

TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

TREŚĆ ZESZYTU

Lotnictwo Związku Radzieckiego	W. LEJA	87
Przy rysownicy — Opory szybkich samolotów (wg Goroszczenki)	95
Oglądamy samoloty Czechosłowackie	R. LEWANDOWSKI	101
Skrzynka techniczna — Dyskusja na temat artykułu W. Nowakowskiego „Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca“	104
Na półkach księgarskich	105
Nowe normy	106
Kronika	106

BIULETYN GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

Urządzenie elektronowe do pomiaru ciśnień	J. BORKOWSKI	11
---	------------------------	----

PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

(Załącznik: Roczny spis treści)

4

1951

GRUDZIĘŃ

ROK VI

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ

Objaśnienie do wykresów na okładce

Na ostatnich dwóch stronach tego zeszytu podajemy wykresy przedstawiające geometrię i charakterystykę aerodynamiczną dwóch śmigieł trójramiennych — a) śmigło Hamilton Standard 1 C 1 — 0, profil łopatek Clark Y, b) śmigło 5868 — X₂, profil łopatek również Clark Y (śmigło o średnicy 3050 mm było dmuchane w obecności gondoli silnika rzędowego o wysokości 1.100, szerokości 965 i długości 3.200 mm). Geometria łopat jest przedstawiona na wykresach zamieszczonych na przedostatniej stronie.

Oznaczenia są następujące:

- c_s — cięciwa łopatki β — kąt nastawienia łopatki
 g_s — grubość łopatki (mierzony na $3/4 R$)
 $D = 2 R$ średnica śmigła H_g — skok geometryczny
 r — promień biejący łopatki

$$H_g/D = \frac{1}{4}\pi \cdot t_g \beta$$

Charakterystyka aerodynamiczna jest określona współczynnikami bezwymiarowymi —

cechą ciągu $c_{P_s} = \frac{P_s}{\rho n^3 D^4}$

cechą mocy $c_{N_s} = \frac{N}{\rho n^3 D^5}$

posuwem $f = \frac{V}{n D}$

cechą średnicową $c_D = \frac{f}{c_{N_s}} = V \cdot \sqrt[5]{\frac{\rho}{N n^3}}$

przy czym: P_s — ciąg śmigła; N — moc silnika; n —

ilość obrotów/czas; ρ — gęstość powietrzna; V — prędkość postępową (lotu).

Cechą średnicową posługujemy się najczęściej przy dobieraniu średnicy śmigła i kąta nastawienia łopat dla danych warunków pracy (ρ , V , N , n). Za pośrednictwem współczynników c_{P_s} i c_{N_s} przeprowadzamy analizę pracy śmigła: ustalamy ciąg, sprawność, moc oddawaną przez śmigło itd., w zależności od warunków lotu.

Cechą średnicową posługujemy się najczęściej przy śmigła, posiadającego inną ilość łopat niż to odpowiada śmigłom podanym na wykresach (gdzie chodzi o śmigła trójłopate), należy pomnożyć współczynniki odczytane z wykresów przez mnożniki podane w poniższej tabeli:

Orientacyjne mnożniki przy przeliczeniu pracy śmigła trójłopatego na śmigło o innej ilości łopat.			
c_{P_s} i c_{N_s}		c_D	przy przeliczeniu na śmigło:
mnożnik	0,7	0,93	dwułopate
	1,3	1,06	czterołopate
	1,6	1,09	pięciołopate
	1,8	1,12	sześciołopate

Należy przy tym zauważyć że sprawność śmigła dwuramiennego jest o około 0,5% lepsza niż dla trójramiennego natomiast dla czteroramiennego o około 10% gorsza.

СОДЕРЖАНИЕ

Советская авиация	стр. 87
W. LEJA	
За чертежной доской — Лобовое сопротивление скоростных самолетов (по Б. Т. Горощенко)	95
R. LEWANDOWSKI	
Осматриваем чехословацкие самолеты	101
Технический почтовый ящик — Дискуссия на тему статьи В. Новаковского п. з. „Скоростной метод проверки продольной статической устойчивости самолета”	104
На книжных полках	105
Новые стандарты и проекты стандартов	106
Хроника	106

БЮЛЕТЕНЬ ГЛАВНОГО ИНСТИТУТА АВИАЦИИ

J. BORKOWSKI	
Электронический прибор для измерения напряжений	11

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ ОБЗОР АВИАЦИИ

TECHNIKA LOTNICZA — Kwartalnik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Koło Lotnicze SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ
 Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. Stanisław Madeyski, mgr inż. Ryszard Lewandowski, mgr inż. Jan Staszek, Redaktor Techniczny — Czesław Piekarski.

Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24.
 17.30—18.30.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-95-10 do 16.
 Kolportaż: PPK „Ruch”. Konto PKO I-19890/110

CONTENTS

W. LEJA	Page 87
Aviation of USSR	87
At the Drawing Board — Drag of High Speed Aircraft (based on Goroszczenko's Book)	95
R. LEWANDOWSKI	
Czechoslovak Aircrafts Reviewed	101
Technical Letter Box — Remarks on W. Nowakowski's „A Quick Method of Computing the Longitudinal Static Stability of an Aircraft”	104
On Booksellers Shelves	105
New Standarts	106
Chronicle	106

THE GIL BULLETIN

J. BORKOWSKI	Bull. Page 11
Electronic Equipment for Pressure Measurements	11

AVIATION BIBLIOGRAPHY

TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK VI

ZESZYT 4 (15)

GRUDZIEŃ 1951 R.

Mgr inż. WIKTOR LEJA

Lotnictwo Związku Radzieckiego

Dnia 7 listopada r. b. przypada 34 rocznica wybuchu Wielkiej Rewolucji Październikowej, która na jednej szóstej kuli ziemskiej obaliła ustrój kapitalistyczny, gdzie od tego czasu tworzy się i wzmacnia wielkie nowoczesne państwo komunistyczne — państwo sprawiedliwości i ładu społecznego — Związek Radziecki

Zamieszczony poniżej artykuł znanego inżyniera lotniczego, wybitnego działacza na terenie sportu lotniczego i Ligi Lotniczej, inż. W. Leji podaje obraz narastania potęgi lotniczej ZSRR, wskazuje w chronologicznym porządku wyczyny techniczne i sportowe, jakie osiągnął Związek Radziecki dzięki przemianom społeczno - ekonomicznym, zapoczątkowanym tam przez Wielką Rewolucję Październikową.

Wstęp

Skrzydłami pokoju i wolności — określają narody świata skrzydła lotnictwa radzieckiego.

Naród Polski zawdzięcza Armii Radzieckiej, a więc przede wszystkim lotnictwu radzieckiemu, wyzwolenie z ciemnej nocy okupacji. Lotnictwo polskie nie zapomni pomocy udzielonej przez ZSRR przy formowaniu pierwszych oddziałów lotnictwa polskiego, które dziś korzysta nadal z bogatych doświadczeń lotnictwa stalinowskiego.

W miesiącu pogłębienia przyjaźni polsko-radzieckiej naród polski, a zwłaszcza lotnictwo polskie łączy się w uczuciach głębokiej wdzięczności oraz szczerego podziwu dla coraz bardziej rozwijającego się lotnictwa ZSRR — potężnej siły, stojącej na straży pokoju.

Wspaniałe zwycięstwa Związku Radzieckiego, który własnymi siłami podołał trudnościom powojennej odbudowy i potrafił w krótkim czasie nie tylko zagoić rany, zadane przez wojnę, lecz uczynić ZSRR jeszcze potężniejszym niż był przed wojną, świadczą o tym, że gospodarka socjalistyczna poczyniła nowe wspaniałe postępy. Pod kierownictwem partii *Lenina* — *Stalina* wykonano pierwszą powojenną pięcioletkę odbudowy i rozwoju gospodarki, realizuje się stalinowski plan przeobrażenia przyrody, buduje olbrzymie elektrownie wodne i kanały nad Wołgą i Dnieprem, nad Donem i Amu-Darią, stwarzając w ten sposób potężną bazę materiałowo - techniczną dalszego, potężnego rozwoju. Lata powojenne przyniosły dalszy wspaniały rozwój lotnictwa radzieckiego, dalszy niezwykle szybki rozwój radzieckiej nauki lotniczej i techniki. Z uczuciem słusznej dumy narodowej ludzie radzieccy spoglądają na drogę rozwoju lotnictwa, gdyż Rosja jest ojczyzną lotnictwa, a twórcza myśl narodu rosyjskiego wyprzedzała stale i w znacznym stopniu naukę i technikę lotniczą.

Pierwsze rosyjskie osiągnięcia lotnicze

W jednej z dzielnic Moskwy mieści się Centralny Dom Lotnictwa, obejmujący także muzeum lotnictwa. Tu zebrano wszystko, co jest związane z historią lotnictwa radzieckiego od czasów najdawniejszych. Prawdziwe dokumenty i modele samolotów, silników, szybowców, wzory i rysunki, fotografie i obrazy odtwarzają etapy rozwoju lotnictwa. Stare kroniki podają, że już za *Iwana Groźnego (1547 — 1584)* chłop *Nikita* usiłował latać w Moskwie i rezydencji cara *Słobodzie Aleksan-*

drowskiej. W innej kronice opisuje się wzlot, którego w r. 1731 dokonał w *Riazaniu* prosty człowiek *Kriakutny*, na balonie powietrznym. Zrobił on powłokę, napełnił ją gorącym dymem i na takim balonie podniósł się wyżej od brzozy. Był to pierwszy w historii ludzkości wzlot balonowy, gdyż dopiero 5 czerwca 1783 roku *Józef i Stefan Montgolfier* dokonali w *Annoy* koło *Lyonu* pierwszych prób z balonami. Dnia 23 września r. b. przypadła 220 rocznica pierwszego na świecie lotu balonem, którego dokonał *Kriakutny*, wyprzedzając o 52 lata braci *Montgolfier*. Pierwszego lotu na świecie w celach naukowych dokonał nad *Moskwą* rosyjski uczonego akademik *Zacharow* w r. 1804 na aerostacie własnej konstrukcji, badając skład atmosfery. Poczył on wiele cennych spostrzeżeń, gdyż zbadał spadek temperatury, kierunki wiatrów w zależności od wysokości oraz stwierdził zjawisko odbicia się fal głosowych.

W Rosji zrozumiano wcześniej niż gdzie indziej, że praktyczna realizacja marzenia o lotach powietrznych powinna być oparta o naukę i że opanowanie oceanu powietrznego możliwe jest tylko przez studiowanie i badanie praw przyrody. Naród rosyjski wydał słynnych uczonych i działaczy, którzy zapoczątkowali technikę lotniczą.

Pierwsi luminarze wiedzy lotniczej ZSRR

Dzieje rosyjskiej nauki i techniki to łańcuch zdumiewających porywów i wysokich wzlotów myśli i głębokich badań. Jedynie zacofanie techniczne i ekonomiczne oraz zależność Rosji carskiej od zagranicy, feudalno - biurokratyczny aparat urzędniczy, zaśmiecony w znacznej mierze obcymi najemnikami, były przyczynami tego, że kraj nie zdołał w porę skorzystać z owoców pracy swych utalentowanych synów i dlatego nie miał do Wielkiej Październikowej Rewolucji dostatecznie rozwiniętego lotnictwa. Osiągnięcia lotnictwa radzieckiego, wielki postęp naukowo - techniczny, który uczynił z ZSRR najpotężniejsze mocarstwo świata, są nierozzerwalnie związane z *Łomonosowem*, *Mendelejewem*, *Zukowskim*, *Ciołkowskim*, *Czapygi-nem*, *Kotelnikowem*, *Niesterowem* i wielu innymi wybitnymi działaczami narodu rosyjskiego.

Wielki rosyjski uczonego — ojciec nauki rosyjskiej — *Michał Wasiliewicz Łomonosow*, żyjący w XVIII wieku (1711 — 1765), uzasadnił w swych badaniach naukowych prawa rządzące lotem w powietrzu ciał cięższych

od powietrza. W roku 1754 Łomonosow wynalazł pierwszy na świecie śmigłowiec, który, jak świadczą protokoły Akademii Nauk, zastosował on potem do badania górnych warstw atmosfery. W swych pracach naukowych, na dziesiątki lat, a w niektórych dziedzinach i na stulecia całe, ustalił Łomonosow zasadnicze idee ogólnej podstawy techniki. Z inicjatywy i według planu Łomonosowa założony został w roku 1775 uniwersytet w Moskwie, który szybko zdobył znaczenie wielkiego samodzielnego ośrodka naukowego. Tu też zostało przez uczonego po raz pierwszy drogą doświadczeń udowodnione prawo zachowania materii w procesach chemicznych. Łomonosow, w którego osobie z niezwykłą siłą uwydatnił się rosyjski geniusz naukowy, dokonał w swym laboratorium wiele prac, które zapoczątkowały nowy okres w historii rosyjskiej i światowej nauki chemicznej. W styczniu 1949 zostało otwarte muzeum *Michała Łomonosowa*. W zachowanym gmachu laboratorium chemicznego Łomonosow pracował od 1731 do 1755 r. W pracy tego wielkiego koryfeusza nauki przebijają gotowość służenia narodowi, którą zawsze wykazywała nauka rosyjska.

Nie mniej wielu byli również inni rosyjscy uczeni.

Uczony *Dymitr Mendelejew* ur. 8.2.1834 r., zm. 2.2.1907 r. — jeden z najznakomitszych chemików świata — zajmował się konstrukcją balonu stratosferycznego i sam osobiście dokonał lotu na tym balonie, aby przeprowadzić obserwacje nad zaćmieniem słońca dnia 7.8.1887 r. Najwspanialsze odkrycie XIX wieku — okresowy układ pierwiastków chemicznych według ciężaru atomowego — dokonane zostało też przez Mendelejewa. Nowe prawo stało się potężnym bodźcem dalszego rozwoju światowej myśli naukowej. W „Dialektyce przyrody“ *F. Engels* pisał: „Mendelejew, stosując nieświadomie prawo *Hegla* o przechodzeniu ilości w jakość, dokonał wielkiego czynu naukowego“. Działalność naukowa Mendelejewa obejmowała najrozmaitsze dziedziny nauki. Mendelejew opublikował ponad 500 prac drukowanych. Badał meteorologię oraz zasady aeronautyki. Dlatego *Żukowski* powiedział, że wybitny ten chemik był jednym z twórców współczesnej aeronautyki. Mendelejew dążył do wykorzystania bogactw naturalnych Rosji. Walczył, by ukryte we wnętrzu ziemi bogate zasoby surowców zostały wykorzystane w przemyśle. Jeszcze w r. 1888 wysunął pomysł podziemnej gazyfikacji węgla. Podkreślił konieczność uprzemysłowienia kraju i był prawdziwym rewolucjonistą technicznej myśli i czynu. Nad wejściem do auli Instytutu Chemicznego - Technologicznego imienia Mendelejewa w Moskwie, odznaczonego za prace orderem *Lenina*, widnieje sentencja wielkiego uczonego: „Posiew nauki dojrzeje dla żniw ludu“.

Teoretyczne rozwiązanie problemu ruchu odrzutowego dał około 50 lat temu wielki uczony rosyjski *Konstanty Ciołkowski*, ur. 17.9.1857, zm. 19.9.1935 r. W latach 1885 — 1895 zajmuje się on sterowcami i pisze około 30 prac. Prace *Ciołkowskiego* w tej dziedzinie były ogłoszone w r. 1887, zaś *Zeppelina* w r. 1891. Prace *Ciołkowskiego* wykorzystano praktycznie. Jednocześnie *Ciołkowski* zajął się takimi zagadnieniami aerodynamiki jak: znaczenie wydłużenia skrzydła, kąta natarcia itp. Skonstruował w r. 1897 tunel aerodynamiczny. Od 1908 r. zajmował się raketami i ruchem odrzutowym. Badając prawa ruchu rakiet, *Ciołkowski* stosuje zasadę stopniowego wprowadzenia w doświadczeniach i obliczeniach sił, od których zależy ruch rakiety. Opublikował wiele prac, a w ostatnich latach życia pracował nad zagadnieniem samolotów odrzutowych i dynamiki dużych szybkości. Przewidywał, że „po erze samolotów śmigłowych, winna nastąpić era samolotów odrzutowych, czyli samolotów stratosfery“. *Ciołkowski* był twórcą teorii napędu odrzutowego i pionierem teorii lotów międzyplanetarnych. Podał on naukowe uzasadnienie rozwiązania problemu komunikacji międzyplanetarnej. W starej Rosji *Ciołkowski* wegetował, za to w okresie radzieckim twórczość jego znalazła żywy oddźwięk w praktyce. Dzięki warunkom stworzonym przez rewolucję radziecką, uczony *Konstanty Ciołkow-*

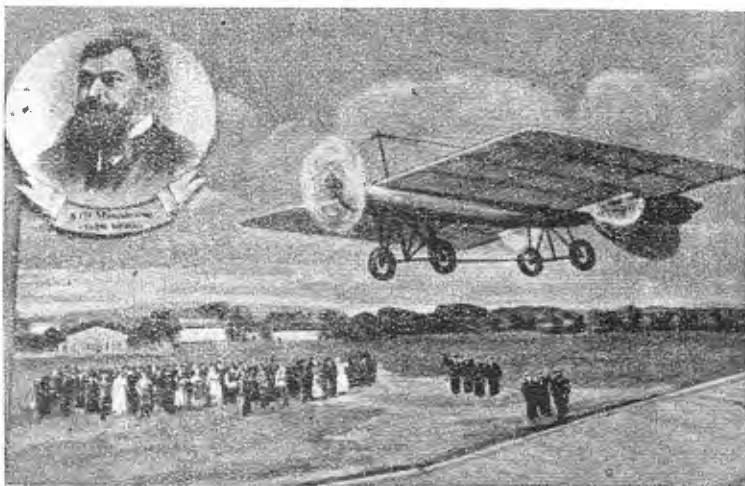
ski mógł lepiej kontynuować swoją twórczość, którą cechują dalekosiężne plany naukowe. Trud i osiągnięcia wielkiego uczonego doczekały się praktycznej realizacji i wspaniałego rozwoju, jak to wskazuje doniesienie o znaczeniu pocisku raketowego „*Katiuszy*“ podczas wojny, a samolotów odrzutowych obecnie. Dlatego *Stalin* nazwał *Ciołkowskiego* znakomitym człowiekiem nauki.

Taki wzlot twórczości naukowej w Rosji świadczy bezspornie o ogromnym dążeniu do wiedzy, świadczy o istnieniu szczególnych zdolności i talentów do nauki w narodzie rosyjskim. Jednak rząd carski nie pojmował roli nauki ojczyznej, gardził nią i odnosił się do niej podejrzliwie, a w razie potrzeby wolał przywozić gotowe zdobycze nauki i techniki z zagranicy. Co więcej — zagraniczna nauka i technika przyswajały sobie niejednokrotnie wynalazki rosyjskie. Tak było z wieloma odkryciami jak np. z radiem, które 7.5.1895 r. demonstrował *Aleksander Popow* (15.3.1859 — 13.1.1906). Tak też było i z lotnictwem. Historia lotnictwa mówi, że *Otto Lilienthal* (1846 — 1896), wykonał w latach 1891-96 przeszło dwa tysiące lotów ślizgowych, dochodzących nieraz do 100 m długości. Historia lotnictwa mówiła stale, że sławę pierwszych ludzi latających osiągnęli bracia *Wilbur* i *Orville Wright*, którzy dokonali dnia 17.12.1903 r. w *Kitty Hawk* pierwszego lotu na samolocie z silnikiem. A przecież faktycznym twórcą pierwszego samolotu na świecie, na którym mechanik Zakładów Rosyjsko - Bałtyckich *Iwan Gotubiew* dnia 20 lipca 1882 roku dokonał pierwszego lotu — jest wybitny działacz na polu nauki i mechaniki *Aleksander Możajski*, urodzony 21 marca 1825.

Na tle historii lotnictwa lot ten, na 21 lat przed lotem braci *Wright*, jest olbrzymim sukcesem nauki rosyjskiej jako jeden z czynów naukowych synów utalentowanego narodu rosyjskiego. Mimo, że niemiecki uczony *Helmholz* twierdził wówczas, że lot człowieka na aparacie cięższym od powietrza jest nie do pomyślenia, rosjanie: *Możajski*, *Mendelejew* i *Żukowski* swymi pracami obalili to twierdzenie. Loty na aparatach cięższych od powietrza, mówił *Mendelejew*, można obserwować w samej przyrodzie: ptak jest cięższy od powietrza, a jednakże lata. Doświadczenia *Możajskiego* wyprzedziły analogiczne próby zagranicznych wynalazców, jak w Ameryce *Samuela Pierpont Langley'a* (1834 — 1906), którego samolot w 1903 roku rozleciał się w powietrzu; jak *Hirama Maxima* — wynalazcy karabinu maszynowego, który zbudował w r. 1885 w Anglii olbrzymi samolot z dwoma maszynami parowymi, ale który w czasie prób w roku 1894 uległ zniszczeniu; jak *Klementa Adera*, który dokonał na samolocie *Avion 3* dnia 12.10.1897 r. lotu długości 50 m.

Skonstruowane i wypróbowane jeszcze w r. 1877 części składowe usterzenia samolotu *Możajskiego* o 30 lat wyprzedziły analogiczne prace Francuza *Henry Farmana*. *Aleksander Fiodorowicz Możajski* już w roku 1877 przeprowadził naukową analizę statku powietrznego, cięższego od powietrza, rozwinął teorię płaszczyzny nośnej, kąta natarcia, stateczności, uzasadnił rolę śmigła, sterowności, rolę sterów i lotek. Muzeum lotnicze, znajdujące się w Centralnym Domu Lotnictwa im. *Frunze* w Moskwie, posiada starą gazetę „*Kronstadtский Wiestnik*“ z dnia 12.1.1877 r., w której płk. *Bogostowski* opisuje ten aparat. Samolot *Możajskiego* był skonstruowany na podstawie dokładnych teoretycznych obliczeń, a co charakterystyczne, że posiadał on wszystkie niezbędne części składowe współczesnego samolotu, podczas gdy samolot braci *Wright* wyglądał inaczej. A więc *Możajski* nie tylko pod względem czasu, ale i pod względem konstrukcji wyprzedził innych konstruktorów, mimo ogromnych trudności materialnych, przy braku poparcia ze strony władz i ludzi, którym obce były interesy Rosji. W roku 1881 *Możajski* otrzymał patent na swój aparat. Był to jednopłat o powierzchni nośnej 371,6 m², posiadający 2 silniki parowe o mocy około 30 KM, napędzające 3 śmigła czteroramienne — jedno ciągnące, a dwa pchające. Kadłub miał kształt łódki, samolot mógł wodować. Aparat posiadał już kilka przyrządów pokładowych.

Ważył około 950 kg. Wiosną 1882 r. w Krasnym Siole *Możajski* montuje samolot, a dla wykonania startu buduje pochylnię i dnia 20.7.1882 r. po raz pierwszy statek powietrzny, cięższy od powietrza, tak zwana aerodyna, wzbija się w powietrze. Jeden z największych na świecie sukcesów myśli technicznej stał się faktem dokonanym. *Możajski* aż do śmierci projektował ulepszenia. Zmarł w r. 1890.



Rys. 1. Samolot A. F. Możajskiego

Radziecka nauka zerwała zasłonę zapomnienia, a dopiero państwo radzieckie oceniło zasługi *Możajskiego* i czci jego pamięć jako bojownika postępu, bohatera pracy i patrioty — twórcy pierwszego samolotu na świecie.

W r. 1889 *kpt. Kostowicz* zbudował benzynowy silnik dla żeglugi powietrznej.

Od czasów *Leonarda da Vinci* wielu uczonych pracowało nad skonstruowaniem spadochronu, lecz dopiero wynalazca rosyjski — *Kotielnikow*, wykonał użytkowy spadochron tornistrowy w roku 1911.

Nic też dziwnego, że już w r. 1880 ukazywały się w Rosji pierwsze czasopisma lotnicze, które np. w Anglii i Niemczech ukazały się dopiero około 1909 roku.

Rozwój lotnictwa rosyjskiego hamowało gospodarstwo zacofanie kraju, oraz brak poparcia twórczych sił narodu. Rządy carskie Rosji nie stwarzały pomyślnych warunków dla rozwoju lotnictwa.



Rys. 2.
Mikołaj Żukowski
(17.1.1847—17.3.1921)

Budowano co prawda przed i w czasie pierwszej wojny światowej pojedyncze samoloty wielosilnikowe, np. w roku 1913 po raz pierwszy w historii wystartował wykonany w Rosji wielosilnikowy samolot „*Rosyjski Witiaż*” a w roku 1914 na wielosilnikowym samolocie „*Ilia Muro-miec*” osiągnięto światowy rekord udźwigu, długości i zasięgu, wykonując także loty na ślepo.

Wielka Październikowa Rewolucja Socjalistyczna otworzyła ogromne możliwości dla owocnej działalności rosyjskich uczonych, konstruktorów i wynalazców, gdyż wyzwoliła twórcze siły narodu.

Partia *Lenina* — *Stalina* ujęła w swe mocne dłonie dzieło budowy Floty Powietrznej Kraju Rad. Już w pierwszym okresie istnienia państwa radzieckiego, *Lenin* i *Stalin* uczynili wszystko co tylko było możliwe, by stworzyć warunki konieczne dla owocnej pracy działaczy nauki i techniki lotniczej, z *Żukowskim* i *Czapłyginem* na czele.

Szczególnie wybitne zasługi w dziedzinie rozwoju nauki i techniki lotniczej posiada rosyjski uczoney *Mi-*

kołaj Żukowski, którego *Lenin* nazwał ojcem lotnictwa rosyjskiego. Nazwisko *Żukowskiego* znane jest na całym świecie, gdyż był to wybitny matematyk i wyjątkowo zdolny inżynier. Pozostawił 180 prac. Urodził się dnia 17.1.1847 r. we wsi *Oriechowo*. W roku 1868 ukończył uniwersytet. Po napisaniu pracy magisterskiej o kinematyce i doktorskiej o trwałości ruchu, rozpoczął badanie zagadnień hydromechaniki. W r. 1890 napisał artykuł o teorii latania, a później rozwinął teorię strug opływających, a więc teorię aerodynamiki. Wznosi się ponad poziom swoich czasów, przewiduje i uzasadnia teoretycznie perspektywy lotnictwa. Rozwiązał matematycznie problem latania i przepowiedział możliwość dokonywania „martwych pętli” o 23 lata przed zrealizowaniem pierwszej pętli w świecie przez rosyjskiego pilota wojskowego *kpt. Niestierowa*, który dnia 9.9.1913 r. wykonał tę figurę wyższego pilotażu, czym potwierdził słuszność teoretycznych obliczeń *Żukowskiego*. Słusznie zatem *Żukowski* uważany jest za twórcę teoretycznej i eksperymentalnej aerodynamiki.

Profesor *Żukowski* stworzył trwałe zasady współczesnego lotnictwa. Jemu i jego uczniowi *S. Czapłyginowi* zawdzięcza świat naukowe podstawy dzisiejszego lotnictwa. Badania *Żukowskiego* w dziedzinie powstawania siły nośnej skrzydła, teorii skrzydła i równowagi samolotów, wyprzedziły badania zagraniczne. Dzieła jego zostały przetłumaczone na wiele języków świata. *Żukowski* żył i pracował początkowo w ciężkich warunkach Rosji carskiej, przygniatającej wolną twórczą myśl uczonego i stawiającej przeszkody materialne na drodze jego działalności naukowej. Dość powiedzieć, że długo starał się o zmontowanie na uniwersytecie tunelu aerodynamicznego i był zmuszony przeprowadzać swe świetne doświadczenia bez niezbędnych instalacji technicznej — badawczych. Już w pierwszych latach po Rewolucji, *Żukowski* wykazał całą swą wielkość jako obywatel swej wielkiej ojczyzny. Swą wiedzę naukową oddał, podobnie jak *Pawłow* i inni na usługi młodej Republiki Rad.

Na mocy zarządzenia *Włodzimierza Lenina* założono dnia 23.12.1918 Centralny Instytut Aero-Hydrodynamiczny „*CAGI*”, którego kierownikami byli *Żukowski* i *Czapłygin*. Dziś jest to Lotniczy Instytut Naukowo-Badawczy. W tym też okresie zorganizowano Instytut Inżynierów Lotnictwa, który został przekształcony na Akademię im. *Mikołaja Żukowskiego*, którą obecnie kieruje uczeń *Żukowskiego*, laureat nagrody stalinowskiej, generał inż. *W. Juriew*.

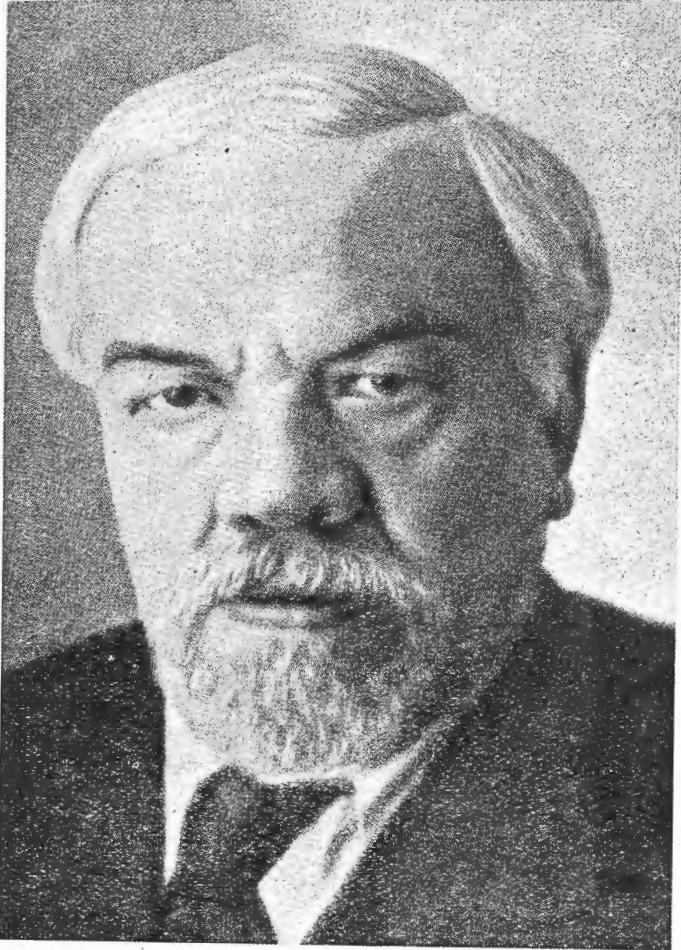
Marzenia *Żukowskiego* urzeczywistniła władza radziecka, umożliwiając mu owocną pracę. *Żukowski* pozostał po sobie cenną spuścizną, która oddaje i dziś nieocenioną pomoc w rozwoju potężnego lotnictwa radzieckiego. Dnia 17 marca 1921 r. po ciężkiej chorobie prof. *Mikołaj Żukowski* rozstał się z życiem. Śmierć jego była wielką stratą dla lotnictwa radzieckiego. Nauka lotnicza straciła w osobie *Żukowskiego* pioniera lotnictwa — jednego z najwybitniejszych twórców światowej nauki lotniczej. Władza radziecka oceniła wybitną działalność twórczą tego koryfeusza nauki lotniczej. Uchwała Rady Komisarzy Ludowych z dnia 3 grudnia 1920 roku, podjęta z okazji 50 rocznicy działalności naukowej *Żukowskiego* i podpisaną przez *Włodzimierza Lenina*, *M. Żukowski* został nazwany „ojcem lotnictwa rosyjskiego”. *Żukowski* otoczony jest czcią i szacunkiem nie tylko w ZSRR, ale i w całym świecie. Życie jego ilustruje filmowa opowieść „*Zwycięzca Przystworzy*” produkcji Mosfilmu z r. 1950. Film ten pokazuje, że dzięki geniuszowi tego wielkiego rosyjskiego uczonego, marzenia ludzkości o Ikarowych skrzydłach stały się rzeczywistością.

Uczniowie Żukowskiego

Do sławnych kontynuatorów umiłowanego dzieła *Żukowskiego* należą jego uczniowie z *Sergiuszem Czapłyginem* (15.4.1869 — 8.10.1942) na czele. Już w roku 1896 *Czapłygin* w pracy „o prądach gazowych” dokonał fundamentalnych badań w dziedzinie dynamiki gazów, które stanowią podstawę prac w dziedzinie lotów super-szybkich. W r. 1910 położył podwaliny wi-

rowej teorii siły nośnej, którą rozwinął dopiero w 1918 r. Niemiec Prandtl, jako teorię oporu indukowanego.

Przejście do lotów szybkich zmienia obraz opływu skrzydła i wytwarza fale uderzeniowe. Potrzebna jest nowa teoria aerodynamiki. Podstawy tej teorii stworzył Czapygin w pracy, która o pół wieku wyprzedziła erę samolotów o prędkości naddźwiękowej.



Rys. 3. Sergiusz Czapygin (15.4.1869 — 8.10.1942)

Czapygin, bohater pracy socjalistycznej, autor oryginalnych prac o poruszaniu się ciał w powietrzu z prędkością dźwięku, był też twórcą teorii skrzydła o zmiennym profilu w locie. Nazwisko jego weszło razem z Żukowskim do historii lotnictwa.

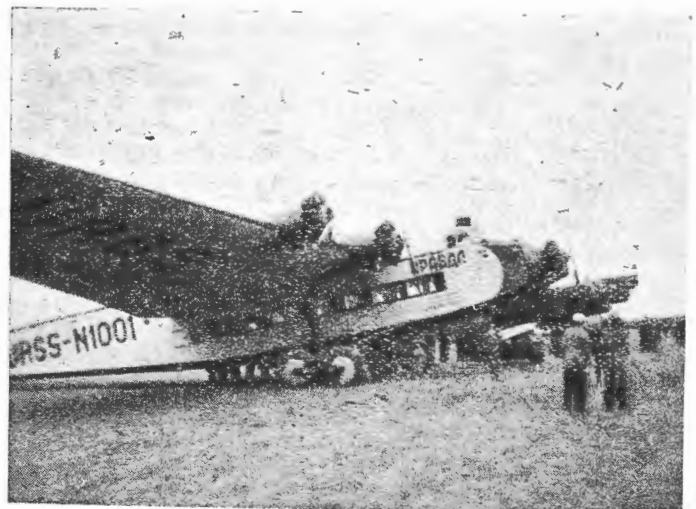
Do uczniów Żukowskiego należą także: B. Juriew — zasłużony działacz nauki, konstruktor śmigłowców — dziś generał i członek Akademii; A. Mikulin — konstruktor silników, bohater pracy socjalistycznej; generał W. Klimow — konstruktor silników, bohater pracy socjalistycznej; Michał Gromow — generał pułkownik, bohater Związku Radzieckiego, słynny pilot oraz wielu uczonych-konstruktorów, jak prof. generał Andrzej Tupolew, twórca słynnych samolotów ANT i inni.

Pod koniec 1948 r. obchodzono 60-lecie urodzin i 40-lecie działalności twórczej naczelnego konstruktora przemysłu lotniczego, Bohatera Pracy Socjalistycznej, laureata nagrody stalinowskiej, generała lejtenanta służby inżyniersko-technicznej — Andrzeja Tupolewa. Z nazwiskiem Tupolewa wiąże się historia rozwoju lotnictwa radzieckiego oraz budowy samolotów o konstrukcji metalowej. Jeszcze w roku 1908, jako 20-letni student, przybył Tupolew do moskiewskiej szkoły technicznej, gdzie otrzymał podstawowe wykształcenie. Tu wykładał Mikołaj Żukowski i działało pierwsze koło lotnicze. Po Rewolucji Październikowej rozpoczęła się szeroka działalność twórcza konstruktora. W r. 1922 zbudował mały sportowy samolot ANT-1. Następnie

z radzieckiego lekkiego stopu kolczaguminium wykonał pierwszy w Kraju Rad samolot o konstrukcji metalowej ANT-2, a następnie — ANT-3, próbując nowy materiał najpierw na konstrukcji sań z silnikiem lotniczym. Na wystawie w Berlinie w r. 1928 wystawiono samolot, górnopłat z kolczaguminium ANT-3 „Proletariusz“, na którym w maju 1926 r. Gromow dokonał lotu dookoła Europy (7.150 km w 34,5 godz.), a w roku 1927 pilot Szestakow przelotu Moskwa — Tokio.

W r. 1928 Tupolew zaprojektował trójsilnikowy samolot ANT-9 „Skrzydła Rad“, na którym Gromow odbył raid po Europie, przelatując m. in. przez Warszawę. Następnie talent swój skierował Tupolew na budowę ciężkich samolotów metalowych. TB-1 i TB-3 to pierwsze radzieckie bombowce. TB-1 (ANT-4) „Ojczyzna Rad“, dwusilnikowy, odbył w r. 1929 raid na dystansie 20.000 km przez Syberię i Ocean Spokojny do Nowego Jorku. W roku 1936 grupa Tupolewa, pod kierownictwem inż. Archangielskiego, skonstruowała bombowiec SB z dwoma silnikami M-25. Zasłużoną sławę zdobył sobie samolot Tupolewa, wykonany w CAGI jako ANT-25 z silnikiem słynnego radzieckiego konstruktora Mikulina — M-34 (860 KM), na którym bohaterzy Związku Radzieckiego Walery Czkałow i Michał Gromow dokonali szeregu rekordowych lotów. Samolot ANT-25 był dolnopłatem, z wciąganiem podwoziami, wyposażony w radio oraz instalacje przeciwbłodzeniowe i dla lotów wysokościowych. Ważył 11,5 ton. Na tym czerwonoskrzydłym samolocie załoga Czkałowa dokonała historycznych lotów, a Gromow zdobył dwa rekordy świata. Dalsze konstrukcje Tupolewa to TB-3 (ANT-6), ANT-14 i ANT-20, „Maksym Gorki“ oraz TB-5 z dwukołowym podwoziem z silnikiem M-34 1000 KM, używanym na wyprawy polarne, TB-6 czterosilnikowy z częściowo chowanym podwoziem, TB-7 z r. 1934, które pod względem rozmiarów i tonażu były rewelacją swego czasu.

ANT-20 „Maksym Gorki“ z r. 1934 to samolot olbrzym. Miał on 65 m rozpiętości, 42 tony ciężaru w locie, na pokładzie zaś drukarnię, radio, kino. Wyposażony w 8 silników po 1000 KM zabierał 78 pasażerów i 23 ludzi obsługi. Wykonany był całkowicie z metalu, jako wynik pracy CAGI i miał duże znaczenie w dalszych konstrukcjach lotniczych. Samoloty ANT-6 (TB-3 bis) i ANT-14 „Prawda“, były w Warszawie z okazji raidów po Europie w 1933 r.



Rys. 4. Samoloty ANT-6 i ANT-14 na lotnisku w Warszawie w 1933 r.

Tupolew miał szczęście podobnie jak i Iliuszyn otrzymywać pomoc i zadania bezpośrednio od Stalina. Gdy faszystowskie Niemcy napadły na Związek Radziecki, Tupolew, na żądanie frontu, skonstruował nowe samoloty bojowe, jak TU-2 nurkowiec, a pod koniec wojny TU-70, czterosilnikowy olbrzym oraz samoloty odrzutowe, jak TU-8, TU-10. Nic też dziwnego, że prof. Tupolew otrzymał najwyższe odznaczenie i awans na

generała wraz z nagrodą stalinowską I stopnia za rok 1947 za specjalne zasługi w dziedzinie organizacji narodowego przemysłu lotniczego i za stworzenie szeregu prototypów radzieckich samolotów. Na mocy dekretu Prezydium Rady Najwyższej ZSRR został Tupolew odznaczony orderem *Lenina*.

Władza Radziecka popierała działalność *Tupolewa*, stwarzając potężną bazę dla badań eksperymentalnych i teoretycznych w dziedzinie lotnictwa, które bezsprzecznie przyspieszyły rozwój lotnictwa w Związku Radzieckim. Powinno to być i dla nas przykładem do rozwoju instytutów naukowych jak Główny Instytut Lotnictwa i Szybocowy Zakład Doświadczalny, których prace są podstawą rozwoju i sukcesów naszego lotnictwa.

Przemysł, organizacje lotnicze, osiągnięcia lotnictwa silnikowego przed II wojną światową

Dzięki stalinowskiej polityce przemysłowienia kraju i kolektywizacji rolnictwa Związek Radziecki, dawniej kraj zacołany, przekształcił się w potężne mocarstwo przemysłowe — kolchozowe. Już w rezultacie pierwszej pięciolatki stalinowskiej (1928—1933) powstał w ZSRR potężny przemysł lotniczy obok wielu innych nowych gałęzi przemysłu. „Nie mieliśmy przemysłu lotniczego — mamy go obecnie” — powiedział *Stalin* w referacie o wynikach pierwszej pięciolatki w styczniu 1933 roku. Stworzony krajowy przemysł lotniczy stał się silną bazą materiałową dla przyspieszonego rozwoju budowy własnych samolotów i silników. Na bazie tej rozpoczął się nieustanny rozwój wszystkich gałęzi lotnictwa radzieckiego. Już w roku 1926 prasa polska pisała („*Lotnik*” 8. 5. 1926 r. str. 271), że rozwój lotnictwa w Rosji Sowieckiej wkroczył na normalne tory. Szybkie tempo tego rozwoju, jeśli zważyć szereg lat wojny domowej i zupełne zniszczenie w tym okresie przemysłu rosyjskiego, który po wojnie budować trzeba było na nowo, było godne podziwu. Tylko dzięki sprężystej organizacji i wielkim wkładom na cele lotnictwa przy udziale całego społeczeństwa można było osiągnąć tak widoczne rezultaty.

Stalin postawił przed lotnikami radzieckimi zadanie: „*Latać dalej od wszystkich, szybciej od wszystkich i wyżej od wszystkich*” — i poświęcił pracy konstruktorów-budowniczych samolotów wiele osobistego czasu. Partia komunistyczna pobudziła cały naród radziecki do robudowy lotnictwa. Na równi ze stworzeniem pierwszorzędnej krajowej techniki lotniczej, partia *Lenina—Stalina* rozwiązała pomyślnie w okresie przedwojennych pięciolatek stalinowskich również zadanie wyszkolenia licznych kadr lotników radzieckich, doskonale władających techniką lotniczą, bezgranicznie oddanych swemu narodowi, uświadomionych politycznie w walce o lepsze jutro ZSRR. Zorganizowane 8. 3. 1923 Stowarzyszenie Przyjaciół Floty Powietrznej (ODWF — Obszczestwo Drużniej Wozdusznowo Flota), którego jednym z przewodniczących był *Feliks Dzierżyński* oraz później powstałe *Awiachim* i *Osoawiachim*, poświęciły wiele pracy w celu zdobycia środków dla rozwoju lotnictwa oraz na szkolenie lotników. Zorganizowano kluby lotnicze i instytuty naukowo-badawcze. *Osoawiachim* — Stowarzyszenie Popierania Lotnictwa i Obrony Przeciwlotniczo-Chemicznej, posiadało podczas wojny 330.000 organizacji pierwiastkowych i wiele milionów członków. 273 Bohaterów Związku Radzieckiego, w tej liczbie płk. *Pokryszkin* i płk. *Kożedub*, otrzymało początkowe wyszkolenie w *Osoawiachim*.

Po wojnie, dnia 16. 1. 1948 stworzono Ochotnicze Stowarzyszenie Współpracy z Lotnictwem (DOSAW — Dobrowolnoje Obszczestwo Sodiejstwa Awiacji), analogiczne do naszej Ligi Lotniczej, z tą różnicą, że w ZSRR sport lotniczy prowadzi Centralny Aeroklub im. *Walerego Czkałowa*.

Podstawową wytyczną DOSAW'u jest jak najszerza popularyzacja lotnictwa. Dlatego DOSAW jest masową organizacją zrzeszającą wszystkich tych, którzy czynnie pragną przyczynić się do wzmocnienia potęgi radzieckiego lotnictwa, a przez to siły obronnej kraju socjalizmu — ostoi pokoju świata.

W okresie pięciolatek przedwojennych lotnictwo radzieckie doszło do świetnego rozkwitu. Jedną po drugiej następowały heroiczne przełoty i rekordy, które poruszały cały świat i napętniały serca wszystkich miłośników radzieckich radością i dumą z sukcesów lotnictwa stalinowskiego. Już w latach 1908 — 1917 kosjarze ustalił (głównie samolotem „*Ila Muromiec*”) 17 rekordów międzynarodowych, ale dopiero po rewolucji lotnictwo radzieckie ustawiło dziesiątki międzynarodowych rekordów lotniczych.

W 1934 r. lotnicy *Gromow* i *Spiryn* zdobyli rekord światowy na długości trasy lotu 12.411 km po zamkniętej linii, znajdując się w powietrzu 75 godzin.

W listopadzie 1935 r. pilot *W. Kokkinaki* ustalił rekord międzynarodowy, poanosząc się na swym samolocie na wysokość przeszło 14,5 kilometra.

W r. 1936 *Walery Czkałow*, *G. Bajaukow* i *A. Bielakow* dokonali lotu bez lądowania na trasie stalinowskiej długości przeszło 9 tysięcy kilometrów — Moskwa — Północny Ocean Lodowaty — Kamczatka — *Nikołajewsk* nad *Amurem* — *Wyspa Uad* (obecnie *Czkałow*), spędzając w powietrzu 56 godzin 20 min. bez lądowania.

W 1937 r. *W. Czkałow*, *G. Bajdukow* i *A. Bielakow* po raz pierwszy w dziejach lotnictwa, odbyli lot bez lądowania przez *Bięgun Północny* do *Stanow Zjednoczonych Am. Płn.* o długości około 20 tysięcy kilometrów.

W tym samym roku *Michał Gromow* wraz z *A. Jumaszewym* i *S. Daniliny* odbyli w ślad za *Czkałowem* lot bez lądowania na trasie Moskwa — *Bięgun Północny* — *Stany Zjednoczone Ameryki*, pokrywając w ciągu 62 godzin i 17 minut około 10.300 km w linii prostej.

W roku 1938 załoga kobiet w składzie: *W. Gryzoaubowa*, *P. Osipienko* i *M. Raskowa*, dokonała na samolocie „*Rodina*” lotu bez lądowania na trasie Moskwa — *Daleki Wschód*.

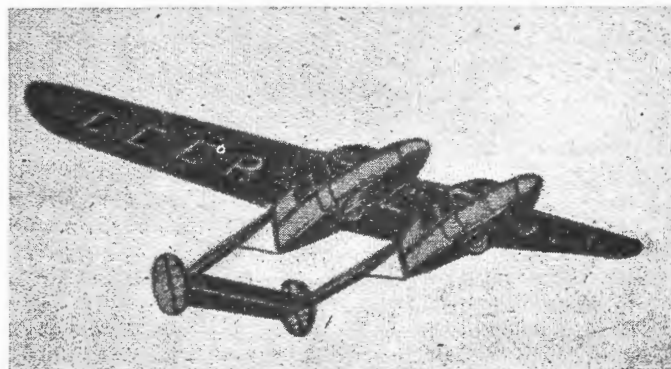
Wszystkie te rekordowe loty to także zasługa przemysłu lotniczego.

W roku 1936 Związek Radziecki wstąpił do Międzynarodowej Federacji Lotniczej (FAI — Federation Aeronautique Internationale), założonej w 1905 r., a już na początku 1939 r. Kraj Rad zajął pierwsze miejsce na świecie pod względem rekordów: w 1936 r. lotnicy radzieccy zdobyli 7 rekordów, w 1937 r. — 30 rekordów, w 1939 r. — 62 rekordy, a w 1949 r. — 65 na 205 ogólnie zdobytych. W latach 1936—1941 ZSRR zdobył 124 rekordy, to jest 35% rekordów świata.

Omawiając rekordy trzeba zaznaczyć, że w roku 1936 bohater ZSRR, słynny pilot *Kokkinaki*, zdobył 6 razy rekord FAI, osiągając na samolocie CKB-26 konstrukcji *Iliuszyna*, wysokość 11.294 m z ciężarem użytecznym 0,5 t, bijąc rekord *Włocha Donatego*. „*Skrzydłata Polska*” w numerze z sierpnia 1937 r. pisze, że lotnictwo sowieckie dopięło dawno zapowiedzianego celu.

Szybownictwo i modelarstwo w ZSRR

Obok sportu silnikowego rozwinęły się inne gałęzie lotnictwa sportowego, jak o tym świadczy tablica rekordów FAI oraz sprawozdania Towarzystw Przyjaciół



Rys. 5. Szybowiec transportowy, oryginalnej konstrukcji z okresu ostatniej wojny

Lotnictwa Awiachim, Osoawiachim oraz dzisiejszego DOSAW u. Tu, na naczelne miejsce wybija się szybownictwo oraz modelarstwo, jak świadczą o tym międzynarodowe zawody modelarskie w Poznaniu, gdzie ZSRR zajął bezapelacyjnie 1-sze miejsce. Modelarstwo i szybownictwo jest dla młodzieży radzieckiej bazą wyjściową dla pracy w lotnictwie. Już w roku 1919 pod przewodnictwem Żukowskiego powstało pierwsze koło szybowcowe. Jesienią 1923 r. odbyły się pierwsze Wszechzwiązkowe Zawody Szybowcowe w miejscowości Koktebel w rejonie Teodozji na Krymie, gdzie latano już ponad godzinę i gdzie późniejszy słynny konstruktor *Iliuszyn* oblatywał szybowiec szkolny. Drugi słynny konstruktor lotniczy, *A. Jakowlew*, bohater socjalistycznej pracy, laureat nagrody Stalinowskiej zajmował się budową szybowców już od 15-tego roku życia. Szybowiec jego konstrukcji brał w r. 1924 udział w Zawodach Szybowcowych. W czasie IX Zawodów w r. 1933 obchodzono 10-lecie szybownictwa, a w czasie XI Zawodów w r. 1935 wystawiono nowe typy, między innymi G-7 konstrukcji *Groszewa*, na którym później *Olga Klepikowa* ustanowiła w r. 1939 kobiecy i absolutny rekord światowy 749 km przelotu, przelatując z Krymu pod Moskwę.

Marszałek *Woroszyłow* powiedział: „Szybownictwo odgrywa wielką rolę w dziele przygotowania odważnego, śmiałego i zręcznego żołnierza przestworzy”, — dlatego doroczne konkursy i coraz to nowsze konstrukcje techniczne dały w rezultacie wspaniałe wyniki szybownictwa radzieckiego.

Kartaczow przeleciał 619 km na szybowcu „*Stachanowiec*”, w obwodzie zamkniętym 416 km, a w locie docelowym 495 km. Dnia 31 lipca rb. *Anna Samosadowa* pobiła rekord docelowego lotu 360 km, a *Aleksander Miednikow* osiągnął w locie po trójkącie 100 km szybkość 77 km/godz., bijąc rekord słynnego pilota szwajcarskiego *Maurera*. W bieżącym roku mistrzem ZSRR został przedstawiciel weteranów szybownictwa, jeden z pierwszych rekordzistów świata, *Wiktor Ilczenko*.

Szybownictwo radzieckie zdobyło w ciągu ostatnich lat ogółem 30 światowych rekordów szybowcowych i przoduje wszystkim krajom świata.

Wielkim poparciem, podobnie jak w pracach Ligi Lotniczej, cieszy się w Związku Radzieckim modelarstwo, które dnia 12. 8. 48 r. na XVII Międzypowiązkowych Zawodach Modelarstwa w Siliikatnaja pod Moskwą obchodziło swoje 25-lecie. Pobito wówczas 13 własnych rekordów i 2 międzynarodowe, uzyskując następnie na 1. 3. 51 r. 21 z 36 zarejestrowanych rekordów światowych. Model moskiewskiego modelarza *Malika* z silnikiem *Diesla* przeleciał 210,62 km i pobił rekord radzieckiego modelarza *Worobiewa*, który był przez 9 lat mistrzem w tej klasie. Model *Lubuszki* wzniósł się na wysokość 4.152 m i utrzymywał się w powietrzu przez 3 godziny 48 minut i 55 sekund. Żaden model na świecie nie latał tak długo i nie wzniósł się tak wysoko. Nic też dziwnego, że zastępca Ministra Sił Zbrojnych Związku Radzieckiego, głównodowodzący lotnictwa wojskowego ZSRR, marszałek *Konstanty Wierszynin*, osobiście interesuje się rozwojem modelarstwa. Modelarzami byli m. innymi wybitni konstruktorzy *Iliuszyn* i *Jakowlew* oraz słynni piloci *Gromow* i *Jumaszew*. Prezydium Lotniczo-Sportowej Komisji Centralnego Aeroklubu ZSRR im. *Walerego Czkałowa* zatwierdza stale nowe rekordy modelarstwa i szybownictwa jak o tym pisze prasa, a zwłaszcza gazeta „*Wolność*”.

Ukoronowaniem pracy małego lotnictwa w Związku Radzieckim są udane próby modelu, wykonującego figury wyższego pilotażu i sterowanego za pomocą radia, jak też próby z nowymi modelami polarnego czółna i sań z napędem turbinowym. Prace te zajął się o nowoczesną technikę lotniczą, dają dużo młodych fachowców lotniczych i stanowią wzór do naśladowania dla pracy Ligi Lotniczej. Dnia 22 lipca rb. na XVI moskiewskich miejskich zawodach modelarzy lotniczych w Siliikatnaja pod Moskwą, model z silnikiem znanego modelarza *Gorgi Lubuszki* przeleciał w linii prostej

360 km, osiągając wysokość 4.600 metrów i ustalając tym samym dwa nowe rekordy świata.

W Moskwie istnieje Centrale Laboratorium Modelarstwa, utrzymywane dzięki pomocy państwa, które rozumie, że modelarstwo, „małe lotnictwo”, to najlepsza szkoła kadr lotniczych. Dlatego w każdym pałacu pionierów jest dział modelarstwa lotniczego. Tu znow przykład ZSRR to szkoła dla Ligi Lotniczej.

Sport balonowy

25 z 31 międzynarodowych rekordów balonowych należy do Związku Radzieckiego. Stratosiat *Zsark 1* — według projektu *prof. Czyzewskiego*, na podstawie wzorów uczonego *mendelejewa*, o gondoli hermetycznej zamkniętej, uzyskał już w roku 1933 — wysokość 19.000 m, a stratosiat „*Osoawiacnim*” dnia 30. 1. 1934 r. — 22.000 m wysokości. W 1941 r. balon *WR 73* z pilotem *Wiewiernowem* przeleciał w 69 godzin 2.766 km. Dnia 21 — 29. 9. 48 r. na cześć 30-lecia *Komsomolu* stratosiat *ZSRR-WR 62* z pilotkami *Iwanową* i *Tomkową* przeleciał w czasie 46 godzin 40 minut 1.100 km w linii prostej, a *ZSRR WK-61* z pilotami *Zonowiewem* i *Stemnem* urzymał się w powietrzu 60 godz. 30 min. Rekordu wysokości w 7 kategorii (5001—4000 m), należący do Polaka *Burzynskiego*, ustanowiony dnia 29. 3. 30 r. a wynoszący 10.000 m pobił ostatnio *Potosuchin* i *Krikun* — 12.100 m. na balonie *WR 19*.

Obecnie słynny aeronauta *Potosuchin* lata na polecenie centralnego Obserwatorium Aerologicznego, celem zbadania promieni kosmicznych. Dnia 20. 10. 50 r. dokonano lotu trwającego 60 godz. 29 min., przy czym balon przeleciał 3.100 km.

Sport spadochronowy

Związek Radziecki, jako ojczyzna spadochroniarstwa, posiada prawie wszystkie rekordy światowe. Skoczek *Amintajew* skoczył z wysokości 10.436 m a otworzył spadochron na wysokości 710 metrów. W r. 1941 skoczek *ptk. Romanuk*, skoczył z 13.108 m i leciał ponad 12 km bez otwarcia spadochronu. *Helena Władimirska* skoczyła w r. 1947 z wysokości 5.840 m. Próby trwają nadal — dokonuje się desantów spadochronowych ze stratosfery, np. grupa *ptk. Romanuka* wykonała zeskok z wysokości 13.400 m, gdzie było —55 C. Skoki te, ustanawiające nowe rekordy świata, wykonali dzielni lotnicy dla uczczenia 800-lecia Moskwy. DOSAW obchodził niedawno 20-lecie sportu spadochronowego, doskonałej szkoły lotników.

Sport lotniczy w ZSRR jest udziałem szerokich mas. Centralny Klub Lotników w Moskwie skupia wielu lotników w atmosferze bratniej koleżeńskości i lotniczej współpracy.

Śmigłowce

Światowa technika lotnicza rozwija dziś śmigłowce (helikoptery). Uczony *Lomonosow* w roku 1759 skonstruował kilka modeli z mechanizmem zegarowym. Rozwinął te prace *Mikołaj Żukowski* i jego uczniowie *Juriew*, *Bratuchin*, *Kamow* i *Mil*. Pomyślne wyniki uzyskał *prof. Juriew*, który zastosował wirniki stabilizacyjne. Znane tu są też konstrukcje inż. *Kamowa*, który w r. 1933 zastosował wirniki oarzutowe. Śmigłowiec jego typu ma trójramienny wirnik, zamkniętą oszkloną kabinę i starannie oprofilowane podwozie. W r. 1943 inż. *Bratuchin* skonstruował śmigłowiec o trójramiennych wirnikach współosiowych. Ostatnio konstruktor ten wypuścił śmigłowiec *Omega*, który ma 2 wirniki po bokach kadłuba na wysuniętych kratownicach. Każdy wirnik napędzany jest oddzielnie silnikiem. Śmigłowiec ma dobre własności lotne, szybkość około 180 km/godz. i ma zastosowanie w różnych gałęziach życia gospodarczego, np. przy połowach śledzi, opylaniu lasów itp.

Komunikacja lotnicza

Na bazie kadr lotniczych i bazie przemysłowej rozwinęła się na olbrzymim obszarze Związku Radzieckiego komunikacja lotnicza. Już dnia 1. 5. 1922 r. pierwsze samoloty komunikacyjne wylatywały z Moskwy, mimo, że kraj miał wiele innych potrzeb. W roku 1923 otworzono linię z Moskwy do Gorki, a potem

do Kazania. W r. 1928 Moskwa — Irkuck, a później inne. Początkowo istniały trzy towarzystwa żeglugi powietrznej — dziś istnieje jedno potężne „Aeroflot”.

Rozwój linii lotniczych ilustruje statystyka długości linii: 1923 r. — 1.600 km, 1925 — 4.984 km, 1927 — 7.022 km, 1928 — 16.000 km (wliczając linię Moskwa — Irkuck), 1940 — 137.000 km, obecnie długość linii dochodzi do 199.000 km, a ma dojść do 220.000 km. W okresie od 1923 do 1928 r. wylatano 6 milionów km — w roku 1938 przewieziono 6.000 t poczty i 48.000 t bagażu.

Główny Zarząd Lotnictwa Cywilnego i towarzystwo lotnicze „Aeroflot” uruchomiły niedawno linię Nowosibirsk — Mineralne Wody, skracając wydatnie czas lotu. Istnieje regularna komunikacja na najdłuższej linii świata Moskwa — Władwostok i bezpośrednie połączenie Moskwa — Archangielsk.

Związek Radziecki jest bez wątpienia państwem, które najlepiej rozwiązało zagadnienie żeglugi polarnej, arktycznej służby meteorologicznej i lotów do bieguna w krainę wiecznych lodów.

Komunikacja lotnicza na olbrzymim obszarze Związku Radzieckiego ma olbrzymie znaczenie. Wziąwszy pod uwagę, że z Dalekiego Wschodu do Moskwy pociąg idzie 12 dni, z Tbilizi — 3 doby, z Archangielska 1,5 doby, samolot ma tu olbrzymie znaczenie i nic dziwnego, że np. przyspieszył rozwój Kazakstanu, gdzie z lotniska Ałma-Ata startuje dużo samolotów.

Wielkie usługi oddaje lotnictwu komunikacyjnemu Główna Stacja Lotniczo-Meteorologiczna, jako ośrodek naukowo-badawczy meteorologii, zwiększając bezpieczeństwo lotnicze. Używa się tutaj radiosondy i stosuje liczne stacje meteo rozrzucone po całym kraju, np. na Kaukazie, na wysokości 3.660 m.

ZSRR dba o rozwój komunikacji lotniczej. Lotnictwo cywilne ma za zadanie współdziałać w budownictwie socjalistycznym.

W okresie powojennej pięcioletki stalinowskiej zaczęto na szczególnie szeroką skalę używać lotnictwa w rolnictwie i leśnictwie, do obsługi lekarskiej ludności, do celów naukowych, zwłaszcza do badań naukowo-geologicznych i archeologicznych.



Rys. 6. Amfibia w służbie zdrowia ZSRR

Za przykładem i pomocą ZSRR i u nas w Polsce samolot przechodzi do służby gospodarki narodowej, przy opylaniu lasów, użyźnianiu pól oraz jako samolot sanitarny.

W chwili obecnej, używając nowych samolotów komunikacyjnych Il-12, Il-18 i Tu-70 oraz odrzutowych, komunikacja lotnicza ZSRR przyczynia się do dalszego

rozkwitu gospodarczego kraju. Z dwóch portów w Moskwie towarzystwo komunikacji lotniczej „Aeroflot” odprawia codziennie 70 samolotów i nieraz do 1.000 pasażerów dziennie, między innymi także do Warszawy. Samolot Il-12 używany jest i u nas w P. L. L. „Lot”.

Lotnictwo ZSRR w czasie II wojny światowej

Planując błyskawiczną wojnę przeciwko ZSRR dowództwo hitlerowskie dysponowało rozwiniętym przemysłem lotniczym i miało około 19.500 samolotów bojowych, wyszkolone kadry lotników, posiadających doświadczenie bojowe, do czego doszło jeszcze lotnictwo hitlerowskich sprzymierzeńców. Pomimo tego, lotnictwo radzieckie od pierwszych dni wojny przekreśliło rachuby wroga. W chwilowej przewadze ilościowej, jaką miało lotnictwo niemieckie w pierwszym etapie wojny, lotnicy radzieccy przeciwstawili swą umiejętność, waleczność, niespożyty zapas bojowy, gotowość do złożenia życia w imię zwycięstwa nad wrogiem. Wiktor Tatalichin, komsomoлец moskiewski rzucił się ze swym samolotem na bombowiec niemiecki. Na początku wojny kpt. Gastello rzucił się z uszkodzonym samolotem na kolumnę wroga, podobnie jak w tamtej wojnie Piotr Niesterow na lotnika austriackiego. Prezydium Rady Najwyższej ZSRR przyznało kpt. Gastello pośmiertnie miano bohatera ZSRR.

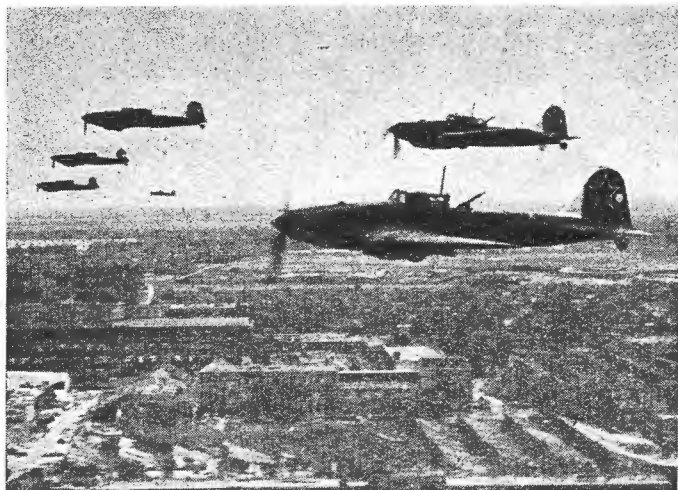
Świetny pisarz radziecki Borys Polewoj, w książce pt. „Opowieść o prawdziwym człowieku” opisuje historię bohaterskiego myśliwca, Aleksiego Maresjewa, który zestrzelony w 1941 r. ranny, zczołgał się przez 11 dni i nocy z pozycji niemieckich do swoich. Stracił obydwie nogi, a mimo to latał o protezach. Został bohaterem Związku Radzieckiego. Tu siła ducha została poddana próbie życia w niezwykłych okolicznościach. Był to surowy sprawdzian tych cech charakteru i uczuć, które od dzieciństwa zostały lotnikowi wpojone przez organizację komsomołu i partię, a mianowicie: poczucie odpowiedzialności, miłość ojczyzny i wiara w zwycięstwo. Dlatego już w bitwie pod Moskwą lotnicy radzieccy rozwiali męt o niezwyciężoności lotnictwa hitlerowskiego i stracili na przedpolach Moskwy przeszło 1.000 niemieckich samolotów. W wielkiej bitwie pod murami Stalingradu, gdzie Niemcy skupili połowę wszystkich sił powietrznych, lotnictwo radzieckie odniosło świetne zwycięstwo. Wiosną i latem roku 1943 w zaciętych walkach na Kubaniu, pod Orłem i Białogrodem, gdzie Niemcy skoncentrowali wielkie masy samolotów, radzieckie lotnictwo zadało wrogowi nowe klęski, osiągając silną przewagę powietrzną. Olbrzymią rolę odegrało lotnictwo w działalności armii radzieckiej przy wyzwoleniu Polski z pod jarzma niemieckiego. Wystarczy przypomnieć, że w walkach o wyzwolenie Polski uczestniczyli trzykrotni bohaterowie Związku Radzieckiego — płk. Aleksander Pokryszkin, który w ciągu wojny stracił 59 samolotów niemieckich, oraz mjr. Iwan Kożedub, który zniszczył 62 maszyny niemieckie, jak również dwukrotny bohater Związku Radzieckiego — Siemion Borowy, który nad Polską stracił 10 samolotów niemieckich. Podczas Wielkiej Wojny Narodowej 2.100 lotnikom, obserwatorom i strzelcom przyznano tytuł Bohatera Związku Radzieckiego. Ogółem w toku II wojny światowej lotnicy radzieccy dokonali przeszło 3 miliony lotów bojowych.

W osiągnięciu tych sukcesów odegrała olbrzymią rolę potęga przemysłowa ZSRR. Potęga ta stworzona była w przedwojennym okresie budownictwa socjalistycznego. Wiele surowców wydobywa się w Związku Radzieckim w ilościach bardzo dużych, stawiających Związek Radziecki w pierwszym szeregu potęg gospodarczych świata. Na podstawie bogactw kopalnianych rozwinął się przemysł wszelkiego rodzaju. Dlatego w czasie wojny radziecki przemysł lotniczy rozpoczął seryjną produkcję nowych, bardziej doskonałych modeli myśliwców, konstrukcji inż. Aleksandra Jakowlewa, Siemiona Ławoczki, Artiona Mikojana — szturmowców przeciwczołgowych Sergiusza Iliuszyna — bombowców Pietlakowa,

Andrzeja Tupolewa, z silnikami znanych konstruktorów radzieckich jak *Mikulina*, *Klimowa*, *Szwecowa*, jak również i znanych samolotów *Po-2* „*Kukuruzników*” konstruktora *Polikarpowa*, który zmarł w 1944 r.

Miliardy rubli na budowę samolotów ofiarowali podczas wojny ze swych oszczędności obywatele Związku Radzieckiego. Sam tylko wieśniak *Fierapont Gołowaty* z własnych funduszy zakupił dla armii radzieckiej 2 samoloty myśliwskie.

Skoncentrowane działania wielkich radzieckich mas lotnictwa w drugiej połowie wojny zaczęto coraz częściej stosować w ścisłej współpracy z wojskami lądowymi. Lotnicy radzieccy prowadzili ofensywę powietrzną, konwojowali czołgi działające na otwartym terenie, szturmowali miasta, niszczyli okrążone grupy nieprzyjacielskie. Umiejętnie i po bohatersku uczestniczyli w ostatniej decydującej operacji ofensywnej armii radzieckiej, która zatknęła nad Berlinem sztandar zwycięstwa. Bo-



Rys. 7. Szturmowce Iliuszyna nad Berlinem

jowe operacje lotników radzieckich zostały wysoko ocenione przez *Naczelnego Wodza Generalissimusa Stalina*. Lotnictwo radzieckie okryło naród radziecki chwałą nieśmiertelnych czynów i wyszło z wojny jeszcze bardziej zahartowane i okrzepłe, jako pierwszorządne lotnictwo naszych czasów.

Pomoc lotnicza dla Polski

Lotnictwo polskie, które brało udział w wyzwoleniu naszej Ojczyzny przy boku lotnictwa radzieckiego, odrodziło się dzięki pomocy Związku Radzieckiego. Pomoc ta pozwoliła nam walczyć na radzieckich samolotach z białą-czerwoną szachownicą. Otrzymaliśmy samoloty pierwszorządnej jakości zarówno dla lotnictwa wojkowego i komunikacyjnego, jak i dla lotnictwa sportowego. Radzieccy lotnicy stali się nauczycielami polskich kadr lotniczych. Z ich pomocą powstały w Związku Radzieckim pierwsze polskie jednostki lotnicze, z których wyrosło wielkie odrodzone lotnictwo wojska polskiego. Radzieccy instruktorzy z nakładem wielkiej pracy ofiarnej i bezinteresownie szkolili nasze kadry lotnicze już tu w kraju, wykładając w szkołach lotniczych, pomagając stawiać pierwsze kroki naszym młodym lotnikom w jednostkach lotniczych. I tu trzeba stwierdzić, że radziecka szkoła lotnicza okazała się tak świetna, że wyszkoleni przez radzieckich instruktorów polscy piloci pilotują już samoloty odrzutowe, jak to widzieliśmy na tegorocznym święcie Lotnictwa na Okęciu. Dodać trzeba, że Osowiachom pomógł także odradzającemu się lotnictwu polskiemu przez piękny dar w postaci sprzętu cywilnego lotnictwa sportowego, przekazany w r. 1947 Lidze Lotniczej.

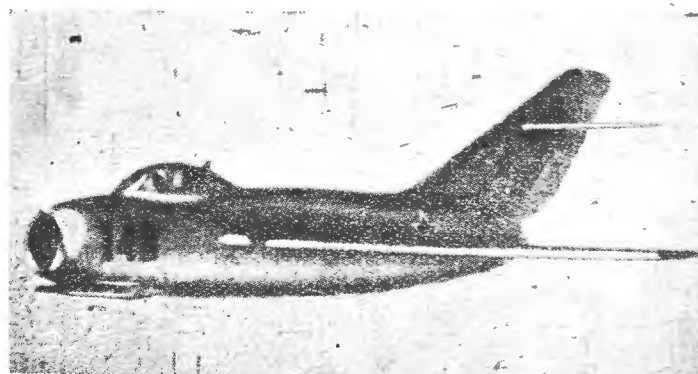
Rozwój lotnictwa w ZSRR po II wojnie światowej

Odniosłszy historyczne zwycięstwo w Wielkiej Wojnie Narodowej, naród radziecki przystąpił do pracy pokojowej, do dalszego rozwijania gospodarki narodowej. Ta pokojowa, twórcza praca przyniosła świetne wyniki.

Po skończonej wojnie lotnictwo radzieckie wykazuje nowe osiągnięcia. Myśl twórcza w dziedzinie lotnictwa pracuje z niesłabnącą siłą, udoskonalając coraz bardziej lotnictwo radzieckie. Wraz z całym krajem rozwija się i krzeonie z każdym rokiem potężna radziecka Flota Powietrzna. Partia bolszewicka, rząd i cały naród dbają nieustannie o to, by lotnictwo radzieckie było nadal najlepsze na świecie, by sokoły stalinowskie latały dalej od wszystkich, szybciej od wszystkich i wyżej od wszystkich. Uczeń i konstruktorzy dają coraz nowsze modele sprzętu lotniczego. Podczas defilad lotniczych, które odbywały się w Dniu Lotnictwa ZSRR w latach 1948 i 1949 liczni widzowie, zgromadzeni na lotnisku Tuszuńskim pod Moskwą, widzieli samoloty najnowszej konstrukcji, które przelatywały z szybkością dźwięku, demonstrując figury wyższego pilotażu. Doniosłe zadania rozwiązują w latach powojennych radzieckie Akademia Lotnicze, Instytuty, szkoły, wychowując wszechstronnie wyszkolone kadry, wzbogacając rozwój nauki i techniki lotniczej. Nowymi rekordami lotniczymi okrywa chwałą swą Ojczyznę radzieccy lotnicy sportowi. W okresie nowego rozkwitu wkroczyła Cwilińska Flota Powietrzna. Od 1948 r. długość linii w ZSRR przewyższa długość linii wewnętrznych USA. Samolot znajduje coraz większe zastosowanie w gospodarce narodowej, dając także pomoc krajom demokracji ludowej.

W Dniu Lotnictwa ZSRR, który ustalono w roku 1933 na cześć piętnastolecia lotnictwa radzieckiego — cały świat podziwia nowe osiągnięcia radzieckiego lotnictwa, odgrywającego coraz większą rolę w ekonomicznym i kulturalnym życiu kraju, w dziele obrony światowego pokoju.

Dnia 8 lipca 1951 r. setki tysięcy ludzi na lotnisku Tuszuńskim Centralnego Aeroklubu ZSRR im. *Czkałowa* pod Moskwą, razem z *Generalissimusem Stalinem* i przedstawicielami najwyższych władz ZSRR, obserwowało ciekawe ponisy. Defiladę powietrzną utworzyli lotnicy sportowcy Wszechzwiązkowego Stowarzyszenia Pobierania Lotnictwa DOSAW — pod kierownictwem uczestnika epopei czeluskinowskiej, bohatera ZSRR — generała *Kamanina*. Leciało 25 samolotów *Jak-12* ze sztandarami, portretami i napisami. Następnie w szwku samoloty z flagami 16 republik związkowych, flagami DOSAW'u. Za nimi 96 samolotów *Jak-18* wykonało napis na błękitnie nieba: *Chwała Stalinowi — Sława Stalinu*, gdyż imię jego jest związane z każdym krokiem lotnictwa radzieckiego. Wspaniale wylądował grupowy pilotaż trójki *Jak-18*, a potem piątki, dziewiątki i wreszcie 25 samolotów pod kierownictwem mistrza sportu lotniczego, rekordzisty świata *Jakuba Forestienki*. Szybowce na hoku konstrukcji *Antonowa* demonstrują pilotki *Panaszenko*, *Uralska*, pod kierownictwem mistrzyni szybownictwa *Margaruty Raceńskiej*, dawniej kołchoźnicy, która stała się zasłużoną lotniczką szybownicą. Pięć samolotów w zwartym szyku wykonuje skomplikowane figury pilotażu. To Bohater Związku Radzieckiego, *Maryna Czeczniowa*, razem z wychowanekami aeroklubów, wykazuje wysoki stopień wyszkolenia zespołowego. Drugą częścią pokazu wojskowego dowodzi generał gwardii *Wasyl Stalin*. Na wstępie odrzutowe myśliwce konstrukcji *Jakowlewa* wykonują akro-



Rys. 8. Samolot odrzutowy MIG — 15.

bację lustrzaną i walkę powietrzną. Następnie piątka odrzutowców konstrukcji *Mikojana* pod dowództwem płk. pilota *Babajewa*, lecąc skrzydło w skrzydło, wykonuje na dużej szybkości wyższy pilotaż. I znów dziesiątka myśliwców konstrukcji *Mikojana* powtarza to samo, jakby powiązana razem. Po nich znów z szybkością dźwięku leciały nisko nad lotniskiem najnowsze samoloty *Ławoczki*, *Jakowlewa* i *Mikojana*. Za nimi leciały wielosilnikowe bombowce konstrukcji *Tupolewa* w towarzystwie myśliwców oraz samoloty konstrukcji *Serghusza Iluszyna*. W końcu defilady lecają jak strzały myśliwce *Mikojana*, słynne już dziś *MIG'i* i *Ławoczki*, jak to przepięknie pokazuje film „Zwyczajna przestworzyca”. Samoloty te stworzono nie po to, by grozić, lecz po to, by zapewnić pokój narodowi walczącemu o pokój na całym świecie. Pokazano też małe samoloty o krótkim starcie i lądowaniu, pokazano śmigłowce konstrukcji *Mila* o pionowym starcie i lądowaniu. Pokaz kończą loty amfibii, przystosowanej do lądowania na ziemi i wodowania oraz latającej łodzi. Powietrzno-desantowa część demonstruje skok docelowy 6 spadochroniarzy, skoki opóźnione, skoki grupowe dziewcząt pod kierownictwem rekordzistki *Heleny Władimirskiej*, wreszcie skoki masowe desantowe kilkuset spadochroniarzy.

W miastach i wsiach uroczysto obchodzono Dzień Lotnictwa, gdyż lotnictwo stalinowskie jest dumą narodu radzieckiego a ZSRR jest ojczyzną lotnictwa i poświęca roli lotnictwa wiele uwagi, używając go np. na trasie prac Głównego Kanału Turkmeńskiego, nad Donem i Dnieprem.

Święto Lotnictwa Stalinowskiego w Tuszyno było przeglądem zdobyczy lotnictwa radzieckiego, rewii techniki, było sprawozdaniem z osiągniętych sukcesów.

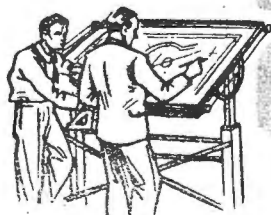
W lotnictwie cywilnym podchwycono z zapałem inicjatywę nowatorów produkcji *Mikołaja Rossyjskiego* i *Aleksandra Czutkich*. Powstają stachanowskie załogi. Walka o doskonałą jakość, o oszczędne zużycie surowców i materiałów, o wysoką kulturę wytwórczości, obchodzi żywo każdego pracownika lotnictwa cywilnego. Naśladowcy brygadziarki *Lidii Korabielnikowej* i majstra *Fiodora Kuźniecowa* lub inż. *Kowalowa*, rozwinięły socjalistyczne współzawodnictwo o oszczędne zużycie surowców, paliwa i smarów, części zapasowych, o nadplanową produkcję drogą oszczędności.

Lotnictwo radzieckie, rozwijając się coraz potężniej, stoi w ten sposób na straży pokojowej pracy i rozkwitu ZSRR, służąc sprawie pokoju i bezpieczeństwa. Świadczy o tym także dobitne oświadczenie Generalissimusa *Stalina* o wynikach prób z bombą atomową w ZSRR, kończące twierdzenie o monopoli w tej dziedzinie.

Związek Radziecki, udzielając nam pomocy i oddając nam sprzęt lotniczy, okazał się tutaj naszym największym przyjacielem. Sojusz ze Związkiem Radzieckim stał się gwarancją naszej niepodległości i całości naszych granic. Wzorem dla nas powinno być społeczeństwo radzieckie, które przez DOSAW popiera lotnictwo. To powinno być dla naszego społeczeństwa zachętą do wstępowania w szeregi Ligi Lotniczej.

Naród Polski, a zwłaszcza lotnictwo polskie, widzi w lotnictwie Związku Radzieckiego rękomię bezpieczeństwa i niepodległości, widzi w lotnictwie radzieckim potężną siłę, stojącą na straży pokoju światowego.

Przyjaźń ZSRR, pomoc ZSRR, przykład ZSRR oto podstawowe źródła naszych osiągnięć w lotnictwie.



PRZY MYSOWNICZ

533.6.013.12

Opory szybkich samolotów (wg Goroszczenki)

W książce Goroszczenki pt. „Aerodynamika szybkiego samolotu” (Oboroniz 1948 r.) *) rozpatrywane jest między innymi zagadnienie oporów szkodliwych. W poniższej notatce mgr inż. Roman Sznee wybrał z tej książki i zestawił w jedną całość ciekawsze fragmenty dotyczące wymienionego zagadnienia.

Na początku artykułu podana jest analiza oporów samolotu oraz przytoczono jest udział poszczególnych rodzajów oporów dla typowego myśliwca z drugiej wojny światowej, dalej zaś przytoczone zostały wzory, przy pomocy których można obliczyć wpływ na opór szkodliwy takich czynników, jak: szorstkość powierzchni, falistość, opór pojedynczych nierówności, sposób łączenia blach itp.

Wprowadzenie.

Opór samolotu możemy rozłożyć na następujące składniki:

1. opór indukowany,
2. opór kształtu (ciśnienia),
3. opór tarcia,
4. opór wywołany ściśliwością powietrza.

Rozumiemy przy tym, że:

Opór kształtu jest rzutem sił normalnych do powierzchni ciała na kierunek ruchu przy $c_x = 0$.

Opór tarcia jest rzutem sił stycznych do powierzchni ciała na kierunek ruchu.

W podanej poniżej tabeli dokonano rozbicia oporów typowego myśliwca z lat 1940 + 45 posiadającego profil

Clark YH i zaopatrzonego w silnik chłodzony cieczą.

Bilans sporządzono przy szybkości V_{max} której odpowiada $c_{x0} = 0,0179$. Szybkość maksymalna tego rzędu, że wpływ ściśliwości jest nieznaczny.

Opory rozbito na grupy, zależnie od sposobu ich powstania (kolumny) oraz na opory poszczególnych części samolotu (szeregi).

W tabeli wprowadzono opór tarcia płaskiej płytki o powierzchni równej danej części samolotu. Dla kadłuba jest to rzeczywista powierzchnia, zaś dla skrzydła i usterzenia jest to podwójna powierzchnia odniesienia.

Dodatkowy opór tarcia i kształtu jest to różnica między oporem profilowym danej części, a oporem tarcia płaskiej gładkiej płytki o równoważnej powierzchni.

Dla innych źródeł oporu jak chłodnice, rury wydechowe, szczeliny itp. nie można oddzielić oporu tarcia od oporu kształtu i opory te podawane są łącznie.

*) Tłumaczenie książki na język polski wykonane przez mgr inż. Rościśława Aleksandrowicza ukaże się niebawem na półkach księgarskich, wydane przez Państwowe Wydawnictwa Naukowe.

Tablica 1

Nazwa części samolotu	Opór tarcia płaskiej płyty	Dodatkowy opór tarcia i opór ciśnienia	Opór ściśliwości	Opór szczelin	Opór nierówności	Opór limuzynki	Opór indukowany	O p ó r				Σc_x	$100 \frac{\Sigma c_x}{c_x} \%$
								chłodnicy	rur ssących i wydechowych	wyposażenia	drobnych źródeł oporu		
1 Skrzydło	0,00445	0,001545	0,000187	0,000378	—	0,000470	0,00180	—	—	—	—	0,00883	44,5
2 Kadłub	0,00311	0,000231	0,000045	—	0,000245	0,000189	—	—	—	—	—	0,00382	19,4
3 Usterzenie wysokości	0,00110	0,000320	0,000065	0,000450	0,000070	—	—	—	—	—	—	0,00200	10,3
4 Usterzenie kierunku	0,00049	0,00008	0,000040	0,000192	0,000030	—	—	—	—	—	—	0,00084	4,3
5 Chłodnice	—	—	—	—	—	—	—	0,00199	—	—	—	0,00199	10,2
6 Instalacja zasysania, wydechowa i ładowania	—	—	—	—	—	—	—	—	0,00101	—	—	0,00101	5,2
7 Części wyposażenia	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,00027	—	0,00027	1,4
8 Drobne źródła oporu	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,00092	0,0092	4,7
S u m a	0,00915	0,002184	0,000337	0,001020	0,000345	0,000659	0,00180	0,00199	0,00101	0,0002	0,00092	0,01968	100
Procent w stos. do oporu samolotu	46,5	11,1	1,71	5,15	1,74	3,34	9,15	10,1	5,14	1,4	4,66	—	100

U w a g a: Opór zasysania, wydechu i sprężania podano bez uwzględnienia korzyści ze stosowania reakcyjnych rur wydechowych,

Analiza poszczególnych oporów wykazuje:

1. opór grupy silnikowej stanowi 15,2%. Jeśli zastosuje się rury wydechowe pozwalające wykorzystać energię gazów wydechowych, moc silnika przy V_{max} może wzrosnąć o około 9%, skutkiem czego opór grupy silnikowej jak gdyby obniży się do około 7% oporu samolotu.

2. opór indukowany wynika z siły nośnej płata i waha się w szerokich granicach, zależnie od wydłużenia i kąta natarcia. Dla maszyn szybkich, lecących na małych kątach natarcia np. myśliwców, opór indukowany przy V_{max} wynosi: dla maszyn z silnikami tłokowymi 4 ÷ 10%, dla maszyn z silnikami odrzutowymi 2 ÷ 5%, dla ciężkich bombowców, pomimo wielkiego wydłużenia i wielkiej prędkości, opór indukowany wynosi 30 ÷ 35%. Dla samolotów z silnikami tłokowymi podczas wznoszenia opór indukowany stanowi około 50% całości oporów, zaś na pułapie ok. 75%. W przypadku silników odrzutowych z powodu mniejszych kątów natarcia przy wznoszeniu procent oporu indukowanego jest niższy od 50%.

3. jeśli szybkość maksymalna jest tego rzędu, że wpływ ściśliwości powietrza jest nieznaczny, to resztę oporu samolotu stanowi opór kształtu, tarcia, szczelin itp. Ze względu na duży procentowy udział tych oporów, zmniejszenie ich silnie wpływa na całkowity opór samolotu.

Opór tarcia.

Opór tarcia ciała opływowego zależy głównie od punktu przejścia laminarnej warstwy powierzchniowej w burzliwą. Położenie punktu przejścia dla gładkiej płyty zależy od Re i turbulencji strumienia. Punkt przejścia dla profilu zależy również od rozkładu ciśnień wzdłuż niego, gdyż ujemny gradient ciśnienia hamuje przesuwanie się punktu przejścia w kierunku noska profilu. Przy $Re = 12 \cdot 10^6 \div 15 \cdot 10^6$ odpowiadających szybkości maksymalnej, dla profili o grubości 8 ÷ 12%, średni punkt przejścia na górnej i dolnej powierzchni znajduje się zwykle w odległości 7 ÷ 8% cięciwy, poza punktem minimum ciśnienia. Z dostateczną dla praktyki dokładnością można uważać, że punkty przejścia na górnej i dolnej powierzchni wpadają w punkty minimum ciśnienia. Średnie położenie punktu przejścia jest dostatecznym kryterium dla porównania płytki z profilem.

Profile, mające tylne położenie minimum ciśnienia na 40 ÷ 60% cięciwy (u profili zwykłych 15 ÷ 25%), nazywamy profilami laminarnymi. Przy $c_z = 0,1 \div 0,25$ posiadają one dostatecznie duży gradient ujemny, by zabezpieczyć wpadanie punktu przejścia warstwy powierzchniowej w burzliwą, w punkcie minimum ciśnienia. Powiększenie lub zmniejszenie c_z poza właściwe danemu profilowi wartości, wywołuje przesunięcie do przodu minimum ciśnienia i związanego z nim punktu przejścia.

Profile znajdujące się w strumieniu zaśmigłowym mają całkowicie burzliwą warstwę powierzchniową. Samoloty klasyczne z ciągnącymi śmigłami mają od 35 do 50% powierzchni nośnej i usterzenia w strumieniu zaśmigłowym, tak, że zachowanie przepływu laminarnego możliwe jest tylko na małej części powierzchni skrzydła, dochodzącej dla dwusilnikowych maszyn do 10÷12%. Stosowanie w tych wypadkach profili laminarnych daje mały efekt, w porównaniu z samolotami odrzutowymi lub o śmigłach pchających.

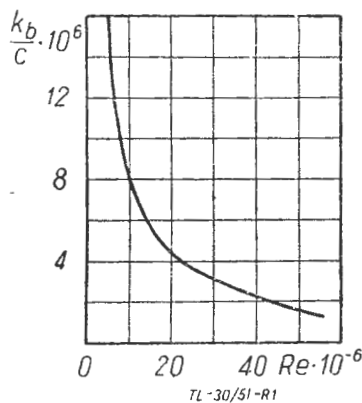
Nierówności powierzchni.

Wszelkie nierówności powierzchni jak nity, połączenia blach, szorstkość, falistość itd. dają opory dwojako:

1. przez zaburzenie warstwy powierzchniowej i przemieszczenie punktu przejścia do przodu.
2. przez opór samej nierówności.

Dla profili laminarnych oddziaływanie nierówności na położenie punktu przejścia ma podstawowe znaczenie. Brak jest danych, które pozwoliłyby ustalić zależność pomiędzy Re , wielkością ujemnego gradientu, stopniem szorstkości, a położeniem punktu przejścia. W przybliżeniu można przyjąć, że:

1. nierówności rzędu $4\div 5\mu$ przesuwają punkt przejścia do minimum ciśnienia, a przy małym ujemnym gradientie właściwym dla profili laminarnych nawet przed minimum.
2. nierówności rzędu $5\div 15\mu$ dają punkt przejścia pomiędzy krawędzią natarcia i minimum ciśnienia.
3. nierówności rzędu $15\div \mu$ dają całkowicie burzliwą warstwę powierzchniową.



Rys. 1. Względna wysokość nierówności k_b (dającej opór własny) w funkcji Re

Wysokość nierówności, nie dającej oporu własnego, zależy od liczby Re i od grubości warstwy powierzchniowej w tym miejscu. Zależność stosunku wysokości granicznej $\frac{k_b}{c}$ do długości płytki jako funkcje Re podaje

wykres. Do pewnej wysokości względnej $\frac{k_b}{c}$, gdzie

k_b — wysokość nierówności, zaś c — cięciwa, nierówności przesuwają punkt przejścia warstwy powierzchniowej, ale nie dają oporu własnego i opór tarcia jest równy oporowi gładkiej płytki, posiadającej takie samo położenie punktu przejścia. Wartość $\frac{k_b}{c}$ maleje ze wzrostem Re . Dla samolotów średniej wielkości przy

osiąganych szybkościach max , szorstkość powierzchni o średniej wielkości 15μ nie daje oporu własnego.

Szorstkość powierzchni.

Dla określenia współczynnika własnego oporu szorstkiej powierzchni, wprowadzono wysokość obliczeniową nierówności k_{obl} . Jest to średnia arytmetyczna pomiędzy maksymalną wysokością i średnią arytmetyczną wysokością nierówności, w przeciwieństwie do poprzedniego, gdzie k_b oznaczało wysokość maksymalną.

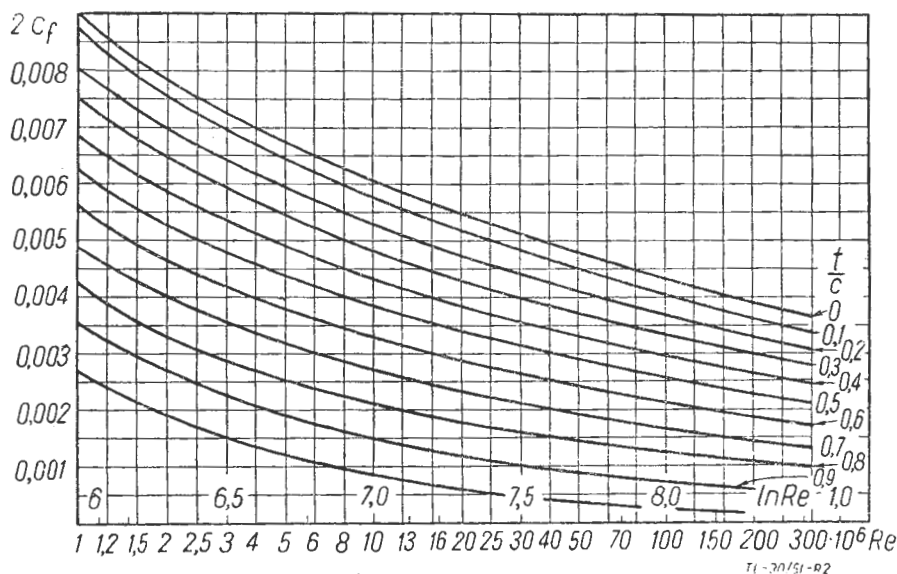
Dla porównania podano wartości k_{obl} :

bardzo staranne natryskiwanie	$k_{obl} = 1,5\mu$
mniej staranne natryskiwanie	$k_{obl} = 7\mu$
lakierowanie pędzlem	$k_{obl} = 17\mu$
natryskiwanie zanieczyszczone pyłem	$k_{obl} = 46\mu$
lakierowanie pokrycia płóciennego daje nierówności z powodu nici rzędu	$15 - 25\mu$

Z danych tych widoczne jest, że nierówność powierzchni, nawet przy tym samym lakierze, zależy od sposobu wykonania pokrycia powierzchni i od osiadania na niej pyłu w czasie schnięcia. Przez polerowanie można doprowadzić maksymalną nierówność powierzchni do 1μ .

Przykład.

O wpływie szorstkości powierzchni na opór samolotu daje pojęcie następujący przykład: Rozpatrzmy, jak



Rys. 2. Podwójny współczynnik tarcia płaskiej płytki o różnej szorstkości w funkcji Re

zmieni się c_{xp} skrzydła, jeśli szorstkość powierzchni, skutkiem nieodpowiedniego lakierowania, zmieni się z $k_{obl} = 1,5\mu$ na $k_{obl} = 17\mu$ i skutkiem osiadania pyłu na $k_{obl} = 46\mu$.

Weźmy samolot odrzutowy o szybkości max 800 km/godz. na wysokości 5000 m. Ciężarówka aerodynamiczna 2,8 m. Profil laminarny 12% z minimum ciśnienia na 50% cięciwy (przy c_z odpowiadającym $V_{n,max}$)

Obliczamy Re dla skrzydła:

$$Re = \frac{V \cdot c}{\nu} = \frac{800 \cdot 2,8 \cdot 45400}{3,6} = 28 \cdot 10^6$$

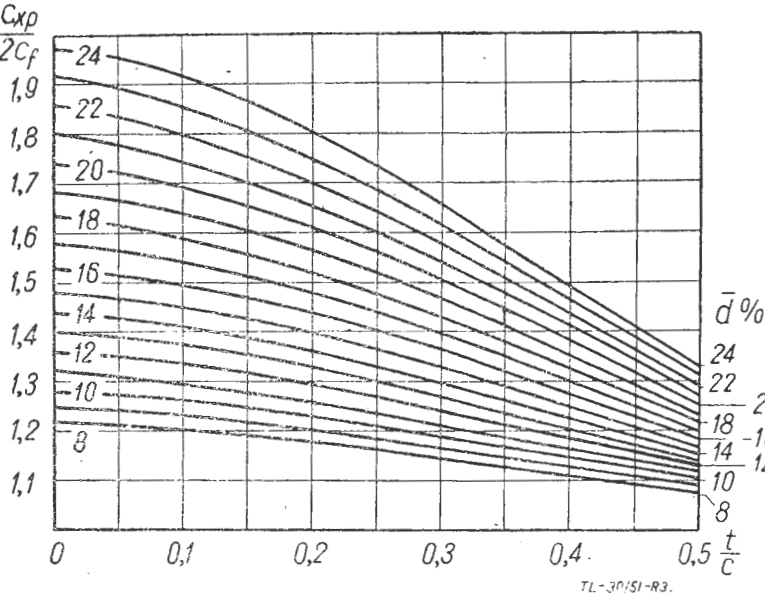
Przy $k_{obl} = 1,5\mu$ punkt przejścia leży w punkcie minimum ciśnienia.

Z rys. 2 odczytujemy dla wartości podanych w przykładzie:

$$\frac{\text{odległość punktu przejścia}}{\text{cięciwa}} = \frac{t}{c} = 0,5$$

$$\text{i } Re = 28 \cdot 10^6, \text{ że } 2c_f = 0,0031$$

Z rys. 3 zaś znajdujemy dla $\frac{t}{c} = 0,5$ i $g = 12\%$ wartość $k = 1,13$.



Rys. 3. Zależność stosunku $\frac{C_{xp}}{2C_f}$ od położenia punktu przejścia i od grubości profilu

Opór własny nierówności obliczamy następująco:

z rys. 1 odczytujemy przy $Re = 28 \cdot 10^6$, że $\frac{k_b}{c} \cdot 10^6 = 3$

$$\text{stąd: } k_b = \frac{3 \cdot 28}{10^6} = 8,5 \mu$$

Po przemalowaniu skrzydła, wobec tego, że szorstkość powierzchni wzrosła i obecnie $k_{obl} = 15 \mu$, cała warstwa powierzchniowa zostanie zaburzona czyli $\frac{t}{c} = 0$. Z wykresu odczytujemy jak uprzednio.

$$C_{xp} = k \cdot 2c_f = 1,36 \cdot 0,00515 = 0,007$$

Widać z tego, że przesunięcie punktu przejścia warstwy powierzchniowej do krawędzi natarcia dwukrotnie zwiększyło C_{xp} .

Dla samolotu mającego $k_{obl} = 17 \mu$ stosunek $\frac{k_{obl}}{k_b}$ wynosi $\frac{17}{8,5} = 2$, a dla samolotu mającego $k_{obl} = 46 \mu$

stosunek $\frac{k_{obl}}{k_b}$ wyniesi $\frac{46}{5,8} = 5,4$.

Z wykresu podającego zwiększenie C_{xp} profilu skutkiem szorstkości powierzchni (rys. 4).

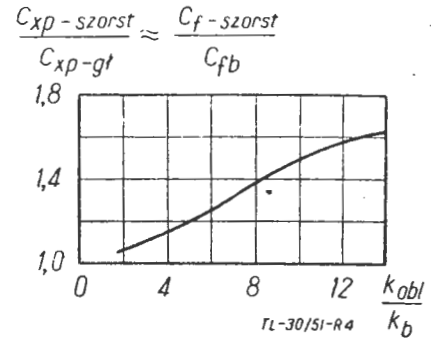
odczytujemy dla $\frac{k_{obl}}{k_b} = 2$, że $\frac{C_{xsz}}{C_{xb}} = 1,054$ stąd współ-

czynnik oporu powierzchni szorstkiej

$$C_{xsz} = 1,054 \cdot 0,007 = 0,0074.$$

Wynika stąd, że pomalowanie skrzydeł pędzlem zwiększyło C_{xp} z 0,0035 na 0,0074 czyli o 111%, z czego 100% skutkiem przesunięcia punktu przejścia, a 11% skutkiem oporu własnego nierówności.

Zakurzenie powierzchni malowanej zwiększyło C_{xp} z 0,0035 na 0,0087 czyli o 148%, z czego 100% skutkiem przesunięcia punktu przejścia, a 48% skutkiem oporu własnego nierówności.



Rys. 4. Wzrost C_{xp} wywołany oporem własnym szorstkiej powierzchni

Z przykładu wynika jak silnie może wzrosnąć C_x z powodu szorstkości powierzchni skrzydła.

Takie zmiany C_{xp} skrzydła i usterzenia mogą wywołać przyrost oporu samolotu o profilu laminarnym rzędu 25 — 35% (bez uwzględnienia oporu własnego nierówności).

Stosowane powszechnie w czasie wojny samoloty były mało wrażliwe na wpływ szorstkości a to wobec nie-laminarnych profili i klasycznego układu, w którym ciągnące śmigła dają jak wspomniano warstwę burzliwą na 35÷50% powierzchni skrzydeł i na całym usterzeniu. U maszyn dwusilnikowych warstwa zaburzona stanowi 85÷90% powierzchni skrzydła. U samolotów odrzutowych dwusilnikowych z laminarnymi profilami dokładna obróbka powierzchni może zapewnić przepływ laminarny na 50÷60% powierzchni skrzydeł. Dokładność obróbki powierzchni powinna wynosić 4÷5μ. Pożądana byłaby dokładność 1÷2μ.

Falistość.

Falistość powierzchni podobnie jak i szorstkość zwiększa opór profilowy C_{xp} przez przesunięcie punktu przejścia warstwy powierzchniowej z laminarnej w burzliwą, a następnie przez opór własny. Wpływ sfalowania zależy jest od rozkładu ujemnego gradientu ciśnienia, który dzięki sfalowaniu może zmieniać znak, co wywoła przesunięcie się punktu przejścia, na wierzchołek fali.

Wg CAGI wymiary fali, która może zmienić znak gradientu podaje poniższa zależność:

$$\frac{2a}{\lambda} = \frac{-\frac{\partial \bar{p}}{\partial s}}{4\pi^2 \frac{c}{\lambda} (1 - \bar{p}_{gl})}$$

gdzie:

\bar{s} — stosunek odległości szczytu fali od punktu zerowej prędkości na nosku profilu (wzdłuż obwodu) do cięciwy

a — wysokość połowy fali

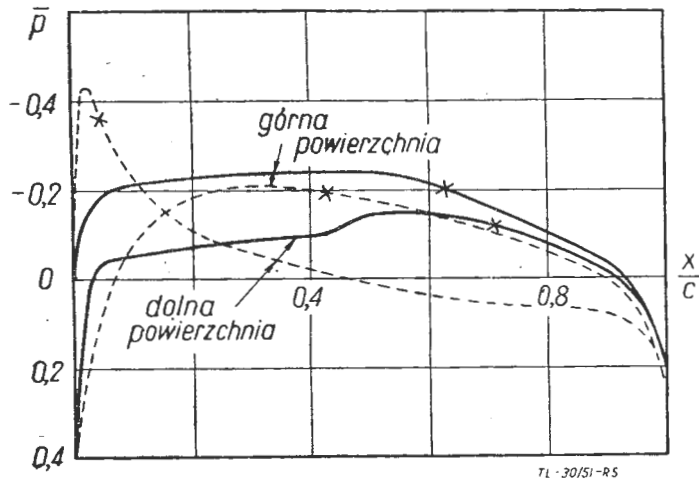
λ — długość fali

c — cięciwa skrzydła

\bar{p}_{gl} — ciśnienie względne $\frac{p - p_{stat}}{q}$ na gładkim skrzydle w miejscu szczytu fali.

Wielkość $\frac{\partial \bar{p}}{\partial s}$ określa się w miejscu szczytu fali.

Im mniejsza jest absolutna wartość gradientu ciśnienia $\frac{\partial \bar{p}}{\partial s}$ tym mniejszy być musi stosunek wysokości półfali do jej długości. Dla współczesnych profili laminarnych wobec właściwego im małego gradientu wartość $\frac{2a}{\lambda}$ jest rzędu 0,001. Takie dokładne utrzymanie obrysu profilu stwarza wyjątkowe trudności produkcyjne i eksploatacyjne. Przypuśćmy dla przykładu, że w samolocie lecącym przy szybkości max na $c_z = 0,2$ trzeba zmienić dolne pokrycie na odcinku 0,25 do 0,35 cięciwy. Długość cięciwy 2500 mm. Dany jest rozkład ciśnień. Określić tolerancje wykonania profilu na naprawianym odcinku.



Rys. 5. Typowy rozkład ciśnienia na górnej i dolnej powierzchni profilu laminarnego i normalnego przejścia. Krzyżkami oznaczono punkty przejścia

W pierwszym przybliżeniu przyjmujemy, że $\lambda = 250$ mm (długość naprawianego odcinka). Z rozkładu ciśnień na rys. 5 odczytujemy dla 0,3 cięciwy $p = -0,11$ zaś

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial s} = -0,18, \text{ stąd } \frac{2a}{\lambda} = \frac{0,18 \cdot 250}{4 \cdot \pi^2 \cdot 2500 (1 + 0,11)} = 0,00041$$

Zatem dokładność wykonania profilu winna być taka aby $2a$ wynosiło około 0,1 mm.

Własny opór sfalowania przy burzliwej warstwie powierzchniowej jest mały i tak na przykład:

$$18 \text{ fal przy } \frac{2a}{\lambda} = 0,04 \text{ zwiększa } c_{xp} \text{ o } 13\%$$

$$\text{przy } \frac{2a}{\lambda} = 0,02 \text{ zwiększa } c_{xp} \text{ o } 3\%$$

$$7 \text{ fal przy } \frac{2a}{\lambda} = 0,04 \text{ zwiększa } c_{xp} \text{ o } 8\%$$

$$\text{przy } \frac{2a}{\lambda} = 0,02 \text{ zwiększa } c_{xp} \text{ o } 2\%$$

Wynika z tego, że profile o warstwie burzliwej (samoloty klasyczne) mogą mieć znacznie mniej dokładnie dotrzymany obrys profilu (rzędu $\frac{2a}{\lambda} = 0,02$).

Opór pojedynczych nierówności.

Opór pojedynczych nierówności jak np. łby nitów, połączenia blach itp. pochodzi również z dwu źródeł: z przesunięcia punktu przejścia laminarnej warstwy powierzchniowej w burzliwą, oraz z oporu własnego. Każ-

dy łeb nita, nawet wpuszczanego, o ile nie jest szpachlowany, wzburza warstwę powierzchniową poza sobą w stożku o kącie wierzchołkowym 20° . Poprzeczny rząd nitów wpuszczonych jest miejscem przejścia warstwy powierzchniowej. Takie samo przejście daje poprzeczne połączenie blach na styk, chyba, że znajduje się ono w $5 \div 10\%$ cięciwy od krawędzi natarcia, gdzie występuje duży ujemny gradient ciśnienia. Nity o łbach niewpuszczonych i łączenie blach w nakładkę poza przesunięciem warstwy powierzchniowej posiadają opór własny. Wielkość tego oporu zależy od grubości warstwy powierzchniowej w tym miejscu. I tak opór rzędu nitów umieszczonych w odległości 10% cięciwy od krawędzi natarcia, jest $3,5 \div 4$ razy większy, niż opór takiego samego rzędu nitów umieszczonego w 90% .

Wzrost współczynnika oporu skrzydła o powierzchni S od oporu własnego jednego rzędu nitów w odległości x od krawędzi natarcia określa wzór:

$$\Delta c_x = 1,56 \frac{nh^2}{s} \left[\left(\frac{h}{x} \right)^{2/7} R_e^{2/35} (1 - \bar{p}) \right]$$

gdzie:

V — szybkość samolotu

\bar{p} — współczynnik ciśnienia w miejscu rzędu nitów

n — ilość nitów.

Jeżeli skrzydło ma kilka rzędów nitów, to można obliczyć wartość w nawiasach dla pierwszego i ostatniego rzędu nitów i Δc_x obliczyć dla wartości średniej, wstawiając za n ogólną liczbę nitów we wszystkich rzędach. O ile rozkład ciśnień na profilu nie jest znany, to

można przyjąć $(1 - \bar{p}_{sr}) = 1 + 1,5 \frac{d}{c}$ gdzie d jest grubością profilu.

Łączenie blach.

Przyrost oporu z powodu łączenia blach można obliczyć wzorem:

gdzie:

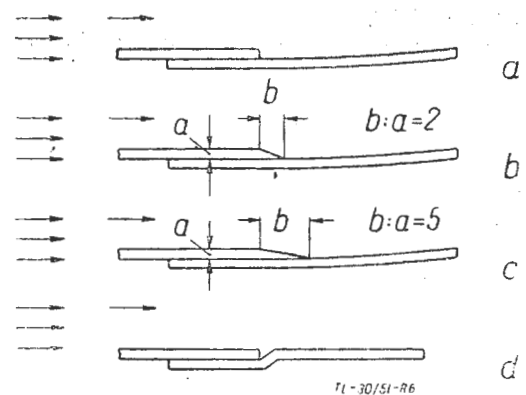
$$\Delta c_x = 1,33 k_x \frac{lh}{s} \left[\left(\frac{h}{x} \right)^{2/7} R_e^{2/35} (1 - \bar{p}) \right]$$

l — długość łączenia wzdłuż rozpiętości

h — grubość nakładanej blachy

k_x — współczynnik zależny od typu połączenia.

Na rys. 6 pokazane są cztery typowe rodzaje połączeń blach pokryciowych. Dla połączenia typu a współczyn-



Rys. 6. Różne typy połączeń blach pokrycia

nik $k_x = 0,34$, dla połączenia b współczynnik $k_x = 0,25$, dla c $k_x = 0,19$, a dla d $k_x = 0$.

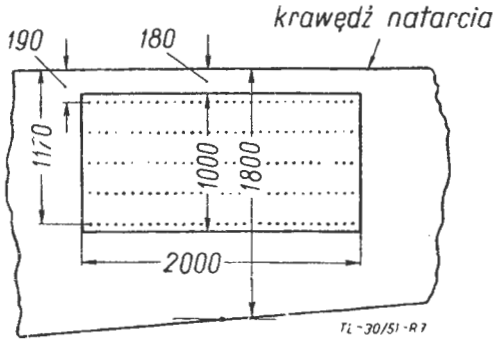
Przy przepływie w przeciwnym kierunku k_x jest większe o 50% .

Jeżeli do łączenia blach użyto nitów wypukłych, a nie wpuszczanych, to należy wyżej podane współczyn-

niki k_x zmniejszyć o jedną trzecią, gdyż jak wykazują doświadczenia, zaburzenia wywołane nitami zmniejszają nieco opór połączenia blach.

Zmiana oporu skrzydła w zależności od sposobu nitowania widoczna jest z następującego przykładu:

Skrzydło o powierzchni 17 m^2 wymaga naprawy na dolnej powierzchni wg rysunku. Średnia cięciwa remontowanego odcinka $1,8 \text{ m}$.



Rys. 7. Szkic naprawianego odcinka pokrycia skrzydła

Naprawę dokonano blachą o grubości $1,9 \text{ mm}$ dwoma sposobami:

- 1) blachę położono na odsadzeniu i użyto nitów wpuszczanych,
- 2) blachę nałożono na stare pokrycie i przynitowano nitami o łbach $h = 1,35 \text{ mm}$ i $D = 6,8 \text{ mm}$ umieszczając je w 5 rzędach.

Skrzydło posiada profil laminarny o grubości 12% z punktem przejścia warstwy powierzchniowej $\frac{t}{c} = 0,45$ dla górnej powierzchni i $\frac{t}{c} = 0,55$ dla dolnej.

Średnio $\frac{t}{c} = 0,5$. Przed naprawą skrzydła miała $c_{xp} = 0,0039$ przy $V = 800 \text{ km/godz}$ na wysokości $h = 5000 \text{ m}$.

Określamy liczbę Re dla naprawianego odcinka:

$$Re = \frac{V \cdot c}{\nu} = \frac{800 \cdot 1,8 \cdot 45400}{3,6} = 18 \cdot 10^6$$

Z rys. 2 odczytujemy dla $\frac{t}{c} = 0,5$ i $Re = 18 \cdot 10^6$, że

$2 c_f = 0,0033$ oraz z rys. 3 dla $g = 12\%$ i $\frac{t}{c} = 0,5$ odczytujemy $k = 1,13$.

Zatem współczynnik oporu (przekroju) części naprawianej wynosił:

$$c_{xp} = k \cdot 2c_f = 1,13 \cdot 0,0033 = 0,00374$$

Po naprawie pierwszym sposobem, nastąpiło przesunięcie przejścia warstwy powierzchniowej na dolnej powierzchni skrzydła na krawędź blach, czyli $\frac{t}{c} = 0,1$.

Średnie położenie przejścia na górnej i dolnej powierzchni $\frac{t}{c} = 0,275$, stąd na podstawie rys. 2

$$c_{xp} = k \cdot 2c_f = 1,25 \cdot 0,0045 = 0,0055.$$

Opór własny blachy podsadzonej i nitów wpuszczanych nie występuje.

Przyrost oporu w przekroju wskutek naprawy wynosi:

$$\Delta c_{xp} = 0,0055 - 0,00374 = 0,00176.$$

Wzrost oporu nastąpił na części skrzydła o $S = 3,6 \text{ m}^2$ stąd wzrost współczynnika oporu całego skrzydła:

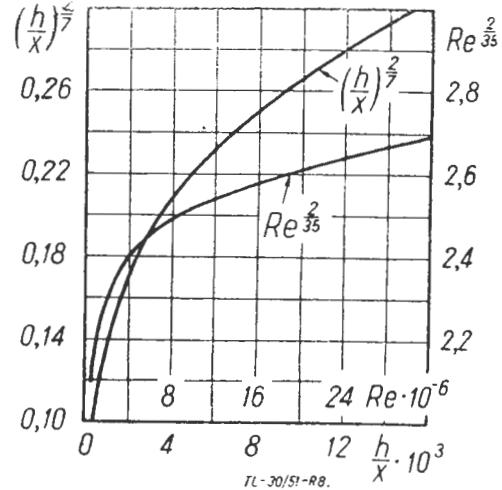
$$\frac{\Delta c_{xp} \cdot 3,6}{17} = 0,000376$$

Przy drugim sposobie naprawy występuje opór własny nitów i blachy.

Pierwszy rząd nitów znajduje się w odległości $x = 0,19 \text{ m}$ od krawędzi natarcia. Stąd:

$$Re_x = \frac{V \cdot x}{\nu} = \frac{800 \cdot 0,19 \cdot 45400}{3,6} = 1,92 \cdot 10^6$$

Z rys. 8 znajdziemy, że $Re_x^{2/35} = 2,3$.



Rys. 8. Zależność $Re^{2/35}$ w funkcji Re oraz $\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7}$ w funkcji $\frac{h}{x}$

W odległości $\frac{x}{c} = 0,106$ wartość $\bar{p} = -0,07$ (rys. 5).

Dla nitów o wysokości łba $h = 1,35 \text{ mm}$; $1000 \frac{h}{x} = 7,1$ oraz $\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} = 0,245$. Po podstawieniu do wzoru otrzymujemy:

$$\left[\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} Re_x^{2/35} (1 - \bar{p})\right] = 0,245 \cdot 2,3 \cdot 1,07 = 0,6$$

Dla tylnego rzędu nitów $x = 1,17 \text{ m}$; $Re = 11,7 \cdot 10^6$;

$Re_x^{2/35} = 2,35$; $\bar{p} = -0,14$; $1000 \frac{h}{x} = 1,15$; $\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} = 0,14$

$$\left[\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} Re_x^{2/35} (1 - \bar{p})\right] = 0,14 \cdot 2,53 \cdot 1,14 = 0,4$$

Średnia wartość w nawiasach wynosi $0,5$.

Ilość nitów mocujących nakładkę przy podziałce 25 mm , w pięciu rzędach, o długości 2000 mm , wynosi 400 sztuk .

Stąd przyrost współczynnika oporu

$$\Delta c_{x2} = 1,56 \frac{nh^2}{S} \left[\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} Re_x^{2/35} (1 - \bar{p})\right] = \frac{1,56 \cdot 400 \cdot 0,00135^2 \cdot 0,5}{17} = 0,00034$$

Opór wywołany połączeniem blach obliczamy:

dla przedniej krawędzi: $1000 \frac{h}{x} = 10,5$; $\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} = 0,27$;

dla tylnej krawędzi: $1000 \frac{h}{x} = 1,7$; $\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} = 0,17$;

Re_x i \bar{p} jak dla nitów

$$\text{stąd: } \left[\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} Re_x^{2/35} (1 - \bar{p})\right] = 0,27 \cdot 2,3 \cdot 1,07 = 0,66$$

$$\left[\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} Re_x^{2/35} (1 - \bar{p})\right] = 0,17 \cdot 2,53 \cdot 1,14 = 0,49$$

Średnia wartość $0,575$.

Wobec zastosowania nitów o łbach okrągłych przyjmujemy wg rysunku 6 dla tylnej krawędzi $c_x = \frac{2}{3} \cdot 0,34 = 0,23$, zaś dla przedniej $c_x = 1,5 \cdot 0,23 = 0,35$. Stąd średnia wartość $c_x = 0,29$.

Przyrost współczynnika oporu wywołany nakładką wynosi:

$$\Delta c_{x3} = 1,33 \frac{lh}{S} \left[\left(\frac{h}{x} \right)^{2/7} Re^{2/35} (1 - \bar{p}) \right]_{sr} = \frac{1,33 \cdot 0,29 \cdot 4 \cdot 0,002 \cdot 0,575}{17} = 0,000105.$$

W wyniku naprawy skrzydła przez nałożenie nakładki długości 2 m i szerokości 1 m na dolnej powierzchni, współczynnik oporu zwiększył się z powodu:

przesunięcia punktu przejścia o 0,000374
oporu łbów nitów o 0,000340
oporu krawędzi nakładki o 0,000105

łącznie o 0,000819 czyli o 22% oporu profilowego skrzydła przed naprawą. Należy przy tym pamiętać, że powierzchnia remontowana stanowi tylko 5,9% powierzchni skrzydła (obustronnej).

Wpływ innych źródeł oporu.

Skrzydło rzeczywiste posiada większy opór od skrzydła doskonale gładkiego, nie tylko z powodu nitów, szorstkości, sfalowania itp., ale również z powodu innych źródeł oporu, jakimi są szczeliny lotkowe, zawiasy, napędy itd.

Tablica nr 2 podaje porównanie c_{xp} skrzydła doskonale gładkiego z c_{xp} skrzydła rzeczywistego samolotów używanych w ostatniej wojnie światowej.

Mały opór skrzydła „Mustanga” tłumaczy się zastosowaniem profilu laminarnego. Jak widać z tablicy możliwości zmniejszenia c_{xp} nie zostały całkowicie wy-

Tablica 2

Samolot	c_{xp} mierzony przy $c_x = 0,2$	c_{xp} gładkiej powierzchni	$\frac{c_{xp}}{100} \frac{c_{xp, gł}}{c_{xp, gł}}$	Charakterystyka powierzchni
Heinkel He-177	0,0109	0,0068	60	Malowanie ochronne z $k_{max} = 13 \div 16\mu$
Messerschmitt Me-109 B	0,0101	0,0068	49	Skrzydło nie malowane
Junkers Ju 288	0,0102	0,0070	46	Malowanie ochronne $k_{max} = 19\mu$
Focke Wulf FW-190	0,0089	0,0067	33	Połączenie blach i nity szpachlowane. Malowanie ochronne $k_{max} = 6 - 8\mu$
North American „Mustang”	0,0072	0,0044	63	Skrzydło bez szpachlowania i malowania

Uwaga: Przy określanii c_{xp} szybkość strumienia 50m/sec.

korzystane. Szczególną uwagę należy zwracać na dokładność przylegania wszelkich pokryw, wzierników itp., oraz dążyć do zmniejszenia szpar między lotkami a skrzydłem.

Zestawił mgr inż. R. Sznee.

Redakcja „Techniki Lotniczej” na tym miejscu pragnie złożyć serdeczne podziękowanie Państwowym Wydawnictwom Naukowym za udostępnienie rysunków, przygotowanych do opracowywanego wydania omawianej książki. Oszczędziliśmy dzięki temu na kosztach przygotowania zeszytu.

Oglądamy samoloty czechosłowackie...

W początku czerwca b. r. były demonstrowane w Warszawie trzy samoloty czechosłowackie — Sokol MID, Zlin 26 „Trenér” i Aero 45. Warto poświęcić trochę miejsca tym maszynom gdyż stanowią one niewątpliwie wybitne osiągnięcia przemysłu lotniczego naszych przyjaciół i sąsiadów.

Czesi zwrócili dużą uwagę na budowę małych i średnich typów, które by zaspokoiły krajowe potrzeby lotnictwa cywilnego, a także mogły skutecznie konkurować na terenie międzynarodowym. To ześrodkowanie wysiłku na kilku typach dało bardzo dobre wyniki. Konstrukcje pod każdym względem są dojrzałe i wykończone. Czesi poza fabrykami samolotów posiadają również doskonałe wytwórnie silników lotniczych.

Silnik Minor 4-III, wytwarzany przez wytw. „Walter”, który został użyty do napędu wszystkich trzech samolotów, rozwija 105 KM przy 2500 obr/min. Jest to silnik cztero-cylindrowy, rzędowy chłodzony powietrzem. Całkowita pojemność skokowa 4 l, stopień sprężania 6 : 1, benzyna 72-oktanowa. Ciężar silnika suchego — 92 kg. Przeszedł on wyczerpujące próby fabryczne oraz został wypróbowany w wielu raidach lotniczych. O trwałości i niezawodności silnika świadczy najlepiej fakt, że remont fabryczny jest przewidziany dopiero po 1000 godz. pracy.

Moc silnika może być zwiększona przez zastosowanie sprężarki odśrodkowej, wtedy przy 2600 obr/min. i paliwie 87-oktanowym uzyskuje się 120 KM przy ciężarze silnika suchego około 99 kg. Zużycie paliwa na pełnej

mocy wynosi 240—250 g/KM godz., a w warunkach przelotowych 220—230.

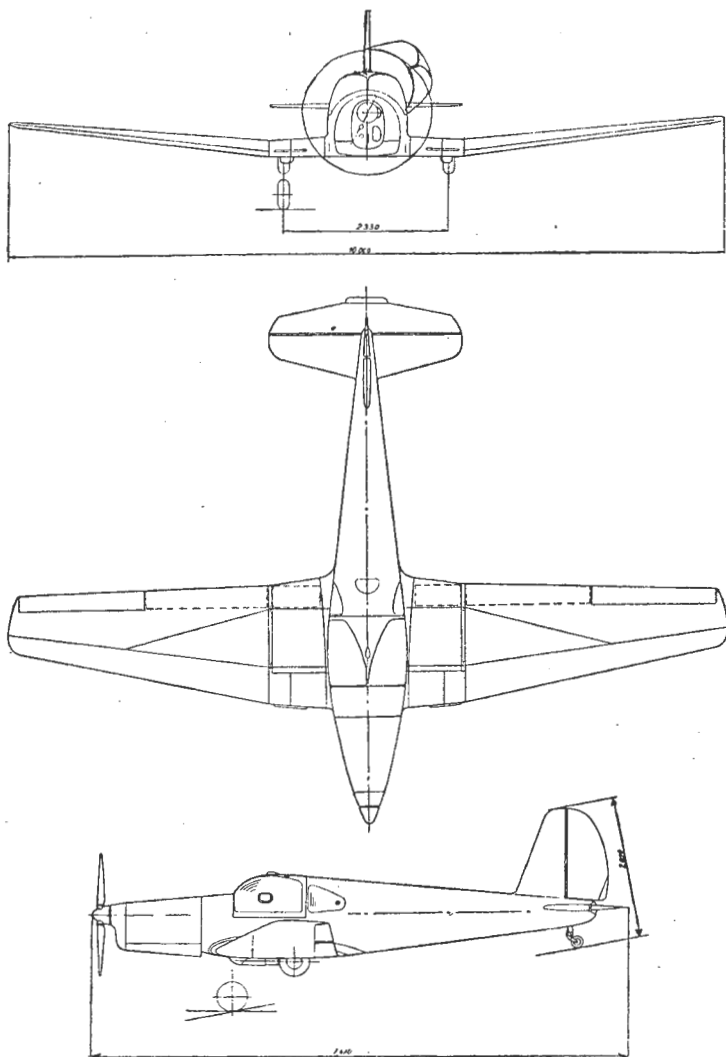
Samoloty demonstrowane jednakże w sprężarki zapatrzone nie były.

Sokol i Zlin 26 są konstrukcji mieszanej, co przy produkcji średnich serii zapewnia tanią i prostotę.

Staranne opracowanie szczegółów, użycie wysokogatunkowych materiałów i świetne wykonawstwo powoduje, że pomimo stosunkowo bogatego wyposażenia samoloty są bardzo lekkie, co w znacznym stopniu decyduje o osiągnięciach.

Lotnictwo czechosłowackie opiera się o szeroko rozwinięty przemysł pomocniczy dostarczający przyrządów pokładowych, instalacji elektrycznych, hydraulicznych itd. Dużą pomocą jest tu dobrze rozwinięty przemysł samochodowy, który dysponuje odpowiednimi urządzeniami dla wykonywania takich elementów, które w przemyśle lotniczym są zawsze traktowane po macoszemu (np. tapicerka, drobne szczegóły wykończenia kabin itd.).

Sokol MID jest trzymiejscowym dolnopłatem przeznaczonym do turystyki. Sam płatowiec waży zaledwie około 300 kg. Ciężar całkowity w locie wynosi 800 kg przy trzech osobach załogi i 125 l paliwa — co daje zasięg około 1000 km. Zastosowane półchowane podwozie daje zysk na prędkości około 30 km/h. Prędkość największa pełnej mocy wynosi 240 km/h, a przelotowa — 210. Chowanie podwozia uruchamia pilot przez pokrę-



Rys. 1. Sokol M1D

canie korbki. Kabina jest wygodna i zapewnia dobrą widoczność, pilot i pierwszy pasażer siedzą obok siebie, drugi pasażer zajmuje miejsce pośrodku kadłuba za nimi. Samolot jest wyposażony w dwuster, zamiast drążka sterowego zastosowano coś w rodzaju wolanta, może być on obsługiwany prawą lub lewą ręką, posiada ruch na boki i wsuwany w tablicę z przyrządami pokładowymi.

Jeżeli chodzi o sterowanie lotek i steru wysokości, to Czesi wypróbowali różne, fantazyjne nieraz kształty drążków i wolantów na szych maszynach. Każdy z nich spełnia swe zadanie, a co do wygody, to ostatecznie kwestia przyzwyczajenia.

Sokol jest wyposażony w klapy „krokodyl” uruchamiane ręcznie jednym ruchem dźwigni (do startu 15° , do lądowania 40°). Pilot dysponuje hamulcami hydraulicznymi.

Staranie o mały ciężar widać na każdym kroku i tak: zbiorniki paliwowe stanowią jednocześnie nosek skrzydła, usterzenie ogonowe ma jak najprostszy kształt, bez zbędnych dla tej klasy samolotów powierzchni wyważających itd. Sukces jest owocem systematycznej pracy konstrukcyjnej. Pierwotny Sokol był całkowicie drewniany, stosowano następnie różne silniki, potem wykonano kadłub spawany z rur, wprowadzono chowanie podwozia, dochodząc stopniowo do ostatecznej formy.

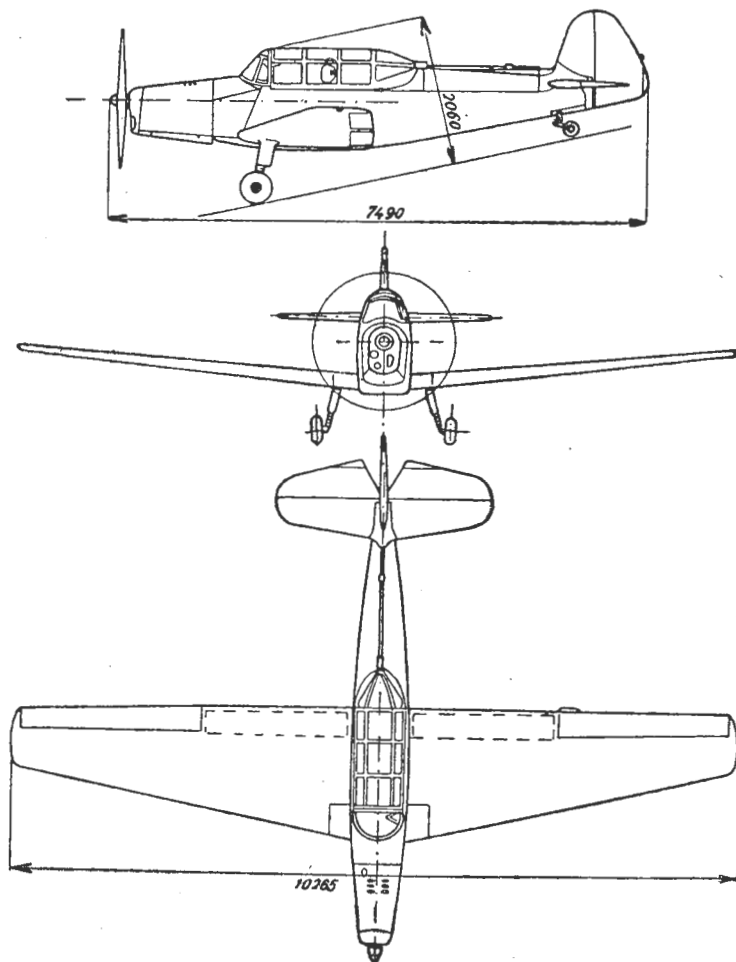
Jednostkowe obciążenie powierzchni nośnej wynosi 58 kg/m^2 , obciążenie mocy $7,6 \text{ kg/KM}$, wydłużenie skrzydła raczej duże — $7,25$. Samolot wykazuje doskonałą stateczność i sterowność. Na granicy przeciągnięcia lotki są całkowicie skuteczne. Pilot fabryczny wykonywał z pełnym obciążeniem sterowanie bezcki, co świadczy dobrze zarówno o samolocie jak i o pilocie,

a wywołało zrozumiałe zdziwienie piszącego te słowa i jeszcze drugiego współtowarzysza znajdujących się na pokładzie, a przypasanych zlekka tylko pasami brzuszными, bo przecież Sokol to nie samolot akrobacyjny. Wg katalogu długość rozbiegu przy starcie wynosi 190 m , dobieg przy lądowaniu ok. 170 m . Odnośnie ekonomii lotu, to zużycie paliwa przy prędkości przelotowej wynosi 24 l/h czyli $11,5 \text{ l/100 km}$.

Zlin 26 „Trener” to samolot szkolno - akrobacyjny, tandemem dwuosobowy z krytą kabiną. Jest on ewolucją „Tatry” T 201 zbudowanej jeszcze przed wojną. Również na tym przykładzie widzimy, że powodzenie osiągnięto nie jednorazowym wysiłkiem konstrukcyjnym, ale systematyczną pracą ewolucyjną. Samolot jest wyposażony w klapy typu — „krokodyl”, wychylane do 60° , o napędzie elektrycznym, hamulce hydrauliczne w obu kabinach, podwozie wolnonośne, amortyzatory oleopneumatyczne. Samolot jest całkowicie zelektryfikowany, posiada światła pozycyjne, reflektor do lądowania, światło sygnalizacyjne wraz z kluczem oraz oświetlenie kabin. Źródło prądu stanowi prądnica zamontowana na silniku o mocy 100 watt i akumulator na $7,5 \text{ Ah}$ dostosowany do lotów odwróconych. Obie kabiny są bogato wyposażone w przyrządy pokładowe. Instalacja paliwowa i olejowa są dostosowane do ciągłej pracy w pozycji odwróconej, silnik przy przechodzeniu na ujemne przyspieszenia pracuje nienagannie. Ciężar samolotu pustego wynosi 505 kg , a ciężar całkowity w locie 750 kg . (W tym dwóch lotników ze spadochronami i 80 l paliwa na 3 godz. lotu).

Odnośnie wytrzymałości płatowca to obciążenie łamiące wynosi $m = 10,8$ a największa dopuszczalna prędkość lotu nurkowego 400 km/h , co dopuszcza wykonywanie pełnej akrobacji. W tym zestawieniu ciężar samolotu pustego — 505 kg , uwzględniając wyposażenie, należy uznać za bardzo niski.

Zlin 26 wykonuje bardzo prawidłowo pełną akrobację i doskonale się trzyma w pozycji odwróconej. Mała

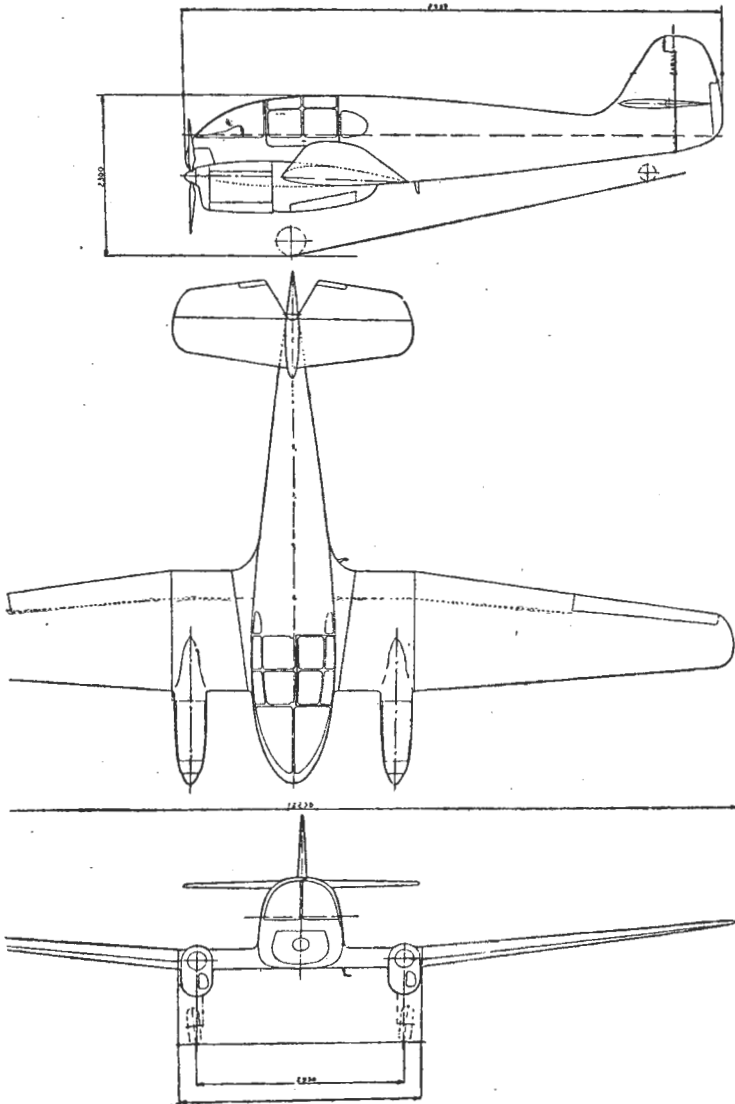


Rys. 2. Zlin 26 „Trener”

moc silnika jest tu skompensowana nieprzerwaną jego pracą we wszelkich położeniach. Obciążenie mocy raczej duże — $7,1 \text{ kG/KM}$, obciążenie powierzchni $50,6 \text{ kG/m}^2$.

Luksusowe wykończenie i nieunikniona delikatność konstrukcji predestynują ten samolot do użycia dla zaawansowanych pilotów dla doskonalenia w pilotażu, czyniąc go mniej przydatnym do początkowego szkolenia, które wymaga sprzętu mniej skomplikowanego w budowie i mniej wrażliwego na brutalne obchodzenie się z nim początkujących pilotów.

Najciekawszy z demonstrowanych samolotów to bez wątpienia Aero 45, całkowicie metalowy dolnopłat dwusilnikowy z chowanym podwoziem i czteroosobową krytą kabiną.



Rys. 3. Aero 45

Wszystkie atuty jakie daje dwusilnikowy dolnopłat zostały tu rozsądnie zrealizowane. Kadłub skorupowy wolny od instalacji silnikowej zapewnia wygodę załozdze, widoczność jest dobra, jednakże przednie wiatrochrony korzystne ze względów aerodynamicznych nieco deformują pole widzenia. Część przednia kadłuba otwiera się umożliwiając dostęp do akumulatora, przyrządów pokładowych i sterownicy. Z tyłu za kanapką dla dwóch pasażerów mieści się obszerny bagażnik.

Silniki są umieszczone w gondolach bardzo wysuniętych do przodu i bliskich osi kadłuba, w ten sposób część środkowa skrzydła jest bardzo wąska, części skrzydła zewnętrzne są kształtu trapezowego, wydłużenie wynosi $8,8$ — wartość duża, korzystna ze względu na ekonomiczne warunki przelotu. Skrzydła wykonane

gładko, nitowane nitami krytymi. W gondolach za silnikami wygodne pomieszczenie znajduje chowane podwozie. Napęd podwozia a także kłap — typu „krokodyl” — elektryczny. Źródło prądu stanowi tu prądnicą $24 \text{ V} - 300 \text{ wattowa}$ oraz akumulator na $7,5 \text{ Ah}$. Wychylenie kłap do startu 15° , do lądowania 55° . W części skrzydła pomiędzy gondolami a kadłubem są umieszczone sloty otwierane równocześnie z wypuszczaniem podwozia, również w obecnym wykonaniu usterzenie poziome jest umieszczone wyżej niż początkowo. Ma to na celu poprawę warunków pracy usterzenia zwłaszcza na większych kątach natarcia.

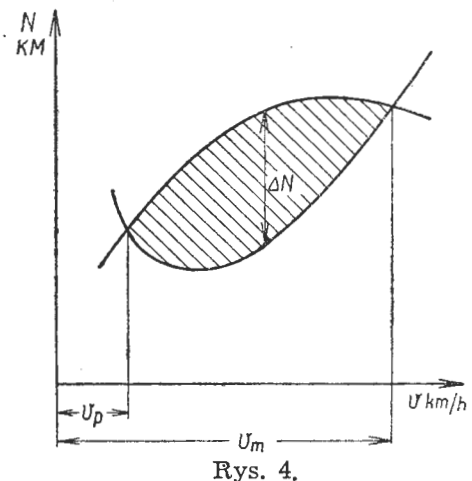
Ciężar samolotu pustego wynosi 845 kG , ciężar całkowity w locie 1400 kG , w tym 174 l paliwa co daje zasięg 940 km . Prędkość przy ziemi na pełnej mocy 285 km/h dla warunków podróży (przy 2250 obr/min.) 245 km/h , wtedy zużycie paliwa jest 50 l/h , ekonomiczna prędkość wynosi 195 km/h przy czym zużycie paliwa 36 l/h . Największa prędkość wznoszenia przy ziemi — 5 m/sek . Przy jednym silniku nie pracującym samolot spełnia wymagania ICAO, pułap w tych warunkach 1500 m . Samolot jest całkowicie sterowny, daje się łatwo wyważyć; najlepsza prędkość w tych warunkach wynosi ok. 140 km/h . Przy obydwóch silnikach pracujących pułap 6400 m .

Start jest łatwy, samolot odrywa się od ziemi po około 190 m i przekracza wysokość 15 m po przebyciu łącznie 350 m . Najlepsza prędkość podejścia do lądowania ok. 150 km/h , prędkość lądowania rzędu $80 - 85 \text{ km/h}$, dobieg 190 m .

Osiągi te są podane wg katalogu dla samolotu wyposażonego w śmigła metalowe, nastawne na ziemi. Przewidziana jest możliwość zastosowania śmigieł przestawialnych (w locie), napędzanych ręcznie lub elektrycznie z możliwością ustawiania w chorągiewkę, jednakże śmigła takie znajdują się dopiero w próbach.

Trudność przy ocenie osiągow różnych samolotów polega na tym, że o dobroci ich decyduje szereg wielkości jak prędkość maksymalna, największa prędkość wznoszenia, udźwig itd. To też korzystnym byłoby ujęcie „dobroci” samolotu (pod względem osiągow) przy pomocy jednego współczynnika.

Otóż taki współczynnik łatwo określić biorąc pod uwagę wykres bilansu mocy samolotu (krzywe mocy rozporządzałnej i mocy niezbędnej w funkcji prędkości



lotu). Z dużą słusznością można stwierdzić, że możliwości samolotu są tym lepsze, im pole zawarte między krzywymi mocy (część zakreskowana rys. 4) jest większe.

Oznaczając przez V_m prędkość największą, przez V_p najmniejszą, a przez ΔN nadmiar mocy zauważymy, że wielkość pola jest proporcjonalna do $\Delta N (V_m - V_p)$.

Dla uzyskania porównania względnego i otrzymania współczynnika bezwymiarowego odnieśmy wielkość pola do V_m i N , gdzie N — największa moc silników. Wtedy współczynnik dobroci samolotu wyniesie:

Dokończ. na str. 105

SKRZYŃKA TECHNICZNA

Do Skrzynki Technicznej „Techniki Lotniczej“ wpłynął list mgr inż. *Ryszarda Lewandowskiego* (GILot), zawierający szereg uwag odnoszących się do artykułu mgr inż. *Władysława Nowakowskiego* (SZD, Bielsko) pt. „Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca“ opublikowanego w zeszytce Nr 2 (13) z czerwca 1951 r. „Techniki Lotniczej“ List ten zamieszczamy poniżej.

„Po zapoznaniu się z ciekawie ujętym artykułem mgr inż. *Władysława Nowakowskiego* pt. „Szybka metoda sprawdzania stateczności statycznej podłużnej płatowca“ nasunęły mi się pewne uwagi odnośnie zakresu stosowania „szybkiej metody“. W tej formie, jak to zostało przedstawione, „szybka metoda“ może być stosowana raczej tylko do szybowców i lekkich samolotów dla przypadku lotu ślizgowego. Rozciągnięcie tej metody na lot silnikowy budzić musi pewne zastrzeżenia. Uwzględnienie tylko siły ciągu śmigła z pominięciem składowej leżącej w płaszczyźnie jego wirowania (spowodowanej skośnym opływem) oraz pominięcie wpływu strumienia zaśmigłowego na pracę skrzydła (zmiana kąta odgięcia strug za płatem) oraz na warunki opływu usterzenia, a także nieomówienie zagadnienia skuteczności usterzenia prowadzić może do zupełnie niemiarodajnych wniosków odnośnie stateczności w locie silnikowym.

Również nie można ograniczyć się do analizy stateczności statycznej z drążkiem trzymanym. Stateczność statyczna podłużna z drążkiem puszczonej jest bardzo ważna ze względu na znaczenie sił na sterownicy dla prawidłowości własności lotnych samolotu. Jakkolwiek teoretyczne obliczenie wyważenia aerodynamicznego sterów nie wyklucza pomyłek w praktyce, to jednak pozwala na uniknięcie większych nieporozumień przy konstruowaniu usterzenia skracając okres „doglądania“ prototypu w czasie prób fabrycznych.

Wyrażenie $\frac{\partial c_z}{\partial \beta_H}$ należałoby raczej nazwać skuteczno-

ścią steru. Sterowność związana z ruchem krzywoliniowym wyraża się bardziej złożoną zależnością i nie jest prosto odwrotnością stateczności jak to by wynikało z równania (8). Wychylenia steru konieczne dla określonej zmiany c_z jest miarą stateczności.

Jeżeli chodzi o pewne wzory to w celu zorientowania czytelników co do zakresu ich stosowalności należałoby podać referencje.

(—) *R. Lewandowski*“

Po zapoznaniu się z treścią cytowanego listu Autor „zaczepionego“ artykułu, mgr inż. *W. Nowakowski* nadał nam odpowiedź, którą drukujemy poniżej.

„Dziękuję za przesłanie uwag mgr inż. *Lewandowskiego* o mojej notatce o stateczności i podaję poniżej odpowiedzi na nie:

1. Uwagę o przydatności omawianej metody przede wszystkim do sprawdzania stateczności szybowców i małych samolotów uważam za słuszną. Zostało to nawet zaznaczone przeze mnie — może niezbyt wyraźnie — we wstępie, bo mówiąc o metodach „klasycznych“ miałem na myśli metody podawane w większości podręczników, które używają schematu stateczności z tymi samymi uproszczeniami, które wprowadziłem w mojej notatce. Analizę stateczności uwzględniającą składową ciążę śmigła leżącą w jego płaszczyźnie wirowania oraz jego oddziaływanie na samo skrzydło — zaliczam do metod „specjalnych“. Oddziaływanie strumienia zaśmigłowego na usterzenie można częściowo uwzględnić przez przyjęcie odpowiedniego q_H , oraz użycie zależności na kąt odgięcia strugi w obecności strumienia zaśmigłowego.

2. Za słuszną również uważam uwagę o pożyteczności analizy stateczności z wolno puszczonej drążkiem. Niestety zagadnienie to łączy się ściśle z zagadnieniem

momentu zawiasowego steru, bo jak łatwo można wykazać:

$$\left(\frac{\partial c_{mG}}{\partial c_z}\right)_{\text{puszczony}} \text{ drążek} = \left(\frac{\partial c_{mG}}{\partial c_z}\right)_{\text{trzymany}} \text{ drążek} - \frac{\frac{\partial c_{mG}}{\partial \beta_H} \cdot \frac{\partial c_{ms}}{\partial c_z}}{\frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta_H}}$$

przy czym przez c_{ms} oznaczyłem współczynnik momentu zawiasowego steru, a na podstawie doświadczeń SZD nie mogę — ze swej strony — polecić żadnej z metod

obliczania pochodnych: $\frac{\partial c_{ms}}{\partial c_z}$ oraz $\frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta_H}$, ponieważ wy-

niki pomiarów wykazały zbyt duże rozbieżności z obliczeniami, przeprowadzonymi nie tylko przy pomocy zależności *Glauerta*, lecz również i danych bardziej krytycznie opracowanych, jak np. przez dr *Götherta* w „Höhenleitwerksmessungen“ (Ringbuch der Luftfahrttechnik).

3. Do czasu ustalenia przez PKN polskiego słownictwa technicznego, przywykłem używać „tradycyjnego“ u nas słownictwa, opartego częściowo na „Sprawozdaniu awiakonstruktora“, stąd też nazwa wielkości $\frac{\partial c_z}{\partial \beta_H}$

We wspomnianym bowiem podręczniku, analogiczna wielkość, bo $\frac{\partial \alpha}{\partial \beta_H}$ nazwana jest miarą sterowności

(uprawiajemości) skutecznością zaś usterzenia (efektywność opierenia) nazwana jest tam inna wielkość,

a mianowicie $\frac{\partial c_H}{\partial \beta_H}$.

4. Podane w omawianej notatce wzory uważałem za tak powszechnie znane że nie widziałem konieczności podawania ich źródeł. Dla uniknięcia jednak nieporozumień czynię to teraz.

a. Zależność na wpływ kadłuba na położenie punktu neutralnego (środka równowagi obojętnej) została podana za: dr *J. Hosek*, „Aerodynamika wysokich rychlosti“ (str. 426),

b. Wzór *Toussainta* (uproszczony) podany jest za prof. *Mokrzyckim* „Badanie stateczności samolotów w projekcie wstępnym“ (str. 23),

c. Wzór na wielkość pochodnej $\frac{\partial L_H}{\partial \beta_H}$ został podany za:

dr *M. Müller* „Einfluss des Profiles auf die Eigenschaften der Polare“ (Ringbuch der Luftfahrttechnik).

Przesyłając powyższe odpowiedzi, proszę w moim imieniu podziękować mgr inż. *Lewandowskiemu* za cenne uwagi o notatce.

Łączę wyrazy szacunku.

(—) *W. Nowakowski*“.

Zamieszczone powyżej listy są dla Redakcji „Techniki Lotniczej“ wartościowym materiałem, stanowią bowiem — tak dla nas pożądaną — więź pomiędzy Autorem, Czytelnikiem i Redakcją. Są jednocześnie przyczynkiem dla pełniejszego wykorzystania drukowanego na łamach pisma materiału naukowego. Trud obydwu Korespondentów Skrzynki Technicznej pozwala usunąć, drobne zresztą, niedomówienia zawarte w omawianym artykule, a przez to lepiej przyswoić jego treść.

Dla takiej współpracy Czytelników z Redakcją stoją zawsze do dyspozycji łamy Skrzynki Technicznej „Techniki Lotniczej“. Czekamy na Wasze listy.

Mgr inż. Stanisław Madeyski

W zeszytce 3 (14) z września 1951 r. „Techniki Lotniczej“ w Skrzynce Technicznej wkradły się następujące omyłki. Na str. 75, szpalta 2, wiersz 40 od dołu powinno być w nawiasach 1917 — 1930. Na str. 75, szpalta 2, wiersz 20 od dołu i na str. 77, szpalta 2, wiersz 45 od góry błędnie wydrukowano nazwisko *Mieczysława Skwierczyńskiego*. W tekście przeoczono zaznaczyć, że rys. 2 został opracowany właśnie przez inż. *M. Skwierczyńskiego*. S. M.

Na półkach księgarskich

Normirowanie raschoda materiałow w maszynostrojenii, A. S. Kankow, Maszgiz, 1950 r., stron 320.

W książce zawarte są zasadnicze dane obliczania norm zużycia materiałów, używanych w wytwórniach budowy maszyn. Podano zużycie materiałów w odlewniach, przy walcowaniu, kuciu, tłoczeniu, obróbce mechanicznej, przy spawaniu elektrycznym i gazowym, przy lutowaniu, cynowaniu, wylewaniu łożysk, zużycie farb i lakierów oraz zużycie paliw i smarów przy procesach technologicznych. Podano również nową klasyfikację materiałów według metody obliczania norm uwzględniającą podział wszystkich materiałów na grupy mające odrębne wzory dla określenia technicznych podstaw norm, jakoteż typowe wzory technicznej dokumentacji, przykłady obliczania norm, tablice jednostkowego zużycia i normy zużycia niektórych materiałów. Książka przeznaczona jest do użytku praktycznego dla pracowników związanych z normowaniem zużycia materiałów.

L. S.

Issledowanije promyszlennych towarow — posobije k laboratornym zanjatijam, opracowanie zbiorowe pod redakcją prof. M. E. Sergejewa, Gostorgizdat, 1950 r., stron 400.

Omawiana książka została opracowana jako podręcznik do ćwiczeń z zakresu towaroznawstwa przemysłowego wyższych zakładów ekonomicznych. Z tego powodu książka jest tylko uzupełnieniem kursu towaroznawstwa obejmując zagadnienia odbioru metodami fizycznymi i chemicznymi, podając odczynniki, stosowane urządzenia i aparaty, sposoby badań oraz sposoby notowania wyników i wzory obliczeniowe. Poza tym przy poszczególnych asortymentach towarów podane są numery norm GOST ich dotyczące. Dla przemysłu lotniczego mogą być interesujące rozdziały dotyczące badań pokryć galwanicznych, określanie ich składu metodą kropelkową, badanie mechaniczne metali, badanie materiałów tekstylnych, skór, mas plastycznych itp.

R. S.

Wstęp do aerospżężystości, Dr inż. Władysław Fiszdon, 1951 r., stron 117, wydane na rotaprinicie. Nakładem Państwowego Wydawnictwa Naukowego.

Omawiane wydanie jest skryptyem obejmującym temat wykładów wygłoszonych przez autora w latach 1949—1951 na Oddziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej przy czym jest to wstępne opracowanie poprzedzające szerszą pracę. Treść pracy podzielona została na dziewięć rozdziałów zawierających: wstępne wiadomości z drgań układów, krytyczne prędkości rotacji skrzydła, odwrotnego działania lotek i rotacji skrzydła — lotka, skuteczność lotek skrzydła sprężystego, statyczne zjawiska związane ze sprężystością usterzenia poziomego, flatter. Wykład uzupełniony jest obszernymi i szczegółowymi wyprowadzeniami wzorów liczbowych. Praca najszybsza jest cennym przyczynkiem w mało dotychczas znanej gałęzi wiedzy lotniczej.

L. S.

Doraźna pomoc wypadkowa, dr med. Leonard Lisiecki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 168.

Omawiana książka ukazała się jako tomik 14 „Biblioteczki górniczej”, jednakże w treści swej podaje wiadomości przydatne przy wszelkich wypadkach zarówno w pracy jak i w domu. Na treść składają się wskazówki dla ratujących, wiadomości o czynnościach i budowie ciała ludzkiego, o opatrunkach i bandażowaniu, omówienie obrażeń części miękkich (stłuczenia, krwawienia i krwotoki, zakażenia rany, oparzenia) i obrażeń układu kostnego (złamania, zwichnięcia, wykręcenia) — oraz obrażeń narządów wewnętrznych (mózg, oczy, nos, uszy, płuca itd.). Dalej omawia nagłe stany zagrażające życiu (omdlenia, uduszenia, rażenia, zatrucia), sztuczne oddychanie, nagłe zachorowanie, przenoszenie i transport chorych. Jak wynika z przedstawionej treści — książka jest pomocą w razie zaistnienia wypadku w pracy i może być przydatna dla referatów bezpieczeństwa i higieny pracy wytwórni i zakładów przemysłowych, także i lotniczych.

S. M.

Komunikacja lotnicza w Planie Sześcioletnim, mgr inż. Sergiusz Minorski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 44.

Broszura należy do „Biblioteki Planu Sześcioletniego” zainicjowanej przez PKPG i omawia zagadnienie lotnictwa komunikacyjnego na tle zadań określonych Planem Sześcioletnim. Na treść składają się rozdziały: rozwój cywilnego lotnictwa komunikacyjnego, lotnictwo cywilne ZSRR, polska komunikacja lotnicza w latach od 1922 do 1938, lotnictwo komunikacyjne Polski Ludowej w latach od 1945 do 1949, komunikacja lotnicza w Planie Sześcioletnim.

S. M.

Słownik techniczny rosyjsko - polski, mgr Wacław Skibicki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 450.

Wydany przez PWT podręczny słownik zawiera około 30 000 słów i wyrażeń z podstawowych dziedzin techniki i nauki. Może on być z pożytkiem wykorzystany przez techników i inżynierów powszechnie korzystających z dostępnej i szeroko rozprzestrzenianej się radzieckiej literatury technicznej.

S. M.

Mechanika ogólna, Część I — Statyka, Część II — Kinematyka, mgr inż. Franciszek Janik, Państwowe Zakłady Wydawnictw Szkolnych, 1951 r., stron 284+256, format A-4, wydane metodą powielania.

Omawiana książka opracowana jest jako podręcznik dla studentów Szkoły Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda w Warszawie. W części pierwszej w sposób zwięzły i przystępny przedstawione zostały zagadnienia statyki w pięciu obszernych rozdziałach. Poszczególne rozdziały zawierają: pojęcia podstawowe z krótkim rysunkiem historycznym i podziałem mechaniki, pojęcia wektorowe, obszernie opracowaną statykę układów płaskich i przestrzennych. Ostatni rozdział poświęcony jest tar-

ciu. Treść uzupełniona jest ponad dwustu rysunkami. Druga część zawiera dziesięć rozdziałów ujmujących następujące zagadnienia: kinematyka punktu, ruch prostoliniowy i krzywoliniowy płaski, ruch punktu w przestrzeni, kinematyka bryły, ruch obrotowy, ruch płaski i przestrzenny bryły i ruch względny. Treść jest uzupełniona ponad stu trzydziestu rysunkami. Dla ułatwienia studiującym — materiał podzielony został na obowiązkowy i uzupełniający.

L. S.

Vyrobni metody v letectvi, ing. A. Smejkal, Prace — Vydavatelstvo — Roh — Praha, 1950 r., stron 148.

Omawiana książeczka stanowi popularnie ujęty przegląd zagadnień interesujących konstruktora lotniczego z dziedziny technologii i produkcji samolotów. Autor omawia materiały lotnicze podając szereg danych o stosowanych w Czechosłowacji tworzywach, obróbkę skrawaniem, tłoczenie, specjalne metody stosowane w lotnictwie jak np. przeciąganie profili, samoczynne nitowanie, klejenie, metalizacja natryskowa, wyginanie rur itp. Dalej porusza sprawę wyrobu i montażu całych samolotów na przykładach samolotów Mosquito, Hastings i Wellington. Wreszcie wspomniano o urządzeniach pomiarowych jak np. urządzenia rentgenowskie, ultradźwiękowe, pomiarowe dla badania nierównomierności obrabianej powierzchni itp. Na zakończenie poruszono sprawę transportu wewnętrznego fabryk lotniczych.

S. M.

Dokończ. ze str. 103

$$d_s = \frac{\Delta N (V_m - V_p)}{N \cdot V_m}$$

Ponieważ największa prędkość wznoszenia w_m wyraża się wzorem

$$w_m = \frac{75 \cdot \Delta N}{Q} \text{ gdzie } Q \text{ — ciężar samolotu w locie, to}$$

po podstawieniu otrzymamy:

$$d_s = \frac{Q_r \cdot w_m \cdot (V_m - V_p)}{N \cdot V_m}$$

Zamiast Q wstawiamy Q_r — ciężar rozporządzalny, gdyż on jest wartościowy dla użytkownika samolotu.

Jak widzimy, do wzoru na d_s wchodzi same znane wartości podawane zwykle w katalogach itd. i obliczenie tego współczynnika nie następuje trudności.

Wartości d_s dla omawianych samolotów wynoszą:

Zlin 26	$d_s = 5,0$
Sokol M1D	$= 7,4$
Aero 45	$= 9,5$

Czytelnik łatwo może obliczyć d_s dla innych samolotów i porównać je z wyżej wymienionymi.

Wróćmy jednak do omawiania Aero 45. Posiada on doskonałe własności lotne. Uruchomienie klap i podwozia w małym stopniu zmienia wyważenie. Stery są dobrze zharmonizowane, samolot wykazuje pozytywną stateczność podłużną, prawidłowe zakręty można wykonywać samym tylko wychyleniem lotek lub też samym tylko sterem kierunkowym.

Jakkolwiek samolot jest przeznaczony do lotów pasażerskich, to wytrzymałość jego pozwala na wykonywanie akrobacji. W czasie prób fabrycznych wykonano z powodzeniem nurkowanie z prędkością 380 km/h oraz wyrwanie do 6 g. Korkociąg samolot zaczyna kręcić początkowo płasko, rozpędza się jednak dość szybko tak, że już po trzech zwitkach przechodzi sam do lotu nurkowego. Pętla i beczki sterowane robi poprawnie, jednak wykonywanie tych figur jest dopuszczalne tylko przy założeniu jednoosobowej ze względu na pojedyncze drzwi (ewentualność skoku ze spadochronem).

Aero 45 został wypróbowany w wielu dalekich raidach i zawodach międzynarodowych. Doskonale nadaje się on jako taksówka powietrzna dla trzech osób, może służyć do przeszkalania pilotów na dwusilnikowe samoloty, do szkolenia w ślepych lądowaniu (po odpowiednim uzupełnieniu instalacji radiowej). Metalowa konstrukcja czyni go odpornym na wpływy atmosferyczne pozwalając na hangarowanie w przygodnych warunkach.

R. L.

Nowe normy i projekty norm

W miesiącu maju 1951 r. zostały wydane drukiem następujące normy lotnicze:

PN/L — 61001 — Sprzęt lotniczy obsługi naziemnej.
Wanna warsztatowa.

PN/L — 61100 — Sprzęt lotniczy obsługi naziemnej.
Wanny pod silniki lotnicze.

W miesiącu lipcu 1951 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L — 36007 — Silnik lotniczy. Kołnierz i gniazdo silnika do połączenia regulatora obrotów śmigła. Wymiary.

PN/L — 36008 — Silniki lotnicze. Kołnierze i czopy przyrządów silnikowych do połączenia z silnikami. Wymiary.

PN/L — 36009 — Silniki lotnicze. Kołnierze i gniazda silnika do połączenia przyrządów silnikowych. Wymiary.

PN/L — 36100 — Silniki lotnicze. Połączenia iskrowników z silnikami. Zestawienie.

PN/L — 36102 — Silniki lotnicze. Połączenie iskrowników z silnikami. Gniazdo wałka napędzającego iskrownik.

PN/L — 36103 — Silniki lotnicze. Połączenia iskrowników z silnikami. Kołnierz silnika z trzema śrubami. Wymiary.

PN/L — 36104 — Silniki lotnicze. Połączenia iskrowników z silnikami. Kołnierz silnika z dwoma śrubami. Wymiary.

PN/L — 36105 — Silniki lotnicze. Połączenia iskrowników z silnikami. Kołnierz silnika z czterema śrubami. Wymiary.

PN/L — 76101 — Silniki lotnicze. Połączenia iskrowników z silnikami. Czop stożkowy wałka iskrownika. Wymiary.

PN/L — 76102 — Silniki lotnicze. Połączenia iskrowników z silnikami. Tulejka czopa stożkowego wałka iskrownika.

PN/L — 76103 — Silniki lotnicze. Połączenia iskrowników z silnikami. Kołnierz iskrownika o trzech otworach. Wymiary.

PN/L — 76104 — Silniki lotnicze. Połączenia iskrowników z silnikami. Kołnierz iskrownika o dwóch otworach. Wymiary.

PN/L — 76105 — Silniki lotnicze. Połączenia iskrowników z silnikami. Kołnierz iskrownika o czterech otworach. Wymiary.

PN/L — 36006 — Silniki lotnicze. Kołnierz i czop regulatora obrotów śmigła — do połączenia z silnikiem. Główne wymiary.

W miesiącu lipcu 1951 r. wyszła drukiem norma:

PN/L — 02005 — Silniki lotnicze. Numeracja cylindrów.

Kronika

Nowi członkowie Koła:

116. Chachaj Mieczysław
117. Nikol Jerzy
118. Szyszkowski Aleksander
119. Rościszewski Jan
120. Kicman Bogusław
121. Pęczalski Mieczysław
122. Kuczewski Stanisław
123. Przeradowski Teodor

Ostatnie podawane do wiadomości w Technice Lotniczej nazwiska przyjętych Członków były zamieszczone w zeszytcie nr 1 z 1950 r.

Odczyty

W okresie sprawozdawczym zostały wygłoszone następujące odczyty:

Zmęczenie w konstrukcjach lotniczych

Kol. Prof. Bronisław Bochenek, dn. 12 paźdz. 1951 r.
Lotnictwo Kraju Rad

Kol. Inż. Wiktor Leja, dn. 19 paźdz. 1951 r.
Metoda utwierdzenia sprężystego w statyce lotniczej
Kol. Prof. Zbigniew Brzoska, dn. 2 listopada 1951 r.

Po każdym z tych odczytów wywiązywała się ożywiona dyskusja, w której brali udział nie tylko starsi Koledzy, ale również wielu młodych, jak również przybyli na odczyty studenci.

Na specjalną uwagę zasługuje odczyt wygłoszony przez Kol. inż. Wiktora Leję, pod tytułem „Lotnictwo Kraju Rad“, zorganizowany z okazji obchodu miesiąca przyjaźni Polsko - Radzieckiej, który trwał od 15.X do 15.XII. Tak, jak cały Kraj starał się przyczynić do świetności tego obchodu oraz do pogłębienia przyjaźni pomiędzy obu narodami, tak też nasze Koło Lotnicze SIMP wzięło udział w tym obchodzie, urządzając odczyt dla zaznajomienia swoich Członków i sympatyków ze wspaniałą historią i osiągnięciami Związku Radzieckiego. Odczyt ten, bogato ilustrowany przezręczami, został wygłoszony, jak już wspomnieliśmy, przez Kol. inż. Wiktora Leję, doskonałego mówcę i znawcę historii lotnictwa Związku Radzieckiego.

Koło nasze projektuje zorganizować do końca rb. jeszcze kilka innych odczytów. Zawiadomienia o odczytach dokonywane są za pomocą plakatów w Instytutach skupiających wielu Kolegów — inni Koledzy zawiadamiani są indywidualnie.

Instytucje, które pragnęłyby wywieszać u siebie plakaty odczytowe, proszone są o zgłoszenie się do naszego Koła, ponadto prosimy o zgłaszanie się tych Członków i Sympatyków, do których nasze dotychczasowe zawiadomienia nie docierały.

Adres lokalu Zarządu Koła — Warszawa 1, Nowowiejska 24.
Nowy gmach Wydziału Lotniczego Polity. Warszawskiej, pok. 207.

Sekretarz Koła Lotniczego SIMP.

TECHNIKA LOTNICZA — Kwartalnik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Koło Lotnicze SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. Stanisław Madeyski, mgr inż. Ryszard Lewandowski, mgr inż. Jan Staszek, Redaktor Techniczny — Czesław Piekarski.

Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24. Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i czwartki go dz. 17.30—18.30.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-95-10 do 16.
Kolportaż: PPK „Ruch”. Konto PKO I-19890/110

W „Biuletynie GILot” drukuje się publikacje o charakterze opisowo-sprawozdawczym z ciekawszych prac wykonywanych w GILot.

TREŚĆ ZESZYTU 4 — 1951

Mgr inż. Jerzy Borkowski — URZĄDZENIA ELEKTRONOWE DO POMIARU CIŚNIEŃ

Mgr inż. Jerzy Borkowski
G. I. Lot.

K. d. 621.431.75 : 681.2.084 : 621.385.832

Urządzenia elektronowe do pomiaru ciśnień

1. Wstęp.

Znane są dwa zasadnicze rodzaje wykresów indykatorowych silnika tłokowego: wykres przebiegu ciśnienia w funkcji czasu i w funkcji drogi tłoka, lub kąta obrotu wału korbowego.

Wykresy te posiadają jednak dla silnikowca tylko wówczas swą wartość, jeżeli amplitudy ciśnienia na wykresie są wiernym odtworzeniem ciśnień występujących w cylindrze, czyli jeżeli urządzenie indykatorowe nie powoduje zniekształceń amplitudy i fazy. Dla silników o małej liczbie obrotów, tak jak i dla maszyn parowych można otrzymać nie zniekształcone wykresy indykatorowe za pomocą mechanicznych urządzeń pomiarowych. Indykatory mechaniczne z powodu dużej masy a więc i bezwładności, a co zatem idzie ich niskiej częstotliwości własnej nie nadają się do pomiarów dla silników o dużej liczbie obrotów, gdzie takie zjawiska jak detonacje i inne raptowne i ostre wysoki ciśnienia przebiegają z częstotliwością kilku a nawet kilkunastu tysięcy okresów na sekundę. Indykatorami mechanicznymi można się posługiwać przy silnikach, których liczba obrotów/min nie przekracza 600, a w wyjątkowych wypadkach dla specjalnie skonstruowanych indykatorów najwyżej 2000 obrotów na minutę. Poza tym indykatory mechaniczne w następstwie zużycia stają się czułe na wstrząsy mechaniczne, co upływa ujemnie na ich dokładność i zniekształca wykres indykatorowy.

Powyższe powody zmusiły konstruktorów do wynalezienia czujnika indykatorowego o małej bezwładności, a więc dużej częstotliwości własnej i nie wymagającego stosowania przekładni mechanicznej. Takim przyrządem okazał się indykator elektryczny. Zanim przejdziemy jednak do opisu tego indykatora, wyszczególnimy cechy jakie dobry indykator posiadać powinien.

2. Cechy dobrego przyrządu indykatorowego.

- Stała proporcjonalność amplitudy ciśnienia na wykresie do ciśnienia w cylindrze.
- Brak zniekształceń w poszczególnych elementach urządzenia, aby wykres ciśnienia był wiernym odtworzeniem przebiegu ciśnienia w cylindrze.
- Możliwie mała bezwładność czujnika, aby mające wystąpić w cylindrach przebiegi ciśnień o częstotliwościach do 10000 okr/sek były nie zniekształcone na wykresie.
- Możliwość statycznego cechowania przez porów-

- nanie wskazań z manometrem wzorcowym oraz niezmiennosć tego wycechowania przez dłuższy okres czasu, aby nie zachodziła potrzeba przecechowywania urządzenia przed każdym pomiarem.
- Brak zjawiska histerezy przy rosnącym albo malejącym ciśnieniu, czyli brak trwałych odkształceń czujnika.
- Odporność na raptowne przyrosty ciśnienia i na wysokie temperatury.
- Możliwość otrzymania wykresu ciśnienia w funkcji czasu lub w funkcji kąta obrotu wału korbowego, albo skoku tłoka i możliwość dowolnego rozciągnięcia tego wykresu w osi czasu dla dokładnej obserwacji interesującego szczegółu wykresu.
- Możność szybkiego zarejestrowania wykresu w dowolnej chwili np. przez sfotografowanie.
- Możliwość pomiaru z dużej odległości.
- Konstrukcja czujnika i jego zamocowanie nie powinny wpływać na normalny tok pracy cylindra.
- Małe wymiary czujnika.
- Uniwersalność zastosowania dla szybko- lub wolnobieżnych silników na niskie lub wysokie ciśnienia.
- Brak konieczności chłodzenia wodą, co przyspiesza montaż i ułatwia obsługę.
- Małe wymiary całego urządzenia i łatwość transportu.
- Całe urządzenie pomiarowe winno się znajdować w jednej obudowie dla uniknięcia każdorazowego łączenia poszczególnych elementów.
- Zasilanie urządzenia winno być z sieci dla uniknięcia wymiany baterii i konieczności ciągłego sprawdzania ich napięcia.
- Prostota połączenia i obsługi, by pomiar mógł być dokonywany przez użytkownika tzn. silnikowca, a nie elektryka.

3. Indykatory elektryczne.

Indykator elektryczny składa się z trzech zasadniczych części: 1 — czujnika, który przekształca zmiany ciśnienia na zmiany napięcia, 2 — generatora osi poziomej wykresu i 3 — wskaźnika, który musi odwzorować przebieg ciśnienia w funkcji czasu i umożliwić jego pomiar. Osobne wykonanie czujnika i wskaźnika daje dogodność prostego zamocowania tego pierwszego i łatwość przemontowywania go do rozmaitych części bada-

nego silnika, podczas gdy cała aparatura pomocnicza wraz ze wskaźnikiem pozostaje na jednym miejscu. Jako wskaźnik najlepsze usługi oddaje oscyloskop katodowy, który posiada te zalety, że pracuje praktycznie bez bezwładności, odtwarza wysokie częstotliwości bez zniekształceń, daje wyraźny obraz wierny przebiegom elektrycznym i posiadając wbudowany w sobie generator podstawy czasu, zezwala na stałą obserwację i sfotografowanie w każdej chwili zjawiska. Oscyloskop katodowy posiada jako wskaźnik wszystkie zalety wymienione w punkcie 2 g, bowiem wskutek możliwości zmiany częstotliwości podstawy czasu daje możliwość dowolnego rozciągnięcia wykresu. W przypadku doprowadzenia na płytki pionowe oscyloskopu napięcia, którego zmiana będzie proporcjonalna do drogi tłka — da inductorowy wykres pracy.

Czujnik indykatora elektrycznego, który pod wpływem ciśnienia ma dać proporcjonalne do niego zmiany napięcia, może być — analogicznie do mikrofonów typu kwarcowego, oporowego, pojemnościowego lub indukcyjnego i odpowiednio do tego — wyposażony w kryształ, tensometr albo element węglowy, kondensator lub cewkę. Ponieważ wymagania stawiane dobremu czujnikowi inductorowemu żądają, by stosunek zmiany napięcia do zmiany ciśnienia był w szerokich granicach niezależny od częstotliwości, odpada możliwość zastosowania czujnika elektrodynamicznego. Również statyczne cechowanie tego czujnika jest niemożliwe ze względu na to, że daje on zmiany napięcia tylko przy zmianie pola magnetycznego. Jeżeli silnik dwutaktowy ma np. 6000 obrotów na minutę, to częstotliwość podstawowa będzie 100 okr/sek. Aby nie zniekształcić amplitudy i fazy i przekazać wiernie wszystkie mogące zajść w cylindrze przebiegi ciśnienia, pożądanym jest by urządzenie odtwarzało wiernie częstotliwości co najmniej do 20 harmonicznej czyli do 2000 okr/sek. Zważywszy, że częstotliwość własna czujnika musi być kilkakrotnie wyższa, czyli około 14000 okr/sek. a dla otrzymania dobrej czułości przy tak dużych częstotliwościach musi system drgający posiadać możliwie małą masę, dojdziemy do wniosku, że warunek ten spełnia czujnik kondensatorowy, posiadający membranę odkształcaną w takt zmian ciśnienia. Jeżeli generator podstawy czasu czyli osi poziomej wykresu będzie wzbudzany również przez element kondensatorowy, w którym zmiany pojemności będą proporcjonalne do drogi tłka, nie zajdzie wówczas potrzeba zastosowania mechanicznego kontaktu pomiędzy obracającym się wałem a czujnikiem. W ten sposób zarówno zmiana ciśnienia jak i przebyta droga, przekształcone na zmiany pojemności, a w następstwie na zmiany napięcia, dadzą na ekranie lampy oscyloskopowej wykres proporcjonalny do tych zmian. Zalety czujnika pojemnościowego do badania ciśnień dadzą się streścić w następujących punktach:

- odpowiednia budowa daje kompletną liniowość w żądanym zakresie ciśnień.
- częstotliwość własna membrany czujnika kondensatorowego może kilkakrotnie przekraczać najwyższą częstotliwość zakresu pomiarowego.
- Bardzo małe wymiary dają możliwość wkręcania czujnika np. w gwint otworu świecy.
- nieczułość na wstrząsy i wysokie temperatury przy dobrze skonstruowanym czujniku.
- łatwość statycznego cechowania.

f. możliwość stosowania do różnych ciśnień w szerokich granicach, przez dobór odpowiedniej grubości membrany.

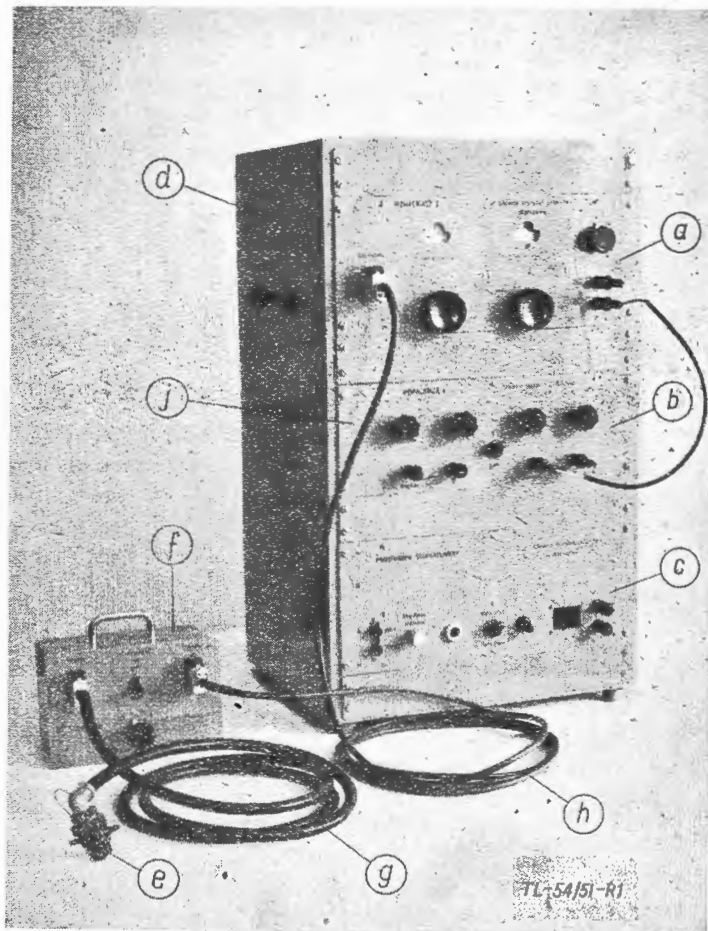
4. Urządzenie elektronowe wykonane w Głównym Instytucie Lotnictwa.

Na wstępie chcę zwrócić uwagę czytelnika, że tak ze względu na zastosowany system modulacji częstotliwości jak i na samą częstotliwość nośną rzędu 2 Mc, rozwiązanie elektryczne tego urządzenia wkracza w dziedzinę radiotechniki.

Urządzenie elektronowe opisane poniżej, a wykonane w laboratorium Głównego Instytutu Lotnictwa, może służyć do pomiaru szybko zmieniających się ciśnień, sił, naprężeń i innych mechanicznych wielkości, przy zastosowaniu odpowiedniego czujnika pojemnościowego lub indukcyjnego i odpowiada wszystkim wymaganiom, stawianym dobremu przyrządowi inductorowemu, wymienionym w punkcie 2 tego artykułu. Urządzenie pozwala na pomiar lub obserwację zarówno zmian statycznych jak i przebiegów dynamicznych. Składa się ono z sześciu zasadniczych części: 1 — czujnika, 2 — oscylatora, 3 — wzmacniacza na modulację częstotliwości, 4 — dwukanałowego wzmacniacza prądu stałego, 5 — oscyloskopu katodowego jako wskaźnika i 6 — zasilacza.

a. Zasada działania.

Zasada działania polega na zmianie podstawowej częstotliwości oscylatora, wywołanej zmianami pojemności lub indukcyjności czujnika pod wpływem mechanicznych zmian wielkości mierzonych. Otrzymujemy więc z oscylatora sygnał z modulacją częstotliwości.



Rys. 1.

Wzmacniacz na modulację częstotliwości (rys. 1 a), wzmacniacz prądu stałego (rys. 1 b) i zasilacz (rys. 1 c) są wbudowane w jeden zestaw (rys. 1 d). Czujnik (rys. 1 e), oscylator (rys. 1 f) i oscyloskop katodowy (nie pokazany na rysunku, a będący dowolnym oscyloskopem — tylko z odpowiednią częstotliwością podstawy czasu) stanowią elementy oddzielne, połączone z sobą kablami. Jeżeli czujnik jest typu pojemnościowego a przeznaczony do pomiarów ciśnień, jak pokazany na rysunku, zostaje on wkręcony bezpośrednio w miejsce (np. w gwint otworu świecy cylindara), w którym występują obserwowane i mierzone zmiany ciśnienia.

Wanania ciśnienia wywołają zmianę odległości okładzin kondensatora w czujniku, co spowoduje zmianę jego pojemności proporcjonalnie do ciśnienia. Czujnik, stanowiący więc zmienną pod wpływem ciśnienia pojemność, połączony jest możliwie krótkim, małopojemnościowym, ekranowanym kablem (rys. 1 g) z obwodem rezonansowym oscylatora. Na skutek tego częstotliwość wyjściowa z oscylatora waha się wokół jego częstotliwości podstawowej 2 Mc w takt zmian ciśnienia. Zakres wahań częstotliwości zależy od wielkości wahań ciśnienia. Tak otrzymany sygnał z modulacją częstotliwości zostaje dowolnie długim kablem (rys. 1 h) wprowadzony do wzmacniacza na modulację częstotliwości. Po wzmocnieniu i przejściu przez ogranicznik amplitudy i dyskryminator — sygnał, już o częstotliwości niskiej (odpowiadającej częstotliwości zmian ciśnienia), zostaje wprowadzony na awustopniowy wzmacniacz prądu stałego. Wyjście wzmacniacza prądu stałego jest zarządzane bezpośrednio na poziome płytki lampy oscyloskopowej, która spełnia rolę wskaźnika i umożliwia obserwację lub sfotografowanie przebiegu zjawiska. Dla otrzymania na ekranie obrazu ciśnienia w funkcji czasu, wykorzystujemy dla osi poziomej, znajdujący się w każdym oscyloskopie katodowym generator podstawy czasu. Aby otrzymać indykatorowy wykres pracy, musi punkt świetlny oscyloskopu katodowego poruszać się w osi poziomej proporcjonalnie do posuwu tłoka.

W tym celu można, jak to zrobiono np. w Głównym Instytucie Lotnictwa, sprząc wał korbowy z potencjometrem zasilanym prądem stałym, z którego poprzez dwa suwaki i pierścienie ślizgowe odprowadzone zostaje napięcie o wielkości zmieniającej się proporcjonalnie do posuwu tłoka. Napięcie to po przejściu przez drugi, specjalnie dla tego celu w naszym urządzeniu wykonany, równoległy kanał wzmacniacza prądu stałego (rys. 1 j), zostaje przyłożone do poziomych płytek lampy oscyloskopowej.

Wzmacniacz na modulację częstotliwości, oba kanały wzmacniacza prądu stałego i oscylator są zasilane ze stabilizowanego prostownika sieciowego (rys. 1 c).

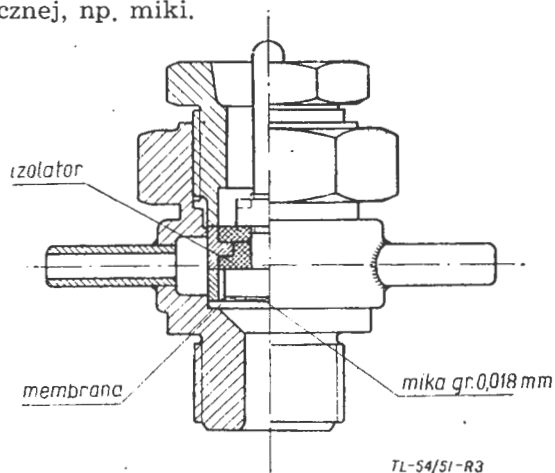
b. Czujnik pojemnościowy *)

Czujniki ciśnienia pojemnościowe zbudowane są w następujący sposób: (patrz rys. 2). Elektroda stała jest izolowana od korpusu, zaś elektrodę ruchomą tworzy elastyczna membrana, na którą działa ciśnienie. Wskutek zmiany ciśnienia membrana odkształca się, zmieniając odpowiednio pojemność utworzonego z tych dwóch elektrod kondensatora.

Ponieważ zależność między pojemnością kondensatora a odległością obu elektrod jest hiperboliczna, zatem dla otrzymania charakterystyki możliwie prostoliniowej

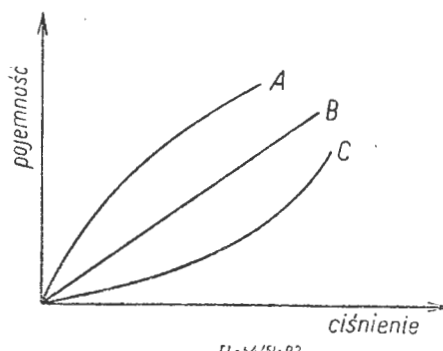
*) Rozdział ten (b) został opracowany przez mgra inż. Wiktora Rotha, GILot.

koniecznym jest stosowanie małych szczelin między elektrodami oraz małych ugięć membrany. Normalnie nie stosuje się większych odległości elektrod jak 0,025 mm. Dla polepszenia charakterystyki oraz dla zwiększenia czułości czujnika, między elektrodami czujnika umieszcza się płytkę materiału o dużej stałej dielektrycznej, np. miki.



Rys. 2

Najlepsze wyniki daje czujnik, w którym odległość elektrod wynosi 0,025 mm, zaś grubość płytki mikowej 0,018 mm. Na rys. 3 podana jest charakterystyka czujnika tj. zależność zmiany pojemności od ciśnienia, dla różnych stosunków grubości miki do wielkości szczeliny powietrznej.



Rys. 3

Krzywa A przedstawia czujnik, w którym stosunek grubości miki do wielkości szczeliny powietrznej jest za duży, krzywa B jest charakterystyką czujnika o prawidłowym stosunku w/w wielkości, zaś krzywa C — czujnik w którym stosunek ten jest za mały.

Przy pomiarach szybkozmiennych ciśnień należy stosować czujniki, których częstotliwość własna jest znacznie większa od częstotliwości przebiegu zjawiska mierzonego. Dla uzyskania wysokiej częstotliwości własnej czujnika koniecznym jest zastosowanie bardzo sztywnej membrany.

Jednakże w tym przypadku jesteśmy ograniczeni sztywnością membrany, gdyż od niej będzie zależeć czułość czujnika. W czujnikach stosowanych w GILot sztywność membrany jest tak dobrana, by na pełnym zakresie ciśnienia zmiana pojemności kondensatora wynosiła 20 pF.

Częstotliwość własna okrągłej płyty, utwierdzonej na brzegach, w/g Timoshenki „Vibration problems in engineering” wyrazi się wzorem

$$f = \frac{10 \cdot 21}{2\pi r^2} \sqrt{\frac{g \cdot D}{\rho \cdot h}}$$

gdzie f — częstotliwość własna w Hz
 r — promień płyty w cm
 g — przyspieszenie ziemskie 981 cm/sek²
 ρ — ciężar właściwy materiału membrany w kg/cm³
 h — grubość membrany w cm

$$D = \frac{E h^3}{12(1 - \mu^2)}$$

E — moduł Younga

μ — liczba Poissona.

Dla membrany stalowej

$$f = 0.79 \times 10^6 \cdot \frac{h}{a}$$

gdzie a — powierzchnia membrany w cm².

Z pomiarów dokonanych na czujnikach wynika, że rzeczywista częstotliwość własna jest o około 50% większa od częstotliwości podanej teoretycznie.

Przy konstrukcji czujników pojemnościowych ważnym jest zdanie sobie sprawy z czynników, które mogą ujemnie wpływać na pracę czujnika. Wymienimy pokrótce te czynniki:

1) wpływ temperatury, 2) naprężenie w gwintach czujnika, 3) wpływ przewodów doprowadzających ciśnienie.

1. Wskutek cieplnej rozszerzalności materiałów może się zmieniać pojemność kondensatora. Efekt ten można kompensować przez odpowiedni dobór materiałów tak, by przy zmianie temperatury szczelina w kondensatorze pozostała stałą. Dla czujników pracujących w wyższej temperaturze stosuje się chłodzenie wodą.

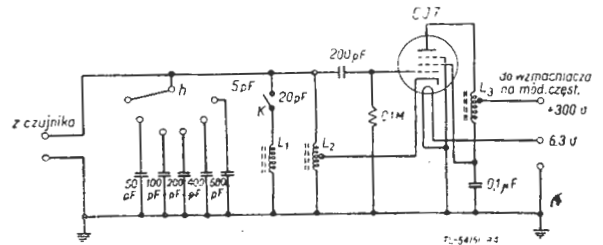
2. By uniknąć ujemnych wpływów na pracę czujnika, wywołanych naprężeniami w gwintach, konstrukcja czujnika winna być możliwie sztywne tak, by odkształcenia korpusu przy wkręcaniu czujnika w gniazdo nie zmieniały pojemności czujnika, zaś ilość połączeń gwintowych była możliwie małą.

3. W idealnym czujniku membrana winna być umieszczona tak, by przy wkręconym czujniku, membrana tworzyła jedną płaszczyznę ze ścianką przestrzeni w której mierzy się ciśnienie. Takie rozwiązanie jest konstrukcyjnie trudne i dlatego stosuje się kanałki doprowadzające. Przez przepływ gazu przez te kanały mogą powstać drgania rezonansowe, które zniekształcą obraz mierzonego zjawiska. Częstotliwości rezonansowe zależą będą od prędkości dźwięku w danym medium oraz od kształtu i długości przewodu.

Dla zmniejszenia tego wpływu należy stosować możliwie małą przestrzeń przy samej membranie oraz przewidzieć tłumienie w przewodzie przez stosowanie kilku otworów o małej średnicy, zamiast jednego o średnicy większej.

c. Oscylator.

Oscylator o sprzężeniu autotransformatorowym siatka-katoda, którego schemat elektryczny pokazany jest na rys. 4, przeznaczony jest do pracy wokół częstotliwości podstawowej 2 Mc. Jeżeli przyrost pojemności czujnika pod wpływem zmian ciśnienia jest rzędu 5 pF lub zastosowany czujnik jest typu indukcyjnego, wyłącznik K powinien być otwarty.



Rys. 4

Dla otrzymania w obwodzie rezonansowym siatki lampy oscylatora — żądanej częstotliwości podstawowej 2 Mc, do cewki L_2 o indukcyjności około 35 μ H musi być dołączona równolegle pojemność o wartości około 150 pF, na którą składa się pojemność początkowa czujnika, pojemność kabla łączącego go z oscylatorem i odpowiednio wybrana pojemność przełącznikiem h . Jeżeli przyrost pojemności czujnika pod wpływem zmian ciśnienia jest około 20 pF, wyłącznik K powinien być zamknięty. Do cewki o indukcyjności L_2 dołącza się wówczas równolegle indukcyjność L_1 , zmniejszając sumaryczną indukcyjność obwodu rezonansowego do wartości około 8 μ H. Aby w tym przypadku otrzymać właściwą częstotliwość podstawową obwodu rezonansowego, należy przełącznikiem h wybrać kondensator o takiej pojemności, by wraz z pojemnością czujnika i kabla łączącego go z oscylatorem otrzymać pojemność rzędu 650 pF. Oscylator jest połączony z czujnikiem możliwie krótkim jednożyłowym kablem ekranowanym o małej pojemności.

Doprowadzenie napięcia żarzenia 6,3 V i anodowego 300 V na lampę oscylatora oraz wyprowadzenie napięcia pomiarowego o modulowanej częstotliwości odbywa się dwużyłowym kablem ekranowanym, połączonym przez wzmacniacz na modulację częstotliwości ze stabilizowanym zasilaczem sieciowym. Napięcie żarzenia do lampy oscylatora doprowadzone jest jedną żyłą i ekranem kabla, którym również dochodzi ujemny biegun wysokiego napięcia. Zasilanie plusem wysokiego napięcia anody i ekranu lampy odbywa się drugą żyłą, która jednocześnie służy do wyprowadzenia z oscylatora napięcia sygnału pomiarowego o modulowanej częstotliwości.

Dokończenie nastąpi.

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw GILOT:

Redaktor naczelny mgr inż. Witkowski Stanisław; członkowie mgr inż. Kucharski Jerzy,
mgr inż. Roth Wiktor

Adres Redakcji: Główny Instytut Lotnictwa, Warszawa-Okęcie, Al. Krakowska 145.

PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ DZIAŁ DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO KWARTALNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK I

WARSZAWA, GRUDZIEŃ 1951

ZESZYT 4

W Przeglądzie Bibliograficznym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna

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

139x 532.5 C4—4.51

HUNTER ROUSE i ABDEL—HADI ABUL—FETOUH: **Charakterystyka bezwirowego przepływu przez osiowo-symetryczne otwory.** „Characteristics of irrotational flow through axially symmetric orifices“. J. appl. Mech., t. 17, Nr 4, grud. 50, s. 421, A4, 3,2 str., 2 rys., 4 wyk., 15 poz. bibl. —

Kształty zewnętrzne strumieni wypływających z otworu w płaskiej ścianie przewodu dla różnych stosunków przekroju otworu i przewodu otrzymane metodą relaksacji. Dla jednego stosunku przekrojów badanie metodą analogii elektrycznej. Współczynnik zwięzienia strumienia okazał się praktycznie równy obliczonemu przez Misesa dla problemu płaskiego w całym zakresie stosunku przekrojów, pomimo różnic w kształcie strumienia dla tych dwu przypadków. Rozkłady ciśnień na powierzchniach ograniczających strumień, wzdłuż osi i w przekroju otworu wypływu.

140x 532.5 C4—4.51

DOW W. M.: **Równomierny upływ cieczy przy przepływie przez rurowy przewód z otworami.** „The uniform distribution of a fluid flowing through a perforated pipe“. J. appl. Mech., t. 17, Nr 4, grud. 50, s. 431, A4, 7,6 str., 14 fot., 2 wyk., 1 tab., 5 poz. bibl. —

Ważny praktycznie przypadek przepływu przez przewód zamknięty z jednego końca przy równomiernie rozłożonym wzdłuż przewodu upływie medium przez otwory boczne i wyniki doświadczalne na przykładzie rurowych palników gazowych. Wyniki umożliwiają zaprojektowanie prostych palników rurowych na wysokie wydatki i mogą mieć zastosowanie przy wszelkiego rodzaju przewodach rozdzielczych.

141x 533.6.07 C4—4.51

LATTANZI B.: **Aerodynamiczny tunel największej mocy w Europie.** „La piu potente galleria aerodinamica d'Europa“. Aerotecnica, t. 30, Nr 4, 15 sierpn. 50, s. 203; A4, 0,6 str. —

Opis tunelu O.N.E.R.A w Modanie—Avrieux zbudowanego na wzór tunelu w Oetzal w Tyrolu. Wentylatory osiowe 10—12 łopatkowe o średnicy 15 m napędzane bezpośrednio przez turbiny Peltona o mocy 55000 KM obr/min. Tunel typ Prandtla o średnicy pomiarowej 7.78 m. Prześtrzeń pomiarowa dostosowana do prędkości poddźwiękowych i przydźwiękowych.

142x 533.6.07 C4—4.51

Urządzenia aerodynamiczne niemieckie. „Gli impianti aerodinamici tedeschi“. Aerotecnica, t. 30, Nr 4, 15 sierpn. 50, s. 213, A4, 4,5 str., 5 rys., 1 tab. —
Charakterystyka i zastosowanie tabelaryczne szeregu tuneli zbudowanych podczas wojny w Niemczech.

143x 533.6.07 C4—4.51

PIATTELLI F.: **Tunel aerodynamiczny Szwajcarskiego Instytutu Technicznego Wojskowego w Emmen (Lucerna).** „Le gallerie aerodinamiche dell'Ufficio Tecnico Militare Svizzero di Emmen (Lucerna)“. Aerotecnica, t. 30, Nr 4, 15 sierpn. 50, s. 211, A4, 2,5 str., 2 fot., 3 rys. —

Opis i ilustracje dużego tunelu o przekroju pomiarowym 6x8 m i prędkości 80 m/sek i małego 1,75x2,45 i prędkości

60 m/sek. Tunel duży wzorowany na amerykańskich napędzany wentylatorem \varnothing 8,5 m mocy 4500 KM, waga o zawieszeniu górnym — sterowanie automatyczne. Mały tunel poziomy z możliwością ustawienia pionowego do badania korkociągu.

144x 533.7 C4—4.51

CHIA—SHUN YIH: **Rozkład temperatury w stacjonarnym i laminarnym wstępnie podgrzanym strumieniu powietrznym.** „Temperature distribution in a steady, laminar, preheated air jet“. J. appl. Mech., t. 17, Nr 4, grud. 50, s. 381, A4, 2 str. —

W skończonej formie rozwiązanie rozkładu temperatury w strumieniu powietrznym wypływającym z otworu w płaskiej ścianie i rozprzestrzeniającym się w ośrodku powietrznym o innej temperaturze. Rozwiązanie wyprowadzono dla przypadku dwuwymiarowego i osiowo-symetrycznego korzystając z podanych przez Schlichtinga i Bickleya rozwiązań rozkładu prędkości dla strumieni izotermicznych, przy założeniu, że zmiany pola prędkości wskutek różnic temperatur można zaniedbać. Przy odpowiedniej zmianie stałych fizykalnych można stosować wyniki dla dyfuzji innych wielkości niż temperatura.

145* 533.7 C4—4.51

FORSTAL W. i SHAPIRO A. H.: **Wymiana ilości ruchu i masy we współśrodkowych strumieniach gazowych:** „Momentum and mass transfer in coaxial gas jets“. J. appl. Mech., t. 17, Nr 4 grud. 50, s. 399, A4, 9,3 str., 2 rys., 6 wyk., 2 tabl., 89 poz. bibl. —

Wyniki eksperymentalnych badań nad mieszaniem się dwuwspółśrodkowych osiowo-symetrycznych strumieni gazowych, potwierdzające zasadnicze założenia analitycznej metody Squire'a i Truncera. Masa dyfunduje szybciej niż ilość ruchu. Szereg innych wniosków dotyczących pola prędkości i koncentracji dyfundujących czynników. Porównano dyfuzję masy, ilości ruchu i temperatury w oparciu o dane doświadczalne szeregu eksperymentatorów. Tabela informująca o charakterze najważniejszych prac z dziedziny rozprzestrzeniania się strumieni wymienionych w obszernej bibliografii.

146* 536.24 C4—4.51

CODEGONE C.: **Konwekcja cieplna spowodowana w przewodzie, przez który przepływa powietrze przy temperaturach do 700°C.** „Convezione termica forzata in un percorso da aria per temperature fino a 700°C circa“. Aerotecnica, t. 31, Nr 1, 15 luty 51, s. 50; 3 str., 3 wyk., 1 tab. —
Przedstawiono badania współczynnika konwekcji cieplnej w rurze chromoniklowej, przez którą przepływało powietrze przy prędkości 3—16 m/sek. Rura ogrzewana była z zewnątrz do 400—700°C.

147* 536.33 C4—4.51

SZTANDIEL A. Je.: **Prawa cieplnego promieniowania gazów.** „O zakonach tiepłowowo izluczenja gazow“. Z. techn. Fiz., t. 20, Nr 12, grud. 50, s. 1435; B5, 8 str., 6 poz. bibl. —
Stosując twierdzenie o wartości średniej autor przekształca wyrażenia całkowite dla energii wypromieniowanej przez warstwę gazu w zakresie długości fali odpowiadającym szerokości linii spektralnej w wypadkach temperatury gazu stałej i zmiennej w kierunku grubości warstwy. Otrzymane wyrażenia dają podstawę do analizy wpływu poszczególnych wielkości na wynik.

W zakończeniu zajmuje się autor zagadnieniem pojęcia temperatury w układach nieustalonego rozkładu energii

na poszczególne stopnie swobody cząsteczek gazu np. przy b. szybkich reakcjach chemicznych w środku gazowym.

148* 536.6 C4—4.51
GRIFFITHS E.: Jednostki pomiarowe ciepła. „The heat unit“. Engineering, t. 17, Nr 4450, 11 maj 51, s. 577; 36 × 26 cm., 1 str., 4 tab.

149* 539.3 C4—4.51
SESINI O.: O przybliżeniach w metodzie energetycznej obliczenia parametrów układu sprężystego. „Sull'approssimazione dei procedimenti energetici per il calcolo di autovalori“. Aerotecnica, t. 31, nr 1, 15 luty 51, s. 94; A4, 5,5 str., 1 wykr. —
 Różne energetyczne metody obliczeniowe dotyczące warunków równowagi i drgań; wnioski co do najlepszej metody otrzymania dokładnych wyników; kryteria przybliżenia.

150* 620.1 C4—4.51
Aparat do badań przyspieszonych na starzenie. „Apparatus for accelerated weathering tests“. Engineering, t. 17, Nr 4433, 12 stycz. 51, s. 57; 36 × 26 cm. 0,8 str., 1 fot. —
 Podano zdjęcie oraz krótki opis budowy, działania i zastosowania aparatu (firmy J. B. Marr and Co., Ltd.; Twickenham) służącego do przyspieszonego badania wytrzymałości na starzenie. Aparat może być stosowany do badań farb, lakierów, mas plastycznych, kabli itp. Wyposażenie aparatu pozwala na stosowanie podczas badań żądanych warunków naświetlenia, wilgotności i temperatury.

151* 621.006.2(41) C4—4.51
HANKINS L. G. A.: Zakład Badawczy Mechaniki w East Kilbride. „The mechanical engineering research laboratory East Kilbride“. Engineering, t. 171, Nr 4434, 19 stycz. 51, s. 80 i Nr 4435, 26 stycz. 51, s. 111; 36 × 26 cm., 3,2 str., 4 fot. —

Organizacja, zakres prac oraz częściowo program prac nowopowstałego w Szkocji Instytutu Badawczego, którego budowę rozpoczęto w końcu 1949 r. Instytut podzielony jest na 7 działów obejmujących zakres zagadnień interesujących inżyniera mechanika jak: A — własności i wytrzymałość materiałów; B — mechanika ciał stałych, analiza naprężeń, drgania; C — mechanika płynów, maszyny hydrauliczne; D — smarowanie, ścieranie, korozja; E — mechanizmy, metrologia inżynierska (techniczna); F — obróbka materiałów; G — przewodzenie ciepła, termodynamika stosowana. Tematyka prac poszczególnych działów.

152* 621—24 C4—4.51
BRAENDEL H. G.: Giętkie i wąskie pierścienie tłokowe opóźniają zużywanie się gładzi cylindrowych. „Flexible, narrow rings retard engine scuffing“. SAE J., t. 58, Nr 11, list. 50, s. 29; A4, 3,8 str., 3 rys. —
 Dotychczas stosowane pierścienie kompresyjne i olejowe nie zapewniają równomiernego rozkładu nacisków na ścianki i jako zbyt ciężkie wybijają rowki pierścieni w tłoku. Stosując giętkie i wąskie pierścienie można przedłużyć długowieczność silnika i zmniejszyć zużycie oleju.

153* 621.315.6 C4—4.51
TODD J. D.: Izolacja elektryczna wodoodporna w tensometrach. „Waterproofing electrical-resistance strain gauges“. Engineering, t. 171, Nr 4434, 19 stycz. 51 s. 67; 36 × 26 cm., 0,5 str., 1 fot., 1 rys. —
 Metoda pozwalająca na osiągnięcie dobrej i trwałej izolacji elektrycznej względem masy. Polega ona na obudowaniu tensometru folią mosiężną. Po wysuszeniu w temperaturze 85°C wypełnia się wolne miejsce wewnątrz tensometru białym woskiem. Wyprowadzenie przewodów zalewa się asfaltem bitumicznym. Oporność izolacji elek-

trycznej mierzona po zanurzeniu tensometru w wodzie — od 8000 do 12000 MΩ. Gdy przewody wyprowadzono w rurkach miedzianych \varnothing 1 mm. przylutowanych do pokryw, to po wypełnieniu rurek jak i wnętrza tensometru białym woskiem, oporność izolacji wynosiła około 100 000 MΩ.

154* 621.317.2.089.6 C4—4.51
WARD W. H.: Ośrodek kalibracyjny R. A. F. „A Royal Air Force calibration center.“ Proc. Inst. Engrs., t. 97, Część 3, Nr 45, stycz. 50, s. 49; 28 × 22 cm., 6,3 str., 4 rys. —
 Zadaniem opisanego ośrodka kalibracyjnego jest ciągle utrzymywanie kalibracji przyrządów do sprawdzania urządzeń radiowych i radarowych R.A.F. Opisano zasady organizacji ośrodka, wytyczne przy wyborze wzorców oraz aparaturę i metody pracy.

155* 621.396.822 C4—4.51
POWSEY J. L.: Promieniowanie radiowe pochodzenia słonecznego. „Solar radio-frequency radiation“. Proc. Inst. Electr. Engrs., t. 97, część 3, Nr 49, wrześ. 50. s. 290; 28 × 22 cm., 21 str., 29 wykr., 1 tab., 74 poz. bibl. —
 Podsumowanie wyników badań i próba klasyfikacji zakłóceń słonecznych wg ich własności, a mianowicie natężenia, polaryzacji, pochodzenia (rejonu położenia źródła na tarczy słonecznej) oraz wg związku ze zjawiskami dostrzeganymi optycznie. Podkreślono związek szumów słonecznych z szumami kosmicznymi oraz znaczenie badań nad nimi dla astrofizyki.

156* 621.43 C4—4.51
LANE P. S.: Opanowanie zużycia oleju w silnikach samochodów osobowych. „Controlling oil consumption in passenger car engines“. SAE J., t. 58, Nr 11, list. 50, s. 18; A4, 5 str., 2 fot., 2 rys., 2 wykr. —

Analizując przyczyny zużycia oleju, rozważono te możliwości ulepszeń w konstrukcji silników, które prowadziłyby do zmniejszenia zużycia oleju. Autor stwierdza, że podstawowe znaczenie mogą mieć: właściwie ukształtowane pierścienie tłokowe i dobór odpowiedniego stopnia sprężania.

157* 621.43:621—33 C4—4.51
JARRE G.: Rzeczywisty ruch zaworów w szybkobieżnych silnikach tłokowych. „Moto di un fluido compressibile in una girante radiale di turbomacchina“. Aerotecnica, t. 31, Nr 1, 15 luty 51, s. 72; A4, 5 str., 7 rys., 7 wykr. —
 Sprężystość materiału sprawia, że rozważania ruchu zaworu jako funkcji kąta krzywki jest w silnikach szybkobieżnych bardzo dalekie od prawdy. Artykuł jest krótkim opisem badań, które doprowadziły do stwierdzenia, że w bardzo znacznym przybliżeniu ruch zaworu może być traktowany jako wypadkowa ruchu wywołanego krzywką oraz prostej składowej harmonicznej.

158* 621.43—4 C4—4.51
CAPETTI A.: Metoda badania wpływu pulsacji strumienia powietrza na rozdział paliwa między poszczególne cylindry. „Un metodo per lo studio dell'effetto delle pulsazioni della corrente d'aria sulla ripartizione de delcarburente tra i cilindri di un motore“. Aerotecnica, t. 51, Nr 1, 15 luty 51; s. 29, A4, 4,4 str., 2 wykr., 1 poz. bibl. —
 Rachunek przeprowadzony jest na podstawie teorii nietrwałego ruchu unoszonych przez powietrze kropelek, przy założeniu jednakowej długości przewodów wlotowych do wszystkich cylindrów. Ilość zassana wynika z objętości skokowej i działania bezwładnościowego powietrza zassanego przez określone inne cylindry.

Niniejszy Przegląd Bibliograficzny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Główny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, ul. Ligocka 8). — GIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 10 groszy. GIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem bibliograficznym jak i kartami dokumentacyjnymi.

Książki z zakresu przetwórstwa paliw naturalnych

- MIELNIKOWA B.: **Paliwa płynne i oleje silnikowe**, wyd. II, 1951, str. 316, zł. 23.—
- NEYMAN-PILATOWA E.: **Płynne paliwa silnikowe**, 1950, str. 147, zł 17.40 **Tabela polecająca oleje, smary, i paliwa do samochodów, motocykli i ciągników**, instrukcja Centrali Prod. Naftowych, 1951, str. 17, tabl. 19. zł 2.40

Biblioteka Planu Sześcioletniego

- BRYJAK E., ZACHARZEWSKI B.: **Metalurgia proszków w Planie Sześcioletnim**, 1951, str. 109, zł 8.—
- FROMER R.: **Leśnictwo w Planie Sześcioletnim**, 1951, str. 72, zł 6.—
- KAMIENNY M.: **Przemysł rybny w Planie Sześcioletnim**, 1951, str. 72, zł 10.—
- KRZYWICKI E.: **Przemysł skórzany w Planie Sześcioletnim**, 1951, str. 80, zł 4.50
- MINORSKI S.: **Komunikacja lotnicza w Planie Sześcioletnim**, 1951, str. 44, zł 3.—
- RABSZTYN J.: **Przemysł węglowy w Planie Sześcioletnim**, 1951, str. 95, zł 6.50
- SCHABIŃSKI S.: **Przemysł drzewny w Planie Sześcioletnim**, 1951, str. 80, zł 7.50
- SECOMSKI K.: **Inwestycje w Planie Sześcioletnim**, 1951, str. 78, zł 4.—
- WOJNAR J.: **Przemysł naftowy w Planie Sześcioletnim**, 1951, str. 67, zł 4.50.

Książki popularno-naukowe

- CHMIELEWSKI H.: **Logarytmiczny suwak rachunkowy**, wyd. II, 1950, str. 46, zł 3.60
- LISIECKI L.: **Doraźna pomoc wypadkowa**, 1951, str. 168, zł 8.—
- MIERZANOWSKI W.: **Jak walczyć z pożarami**, 1951, str. 48, zł 0.80
- PERELMAN J.: **Mechanika w kalejdoskopie**, tłum. z ros. J. Smolak, 1950, str. 149, zł 4.—

- PIOTROWSKI P.: **Ślusarstwo**, 1951, str. 136, zł 7.50
- SAWASZYŃSKI J.: **Przeciwożarowe zaopatrzenie wodne**, wyd. II, część I, 1950, str. 152, zł 9.—, część II, 1950, str. 336, zł 16.50, część III i IV, 1950, str. 203, zł 12.50
- Śladem inżyniera Kowalowa** (sprawozdanie z narady inżynierów i techników w Katowicach), 1951, str. 68, zł 4.—
- TROSKOLAŃSKI J.: **Matematyka w zarysie w zakresie szkół średnich**, 1951, str. 276, zł 18.50
- WEAVER E. C., FOSTER L. S.: **Chemia otaczającego nas świata**, tłum. z ang. H. i T. Zamoyscy, 1950, str. 158, zł 10.50
- * * *
- Architektura radziecka 1946—1949** (zbiór referatów i artykułów z prasy i fachowych czasopism radzieckich w oprac. J. Minorskiego), 1951, str. 288, zł 21.—
- BARTASZEW L.: **Transport wewnętrzny w zakładach przemysłowych**, tłum. z ros. B. Mączewski-Rowiński, 1950, str. 109, zł 8.40
- Bezpieczeństwo pracy przy urządzeniach elektrycznych** (opracowanie redakcyjne SEP), 1950, str. 204, zł 14.—
- BŁAŻEWSKI S.: **Wytrzymałość materiałów**, 1951, str. 331, zł 28.—
- DOBZAŃSKI T.: **Rysunek techniczny**, wyd. III, 1950, str. 176, zł 9.—
- DUBIŃSKI P., KOSTIN J.: **Transport w zakładach przemysłowych**, tłum. z ros. T. Sawicki i A. Niereński, 1950, str. 349, zł 22.50
- Kierunki i założenia współczesnego budownictwa mieszkaniowego ZSRR** (zbiór artykułów z fachowych czasopism radzieckich w oprac. W. Skoczka), 1951, str. 192, zł 18.—
- PAJEWSKI K.: **Technologia i technika malarsko-lakiernicza**, tom I — Barwidła, 1951, str. 224, zł 20.—
- PALMGREN A.: **Łożyska toczne**, tłum. z ang. J. Babiński, 1951, str. 238, zł 26.—
- SIEDLANOWSKI M., ZAWISTOWSKI M.: **Metoda projektowania zakładów przemysłowych**, 1951, str. 184, zł 14.—
- SKIBICKI W.: **Słownik techniczny rosyjsko-polski** (zawiera około 27 000 pojęć z najważniejszych dziedzin techniki), 1951, str. 450, zł 41.—
- WOŁOZYN W.: **Generatory gazowe w zarysie**, 1951, str. 220, zł 30.—

Warunki prenumeraty czasopism technicznych na rok 1952.

Naczelna Organizacja Techniczna Administracja Czasopism Technicznych, Państwowe Wydawnictwa Techniczne i Wydawnictwa Komunikacyjne wprowadzają zatwierdzone przez Biuro Prasy i Informacji przy Prezydium Rady Ministrów i Departament Techniki PKPG następujące warunki prenumeraty czasopism technicznych na rok 1952.

I. Prenumerata normalna

Zgłoszenia na prenumeratę normalną roczną, półroczną i kwartalną na rok 1952, przyjmuje PPK „RUCH” w Warszawie i jego Oddziały prowincjonalne, co najmniej na 15 dni przed rozpoczęciem okresu prenumeraty.

Należność za prenumeratę należy wpłacać do PPK „Ruch” na właściwe konto PKO podane obok nazwy czasopisma.

II. Prenumerata ulgowa.

A. Czasopisma

naukowo-techniczne

Do korzystania z prenumeraty ulgowej uprawnieni są:

- członkowie Stowarzyszeń Inżynierów i Techników zrzeszonych w NOT przy abonowaniu zbiorowym poprzez Oddziały Stowarzyszeń Inżynierów i Techników i przy dokonaniu wpłat do Oddziału Stowarzyszenia.
- studenci wyższych uczelni przy abonowaniu zbiorowym i wpłacie na prenumeratę przez Koła Naukowe.

B. Czasopisma

popularno-techniczne

Do korzystania z prenumeraty ulgowej są uprawnieni:

członkowie Stowarzyszeń Inżynierów i Techników NOT przy abonowaniu zbiorowym poprzez poszczególne Oddziały w taki sam sposób jak przy zamawianiu czasopism naukowo-technicznych.

Ponadto do korzystania z prenumeraty ulgowej uprawnieni są przy abonowaniu najmniej 5 egzemplarzy jednego czasopisma:

- członkowie Związków Zawodowych przy abonowaniu poprzez Oddziały Związku Zawodowego, Koła Związku, Rady Zakładowe lub Kluby Racjonalizatorskie;
- studenci Wyższych Uczelni przy abonowaniu poprzez Koła Naukowe lub inne Stowarzyszenia Studentów Wyższych Uczelni.
- uczniowie Szkół Zawodowych przy abonowaniu poprzez Dyrekcje Szkoły.

Uwaga: Członkowie Związków Zawodowych, Studenci Wyższych Uczelni oraz Uczniowie Szkół Zawodowych zgłaszają prenumeratę ulgową przez komórki Związków Zawodowych, Studenckie Koła Naukowe lub Dyrekcję Szkół Zawodowych bezpośrednio do PPK Ruch

Naczelna Organizacja Techniczna
Administracja Czasopism Technicznych

Nazwa czasopisma	Nr konta PKO	A b o n a m e n t				
		opłata normalna			opłata ulgowa	
		roczny	półroczny	kwartalny	roczny	półroczny

Czasopisma naukowo-techniczne

1	Przegląd Techniczny	I-19883/110	108	54	27	54	27
2	Energetyka	III-12132/110	72	36	18	36	18
3	Gazeta Cukrownicza	I-19871/110	54	27	13,50	36	18
4	Gaz, Woda i Techn. Sanit.	I-19872/110	72	36	18	36	18
5	Gospodarka Wodna	I-19873/110	90	45	22,50	54	27
6	Inżynieria i Budow.	I-19875/110	108	54	27	54	27
7	Materiały Budowlane	I-19876/110	72	36	18	36	18
8	Poligrafika	I-19878/110	72	36	—	—	—
9	Przegląd Budowlany	I-19879/110	108	54	27	54	27
10	Przegląd Elektrotechn.	I-20165/110	108	54	27	54	27
11	Przegląd Geodezyjny	I-19880/110	72	36	18	36	18
12	Przegląd Mechaniczny	I-19881/110	108	54	27	54	27
13	Przegląd Papierniczy	VII-10615/110	54	27	13,50	36	18
14	Przegląd Skórzany	VII-10614/110	54	27	13,50	36	18
15	Przegląd Spawalnictwa	I-19882/110	54	27	13,50	36	18
16	Przemysł Chemiczny	I-19885/110	108	54	27	54	27
17	Przegląd Telekom.	I-19884/110	72	36	18	36	18
18	Przemysł Drzewny	I-19886/110	54	27	13,50	36	18
19	Przemysł Rolny i Spoż.	I-19887/110	90	45	22,50	54	27
20	Przemysł Włókienniczy	VII-10617/110	108	54	27	54	27
21	Szkło i Ceramika	I-19889/110	54	27	13,50	36	18
22	Technika Motoryzacyjna	I-19891/110	54	27	—	36	18
23	Technika Lotnicza	I-19890/110	54	27	—	36	18
24	Budownictwo Przemysłowe	I-21902/110	108	54	27	54	27
25	Architektura	I-19870/110	180	90	45	90	45
26	Przegląd Górniczy	III-12006/110	108	54	27	54	27
27	Hutnik	III - 12000/110	108	54	27	54	27
28	Cement, Wapno, Gips	III-12007/110	54	27	13,50	36	18
29	Nafta	III-12005/110	72	36	18	36	18
30	Przegląd Odlewnictwa	III-12002/110	72	36	18	36	18
31	Drogownictwo	I-20613/110	72	36	18	36	18

Czasopisma popularno-techniczne

Nazwa czasopisma	Nr konta PKO	A b o n a m e n t					
		opłata normalna			opłata ulgowa		
		roczny	półroczny	kwartalny	roczny	półroczny	
1	Mechanik	I-19877/110	108	54	27	36	18
2	Wiadomości Elektrotechn.	I-19892/110	36	18	9	18	9
3	Wiadomości Telekom.	I-19893/110	36	18	9	18	9
4	Wiadomości Górnicze	III-12001/110	54	27	13,50	18	9
5	Wiadomości Hutnicze	III-12004/110	54	27	13,50	18	9
6	Chemik	III-12003/110	54	27	13,50	18	9
7	Motoryzacja	I-20614/110	54	27	13,50	18	9
8	Technik Przem Spoż.	I-21488/110	50	15	7,50	ze względu na niskie ceny obowiązuje pren. normalna	
9	Horyzonty Techniki	I-19874/110	36	18	9		
10	Włókiennictwo	VII - 21247/110	24	12	6		

Autor	Tytuł	zeszyt	Strona
	Zagadnienia ogólno-lotnicze		
	Nowa technika	1	1
	Zagadnienia lotnictwa na Kongresie Nauki	2	29
W. Leja	Święto Ludowego Lotnictwa Polskiego	3	57
	Lotnictwo Związku Radzieckiego	4	87
	Aerodynamika i mechanika lotu		
J. Rościszewski	Podłużna stateczność dynamiczna w locie z dużą prędkością (poddźwiękową) część I	1	13
J. Rościszewski	Podłużna stateczność dynamiczna w locie z dużą prędkością (poddźwiękową) część II	2	40
W. Nowakowski	„Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca“	2	31
W. Nowakowski i J. Sandauer	Stateczność boczna samolotu	3	58
	Wytrzymałość		
J. Nowiński	Naprężenia i odkształcenia skrzydła dwudźwigarowego osadzonego sztywno	1	2
	Użytkowanie sprzętu lotniczego		
H. Krajewski	Własności eksploatacji samolotów z napędem strumieniowo-odrzutowym	2	34
W. Filippow	Przygotowanie instalacji przeciwooblodzeniowej samolotu do lotu	3	69
	Przy rysownicy		
R. Orłowski	Stateczność płyt w konstrukcjach cienkościennych	2	44
W. Roth	Drgania tablic pokładowych	3	72
—	Opory szybkich samolotów (wg Goroszczenki)	4	95
	Skrzynka techniczna		
A. Uszacki	Rachunek przybliżony wytrzymałości sworzni na zginanie w konstrukcjach drewnianych	1	23
St. Madeyski	Silnik birotacyjny inż. H. Brzeskiego	3	75
—	Dyskusja na temat artykułu W. Nowakowskiego „Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca“	4	104
	Nowości techniczne		
R. L.	Nowy sposób uwidaczniania przepływu	2	50
D. G.	Laboratoryjny zespół silnikowo-sprężarkowy	2	50
Pac	Przyrząd zapewniający optymalne hamowanie	2	51
K. Z.	Układ zapłonowy niskiego napięcia	3	78
R. L.	Pomiar temperatur elementów silnika	3	78
—	Śmigłowce do komunikacji lotniczej	3	79
	Nowe normy		
	Zawiadomienie o normach i projektach norm, które wyszły drukiem bądź ukazały się w „Wiadomościach PKN“	1	28
		2	56
		4	106
	Na półkach księgarskich		
	(Przegląd książek polskich i obcych, które ukazały się w okresie sprawozdawczym)	2	52
		3	81
		4	105
	Różne		
	Z żałobnej karty	1	27
	Nasza ankieta i narada z Czytelnikami	1	28
	Od Redakcji	2	30
	Konferencja wytrzymałościowa SIMP	3	83
L. Kołodziejczyk		2	55
	Kronika		
	(Kronika Koła Lotniczego SIMP, komunikaty, okólniki itp.)	3	84
		4	106
	Biuletyn Głównego Instytutu Lotnictwa		
	Aerodynamiczna waga samostateczna	1	1
F. Janik	Krzywiznomierz odwiertów	1	3
Jarominek W.	Tensometry oporowe	2	5
J. Harażny	Logoplan	3	9 Biul.
F. Janik i M. Łunc	Urządzenie elektronowe do pomiaru ciśnień	4	11
J. Borkowski			

Autor	Tytuł	zeszyt	Strona
	Przegląd bibliograficzny lotnictwa	1	1 Przegl.
	(Wzmianki bibliograficzne z bieżącej prasy obcej, opracowane przez Ośrodek Dokumentacji przy Głównym Instytucie lotnictwa)	2	5 „
		3	9 „
		4	12 „
	Pomoce konstruktorskie Techniki Lotniczej		
	Profile lotnicze	1 i 2	okładki
	Wykresy do obliczania rur na wyboczenie	3	„
	Wykresy do obliczania śmigieł	4	„
Borkowski J. Filippow W.	Urządzenia elektronowe do pomiaru ciśnień	4	11 Biul.
	Przygotowanie instalacji przeciwoślodzeniowej samolotu do lotu	3	69
J. Harażny F. Janik	Tansometry oporowe	2	5 Biul.
Łunc M. i F. Janik	Aerodynamiczna waga samolotu	1	1 Biul.
W. Jarominek	Logoplan	3	9 Biul.
Krajewski A.	Krzywiznomierz odwiertów	1	3 Biul.
	Właściwości eksploatacji samolotów z napędem strumieniowo-odrzutowym	2	34
—	Konferencja wytrzymałościowa SIMP	3	83
—	Kronika ZPIL	2	55
	Kronika	3	84
Leja W.	Lotnictwo Związku Radzieckiego	4	87
M. Łunc i F. Janik	Logoplan	3	9 Biul.
Lewandowski L.	Oglądamy samoloty Czechosłowackie	4	101
Madeyski St.	Skrzynka techniczna	2	49
Madeyski St.	Skrzynka techniczna — Silnik birotacyjny inż. A. Brzeskiego	3	75
—	Na półkach księgarskich	2	52
	Nasza ankieta i narada z Czytelnikami	1	28
Nowakowski W.	Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca	2	31
Nowakowski W. i Sandauer J.	Stateczność boczna samolotu	3	58
Nowiński J.	Naprężenia i odkształcenia skrzydła dwudźwigarowego osadzonego sztywno	1	2
—	Nowe normy i projekty norm	1	28
—	Nowe normy	2	56
—	Nowe normy	4	106
	Nowa technika	1	1
Orłowski R.	Przy rysownicy — stateczność płyt w konstrukcjach cienkościennych	2	44
—	Opory szybkich samolotów (według Goroszczenki)	4	95
Rościszewski J.	Podłużna stateczność dynamiczna w locie z dużą prędkością (poddźwiękową)	1	13
Rościszewski J.	Podłużna stateczność dynamiczna w locie z dużą prędkością	2	40
Roth W.	Przy rysownicy — Drgania tablic pokładowych	3	72
R. L., DG, PAC	Nowości techniczne	2	50
R. N., K. Z.	Nowości techniczne	3	78
Sandauer i Nowakowski W.	Stateczność boczna samolotu	3	58
—	Święto Ludowego Lotnictwa Polskiego	3	57
	Skrzynka techniczna — dyskusja na temat artykułu W. Nowakowskiego „Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca“	4	104
Uszacki T.	Rachunek przybliżony wytrzymałości sworzni na zginanie w konstrukcjach lotniczych	1	23
—	Profile lotnicze	1	okładki
	Profile lotnicze	2	„
	Wykresy do obliczania rur na wyboczenie	3	„
	Wykresy do obliczania śmigieł	4	„
—	Zagadnienia lotnictwa na Kongresie Nauki	2	29

