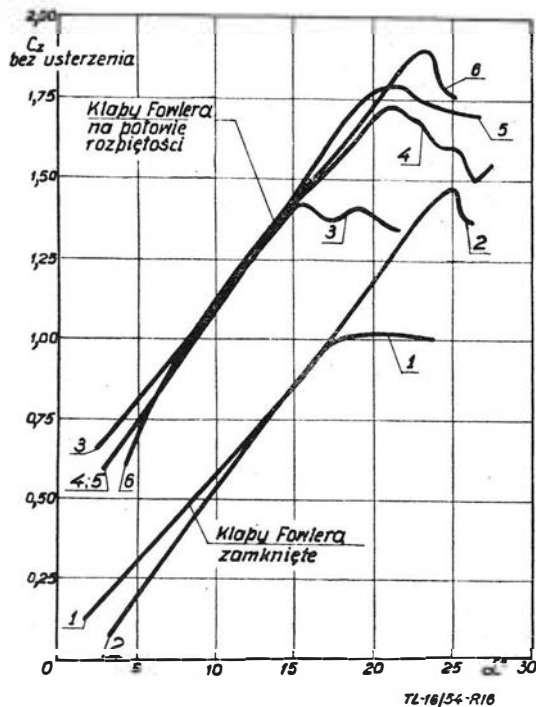


Rys. 15. Krzywe c_m dla samolotu bez usterzenia. Wpływ skrzeli i kłap Fowlera (c_m współczynnik momentu pochylającego względem środka ciężkości samolotu).

zwiększyło krytyczny kąt natarcia z 15° na 22° , zaś c_{zmax} z 1,33 na 1,64, usuwając jednocześnie moment unieścieczniający podłużnie. Zastosowanie kłap przednich o cięciwie 17,5%

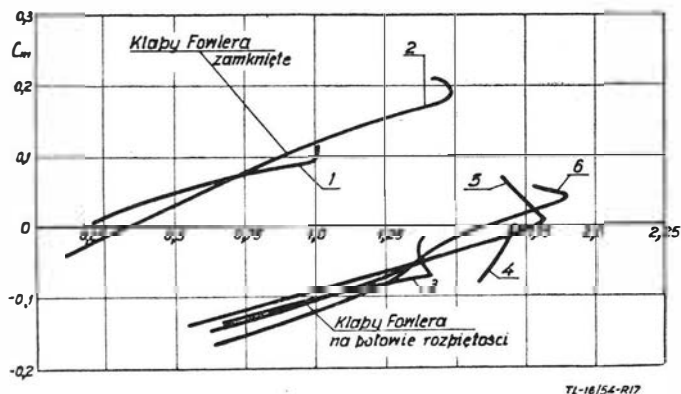
i kącie $\beta_D = 130^\circ$ (typ według rys. 9) dało podobny wynik jak przy skrzelałach, z tym, że uzyskano nieco większe $c_{z \max} = 1,68$.

Zastosowanie kłap przednich o rozpiętości większej niż 50% dało już uniastateczniający moment podłużny po przeciągnięciu przy pewnym wzroście $c_{z \max}$.



Rys. 16. Krzywe $c_z = f(\alpha)$ dla samolotu bez usterzenia. Wpływ kłap przednich i kłap Fowlera. 1 — sam profil, 2 — kłapy przednie na całej rozpiętości skrzydła, 3 — kłapy Fowlera na połowie rozpiętości, 4 — kłapy przednie na 49,4% rozpiętości, kłapy zaś Fowlera na połowie rozpiętości, 5 — kłapy przednie na 65,9% rozpiętości, kłapy zaś Fowlera na połowie rozpiętości, 6 — kłapy przednie na całej rozpiętości, kłapy zaś Fowlera na połowie rozpiętości.

Umieszczenie skrzeli w położeniu 2 (patrz rys. 18) zamykającym szczelinę dało $c_{z \max}$ nieco większe niż przy skrzelałach w położeniu 1, jednakże po przeciągnięciu pojawia się moment uniastateczniający podłużnie, tak jak przy skrzydle bez skrzeli (rys. 18).



Rys. 17. Krzywe c_m dla samolotu bez usterzenia. Wpływ kłap przednich i kłap Fowlera (oznaczenia cyfrowe — patrz rys. 16).

Z powyższego wynika, że zwiększenie $c_{z \max}$ może być uzyskane przy pomocy kłap splotowych oraz skrzeli lub też kłap przednich, jednakże rozpiętość urządzeń hypnośnych na krawędzi natarcia nie może być zbyt duża — nie więcej niż 50% — gdyż inaczej pogarszają się znacznie własności lotne samolotu przy przeciągnięciu.

Jeżeli chodzi o wpływ kłap przednich na stateczność w zakresie użytkowych kątów natarcia, to wychylenie tych kłap powoduje przesunięcie środka równowagi obojętnej o około 2% do przodu, co nie jest wartością dużą.

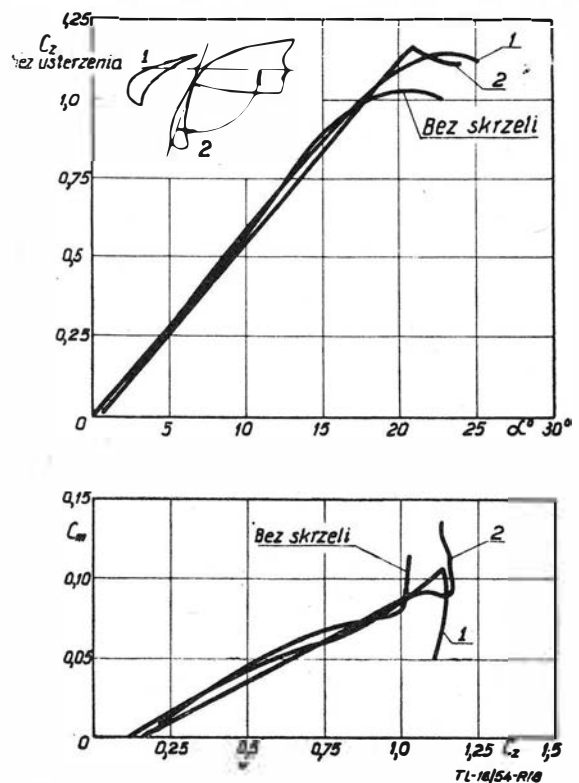
Podsumowanie wyników badań wpływu urządzeń hypnośnych na opisanym samolocie szybkim przedstawiono w poniższej tabeli:

Tabela IV

Układ			$c_{z \max}$		Moment podłużny przy przeciągnięciu
kłapy Fowlera (rozpiętość w % $\frac{b}{2}$)	kłapy przednie	skrzela	samolot bez usterzenia	dla całego samolotu	
—	—	—	1,02	1,055	niastateczny
38,7	—	—	1,41	1,33	"
83,5	—	—	1,76	1,56	"
—	—	otwarte	1,16	1,18	stateczny
38,7	—	otwarte	1,69	1,64	"
83,5	—	otwarte	1,995	1,83	"
—	87	—	1,48	1,54	niastateczny
38,7	87	—	1,92	1,89	"
83,5	87	—	2,34	2,20	"
38,7	66	—	1,82	1,77	"
38,7	50	—	1,73	1,68	stateczny

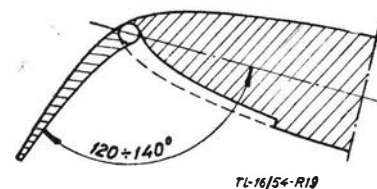
Kłapy przednie sięgają od 98,2% do 48,8%, względnie do 32,3%, a nawet 11,1% połowy rozpiętości, skrzela od 96,85% do 50,35%.

Po omówieniu korzyści aerodynamicznych, wynikających z zastosowania kłap przednich, warto poświęcić trochę miejsca ich stronie konstrukcyjnej. Wprawdzie nie są znane szczegóły



Rys. 18. Wpływ układu skrzeli na c_z i c_m dla samolotu bez usterzenia. 1 — położenie skrzeli ze szczeliną, 2 — skrzela opuszczone do dołu — szczelina zamknięta.

konstrukcyjnych rozwiązań spotykanych na nowoczesnych samolotach szybkich, to jednak można stwierdzić, że sprawa ta jest trudna. Przy wchodzących pod uwagę profilach szybkościowych

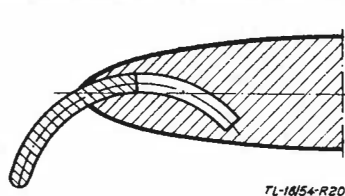


Rys. 19. Inne rozwiązanie kłapy Kruegera.

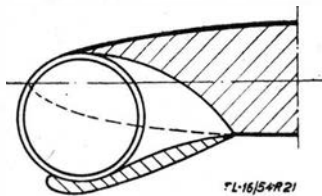
staramy się utrzymać opływ laminarny na jak największej części profilu, najmniejsze odstępstwo od zadanego kształtu, nierówności czy też niedociągłości powierzchni powodują od razu przejście opływu laminarnego w turbulentny. Toteż, by nie psuć opływu w czasie lotu szybkiego kłapy przednie w położeniu zamkniętym muszą doskonale pasować do reszty profilu, nie dawać szczelin i odkształceń powierzchni. Nakłada to duże wy-

magania: jeżeli chodzi o opracowanie konstrukcyjne oraz wykonawstwo warsztatowe.

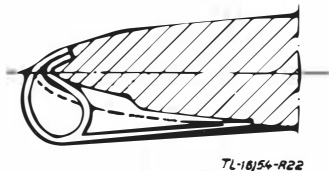
Nosek szybkościowych profili jest bardzo cienki, mało jest więc miejsca na mechanizm samej kłapy i jej napęd. Nie nale-



Rys. 20. Inne rozwiązanie kłapy Betza.



Rys. 21. Zmiana kształtu noska profilu wg SNCASO za pośrednictwem dętki.



Rys. 22. Zmiana kształtu noska profilu wg Arsandaux-Goodrich, użyty element gumowy zmienia kształt pod wpływem sprężonego powietrza.

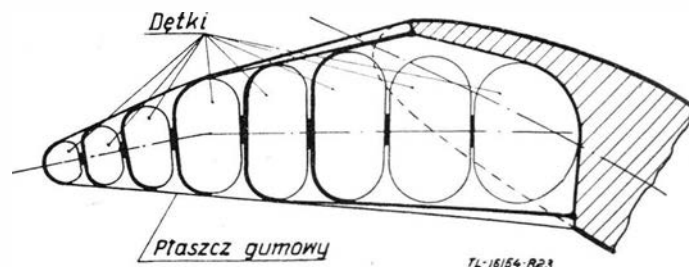
ży, zapominać, że ciśnienia w tej partii profilu są największe; te znaczne obciążenia aerodynamiczne stawiają wysokie wymagania odnośnie wytrzymałości i sztywności zarówno samej kłapy jak i jej napędu.

Dlatego też praktyczne wykonania kłap przednich będą bardziej zbliżone do przedstawionych na rys. 19 i 20, niż na rys. 9 i 10, które to rysunki przedstawiają kłapy, jakie były dmuchane w tunelach aerodynamicznych dla zebrania doświadczeń.

Usiłowania konstruktorów idą również w kierunku stosowania materiałów elastycznych, np. gumy, z której jest wykonana sama kłapa lub też element stanowiący napęd kłapy (rys. 21 i 22). Powietrze doprowadzane pod ciśnieniem do odpowiednio ukształtowanej dętki, która bądź otwiera elementy wykonane z blachy, bądź też sama tworzy kłapę.

Jeszcze dalej idzie pomysł przedstawiony na rys. 23. Kilka dętek w stanie opróżnionym jest umieszczonych wewnątrz noska,

przy czym z zewnątrz są one otoczone mocnym płaszczem gumowym. Pod działaniem sprężonego powietrza dętki rozprężają się wskutek czego płaszcz zewnętrzny rozciąga się tworząc kłapę przednią o płynnym kształcie. Dodatkową zaletą takich urządzeń



Rys. 23. Kłapa przednia wg Sojera i Barrona. Pod wpływem rozprężania się szeregu dętek płaszcz gumowy rozciąga się, tworząc kłapę przednią.

dzeń elastycznych jest to, że powierzchnia profilu jest szczelna co jest zasadniczym warunkiem skuteczności działania kłapy. Szczelność bardzo trudno jest uzyskać w konstrukcjach, składających się z elementów blaszanych, nieszczelności mogą zmniejszyć skuteczność kłapy w silnym stopniu (nawet do 50%).

Z powyższego przeglądu widać, że kłapy przednie, których kilka typów omówiliśmy, są dość skutecznym środkiem zwiększania $C_{z \max}$, dając w przypadku profili laminarnych i szybkościowych (o $C_{z \max} = 0,7$ do $1,4$) przy współpracy z dość niewyszukanymi kłapami spływowymi $C_{z \max} = 2,0$ do $3,0$ w odniesieniu do samego profilu, zaś w odniesieniu do skrzydła ze skosem samolotu szybkiego $C_{z \max} = 1,7$ do $2,1$. Oprócz tych stosunkowo wysokich wartości $C_{z \max}$, kłapy przednie pozwalają na poprawę własności lotnych samolotu przy dużych kątach natarcia i przy przeciągnięciu (poprawa stateczności podłużnej i poprzecznej) dzięki czemu można nowoczesnym samolotom szybkim zapewnić dostateczną sprawność i bezpieczeństwo przy startach i lądowaniu, nie zmniejszając możliwości lotu szybkiego, jakie dają nowoczesne profile szybkościowe.

R. L.

Na półkach księgarskich

Warsztatowiec lotniczy, Andrzej Kokot, Józef Niespał, Adam Skarbiński, Wydawnictwo Ligi Przyjaciół Żołnierza, 1953 r., stron 284.

Omawiana książka wchodzi w skład biblioteki lotniczej LPZ. Książka zapoznaje Czytelnika w przystępny sposób z podstawowymi zagadnieniami pracy w warsztatach lotniczych, a właściwie szybkościowych. Szybocową przynależność Autorów wyraźnie daje się odczuwać w książce, której tytuł też w tym duchu powinien być zmieniony w następnym wydaniu. Treść książki zawiera omówienie następujących tematów: schemat organizacyjny warsztatów lotniczych, tworzywa lotnicze, rysunek techniczny, narzędzia i przyrządy pomiarowe (budowa i zastosowanie), trasowanie, obróbka metali, spawanie, wykonywanie pomocy warsztatowych, obróbka drewna, obróbka tworzyw sztucznych, prace tapicerskie, prace lakiernicze, montaż, kontrola techniczna oraz zasady bezpieczeństwa i higieny pracy. Zgromadzenie tak obszernego wyboru tematów nie mogło się, oczywiście, ustrzec od pominięcia niektórych, podania zbyt szupkiego innych lub zamieszczenia błędnych informacji. Podany materiał w każdym razie może zapoznać Czytelnika z zagadnieniami występującymi w warsztatach szybkościowych i zachęcić do szukania dalszych wiadomości w źródłach szczegółowych, fachowych w poszczególnych specjalnościach. Do usterek książki, które powinny być usunięte przy opracowywaniu drugiego wydania, należy zaliczyć: niezbyt staranne rysunki, które są w dodatku często zupełnie nieobjaśnione w tekście, zbędne lub błędne (np. rys. 60, 64, 122, 172, 198, 216, 262, 278, 284 itp.); zbędne powtarzanie tematów rysunków (np. rys. 80 i 187, rys. 312 i 339, rys. 101 i 207); stosowanie błędnych oznaczeń: ciężar właściwy g/cm^3 , kg/mm^2 , kg/m^2 , KW, chociaż znajduje się i prawidłowe; mówienie na str. 257 o kleju koloidowym, o którym w rozdziale środki klejące (str. 41) nie było mowy; oznaczenia niewłaściwe: kompresor, gryzarka, rycina, wiertło spiralne; niezgodność niektórych oznaczeń i nazw z polskimi normami, co dotyczy zwłaszcza rozdziału o rysunku technicznym; mało staranna korekta. Książka zasługuje na uznanie, jako pierwsza po wojnie próba stworzenia podręcznika warsztatowego dla pracowników lotnictwa.

S. M.

Zasady automatyzacji i kontroli procesów produkcyjnych, mgr inż. Tadeusz Kostecki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 280.

W książce opisano znaczenie automatyzacji, zasady regulacji automatycznej (pojęcia podstawowe, metody regulacji, części składowe układów regulujących, urządzenia pomocnicze, regulatory, sterowanie zdalne) oraz automatyzację procesów regulowania i kontroli w przemyśle na przykładach przemysłu włókienniczego i szklarskiego oraz automatyki w kotłowniach. W książce, bogato (309 rysunków) ilustrowanej przejrzystymi schematami, pracownicy lotnictwa znaleźć mogą wiele przydatnego materiału.

S. M.

Pomiary twardości metali, mgr inż. Stefan Błażewski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 168.

W książce objaśniono metody badania twardości metali stosowane w przemyśle. Treść dzieli się na dziesięć rozdziałów, w których omówio-

no wiadomości wstępne o twardości i metodach badania, statyczne metody pomiaru twardości, twardościomierze przenośne oraz do masowej kontroli, wyznaczenie twardości za pomocą sprężystego odskoku węgelnika oraz za pomocą wahadła Herberta, porównanie twardości wyznaczonej różnymi metodami, badanie twardości przy małych obciążeniach węgelnika oraz pomiary mikrotwardości. Przejrzyste liczne (133) rysunki i schematy, tablice użytkowe i pomocnicze (16) oraz tabele (20) uzupełniają książkę, która może być cenną pomocą dla pracowników i zbiorów pomiarowych i kontroli w przemyśle lotniczym.

S. M.

Wyciskanie na zimno metali nieżelaznych, W. E. Faworski, tłum. z ros. mgr inż. Kazimierz Bosiacki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 87.

Książka porusza interesujące technologów przemysłu lotniczego problemy wyciskania na zimno aluminium, duralu, mosiądzów oraz miedzi i cynku, przy czym podaje szereg przydatnych wiadomości użytkowych. Treść sześciu rozdziałów zawiera ogólne wiadomości o procesie wyciskania na zimno, teorię procesu wyciskania na zimno, technologię, wymagania konstrukcyjne stawiane przyrządom, warunki eksploatacji i trwałość tłoczników przy wyciskaniu na zimno oraz porównanie wyciskania z innymi metodami obróbki. W załączniku przedstawiono trzy przykłady, w dwóch wariantach, schematów procesów technologicznych wykonania przedmiotów w porównaniu do omawianej metody.

S. M.

Tłocznictwo, tom II, H. Hilbert tłum. z niem. inż. Zygmunt Kazubski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 211.

Wzmianka o tomie I omawianej pracy ukazała się w zeszycie nr 3 z roku 1954 „Techniki Lotniczej”. Treść tomu drugiego dzieli się na sześć rozdziałów, zawierających następujące tematy: budowanie planów operacyjnych (z 20 przykładami) i zasady kształtowania przedmiotów za pomocą tłoczenia, kształtowanie materiału przez gięcie i płytkie wytłaczanie, kształtowanie przedmiotów przez ciągnięcie, tłoczenie przez obciążanie, maszyny do gięcia oraz wykonywanie ciągników. W II tablicach zawarto szereg przydatnych wartości oraz wykresów. Książka może być z pożytkiem wykorzystana przez pracowników biur opracowania produkcji przemysłu lotniczego.

S. M.

Rurociągi i armatura, mgr inż. Leon Gosztowtt, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 224.

Książka zawiera szereg informacji, które mogą przydać się pracownikom wyposażenia lotniczego. W treści podano wiadomości wstępne, teoretyczne i ogólne, rodzaje przewodów rurowych, połączeń i kształtek oraz ich zastosowanie, odkształcenia cieplne i mechaniczne, umiejscowienie i izolacja rurowciągów, klasyfikacja i normalizacja armatur, rodzaje zaworów sterujących, zabezpieczających i pomocniczych oraz ich zastosowanie, obciążenia wytrzymałościowe rurowciągów i armatur. Liczne (68) tablice oraz wykaz piśmiennictwa (51 pozycji) dopełniają całości.

S. M.

PRZEGŁĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK IV

WARSZAWA, LIPIEC – SIERPIEŃ 1954

Z E S Z Y T 3

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

- 55* 532.522 21
Romanienko P.: Przyczynek do teorii eżektora i obliczania urządzeń strumieniowych. „K teorii eżekcji i rascztu strujnych apparatow”. Izv. Akad. Nauk SSSR Otd. Techn. Nauk, Nr 6, czerw. 53, s. 837; B5 18 str., 3 rys., 9 wykr., 4 tabl., 8 poz. bibl. — Teoria Tollmiena dobrze sprawdza się w ośrodkach ciekłych, lecz daje 17 — 20% nadmiar w ośrodkach gazowych. Szczegółowe dodania procesu mieszania się dwóch współosiowych strumieni gazowych pozwoliły na wprowadzenie dodatkowych równań, które dobrze sprawdzają się na drodze doświadczalnej. W. Narkiewicz.
- 56* 533.6.013.42:629.13.014 21
Teoretyczne rozważania kilku typów flatteru o jednym stopniu swobody. „Theoretical investigation of several types of single degree of freedom flutter”. J. aero. Scien., t. 19, Nr 2, luty 52, s. 101; A4, 10 str., 1 rys., 10 wykr., 17 poz. bibl. — Jakkolwiek możliwości nieliniowych drgań płatów o jednym stopniu swobody, umieszczonych w strumieniu powietrza, były analizowane przez Glauerta w r. 1929, to dopiero w nowszych czasach sprawa flatteru nabiera coraz większego znaczenia. Duże prędkości lotu, duże liczby Macha, skośne i bardzo elastyczne skrzydła to czynniki zaostrzające ten problem. W artykule są rozpatrzone drgania podłużne płatów, drgania powierzchni sterowych, drgania giętkie skrzydeł skośnych znajdujących się w opływie poddźwiękowym oraz drgania podłużne skrzydeł prostokątnych i skrzydeł typu delta w opływie naddźwiękowym. R. Lewandowski.
- 57* 533.6.013.42:629.135 21
Berkeley Kinnaman E.: Badanie flatteru całych samolotów na drodze doświadczalnej. „Flutter analysis of complex airplanes by experimental methods”. J. aero. Scien., t. 19, Nr 9, wrześ. 52, s. 577; A4, 7,5 str., 9 fot., 9 rys., 3 wykr. — Wyniki badań tunelowych samolotu o elastycznych, skośnych skrzydłach o dużym wydłużeniu, z masami rozłożonymi wzdłuż rozpjetiści. Model samolotu podobny dynamicznie i elastycznie był poddany szeregowi prób w tunelu. Rozważania teoretyczne, badania tunelowe oraz wyniki badań w locie pozwoliły na wypracowanie metody pozwalającej z pewnym przybliżeniem określić własności aeroelastyczne samolotu jeszcze w okresie projektu wstępnego. R. Lewandowski.
- 58* 533.691.11 21
Robinson A.: Teoria siły nośnej płata w kształcie jaskółczego ogona o małym wydłużeniu. „Aerofoil theory for swallow tail wings of small aspect ratio”. Aero. Quart., t. 4, cz. 1, sierp. 52, s. 69; A4, 14 str. 2 rys., 2 wykr., 7 poz. bibl. — Metoda obliczenia siły nośnej występującej na płacie w kształcie jaskółczego ogona o małym wydłużeniu. Dla danego kąta natarcia w granicach teorii, współczynnik siły nośnej i oporu indukowanego są proporcjonalne do wydłużenia i niezależne od liczby Macha. Rozwiązanie dokładne jest opracowane dla granicznego przypadku małego skosu krawędzi spływu. R. Lewandowski.
- 59* 536.461 21
Popow W. A.: O istocie stadium wibracyjnego rozprzestrzeniania się płomienia. „K woprosu o prirode vibracionnoj stadii rasprostranienija plamieni”. Dokl. Akad. Nauk SSSR, t. 91, Nr 2, 1953, s. 305; B5, 3 str. 1 fot., 1 wykr., 2 poz. bibl. — Krótki opis doświadczenia i obliczenie potwierdzające hipotezę wpływu drgania całej masy gazu na wibracje frontu płomienia. W. Narkiewicz.
- 60* 538.74:629.13.053.1 21
Zieleziński J.: Przyczyny błędnych wskazań busoli magnetycznej. Skrzydł. Polska, r. 9, Nr 1, stycz. 53, s. 18; A4, 2 str., 6 rys. — Wskazano warunki pracy busoli magnetycznej oraz błędy wskazań jakie występują przy wzlecie samolotu na skrzydło, w locie wznoszącym i ślizgowym, podczas przyspieszeń i w zakręcie. S. Madeyski.
- 61* 621.43.016.4:621.565.934 21
Peracchio S.: Regeneracja w silnikach turbo-śmigłowych. „La rigenerazione negli impianti a turbo-elica”. Aerotecnica, t. 32, Nr 3, czerw. 52, s. 124; A4, 2,5 str., 2 wykr. — Dyskusja użyteczności wymienników ciepła w silnikach turbo-śmigłowych. Określony jest czas lotu, powyżej którego ciężar wymiennika zostaje skompensowany przez większą sprawność. Następnie omawia się optymalną sprawność regeneracji. J. Roliński.
- 62* 621.431.75:621.923.5 21
Szulc S.: Polerowanie w produkcji silników lotniczych. Techn. Lotn., r. 8, Nr 4, lip.-sierp. 53, s. 104; A4, 5,5 str., 6 fot., 2 rys., 5 tabl., 6 poz. bibl. — Ogólne zagadnienia oraz istniejące teorie i hipotezy z dziedziny polerowania. Własności spolerowanej powierzchni, zwłaszcza jej bezpostaciowość, zjawiska polerowania i wynikające stąd warunki zaistnienia polerowania, charakterystyka środków polerowania w zastosowaniu do różnych metali. (a.)
- 63* 621.438:629.135.42 21
Hawthorne R.: Turbiny spalino-wo do śmigłowców. „Gas turbines for helicopters”. Aviat. Age, t. 19, Nr 4, kw. 53, s. 95; Nr 5, maj 53, s. 96; 28X28 cm, 7 str., 1 fot., 2 rys., 21 wykr., 2 poz. bibl. — Obszerne streszczenie wyczerpującej dyskusji na ten temat na zgromadzeniu SAE w styczniu 1953 r. Do zastosowania śmigłowego specjalnie nadają się turbiny „wolne” tzn. część napędowa turbiny nie jest sprzęgnięta ze sprężarką. Turbina spalino-wo ma szereg zalet w stosunku do silników tłokowych, a w szczególności ciężar ca 50% mniejszy. Przy dużych mocach wyrównuje się również zużycie paliwa. Artykuł jest bogato ilustrowany porównawczymi wykresami. W. Narkiewicz.
- 64* 621.45.001.573:621.313.13.621.45 21
Goworow A.: Teoria silników odrzutowych. „Teoria rieaktywnych dwigatielej”. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 5, maj 53, s. 65; B5, 6 str., 5 rys. — W trzynastym kolejnym artykule omawia się proces spalania w silniku turbo-odrzutowym. Ocena różnych typów wtryskiwanych i komór spalania. Omówienie pojęć sprawności spalania, sprawności ogólnej komory spalania i obciążenia cieplnego. W. Narkiewicz.
- 65* 621.45:531.837 21
Powell A.: Hałas silnika pulsacyjnego. The noise of a pulse jet. J. Helicopter Ass. Great Britain, t. 7, Nr 1, lip. 53, s. 32; A5, 10 str., 1 rys., 3 wykr., 1 tabl. — Próby z pomiarem hałasu silników pulsacyjnych wykazały, że wydają one zasadniczo dźwięk prosty, zbliżony do klasycznego źródła akustycznego o częstotliwości pulsacji silnika. Stosunkowo bardzo duży procent energii, bo około 1%, jest przekształcony na dźwięk, w porównaniu z ca 0,01% przy silnikach turbinowych. Umieszczenie silników parami daje pewne, bardzo ograniczone, możliwości stłumienia hałasu przez interferencję akustyczną. W. Narkiewicz.
- 66* 621.45.001.573:621.313.13:533.6.07 21
Brumbaugh K. D.: Napędy elektryczne do badań silników odrzutowych. „Electric power for jet-engine research”. Electr. Engng., t. 71, Nr 2, luty 52, s. 118; A4, 5,5 str., 2 fot., 3 rys., 4 wykr., 1 tabl., 3 poz. bibl. — Laboratoria silników odrzutowych NACA Lewis posiadają szereg tuneli aerodynamicznych napędzanych silnikami elektrycznymi o łącznej mocy 150000 KW i rocznym zużyciu energii elektrycznej 11.800.000 kWh. Omówiono rodzaj i typ urządzeń elektrycznych do napędu poszczególnych rodzajów tuneli i stoisk badawczych, sposoby regulacji i obciążenie sieci zależnie od pory roku. Perspektywy rozwoju. L. Piechowski.
- 67* 629.13.002.5:621.915 21
Wysokowydajne frezowanie duralu. „Power Ronting” Aircr. Prod., t. 15, Nr 178, sierp. 53, s. 284; 3 str., 5 fot. — Produkcja szkieletu skrzydła samolotu. Szkielety wykonane z płyt duralowych grubości 25 mm frezuje się po dwie sztuki za jednym przejściem przy pomocy frezarki o mocy 30 KM i liczbie obrotów freza 14400 obr/min sterowanej przy pomocy solenoidów zamocowanych na specjalnym stole. Frez prowadzony jest przez szablon wykonany z blachy grub. 6 mm. J. Luboński.
- 68* 629.135.002.2:621.97.4 21
Osiński Z.: Metody wytwarzania dużych blaszanych elementów samolotu. Techn. Lotn., r. 8, Nr 6, list.-grud. 53, s. 105; A4, 8 str., 24 rys., 1 wykr., 7 tabl. — Metody wytwarzania dużych blaszanych elementów samolotu takich, jak np. żebra skrzydłowe, przegrody, płaszcze zbiorników itp. Omówione są tylko metody stosowane przy produkcji dużych liczby samolotów. Koszty produkcji związane z omawianymi metodami.
- Przykładowe opracowanie wykonania noska żebra skrzydłowego. Dla trzech wariantów wykonania noska przeprowadzono analizę bezpośrednich kosztów produkcji. (a.)
- 69* 629.13.006.2(47) 21
Obliczeniowo-doświadczalne biuro lotnictwa. „Awiacionnoje rasczotno-ispytatelnoje biuro”. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 6, czerw. 53, s. 93; B5, 1,5 str. — Krótkie omówienie prac i osiągnięć biura, które powstało w 1916 r. pod przewodnictwem Zukowskiego i przy współpracy najznakomitszych aerodynamicznych i obliczeniowców rosyjskich. Utworzenie C. A. G. I. w 1918 r. wchłania cały kolektyw uczonych tego biura dając im możliwość pracy na znacznie szerszym polu. W. Narkiewicz.
- 70* 629.13.014.675 21
Nowakowski W., Sandauer J.: Obliczanie kłapki wyważającej. Techn. Lotn., r. 8, Nr 4, lip.-sierp. 53, s. 110; A4, 1,5 str., 1 rys., 1 wykr. — Metoda obliczenia kłapki wyważającej dla podłużnego wyważania. Zamieszczone dane pozwalają na zaprojektowanie kłapki wyważającej na sterze kierunku czy też lotce. Kłapka wyważająca może działać skutecznie tylko wtedy, gdy w układzie sterowania (zwłaszcza w samolotach mniejszych) nie występuje zbyt duże tarcie. (a.)
- 71* 629.13.014.69 21
Bradbury F. J., Parker S. M.: Niektóre wymagania konstrukcyjne sterownic serwowymotorowych. „Powered flying controls: some design considerations”. Inst. Mech. Engrs. Proc. (B), t. 1B, Nr 4, 1952, s. 99; A4, 14 str., 1 fot., 14 rys., 2 wykr., 2 poz. bibl. — Treść stanowi odczyt wraz z dyskusją słuchaczy, z nadesłanymi uwagami oraz odpowiedziami autorów. Na przykładach instalacji hydraulicznych omówiono szereg zagadnień występujących przy stosowaniu w nowoczesnych dużych samolotach układów serwowymotorowych w sterownicach samolotu. Wskazano charakterystyczne układy oraz typowe instalacje. Omówiono czynniki zapewniające stateczność; podano zasady konstrukcji zaworów sterujących i dławików; poruszono sprawę prób na stoiskach oraz możliwości rozwoju na przyszłość. S. Madeyski.
- 72* 629.13.014.9 21
Pożyteczna pomoc szkolna. „Poleznoje uczebnoje posobie”. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 12, grud. 52; s. 78; B5, 3,5 str., 4 fot., 1 rys. — I. Pietruchin opracował proste urządzenie, stanowiące pożyteczną pomoc szkolną przy nauczaniu użytkowania radiokompasu. Urządzenie składa się ze stołu, na którym można przesuwając płaską makietę samolotu z imitacją radiokompasu, którego strzałka jest połączona sznurkiem z radiolatarnią. Przy pomocy tego urządzenia można przerabiać wszelkie metody lądowania na radiokurs. W. Narkiewicz.
- 73* 629.13.014.9 21
Babajew A.: Szkolenie pilotażu. „Obuczenie letczikow pilotażu”. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 5, maj 53, s. 56; B5, 5 str., 1 fot. — Wybitny lotnik radziecki ppłuk. A. Babajew dzieli się swoim doświadczeniem z dobytym przy szkoleniu pilotów w wyższym pilotażu. Omówienie błędów zwykle popełnianych w lotach grupowych. W. Narkiewicz.

- 74* 629.13.014.9 21
Poglądowa pomoc naukowa dla nauki aeronawigacji. „Uczebno-naglad-
noje posobie po samolotowozdneniu”. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 6,
czerw. 53, s. 80; B5, 5 str., 7 rys., 1 wyk., 1 tabl. — Szczegółowy opis
urządzenia pomiaru C. Ł. Gawrikowa, dla ułatwienia wykładów i zajęć
praktycznych przy nauce lądowania i lotów na radiokompas. W. Nar-
kiewicz.
- 75* 629.13.053.2 21
Czerkasow A.: Określenie i uwzględnienie poprawki aerodynamicznej
szybkościomierza. „Opriedelenie i ucot aerodinamiczeskoj poprawki uka-
zatiela skorosti”. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 7, lip. 53, s. 35; B5,
11 str., 4 rys., 2 wyk., 2 tabl. — Omówienie przyczyn powstawania błę-
dów aerodynamicznych wskazań szybkościomierza i obszerne omówienie
metody określenia tej poprawki przez pomiar prędkości samolotu wzglę-
dem ziemi. W. Narkiewicz.
- 76* 629.135 21
Szczegóły technicznego rozwiązania pasażerskiego samolotu Vickers
Viscount 700. „The Vickers Viscount 700 — technical features”. Aeroplane,
t. 84, Nr 2175, marz., 53, s. 373; A4, 10 str., 12 rys. — Podano szereg ciek-
awych szczegółów rozwiązania konstrukcyjnego nowego brytyjskiego sa-
molotu komunikacyjnego z napędem śmigłowo-turb nowym. Liczne szkice
i schematy służą do objaśnienia. Omówiono konstrukcję skrzydła
i kadłubów, klimatyzację kabiny ciśnieniowej, instalację elektryczną, hy-
drauliczną, paliwową i odladzającą, wreszcie układ sterownic. S. Ma-
deyski.
- 77* 629.135 21
Transport kolejowy samolotu. Techn. Lotn., r. 8, Nr 6, list.-grudz. 53,
s. 173; A4, 2 str., 8 rys. — Przykład rozwiązania problemu, z którym
użytkownicy sprzętu lotniczego mają bardzo często do czynienia, kon-
struktorzy zaś samolotu powinni być zapoznani, aby odpowiednio przy-
gotować urządzenia pomocnicze oraz instrukcje. Problem transportu
sprzętu lotniczego jest przeważnie niedoceniany, co powoduje nieraz
jego uszkodzenie lub nawet zniszczenie. Madeyski S. (t.).
- 78* 629.135(47) 21
Jurjew B. N.; Popow W. A.: O wykonaniu przez A. F. Możajskiego
pierwszego samolotu, który oderwał się od ziemi. „O sozdanii A. F. Mo-
żajskim pierwowo podniawszewosia w wożdżach samolota”. Izw. Akad.
Nauk SSSR, Otd. techn. Nauk, Nr 7, lip. 53, s. 1065; B5, 9 str. — Doku-
menty historyczne dotyczące samolotu Możajskiego i jego prób są bardzo
skąpe i stąd powstało wiele artykułów popularnych, które budzą wątpli-
wości wśród czytelników. Podano sumienny przegląd znanych doku-
mentów historycznych. Z tych materiałów wynika niezbicie, że Możajski
zbudował samolot, który uległ poważnemu uszkodzeniu podczas prób.
W. Narkiewicz.
- 79* 629.135.004.5 21
Hardingham R. E.: Utrzymanie zdolności do lotu statków powietrznych.
„Maintaining airworthiness in operation”. J. Royal Aero. Soc., t. 56,
Nr 503, list. 52, s. 819; B5, 22 str., 4 fot., 4 rys., 11 wyk. — Treść od-
czytu autora w R. A. S., w którym wymagania zdolności do lotu zostały
podzielone na 3 części tj.: sprawność, łatwość obsługi i prostota. Autor
podaje wykresy co do wymagań zdolności do lotu przy starcie, lądowa-
niu i przelocie w związku z osiągnięciem dużych prędkości oraz pod-
kreśla kierunek rozwoju wymagań odnośnie bezpieczeństwa wynikającego
raczej ze sprawności samolotu, niż jego wytrzymałości. Zasadniczą
częścią dokumentów zdolności do lotu stała się książka pokładowa za-
wierająca pełną charakterystykę samolotu. F. Janik.
- 80* 629.135.1 21
Polskie konstrukcje modeli latających. Skrzydł. Polska, r. 9, Nr 5, maj,
53, s. 104; A4, 1 str., 9 rys. — Rysunki w 3 rzutach, krótkie opisy tech-
niczne i dane modeli szybowców „Tatry”, „Harnaś”, G. H. L-4 „Kroś-
niak” GHS-16, modelu silnikowego GHS-42, oraz modelu z napędem gu-
mowym S. J. „Mira”. B. Kitzman.
- 81* 629.135.15 21
Szybowiec klasy mistrzowskiej A-2. Skrzydł. Polska, r. 9, Nr 6, maj 53,
s. 121; A4, 1 str., 1 fot., 1 rys. — Opis konstrukcyjny i dane czeskiego
modelu latającego — szybowca klasy A-2. Autor uważa ten model za
wzorowy. Rysunek w 3 rzutach. B. Kitzman.
- 82* 629.135.15 21
Witkowski R.: Pionyr. Skrzydł. Polska, r. 9, Nr 6, maj 53, s. 118; A4,
1 str., 1 fot., 1 rys. — Pionyr jest czeskim szybowcem szkolnym dwu-
miejscowym. Opis konstrukcyjny zwracający uwagę na zalety tego szy-
bowca. Tabela danych. Rysunek w trzech rzutach. B. Kitzman.
- 83* 629.135.15 21
Dwumiejscowy szybowiec HKS 1 w próbach. „Doppelsitzer HKS 1 in der
Erprobung”. Weltluftfahrt, t. 5, Nr 9, wrzes. 53, s. 214; A4, 1,5 str., 5 fot.,
3 rys. — Doświadczalny szybowiec wyczynowy z laminarnym — profilem
brał udział w zawodach szybowcowych w Oerlinghausen. Omówienie me-
tody krycia skrzydła pokryciem sklejkowym typu „sandwich” z zach-
owaniem dokładności profilu $\pm 0,05$ mm. Konstrukcja mechanizmu zmiany
wysklepienia profilu zastępującego kłapy i służącego równocześnie do
sterowania poprzecznego. J. Sandauer.
- 84* 629.135.2:629.138.4 21
P'eines E. W.: Samolot Lockheed-1049 — „Super-Constellation”. „Die
Lockheed-1049 — „Super-Constellation”. Weltluftfahrt, t. 5, Nr 6, czerw. 53,
s. 134; t. 5, Nr 7, lip. 53, s. 165; A4, 16 str., 36 fot., 2 rys., 2 wyk.,
7 tabl. — Ciekawe omówienie historycznego rozwoju dużych samolotów
komunikacyjnych. Zestawienie danych o najnowszych typach samolotów
„Constellation” i „Super-Constellation”. Interesujące wykresy i tabele
porównawcze. Omówienie niektórych szczegółów konstrukcji samolotu, jak
np. zasad hydraulicznego urządzenia serwowatorowego sterownic, budo-
wy skrzydła o usztywnieniach integralnych, grupy napędowej i podwo-
zia. Objąsniłono sposób użytkowania podwieszanego pod kadłubem za-
sobnika mogącego pomieścić ok. 4000 kg przewożonego ładunku, przy
pojemności ok. 11 m³ i stosowanego przy niedużych odległościach lotu.
S. Madeyski.
- 85* 629.135.52 21
Wodnopłatowiec Princess. „The Princess”. Flight, t. 62, Nr 2279, wrzes.
52, s. 411; A4, 11 str., 11 fot., 8 rys., 79 poz. bibl. — Jest to górnopłat,
napędzany 10 zespołami turbo-śmigłowymi Bristol - Proteus. Woduje na
kadłubie i na 2 pływakach składanych na czas lotu w końcach skrzydeł.
Artykuł omawia wyczerpująco konstrukcję całego wodnopłatowca. Zaletą
opisu są rysunki perspektywiczne wyjaśniające ważniejsze rozwiązania
konstrukcyjne jak np. łączenie skrzydła z kadłubem, chowanie pływaków,
schemat sterowania. Podano również zestawieniowy rysunek perspekty-
wiczny i opinię oblatywacza na podstawie pierwszych lotów. B. Kitzman.
- 86* 797.5(47) 21
Stiepanow I.: Sport lotniczy w latach powojennych. „Awiaционны спорт
w poslewojennye gody”. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 5, 53, s. 24;
B5, 4 str. — W okresie powojennym umasowienie sportu lotniczego na-
brało szczególnie szerokiego rozmachu. Powstają liczne aerokluby, obfie-
cie zaopatrzone w nowe samoloty Jak 11 i Jak 18. Klasyfikacja sportow-
ców lotniczych jest połączona z normami lekkoatletycznymi. Obecnie
ZSRR posiada 90 międzynarodowych rekordów w dziedzinie lotnictwa
sportowego, z których większość przypada na osiągnięcia spadochronowe.
W. Narkiewicz.
- 87* 533.6:92 21
Srietienskij L. N.: Działalność naukowa S. A. Czapygina. „Naučnoje
tworczestwo S. A. Czapygina”. Izw. Akad. Nauk SSSR, Otd. techn.
Nauk Nr 1, stycz. 53, s. 106; B5, 3 str., 1 fot. — Krótkie omówienie róż-
norodnej działalności naukowo-matematycznej Czapygina, w szczegól-
ności na polu przepływu gazu. Opracowanie matematyczne ruchu stru-
mienia gazu wyprzedziło prace Zukowskiego i położyło podwaliny pod
aerodynamikę naddźwiękową. W. Narkiewicz.
- 88* 629.13:92 21
Winogradow R.: Znakomity uczoney radziecki. „Wydajuszczisja so-
wietiskij uczonyj”. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 6, czerw. 53, s. 71; B5,
6 str., 1 fot., 2 poz. bibl. — Krótka charakterystyka wszechstronnej
działalności naukowej W. P. Wietczinkina na polu nauk lotniczych. Omó-
wienie jego różnorodnych prac i ich znaczenie dla rozwoju nowoczesnego
lotnictwa. W. Narkiewicz.
- 89* 533.6.013.12:534.837:629.135 21
Walters A. G.: Hałas samolotu. „The noise from aircraft”. J. Royal
Aeron. Soc., t. 58, Nr 517, stycz. 54, s. 65; A4, 3 str., 4 rys., 6 wyk.,
1 tabl., 3 poz. bibl. — Teoretyczne rozpatrzenie zagadnienia powstawa-
nia tzw. bangu przy naddźwiękowych prędkościach lotu. Z dyskusji uło-
żonych równań wynika, że przy przekroczeniu przez samolot prędkości
dźwięku, nieruchomy obserwator usłyszy pojedynczy bądź podwójny
„bang”. W. Narkiewicz.
- 90* 533.6.011.4 21
Roy M.: Różne uwagi dotyczące „naddźwiękowego bangu”. „Diverses
remarques à propos du „gong sonique”. Recherche Aeron., Nr 36, list.-
grud. 53, s. 3; A4, 2,5 str., 2 rys., 1 wyk. — W uzupełnieniu swojej
wcześniejszej pracy, zajmującej się zjawiskiem akustycznym tzw. nad-
dźwiękowego bangu (C. R. Ac. des Sc., 13 paźdz. 1952, t. 235, str. 756)
autor wypowiada szereg oddzielnych uwag, z których najciekawsze do-
tyczą rzeczywistej struktury fal uderzeniowych w powietrzu i wielo-
krotności „uderzeń dźwiękowych” w bangu pochodzącym od samolotu.
A. Jakubowski.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz do-
kumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja
ukazuje się w postaci k a r t d o k u m e n t a c y j n y c h wyda-
wanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej
(Warszawa, al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart
dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację
naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagad-

nienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w pre-
numeracie 20 groszy.

CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy pu-
blikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami
dokumentacyjnymi.

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictwa Instytutu Lotnictwa:
Redaktor naczelny: mgr inż. Stanisław Witkowski. Redaktor Przeglądu
Dokumentacyjnego Lotnictwa: Stanisław Rudka.

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Sekcja Lotnicza
SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi —
mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski.

Adres Redakcji: Warszawa 10, Nowowiejska 24

Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Mickiewicza 18, tel. 6-11-51 i 6-08-66

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe miejsca zamieszkania oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54 — zł.

Półroczna 27.— zł.

[illegible]

Grupa		Nazwa	Znak PN	Odpowiedniki norm zagran.				Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowiedniki norm zagran.										Znaki PN										Odpowied									
-------	--	-------	---------	---------------------------	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---------------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--