

2

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

LUTY 1962



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Opory aerodynamiczne podwozi

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

We wstępnych obliczeniach można przyjąć w bardzo grubym przybliżeniu opór podwozia (według danych radzieckich) dla:

- 1) samolotów jednosilnikowych — $Cx_{podw.} = 0,5 Cx_{sam}$
- 2) samolotów dwusilnikowych — $Cx_{podw.} = 0,35 Cx_{sam}$

Cx_{sam} jest współczynnikiem oporu samolotu z podniesionym podwoziem przy maksymalnej prędkości.

Według danych amerykańskich można przyjąć we wstępnych obliczeniach, że Cx podwozia wynosi 0,8 i jest odniesione do powierzchni rzutu podwozia na płaszczyznę prostopadłą do kierunku lotu.

W dokładnych obliczeniach, opory podwozia należy określić przez obliczenie i zsumowanie oporów poszczególnych elementów podwozia.

Kółko

Według danych francuskich można przyjąć w pierwszym przybliżeniu, że współczynnik oporu samego kółka wynosi:

$$Cx = 0,60 \div 0,75$$

Współczynnik ten jest odniesiony do powierzchni równej średnicy koła, pomnożonej przez jego grubość. Inaczej można określić

opór koła przez stosunek $\frac{P_x}{V^2}$, na przykład dla koła o wymiarach $8,0 \times 150$

$$\frac{P_x}{V^2} = 0,00133$$

Według danych amerykańskich współczynniki różnych rodzajów kółek kształtują się jak to pokazuje tabela 1.

Tabela 1

Nr kółka	1	2	3	4	5
$Cx_{kółka}$	0,18	0,24	0,23	0,35	0,31

Wielkości współczynników podanych w tabeli są odniesione do powierzchni równej średnicy koła, pomnożonej przez jego grubość (d × b).

Na rys. 1 a, b, c, d pokazano rodzaje kółek od 1 do 5. Wprowadzenie osłon na koła wydatnie zmniejszyło opór kół. Dla porównania w badaniach przyjęto kółko nr 2. Współczynniki oporu koła nr 2 w owiewkach o różnych kształtach podano w tabeli 2.

(d.c. na str. 3 i 4 okładki)

TREŚĆ

	str.
Nowe możliwości rozwiązywania zagadnień techniczno-ekonomicznych przez brygady racjonalizatorskie	33
J. JASIEWICZ — Dobór wtryskiwaczy wirowych do zasilania komór spalania silników przepływowych	34
R. PISKOREK, B. STANISZEWSKI — Określenie gatunku stali za pomocą próby iskrowej	38
F. BORODZIK — Kilka uwag na temat organizacji produkcji i wprowadzania norm technicznych w przemyśle lotniczym	43
B. JANCELEWICZ — Próby zmęczeniowe samolotu SE-210 „Caravelle”	46
Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa	51
Nowości patentowe — S. M.	53
Nowości techniczne	55
Z lotnictwa komunikacyjnego	58
Na półkach księgarskich	59
Kronika	61
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	62
Pomoce Konstruktorskie — E. LEWALSKA: Opory aerodynamiczne podwozi	okł.

CONTENTS

	Page
New possibilities of technical-economic problems solution by rationalization teams	33
J. JASIEWICZ — The matching of whirling injectors for combustion chamber supply of by-pass jet engines	34
R. PISKOREK, B. STANISZEWSKI — Determination of grade of steel by means of spark testing	38
F. BORODZIK — Some remarks on subject of production organization and introducing of worktime standards in aircraft industry	43
B. JANCELEWICZ — Fatigue tests of the aircraft SE-210 „Caravelle”	46
XV Anniversary Show of the Institute of Aviation	51
Airpatents — S. M.	53
On Bookseller's Shelves	59
Chronicle	61
Aviation Documentation Review	62
Designer's Data Sheets — E. LEWALSKA: Drags of undercarriages	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Новые возможности решения технико-экономических проблем рационализаторскими бригадами	33
J. JASIEWICZ — Подбор вихревых инжекторов для питания камер сгорания поточных двигателей	34
R. PISKOREK, B. STANISZEWSKI — Определение сорта стали при помощи искрового испытания	38
F. BORODZIK — Несколько замечаний на тематику определения продукции и введения технических стандартов в авиационной промышленности	43
B. JANCELEWICZ — Испытания на усталость самолета SE-210 „Caravelle”	46
Выставка XV лет Авиационного Института	51
Авиационные патенты — S. M.	53
Технические новости	55
На книжных полках	59
Хроника	61
Документационный обзор авиации	62
Конструкторские пособия — E. LEWALSKA — Аэродинамическое сопротивление шасси самолетов	обл.



NASZA OKŁADKA
Metalowy samolot wielocelowy
PZL 104 — „Wilga”

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Ber-
żyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Korzłński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr
inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działowi

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Półroczna 72.— zł



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVII

LUTY 1962 R.

ZESZYT 2

Nowe możliwości rozwiązywania zagadnień techniczno-ekonomicznych przez brygady racjonalizatorskie

Wraz z szeregiem aktów normatywnych przygotowana została przez Komitet do Spraw Techniki Uchwała Rady Ministrów w sprawie brygad racjonalizatorskich. Anuluje ona obowiązujące dotychczas, ale już przestarzałe, zarządzenie przewodniczącego PKPG w tej sprawie.

Uchwała nakłada na ministerstwa, zarządy główne związków zawodowych oraz stowarzyszeń technicznych obowiązek propagowania tworzenia brygad racjonalizatorskich oraz otoczenia ich specjalną opieką. Warto więc poświęcić trochę miejsca dla omówienia głównych postanowień uchwały.

Wraz ze wzrostem poziomu techniki rosną stale wymagania w stosunku do poziomu technicznego zgłaszanych projektów wynalazczych. Aby sprostać tym wymaganiom nie wystarczy już wiedza teoretyczna indywidualnego inżyniera czy technika lub doświadczenie robotnika. Przy rozwiązywaniu trudniejszych zadań niezbędna jest praca zespołowa, która — przy połączeniu teorii i praktyki — daje wielokrotnie lepsze rezultaty.

To istotne zagadnienie znalazło swoje odbicie w nowelizowanym ustawodawstwie wynalazczym. Celem uchwały jest zapewnienie wyższych form ruchu wynalazczości i racjonalizacji, uaktywnienie twórczej inicjatywy i praktycznego doświadczenia przodowników pracy, robotników, majstrów, techników i inżynierów. Brygady racjonalizatorskie — w myśl uchwały — mogą być tworzone dla rozwiązywania ważnych dla przedsiębiorstw zagadnień technicznych lub techniczno-ekonomicznych. Tak więc zadaniem brygady jest opracowanie i zrealizowanie projektu mającego na celu rozwiązanie zadania objętego tematyką zawartą w programie zakresu wynalazczości lub wynikającego z planu techniczno-ekonomicznego przedsiębiorstwa. Realizacja zadania powinna zmierzać do obniżenia pracochłonności produkcji, podniesienia konkretnych wskaźników itp.

Istotną różnicą w uchwale, w stosunku do obowiązujących przepisów, jest również możliwość utworzenia brygady tylko dla realizacji projektu lub kilku projektów. Zadaniem takiej brygady będzie opracowanie dokumentacji niezbędnej dla realizacji projektu, wykonanie prototypu, przeprowadzenie badań i prób, udzielenie pomocy przy produkcji doświadczalnej itp. Tworzenie brygad może nastąpić z własnej inicjatywy pracowników danego przedsiębiorstwa, bądź też z inicjatywy kierownictwa zakładów. W skład brygad będą mogli wchodzić również pracownicy innych przedsiębiorstw, instytutów naukowo-badawczych, centralnych laboratoriów, wyższych uczelni itp.

Rozporządzenie reguluje również zasady proceduralne, związane z tworzeniem brygad. Należy zaliczyć na plus uchwały, że ogranicza do minimum wszelkie tego rodzaju formalności, kładąc główny nacisk na merytoryczną stronę zagadnienia.

Warto również zwrócić uwagę na fakt, że w myśl uchwały przed zawarciem umowy badana jest celowość jej podpisania. Celowość taką bada się w oparciu o wskaźniki techniczno-ekonomiczne, jakie zostaną uzyskane w wyniku wykonania przez brygadę określonego zadania.

Bardzo istotnym novum jest podkreślenie obowiązku zapewnienia brygadzie przez przedsiębiorstwo środków finansowych, materiałowych i innych, niezbędnych dla wykonania zadania. Często bowiem zdarzało się, że chociaż umowy były z brygadami podpisywane, to jednak kierownictwo zakładu nie troszczyło się o zapewnienie środków dla sprawnej i terminowej realizacji tematu.

Innym mankamentem był przepis określający, że z chwilą przepracowania przez każdego z członków 200 godzin, pozostałą część zadania kierownictwo mogło zlecać innym działom w ramach normalnych godzin pracy. Przepis ten budził wiele niejasności i często działalność brygad była ograniczona wymienioną ilością godzin. Obecnie znosi się ten limit, nie ograniczając ilości godzin, przyjmując jedynie zasadę, że wszystkie prace brygada wykonuje poza godzinami normalnych zajęć.

Projekty opracowane przez brygady są oczywiście traktowane jako pracownicze projekty wynalazcze, a członkowie brygad korzystają również ze wszystkich innych uprawnień, przysługujących twórcom pracowniczych projektów wynalazczych. Niezależnie od tych uprawnień, członkom brygady przysługuje prawo do wynagrodzenia za dokonanie i opracowanie projektów. Prawo do wynagrodzenia przysługiwać będzie również za opracowanie dokumentacji technicznej (według norm i na zasadach obowiązujących w danym resorcie) oraz za pracę przy realizacji projektów, wykonane w godzinach pozasłużbowych. Natomiast brygadzie utworzonej tylko dla realizacji projektu przysługuje prawo do wynagrodzenia za opracowanie dokumentacji technicznej, prace w godzinach pozasłużbowych oraz przyspieszenie realizacji projektu.

W uchwale szczegółowo omawia się uprawnienia członków brygady do wnoszenia odwołań w przypadku niewłaściwych decyzji kierownictwa zakładu lub nieuzasadnionego odstąpienia od umowy. Uchwała reguluje również postępowanie w sprawach spornych wśród członków brygady.

Po zaznajomieniu się ze szczegółami wyżej omówionej uchwały można mieć nadzieję, że z chwilą wejścia jej w życie, instytucja brygad racjonalizatorskich rozwinie się bardziej niż dotychczas. Przyczyni się to niewątpliwie do rozwiązania szeregu ważnych dla przemysłu lotniczego problemów technicznych oraz zrealizowania wielu cennych, ale zaległych wynalazków i projektów racjonalizatorskich.

Dobór wtryskiwaczy wirowych do zasilania komór spalania silników przepływowych

W pracy podano równania pozwalające na obliczenie rozkładu paliwa w rurze, będącej modelem cylindrycznej komory spalania. Obliczenia porównano z wynikami doświadczalnymi. Rozważono ponadto wpływ parametrów paliwa i powietrza na pracę układu wtryskowego.

Wstęp

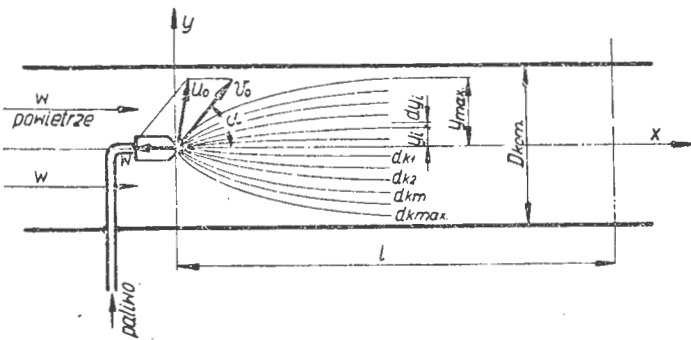
W silnikach przepływowych, czerpiących powietrze z atmosfery, stosuje się zwykle paliwa, które w chwili wprowadzenia ich do urządzeń pomocniczych układu spalania znajdują się w stanie ciekłym. Paliwa te należy przed spaleniem wprowadzić w stan silnego rozdrobnienia dla ułatwienia odparowania i wymieszać z przepływającym powietrzem. Wobec celowości budowy zwartych silników zabieg ten przeprowadza się w samej komorze spalania. Zagadnienia rozpylania paliwa i mieszania kropek nie są jeszcze znane w tym stopniu, aby było możliwe bezpośrednie praktyczne zastosowanie znajomości tych zjawisk w rzeczywistych warunkach komory o bardzo skomplikowanym charakterze przepływu. Ze względu na to, istotnymi warunkami poprawnej konstrukcji i działania komory spalania jest więc poznanie doświadczalne występujących tu zjawisk, w tym także określenie kształtu rozpylonego strumienia paliwa oraz wpływu różnych parametrów na proces tworzenia mieszanek palnej.

W niniejszej pracy zostanie przeprowadzona analiza wtrysku współprądowego do najprostszej komory spalania, będącej przewodem cylindrycznym o ustalonym przepływie powietrza.

Podstawy teoretyczne

Do rozważań przyjęto pojedynczą kropelkę cieczy nie-
lotnej, wyrzucanej z wtryskiwacza i poruszającej się w strumieniu powietrza przepływającego ze stałą prędkością w . Założono, że ostateczny rozpad strumienia następuje u wylotu z wtryskiwacza. Przyjęto ponadto, że w czasie ruchu kropelki nie rozpadają się na mniejsze, jak również nie następuje wzajemne zderzanie się, powodujące wzrost ich wymiarów.

Schemat zapełnienia komory paliwem i torów kropek o różnej średnicy został przedstawiony na rys. 1.



Rys. 1. Schemat współprądowego rozpylania wtryskiwaczem wirowym

Kropelka paliwa, znajdująca się w strumieniu powietrza, poddana jest działaniu następujących sił: aerodynamicznej, odśrodkowej, Coriolisa oraz ciężkości. Zakładając, że kropla nie znajduje się w ruchu obrotowym oraz pomijając wpływ siły ciężkości, do rozważań przyjęto jedynie działanie sił aerodynamicznych.

Przyspieszenie kropelki względem powietrza

$$\frac{du}{dt} = -\frac{f_a}{m} \quad [1]$$

gdzie: $f_a = C_x \frac{\pi}{4} d_k^2 \frac{\gamma u^2}{2g}$ — siła aerodynamiczna wynikająca z oporu czołowego kropki

m — masa kropelki o średnicy d_k .

Po scałkowaniu równania [1] prędkość kropelki względem powietrza po upływie czasu τ wyrazi się równaniem

$$u = \frac{u_0}{\left(1 + \frac{\sqrt{u_0} \cdot \tau}{E d_k^{1,5}}\right)^2} \quad [2]$$

Współrzędne toru kropek o znanej średnicy wynoszą: osiowa:

$$x = \frac{v_0 \cdot \cos \alpha - w}{\frac{\sqrt{u_0}}{E d_k^{1,5}} + \frac{1}{\tau}} + w\tau \quad [3]$$

gdzie

- v_0 — prędkość na wylocie z wtryskiwacza,
- w — prędkość powietrza,
- α — połowa kąta wtrysku;

promieniowa:

$$y = \frac{v_0 \sin \alpha}{\frac{\sqrt{u_0}}{E d_k^{1,5}} + \frac{1}{\tau}} \quad [3a]$$

W równaniach tych: $E = \frac{2}{9a} \cdot \frac{\gamma_p}{\gamma} \cdot \frac{1}{\sqrt{v}}$ jest wartością sta-

łą dla określonego rodzaju wtrysku. Ewentualna zmiana wartości E zależec będzie od parametru a , zwanego współczynnikiem deformacji kropli, wchodzącego również do równania współczynnika oporu kropli

$$c_x = a \frac{12}{\sqrt{Re}}$$

dla kropli o kształcie kulistym $a = 1$, dla kropli spłaszczonej przy wtrysku współprądowym w zakresie liczb Reynoldsa $Re = 10 - 300$ przyjmuje się wartość $a = 3$.

W pewnej odległości od wylotu z wtryskiwacza zasięg kropelki w kierunku osi y (penetracja promieniowa) osiągnie wartość graniczną. Zaniedbując wpływ turbulentnego mieszania, wartość ta będzie równa penetracji w nieskończonej odległości od wtryskiwacza, to jest wtedy, gdy $\frac{1}{\tau} \rightarrow 0$

$$y_{gr} = E d_k^{1,5} \cdot \frac{v_0 \sin \alpha}{\sqrt{u_0}} \quad [4]$$

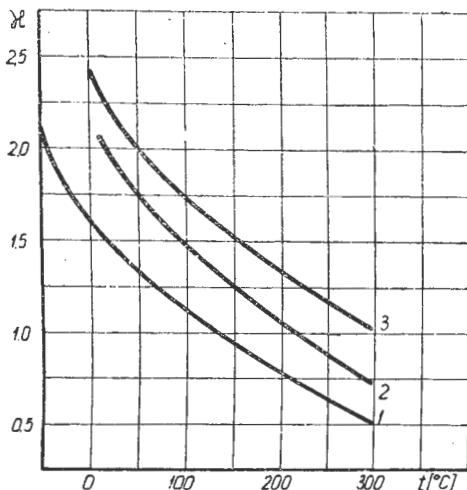
W literaturze przyjęło się rozważanie toru kropek dla ich średniej wielkości.

Średnia średnica kropli (średnica Sautera) wynosi

$$d_{km} = D \frac{\mu}{41,5} \left(\frac{c}{u_0}\right)^{0,817} \cdot \mu \sqrt{\frac{p_N}{P}} \quad [5]$$

gdzie:

- D — średnica dyszy wtryskiwacza,
- κ — parametr jakości rozpylania zależny od lepkości i napięcia powierzchniowego paliwa (rys. 2),
- c — prędkość dźwięku w strumieniu powietrza,
- μ — współczynnik wydatku odniesiony do dyszy wylotowej wtryskiwacza,
- P_N — normalne ciśnienie powietrza,
- P_p — ciśnienie powietrza w komorze.



Rys. 2. Zależność parametru jakości rozpylania (κ) od temperatury paliwa; 1 — benzyna, 2 — nafta, 3 — olej napędowy

Graniczna penetracja promieniowa dla średnich kropelek wyniesie:

$$y_m = E d_{km}^{1,5} \frac{v_o \sin \alpha}{\sqrt{u_o}} \quad [6]$$

Po odpowiednich podstawieniach:

$$y_m = \frac{2k^{0,61}}{9a} \left(\frac{\mu D \cdot \kappa}{41,5} \right)^{1,5} \frac{g^{0,11} (RT)^{1,11} \cdot \gamma_p \cdot P_N^{0,5} \cdot v_o \sin \alpha}{\eta^{0,5} \cdot p \cdot u_o^{1,72}} \quad [6a]$$

gdzie: $k = \frac{c_p}{c_v}$ wykładnik adiabaty,

- g — przyspieszenie ziemskie,
- R — stała gazowa powietrza,
- T — temperatura strumienia powietrza,
- γ_p — ciężar właściwy paliwa,
- η — współczynnik lepkości dynamicznej powietrza.

Maksymalny promieniowy zasięg strumienia rozpylonego paliwa, istotny z punktu widzenia zapełnienia komory, będzie wynikiem penetracji największych kropelek, których średnice na podstawie danych doświadczalnych są w przybliżeniu $2,1 \times$ większe od średnich średnic kropelek. Ponieważ jednak $y \sim d_k^{1,5}$ wynika stąd, że

$$y_{max} \cong 3y_m.$$

Następnymi parametrami, które należy określić przy doborze wtryskiwacza, są lokalne natężenia masowe paliwa w strumieniu.

Zagadnienia wyboru rodzaju statecznika płomienia, długość komory spalania oraz miejsca zapłonu są ściśle związane z rozprzestrzenianiem się paliwa w strumieniu powietrza. Zależy ono w głównej mierze od rodzaju zastosowanego wtryskiwacza, przyjętego paliwa, parametrów powietrza, jak również od odległości pomiędzy wtryskiwaczem, a rozpatrywanym przekrojem. Z krzywych na rysunku 3 widoczne jest, iż wzrost odległości w wyraźny sposób powoduje rozszerzanie się strumienia przy równoczesnej tendencji do wyrównywania profilu koncentracji. Wpływ pozostałych czynników na rozprzestrzenianie się paliwa zostanie omówiony w części końcowej niniejszej pracy.

Lokalne natężenia masowe przepływającego strumienia paliwa w komorze dają się wyrazić następującym równaniem:

$$q_p = \frac{0,693 \cdot G_{wtr}}{3\pi y_m^2} \cdot n \cdot z^{n-3} \cdot 10^{-0,301 z^n} \quad [7]$$

gdzie:

$$z = \frac{d_k}{d_{km}} = \left(\frac{y_i}{y_m} \right)^{0,67}$$

n — współczynnik równomierności rozpylania, którego wartość przy $\frac{l}{y_m} \cong 10$ przyjmuje się równą 3 (l — długość komory),

G_{wtr} — wydatek wtryskiwacza.

Dobór kąta wtrysku i porównanie z wynikami doświadczeń

Poniżej zostanie opisany tok postępowania przy doborze kąta wtrysku rozpylacza wirowego, zasilającego cylindryczną komorę spalania o średnicy 92 mm.

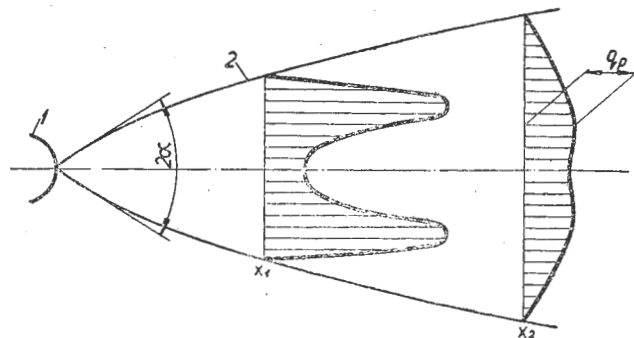
Wtryskiwacz umieszczono współosiowo w komorze. Kierunek wtrysku był współprądowy. Rozpylaną cieczą była nafta lotnicza o ciężarze właściwym $\gamma_p = 815 \text{ kg/cm}^3$, lepkości kinematycznej $\nu_p = 1,97 \text{ cst}$ i napięciu powierzchniowym $\sigma = 24 \text{ dyny/cm}$, przy temperaturze 20°C . Charakterystyka wydatku użytych do badań wtryskiwaczy wynosiła: wydatku użytych do badań wtryskiwaczy wynosiła:

$$\frac{G_{wtr}}{\sqrt{\Delta p}} = 8,32^*.$$

Dla powyższych warunków obliczono średnice kropek nafty oraz ich promieniowe maksymalne zasięgi dla trzech wtryskiwaczy wirowych o następujących kątach rozpylenia: $2\alpha = 70^\circ, 90^\circ$ i 120° . Wyniki obliczeń podano w tabeli 1 i na rys. 4.

Tabela 1
Wyniki obliczeń

Wyszczególnienie	Ozn.	Jedn.	Wtryskiwacze		
			nr 1	nr 2	nr 3
Kąt wtrysku	2α	1°	70	90	120
Średnica dyszy	D	mm	1,045	1,680	2,125
Współczynnik wydatku	μ	—	0,218	0,0818	0,0514
Śr. średnica kropek	d_{km}	μ	90	45	27
Penetracja śr. kropek	y_m	mm	59	22	11
Penetracja maks. kropek	y_{max}	mm	173	66	33

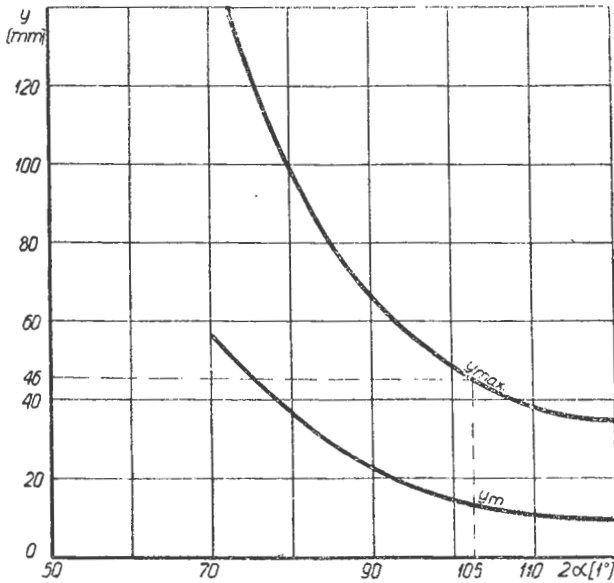


Rys. 3. Wpływ odległości od wtryskiwacza na charakter natężenia masowego paliwa w strumieniu powietrza; 1 — wtryskiwacz, 2 — kontur zewnętrzny strumienia paliwa

*) Charakterystyka wydatku wtryskiwacza wyraża się stosunkiem wydatku G_{wtr} [kg/godz] do pierwiastka kwadratowego spadku ciśnienia we wtryskiwaczu Δp [kg/cm²].

Zachowując warunek $2y_{max} \leq D_{komory}$ wyznaczony z wykresu na rys. 4 minimalny kąt wtrysku powinien wynosić ok. 105° .

Charakterystyczne jest zmniejszanie się penetracji kropelek przy wzrastającym kącie rozpylenia. Decydujący jest tu fakt zmniejszania się współczynnika wydatku wtryskiwacza, co pociąga za sobą zmniejszanie się grubości war-

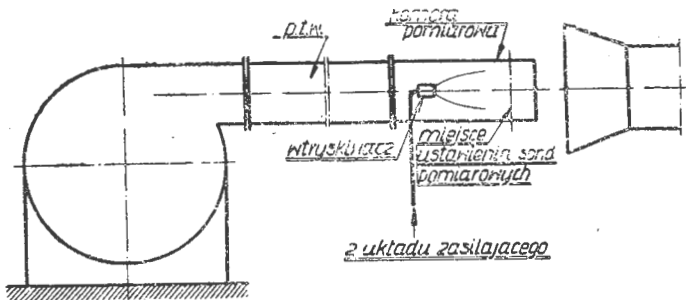


Rys. 4. Wpływ kąta rozpylenia na penetrację kropelek

stwy cieczy, wypływającej z dyszy, powodując drobniejsze rozpylenie i szybsze wyhamowanie kropelek w strumieniu powietrza.

Sprawdzenia poprawności wyników obliczeniowych dokonano doświadczalnie na drodze pomiaru koncentracji paliwa w strumieniu powietrza, w przekroju poprzecznym badanej komory, w odległości 260 mm od wylotu z wtryskiwacza.

Stoisko użyte do badań przedstawiono schematycznie na rys. 5. Składało się ono ze sprężarki powietrza, napędzanej silnikiem elektrycznym, odcinka przewodu wyrównawczego, w którym mierzono parametry przepływającego powietrza, właściwej komory pomiarowej, wykonanej ze szkła organicznego, układu sond pomiarowych oraz układu zasilającego. Sondy pomiarowe (rys. 6) były rurkami ciśnienia całkowitego o średnicy wewnętrznej 4 mm. Połączenia były wykonane z odpowiednimi spadkami, umożliwiającymi swobodny spływ cieczy do separatorów, gdzie następowało oddzielenie kropelek od przenoszącego je powietrza. Paliwo zebrane w zbiorniczkach ważono na wadze analitycznej. Wyniki pomiarów podano na załączonym wykresie (rys. 7). Z wykresu tego należy wnioskować, że



Rys. 5. Schemat stoiska pomiarowego

optymalny kąt wtrysku powinien zawierać się w granicach 90° — 120° , w związku z tym kąt 105° uznać należy za obliczony poprawnie.

Zgodność doświadczenia z obliczeniami koncentracji [równ. 7] dla wtryskiwacza o kącie rozpylenia 90° ilustruje rys. 8.

Wpływ parametrów paliwa i powietrza na kształt strumienia w komorze

Jest rzeczą oczywistą, że zmiana rozpylanej cieczy i parametrów powietrza będzie wpływać w zasadniczy sposób na wielkość i penetrację kropelek oraz na lokalne war-

tości stężenia paliwo—powietrze. Aby uniknąć poważniejszych błędów przy projektowaniu układu wtryskowego, wpływu tych parametrów nie należy pomijać.

Wpływ parametrów paliwa

a. Lepkość

Wzrost lepkości paliwa powodować będzie zwiększenie sił tarcia w komorze wirowej wtryskiwacza, przez co obniży się wartość składowej stycznej prędkości wypływu z dyszy. Otrzymane kropelki będą posiadać większe średnice, spełniając proporcjonalność $d_{km} \sim \nu_p^{0,25}$.

Strumień rozpylonego paliwa rozszerzy się, skutkiem czego może zaistnieć niebezpieczeństwo omywania ścianek komory spalania. Z braku małych kropelek, część centralna komory będzie w niewielkim stopniu zasilana paliwem. Równocześnie zwiększy się czas odparowania i spalania kropelek, co może doprowadzić do niezakończenia spalania w samej komorze, powodując spadek jej sprawności.

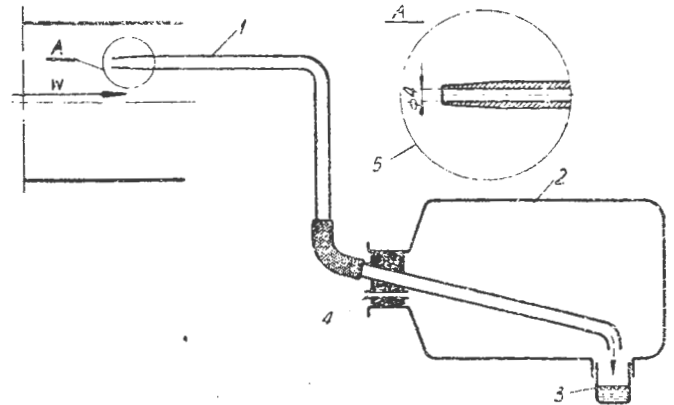
b. Napięcie powierzchniowe

Wzrostowi napięcia powierzchniowego towarzyszy wzrost wymiarów kropelek: $d_{km} \sim \sigma^{0,7}$.

Ponieważ wartości napięć powierzchniowych paliw węglowodorowych zmieniają się w małych granicach (tabela 2), wpływ zmiany napięcia powierzchniowego można zaniedbać bez zauważalnego błędu.

c. Temperatura paliwa

Zmiana temperatury paliwa będzie miała istotny wpływ na jakość rozpylenia, głównie przez oddziaływanie na zmienność wartości lepkości cieczy. Wpływ temperatury na jakość rozpylenia został przedstawiony na rys. 2.



Rys. 6. Urządzenie do pobierania próbek ze strumienia; 1 — sonda, 2 — separator, 3 — naczynie zbiorcze, 4 — rurka odpowietrzająca, 5 — końcówka sondy

d. Ciśnienie wtrysku

Efekt wzrostu ciśnienia wtrysku jest podobny do wywołanego zastosowaniem cieczy o niższej lepkości. Jak wynika z równania [5] średnia średnica kropli jest odwrotnie proporcjonalna do prędkości kropli względem powietrza, podniesionej do potęgi 0,817.

$$d_{km} \sim \frac{1}{u_o^{0,817}}$$

Ponieważ prędkość u_o (rys. 1) jest funkcją prędkości wypływu cieczy z wtryskiwacza, a zatem ciśnienia wtrysku, zależność średniej średnicy kropli w funkcji ciśnienia da się wyrazić następującym równaniem:

$$d_{km} = K \cdot \Delta p \cdot m$$

gdzie: K — stała dla danego rozpylacza i rodzaju paliwa, m — wartość według danych w literaturze: $m = 0,275$ — $0,350$.

Wpływ parametrów powietrza

a. Ciśnienie

Wzrost ciśnienia spowoduje zwiększenie gęstości powietrza, a tym samym wzrost oporu czołowego kropel. Otrzymywane krople będą posiadały mniejsze wymiary, strumień będzie się zwał z równoczesnym wzbogacaniem bardzo drobnymi cząsteczkami paliwa strefy centralnej komory. Z równania [6a] wynika, że wartość penetracji promieniowej średnich cząsteczek jest odwrotnie proporcjonalna do ciśnienia ośrodka, do którego odbywa się wtrysk

$$y_m \sim p^{-1}$$

Wpływ zmiany ciśnienia powietrza na wymiary kropeł przedstawiono na rys. 9.

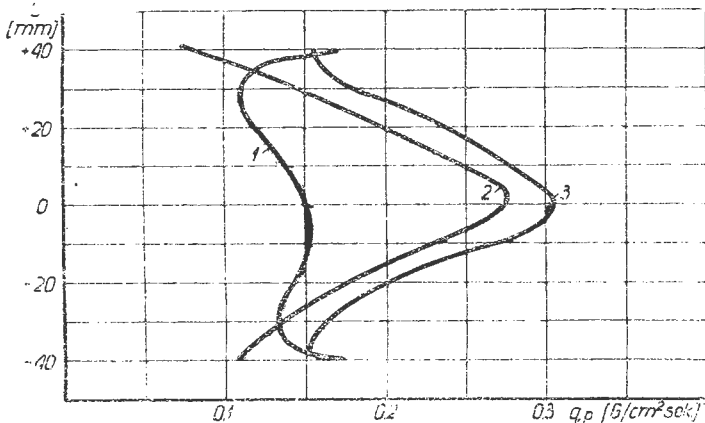
Tabela 2
Właściwości fizyczne niektórych cieczy

Ciecz	Temperatura °C	ciężar właściwy γ_p kg/m ³	Lepkość kinemat. ν_p cst	Nap. powierzchni. σ dyn/cm
Benzyna	15	750	0,68	22,5
Nafta	15	815	1,97	24,0
Olej napędowy	20	870	1,80	23,0
Olej masz. lekki	20	860	32,0	32,0
Heptan	20	694	0,692	20,9
Benzol	20	879	0,729	28,9
Toluol	20	866	0,714	28,4
Spirytus etylowy	20	789	1,43	22,3
Woda	20	1000	1,01	73,0

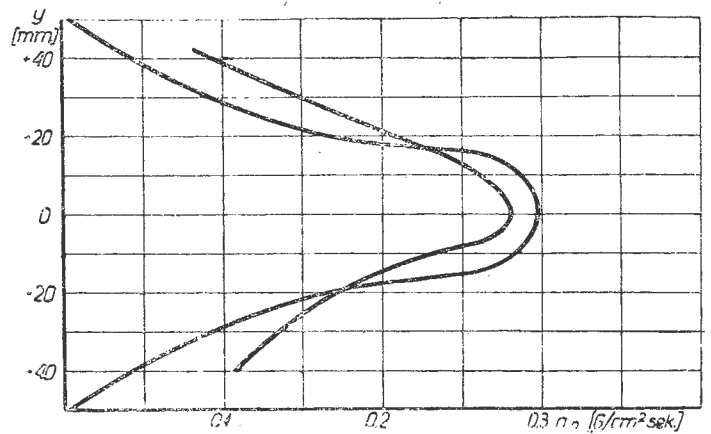
Należy w tym miejscu zwrócić uwagę na charakter pracy komory spalania w locie na wysokości w przypadku układów paliwowych, w których wydatek paliwa jest regulowany ciśnieniem wtrysku. Spadek gęstości powietrza spowoduje konieczność zmniejszenia ciśnienia zasilania. Oba te parametry łącznie doprowadzą do powiększenia średnic kropełek, rozszerzenia strumienia paliwa z możliwością omywania ścianek, powodującego spadek sprawności komory.

b. Temperatura

W procesie rozpylania wzrost temperatury, oddziałując na zmniejszenie gęstości powietrza, jest czynnikiem pogarszającym rozpylenie: $d_{km} \sim T^{0,409}$.



Rys. 7. Natężenie masowe paliwa w strumieniu powietrza; $w = 47,3$ m/sek, 1 — $2\alpha = 70^\circ$, 2 — $2\alpha = 90^\circ$, 3 — $2\alpha = 120^\circ$



Rys. 8. Podobieństwo wyników doświadczalnych (1) z obliczeniowymi (2); $2\alpha = 90^\circ$, $w = 47,8$ m/sek, $l/y_m = 12$

Należy jednak zwrócić uwagę na pozytywny efekt podwyższonej temperatury w procesie odparowania i spalania kropeł.

c. Prędkość strumienia powietrza

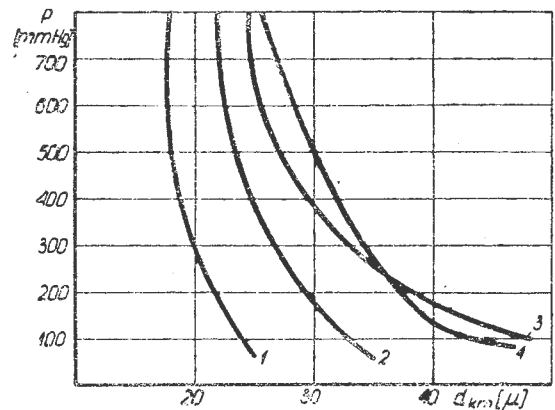
Wzrost prędkości powietrza powodować będzie poprawę jakości rozpylenia

$$d_{km} \sim u_o^{-0,817}$$

ponieważ $u_o = (v_o^2 + w^2 - 2v_o w \cos \alpha)^{0,5}$, wobec tego

$$d_{km} \sim (w^2 - 2aw + b)^{-0,409}$$

gdzie a i b stałe przy stałym ciśnieniu zasilania.



Rys. 9. Wpływ ciśnienia powietrza na średnice kropełek; 1 — heptan, 2 — nafta, 3 — benzol, 4 — toluol

Strumień paliwa będzie zwał się, powodując wzbogacenie paliwem centralnej części komory.

Uwagi końcowe

Na zakończenie należy podkreślić, iż materiał zawarty w niniejszej pracy może stanowić podstawę do wstępnego doboru wtryskiwacza, podczas gdy ostateczny wybór następuje w wyniku prób spalania w rzeczywistej komorze.

LITERATURA

1. M. M. Bondarjuk, S. M. Iljaszenko — Prjamotocznyje wozduszno-reaktiwnyje dwigateli. Moskwa 1958
2. E. Giffen, K. Muraszew — The Atomization of Liquid Fuels. London 1953
3. S. M. Iljaszenko — Awiacjonnaja Technika, nr 2 i 3. 1960
4. J. Longwell, M. Weiss — Ind. Eng. Chem. Vol. 45, 1953

Określenie gatunku stali za pomocą próby iskrowej

I. CEL I CHARAKTER PRÓBY ISKROWEJ

Próba iskrowa polega na rozpoznaniu rodzaju lub gatunku stali przez obserwację wyglądu iskiei, jakie tworzą się przy szlifowaniu kawałka stali tarczą ścierną. Zmienność wyglądu iskiei dla różnych gatunków stali wynika z różnic w ich składzie chemicznym. Samo zjawisko iskrzenia jest powszechnie znane, a wielu pracowników, posiadających praktykę warsztatową, potrafi odróżnić rodzaje stali z wyglądu iskiei, zdobywszy tę umiejętność mimowolnie, jako skutek ustawicznej obserwacji iskiei podczas pracy (np. szlifierze). Natomiast rzadko spotyka się w zakładach, przetwarzających hutnicze wyroby stalowe, specjalne przyuczanie pracowników, aby umieli prawidłowo wykonywać próbę iskrową oraz usankcjonowanie jej jako próby kontrolnej. Utrzymywanie takiego stanu nie wydaje się słusznym. Próba iskrowa, chociaż nie daje tak precyzyjnych wyników badania jak inne metody, zwłaszcza oparte na pomiarach obiektywnych, to jednak ma tę wyższość, że jest bardzo tania (nie potrzeba laboratorium i aparatury) i szybka (często otrzymuje się wynik już po kilku sekundach). Jako okoliczność nie sprzyjającą dla stosowania próby iskrowej należy uznać trudność w obserwacji obrazu iskrowego, który jest nadzwyczaj ruchliwy, a poszczególne jego fragmenty, decydujące o właściwym rozpoznaniu stali, trwają znikomy ułamek sekundy. Cechy szczególne tych fragmentów, jak kształt, jasność, barwa, wzajemne położenie i inne wykazują często subtelne, trudne do uchwycenia różnice, zwłaszcza dla zbliżonych gatunków stali. Rola próby iskrowej polega nie na kontroli składu chemicznego, ale na zapobieganiu pomieszaniu gatunków stali lub użycia niewłaściwego gatunku. Odpowiednio więc, jako miejsce zastosowania próby iskrowej w zakładach metalowych, należy wymienić magazyn surowców i półfabrykatów oraz wydziały mechaniczne.

W ten właśnie sposób korzystały z próby iskrowej wszystkie niemieckie wytwórnie lotnicze, na przykład w zakładach Junkersa wszystkie przychodzące do magazynu materiały stalowe były badane iskrowo, a na wydziałach mechanicznych pierwszą operacją była próba iskrowa. Takie postępowanie zabezpiecza przed przedostaniem się do produkcji niewłaściwych materiałów. Pomieszanie materiałów i wydanie na warsztat nieodpowiedniego gatunku może się bowiem zdarzyć nawet przy wzorowej gospodarce materiałowej. Jeżeli materiał nie sprawdzi się przed rozpoczęciem obróbki, to pomyłka materiałowa, o ile w ogóle zostanie w czasie produkcji odkryta, ujawnia się zwykle po zakończeniu obróbki, na przykład przez stwierdzenie niewłaściwej twardości po hartowaniu, co powoduje znaczne straty. W tym miejscu warto przytoczyć przykład, z jakim zetknęli się autorzy w swojej pracy zawodowej. Wykonano dużą partię wycinaków ze stali 55N9E oraz NWC. Po oddaniu do użytkowania, ostrza tych wycinaków zaczęły się szybko wykruszać na skutek, jak się okazało, zbyt dużej ich twardości. Sytuacja wymagała szybkiego poprawienia narzędzi, co jednak nie było proste, ponieważ temperatury odpuszczania dla poszczególnych trzech gatunków stali są różne, a na wycinakach nie utrwalono cechy materiałowej. Szybkie wykonanie zadania umożliwiła próba iskrowa, za pomocą której podzielono narzędzia na 3 grupy według gatunku stali dla umożliwienia prawidłowego odpuszczenia. W ciągu zaledwie kilku godzin od zgłoszenia reklamacji narzędzia były gotowe do dalszej pracy.

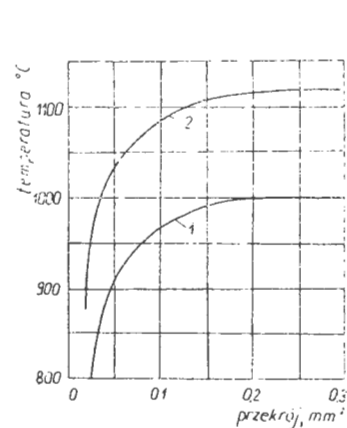
Próba iskrowa stosowana jest również w naszym hutnictwie, jako próba kontrolna. Przy badaniach odbiorczych partii stali na bardziej odpowiedzialne wyroby, 100% wyrobów partii podlega próbie iskrowej.

II. PODSTAWY TEORETYCZNE POWSTAWANIA OBRAZU ISKROWEGO

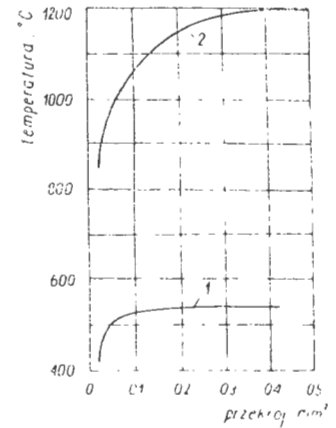
1. Zależność temperatury zapłonu od wielkości cząsteczki

Warunkiem powstania iskry jest, aby odrywana przez tarczę ścierną cząsteczka stali posiadała temperaturę nie niższą od pewnej temperatury minimalnej, w której utlenianie się cząsteczki jest na tyle intensywne, że przebie-

gając przez powietrze nie traci ona ciepła i nie gaśnie, lecz przeciwnie, rozżarza się coraz bardziej — aż do stopienia i eksplozji, dającej efekt iskrowy. Ta minimalna temperatura nosi nazwę temperatury zapłonu. Na wysokość temperatury zapłonu, przy założeniu, że spalanie odbywa się w powietrzu, największy wpływ ma wielkość cząsteczki, poza tym wpływ ma również rodzaj materiału cząsteczki oraz jej kształt. Wpływ tych czynników ustalono drogą odpowiednich badań. Do badań używano drucików, paseczek i innych postaci różnych materiałów, które przeciągano przez piec rurowy z prędkością ok. 5 cm/sek. w różnych temperaturach, przy czym długość strefy grzania wynosiła około 25 cm. Wyniki badań są przedstawione na rys. 1 i 2, na których wielkość cząsteczki jest scharak-



Rys. 1. Zależność temperatury zapłonu od wielkości cząsteczki dla czystego żelaza; 1 — paseczki, 2 — druciki



Rys. 2. Zależność temperatury zapłonu od wielkości cząsteczki dla manganu i ceru; 1 — cer, 2 — mangan

ryzowana przekrojem spalanych elementów (drucików itd.), gdyż ich długość nie ma wpływu na wysokość temperatury zapłonu, o ile długość jest wielokrotnie większa od grubości. Należy podkreślić, że podane na rysunkach temperatury nie odpowiadają temperaturom zapłonu, lecz są to temperatury pieca. Na skutek utleniania się, badane elementy osiągają bezpośrednio przed zapłonem temperaturę nieco wyższą niż temperatura pieca. Tym niemniej rysunki przedstawiają prawidłowo charakter zależności temperatury zapłonu od różnych czynników. Z rysunków wynika, że wysokość temperatury zapłonu szybko spada wraz ze zmniejszeniem się wielkości cząsteczki. Jest to związane z tym, że im mniejsza cząsteczka, tym stosunek jej powierzchni do objętości jest większy. Analogicznie tłumaczy się niższą temperaturę zapłonu paseczek niż drucików przy tym samym przekroju oraz fakt, że zapłon rozpoczyna się z reguły na końcach elementów. Charakterystyczne jest doświadczenie z igłami krawieckimi (\varnothing 0,36 mm, długość 30 mm), które w temperaturze pieca 800 °C zapalały się na czubkach i spalały całkowicie, podczas gdy takie same igły z odłamanymi czubkami zapalały się dopiero w temperaturze 965 °.

2. Zasady powstawania iskiei

Na skutek oporu, jaki stawiają ziarnom ściernicy cząsteczki oddzielane ze szlifowanego metalu, nagrzewają się one do wysokich temperatur. Silne nagrzewanie się cząsteczek jest związane zarówno ze specyficznymi warunkami powstawania wióra przy szlifowaniu, powodującymi duże zużycie energii na jednostkę masy oddzielanych wiórow (rzędu 10 razy większe niż przy toceniu), jak i krótkim czasem oddzielania cząsteczki (około 0,1 msec) i znikomą masą cząsteczki (setne części miligramu). Zważywszy, że w czasie przebiegu przez powietrze, na skutek wielkiej różnicy temperatur, rozżarzona cząsteczka traci dużą ilość ciepła, można ustalić dwa warunki, konieczne dla możliwości powstania iskiei:

1) szlifowany metal musi mieć dostatecznie wysokie ciepło spalania, gdyż niezbędna do powstania iskiei ilość

ciepła wytwarza się głównie przez spalanie materiału cząsteczek,

2) cząsteczka, w chwili oddzielania jej przez ziarno ściernicy od szlifowanego materiału, musi osiągnąć temperaturę zapłonu. W pewnym punkcie swej drogi cząsteczki gwałtownie rozrządzają się i eksplodują, co daje towarzyszące iskrom charakterystyczne zjawisko — rozpryski, gwiazdki itd. W momencie powstania eksplozji cząsteczka stali znajduje się w stanie płynnym. Stwierdzono to w ten sposób, że iskry „łapano” na płytkę szklaną ustawioną prostopadłe do kierunku przebiegu iskier. Droga obserwacji, przy powiększeniu $40\times$, można było ustalić, że część cząsteczek osiąga powierzchnię płytki w stanie stopionym, część topi się dopiero po upadku na płytkę, pozostałe zaś nie topią się w ogóle. Ta ostatnia część odpowiada cząsteczkom, które nie osiągnęły temperatury zapłonu i nie rozrządzły się w ogóle.

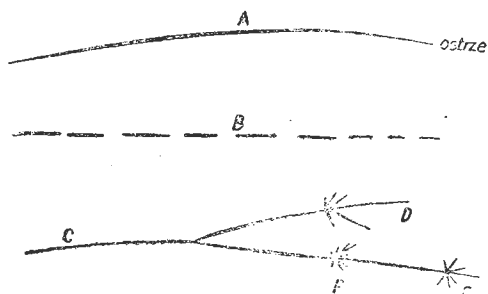
3. Wpływ składników stopowych

Obecne w stali składniki stopowe silnie wpływają na wygląd iskier. Jest to spowodowane tym, że składniki te także biorą udział w procesie spalania cząsteczki, dając efekty charakterystyczne dla swojej obecności. Występowanie eksplozji (gwiazdek itd.) można wytłumaczyć przez powstawanie gazowych procesów przemiany w momencie, gdy cząsteczka jest stopiona lub przez wyparowywanie metali. Wpływ pierwiastków stopowych na wygląd iskier stali będzie dokładniej opisany w cz. III. Trzeba tu zaznaczyć, że do wytwarzania iskier są zdolne nie tylko stałe (i żelazo), ale wiele innych metali. Z trzydziestu dziewięciu zbadanych przez W. Baukloha pierwiastków, 22 dawało iskrę (tabela 1). Po zanalizowaniu własności mechanicznych badanych pierwiastków można stwierdzić, że nie zachodzi określona zależność między zdolnością do tworzenia iskier a własnościami mechanicznymi metalu.

III. PRZEPROWADZENIE PRÓBY ISKROWEJ

1. Postacie iskier

Z doświadczenia wiadomo, że w ustaleniu wyniku próby iskrowej najważniejszą rolę odgrywają poszczególne fragmenty obrazu iskrowego. Są one podstawą do wyciągania



Rys. 3 Typowe fragmenty iskier; A — promień ciągły, B — promień przerywany, C — promień rozgałęziony, D — rozprysk z przedłużonym ostrzem, E — rozprysk, F — odprysk

wniosków o składzie badanej stali. Fragmenty te trzeba w ciągu ułamka sekundy uchwycić wzrokowo i zidentyfikować. Dlatego osoby, uczące się wykonywania prób iskrowych, muszą szczególnie starannie zaznajomić się z postaciami iskier. Zaznajamianie się należy rozpocząć od przestudiowania rysunków fragmentów iskrowych, a następnie należy przejść do „zajęć praktycznych” iskrząc znane gatunki stali i wyszukując poszczególne fragmenty. Zajęciom praktycznym trzeba poświęcić sporo czasu i trudu, gdyż opisy i rysunki z literatury nie mogą ich zastąpić. Jest to spowodowane tym, że obraz iskier jest obrazem dynamicznym. Zdjęcia fotograficzne i kinematograficzne iskier, przynajmniej dotychczas wykonywane, różnią się znacznie od obrazu obserwowanego bezpośrednio okiem. Pozostają więc odrębne rysunki i opisy obserwatorów, które mogą się nieco różnić od siebie, ponieważ powstały na podstawie ich subiektywnych wrażeń.

Na rys. 3 pokazano typowe fragmenty iskier. Snop iskier składa się z szeregu promieni, które mogą być ciągłe (A), przerywane (B) lub rozgałęzione (C). Promienie mogą się kończyć ostrzem, rozpryskiem (E) lub rozpryskiem z prze-

dłużonym ostrzem (D). Na długości promienia mogą występować odpryski (F) o takim samym wyglądzie, jak rozpryski (E). Zarówno odpryski z promienia, jak również rozpryski na końcu promienia, mogą mieć różnorodne kształty (rys. 4). Rozróżnia się włócznie (A), kolce (B), kępki (C), gałązki (D), krople (E) i maczugi (F). Występują one zwykle na końcach promieni jako zakończenie ostrza oraz przy rozwidleniach. Mogą one również występować na całej długości promienia rozrzucone w sposób bezładny, a czasem tylko w pewnej jego części. Na ilość rozprysków, szczególnie w stalach węglowych i niskostopowych ma wpływ zawartość węgla. Im wyższa zawartość węgla, tym

Tabela 1

Pierwiastki zdolne do wytwarzania iskier (w nawiasach pierwiastki nie iskrzące)

(Tłustym drukiem oznaczono pierwiastki wchodzące w skład stali)

Okresy	Grupy							
	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII
II		(Be)		C				
III	(Na)	(Mg)	(Al)	Si	P	(S)		
IV	K Cu	Ca (Zn)		Ti	V (As)	Cr	Mn	Fe Co Ni
V	(Ag)	Sr (Cd)		Zr (Sn)	Nb (Sb)	Mo	(J)	(Pd)
VI	(Au)	Ba		Ce (Pb)	Ta (Bi)	W		(Pt)
VII						U		

ilość rozprysków jest większa. W stalach niskowęglowych gatunku 10 i 15 ilość rozprysków będzie więc minimalna, natomiast w węglowych i stopowych stalach narzędziowych będzie ona duża.

2. Wygląd obrazu iskier dla różnych gatunków stali

A. Stale niskowęglowe

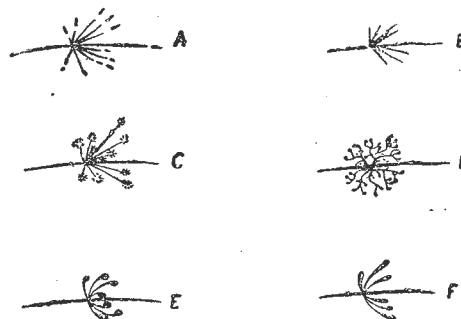
Snop iskier krótki, niezbyt jasny, promienie rozgałęziają się bez rozprysków (rys. 5). Barwa iskier biało-żółta.

B. Stale węglowe podeutektoidalne

Ze wzrastającą zawartością węgla snop iskier staje się gęstszy i jaśniejszy. Ilość rozprysków się zwiększa. Rozpryski składają się z włóczni i kolców (rys. 6). Barwa iskier żółto-biała. Różnica w zawartości węgla 0,1% — łatwo rozpoznawalna.

C. Stale węglowe nadeutektoidalne

Snop iskier dość krótki, mniej jasny niż poprzednio. Ilość rozprysków większa niż w stali podeutektoidalnej.

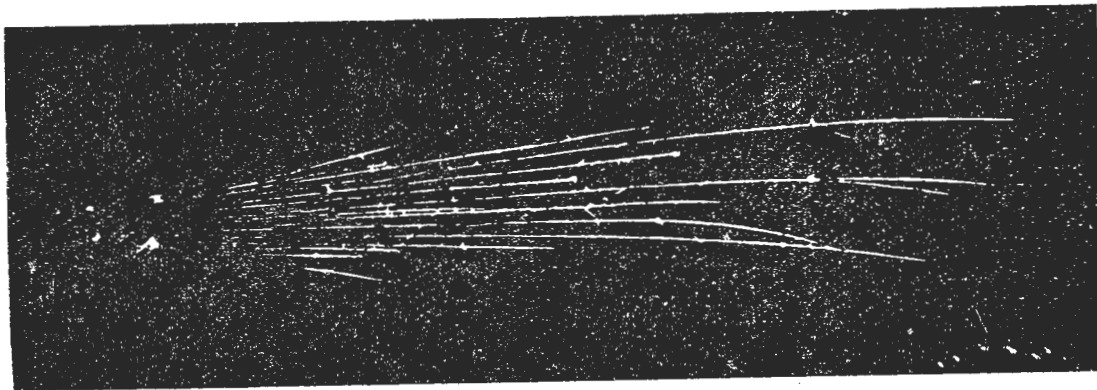


Rys. 4 Rodzaje rozprysków; A — włócznie, B — kolce, C — kępki, D — gałązki, E — krople, F — maczugi

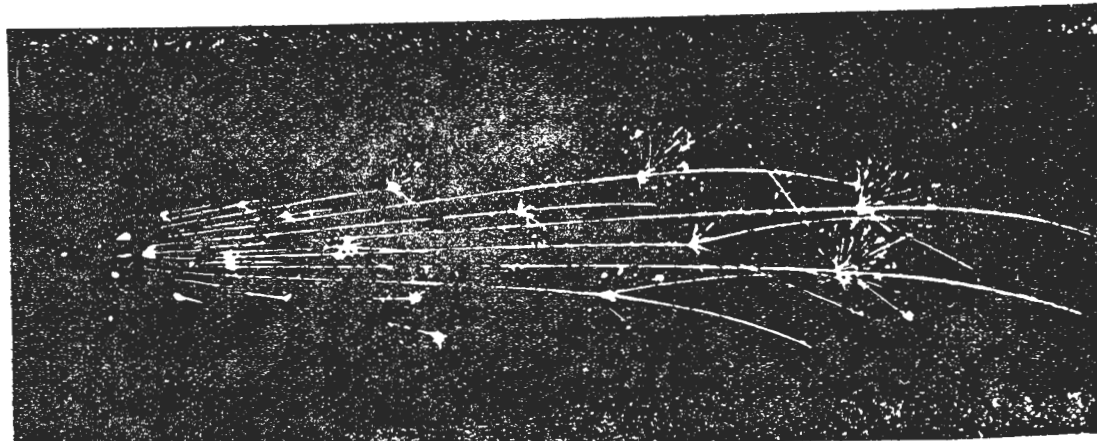
Rozpryski składają się z kępek i włóczni (rys. 7). Barwa iskier biało-żółta.

D. Stale chromowe

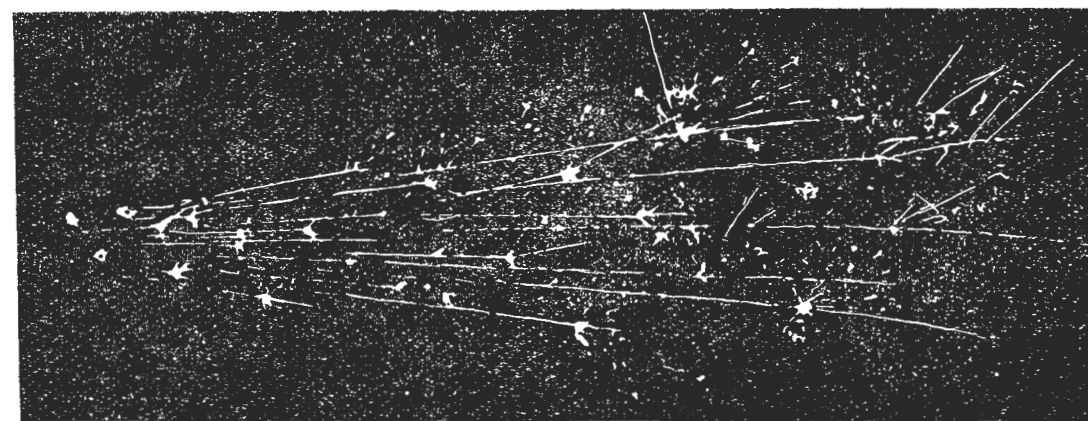
Do zawartości ok. 1% chrom jest niewykrywalny iskrowo. Ze wzrostem zawartości chromu snop iskier staje się



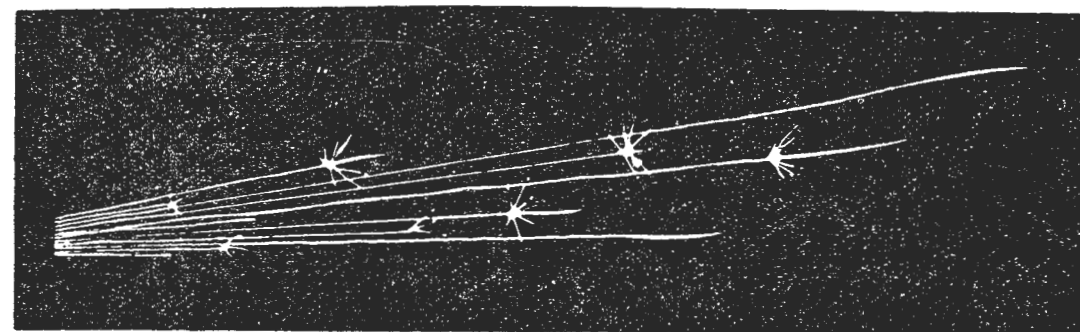
Rys. 5. Wygląd iskier stali 15



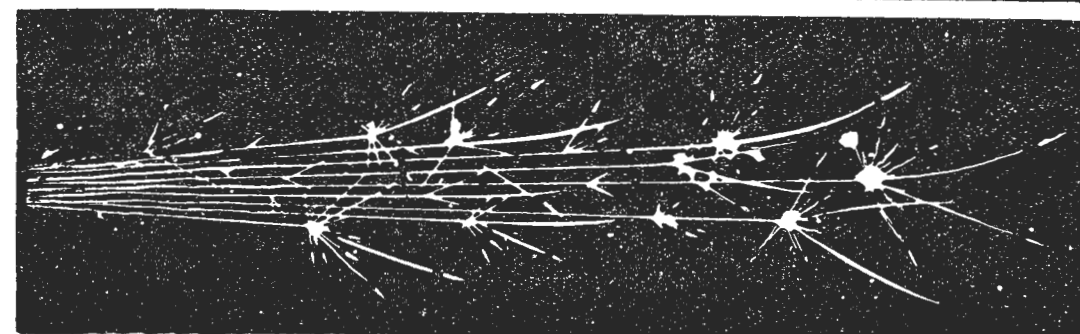
Rys. 6. Wygląd iskier stali 45



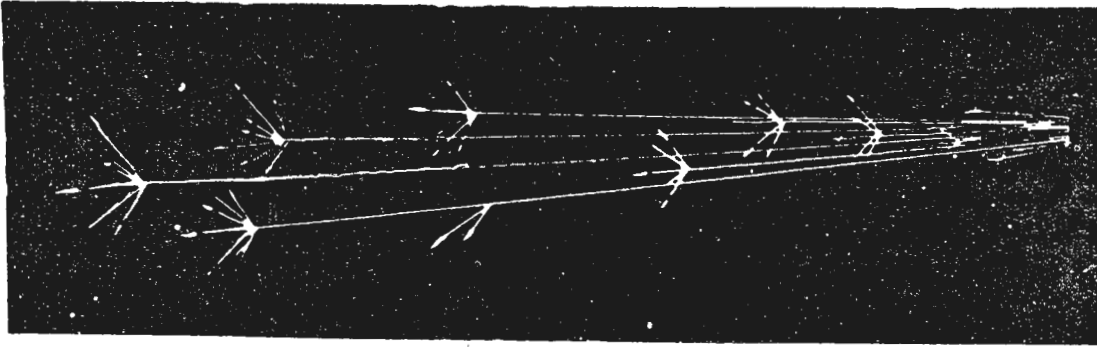
Rys. 7 Wygląd iskier stali N9E



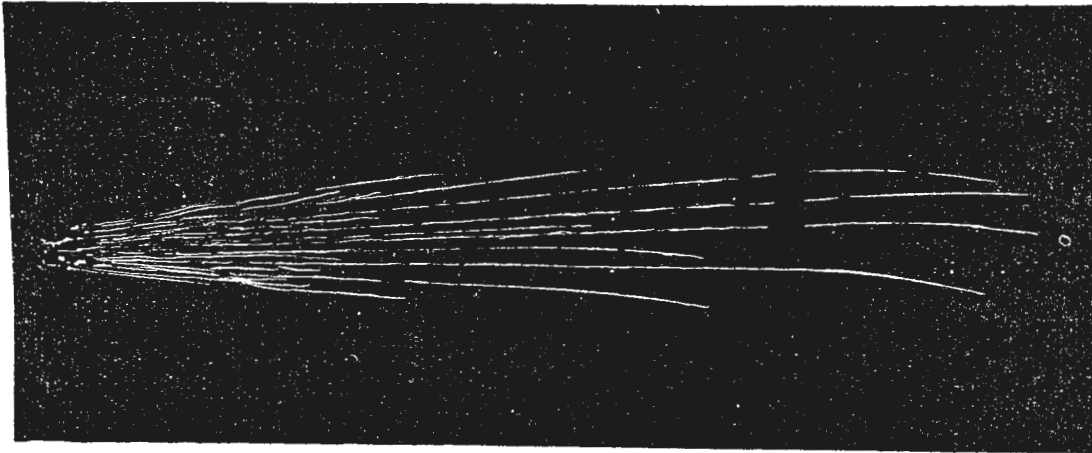
Rys. 8 Wygląd iskier stali 1H13



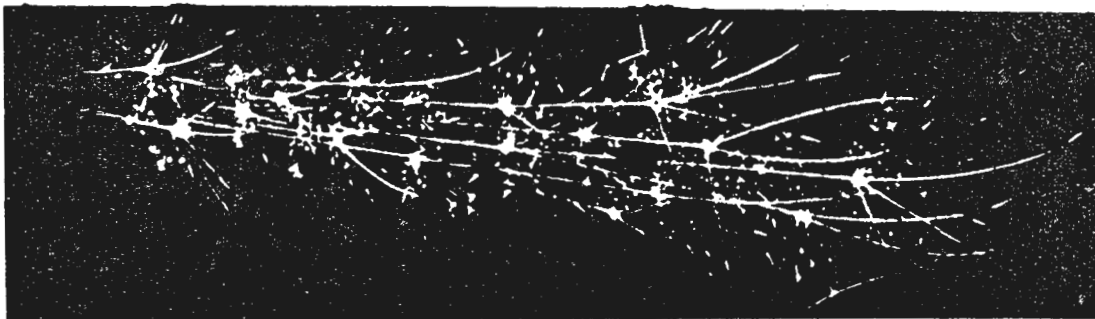
Rys. 9 Wygląd iskier stali 4H13



Rys. 10. Wygląd iskier stali 12HN3



Rys. 11. Wygląd iskier stali 1H18N9T



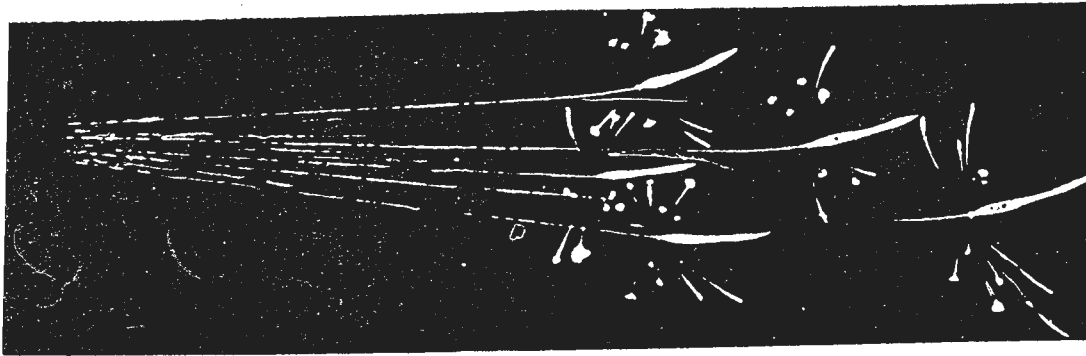
Rys.12 Wygląd iskier stali NMV



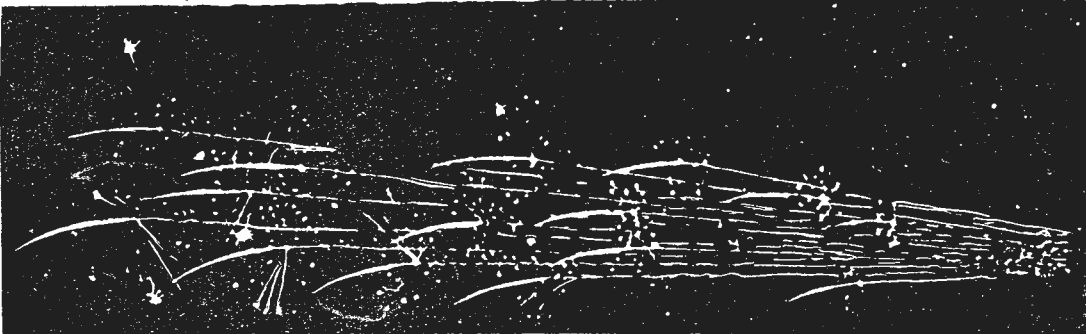
Rys. 13 Wygląd iskier stali 60S2



Rys. 14 Wygląd iskier stali SK5



Rys. 15. Wygląd iskier stali WNVH



Rys. 16 Wygląd iskier stali NW2

krótszy i ciemniejszy (zabarwienie pomarańczowe). Stale wysokochromowe o małej zawartości węgla mają snop iskier krótki, czerwony bez rozprysków (rys. 8). Przy średniej zawartości węgla snop iskier staje się jaśniejszy i dłuższy z niewielką ilością rozprysków w postaci włóczni i kolców (rys. 9).

E. Stale niklowo-chromowe

Cechą charakterystyczną niklu jest białe świecące zgrubienie na przedłużonym ostrzu promienia bezpośrednio po rozprysku. Obserwuje się je np. w stali 12HN3A.

Przy średnich zawartościach niklu i chromu oraz małej ilości węgla snop iskier jest dość jasny z niewielką ilością rozprysków (rys. 10). Przy dużych ilościach chromu i niklu oraz małej zawartości węgla snop iskier staje się dość krótki, jasny, bez rozprysków (rys. 11).

F. Stale manganowe

Przy małej ilości manganu (ok. 1%) snop jest bardzo jasny, barwy żółtej. Przy zawartości manganu ok. 12% snop iskier staje się krótszy i słabszy. Obecność manganu poznaje się po tym, że kolce w rozprysku kończą się trójkątnym wachlarzykiem (podobnym do trójkątnych kępek). Ilość kolców świadczy o zawartości węgla. Przykład stali manganowej — rys. 12.

G. Stale krzemowe

Przy braku innych pierwiastków stopowych (oprócz węgla) snop iskier wybitnie jasny, barwy żółto-białej. Przy zawartości krzemu ponad 1% powstają na promieniu jasne, klinowe zgrubienia, kończące się rozpryskiem. W miarę zwiększenia się zawartości innych składników stopowych oraz zmniejszenia zawartości krzemu jasność iskier oraz zgrubienia na promieniach uwydatniają się coraz słabiej. Przykład stali krzemowej — rys. 13.

H. Stale wolframowe

Przy większej zawartości wolframu snop iskier krótki, barwy ciemnoczerwonej, promienie przerywane, nieliczne rozpryski w postaci kropli, a przy większej zawartości węgla (stale szybkotnące) w postaci maczug (rys. 14). Im niższa zawartość wolframu, tym więcej jest rozprysków (rys. 15 i 16). Dla średnich zawartości wolframu charakterystyczne jest zakończenie promieni w postaci szerokiego ostrza włóczni.

I. Stale z zawartością wanadu i molibdenu

Wykrycie wanadu na drodze iskrowej jest praktycznie niewykonalne, natomiast molibden już od ilości 0,1% daje

oderwane od promienia ostrze włóczni — na przedłużonym po rozprysku końcu promienia.

3. Wskazówki praktyczne wykonania próby iskrowej

Próbie iskrową wykonuje się w ten sposób, że jednocześnie lub na przemian szlifuje się badaną próbkę z odpowiednim wzorcem znanego gatunku stali. Jeżeli iskry są różne, to dobiera się kolejno inne wzorce porównawcze stali, aż znajdzie się wzorec, który będzie dawał iskry takie same jak badana próbka. Wzorce iskrowe wykonuje się z prętów sprawdzonej analitycznie stali. Wzorce można nabyć w Instytucie Metalurgii Żelaza (Gliwice, ul. K. Miarki 12). Długość snopa iskier zależy od prędkości obwodowej tarczy oraz od siły docisku próbki do tarczy szlifierskiej. Ponadto na intensywność powstawania iskier ma wpływ stan stali. Stal zahartowana na wysoką twardość daje duży snop iskier, ponieważ cząsteczki łatwiej się odrywają od metalu twardego. Prędkość obwodową tarczy, jak i docisk próbki można dowolnie dobierać i należy je tak dobrać, aby uzyskać możliwie krótki i rzadki snop iskier, co znacznie ułatwi obserwację. W przypadku stali wysokostopowych, szczególnie o niewielkiej twardości, docisk musi być dość duży, gdyż inaczej w ogóle nie otrzyma się iskier. Tak więc już siła docisku pozwala zorientować się co do rodzaju badanej stali. Przy próbie iskrowej należy zwrócić uwagę czy badany przedmiot nie jest nawęglony lub przeciętnie — odwęglony, gdyż przeoczenie takiego faktu da zupełnie mylny wynik. Najlepiej badany przedmiot zeszlifować na pewną głębokość i dopiero wtedy przeprowadzić próbę iskrową.

Natomiast jeżeli zeszlifowanie doprowadzi się tylko do takiej głębokości, na której zawartość węgla będzie odpowiadała zawartości węgla w rdzeniu przedmiotu (kontrola iskrowa¹⁾ i następnie zmierzy się grubość zdjętej warstwy, to otrzyma się grubość warstwy nawęglonej czy odwęglonej. Sposób taki sprawdzili autorzy w praktyce dla warstw nawęglonych i okazało się, że przy starannym przeprowadzeniu czynności otrzymuje się błąd wyniku $\pm 0,1$ mm (wg szlifu metalograficznego), podczas gdy przy innych uproszczonych metodach pomiaru grubości warstwy nawęglonej otrzymuje się błąd 0,2, a nawet 0,3 mm.

4. Wyposażenie stanowiska do prób iskrowych

Próbie iskrową najlepiej jest przeprowadzać w pomieszczeniu o przyćmionym oświetleniu. Pożądane jest następujące wyposażenie stanowiska prób iskrowych:

- szlifierka o mocy ok. 1 kW, zamontowana na postumencie, do badania niewielkich przedmiotów,
- szlifierka ręczna, z giętkim wałkiem, o mocy ok. 0,5 kW, do badania dużych i ciężkich przedmiotów,

c) tarcze szlifierskie o średniej ziarnistości i twardości, średnicy ok. 200 mm i szerokości ok. 20 mm. Prędkość obwodowa tarczy powinna wynosić ok. 20 m/sek.

d) komplet wzorców wszystkich gatunków stali o oznaczonym składzie chemicznym w postaci prętów okrągłych o średnicy ok. 20 mm i długości ok. 30 cm, z wyraźnie wybitą cechą materiału.

LITERATURA

1. Hanke E.: Prüfung metallischer Werkstoffe. VEB Verlag Technik, Berlin 1954
2. Poradnik Techniczny dla użytkowników wyrobów Huty Baildon. Huta Baildon, Katowice 1958
3. Próba iskrowa i jej zastosowanie w kontroli stali. Centrostal, Katowice 1947
4. Przegaliński S.: Stale konstrukcyjne. Zarys wiadomości i program walcowania. WGH, Katowice 1959

Inż. FELIKS BORODZIK

629.1.002.2
629.13.002:658.5

Kilka uwag na temat organizacji produkcji i wprowadzania norm technicznych w przemyśle lotniczym

W artykule omówiono próbę uporządkowania organizacji wydziału montażowego. Próba ta została przeprowadzona w latach 1953—54 w jednym z zakładów produkcyjnych, wytwarzających współczesne płatowce. Uzyskane wówczas wyniki omówiono w świetle pierwszych wniosków, jakie się nasuwają po wprowadzeniu norm technicznie uzasadnionych w przemyśle lotniczym.

1. Wstęp

W latach 1953—54 wśród zagadnień przemysłu lotniczego jednym z najważniejszych było (jak zresztą zawsze w produkcji) podniesienie wydajności oraz kwalifikacji zawodowych pracowników bezpośrednio produkcyjnych. Zagadnienia te miały tym większe znaczenie, że obowiązywała wówczas zasada wykonywania planów za wszelką cenę, a tymczasem program produkcyjny narzucał stale rosnące zadania. Wprawdzie w ślad za wzrastającymi zadaniami wzrastał stan zatrudnienia, jednak nowo przyjęci pracownicy nie posiadali często żadnego lub jedynie znikomego przygotowania technicznego, które absolutnie nie wystarczało, aby nadrobić wzrastające zaległości produkcyjne. Garstka pracowników, którzy lepiej lub gorzej potrafili wykonywać powierzone im prace, pomimo nadzwyczajnej ofiarności, nie była w stanie wykonać planowych zadań. W tych warunkach tak zwane przyuczanie nowo przyjętych pracowników na warsztacie przez wykwalifikowanych robotników dawało jeszcze bardziej znikome rezultaty niż normalnie.

Sytuacja ta zmuszała do bardziej radykalnych posunięć. Wówczas w kierownictwie jednego z wydziałów montażowych zrodził się pomysł wprowadzenia pewnych zmian w organizacji wykonywania samej produkcji.

Zmiany te były wprowadzane stopniowo i po okresie mniej więcej 1—1,5 roku objęły cały proces wytwarzania i przygotowania, co doprowadziło do nowego systemu organizacyjnego, według którego pracował następnie cały wydział. System ten w języku warsztatowym został nazwany „cyklografikiem”.

2. Zasada „cyklografiku”

Nowy system wykonywania produkcji polegał na tym, że każdy robotnik wykonywał cyklicznie tę samą robotę. Cała technologia została podzielona na pewną ilość taktów, które obejmowały pracę wykonywaną na danej zmianie, na danym kolejnym wyrobie. Takty z kolei były podzielone na zadania dzienne. Każde zadanie dzienne wykonywał jeden lub dwóch robotników. Zadanie dzienne musiało być wykonane w ciągu jednej zmiany.

W ten sposób każdy robotnik wykonywał co dzień tę samą grupę czynności technologicznych. Pozwoliło to przede wszystkim na pełne włączenie do produkcji również robotników niewykwalifikowanych.

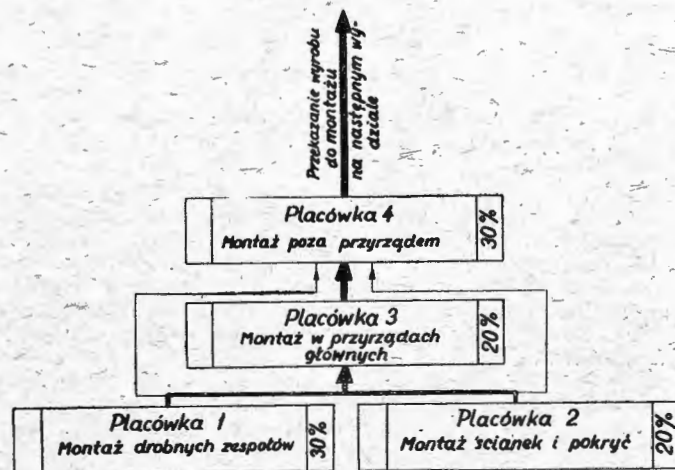
Przeciętny czas opanowania roboty, to znaczy wykonywania jej w ciągu 8 godzin, wynosił od pięciu do dziesięciu dni, zależnie od indywidualnych zdolności robotnika.

Wydział, na którym przeprowadzano omawiany eksperyment, był jednym z tak zwanych wydziałów półmontażowych o typowym układzie organizacyjnym, który ilustruje rys. 1.

Wydział wykonywał część płatowca (tak zwany główny zespół), która — po zakończeniu jej na placówce czwartej, przesyłana była na wydział montażu ostatecznego.

Na rys. 1 podano udział procentowy placówek w całkowitej pracochłonności wyrobu. Placówka pierwsza z ogólnej pracochłonności przesyłała około 25% na placówkę trzecią, resztę, to jest około 5% — na placówkę czwartą. Placówka druga około 17% wyrobów przesyłała na placówkę trzecią, a resztę, to jest około 3% — na placówkę czwartą.

Wąskim gardłem wydziału była placówka trzecia, na której wyprodukowane w dwóch pierwszych placówkach zespoły były montowane niemal w gotowy wyrób, który po



Rys. 1. Schemat technologiczno-organizacyjny wydziału montażowego

wykończeniu (zresztą dość pracochłonnym) na placówce czwartej przesyłany był na następny wydział do dalszej produkcji.

Poza tym przepustowość placówki trzeciej była ograniczona ilością głównych przyrządów montażowych. Ilość ich musiała być ograniczona tak ze względu na koszt (wysoka pracochłonność wykonania takiego przyrządu), jak i miejsce.

Z tych względów nowy system organizacyjny, zwany „cyklografikiem”, został wprowadzony w pierwszej kolejności na placówce trzeciej (montaż w przyrządach głównych).

Zasadę pracy według „cyklografiku” ilustruje rys. 2. Zespół robotników, wykonujących na przykład takt 1, po wykonaniu wszystkich czynności, stanowiących zadania dzienne taktu pierwszego na przyrządzie pierwszym, następnego dnia wykonuje te same zadania dzienne (takt 1), ale już na następnym przyrządzie. W budownictwie system ten ma nazwę „metoda potokowa”.

W przykładzie, podanym na tym rysunku, praca prowadzona jest na dwie zmiany. Montaż przeprowadzany jest równolegle w pięciu przyrządach, czyli wykonywane jest jednocześnie 5 sztuk wyrobu. Cały montaż w przyrządzie

podzielony jest na 9 taktów, które przy pracy na dwie zmiany pozwalają na wykonanie przez placówkę w ciągu miesiąca 24 sztuk wyrobu.

Z rysunku 2 widać również wyraźnie, że dla uniknięcia przestoju w pracy, koniecznych jest 5 przyrządów. Ogólnie można powiedzieć, że ilość niezbędnych przyrządów wynosi: $i_{prz} = \frac{T}{z}$, gdzie i_{prz} — ilość niezbędnych przyrządów, T — ilość taktów, z — ilość zmian.

Ponieważ koszt głównych przyrządów montażowych jest dość znaczny można ograniczyć ich ilość, wprowadzając na nich pracę trzymianową. Jasne jest również, że im mniejsza ilość taktów, tym również będzie mniejsza ilość przyrządów.

Po zdobyciu pewnego doświadczenia w pracy według „cyklografiku” na placówce trzeciej został opracowany również „cyklografik” dla placówki czwartej.

Tu „cyklografik” w zasadzie miał postać produkcji taśmowej. Nie było wprawdzie taśmy, ale były ruchome wóz-

Data:	1/3	2/3	3/3	4/3	5/3	6/3	7/3	8/3	9/3	10/3	11/3	12/3	13/3	14/3
Zmiana:	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3	1, 2, 3
Przyrząd 1	0, 2	3, 4	5, 6	7, 8	9			0, 2	3, 4	5, 6	7, 8	9		
Przyrząd 2		0, 2	3, 4	5, 6	7		0, 2	3, 4	5, 6	7, 8	9			0, 2
Przyrząd 3			0, 2	3, 4	5			0, 2	3, 4	5, 6	7, 8	9		
Przyrząd 4				0, 2	3				0, 2	3, 4	5, 6	7, 8	9	
Przyrząd 5					0, 2					0, 2	3, 4	5, 6	7, 8	9

Rys. 2. Zasada „cyklografiku” montażu w głównych przyrządach

ki montażowe, na których przesuwało się produkowane wyroby po zakończeniu każdego taktu na następne stanowisko robocze.

Po opanowaniu pierwszych trudności, związanych z wprowadzeniem nowego systemu organizacyjnego na dwóch technologicznie najtrudniejszych placówkach wydziału, praca zaczęła przebiegać rytmicznie. Rychło jednak okazało się, że zwiększone tempo pracy tych placówek przekracza możliwości placówek przygotowujących podzespoły. Szybko zaczęły tonieć nagromadzone zapasy gotowych podzespołów.

„Cyklografik” trzeba było wprowadzić i na pozostałych placówkach. Tutaj jednak musiało nastąpić pewne zróżnicowanie metody organizacji. Pracochłonność bowiem podzespołów wahała się od ułamków godziny dla drobnych, do kilkuset godzin dla większych. Przyjęto więc zasadę, że dla podzespołów, których cykl produkcyjny jest dłuższy niż jedna zmiana, opracowano „cyklografiki” podobne jak dla placówki trzeciej. Ilość taktów waha się tu od 2—5. Natomiast podzespoły, o cyklu produkcyjnym krótszym od jednej zmiany, połączono w takty i zadania dzienne, grupując podzespoły technologicznie podobne, przy czym zadanie dzienne często obejmowało wykonywanie pewnych czynności na kilku lub nawet kilkunastu sztukach jednego zespołu. Na przykład zadanie dzienne przewidywało złożenie w przyrządzie i przygotowanie do nitowania pewnej ilości tych samych drobnych podzespołów. Następnego dnia ten sam pracownik wykonywał podobne zadanie, to jest składał w innym przyrządzie i przygotowywał do nitowania partię innych, podobnych zespołów. Musiał on więc wykonywać cyklicznie pewną ilość bardzo podobnych, lecz różnych zadań. Ilość wykonywanych w jednym zadaniu podzespołów musiała być tak dobrana, aby zapewnić ciągłość produkcji na placówkach potrzebujących te podzespoły.

Zagadnienia te były pewnego rodzaju lamigłówką, przede wszystkim dla technologów wydziałowych, na których barki spadł główny ciężar opracowywania „cyklografików”.

3. Problemy związane z wprowadzeniem „cyklografiku”

Wprowadzenie „cyklografiku” spowodowało powstanie szeregu problemów, które nie zawsze były wcześniej prze-

widziane, a które w jakiś sposób musiały być rozwiązane, aby cały system mógł sprawnie działać. Do ważniejszych z nich należały:

3.1. Problem planowania

Planowanie wydziałowe przestało być sztuką, a stało się rzemiosłem objętym bardzo ścisłymi rygorami. „Cyklografik” narzucał określony rytm, który musiał być uzgodniony z planowaniem. Przejście na „cyklografik” o innym rytmie wymagało określonego czasu i wiązało się z pewnym zaburzeniem w produkcji. Poza tym planowanie na wydziale było znacznie łatwiejsze: „cyklografik” doprowadzał plan do każdego pracownika, ujmując jednocześnie wykonanie nawet najdrobniejszych zespołów. Stał się dokumentem wspólnym dla technologa i planisty.

W takim stanie rzeczy planowanie sprowadzało się do kontroli wykonywania zadań dziennych, a przede wszystkim do kontroli przygotowania roboty na następny dzień (zmianę). Opracowanie planów dla poszczególnych placówek polegało na określeniu numerów kolejnych serii wyrobów, które miały być w danym okresie wykonane, przy czym ilość ich wynikała z rytmu „cyklografiku”. Jednym z trudniejszych zadań było uzgodnienie rytmu „cyklografiku” z planem.

Jeżeli z planu zakładowego wynikała konieczność wykonania w danym kwartale na przykład 30 sztuk zespołów miesięcznie, to opracowanie „cyklografiku” o takiej właśnie przepustowości napotykało na duże trudności; „cyklografik” o takiej jednozmianowym dawał tylko tyle wyrobów gotowych, ile było dni roboczych w danym miesiącu (przy 30 dniach i czterech niedzielach — 26 sztuk) przy pracy na jedną zmianę. Przy pracy na dwie lub trzy zmiany traciło się dodatkowo jeszcze dwie soboty potrzebne na zmianę zmian (z pierwszej na drugą i z drugiej na pierwszą — patrz rys. 2), co daje tylko 24 sztuki wyrobu. „Cyklografik” półzmianowy lub dwie równoległe linie produkcyjne (jednozmianowe) dają podwojenie produkcji oraz podwojenie ilości oprzyrządowania (48 lub 52 sztuki). Wreszcie kombinacja dwóch linii jednozmianowej i dwuzmianowej (każdy robotnik wykonuje dwa różne zadania dzienne), co daje co drugi dzień (zmianę) gotowy wyrób i pozwoli uzyskać 39 sztuk wyrobu przy jednej zmianie lub 36 przy dwóch zmianach. Wszelkie inne kombinacje prowadzą do rozdrabniania zadań, co utrudnia bardzo nadzór nad całością oraz wymaga dużo wyższych kwalifikacji od robotników, którzy muszą opanować wykonywanie kilku różnych zadań. Stąd wniosek, że rytm „cyklografiku” musi być ustalony na podstawie rocznych planów, przy czym ewentualnie należy nawet przewidzieć okresową zmianę rytmu. Sprawy te muszą mieć swoje odbicie w planach zakładowych.

3.2. Problem przygotowania roboty

Powszechnie znaną prawdą jest twierdzenie, że przebieg produkcji zależy przede wszystkim od przygotowania roboty. Praktycznie to przygotowanie roboty pozostaje tylko teoretycznym pewnikiem, gdyż często nie bardzo wiadomo jak to przygotowanie ma wyglądać, a jeszcze gorzej jest z umiejętnością skontrolowania, czy robota jest właściwie przygotowana. „Cyklografik” dał podstawy do praktycznego rozwiązania tego problemu; każdemu zadaniu dziennemu była przydzielona odpowiednia dokumentacja technologiczna i konstrukcyjna. Na tej podstawie zostały wykonane do każdego zadania dziennego specyfikacje części rysunkowych i części normalnych. Rozdzielnia wydziałowa została podzielona na magazyn przyjęć części i zespołów z wydziałów części, magazyn gotowych zespołów własnych i magazyn przygotowanych zadań dziennych. W magazynie przygotowanych zadań dziennych znajdowały się 3 komplety skrzynek na części rysunkowe i normalne, oznaczonych numerami zadań. Na ścianie każdej skrzynki znajdowała się odpowiednia specyfikacja, ułatwiająca przygotowanie części. Rozliczanie części na serie było prowadzone w specjalnych książkach, wykonanych metodą światłokopii (wycinki tych samych światłokopii stanowiły specyfikacje naklejone na skrzynkach).

Planowanie wydziałowe pod koniec zmiany pierwszej zgłaszało do rozdzielni (na odpowiednim druku), które numery zadań muszą być przygotowane do wydania na następną zmianę i na pierwszą zmianę dnia następnego, oraz które numery zadań muszą być w następnym dniu

przygotowane do wydania. Polecenia wydania zadań były robione na podstawie analizy wykonania zadań poprzednich na placówkach. Numery zadań do przyszykowania były ustalone na podstawie planu wydziałowego i aktualnego zabezpieczenia wydziału w części. Braki części potrzebnych do zadań, które winny być przyszykowane, były natychmiast zgłaszane do kierownictwa produkcji jako pozycje awaryjne.

Robotnik, po przyjściu do pracy, oddawał mistrzowi kartę zegarową i otrzymywał od niego „kartę zadania dziennego” (rodzaj karty pracy), na której były wypisane:

- 1) numer zadania,
- 2) numer kolejny wyrobu,
- 3) ogólna treść wykonywanego zadania,
- 4) numery operacji technologicznych,
- 5) obowiązujące warunki technologiczne,
- 6) numery potrzebnych rysunków,
- 7) czas kalkulowany przeznaczony na wykonanie zadania,
- 8) data i godzina rozpoczęcia pracy.

„Karta zadania dziennego” była podstawą do pobrania z rozdzielni przygotowanej skrzynki z częściami. Wszelkie niezgodności między poleceniami wydania zadań a zgłaszanymi żądaniem mistrzów regulował zastępca kierownika wydziału, odpowiedzialny za przygotowanie produkcji.

W okresie, kiedy „cyklografiki” zostały wprowadzone na wszystkich placówkach w celu uniknięcia tworzenia się kolejek przy okienku rozdzielni, na początku każdej zmiany wprowadzono dostarczenie przez rozdzielnię przygotowanych zadań bezpośrednio na stanowiska robocze.

Wydawanie pojedynczych części przez rozdzielnię było możliwe tylko na podstawie meldunku braków lub odpowiedniego „rewersu” wystawionego przez kierownika placówki. Wypadki wydania pojedynczych części były natychmiast zgłaszane do planowania wydziałowego (sekcji dyspozytorsko-planowej).

Zorganizowanie w wyżej omówiony sposób przygotowania roboty doprowadziło do tego, że mistrzowie i nadmistrzowie mieli czas na to, aby faktycznie nadzorować wykonywaną przez pracowników robotę. Cały natomiast ciężar przygotowania spadł na odpowiednie komórki.

3.3. Problem nadzoru i kontroli

Mistrzowie, w zasadzie zwolnieni od obowiązku przygotowania roboty i mając przygotowany z góry podział roboty na robotników, więcej czasu mogli poświęcić na douczanie pracowników na stanowisku roboczym oraz na kontrolę jakości wykonywanej pracy. Każdy mistrz miał przydzieloną do nadzoru pewną stałą i określoną ilość zadań (co odpowiadało pewnej stałej grupie ludzi). Mógł więc on w krótkim czasie szczegółowo zaznajomić się z dokumentacją technologiczną i konstrukcyjną swoich robotników. Miał również czas i na to, aby współpracować z technologiem przy usprawnianiu procesu technologicznego i ewentualnym opracowaniu zmian „cyklografiku”.

Praca kontroli była z jednej strony łatwiejsza, ponieważ kontroler z góry wiedział, co, kiedy i który robotnik będzie wykonywał, z drugiej strony — wymagała ona większej operatywności, gdyż zadanie zakończone było dopiero wówczas, gdy odebrała je kontrola techniczna. Przy tym prawie wszystkie zadania były kończone jednocześnie, co dawało spiętrzenie pracy kontroli na końcu zmiany (lub w środku zmiany w przypadku „cyklografiku półzmiannego”).

Sprawę tę rozwiązano przez wprowadzenie kontroli roboty przez kontrolera już w czasie jej wykonywania oraz przez przesunięcie o godzinę czasu pracy kontroli.

3.4. Problem wydajności pracy

Na podstawie doświadczeń z „cyklografikiem” widać bardzo jasnowo wpływ organizacji pracy na jej wydajność. Najlepszą tego ilustracją będzie poniższy przykład:

Pierwszy „cyklografik”, jak już było wyżej powiedziane, został wprowadzony na placówce montażu w przyrządach głównych. Miał on jeszcze szereg niedociągnięć, które później trzeba było usunąć. Do pracy na zadaniach dziennych stanęli ludzie, którzy do tej pory pracowali na tej samej placówce. Wśród nich byli tacy, którzy od roku już pracowali przy tym samym produkcie i na tej samej placówce, a obok nich i młodzi uczniowie, którzy pracowali wprawdzie na tej placówce, ale zaledwie od dwóch miesięcy.

Przy wprowadzaniu „cyklografiku” nie zmieniła się załoga, ludzie tylko dostali określone dokładnie zadania, które mają wykonać i to dało natychmiastowy efekt. Średni praktyczny cykl montażu tego samego wyrobu w przyrządzie głównym przed wprowadzeniem „cyklografiku” wynosił 46 dni, a po wprowadzeniu „cyklografiku” — 13 dni. Porównano tu średni czas montażu ostatnich trzech sztuk przed wprowadzeniem „cyklografiku” i średni czas trzech pierwszych sztuk montowanych już według „cyklografiku”. A zatem uzyskano 3,5-krotne skrócenie czasu montażu tylko przez samo uporządkowanie organizacyjne wykonywania pracy. Dodać należy, że średni cykl 46 dni został uzyskany przy użyciu wszelkich stojących wtedy do dyspozycji tak zwanych „środków mobilizujących”, natomiast cykl 13 dni osiągnięto bez żadnych dodatkowych środków, a o nabraniu jakiegś wprawy przy wykonywaniu stałe tej samej roboty jeszcze nie mogło być mowy.

Po mniej więcej miesiącu pracy stało się jasne, że ten pierwszy „cyklografik” jest niejako hamulcem wydajności. O ile w pierwszych dniach zadania dzienne były wykonywane w czasie mniej więcej 9 a nawet 10 godzin (czas kalkulowane rzędu 10—12 godzin na robotnika), to mniej więcej po miesiącu tylko ci najslabsi mieli co robić prawie przez 8 godzin, pozostali zgłaszali gotowe zadania do kontroli już po sześciu godzinach. Napływać zaczęły od robotników zgłoszenia, że chętnie będą wykonywać po dwa zadania. „Cyklografik” trzeba było przerobić.

W niecały rok od chwili wprowadzenia pierwszego „cyklografiku” na placówce montażu w przyrządach głównych praca była prowadzona według kolejnego „cyklografiku”, którego cykl wynosił 9 zmian. Jeżeli porównać to z okresem, przed wprowadzeniem „cyklografiku”, 46 dni przy pracy na dwie zmiany daje 92 zmiany, przy czym w pewnych okresach zmiany te wynosiły po 12 godzin — to uzyska się 10-krotne skrócenie cyklu montażu. Jednocześnie przy znacznie zwiększonym programie — stan zatrudnienia został zmniejszony mniej więcej o 30%.

Skracanie „cyklografiku” powodowało zwiększenie ilości czynności technologicznych w zadaniach dziennych. Stawiało to stopniowo coraz większe wymagania przed poszczególnymi robotnikami. Nie były to już proste zadania, łatwe do opanowania przez robotników mniej zdolnych. Ciągłe powiększanie zadań powodowało wykрусanie się ludzi o słabszym przygotowaniu i niezdolnych. Robotę ich przejmowali stopniowo ludzie wykwalifikowani i zdolni, którzy w zorganizowanej pracy mogli w pełni wykazać się swoimi umiejętnościami.

3.5. Problem zatrudnienia

Pełne wykorzystanie możliwości zwiększenia wydajności pracy wymagało pewnych odstępstw od ogólnie przyjętych zasad zatrudnienia. Mianowicie, przy pracy dwuzmianowej w soboty pracować powinna tylko pierwsza zmiana, ale za to normalnie — osiem godzin. Wynika to z konieczności zakończenia rozpoczętych zadań dziennych tak, aby druga zmiana, która przychodzi do pracy dopiero w poniedziałek na pierwszą zmianę, mogła normalnie pracować. W ten sposób pracownicy mają co drugą sobotę wolną.

Poza tym robotnicy powinni mieć prawo wcześniejszego wychodzenia z pracy, to jest po skończeniu zadania (odebraniu go przez kontrolę techniczną). Jest to pewnego rodzaju rekompensata za to, że w okresie wprowadzenia nowego „cyklografiku” muszą prawie wszyscy przez pewien czas (praktycznie 5 do 10 dni) pracować nieco dłużej (9 a nawet 10 godzin). Ponadto takie prawo mobilizuje robotników do ujawnienia swoich możliwości, co pozwala na właściwą korektę następnego „cyklografiku”. Czynnikiem ten jest bardziej mobilizujący dla robotników o niższych kwalifikacjach, którzy w rezultacie nie kończą pracy na ogół wcześniej jak na godzinę przed końcem zmiany. Praktycznie, produktywnie ich wykorzystanie przez tę godzinę jest bardzo mało realne. Natomiast robotnicy wykwalifikowani, którzy zadanie są w stanie ukończyć na dwie lub trzy godziny przed końcem zmiany, chętnie wykonywują jakąś dodatkową robotę, która podnosi ich zarobki. Praktycznie może być mowa o wykonywaniu dodatkowych zadań dopiero mniej więcej po trzech miesiącach od wprowadzenia nowego „cyklografiku”. Czas ten jest zresztą zależny od różnorodności czynności technologicznych w zadaniach dziennych.

W czasie przeprowadzania eksperymentu sporo kłopotu nastęrczał problem absencji. Sprawa ta występowała tym ostrzej, im bardziej technologicznie różnorodnie były zadania. Wyjście z trudnej sytuacji dała dopiero specjalna brygada awaryjna, składająca się z wykwalifikowanych robotników, która podlegała bezpośrednio kierownikowi warsztatu. Kierownik warsztatu przydzielał kierownikom placówek pracowników awaryjnych na miejsce nieobecnych lub zatrudniał ich przy wykonywaniu dodatkowych zadań. Jasne jest, że praca brygady awaryjnej zależy w znacznym stopniu od właściwego doboru ludzi, którzy naturalnie muszą być lepiej płatni. Sprawa płacy załatwiona była w ten sposób, że na normalne zadanie otrzymywali oni dodatkową kartę pracy, tak zwaną awaryjną. Wielkość dodatku była zależna od ilości dni pracy na jednym zadaniu (na przykład przy jednym dniu dodatek był większy niż przy zastępowaniu przez 14 dni pracownika, który poszedł na urlop). Dodatkowym warunkiem uzyskania tak zwanego „dodatku awaryjnego” było naturalnie zakończenie zadania dziennego nie później niż na godzinę po zakończeniu zmiany.

4. Wnioski

Po omówieniu najważniejszych zagadnień, związanych z „cyklografikiem”, można postawić zasadnicze pytanie: czy „cyklografik” zdał próbę życia?

Zanim zostanie na to pytanie udzielona odpowiedź, należy zestawić krótko wady i zalety „cyklografiku”.

Spośród najważniejszych zalet można wymienić:

1. Stworzenie jednoznacznej i wspólnej płaszczyzny porozumienia dla planowania technologów i produkcji.
2. Umożliwienie konkretnego, szczegółowego i wszechstronnego bieżącego przygotowania roboty.
3. Prawidłowe ustawienie średniego dozoru technicznego.
4. Doprowadzenie planu do podstawowych jego wykonawców, to jest do wszystkich robotników.
5. Umożliwienie szybkiego opanowania roboty (procesu technologicznego) przez każdego robotnika, nawet niewykwalifikowanego.
6. Uporządkowanie zagadnień organizacyjnych i technologicznych od razu od początku nowo uruchomionej produkcji.

Do wad „cyklografiku” można zaliczyć:

1. Do opracowania „cyklografików” potrzebna jest dodatkowa pracochłonność obciążająca uruchomienie produkcji.
2. Trudność dopasowania rytmu do potrzeb planu.
3. Konieczność bieżących zmian „cyklografiku”, wynikających ze wzrostu wydajności pracy.
4. Konieczność czynienia pewnych odstępstw od ogólnych norm zatrudnienia.

Po przeanalizowaniu tego krótkiego zestawienia zalet i wad „cyklografiku” oraz biorąc pod uwagę efekty praktyczne, osiągnięte na wydziale w czasie trwania eksperymentu, można śmiało powiedzieć, że „cyklografik” zdał próbę życia. Aby jednak zalety „cyklografiku” były wykorzystane, uporządkowanie organizacji musi iść od początku toku produkcji. „Cyklografiki” musiałyby być opracowane najpierw dla wydziałów części, co stworzyłoby z kolei podstawy do unormowania pracy (opracowanie „cyklografików”) na wydziałach obróbki cieplnej i pokryciowej oraz w przykrawalni i magazynach. Rytmiczne zabezpieczenie w części wydziałów montażowych ułatwiłoby znacznie wprowadzenie tam „cyklografików”. Takie uporządkowa-

nie produkcji w całym zakładzie ułatwiłoby również pracę zaopatrzenia i kooperacji, co z kolei umożliwiłoby osiągnięcie przez zakład wysokich wskaźników ekonomicznych oraz zapewniłoby rytmiczne wykonywanie planów.

5. Uwagi końcowe

Kluczowe zakłady przemysłu lotniczego pracują już na „normach technicznie uzasadnionych”. Za wcześniej jeszcze na jakąś bezstronną ich ocenę. Pewne jednak wątpliwości nasuwają się, jeżeli weźmie się pod uwagę z jednej strony pracochłonność przygotowania „norm technicznie uzasadnionych”, a z drugiej strony — specyfikę produkcji lotniczej, to znaczy stosunkowo małe serie i duże ilości zmian. W rezultacie, na podstawie wskaźników uzyskanych w jednym z zakładów, okazuje się, że przygotowanie „norm technicznie uzasadnionych” na najbliższą zaplanowaną serię produkowanego już wcześniej płatowca będzie zbyt pracochłonne, aby mówić o jakimś technicznym uzasadnieniu. Mianowicie, przewidywany wskaźnik pracochłonności tylko w biurze technologicznym do pracochłonności całej serii na warsztacie wyniesie 0,76. To znaczy, że na 1000 godzin pracy na warsztacie (robocizna bezpośrednio produkcyjna) potrzeba 760 godzin pracy w biurze technologicznym (nie licząc innych służb przygotowania produkcji). Wydaje się, że ten wskaźnik mówi sam za siebie i powinien być sygnałem ostrzegawczym. Jasne jest, że wskaźnik ten będzie zależny od wielkości serii i ich ilości, bo jeśli produkowanych jest kilka kolejnych serii tego samego wyrobu, to może się to odbywać na tym samym opracowaniu, tym niemniej trzeba pamiętać, że każda seria ma jakieś mniejsze lub większe zmiany konstrukcyjne, które wymagają dodatkowych opracowań.

Zasadniczym celem wprowadzenia „norm technicznie uzasadnionych” było podniesienie wydajności pracy oraz uporządkowanie pewnych zagadnień technicznych (organizacyjno-technicznych). Trudno jest mówić o jakimś ostatecznym czy zupełnym załatwieniu tych trudnych zresztą zagadnień. Każde posunięcie organizacyjne zawsze będzie tylko pewnym etapem, osiągnięciem tylko jakiegoś punktu na krzywej, dążącej do nieosiągalnej asymptoty. Ponieważ w przemyśle lotniczym ze względu na jego specyfikę, najostrej występują ujemne strony metody „norm technicznie uzasadnionych”, należałoby właśnie w tym przemyśle opracować jakąś nową metodę organizacyjno-techniczną. Metoda ta powinna być lepiej dopasowana do specyfiki produkcji lotniczej i być następnym etapem podniesienia wydajności pracy. Wydaje się, że bazą do opracowania tej nowej metody mogą być doświadczenia, zdobyte w czasie przeprowadzenia eksperymentu z „cyklografikiem”.

Na zakończenie warto jeszcze wspomnieć, że wskaźnik porównania pracochłonności przy przygotowaniu „cyklografiku”, obliczany dla warunków takich samych jak w podanym wyżej przykładzie dla „norm technicznie uzasadnionych”, wynosi 0,06, to znaczy, że na 1000 godzin pracy na warsztacie potrzeba 60 godzin pracy w biurze technologicznym. Wskaźnik ten mógłby być znacznie obniżony, gdyby „cyklografik” był opracowywany jednocześnie z opracowaniem technologii na produkt seryjny.

Wiadomo zresztą powszechnie, że każdy następny etap podniesienia wydajności wymaga wcześniejszej, dodatkowej pracy przygotowawczej. Idzie jedynie o to, żeby nakłady na przygotowanie wzrastały mniej niż uzyskiwany wzrost wydajności pracy.

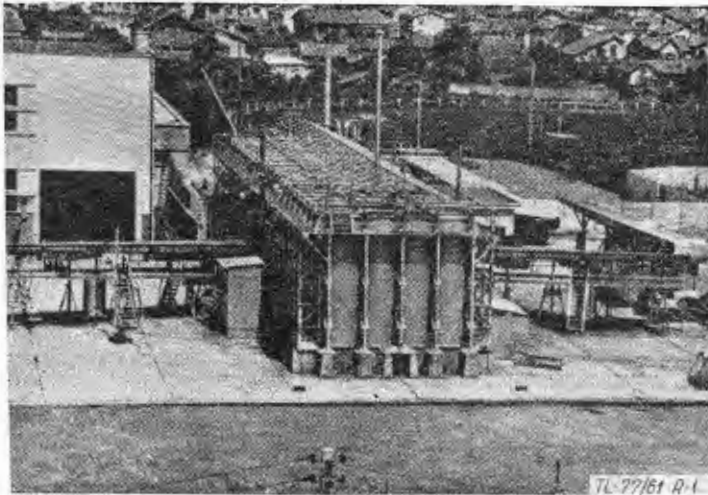
Próby zmęczeniowe samolotu SE-210 „Caravelle”

Artykuł zawiera krótkie omówienie Opracowania i przebiegu prób zmęczeniowych samolotu SE-210 „Caravelle”. Dane zebrano z publikacji wyszczególnionych na końcu artykułu. W publikacjach tych można znaleźć znacznie szersze i bardziej szczegółowe dane o analizie obciążeń przyjętych do prób, budowie stoisk, realizacji i przebiegu prób, ich organizacji i wynikach.

Wstęp

Wytrzymałość współczesnych samolotów transportowych analizowana jest z punktu widzenia jego trwałości, a więc

wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji. Będzie to zupełnie oczywiste, jeżeli doda się, że od nowoczesnego samolotu transportowego wymaga się bezpiecznego użytkowania w czasie około 30 000 godzin lotu w ciągu dziesięciu lat.



Rys. 1. Widok ogólny stoiska próby zmęczeniowej „Caravelle”

Oznacza to około dziesięciu godzin pracy w powietrzu w ciągu jednej doby. Przy takim nasileniu lotów nie pozostaje zbyt wiele czasu na precyzyjne przeglądy konstrukcji nośnej płatowca, gdyż powodują one przetrzymywanie samolotu na ziemi i, co za tym idzie, wzrost kosztów użytkowania samolotu. Stąd też wynika troskliwa uwaga, przywiązywana przez poszczególne wytwórnie do zagadnień wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji płatowca podczas opracowywania i wykonywania nowego samolotu, począwszy od doboru materiałów i rozwiązań konstrukcyjnych, a na próbach zmęczeniowych całej konstrukcji nośnej skończywszy.

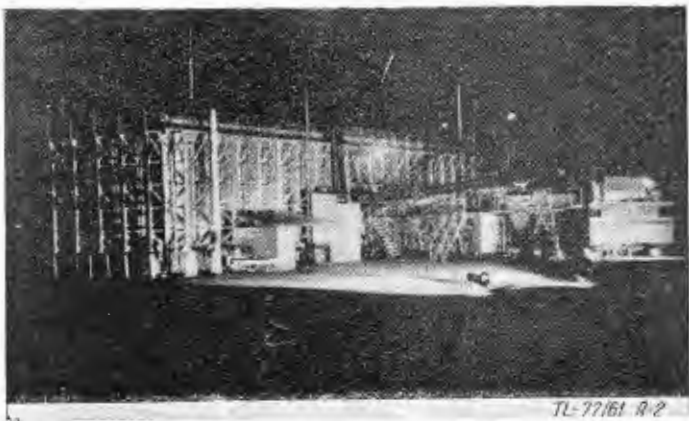
Opracowany przez francuską wytwórnię Sud-Aviation samolot SE-210 „Caravelle” jest niewątpliwie jednym z najlepiej opracowanych i przebadanych pod tym względem samolotem na świecie.

Do próby zmęczeniowej płatowca „Caravelle” w skali 1:1 przystąpiono w grudniu 1958 r. po zakończonych w październiku tegoż roku próbach wytrzymałościowych statycznych. Próby trwały półtora roku. Poprzedzone jednak były długotrwałymi przygotowaniem technicznymi. Trudności formalne zostały rozwiązane w październiku 1955 r. decyzją władz francuskich o konieczności przeprowadzenia próby zmęczeniowej. Podczas tych osiemnastu miesięcy prób samolot wykonał 100 000 „lotów” na stoisku, nie osiągając w żadnym punkcie konstrukcji granicy wytrzymałości zmęczeniowej co, w porównaniu z 10 000—20 000 lotów, które samolot może wykonać w ciągu dziesięciu lat użytkowania, wystawia konstrukcji bardzo dobre świadectwo. Dotychczasowa praktyka w pełni to potwierdza.

Program obciążeń

W celu opracowania programu obciążeń do próby zmęczeniowej ustalono, że całkowity czas pracy samolotu w powietrzu, wynoszący 30 000 godzin, składać się ma z 10 000 lotów po trzy godziny, co odpowiada przebyciu w jednym locie około 2000 kilometrów. Typowy lot pokazano na rys. 3.

Dane statystyczne dotyczące podmuchów napotykanym

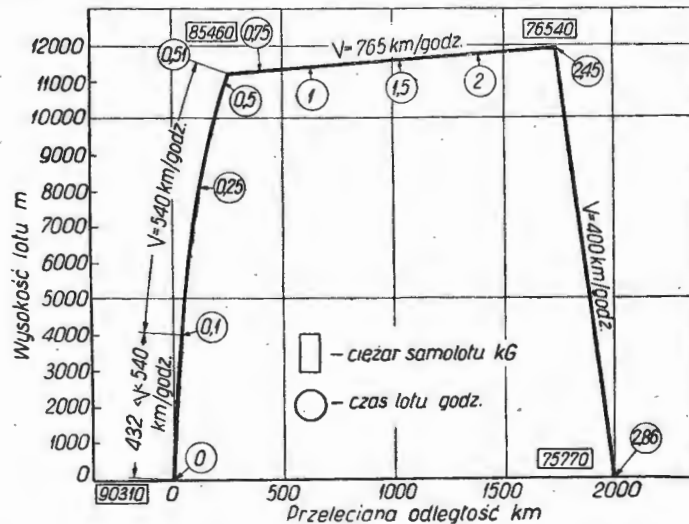


Rys. 2. Próby zmęczeniowe „Caravelle” — widok w nocy

przez samolot w locie, zaczerpnięto z wyników, otrzymanych z pomiarów na samolocie DH-106 „Comet 1”, uznając je za najbardziej miarodajne. Dla porównania podano krzywą występowania podmuchów, opracowaną na podstawie danych, zawartych w NACA TR 1272, oraz krzywą, będącą wynikiem pomiarów, przeprowadzonych na prototypie nr 1 samolotu „Caravelle” we wrześniu 1956 r. podczas lotów na różnych europejskich i północno-afrykańskich trasach w łącznym czasie 260 godzin.

Dane statystyczne, dotyczące obciążeń sterowanych, zaczerpnięto z NACA TN 3086, 3365 i 3475, przyjmując do prób wielkość średnią z zawartych w powyższych źródłach.

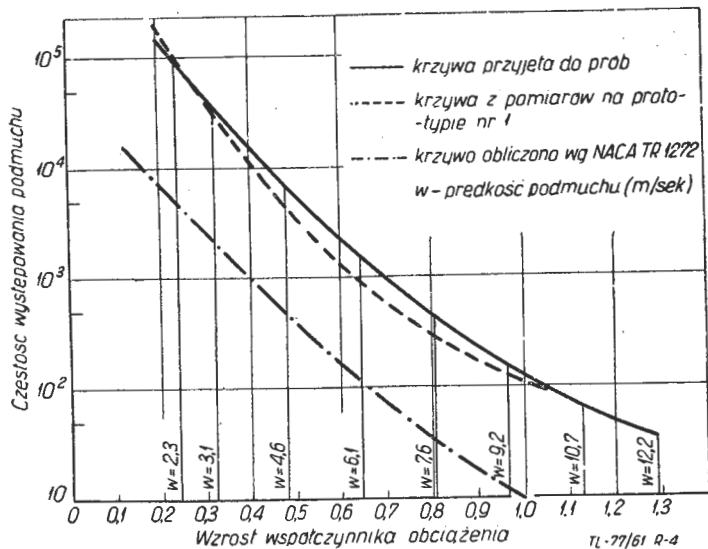
Opierając się na tych danych, jak również na charakterystyce zmęczeniowej materiałów, zawartej w NACA TN 2389, obliczono w oparciu o teorię kumulacji uszkodzeń zmęczeniowych, że stopień uszkodzenia zmęczeniowego konstrukcji w jednym, typowym locie, można wyrazić za pomocą uszkodzenia, powstałego w wyniku działania na konstrukcję dwudziestu podmuchów o prędkości pionowej $w = 3,1$ m/sek (10 stóp/sek). W celu zwiększenia prawdziwości zastosowanego obciążenia zdecydowano uwzględnić w programie próby możliwość napotkania w każdym locie jednego, silniejszego podmuchu. Przekształcony w ten sposób program obciążeń zawierał ostatecznie w fazie „lot” szesnastcie podmuchów o prędkości $w \approx 3,1$ m/sek (10 stóp/sek) zarówno dodatnich jak i ujemnych, nałożonych



Rys. 3. Wykres typowego lotu, przyjęty do prób zmęczeniowych; 1) przeleczona odległość — km, 2) wysokość lotu — m, 3) ciężar samolotu — kg, 4) czas lotu — godz.

na obciążenia powstałe w locie przy $m = 1$, co odpowiadało zmianie współczynnika obciążenia od $m = 0,672$ do $m = 1,322$, oraz jeden dodatni podmuch o prędkości $w \approx 4,6$ m/sek (15 stóp/sek), odpowiadający współczynnikowi $m = 1,483$. Obciążenia w fazie „lot” uzupełniało nadciśnienie wewnątrz kadłuba, wzrastające od czwartego do dziesiątego podmuchu do wartości $\Delta p_{max} = 0,58$ kg/cm² i działające do czternastego podmuchu. Faza obciążenia „na ziemi” obejmowała start, podczas którego maksymalny ciężar startowy samolotu równoważony był reakcjami na podwoziu, a ciąg silników według parametrów startowych — reakcją styczną na podwoziu głównym, odpowiadającą hamowaniu. Moment siły ciągu względem ziemi powodował odpowiednie zmiany reakcji normalnych na podwoziu.

Postanowiono również włączyć do programu obciążeń próby zmęczeniowej pojedyncze, dość wysokie obciążenia statyczne, które odpowiadałyby możliwości napotkania takiego obciążenia w locie oraz umożliwiłyby sprawdzenie pozostałej wytrzymałości statycznej po ewentualnym wystąpieniu pęknięcia, które nie zostało wykryte i wyremontowane. Te pojedyncze obciążenia statyczne, odpowiadające obciążeniu od podmuchu o prędkości $w \approx 10$ m/sek (33 stopy/sek) i powodujące wzrost współczynnika obciążenia do $m = 2,56$, przyjęto w oparciu o zalecenia C.A.R. część 4b. Realizowano je co 500 cykli od 5000 do 15 000 i co 1000 cykli od 15 000 cykli do końca próby. Przed przyłożeniem, wspomnianych wyżej, pojedynczych obciążeń statycznych poddawano kadłub próbie na 1,5 razy większą różnicę ciśnień, a więc $\Delta p = 0,87$ kg/cm². Decyzja o rozpoczęciu realizacji pojedynczych obciążeń statycznych do-



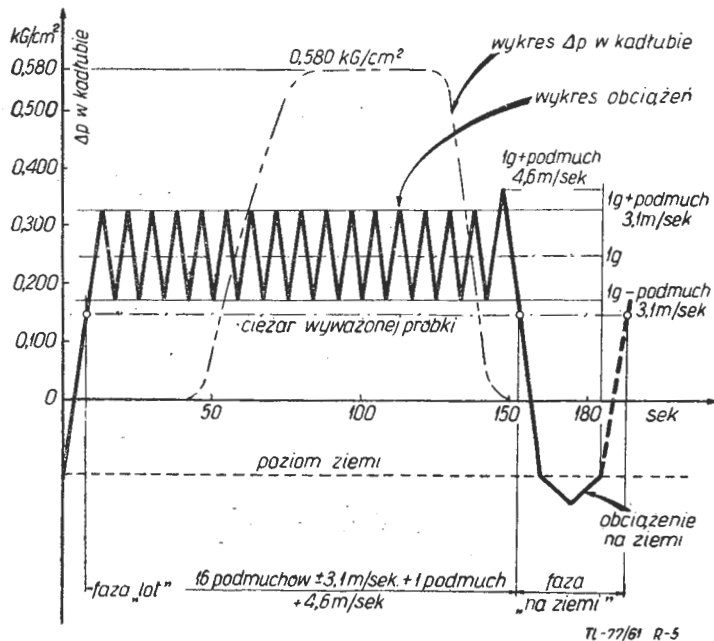
Rys. 4. Krzywe częstości występowania podmuchów; 1) częstość występowania podmuchu, 2) wzrost współczynnika obciążenia, 3) krzywa przyjęta do prób, 4) krzywa z pomiarów na prototypie nr 1, 5) krzywa obliczona według NACA TR 1272, 6) w — prędkość podmuchu (m/sek)

piero po 5000 cyklach powodowana była chęcią uniknięcia zjawiska umocnienia, powstającego w wyniku znacznych, jednorazowych obciążeń.

Po zrealizowaniu 20 000 cykli obciążenia postanowiono zreformować i uprościć program obciążeń. Pozwalały na to dotychczasowe wyniki prób, a wymagało ich przyspieszenie. Opracowany nowy, równoważny z poprzednimi, program obciążeń zawierał w fazie „lot” tylko jeden podmuch o prędkości $w \approx 6,1$ m/sek (20 stóp/sek). Wartość nadciśnienia w kadłubie pozostała niezmienną, a jedynie obciążenia zsynchronizowano tak, że przy maksymalnym nadciśnieniu w kadłubie następowało obciążenie od podmuchu o prędkości $w = 3,1$ m/sek przy współczynniku obciążenia przed podmuchaem $m_0 = 1$. Fazę obciążenia „na ziemi” i pojedyncze obciążenia statyczne realizowano w dalszym ciągu bez zmian.

Budowa próbki i realizacja obciążeń

Próbka zmęczeniowa płatowca składała się z normalnych jego części, jeśli idzie o kadłub, keson pracujący skrzydła, zawieszenie silników, podwozia i usterzeń. Poszczególne ze-

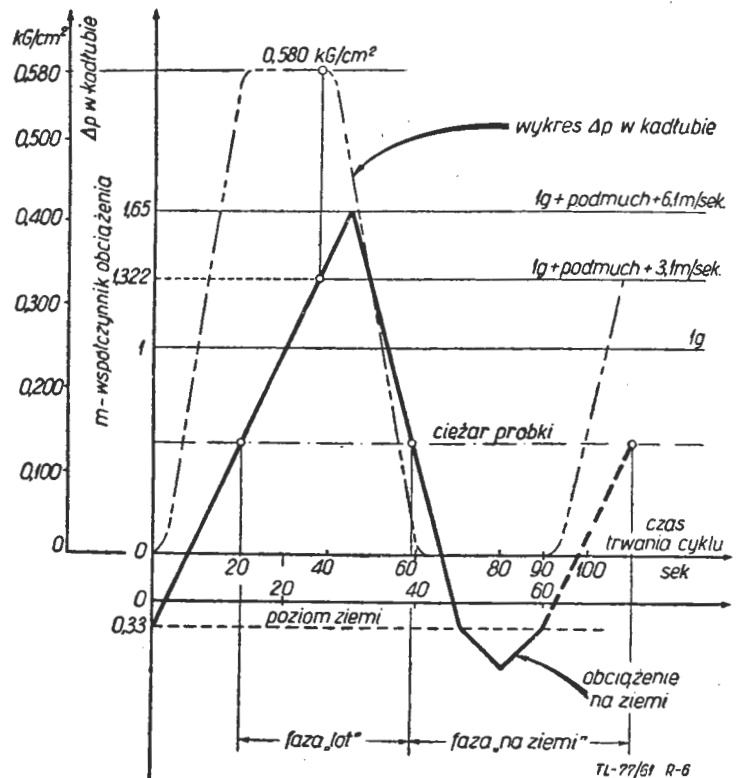


Rys. 5. Cykl obciążeń podczas próby zmęczeniowej, odpowiadający jednemu lotowi typowemu; 1) Δp w kadłubie, 2) wykres Δp w kadłubie, 3) wykres obciążeń, 4) $lg + podmucha$ 3,1 m/sek, 5) $lg + podmucha$ 3,1 m/sek, 6) $lg + podmucha$ 4,6 m/sek, 7) poziom ziemi, 8) obciążenie na ziemi, 9) faza „lot”, 10) 16 podmuchów $\pm 3,1$ m/sek, 11) 1 podmucha $\pm 4,6$ m/sek, 12) ciężar wyważonej próbki

spoly zostały wyposażone w instalacje: przeciwołobdzeniową, klimatyzacyjną i paliwową (kadłub). W próbce zamontowano elementy zastępujące podwozie główne i przednie, silniki oraz usterzenie poziome. Próbką zapewniała przeniesienie symetrycznego obciążenia, przykładanego do konstrukcji.

Wielkość i rozkład obciążeń zewnętrznych, przykładanych do poszczególnych elementów próbki realizowano dźwignikami hydraulicznymi o zakresie siły do 15 000 kG każdy.

W fazie „lot” reakcje na obciążenia zewnętrzne stanowiły siły układu dźwigni zakotwionego do ziemi oraz siły bezwładności próbki obciążonej balastem i siły hydrostatyczne, wynikające z zanurzenia kadłuba w zbiorniku wodnym. W fazie „na ziemi”, jak omówiono już poprzednio, ciężar startowy samolotu i ciąg silników równoważyły reakcje na elementach, zastępujących podwozie. W celu zmniejszenia ilości energii, potrzebnej do obciążenia ciśnieniowego kadłuba i przyspieszenia procesu obciążenia, jak również ze względu na bezpieczeństwo w wypadku wybuchu, kadłub był w czasie prób zanurzony w zbiorniku



Rys. 6. Nowy cykl obciążeń, realizowany po 20 000 cyklach według rys. 5; 1) Δp w kadłubie, 2) m — współczynnik obciążenia, 3) wykres Δp w kadłubie, 4) $lg + podmucha$ 6,1 m/sek, 5) $lg + podmucha$ 3,1 m/sek, 6) ciężar próbki, 7) czas trwania cyklu, 8) poziom ziemi, 9) faza „lot”, 10) faza „na ziemi”, 11) obciążenie na ziemi

o pojemności 1000 m³, napełnianym wodą przez zespół pomp.

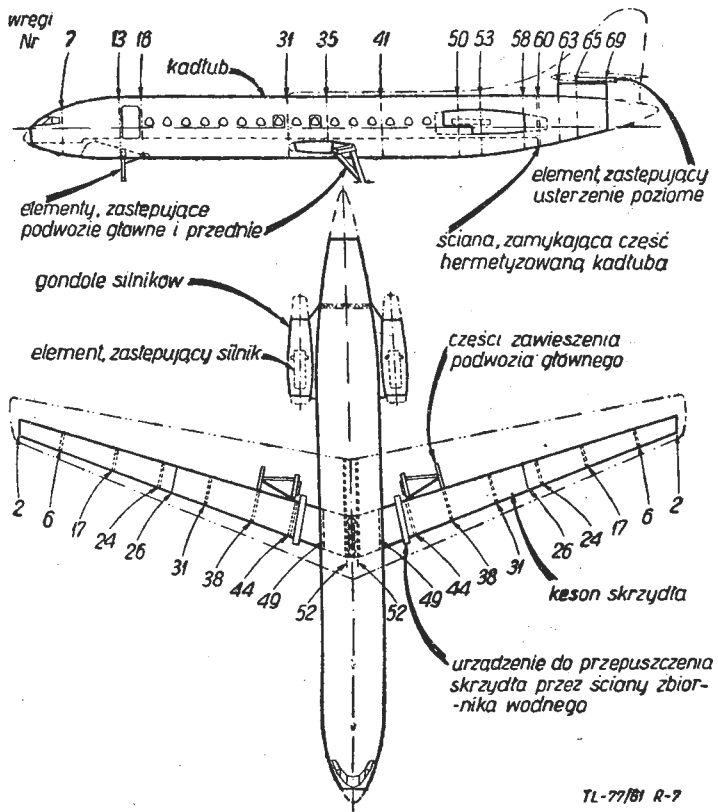
Wszystkie urządzenia obciążające i pomiarowe wraz z odpowiednimi instalacjami pracowały przez cały czas automatycznie i nie uległy żadnej awarii. Stoisko całe było tak pomyślane, że z łatwością można je było przystosować do nowego programu obciążeń.

Przebieg prób i ich wyniki

Czas trwania jednego cyklu, obrazującego typowy, trzygodzinny lot, wynosił początkowo trzy minuty. Umożliwiało to wykonywanie codziennych przeglądów po zrealizowaniu każdego 250 cykli — „lotów” co dwanaście i pół godziny podczas czterech kolejnych nocy, w bardzo regularnych odstępach czasu, stosując tę samą metodę postępowania co w liniach lotniczych.

Przeglądy odbywały się według następującego schematu: co tydzień:

- trzy przeglądy 750-godzinne, odpowiadające przeglądowi kwartalnym, wykonywane w ciągu jednego dnia,
- jeden przegląd 3000-godzinny, odpowiadający przeglądowi rocznemu, wykonywany w ciągu ostatnich trzech dni tygodnia,



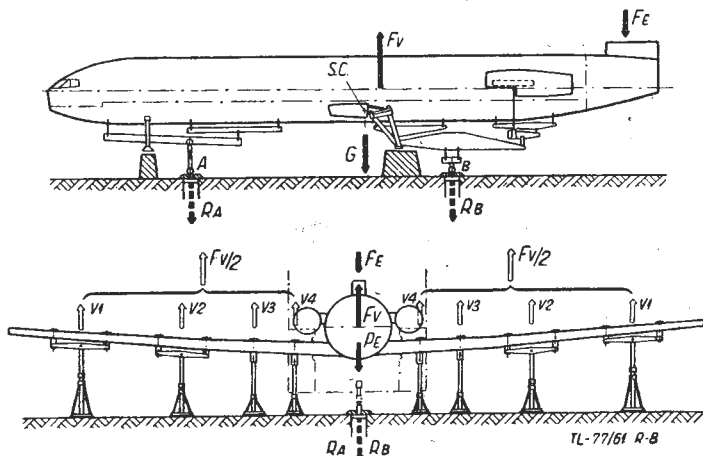
Rys. 7. Próbką zmęczeniowa płatowca „Caravelle”; 1) wręgi, 2) kadłub, 3) elementy zastępujące podwozie główne i przednie, 4) ściana, zamykająca część hermetyczną kadłuba, 5) element, zastępujący usterzenie poziome, 6) gondole silników, 7) element, zastępujący silnik, 8) części zawieszenia podwozia głównego, 9) keson skrzydła, 10) urządzenie do przepuszczenia skrzydła przez ściany zbiornika wodnego

co miesiąc:

— jeden bardziej szczegółowy przegląd, połączony z demontażem niektórych elementów, odpowiadający przeglądowi 15 000-godzinnemu; próby przerywano na piętnaście dni.

W czasie przeglądu wymagano wykrycia wszystkich, wykrywalnych pęknięć i uszkodzeń, które powstawały w czasie prób. Remonty wykrywanych uszkodzeń wykonywano zazwyczaj po kilku przeglądach. Miało to na celu zaobserwowanie rozwoju pęknięć lub uszkodzeń i ich wpływu na wytrzymałość całej konstrukcji, co, biorąc pod uwagę możliwość niewykrycia jakiegos uszkodzenia podczas użytkowania samolotu, rzucało pewne światło na bezpieczeństwo konstrukcji uszkodzonej. Dodatkowym, bardziej dokładnym i surowym sprawdzianem bezpieczeństwa konstrukcji uszkodzonej było wspomniane już poprzednio realizowanie co 500 cykli pojedynczego obciążenia statycznego.

Pierwsze 20 000 cykli-„lotów”, które obejmują normalne użytkowanie samolotu nawet na krótkich trasach, zajęło pół roku czasu. Wówczas, biorąc pod uwagę dotychczasowe

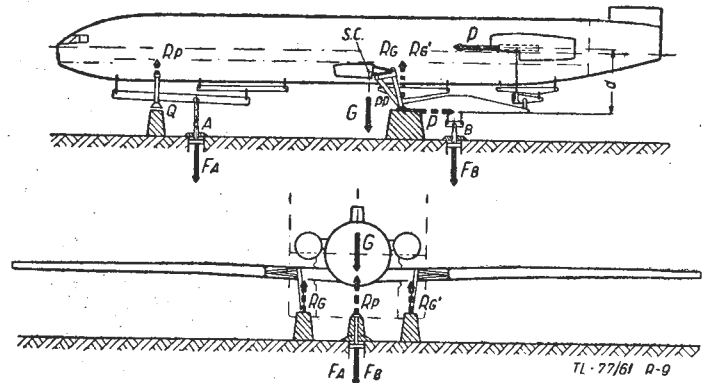


Rys. 8. Równowaga próbki w fazie „lot”; G — ciężar próbki, F, P — siły realizowane przez dźwigniki hydrauliczne, R — reakcje podpór

wyniki prób, postanowiono przyspieszyć dalszy ich przebieg drogą zmiany programu obciążenia poprzez skrócenie fazy „lot”. Zmianę tę usprawiedliwiał fakt większej zależności zmęczenia poszczególnych zespołów lub części samolotu od ilości wykonywanych lotów niż od ich długo-trwałości, jak również to, że uszkodzenie zmęczeniowe kumulowane przez konstrukcję podczas lotu reprezentowane może być w sposób równoważny przez szereg różnych obciążeń, różniących się między sobą ilością zmian i wartością. Opracowany nowy program obciążeń skrócił czas trwania jednego cyklu początkowo do półtorej, a następnie do jednej minuty. Dwukrotnie zmniejszono w stosunku do ilości wykonanych „lotów” częstotliwość wykonywania przeglądów, zachowując ich poprzednią regularność. Znacząco, że odbywały się one co 750, 3000 i 15 000 godzin, z czasem trwania jednego lotu półtorej godziny zamiast trzech. Pojedyncze obciążenia statyczne realizowano w tym okresie prób co 1000 cykli, co było w pewnym sensie złagodzeniem warunków obciążeń.

Po wprowadzeniu wymienionych zmian, a przy zachowaniu dotychczasowej organizacji prób, wykonywano co noc w ciągu dwunastu i pół godziny początkowo 550 „lotów” potem zaś aż 750. Do 44 000 cykli wykonywano 2000 „lotów” tygodniowo, a następnie 3000 „lotów” tygodniowo, aż do łącznej ilości 100 000 „lotów”, którą to ilość osiągnięto na początku lipca 1960 r. Próby zakończono kolejnym, szczegółowym przeglądem.

Przeglądy prowadzone podczas prób realizowano z zachowaniem warunków zbliżonych do warunków normalnego użytkowania. Wykazały one niewielką ilość i raczej drobnych uszkodzeń, rejestrowanych każdorazowo na specjalnych kartach uszkodzeń. Do 90 000 cykli sporządzono siedemdziesiąt sześć takich kart, ale do specjalnej instrukcji, wydanej przez wytwórnię, zakwalifikowano jedynie dwadzieścia spośród zauważonych uszkodzeń. Spośród tych dwudziestu uszkodzeń nadmierny rozwój tylko ośmiu spowodował lokalne wzmocnienia konstrukcji albo jeszcze w wytwórni albo już w użytkowaniu, po wylądowaniu odpowiedniej ilości godzin. Jednym ze znaczniejszych, zaobserwowanych uszkodzeń było pęknięcie naroży w luku zawieszenia przedniego podwozia, co ujawniło się po 31 000 cykli.



Rys. 9. Równowaga próbki w fazie „na ziemi”

Wzmocnienie wprowadzone w tych miejscach po 33 000 cykli zapobiegało dalszemu powstawaniu pęknięć.

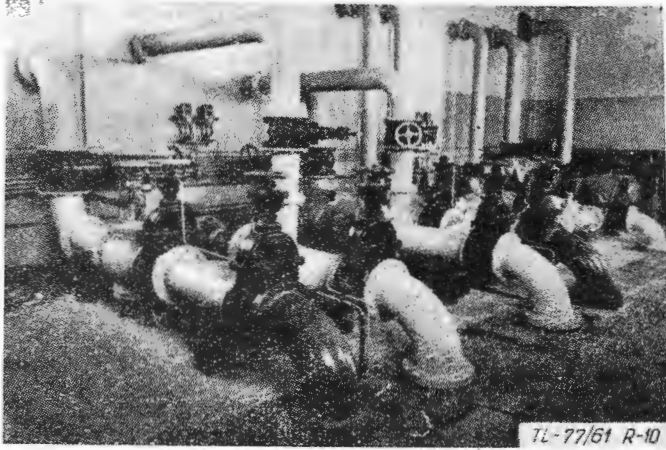
Dla użytkownikowi wydano trzy biuletyny, zawierające dane z prób. Pierwszy biuletyn zawierał dane z prób odpowiadające lotom od 1—10 000. Drugi i trzeci odpowiednio od 10 000 do 44 000 i od 44 000 do 100 000 lotów.

Inne próby zmęczeniowe

Osobne próby zmęczeniowe przeprowadzono z zespołami, które nie były zamontowane w badanym samolocie, a podlegają w czasie użytkowania obciążeniom zmiennym. Próby te przeprowadzono na podstawie osobno opracowanych programów i przy użyciu innego wyposażenia.

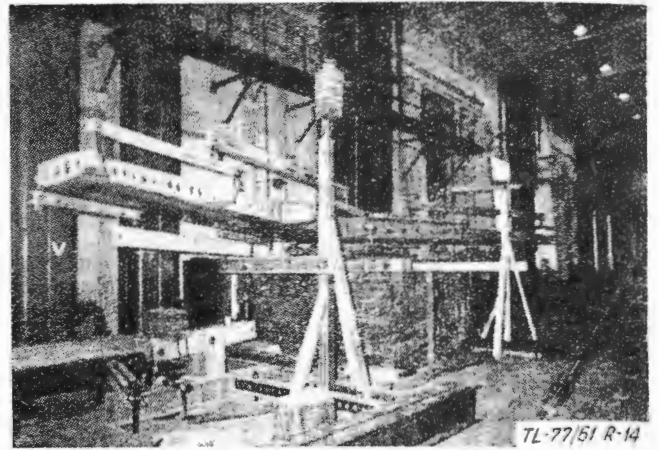
Głównymi zespołami, poddanymi oddzielnym próbom zmęczeniowym były: statecznik poziomy, hamulce aerodynamiczne i ich mechanizm, połączenie statecznika poziomego, zawieszenie wyważenia masowego na elementach sterujących, rury skrętne napędu klap, detale z podwozia i serwomechanizmy hydrauliczne. We wszystkich przypadkach wyniki prób były całkowicie zadowalające.

Przeprowadzono również próbę poświadczoną analizie rozprzeżnienia się pęknięcia zmęczeniowego w konstrukcji. Do tego celu użyto fragmentu konstrukcji kadłuba o naj-



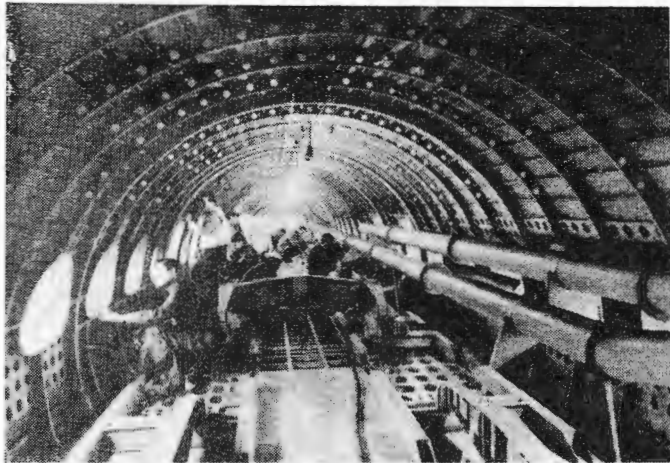
TL-77/61 R-10

Rys. 10. Zespół pomp wodnych, używany podczas próby. Łączny wydatek 360 m³/h



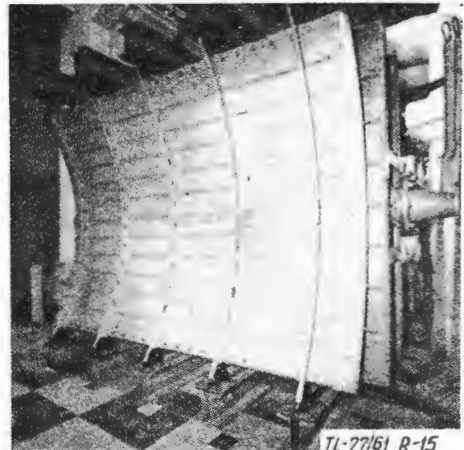
TL-77/61 R-14

Rys. 14. Próba zmęczeniowa statecznika poziomego



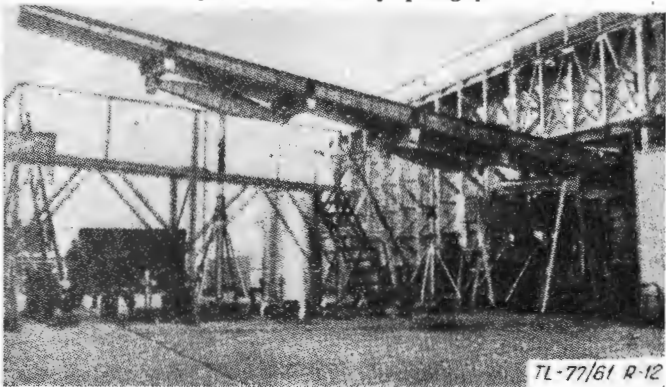
TL-77/61 R-11

Rys. 11. Codzienny przegląd



TL-77/61 R-15

Rys. 15. Próba rozprzestrzeniania się pęknięcia zmęczeniowego



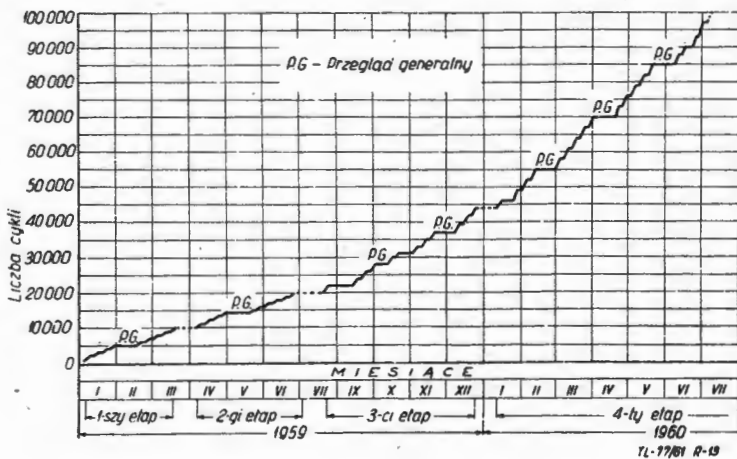
TL-77/61 R-12

Rys. 12. Realizacja pojedynczego obciążenia statycznego

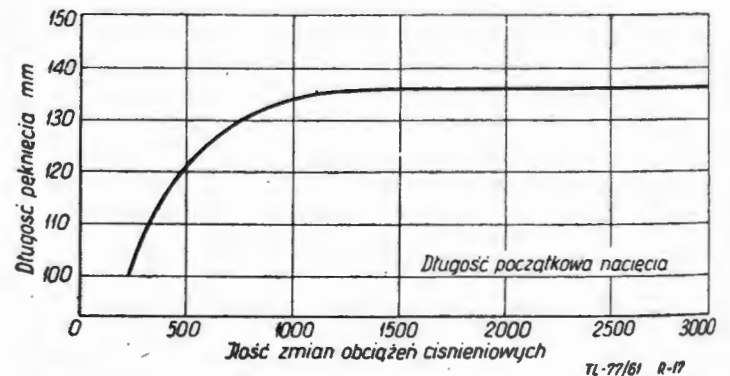


TL-77/61 R-16

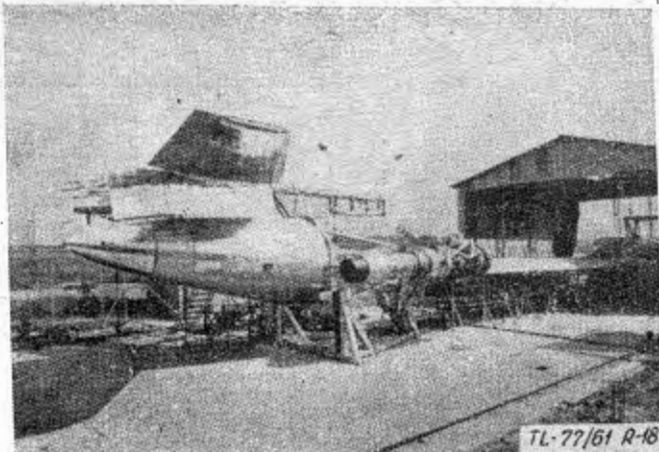
Rys. 16. Sztucznie spowodowane pęknięcie i jego rozprzestrzenienie



Rys. 13. Chronologiczny przebieg próby zmęczeniowej płatowca „Caravelle”; 1) PG — przegląd generalny, 2) ilość cykli, 3) pierwszy, drugi, trzeci i czwarty etap



Rys. 17. Wykres rozprzestrzeniania się pęknięcia; 1) długość pęknięcia — mm, 2) ilość zmian obciążeń ciśnieniowych, 3) długość początkowa nacięcia



Rys. 18. Próbkę tylnej części płatowca na zmęczenie spowodowane oddziaływaniem wylotu spalin i hałasem silnika

cieńszym pokryciu ze sztucznie naciętym równolegle do podłużnic pęknięciem o długości 100 mm. Próbkę poddano obciążeniu, odpowiadającemu zmianie różnicy ciśnień mię-

dzy kadłubem a otoczeniem. Po początkowym rozwoju pęknięcia do 135 mm dalszy wzrost jego został zahamowany. Próbę przerwano po 3000 zmian obciążeń.

Próbnom zmęczeniowym, wynikającym z rezonansu dynamicznego konstrukcji, spowodowanego wypływem spalin i hałasem silnika odrzutowego, poddano tylną część płatowca. Próbkę składała się z tylnej, niehermetyzowanej części kadłuba, usterzenia poziomego i dolnej części usterzenia pionowego. Próby te pozwoliły na zlokalizowanie i zaobserwowanie rozwoju pęknięć, co umożliwiło opracowanie odpowiedniej instrukcji przeglądów oraz wprowadzenie zmian mających na celu dobro przyszłego użytkownika samolotu.

LITERATURA

1. R. Larré — Installation Developed for Full-Scale Fatigue Testing of the SE-210 „Caravelle” Aircraft. (Full-Scale Fatigue Testing of Aircraft Structures, Pergamon Press 1961, str. 254)
2. P. Satre — Aspects multiples de l'élaboration technique d'un avion moderne la Caravelle. (Technique et Science Aéronautiques nr 6/1959, Novembre-December)
3. P. Vallat — „Caravelle” Complete Structure Fatigue Tests Development and Analysis. (Full-Scale Fatigue Testing of Aircraft Structures, Pergamon Press, 1961 str. 278)
4. Fatigue Tests of the Caravelle. 100 000 Flights in the Water Tank — prospect Sud Aviation

629.13:061.6(06)

Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa

We wrześniu 1961 r., z okazji XV-lecia Instytutu Lotniczego, zorganizowano w Warszawie Wystawę ilustrującą dorobek poszczególnych zakładów Instytutu. Poniżej podajemy krótkie sprawozdanie, omawiające stoiska Zakładów: Aerodynamiki, Wytrzymałości i Technologii.

Stoisko Zakładu Aerodynamiki

Organizatorzy Stoiska Zakładu Aerodynamiki wzięli sobie za cel pokazanie dorobku Zakładu, podkreślając jednocześnie możliwości istniejących laboratoriów i urzędów zakładowych. Cel starano się osiągnąć przez odpowiedni dobór eksponatów, fotografii oraz planszę, obrazującą pracochłonność poszczególnych tematów, opracowywanych przez Zakład Aerodynamiki.

Zwiedzający Wystawę mogli przekonać się, że w przekroju piętnastu lat pracy najwięcej czasu Zakład poświęcił na pracę usługową, zleconą przez przemysł lotniczy i biura konstrukcyjne lotnicze — głównie Ośrodek Konstrukcji Lotniczych przy WSK Okęcie.

Biura konstrukcyjne zlecają Zakładowi Aerodynamicznemu podstawowe badania modelowe nowych konstrukcji lotniczych. Przykładem tego rodzaju prac były badania modeli: MD12-2s — jest to jedna z pierwszych wersji (dwusilnikowa) samolotu pasażerskiego, wprowadzonego obecnie do próbnej eksploatacji na liniach komunikacyjnych PLL LOT, następnie MD12-4s, model ostatecznej wersji samolotu, znanego pod nazwą MD-12.

Innymi przykładami wspomnianego rodzaju pracy były badania modelu małego samolotu dwuosobowego PZL-102 KOS, lub modelu czterosobowego samolotu PZL-104 WILGA; jest to samolot, mogący spełniać rolę dyspozycyjnego, rolniczego, sanitarnego, holującego szybowce, czy tak zwanej „taksówki powietrznej”.

Podobne prace przeprowadzone były nad modelami szybowców, szczególnie nad dawnymi typami, jak Salamandra czy SZD 13-X Wampir (szybowiec doświadczalny). Obecne wersje szybowców wymagają — ze względu na laminarny charakter sylwetki — tunelu o niskiej turbulencji. Takiego tunelu Zakład Aerodynamiki jeszcze nie posiada.

Rozwijający się przemysł szybowcowy stwarza potrzebę budowy takiego tunelu. Już dziś Zakład Aerodynamiki rozpracowuje projekt wstępny tunelu niskiej turbulencji, w którym będzie można przeprowadzać z powodzeniem badania nad nowymi typami szybowców.

Niekiedy zlecenia ograniczają się do badań geometrii niektórych części, na przykład: badanie modelu kadłuba MD-12 czy modeli kadłubów śmigłowców (Żuka i Gila). Inne rodzaje prac wykonywanych na zlecenia przemysłu,

to badania zjawisk ściśle związanych z rozwojem współczesnego lotnictwa, jak na przykład: wpływ nadmuchu na skuteczność działania kłapy, czy możliwość zastąpienia efektu łotki przez efekt sterowanej płaszczyzny brzegowej płata, pozwalającej jednocześnie na uzyskanie opływu zbliżonego do opływu płata o nieskończonej rozpiętości. W dalszej kolejności idą prace wykonywane na zlecenia Instytutu Lotnictwa. W zakresie małych prędkości tych prac było bardzo niewiele, a na Wystawie reprezentowane były jedynie przez badania płatów typu „delta”.

W tym przypadku większymi wynikami może się poszczycić pracujący w tej chwili tunel naddźwiękowy, tzw. „gwizdawka”. Przebadano w tym tunelu powstawanie fal uderzeniowych na modelu samolotu naddźwiękowego (pokazanego na Wystawie), przy użyciu aparatury Schliera oraz rozkłady ciśnień na płacie typu „delta” (tym razem w zakresie dużych prędkości).

Niestety, ten tunel dźwiękowy, ze względu na zbyt małe wymiary przestrzeni pomiarowej, nie nadaje się do prowadzenia prac użytkowych na zlecenia przemysłu. Służy on jedynie do badania różnych dysz czy fal uderzeniowych na różnych kształtach aerodynamicznych.

Poza wymienionymi przykładami i rodzajami prac, część czasu poświęca się na poprawienie i uzupełnienie bazy technicznej laboratoriów. Dla przykładu należy wspomnieć o budującym się obecnie (większym od „gwizdawki”) tunelu naddźwiękowym i oprzyrządowaniu tego tunelu. Charakterystykę tego tunelu pokazuje plansza fotograficzna. Będzie to tunel wydmuchowy, nadcisnieniowy z częściową recyrkulacją. Przekrój pomiarowy 0,6 × 0,6 m, czas pracy tunelu (jeden cykl) 2—4 minuty, zakres liczb Macha 0,5—3,5. Tunel będzie wyposażony w wagę tensometryczną, czteroskładową (była ona wykonana w Instytucie Lotnictwa i w częściach pokazana na Wystawie).

Tunel służyć może do wszelkich badań w dziedzinie aero- i gazodynamiki przy średnich i dużych prędkościach, prowadzenia studiów i pomiarów na modelach nowych konstrukcji lotniczych, badań na użytek przemysłu energetycznego, na przykład: badanie łopatek sprężarek oraz łopatek i wieńców wirujących, turbin gazowych i parowych oraz badania chłodzenia łopatek. Do ciekawych elementów tej konstrukcji są zaliczane zastosowane kuliste zbiorniki nadcisnieniowe (9 atm) o średnicy 14 m, stanowiące prototypową konstrukcję, po raz pierwszy stosowaną w

naszemu krajowi. Budowa tych zbiorników posiada duże znaczenie dla naszej gospodarki z uwagi na bardzo znaczne oszczędności stali (około 60% w stosunku do dotychczas stosowanych zbiorników cylindrycznych). Zbiorniki ładowane są przez cały zespół sprężarek w czasie 50 do 100 minut. Szczególna uwaga na konstrukcję i budowę tych zbiorników jest zwrócona ze względu na projekt zastosowania podobnych w budowie zakładów petrochemicznych w Płocku.

Na Wystawie pokazano jeszcze inne, mniejsze — nietypowe dla przemysłu, urządzenia, wykonane jednostkowo w Instytucie Lotnictwa, jak na przykład stoisko do badania momentów pochylających i kierunkowych, kula do pomiaru turbulencji czy miernik kąta natarcia. Wspomniane stoisko ma tę zaletę, że znacznie skraca czas pomiarów w stosunku do czasu, jaki jest konieczny do przeprowadzenia pomiaru na wadze aerodynamicznej. Oczywiście, stosuje się je w przypadkach, gdy należy badać tylko momenty pochylające lub odchylające, bez konieczności uzyskania całej biegunowej.

Zakład Aerodynamiki wprowadzicie z charakteru swego powinien służyć lotnictwu, niemniej, jak wykazuje historia — może z powodzeniem współpracować z innymi rodzajami przemysłu. Dla przykładu można podać, że w laboratoriach Zakładu Aerodynamiki wykonano badania, określające wpływ szczeliny na pracę wentylatorów przemysłowych, wpływu wiatru na anteny radarowe, badanie sond urządzeń do opylania, wpływu wiatru na konstrukcje dźwigowe, badania tunelowe rozkładu obciążeń od wiatru nietypowych konstrukcji budowlanych (np. dach portu lotniczego), czy badania chłodzenia silnika skutera „Osa”. Prace nad skuterem „Osa” doprowadziły do dalszej współpracy z Warszawską Fabryką Motocykli.

Następnym zadaniem było opracowanie projektu wstępnego do tunelu klimatyzacyjnego, pozwalającego na skonstruowanie skutera „Osa”, pracującego prawidłowo w warunkach tropikalnych.

Przedstawione na Wystawie fotografie obrazowały wygląd poszczególnych laboratoriów i urządzeń, jak np. przestrzeń pomiarową tunelu T-3 (w czasie badań skutera „Osa”), wygląd wagi aerodynamicznej tunelu T-3 (jest to tunel o średnicy przestrzeni pomiarowej \varnothing 6 m). Inne fotografie obrazują inne rodzaje badań, np. badania obszarów oderwań na płacie. Badanie to polega na fotografowaniu ułożenia nitki jedwabnych, którymi jest oklejony płatek. Fotografie uzyskane za pomocą aparatury Schliera pokazują układ fal uderzeniowych, powstających na modelu badanym w tunelu naddźwiękowym.

Przedstawione na Wystawie sprawozdania z badań obrazują sposób opracowywania wyników.

E. L.

Stoisko Zakładu Technologii

Z wielu dziedzin technologii lotniczej, na Wystawę trafiło kilka tematów o szerokim znaczeniu praktycznym lub podstawowym dla produkcji lotniczej. Do pierwszej kategorii tematów należy zaliczyć zagadnienia związane z łączeniem metali drogą: lutowania, spawania i zgrzewania. W tej grupie należy również umieścić wystawioną tematykę z zakresu obróbki galwanicznej. W drugiej grupie znalazła się przede wszystkim technologia łopatek sprężarkowych silnika turbinowego. W dziedzinie łączenia metali wystawiono szereg prac w formie sprawozdań, o spawaniu metali w atmosferach ochronnych, spawaniu stali wysokostopowych, kwasoodpornych i żarowytrzymałych, zgrzewaniu stopów lekkich i tworzyw sztucznych, warunków odbioru złącz itp. Jednocześnie wystawiono nowe, własne opracowania palników do spawania argonowego, urządzenie specjalne do spawania obwodowego, próbki złącz oraz przedmioty wykonane nową techniką. Z techniki galwanicznej podano próbki pokryć — od allodynowania do niklowania i chromowania z uwzględnieniem wielu odmian

w każdym rodzaju pokrycia. Ekspozowano równocześnie szczególnie trudne przedmioty po nałożeniu różnych galwanicznych powłok ochronnych. Najbogaciej reprezentowana technologia łopatek zawierała: pełne procesy technologiczne różnych łopatek, ciekawsze eksponaty w pewnych stadiach procesu wytwarzania, zestawienie całego asortymentu produkowanych łopatek. Zamieszczone zdjęcia wyjaśniały szczegóły trudniejszych operacji. Wystawiono także proces wytwarzania kopiałów przestrzennych, bardzo dokładnych, według nowej metody wykonania. Na Wystawie znalazły się także środki wykonania łopatek, a mianowicie: frezarko-kopiarka typu hydraulicznego, adoptowana z frezarki poziomej za pomocą układu kopiującego, opracowanego całkowicie i wykonanego w Instytucie Lotnictwa, przyrządy do mocowania łopatek w czasie obróbki, oraz urządzenie kontrolne do sprowadzania profilu łopatek. Urządzenie to działa na zasadzie mechanicznego porównania profilu badanego z wzorcem. Różnice wartości współrzędnych powierzchni badanej i wzorcowej wykazuje czujnik zegarowy.

Do ciekawszych eksponatów należałoby zaliczyć również technologię tarcz wirnikowych bębna sprężarki, opracowaną na produkcję prototypowe. Ilość i układ ekspozycji zapoznawał z szerokim wachlarzem opracowań technologicznych i obrazował niektóre osiągnięcia Instytutu w tej dziedzinie.

A. G.

Stoisko Zakładu Wytrzymałości

Zakład Wytrzymałości przedstawił zakres prac wykonywanych dla potrzeb przemysłu lotniczego oraz przemysłu maszynowego. Pod względem aparatury badawczej Zakład Wytrzymałości może analizować dowolne stany naprężeń. Przedstawione były tensometry i aparatura służąca do pomiarów naprężeń statycznych i dynamicznych oraz tensometry do pracy w wysokich temperaturach rzędu 800 °C.

Analiza naprężeń za pomocą elastooptyki pozwala określić ilościowy i jakościowy przepływ naprężeń w dowolnym elemencie konstrukcji. Na Wystawie przedstawiono zespoły, w których były badane naprężenia za pomocą elastooptyki. Opanowano metody pomiarów naprężeń dynamicznych i przestrzennych za pomocą analizy elastooptycznej. Rozkłady naprężeń określano zarówno na zespołach lotniczych jak i na innych maszynach. Pokazano sposób przeprowadzania prób wytrzymałościowych całego samolotu odrzutowego łącznie z układem obciążającym i mierzącym naprężenia. W czasie prób wytrzymałościowych na samolocie naprężenia były mierzone w 200 punktach płatowca. Aparatura, służąca do realizacji obciążeń na płatowcu, była zaprojektowana i wykonana w Instytucie Lotnictwa. Pokazano również dorobek w dziedzinie teoretycznych metod wytrzymałościowych.

Na Wystawie były modele płyt sandwichowych, nad którymi prowadzono badania. Przedstawiono wyniki doświadczeń i wyprowadzone zależności teoretyczne na określenie sił krytycznych płyt sandwichowych przy ściskaniu i ścinaniu. Do ciekawszych wyników badań należy zaliczyć badania nad koncentracją naprężeń w różnych elementach maszyn. Pokazano wyniki badań rozkładu naprężeń w zamocowaniu łopatek turbiny silnika lotniczego. Przedstawiono wnioski, jak należy dobierać geometrię zamocowania łopatek, aby przebieg naprężeń był jak najbardziej równomierny.

Na uwagę zasługują badania dynamiczne nad określeniem postaci drgań dla wałów korbowych silników lotniczych oraz badanie dynamiczne śmigieł lotniczych. Na Wystawie przedstawiono urządzenia hydrauliczne, służące do realizacji badań zmęczeniowych konstrukcji. Na urządzeniu tym można realizować obciążenia ze zmienną amplitudą.

Z. Ł.

Czytelnicy, Członkowie Sekcji Lotniczej SIMP!

Bierzcie udział w układaniu tematyki naszego czasopisma.
Nadsyłajcie zgłoszenia na tematy, które Was interesują!

Patent polski nr 39360
Klasa 421, 9/51

SPOSÓB KONTROLOWANIA PROCESU SUSZENIA DREWNA I POWSTAJĄCYCH W CZASIE SUSZENIA NAPRĘŻEŃ

Skarb Państwa (Ministerstwo Przemysłu Drzewnego i Papierniczego — Centralny Zarząd Przemysłu Meblarskiego), Warszawa, Polska

Twórcy: mgr inż. Tadeusz Grzeczynski, mgr inż. Marian Fabisiak

Patent trwa od dnia 6 czerwca 1955 r.
Opublikowany dnia 30 września 1957 r.

Suszenie drewna powinno się prowadzić równomiernie w całej masie do jednakowej, wymaganej wilgotności, bez wywoływania w nim takich naprężeń, które spowodowałyby jego spaczenie i spękanie. Dotychczas stosuje się do określania wilgotności drewna metodę suszarkowo-wagową lub jej odmianę zwaną metodą „desek kontrolnych” albo metodę elektryczną; do badania naprężeń stosuje się metodę tak zwanych „próbek widełkowych”. Te metody wykazują szereg wad, które zostają wyeliminowane sposobem według wynalazku.

Sposób ten opiera się na założeniu, że najważniejszą przyczyną powstawania naprężeń w suszonym drewnie jest nierównomierne i niejednakowe jego wysychanie w zewnętrznych i wewnętrznych warstwach.

Sposób polega na umieszczeniu w suszonym drewnie znajdującym się w suszarce, w różnej głębokości drewna, kilku par elektrod znanych i stosowanych do pomiaru wilgotności drewna na drodze elektrycznej. Końce wszystkich par przewodów wyprowadza się na zewnątrz suszarki i podczas całego okresu trwania procesu suszenia, bez jego przerywania, na elektrycznym wilgotnościomierzu obserwuje się różnicę wilgotności między zewnętrzną i środkową warstwą drewna. Zależnie od tej różnicy reguluje się proces suszenia.

Patent polski nr 40208
Klasa 62 b, 37/01

SAMOŁOT STARTUJĄCY I ŁADUJĄCY PIONOWO

Mgr inż. Tadeusz Grzybowski, Mielec, Polska

Patent trwa od dnia 18 grudnia 1956 r.
Opublikowany dnia 31 października 1957 r.

Samolot startujący i lądujący pionowo według wynalazku, posiada układ górnopłata z dwoma skrzydłami w układzie tandem, ze śmigłami osadzonymi osiowo w pierścieniach walcowych prowadzących strugę powietrza, umieszczonych po obydwu stronach płaszczyzny symetrii samolotu. Samolot może unosić się pionowo do góry, bez dobiegu. Może jednak również startować z dobiegiem. Podchodzenie do lądowania odbywa się lotem ślizgowym. Lądowanie może się odbywać bez dobiegu po przestawieniu śmigła — jak do startu pionowego lub z dobiegiem — jak w normalnych samolotach.

Dwa śmigła 1 są położone symetrycznie po obydwu stronach kadłuba 2; są one otoczone pierścieniami 3, ustawionymi pomiędzy skrzydłem przednim 4 i skrzydłem tylnym 5, nieco poniżej nich. Pierścienie te wraz ze śmigłami dają się przestawiać tak, że osie ich mogą zająć położenie pionowe lub poziome. W przypadku ustawienia poziomego uzyskuje się napęd samolotu do lotu poziomego, w przypadku zaś ustawienia pionowego — do lotu pionowego. Śmigła są napędzane wałami 6 przez przekładnię zębatą o kołach stożkowych 7 z reduktora 8 silnika 9, umieszczonego w kadłubie 2 samolotu. W położeniu pierścieni do startu pionowego, przynajmniej na połowie obwodu każdego z pierścieni, krawędź wlotowa pierścieni tworzy z kra-

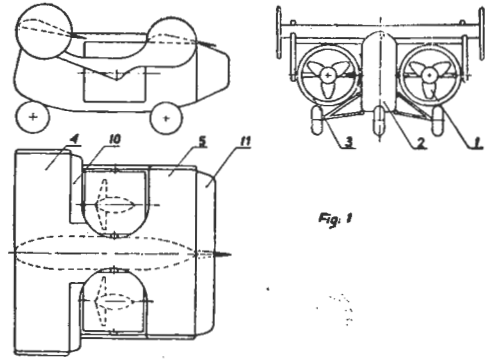


Fig. 1

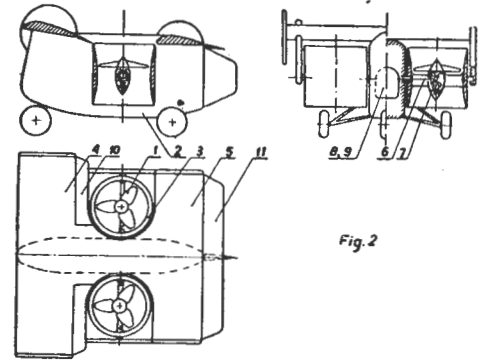


Fig. 2

wędzią spływu skrzydła przedniego, krawędzią górnej części kadłuba i krawędzią natarcia skrzydła tylnego możliwie najmniejszy luz, przy czym lotka 10 jest traktowana jako część skrzydła.

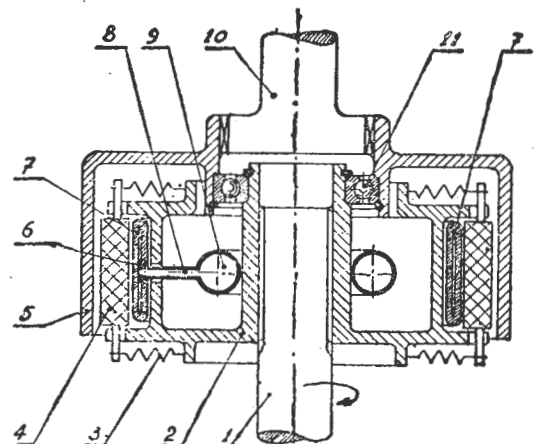
Patent polski nr 39750
Klasa 47 c, 13

SAMOCZYNNNE SPRZĘGŁO CIERNE

Instytut Lotnictwa, Warszawa, Polska
Twórca: mgr inż. Wiktor Narkiewicz

Patent trwa od dnia 17 listopada 1955 r.
Opublikowany dnia 15 lipca 1957 r.

Sprzęgło według wynalazku jest uruchamiane za pomocą ciśnienia odśrodkowego dowolnej cieczy, zwłaszcza rtęci, wirującej wraz z elementem pędzącym, przy czym ciecz



jest zawarta w zbiorniku pierścieniowym w pewnej odległości promieniowej od elementu zmieniającego swoją objętość pod wpływem ciśnienia. Długość słupka cieczy — równa tej odległości promieniowej — wytwarza ciśnienie odśrodkowe, przy czym zbiornik zawiera możliwie najmniejszą ilość cieczy niezbędnej do pracy sprzęgła.

Na wale pędzącym 1 jest osadzony korpus 2, na obwodzie

którego rozmieszczono klocki hamulcowe 4, mające możliwość wykonywania ruchów promieniowych, dociskane sprężynami 3 do dętki pierścieniowej 7 połączonej rurkami 8 z pierścieniowym zbiornikiem 9 zawierającym rtęć. Bęben hamulcowy 5 jest osadzony na łożysku kulkowym 11 współśrodkowo względem korpusu 2 i jest połączony z wałem napędzanym 10. Siła sprężyn 3 jest tak dobrana, że do pewnej określonej prędkości obrotowej klocki 4 są przyciśnięte do dętki 7 i nie dotykają bębna 5, tak że bęben ten nie jest sprężnięty z wałem. Dętka 7 wykonana z materiału elastycznego jest ściśnięta przez klocki tak, że tworzy płaski pierścień, przy czym zamyka wtedy wlot 6 ze zbiornika 9. Przy wzroście prędkości obrotowej wzrasta ciśnienie odśrodkowe rtęci, które jest proporcjonalne do kwadratu prędkości obrotowej i do różnicy kwadratów promieni wyznaczających wysokość słupka rtęci między zbiornikiem 9 a wlotem 6 do dętki 7. Wlot ten otwiera się, gdy klocki 4 przewyciężą działanie sprężyn 3 i wtedy rtęć wypełnia dętkę 7 dociskając klocki do bębna 5.

Patent polski nr 39665
Klasa 48 a, 6/01

SPOSÓB CHROMOWANIA ALUMINIUM

Warszawska Fabryka Motocykli, Warszawa, Polska
Twórcy: Jerzy Erlich, Tadeusz Zak, Stefan Poraziński,
Eugeniusz Kamiński

Patent trwa od dnia 3 listopada 1955 r.
Opublikowany dnia 20 lutego 1957 r.

Znane są metody chromowania aluminium na pośredniej warstwie żelaza, niklu itp. oraz bezpośrednio po przygotowaniu powierzchni przez piaskowanie suche lub mokre, ale wykazują one szereg wad, z których główną jest konieczność natychmiastowego rozpoczęcia chromowania zaraz po nałożeniu warstwy pośredniej lub piaskowaniu, przy czym piaskowanie deformuje powierzchnię aluminium.

Sposób według wynalazku zawiera technologię bezpośredniego chromowania aluminium, nadającą się do wszelkich stopów i rodzajów wykonania (lane w piasku, kokili, pod ciśnieniem).

Sposób ten obejmuje znane przygotowanie chemiczne powierzchni, jak odtłuszczenie w parach rozpuszczalników, trawienie w mieszaninie kwasów fluorowodorowego i azotowego oraz nałożenie warstwy chroniącej przed utlenieniem w roztworze cynkanu. Warstwa ochronna zabezpiecza aluminium w ciągu około pół godziny, co stanowi wystarczający czas dla zamocowania przedmiotów w uchwytach. Przedmioty te zanurza się następnie do konwencjonalnej kąpiel do chromowania technicznego, gdzie następuje dekapowanie katodowe, przy którym rozpływa się warstwa ochronna w czasie 20—60 sek tak, że wystarcza czasu do podłączenia anod i rozpoczęcia chromowania. Czas chromowania zależy od grubości żądanej warstwy. Po chromowaniu przedmioty podlegają normalnym zabiegom obróbkowym.

Patent polski nr 38543
Klasa 40 b, 21

SPOSÓB WYTWARZANIA STOPÓW MIEDZIANYCH, ZAWIERAJĄCYCH BERYL ORAZ OBRÓBKĘ CIEPLNEJ BLACHY I TAŚM Z TAKICH STOPÓW

Institut Metali Nieżelaznych, Gliwice, Polska
Twórcy: mgr inż. Zbigniew Misiołek, inż. Wojciech Dyhdalewicz

Patent trwa od dnia 16 grudnia 1954 r.
Opublikowany dnia 2 lipca 1957 r.

Sposób według wynalazku pozwala na otrzymywanie blach i taśm ze stopów miedzi z berylem bez konieczności stosowania indukcyjnych pieców próżniowych do topienia oraz pieców z atmosferą zdysocjowanego amoniaku do obróbki cieplnej.

Sporządza się stop wstępny o zawartości 10% berylu przez topienie w tyglu grafitowym w piecu pod pokryciem chlorku sodu i chlorku potasu, wziętych w stosunku 1:1.

Temperatura odlewania zaprawy wynosi 1250 °C. Stop końcowy otrzymuje się przez topienie w tyglu (ze stopu wstępnego) z dodatkiem miedzi i niklu w postaci zaprawy miedź-nikiel o zawartości 45% niklu. Stopu nie odtlenia się przed odlewaniem, wykonywanym w temperaturze 1200 °C we wlewnicy żeliwnej, nasmarowanej mieszaniną nafty i grafitu w stosunku 10:1. Oskórowane wlewki poddaje się homogenizacji w piecach elektrycznych lub gazowych w temperaturze 750 °C w czasie 4—6 godzin, z chłodzeniem na wolnym powietrzu.

Walcowanie na gorąco prowadzi się w temperaturze 840 °C, stosując 5—6 przepustów, średnio po 15—20% zgniotu każdy. Następnie materiał ogrzewa się ponownie i przewalcowuje do grubości 3,0—4,0 mm. Trawienie prowadzi się w 15% roztworze kwasu siarkowego w temperaturze 70 °C w czasie 20 min, następnie płucze się w wodzie i ponownie trawi się w zimnym 30% roztworze kwasu azotowego w ciągu kilku minut oraz płucze w wodzie.

Przy walcowaniu na zimno stosuje się zgniot całkowity 45—50%, wyzarzanie międzyoperacyjne w piecach elektrycznych w temperaturze 750 °C w ciągu 2 godzin z następnym gwałtownym chłodzeniem w wodzie.

Blachy i taśmy poddaje się hartowaniu w temperaturze 770 °C w ciągu 6—9 minut, zależnie od grubości blach, następnie chłodzi się w wodzie, po czym przeprowadza starzenie (odpuszczanie) w temperaturze 325 °C w ciągu 2 godzin.

W celu zwiększenia twardości obrabianych blach lub taśm poddaje się je uprzedniemu walcowaniu w temperaturze około 840 °C przy stosowaniu zgniotu całkowitego 30—40%.

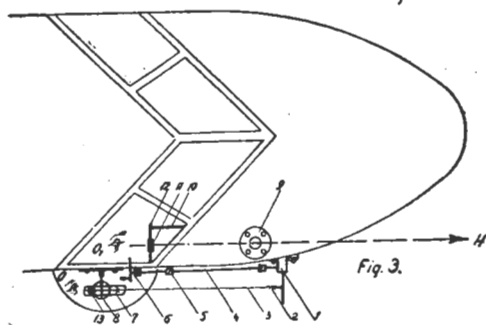
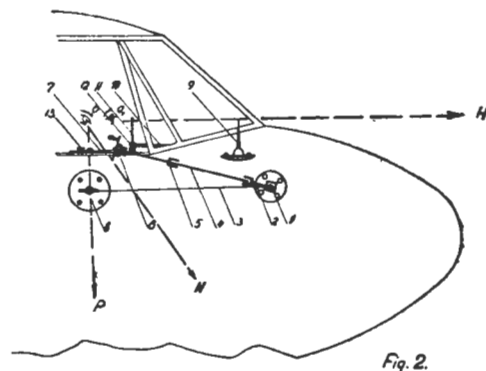
Patent polski nr 39979
Klasa 42 h, 10/07

CELOWNIK NAWIGACYJNY DO PRAC FOTOGRAMETRYCZNYCH

Państwowe Przedsiębiorstwo Fotogrametrii, Warszawa, Polska
Twórca: Eugeniusz Drzewiecki

Patent trwa od dnia 29 lutego 1956 r.
Opublikowany dnia 2 września 1957 r.

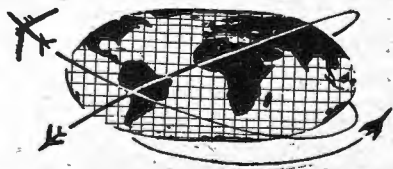
Celownik według omawianego patentu jest urządzeniem służącym do naprowadzania samolotu według naziemnych punktów orientacyjnych, leżących na wytyczonej trasie nalogów z uwzględnieniem kąta znoszenia samolotu podczas



wykonywania zdjęć fotogrametrycznych. Celownik jest prosty w obsłudze i eksploatacji; pozwala na bardzo dokładne naprowadzanie samolotu. Celownik składa się z dwóch zasadniczych zespołów: poziomego i pionowego.

Zespół poziomy jest wykorzystywany wówczas, gdy naziemne punkty orientacyjne leżą w polu widzenia, poniżej horyzontu do 45°. Zespół poziomy składa się z metalowej muszki 9 celownika, umieszczonej pionowo na kadłubie na zewnątrz kabiny załogi oraz z metalowego wspornika bocznego 10, łączącego przeziernik 11 i podziałkę 12 z konstrukcją samolotu, umieszczonych wewnątrz kabiny załogi, na wysokości oczu nawigatora. Przeziernik ten jest wykonany ze szkła organicznego, podziałka zaś z duralu, przy czym do unieruchomienia podziałki służy śruba. Linia O₁-H wyznaczona przez oko nawigatora, punkt zerowy podziałki 12, przeziernik 11, muszkę 9 i obserwowany punkt — jest równoległa do osi podłużnej samolotu, przy czym w razie bocznego wiatru punkt zerowy jest przestawiany o odpowiedni kąt.

Zespół pionowy jest wykorzystywany wówczas, gdy naziemne punkty obserwacyjne leżą w polu widzenia w sektorze wizowania od 45 do 90°. Zespół pionowy składa się z przeziernika 7, wykonanego ze szkła organicznego i zamontowanego poziomo w dolnej ścianie wypukłego okna kabiny, w tak zwanym „rybim oku”. Na zewnątrz kabiny, na tym samym pionie, pod przeziernikiem 7 jest ustawiony krzyż celownika nastawczego 8, wykonany z metalu, do którego jest zamocowany tylny koniec nici nylonowej 3. Przedni koniec tej nici jest umocowany za pomocą sprężynki 2 do mechanizmu nastawczego 1, składającego się z koła sterującego 6, znajdującego się wewnątrz kabiny załogi i śruby nastawczej, wałków napędowych 4 i 5 z przegubami kardanowymi i ze stożkowymi kołami zębatymi. Oko nawigatora, krzyż przeziernika 7, krzyż celownika nastawczego 8, zero podziałki przeziernika i punkty naziemne wyznaczają płaszczyznę pionową OPN, pokrywającą się z kierunkiem lotu. W razie bocznego wiatru linię zerową podziałki przeziernika 7 skręca się o odpowiedni kąt, przy czym za pomocą koła 6 odpowiednio przesuwają się przedni punkt zamocowania nici 3 tak, że pokrywa się ona z linią zerową przeziernika 7. Unieruchomienie podziałki tej odbywa się za pomocą śruby 13.



NOWOŚCI TECHNICZNE

SAMOLET TURYSTYCZNY O NIEKONWENCJONALNYM UKŁADZIE

Niemiecka firma Rhein-Flugzeugbau KmbH zbudowała samolot turystyczny, noszący oznaczenie RF 1, w którym zastosowano szereg nowych rozwiązań. Należy do nich pracujące w pierścieniowej osłonie śmigła pchające, półpiersiowe skrzydło i urządzenie do odchylenia w dół strumienia zaśmigłowego. Dzięki takiemu układowi samolotu uzyskano zwiększenie ciągu i wyporu w warunkach startowych, a tym samym skrócenie drogi startu. Śmigło jest napędzane przez dwa silniki tłokowe Lycoming o mocy 250 KM, umieszczone w skrzydle; odśrodkowe sprzęgło i wolne koło pozwalają na oddzielną pracę silników. Podwozie jest chowane. Szerokie drzwi po obu stronach kabiny są otwierane do dołu i służą równocześnie jako schodki, co ułatwia zastosowanie samolotu jako samolotu transportowego lub sanitarnego.

Dane samolotu:

długość	13,08 m
wysokość	3,85 m
rozpiętość (z dodatkowymi zbiornikami)	14,1 m
ciężar własny	1800 kG
ciężar całkowity	2700 kG
ilość zabieranych osób (łącznie z pilotem)	4
zasięg (z dodatkowymi zbiornikami)	1500 km
prędkość przelotowa	260 km/h
pułap praktyczny	6200 m
długość drogi startu	150 m

W. K.

Patent polski nr 39793
Klasa 39 b, 22/06

SPOSÓB KLEJENIA POLICHLORKU WINYLU ZE SOBA LUB Z INNYMI TWORZYWAMI

Institut Tworzyw Sztucznych, Warszawa, Polska
Twórca: inż. Jerzy Iskra

Patent trwa od dnia 30 września 1955 r.
Opublikowany dnia 29 marca 1957 r.

Poważną wadą polichloroku winylu (PCW) jest trudność, z jaką poddaje się on klejeniu, ponieważ pospolicie używane kleje nie wykazują przyczepności do powierzchni PCW, co uniemożliwia sklejenie ze sobą oraz przyklejanie do innych tworzyw.

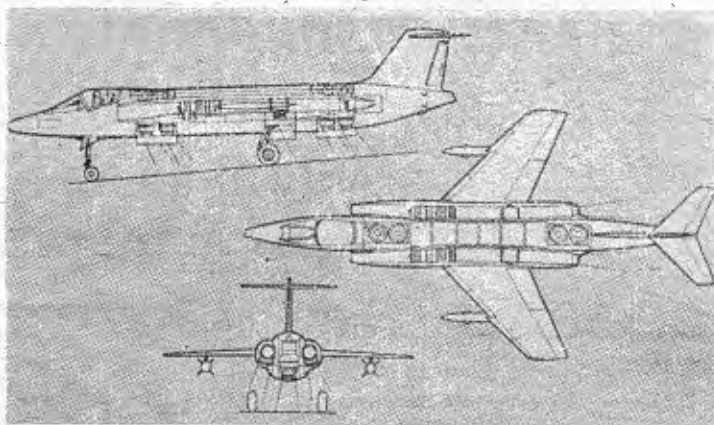
Sposób według wynalazku polega na takim przygotowaniu powierzchni PCW, aby przylegał do niej prawie każdy klej. Uzyskuje się to przez przyprasowanie do powierzchni PCW tkaniny z włókien organicznych lub nieorganicznych za pomocą gorącego żelazka, gorącego walca kalandra lub innego odpowiedniego urządzenia. W celu ułatwienia wykonania tego zabiegu zwiła się powierzchnię PCW plastyfikatorem lub powleka odpowiednim klejem polichlorowinylowym. Do płótna przylegają dobrze prawie wszystkie kleje tak, że do PCW, przygotowanego sposobem według wynalazku, można dowolnym klejem przykleić dowolne tworzywo. Na przykład: drewno — klejem stolarskim, kazeinowym, fenoloformaldehydowym, mocznikowym itd.; metale — klejem epoksydowym lub karbinolowym; skórę — klejem nitrocelulozowym lub neoprenowym; gumę — klejem kauczukowym.

Sposób ma zastosowanie w wielu gałęziach przemysłu, a w szczególności:

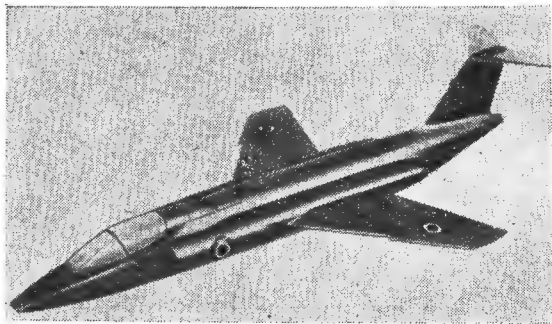
- w przemyśle samochodowym, lotniczym i okrętowym — do wyklejania ścian kabin spienionym polichlorkiem winylu,
- w budownictwie — do wykładania podłóg i ścian płytami z twardego i miękkiego PCW, do wyklejania ścian chłodni płytami ze spienionego PCW.

FIAT G. 95 — SAMOLET TAKTYCZNY PIONOWEGO STARTU

Na 24 Salonie Paryskim wytwórnia Fiat wystawiła model samolotu taktycznego o pionowym starcie — Fiat G. 95, który ma w przyszłości zastąpić samolot Fiat G. 91. Jest to



zupełnie nowy samolot, nie zaś, jak dotychczas przypuszczano, modyfikacją samolotu G. 91. W kadłubie samolotu znajdują się dwie pary silników nośnych, jedna za kabiną pilota, druga — w części ogonowej, po bokach kadłuba są

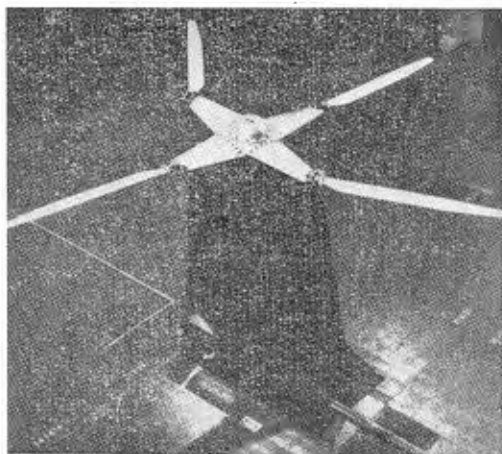


zabudowane dwa silniki napędowe, których strumienie wylotowe można odchyłać za pomocą klap do dołu.

W.K.

WIRNIK DO SZYBKICH ŚMIGŁOWCÓW

Na 24 Salonie Paryskim zachodnioniemiecka wytwórnia lotnicza Boelkow pokazała model wirnika śmigłowcowego, przystosowanego do napędu śmigłowców o prędkościach przelotowych 500 km/h. W czasie jednego obrotu łopaty tego wirnika są wychylane, za pomocą specjalnej przekładni, raz do przodu i raz do tyłu. Przeguby łopat są umieszczone w dosyć dużej odległości od środka wirnika, dzięki czemu wychylenia łopat odbywają się na zasadzie odśrodkowego wahadła pozostającego w rezonansie. Umożliwia to wychylenia łopat aż do $\pm 40^\circ$ bez konieczności przykładania dużych sił. Sterowane, poziome wychylenia



łopat wyrównują różnice w prędkościach opływu łopat w locie poziomym — zmniejszając liczbę Macha łopaty poruszającej się do przodu i zapobiegają odrywaniu się strumienia na łopacie poruszającej się do tyłu. Pozwala to na zwiększenie prędkości śmigłowca bez potrzeby stosowania dodatkowych powierzchni nośnych, zmniejsza zapotrzebowanie mocy przez wirnik i polepsza kąt lotu ślizgowego w czasie samokreću wirnika.

Model wirnika był poddany badaniom tunelowym przy prędkościach znacznie przekraczających prędkości współczesnych śmigłowców. Obecnie wytwórnia Boelkow buduje doświadczalny wiatrakowiec, na którym mają być przeprowadzone w przyszłym roku próby nowego wirnika.

W.K.

ROZWÓJ INDYJSKICH KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

Indyjski przemysł lotniczy nie poprzestaje na produkcji samolotów szkolnych i turystycznych. Ostatnio zakończono próby na ziemi i rozpoczęto próby w locie odrzutowego samolotu myśliwskiego Hindustan 24. Samolot ten, zaprojektowany i zbudowany w Hindustan Aircraft Factory w Baugalore, ma latać z prędkością odpowiadającą $Ma = 2$.

Pierwsze próby przeszedł również pierwszy indyjski turbinowy silnik odrzutowy o ciągu 1000 kG.

W.K.

PIERWSZE DANE EKSPLOATACYJNE SILNIKÓW „CONWAY”

Kanadyjskie towarzystwo lotnicze — „Trans-Canada Airlines” — eksploatujące silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce „Conway”, uzyskało niektóre dane na temat pewności pracy tych silników. W czasie 31 000 wylatanych silnikogodzin, silniki zawiodły w powietrzu 12 razy, co odpowiada liczbie 0,387 na 1000 h. Dla silników tłokowych Rolls-Royce „Merlin” i Wright „Turbo-compound” wielkość ta wynosi odpowiednio 0,46 i 0,69, a dla turbinowego silnika śmigłowego Rolls-Royce „Dart” — 0,076. Należy pamiętać, że dane silnika „Conway” odnoszą się do okresu wprowadzania silników do eksploatacji, podczas gdy pozostałe dane dotyczą silników użytkowanych przez dłuższy okres czasu.

Towarzystwo T.C.A. ograniczyło czas pracy w warunkach startowych silników „Conway”, zabudowanych na samolotach Boeing 707 — do 45 sek (zalecany czas pracy w warunkach startowych silników samolotu Boeing 707 wynosi ok. 1 min., samolotu Douglas DC-8 — 1 min. 50 sek.). Zwiększono w ten sposób znacznie trwałość łopatek turbinowych, która w przypadku silników „Conway” zależy w dużym stopniu od czasu pracy w warunkach startowych. Chłodzone powietrzem łopatki tego silnika nie osiągają w ciągu 45 sek. największej dopuszczalnej temperatury. W czasie 73 172 godzin pracy silników „Conway” na samolotach Boeing 707 wystąpiły tylko trzy uszkodzenia łopatek turbinowych, podczas gdy w czasie 30 176 godzin pracy na samolotach DC-8 uszkodzeń tych było cztery. W pierwszym przypadku daje to 0,041 uszkodzeń na 1000 h, w drugim przypadku — 0,133. Porównanie to wyraźnie wskazuje na korzyści, jakie daje ograniczenie czasu pracy silników w warunkach startowych.

W.K.

NOWE SILNIKI BRISTOL SIDDELEY

Firma Bristol Siddeley projektuje nowy silnik nośno-napędowy BS 100, przeznaczony do naddźwiękowego samolotu myśliwskiego pionowego startu o zmiennej geometrii skrzydła Republic-Fokker. Ciąg tego silnika ma podobno przekraczać 13 600 kG.

Drugim silnikiem, znajdującym się w stadium projektowania, jest BS 81; ma on napędzać naddźwiękowy samolot pasażerski firmy BAC. Będzie to prawdopodobnie silnik odrzutowy lub wentylatorowy z dopalaczem, mogący napędzać samolot z prędkością odpowiadającą $Ma = 2,2$.

Projektuje się również nowe odmiany silnika „Viper”, których ciąg będzie dochodził do 2500 kG.

W.K.

UDOSKONALONE ODMIANY TURBINOWYCH SILNIKÓW BMW

Nowy, turbinowy silnik odrzutowy BMW 8026 rozwija ciąg 50 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 1,04 kG/kGh i ciężarze 38 kG. Poprzednia odmiana miała ciąg 33 kG, jednostkowe zużycie paliwa 1,27 kG/kGh i ciężar 40,5 kG.

Podobnie turbinowy silnik śmigłowy BMW 6012 ma, w porównaniu z silnikiem BMW 6002, znacznie polepszone ciągi. Moc nowego silnika wynosi 90 KM (BMW 6002 — 65 KM), jednostkowe zużycie paliwa — 0,578 kG/KMh (BMW 6002 — 0,600 kG/KMh), ciężar — 45 kG (BMW 6002 — 65 kG).

W.K.

PIERWSZY REAKTOR ATOMOWY W PRZESTRZENI KOSMICZNEJ

Na satelicie nawigacyjnym „Transit” 4A, który 29 czerwca 1961 roku wspólnie z dwoma innymi satelitami — „Injun” i „Greb” 3 — został wyniesiony na orbitę za pomocą rakiety „Thor Able Star”, zastosowano po raz pierwszy, obok baterii chemicznych i słonecznych, reaktor atomowy, zasilający energią elektryczną różne przyrządy i dwa nadajniki satelity. Reaktor ten, wyprodukowany przez wytwórnię Martin Co., zamienia powstające przy samorzutnym rozpadzie plutonu 238 ciepło bezpośrednio w prąd elektryczny.

W.K.

SYMULATOR PODRÓŻY KOSMICZNYCH

Firma Bell Aerosystems Company, Buffalo, otrzymała od amerykańskich sił powietrznych zamówienie na opracowanie naśladownika, dającego przyszłym kosmonautom wrażenia, jakie będą odbierać w czasie prawdziwych podróży kosmicznych. Współpracując z Aerospace Medical Division firma Bell ma sprawdzić najpierw, czy zamknięty układ telewizyjny z modelami Ziemi, Księżyca i planet, będzie przydatny do tego celu. Według tego projektu mają być wykorzystane obrazy modeli ciał niebieskich i statków kosmicznych, które będą wyświetlane, za pomocą silnych projektorów telewizyjnych, na półokrągłym ekranie; przed ekranem ma być umieszczona makieta kabiny statku kosmicznego. Przez synchronizację obrazów przekazywanych przez kamery telewizyjne z ruchami sterów, wykonywanymi przez kosmonautę, można będzie osiągnąć efekt ciągłej zmiany obrazu widzianego przez kosmonautę.

W.K.

NOWY SPOSÓB PRZEDSTAWIANIA DANYCH PILOTAŻOWYCH I NAWIGACYJNYCH

W związku z trudnościami, jakie sprawia pilotowi równoczesna obserwacja przyrządów pokładowych i tego, co dzieje się przed samolotem, angielska firma Rank Cintel Ltd. opracowała urządzenie, które przenosi w odpowiedniej postaci wskazania przyrządów pilotażowych i nawigacyjnych na przednią szybę kabiny pilotów. Elektronicznie wytworzone symbole są tak przedstawione, że pilot odnosi wrażenie, iż znaki te znajdują się przed samolotem. Urządzenie składa się z zespołu projekcyjnego, zespołu wytwarzającego napięcie sterujące wiązkę elektronów lampy katodowej i z przetwornika wskazań. Ten ostatni zespół przetwarza wskazania przyrządów w impulsy, które dają się wykorzystać do wytworzenia napięcia sterującego. Zadaniem lampy katodowej, wchodzącej w skład zespołu projekcyjnego, jest przedstawienie wskazań przyrządów pokładowych i nawigacyjnych w ostatecznej postaci na ekranie, z którego są one rzutowane za pomocą układu lusterek na przednią szybę kabiny pilotów. Przedstawia się w ten sposób wskazania sztucznego horyzontu, busoli, wysokościomierza, prędkościomierza i wskaźnika ILS. Ciężar całego urządzenia wynosi 22,5 kG, zapotrzebowanie mocy 75 W.

Rysunek przedstawia następujące wskazania urządzenia: 1) zakręt na lewo; 2) lot poziomy, za wysoko; 3) lot z opadaniem, za nisko; 4) zakręt w prawo z równoczesnym wzniesieniem, za wysoko, na prawo od właściwego kursu.

Prędkość jest przedstawiana na skali, rzutowanej również na przednią szybę kabiny.

W. K.

WZMACNIACZ TRANZYSTOROWY PRĄDU ZMIENNEGO DO MIKROSILNIKA SJD-145

Szybki rozwój technologii produkcji tranzystorów, jaki miał miejsce w ciągu ostatnich lat, dał w efekcie wiele typów tranzystorów, które odpowiednio stosowane z powodzeniem zastępują lampy elektronowe. O powodzeniu tranzystorów zdecydowały następujące czynniki: — niskie koszty produkcji (przy produkcji masowej), — mały gabaryt, — mały pobór mocy (brak żarzenia), — wysoka odporność na wstrząsy (dotyczy to tranzystorów warstwowych).

Początkowo wiele kłopotów przysparzał konstruktorom wpływ temperatury na parametry tranzystora, lecz problem ten opanowali oni budując układy z odpowiednią kompensacją, tym niemniej temperatura otoczenia, w której ma pracować układ, musi być określona i nie może być przekroczona, gdyż grozi to zniszczeniem układu. Jednak i tu, dzięki zbudowaniu tranzystorów krzemowych, nastąpiła poprawa, gdyż pozwalają one na budowę układów pracujących w granicach temperatur od -60°C do $+150^{\circ}\text{C}$.

Schemat układu przedstawiony jest na rys. 1. Układ jest zbudowany z trzech stopni wzmocnienia: wejściowego, pośredniego i wyjściowego. Rozpatrzmy stopień wejściowy wzmocniacza; w skład jego wchodzi następujące elementy: tranzystor T_1 , transformator Tr_1 , opory R_1, R_2, R_3, R_4 . Transformator wejściowy Tr_1 ma za zadanie dopasowanie oporności źródła sygnału wejściowego do oporności wejściowej wzmocniacza, co zapobiega powstaniu zniekształceń i straty wzmocnienia (ewentualnie zwarcia źródła). Oporniki R_1, R_2 , polaryzując bazę napięciem ujemnym, zapewniają odpowiedni punkt pracy na charakterystyce tranzystora. Opornik R_4 , dając sprzężenie zwrotne, zapewnia stabilność cieplną stopnia (wzrost temperatury otoczenia może spowodować wzrost prądu tranzystora, co powoduje wydzielenie większej ilości ciepła i jeszcze większy wzrost temperatury, a w konsekwencji zniszczenie złącza). Opornik R_3 jest odpowiednikiem opornika anodowego w układach lampowych. Kondensator C_1 sprzęga wyjście pierwszego stopnia wzmocnienia z wejściem drugiego stopnia (z bazą tranzystora T_2).

Drugi stopień wzmocnienia jest zbudowany analogicznie do pierwszego. W obwodzie kolektora trzeciego stopnia włączony jest transformator wyjściowy, zapewnia on przez odpowiedni dobór przekładni zwojowej maksymalne wykorzystanie energetyczne tranzystora przy określonych z założen konstrukcyjnych zniekształceniach sygnału wyjściowego.

W układzie zastosowano tranzystory produkcji polskiej: T_1 tranzystor warstwowy germanowy TG5 ($P_{c,max} = 50\text{ mW}$ dla $T_a = 25^{\circ}\text{C}$). T_2 tranzystor warstwowy germanowy TG50 ($P_{c,max} = 125\text{ mW}$ dla $T_a = 25^{\circ}\text{C}$) oraz tranzystor produkcji ZSRR T_3 — tranzystor warstwowy germanowy II 201 ($P_{c,max} = 1\text{ W}$ dla $T_a = 25^{\circ}\text{C}$).

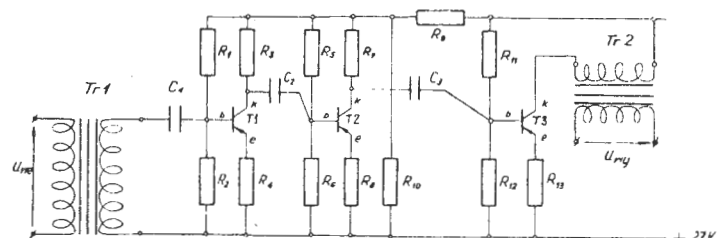
gdzie $P_{c,max}$ — oznacza maksymalną moc traconą w obwodzie kolektora,
 T_a — temperatura otoczenia.

Dla zmniejszenia gabarytu urządzenia w układzie zastosowano miniaturowe transformatory, opory i kondensatory.

Dzięki zastosowaniu radiatorów specjalnej konstrukcji układ może pracować przy zmianach temperatury otoczenia od -40°C do $+60^{\circ}\text{C}$, dając przy tym moc wyjściową około 0,5 W (przy zniekształceniach $h \leq 10^0\%$). Wzmocnienie mocy układu $K_p = 6,6 \cdot 10^4 \frac{W}{W}$

Gabaryt układu (średnica $\phi = 75$, wysokość $h = 25$) jest około czterokrotnie mniejszy niż gabaryt jego odpowiednika zbudowanego na lampach.

Montaż układu odznacza się prostotą i małą ilością połączeń (zastosowano połączenia lutowane). Przy produkcji masowej istnieje możliwość zastosowania połączeń drukowanych, co jeszcze bardziej uprościłoby konstrukcję i zmniejszyło gabaryt urządzenia.



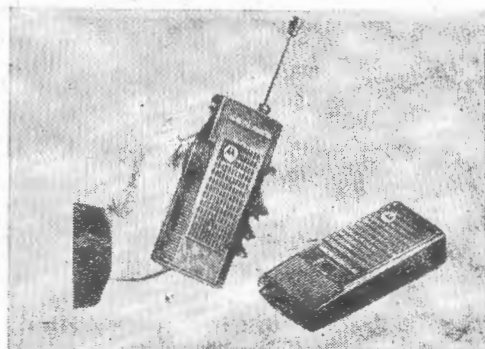
Prosty montaż i krótkie połączenia zapewniły dużą odporność na wstrząsy.

Trzeba dodać, że rozpatrywany układ daleki jest jeszcze od doskonałości, lecz mimo to jest on wyraźnie nowoczesny w porównaniu z klasycznym układem lampowym.

K.

MINIATUROWY NADAJNIK RADIOWY

Firma Motorola Inc., Chicago, wypuściła na rynek zminiaturyzowany nadajnik na fale ultrakrótkie, zwany „Handy-talkie”. Może on współpracować ze stałymi lub ruchomymi stacjami odbiorczymi, a także z kieszonkowymi odbiornikami (po prawej stronie fotografii), zbudowanymi przez tę samą firmę. Nadajnik jest zbudowany całkowicie



na tranzystorach i może być dostarczany z zakresem fal 25—54 MHz albo 132—174 MHz. Przy mocy wyjściowej 500 mW ma on większy zasięg niż porównywalny nadajnik, zbudowany na lampach. Wymiary nadajnika wynoszą 14 × 6,4 × 2,6 cm, a ciężar łącznie z mikrofonem, anteną i baterią — 410 G.

W. K.

NOWY RODZAJ CIECZY DO URZĄDZEŃ HYDRAULICZNYCH

Po wielu latach badań i prób, przeprowadzanych w Anglii przez Imperial Chemical Industries i w Stanach Zjednoczonych przez General Electric, wprowadzono na rynek silikonową ciecz do urządzeń hydraulicznych samolotów o dużych prędkościach. Ciecz ta nosi handlowe oznaczenie „Silcodyne” H. Wprowadza się również podobną ciecz, „Silcodyne” M, która nadaje się do olejenia silników i może pracować w zakresie temperatur od 260° do -73°C. Ciecz ta składa się z cieczy „Silcodyne” H z dodatkami utleniającymi jako inhibitorami.

Próby cieczy „Silcodyne” H przeprowadzono pod ciśnieniem 283 kG/cm² i w temperaturze do 250°C. Ciecz ta może pracować, bez stosowania dodatków, w szerokim zakresie temperatur, ma stosunkowo dobre własności smarne i jest stałopalna. Cechy te łączą się z pozostałymi cechami

konwencjonalnych cieczy silikonowych, które wykazują nieznacznie zmianę lepkości z temperaturą, dużą stateczność termiczną i dużą odporność na siły ścinające. Jest stosunkowo obojętna chemicznie i nietoksyczna.

Urządzenia hydrauliczne, w których stosuje się ciecz „Silcodyne” H, powinny spełniać specjalne wymagania. Ich górna temperatura pracy nie powinna przekraczać 360°C; nie należy stosować miedzi w żadnej części układu pracującej w temperaturze wyższej od 246°C; aluminium i magnez są atakowane, w przypadku wysokich ciśnień, w temperaturach przekraczających 337°C. Większość stosowanych elastometrów jest odporna na ciecz „Silcodyne” H, lecz występuje ich skurcz wskutek wylugowania składników uplastyczniających. W zakresie temperatur od 260°C do -40°C można stosować tworzywo „Viton”; w granicznych temperaturach wytrzymałość mechaniczna elastometrów nie jest dostatecznie duża, aby można je zastosować na uszczelnienia. Firma Dowty opracowała materiał uszczelniający, który może być stosowany w temperaturach od 90°C do -40°C.

Ciecz ma mały moduł postaciowy wynoszący około 10 600 kG/cm² (w temperaturze pokojowej), w porównaniu z 21 200 kG/cm² większości cieczy. W układach hydraulicznych, pracujących na cieczy „Silcodyne” H, należy stosować duże zbiorniki, a poszczególne części powinny być duże, w celu skompensowania niskiego modułu postaciowego; układ powinien znajdować się pod wstępnym ciśnieniem azotu.

Koszt cieczy „Silcodyne” jest obecnie wysoki; obniży się on znacznie w przypadku rozpoczęcia produkcji na większą skalę, pozostanie jednak prawdopodobnie dwu- lub trzykrotnie wyższy od kosztu dotychczas stosowanych cieczy (wysoki koszt urządzeń produkcyjnych).

W. K.

NOWY RODZAJ SZKŁA

Angielska firma Triplex Safety Glass Co. opracowała szkło aluminiowo-silikatowe, nadające się do zastosowania jako szyby kabin samolotów naddźwiękowych. Szkło to zawiera większy procent tlenku aluminium niż szkła stosowane dotychczas w budowie samolotów. Producenci twierdzą, że w zakresie temperatur od 200°C do -80°C nie występuje spadek wytrzymałości nowego rodzaju szkła, co pozwala stosować je w samolotach o prędkości lotu Ma = 2.

Szyby ze szkła aluminiowo-silikatowego można pokrywać warstwą złotą, przez którą przepuszcza się prąd elektryczny, co zapobiega oblodzeniu i pokrywaniu się szyby parą wodną.

W. K.

Z LOTNICTWA KOMUNIKACYJNEGO

Obsługa lotnicza krótkich dystansów i przeloty taksówkowe

W ostatnich latach w 16 mniejszych krajach Europy zaznaczył się poważny wzrost przewozów lotniczych na krótkich dystansach (200—400 km). Kilka cyfr porównawczych za 1960 r. przytaczamy poniżej:

Kraj	Liczba pasażerów w tys.	Średnia odległość przewozu w km	% wykorzystania ciężaru handlowego
Czechosłowacja	621	340	77
Finlandia	340	310	56
Grecja	287	320	57
Jugosławia	175	340	80
P O L S K A	107	340	76
Węgry	93	240	—

Szczególnie duży wzrost omawianych przewozów widać w Czechosłowacji: ze 172 tys. pasażerów w 1955 r. — do 621 tys. w 1960 r. Mimo niewielkiej powierzchni kraju sieć linii ČSA jest bardzo rozwinięta. Liczy ona 2870 km i obejmuje 11 miast („LOT” — 1808 km i 7 miast). Jak podaliśmy w artykule poświęconym zeszłorocznym Targom Mазszynowym w Brnie (por. zesz. 1—2/61), w Czechosłowacji ogromnie rozwinięte są przeloty taksówkowe. Przeloty takie odbywają się z 18 miast. W 1960 r. taksówki ČSA wy-

konały 1,8 mln km lotów, przewożąc 18 153 pasażerów. Średnia odległość wynosiła 316 km.

Podajemy poniżej dalsze informacje z tej dziedziny.

Przedsiębiorstwo Deutsche Taxiflug GmbH w NRF wprowadziło w roku ub. regularną lotniczą krótkodystansową obsługę pomiędzy lotniskiem w Mannheim a jednym z największych portów komunikacyjnych NRF — Frankfurtem nad Menem (odległość 86 km). 20-minutowe przeloty odbywają się 3 razy dziennie w każdym kierunku. Cena biletu w jedną stronę wynosi 35 DM (ok. 8,3 dol.), zaś tam i z powrotem 60 DM (ok. 14,3 dol.). Bilety sprzedają wszystkie niemieckie biura podróży. Ta „taksówkowa” impreza stanowić ma eksperyment dla zbadania celowości lotniczej obsługi krótkich odległości. Jeżeli ocena wypadnie dodatnio — tego rodzaju połączenie z Frankfurtem otrzyma Saarbrücken, zaś w następnej kolejności 3 dalsze miasta. Jako taksówki w pierwszym rzucie zastosowano 11 samolotów Dornier Do 27 (1 + 5-osobowe), później zaś wprowadzi się Do 28*). Silniki tych samolotów będą wyposażone w tłumiki wg projektu dr Leistritza. Park D. T. — dla dalszego eksperymentowania w zasięgu 200 km — ma być powiększony o samoloty Piaggio 166 na 10 oraz Twin Pioneer na 16 pasażerów. W dalszej przyszłości przedsiębiorstwo ma zamiar wydzierżawiać (charterować) samoloty.

*) Dwuster z 4 miejscami dla pasażerów, silniki Lycoming 0-540, po 250 KM; prędkość przelotowa 245—257 km/h, — lądowanie 72 km/h; rozbieg 170 m; dobieg 110 m; zasięg 1220 km.

Prawie równocześnie, podobną — jak wyżej opisana — bliską komunikację wprowadzono w Związku Radzieckim. Mianowicie w Moskwie została oddana do użytku Centralna Stacja Śmigłowców. Stacja obsługuje podmiejskie porty lotnicze Wnukowo, Bykowo i Szeremietiewo przy pomocy znanych, 10-osobowych śmigłowców Mi-4. Baza ta również dysponuje śmigłowcami dla turystyki, przelotów

sanitarnych (dowóz lekarstw, transport chorych) i celów gospodarczych (opylania terenów itp.).

Na zakończenie — pytanie: dlaczego P.L.L. „Lot” mają tak niewielkie osiągnięcia w zakresie przewozów na krótkich dystansach i raczej pogorszenie w stosunku do lat ubiegłych (w 1955 r. — 136, w 1957 — 178 tys. pasażerów)? Dlaczego w Polsce nie ma obsługi taksówkowej? Brak inicjatywy, przedsiębiorczości czy sprzętu?



na półkach księgarskich

Izgotowienie dietalej iz listow i profiliej pri sierijnom proizwodstwie. A. N. Gromowa, W. J. Zawiałowa, W. K. Korobow, Oborongiz, 1960 r., stron 344.

Autorzy dali przegląd technologicznych procesów zmechanizowanego formowania elementów wykonywanych w produkcji seryjnej z blach i profili. Dla przedstawienia całości zagadnienia, podano opis teorii odkształceń plastycznych, procesów zaginania obracającymi się rolkami wraz z zasadami teoretycznymi, opisem oprzyrządowania i technologii, teoretycznych zasad procesów obciążania, opisu oprzyrządowania i technologii procesu obciążania, zasad tłoczenia i gięcia gumą wraz z opisem oprzyrządowania i technologii oraz przedstawiono szczegóły tłoczenia — obciążania gumą na sztywnym wytłoczniku lub w sztywnej matrycy. W osobnym rozdziale rozpatrzono zagadnienie tłoczenia gumą na młotach opadających. Rozpatrzono też zagadnienie dokładności wykonania elementów, powstających przy wykonaniu błędów i sposobów ich usuwania. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, wykresami i tabelami oraz fotografiami wydziałów tłoczenia i obciążania w zakładach lotniczych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów, techników i technologów, pracujących w produkcji lotniczej. L. S.

Swierchzrukowyye wchodnyje diffuzory R. German (dr Rudolf Hermann), Gosudarstwiennojje Izdatielstwo Fiziko-Matematyczieskoj Literatury, 1960 r., stron 291.

Jest to tłumaczenie na język rosyjski, wykonane przez E. J. Sorkina i W. J. Szulgina z oryginalnego wydania amerykańskiego. Treścią pracy są zagadnienia przepływów i dynamiki gazów nadzwyczajnych dyfuzorów wlotowych, stosowanych na silnikach odrzutowych. Autor opiera się na wynikach teoretycznych prac Oswatitscha i na własnych badaniach doświadczalnych oraz na licznym danych z literatury amerykańskiej, niemieckiej i włoskiej. Przedstawiono typy dyfuzorów i ich stosowanie w nadzwyczajnej aerodynamice, jednowymiarową teorię dyfuzorów, dyfuzory z położoną wewnątrz prostą falą sprężenia, dyfuzor tunelu aerodynamicznego z wielokrotną falą spiętrzeniową, układy płaskich fal spiętrzeniowych, obliczenia dla uzyskania optymalnego powstania ciśnienia, pracę dyfuzora wlotowego z wewnętrznym trzpieniem i porównanie danych doświadczalnych z teorią. Poszczególne typy dyfuzorów rozpatrzono są bardzo szczegółowo, przy czym w każdym przypadku autor daje szczegółową analizę fizycznego obrazu przepływu gazu, przeprowadza gazodynamiczne obliczenia, uzupełniając je wynikami doświadczalnymi. Książka jest cennym podręcznikiem dla studentów, inżynierów i pracowników instytutów naukowych, zajmujących się zagadnieniami gazodynamiki. L. S.

Aerodinamika diffuzorow i wychłopnych patrubkow turbomaszyn. A. Sz. Dorfman, M. M. Nazarczuk, N. J. Polskij, M. J. Sojkowski, Izdatielstwo Akademii Nauk Ukrainskoj SSR, 1960 r., stron 188.

W pracy tej przedstawione są metody obliczania przepływu gazu w dyfuzorach prostoliniowych i krzywoliniowych. Z pomocą tych metod opracowana jest metodyka projektowania dysz wlotowych turbin gazowych. Książka zawiera wiadomości gazodynamiki, doświadczalnych wyników badania przepływu cieczy lepkiej nieściśliwej w płaskich i stożkowych dyfuzorach, metody obliczania strat i parametrów przepływającego strumienia, wpływu liczby Ma na wielkość strat w dyfuzorach, zagadnienia lokalnego kąta rozszerzenia dyfuzorów pozwalające zastosować wyniki badań dyfuzorów stożkowych do oceny strat w niektórych dyfuzorach krzywoliniowych, zagadnienia dyfuzorów pierścieniowych, metod projektowania dysz wlotowych i doboru podstawowych parametrów i kształtów elementów dysz. Przedstawiono też różne metody doświadczalnych badań dysz wlotowych i wylotowych, uwzględniające ściślność strumienia, metody zwiększenia skuteczności dyfuzorów turbin dające zwiększenie ekonomiczności turbin gazowych. Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych instytutów oraz inżynierów konstruktorów. L. S.

Termo-dinamiczeskij rascziot rakietych dwigatielej, B. A. Nikołajew, Oborongiz, 1960 r., stron 148.

W książce podane są przybliżone metody obliczania termodynamicznych parametrów produktów spalania w silniku raketowym oraz jednostkowego ciągu, bez wyznaczania składu produktów spalania. Podano też termodynamiczne parametry niedysocjowanych i zdysocjowanych produktów spalania, metodykę termodynamicznych obliczeń silników raketowych na paliwo płynne. Rozpatrzono też zagadnienia dokładności obliczeń, wyznaczania prędkości wypływu spalin z dysz silnika, wyznaczania objętości właściwej spalin. Podane są też przykłady termodynamicznych obliczeń. W ostatnim rozdziale przytoczono zasady obliczania chemicznego składu produktów spalania w wysokich temperaturach, metodykę takich obliczeń oraz przykłady obliczeń chemicznych. Treść uzupełniona jest szeregiem wykresów i tabel. Dodatek zawiera pięć tabel danych technicznych składników paliw oraz czterdzieści dwa wykresy pomocnicze do obliczeń. Książka przeznaczona jest dla specjalistów techniki raketowej. L. S.

Chimiczieskaja i elektrolityczieskaja obrabotka aluminiija i jewo splawow. S. Wiernik, R. Pinner, Sudprongiz, 1960 r., stron 388.

Oryginał wydany został w języku angielskim w roku 1956. Autorami są S. Wernick i R. Pinner. Tłumaczenie na język rosyjski wykonał M. W. Porman. Praca ta zawiera usystematyzowany wykład zagadnień teoretycznych i praktycznych korozji oraz chemicznej i elektrolitycznej obróbki aluminium i jego stopów. Szczegółowiej rozpatrzono metody elektrolitycznego i chemicznego polerowania, zasady anodowania aluminium i teoria tego procesu, metody anodowania dekoracyjno-ochronnego i anodowania twardego, zasady malowania pokryć anodowych, uszczelnianie pokryć anodowych, fizyczne i chemiczne własności pokryć anodowych, metody nanoszenia pokryć galwanicznych i zasady emalowania aluminium i jego stopów. Przedstawiono też metody nanoszenia pokryć chemicznych i elektrolitycznych, jak oksydacja, chromowanie, fosfatyzacja, anodowanie, niklowanie i chromowanie. Prócz tego w książce rozpatrzono zostały rozliczne zagadnienia procesów technologicznych, mających zastosowanie przemysłowe. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, wykresami, tabelami i fotografiami. W dodatku podano pięć tabel niezbędnych w tej dziedzinie danych technicznych oraz własności materiałów. Książka przeznaczona jest dla inżynierów oraz technologów. L. S.

Rascziot i konstruirowanie riezynowych amortizatorow. Je. T. Grigoriew, Maszgiz, 1960 r., stron 160.

Praca pod tytułem — Obliczanie i konstruowanie gumowych amortyzatorów — podaje wiadomości o własnościach stosowanych do amortyzatorów gum, przeznaczaniu i eksploatacyjnych własnościach gumowych amortyzatorów, podstawowych zasadach konstruowania gumowych amortyzatorów oraz przykłady typów konstrukcji. Przedstawione są również metody obliczania gumowych amortyzatorów przy obciążeniu statycznym, obliczania amortyzatorów o kształcie płaskich prostokątnych płyt, obliczania amortyzatorów o kształcie okrągłych podkładek i tulei oraz amortyzatorów wkładkowych stożkowych. Osobno rozpatrzono zagadnienie pracy gumowych amortyzatorów pod działaniem obciążeń zmęczeniowych. Treść uzupełniona jest prawie stu rysunkami, wykresami i tabelami. Dano też wykaz siedemdziesięciu jeden pozycji literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i technologów przy projektowaniu, produkcji i eksploatacji gumowych amortyzatorów. L. S.

Riezanje mietalłow instrumentami s kieramiczeskimi plastinkami. P. A. Markielow, Oborongiz, 1960 r., stron 286.

Treścią książki są wiadomości o badaniach i zastosowaniu przemysłowym narzędzi skrawających z ceramicznymi płytkami. W tym celu omówiono szczegółowo własności ceramiki mineralnej, konstrukcje narzędzi skrawających i sposoby mocowania płytek ceramicznych, technologię metalizacji płytek, parametry geometryczne narzędzi skrawających z płytkami ceramicznymi, zużywanie się narzędzi skrawających z płytkami, ostrzenie narzędzi skrawających z płytkami ceramicznymi, obrabialność materiałów takimi narzędziami oraz podano charakterystyki typowych rodzajów obróbki — toczenia, wytaczania i frezowania. W ostatnich rozdziałach przedstawione jest przemysłowe zastosowanie ceramiki mineralnej dla obróbki metali i parametry skrawania narzędziami z płytkami ceramicznymi CM-332. W dodatku podane są szczegółowe rysunki typowych osmiu narzędzi skrawających z płytkami ceramicznymi. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, wykresami i tabelami oraz fotografiami narzędzi skrawających. Książka przeznaczona jest dla inżynierów technologów, pracowników zakładowych laboratoriów technologicznych oraz pracowników instytutów naukowo-badawczych. L. S.

Pienoplastmassy. Sbornik statiej, ried. A. A. Moisiejew, W. W. Pawłow, M. Ja. Borodin, Oborongiz, 1960 r., stron 184.

W zebranych artykułach przedstawiono zagadnienia technologii otrzymywania i własności mas plastycznych piankowych. W poszczególnych artykułach przedstawiono materiały piankowe dla mas plastycznych, masy plastyczne piankowe z polistyrolu i poliwinylu, uzyskiwanie polistyrolu piankowego za pomocą różnych materiałów pniących, masy plastyczne piankowe pustakowe, technologia wykonania i własności osłon antenowych z polistyrolu piankowego, przemysłowe metody otrzymywania mas plastycznych piankowych sposobem prasowania. W dalszych pracach omówiono masy plastyczne piankowe z fenolowo-formaldehidowych smół w połączeniu z kaucukami i wypełniaczami, stosowanie mas piankowych FK-20-ST do wykonania reflektorów radioelektronowych urządzeń lotniczych, otrzymywanie piankowych poliuretanów, stosowanie mas piankowych poliuretanowych w konstrukcjach lotniczych, masy piankowe krzemowo-organiczne oraz otrzymywanie mas plastycznych piankowych z poliepoksydowych smół. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i technologów, pracujących przy projektowaniu i produkcji przedmiotów z mas piankowych. L. S.

Principles of inertial navigation. C. J. Savant, Jr., R. C. Howard, C. B. Solloway, C. A. Savant. Wyd. McGRAW-HILL BOOK COMPANY, 1961, stron 254.

Jest to pierwsza praca poświęcona całkowicie zagadnieniom nawigacji bezwładnościowej (inercyjnej). Zebrano w niej kolekcję zasad sterowania, opracowane w różnych ośrodkach. Książka ta obejmuje trzy odrębne dziedziny; podstawy nawigacji z elementami automatycznego sterowania i koniecznymi wiadomościami z tej dziedziny. Dla konstruktorów zebrano materiał z zakresu autonawigacji, maszyn matematycznych, cechowania urządzeń, wstępnych prób naziemnych i nieco analizy matematycznej z omawianego zakresu. Dla pracowników, zajmujących się analizą matematyczną i programowaniem, podano konieczne wiadomości teoretyczne o zasadach sterowania bezwładnościowego. Omówione zostały również ostatnie osiągnięcia w dziedzinie sterowania pociskami balistycznymi i samolotami. Na wstępie zamieszczono ogólne zasady nawigacji statku w przestrzeni. Następnie autorzy rozważają podstawy nawigacji bezwładnościowej w świetle podstawowych praw ciążenia w zakresie dwu- i trójwymiarowej przestrzeni, z uwzględnieniem różnych rozwiązań. W następnym rozdziale podano koncepcję różnych rozwiązań praktycznych, z korekcją poszczególnych parametrów i ich wzajemnym powiązaniem. Następny rozdział to przegląd zespołów autonawigacji, przy różnych rozwiązaniach konstrukcyjnych. Sterowanie w różnych osiach przyjętego układu współrzędnych i przegląd stosowanych maszyn matematycznych wraz z systemem kodowania — to tematyka następnych rozdziałów. Techniczny zakres wiadomości kończą rozważania na temat regulacji, poziomowania i strojenia aparatury oraz opis prób „przed lotem”. Część matematyczna, to teoretyczne rozwiązania problemu sterowania, równania ruchu w układzie współrzędnych kątowych, prostokątnych i Poincaré'a. I wreszcie system analizy błędów w odniesieniu do poszczególnych czynników, jak błąd konstrukcji, błędne informacje wstępne itp. oraz niektóre elementy sterowania w locie balistycznym.

Poza materiałem podstawowym książka zawiera dodatkowe informacje pomocnicze z zakresu ogólnych wiadomości o przyciąganiu ziemskim, danych geometrycznych i fizycznych o ziemi, równań, praw, wpływie derywacji na równania ruchu wpływie innych błędów. Wreszcie zamieszczono rozważania na temat praw rządzących na poszczególnych typach orbit. Książka napisana została w oparciu o bogate doświadczenia autorów i obszerną literaturę (47 pozycji). Książka wypełnia poważną lukę w nowej dziedzinie i będzie bardzo przydatną zarówno dla pracowników naukowych, badawczych, jak i konstruktorów w zakresie nawigacji bezwładnościowej. A. G.

Tadeusz K. Królikiewicz. „Wczoraj i dziś lotnictwa wojskowego“, MON, 1961 r.

Książka stanowi ciekawy przegląd rozwoju lotnictwa wojskowego od jego początków do chwili obecnej. Autor podaje szereg mało znanych szczegółów, dotyczących najstarszych dziejów lotnictwa, jak na przykład fakt wykorzystania balonów do celów rozpoznawczych w czasie wojen prowadzonych w końcu XVIII wieku przez rewolucyjną Francję, opisuje rozwój lotnictwa w czasie pierwszej wojny światowej, w okresie międzywojennym i w czasie drugiej wojny światowej, przy czym nie pomija opisu ważniejszych operacji, przeprowadzonych przez lotnictwo. W dalszym ciągu książki Autor zajmuje się postępowaniem techniki lotniczej, uzbrojenia lotniczego i broni kierowanej po drugiej wojnie światowej oraz pewnymi szczegółami, dotyczącymi produkcji samolotów. Najwięcej miejsca Autor poświęcił zagadnieniu zadań i taktyki poszczególnych rodzajów lotnictwa wojskowego oraz opisowi samolotów, zarówno będących już w produkcji, jak i w stadium prototypowym. Książkę zamyka omówienie perspektyw rozwojowych lotnictwa wojskowego. Książka jest napisana w sposób przystępny i przejrzysty i jest bogato ilustrowana zdjęciami, rysunkami i wykresami.

Książka została zatwierdzona przez Ministerstwo Oświaty do bibliotek liceów ogólnokształcących, zasadniczych szkół zawodowych, techników i zakładów kształcenia nauczycieli. W. K.

Teoretyczniskie osnowy technologii i procesy izgotowienia detalej samolotow. J. A. Ziernow, E. A. Konorow, Oborongiz, Moskwa 1960 r., stron 632, cena 15 rb. 60 kp.

W książce przedstawiono ogólne zagadnienia technologii budowy samolotów, jakości produkcji, obniżenia pracochłonności i kosztów, mechanizacji i automatyzacji procesów oraz ogólnej metodyki projektowania procesów technologicznych, jak i ogólnych technologicznych wymagań w stosunku do konstrukcji samolotów. W części drugiej książki omówiono wykonanie detali z prełów, rur grubościennych, odkuwek, wyprasek i odlewów, omawiając szczegółowiej charakterystykę półfabrykatów, procesy obróbki mechanicznej, wykonanie płyt integralnych, procesy kształtowania na zimno, obróbkę cieplną oraz procesy wykonywania pokryć ochronnych. W trzeciej części książki omówiono wykonanie elementów z blach, profiliów i rur oraz opisano szczegółowo zagadnienia technologiczne charakterystyk części i półfabrykatów, procesów cięcia blach, profiliów i rur, obróbki skrawaniem blach, procesów przygotowania półfabrykatów do formowania, gięcia półfabrykatów, wyciągania części przestrzennych z półfabrykatów płaskich oraz ich wyciskania, obciążania półfabrykatów z blach na foremnikach, przygotowania oprzyrządowania do tłoczenia, procesów wykonywania krawędzi i otworów oraz obróbki wykańczającej i kontroli gotowych elementów. Treść uzupełniono jest czterystu sześćdziesięciu ośmiu rysunkami, wykresami, schematami, tabelami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla wyższych technicznych szkół lotniczych oraz pracowników przemysłu lotniczego. LS.

Teoria awiaciennych dwigatielej, czast' II. teoria rieaktiwnych dwigatielej. S. I. Wostrikow, E. N. Zujew, W. J. Kuzniecowa, M. A. Machnutin, A. N. Niespieła, W. A. Pieliszienko, A. K. Tokmakow, A. M. Filin, Wojennoje-Izdatielstwo Ministerstwa Oborony Sojuza SSR, 1960., stron 283.

Część druga zawiera teorię silników odrzutowych, przedstawioną w jedenastu rozdziałach. Podają one kolejne procesy sprężania powietrza w silnikach turboodrzutowych, zasady pracy sprężarek i ich charakterystyki, procesy spalania w silnikach turboodrzu-

wych, opisy typów komór spalania, procesy rozszerzania się gazów w silniku oraz zasady pracy turbiny gazowej akcyjnej i reakcyjnej jedno- i dwustopniowej, współpraca turbiny i sprężarki, obieg pracy, ciąg i ekonomika silników odrzutowych, ich zużycie paliwa i współczynnik sprawności. W dalszych rozdziałach przedstawione są charakterystyki silników turbostrutowych, metody zwiększania ciągu tych silników, zasady regulacji silników, układy silników turbośmigłowych, zasady ich pracy i charakterystyki, silniki odrzutowe przelotowe oraz silniki rakietowe na paliwo ciekłe. Książka przeznaczona jest do użytku szkolnego, mogą z niej korzystać techniczne załogi eksploatacji silników. LS.

Pilotirowanie wiertolota. G. A. Tiniakow, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony Sojuza SSR, Moskwa, 1960 r., stron 184, cena 4 rb. 40 kop.

Autorem książki jest jeden z pierwszych pilotów doświadczalnych radzieckich śmigłowców. Mając duże doświadczenie w pracy badawczej śmigłowców i instruktorskiej przy szkoleniu pilotów, przedstawił w sposób popularny praktyczne zagadnienia pilotowania śmigłowców jednowirnikowych. W pierwszym rozdziale daje krótkie wiadomości o śmigłowcach, ich typach, zasadach ich lotu, wirniku nośnym i sterowym, sterownikach, grupie silnikowej i mechanizmach. W dalszych rozdziałach opisuje rozruch silnika i włączenie przekładni, kabinę załogi, kolowanie i jego własności, start i zawis nad ziemią oraz start w warunkach specjalnych, wznoszenie i pojęcia o pułapie, przejściowe stany lotu, lot poziomy oraz jego zasięg i czas lotu, zagadnienia prędkości maksymalnej, zagadnienia stateczności i sterowności, lot ślizgowy z silnikiem pracującym, autorotacja wirnika nośnego, zagadnienia strefy niebezpiecznej, lot ślizgowy treningowy na autorotacji i stan autorotacji w przypadkach specjalnych, lądowanie z silnikiem pracującym na autorotacji i w przypadkach specjalnych. Omówiono też zagadnienia lotów według przyrządów, lotów nocnych oraz bezpieczeństwa lotów i zakresu zastosowania śmigłowców. Sto cztery poglądowe rysunki ułatwiają zrozumienie treści książki. Książka przeznaczona jest dla szkółących się w pilotażu śmigłowców. LS.

Elemientarnaja teorija wiertolota. A. M. Zagordan, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony Sojuza SSR, Moskwa, 1960 r., stron 384, cena 9 rb. 70 kop.

Jest to drugie przerobione i uzupełnione wydanie tej pracy, której pierwsze wydanie ukazało się w roku 1955. W przystępnej formie przedstawiono zasady lotu śmigłowców oraz podstawowe wiadomości o ich konstrukcji i aerodynamice. W początkowych rozdziałach podano zasady lotu śmigłowca i podstawowe różnice konstrukcyjne w stosunku do samolotu z opisaniem głównych mechanizmów śmigłowca, właściwości aerodynamiki wirnika nośnego wraz z obliczeniem wymaganej mocy silnika, stany pionowego lotu śmigłowca wraz z przypadkami pionowego wznoszenia i opadania oraz przypadku zawisu, zasady lotu poziomego oraz tym różniące mu zjawiska oderwania strugi przy dużych prędkościach, zasięg i czas lotu. W dalszych rozdziałach opisano zagadnienia lotu wznoszącego oraz lotu schodzącego z pracującym silnikiem wraz z lądowaniem normalnym oraz lot schodzący i lądowanie śmigłowca w przypadku autorotacji wirnika nośnego, sterowność i stateczność śmigłowca wraz z zagadnieniami stateczności statycznej i dynamicznej oraz wyważenia śmigłowca. W końcowych rozdziałach dano opis manewrów wykonywanych na śmigłowcu, jak kolowanie i zakrety na ziemi, rozpędzanie i hamowanie w powietrzu, zakrety i spirale oraz loty w warunkach specjalnych, wytrzymałość i drgania konstrukcji śmigłowca, opis różnych układów napędów wirnika nośnego oraz niektóre własności techniczne eksploatacji śmigłowców. Treść uzupełniona jest 244 schematami, rysunkami i wykresami oraz podstawowymi słowami mechaniki śmigłowców. Książka przeznaczona jest dla załóg latających oraz obsługi technicznej w jednostkach eksploatujących śmigłowce, jak i dla studentów wyższych uczelni technicznych, znających zasady mechaniki i aerodynamiki samolotów. LS.

Aerodromnaja požarnaja ochrana. A. Etienne, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony Sojuza SSR, Moskwa, 1960 r., stron 272, cena 8 rb. 10 kop.

Jest to tłumaczenie wykonane przez W. I. Kolimieiewa z wydania oryginalnego w języku francuskim z roku 1958. W książce rozpatrzone są ogólne zagadnienia, związane z gaszeniem pożarów na samolotach i w zabudowaniach lotniskowych oraz zasady organizacji przeciwpożarowej ochrony lotniskowej w większych zagranicznych portach lotniczych. Treść podzielono na cztery części, z których pierwsza zawiera rozpatrzenie założeń ogólnych, konieczności ochrony przeciwpożarowej, częstości wypadków na samolotach, prawnej strony zagadnienia, ograniczeń i podziału odpowiedzialności. W części drugiej omówiono też zagadnienia bezpieczeństwa pożarowego oraz jego kategorii w odniesieniu do samolotów, budynków oraz obiektów produkcyjnych, obliczanie wymaganej siły i środków wyposażenia przeciwpożarowego, niezbępczeństwo pożarowe dla samolotów na ziemi, dla zabudowań na lotnisku i od zabudowań położonych w pobliżu lotniska. W części drugiej rozpatrzone zagadnienia rozmieszczenia służby przeciwpożarowej na lotnisku, stanu załóg przeciwpożarowych i ich zakwaterowanie oraz techniki przeciwpożarowej. W dalszych częściach podano zasady działania przy gaszeniu pożarów oraz opisano szereg przykładów pożarów samolotów w różnych sytuacjach, jak i zagadnienia łączności na lotnisku i poza nim i zagadnienia administracyjne. W jednym z załączników dano klasyfikację samolotów wraz z ich wykazem na osiem klas w zależności od ciężaru w locie (do 1,5—4—6,7—12—22, 6—40—60 — i więcej ton) i pojemności zbiorników. Książka przeznaczona jest dla załóg ochrony przeciwpożarowej, załóg latających, technicznych załóg obsługi samolotów oraz administracji i obsługi lotnisk. LS.

Osnnowy rascziota tonkostiennych konstrukceji. N. I. Kariakin, Gosudarstwiennoe Izdatielstwo — Wysszaja Szkoła, Moskwa 1960 r., stron 240, cena 4 rb. 95 kop.

W pracy tej w przystępnej formie wyłożone zostały podstawy teorii wytrzymałości, stateczności i dynamiki cienkościennych konstrukcji. Przy wyjaśnieniu wskazanych zagadnień autor stosuje matematyczną analogię między zadaniem o zginaniu podłużno-popręcznym i zawężonym skręcaniem. Za pomocą analogii

przedstawiono w poglądowej formie rozwiązanie statycznych i dynamicznych zadań zawężonego skręcania, tak poszczególnych prętów otwartych i zamkniętych, jak i ich układów. Rozpatrzono też obliczanie prętów wieloprzęsłowych, skręcanie układów ramowych, zastosowanie szeregu trygonometrycznych do badania skręcania prętów cienkościennych, ich stateczność przestrzenną, dynamikę prętów cienkościennych wraz z obliczaniem drgań własnych swobodnych i wymuszonych, tłumionych i nietłumionych oraz praktyczną metodę przybliżonego obliczania częstotliwości drgań własnych prętów i ram wieloprzęsłowych. Treść uzupełniona jest rysunkami, schematami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów, konstruktorów i obliczeniowców biur konstrukcyjnych przemysłu lotniczego, okrętowego i budowy taboru kolejowego.

LS.

Raszcioł wysotno-skorostnych charakteristik turborieaktiwnych dwigatielej, N. I. Markow, W. I. Bakulew, Oborongiz, Moskwa 1960 r., stron 81, cena 2 rb. 60 kop.

W pracy tej przedstawiona jest metoda obliczania wysokościo-wo-prędkościowych charakterystyk silników turboodrzutowych oraz podany niezbędny materiał dla wykonania takich obliczeń. Podano też metody regulacji silników w zakresie pracy na maksymalnym ciągu, regulację doładowania oraz regulację wlotu do silnika na samolocie, zakres i kolejność obliczania wysokościo-wo-prędkościowych charakterystyk, charakterystyki sprężarki i wybór punktu obliczeniowego na charakterystyce, obliczanie krzywych współpracy sprężarki i turbiny oraz obliczanie ciągu przy posługiwaniu się funkcjami gazodynamicznymi. Opisane metody uzupełniono przykładem liczbowym obliczania wysokościo-wo-prędkościowych charakterystyk. Treść uzupełniona jest szeregiem wykresów i tabel oraz w załączniku tabelą funkcji niezbędnych do obliczeń. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych lat studiów oraz dyplomantów kursów lotniczych silników odrzutowych. Może być też wykorzystana przez pracowników biur konstrukcyjnych.

LS.

Uprawlamyemy snariady, pierewod s anglijskowo, L. G. Jewliano, S. A. Mandrykin, L. A. Owczarow, W. J. Sokolow, Izdatelstwo Inastronnoj Litieratury, Moskwa, 1960 r., stron 534, cena 39 rb. 60 kop.

Oryginal książki wydany został w języku angielskim pod tytułem — Guide Missiles — przez Ministerstwo Lotnictwa Wojskowego Stanów Zjednoczonych AP w roku 1958. W książce omówiona jest historia rozwoju broni raketowej oraz w sposób popularno-opisowy omówione są zasady budowy pocisków sterowanych wszelkich typów i ich wojskowe zastosowanie. W przystępnej formie wyjaśniono zasady aerodynamiki i konstrukcji sterowanych pocisków, zasady pracy silników raketowych i odrzutowych stosowanych w takich pociskach. Szczegółowo rozpatrzono fizyczne zasady urządzeń i przyrządów sterowania lotem i konstrukcję przyrządów naprowadzania na cel pocisków. Dano podstawowe wiadomości o charakterze toru lotu i bojowym zastosowaniu sterowanych pocisków. W dwunastu rozdziałach omówiono kolejno historię pocisków sterowanych i ich klasyfikację, aerodynamikę sterowanych pocisków, silniki stosowane do pocisków, fizyczne podstawy budowy sterowanych pocisków wraz z zasadami optyki, elektroniki i fizyki półprzewodników, elementy układów sterowania pociskami, elementy układów naprowadzania pocisków, układy sterowania pociskami, obliczanie toru pocisków, układy naprowadzania pocisku, bojowe zastosowanie sterowanych pocisków, aparatura pomiarowa stosowana w zakresie pocisków, a w szczególności przyrządy telemetryczne umieszczone w pociskach oraz przyrządy stosowane do bezpośrednich zapisów. W dodatku opisano układ naprowadzania pocisku o zasięgu bliskim.

Czytanie książki nie wymaga specjalnego przygotowania z matematyki, mechaniki i fizyki, stąd może być ona wykorzystana przez szerokie kręgi czytelników. Może też służyć jako podstawowy podręcznik do początkowego zaznajomienia z budową i urządzeniami sterowanych pocisków.

LS.

KRONIKA

Wojskowy Przegląd Lotniczy obchodził Jubileusz XV-lecia. Pierwszy zeszyt — wówczas dwumiesięcznik — ukazał się w styczniu 1947 r. W 1956 r. założenia redakcyjne zostały gruntownie zmienione i czasopismo stało się ciekawe i poczytne. Dziś jest stałym towarzyszem i pomocnikiem w służbie oficerów Wojsk Lotniczych, a interesującym periodykiem dla cywilnych pracowników lotnictwa.

Zyczymy dalszego rozwoju i poczytności.

*

Święto 5-lecia istnienia obchodził Magazyn Racjonalizatora Lotnictwa. W tym okresie czasopismo (nieco wbrew swej nazwie) stało się lotniczym magazynem uniwersalnym, chętnie czytany, nie tylko w naszej branży. Bratniej Redakcji z okazji Jubileuszu składamy serdeczne życzenia.

*

Redakcja Magazynu Racjonalizatora Lotnictwa podjęła inicjatywę zapoznania czytelników z zasłużonymi pracownikami — seniorami przemysłu lotniczego. Ta godna poparcia akcja uwidoczniła cichych bohaterów pracy, którym 15-letni przemysł lotniczy PRL ma na pewno wiele do zawdzięczenia.

*

Znany w przemyśle lotniczym naukowiec, mgr inż. Jan Oderfeld, został przez Radę Państwa mianowany profesorem zwyczajnym na Wydziale Mechaniczno-Energetycznym i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej.

*

Ruchliwy i zasłużony Klub Publicystów Lotniczych umożliwił u schyłku ubiegłego roku uczestniczenie w dwóch interesujących imprezach. Pierwszą — stanowiła prelekcja inż. J. Zwierzyńskiego, dyrektora Departamentu Lotnictwa Cywilnego MK na temat aktualnych problemów lotnictwa cywilnego. Prelekcja ta odbyła się w Stowarzyszeniu Dziennikarzy w związku z plenarnym zebraniem Klubu Seniorów Lotnictwa, na które m.in. przybyli wiceminister Komunikacji — J. Rustecki i dowódca Wojsk Lotniczych gen. J. Frey-Bielecki. Po odczycie KPL zorganizował pokaz filmów.

Drugą imprezę stanowiła Wystawa Lotnicza Aeroklubu PRL w Domu Dziennikarza. Na wystawie tej, prócz eksponatów jak: modele samolotów i szybowców, rakiety doświadczalne, medale i nagrody z zawodów — pokazano wiele ciekawych fotogramów lotniczych.

*

PLL „Lot” wciąż rozszerzają horyzonty. Mała zmiana — to przeniesienie Oddziału Miejskiego (sprzedaż i rezerwacja biletów) z Placu Konstytucji na ul. Waryńskiego 9. Duży krok propagandowo-prestizowy, to otwarcie punktu informacyjnego w ruchliwej dzielnicy Nowego Jorku.

*

Personel „Lotu” rokrocznie przechodzi szkolenie na kursach zawodowych. W 1960 r. — 150 osób, w 1961 r. — 200 pracowników objęto szkoleniem, w poważnej części w Związku Radzieckim.

*

Jesienna sesja IATA (Międzynarodowa Organizacja Linii Lotniczych) w Sydney, w której wzięła udział delegacja PLL „Lot” pozwoliła zapoznać się z problemami światowego lotnictwa komunikacyjnego, jak: tendencją wzrostu przewozów (w 1960 r. o 23,5% w porównaniu z 1959 r., przy czym w 1960 r. regularne linie państw należących do IATA przewiozły 106 mil. pasażerów, w tym 23 mil. na szlakach międzynarodowych), wprowadzeniem dużych i szybkich samolotów odrzutowych, niewykorzystaniem miejsc, „charterowaniem” (wydzierżawianiem) samolotów, walką konkurencyjną, tendencją obniżenia taryf. W ostrej formie narzuca się postulat wprowadzenia samolotów odrzutowych na liniach „Lotu”.

Jest to „być — lub nie być” dla polskiej komunikacji na lotniczych szlakach międzynarodowych.

*

PLL „Lot” od ubiegłego roku organizują dalekie wycieczki urlopowe. Dzięki tej akcji 5900 turystów zwiedziło znane miejscowości 17 krajów Europy i Azji. W 1962 r. ilość turystów na trasach KDL, Chin, Korei i krajów kapitalistycznych — podwoi się.

*

Drogą lądową z Turynu do Warszawy (1900 km) nadeszły ostatnio 3 nowoczesne lotniskowe cysterny samochodowe, o pojemności 25 tys. litrów, dla obsługi portu Warszawa — Okęcie. Cysterny Viberti (wyposażone w angielskie urządzenia, z ciągnikami Fiat) — zastąpią zasilanie samolotów liniowych z unrowskich cystern. Przewiduje się, że następne cysterny pójdą do Poznania i Krakowa.

*

Dotychczasowe urządzenia radarowe, zainstalowane na Okęciu, umożliwiają kontrolę obszaru w promieniu 200 km. Ostatnio zmontowano drugi radar, precyzyjny, firmy Telefunken, który pozwoli na sprowadzanie samolotów do wysokości 30 m nad ziemią. Zapewni to bezpieczeństwo lądowania w trudnych warunkach atmosferycznych.

*

Rozpoczyna się już budowa Międzynarodowego Dworca Lotniczego na Okęciu, o którym umieściliśmy artykuł w TL nr 5/61. Dworzec będzie miał kubaturę 85 tys. m³, plac przed dworcem — powierzchnię 100 tys. m². Budowa zostanie ukończona w 1964 r.

*

Szwajcarskie samoloty „Swissair” zapewniają szybką komunikację dla dziennikarzy i działaczy sportowych z Chamonix na narciarskie mistrzostwa FIS w Zakopanem via Genewa — Zurich — Kraków.

*

Dwa śmigłowce obsługują FIS. Jeden z nich — sanitarny pozwala na ewentualny transport sportowca do kliniki specjalistycznej, drugi — w dyspozycji MO — służy do obserwacji i regulacji ruchu kolejowego.

*

Koło Zakładowe Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji (SITK) przy Departamencie Lotnictwa Cywilnego MK przystąpiło do szerzenia wiedzy lotniczej. Zaplanowany został cykl 13 prelekcji, z dziedzin objętych pracą DLC, w okresie 16.XII.1961 r. — 23.VI.62 r.

*

Przybyły Polsce dwa nowe międzynarodowe rekordy szybowcowe. Zdobyła je w grudniu 1961 r. L. Pazio z pasażerem na „Bocianie”, uzyskując wysokość 3300 m. Polskie szybowczuki są w posiadaniu 7 rekordów na 8, istniejących w kategorii szybowców dwumiejscowych.

*

Najbliższe Szybowcowe Mistrzostwa Świata odbędą się w Argentynie w lutym 1963 r. Jak już donosiliśmy, w klasie „Standart” reprezentować będzie nasz kraj „Foka 2” konstrukcji Szybowcowych Zakładów Doświadczalnych Bielsko-Biała.

*

Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego przystąpiło już do II etapu prac nad podnoszeniem poziomu techniki, technologii i organizacji produkcji oraz oszczędzania materiałów w podległych mu zakładach. Już zakończony I etap prac stanowił wprowadzenie w zakładach norm technicznie uzasadnionych.

*

W grudniu ubiegłego roku odbyło się kolegium dyrektorów przedsiębiorstw; dyrektor ZPL inż. Talma zreferował zagadnienia postępu technicznego, zaś z-ca dyrektora d/s ekonomicznych omówił aspekty oszczędności materiałowych. Podjęto decyzję, że zakładami wzorcowymi będą WSK-Mielec, Rzeszów i Wrocław oraz omówiono organizację i plan prac.

Z.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XII

WARSZAWA, LUTY 1962 r.

ZESZYT 2

HYDROAEROMECHANIKA

25 533.6.08 ILOt
Zmierzanie wzdłużnych potoków. Mierzenie strumieni powietrznych. Promyślna Aerodynamika, wyp. 19, 1960, s. 176, rys., tabl.

Zbiór artykułów poświęcony różnym zagadnieniom teorii i techniki pomiaru parametrów strumienia powietrza — prędkości, ciśnienia, temperatur, szczególnie w warunkach przepływu niestabilnego. Opisy niektórych oryginalnych przyrządów i urządzeń.
R. S.

26 533.6.013.7 ILOt
Gobeltz J.: La Vrille. Korkociąg. Techn. et. Scien. Aeron., 1961, nr 2, s. 113—120, rys. 1, ods. 3.

Referat wygłoszony przez J. Gobeltza, szefa sekcji (Instytutu Mechaniki) dla badań lotu modeli swobodnych. Opis najczystszych rodzajów korkociągu i najlepsze sposoby „wydobycia”, ogólne wnioski, które można było wyciągnąć z doświadczeń na modelach pierwowzorów ostatnich lat i z porównań w locie w pełnej skali: zastosowanie lotek dla wyprowadzenia z korkociągu samolotów o długim kadłubie i skuteczność statecznika pionowego przedniego (kilku) dla uniknięcia zbyt płaskiego i zbyt szybkiego korkociągu pewnych najnowszych samolotów. Zdołano dokonać kilku systematycznych badań, które wykazały pierwszorzędne znaczenie kształtu przekrojów kadłuba w zależności od tego, jak jest wydłużony w kierunku poziomym lub też w kierunku pionowym.
J. Nikol

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

27 629.13.012:539.4 ILOt
Proczność awiacyjnych konstrukcji. Wytrzymałość konstrukcji lotniczych. Moskwa. Awiac. Institut, Trudy wyp. 130, Moskwa, 1960, s. 195, rys. 61, tabl. 10, ods. 58.

Zbiór artykułów poświęconych zagadnieniom wytrzymałości, stateczności i drganiom konstrukcji cienkościennych. Przytoczono wzory, pozwalające wykonać praktyczne obliczenia oraz przytoczono dowolne przykłady liczbowe, obrazujące zastosowanie opracowanej metody obliczania do praktycznie ważnych zagadnień.
R. S.

28 629.13.012:539.4 ILOt
Łapiński Z.: Zagadnienie zmęczenia w konstrukcjach lotniczych. Prace Inst. Lotn., 1961, nr 14, s. 44, rys. 45, tabl. 4, ods. 5.

Praca przedstawia dwie metody obliczenia międzynaaprzewczego okresu użytkowania samolotu dla zadanej wartości prawdopodobieństwa. Pierwsza metoda określa w.w. okres na podstawie badań zmęczyeniowych próbek lub elementów samolotu ze stałą amplitudą, tj. na podstawie wykresu $\sigma-N$ spectrum obciążenia i zależności kumulacji uszkodzeń zmęczyeniowych. Druga metoda zaś — na podstawie programowych badań zmęczyeniowych ze zmienną amplitudą obciążenia. Podano kryteria doboru ilości okresów programu i ilości poziomów obciążenia dla spectrum obciążenia od podmuchów.

29 621.51—23.5:539.433 ILOt
Miejerowicz J. J.: Raspridelenie naprjażenij w kompriessornych łopatkach pri kolebanjach. Rozkład naprężeń w łopatkach sprężarek podczas drgań. Moskwa, 1961, Oborongiz, D, s. 107, rys. 53, tabl. 10, ods. 10.

Metoda obliczania własnych drgań łopatek sprężarek dowolnej konstrukcji, które stosuje się w różnych dziedzinach budowy maszyn.
W oparciu o teorię płyt otrzymano praktycznie dogodnie rozwiązanie dla wyliczenia postaci i częstotliwości własnych drgań i naprężeń w pobliżu rezonansu.
Przytoczono wykresy, tablice i przybliżone wzory znacznie upraszczające obliczenia. Oprócz tego dano przykładowo obliczenie liczbowe dla dowolnej łopatki i przytoczono porównanie wyników obliczenia i doświadczenia.
R. S.

30 629.135.4:539.433 ILOt
Jones J. P.: The torsional oscillations of airscrew blades at low mean incidences. Drgania skrętne łopat śmigieł na małych kątach natarcia. Aeronaut. Res. Council, Rep. a. Mem. luty 1958, nr 3177, s. 13, rys. 8, ods. 4.

Opracowanie jest próbą wyjaśnienia obserwowanych drgań skrętnych śmigła za pomocą teorii „ślądu”. Wykazane jest, że skrętne tłumienie aerodynamiczne staje się ujemne przy pewnych kątach ustawienia łopat i częstotliwościach; wykazano, że częstotliwości lub prędkości, przy których pojedyncza łopata staje się niestabilna, różnią się nieznacznie od krytycznych prędkości śmigieł wielołopatowych. Na małych kątach natarcia nie wydaje się możliwe zupełne zniknięcie tego typu drgań, lecz sugerowane jest, że naprężenia od drgań mogą być obniżone przez przesunięcie osi sprężystej bliżej krawędzi natarcia.
R. Witkowski

31 539.433:533.6.011.5 ILOt

Holt M., Strack S. L.: Supersonic panel flutter of a cylindrical shell of finite length. Drgania samowzbudne cylindrycznej powłoki o skończonej długości przy szybkościach naddźwiękowych. J. Aerospace Science, 1961, t. 28, nr 3, s. 197—207, rys. 10, ods. 9.

Równanie drgającej powłoki zostało przedstawione jako równanie całkowo-różniczkowe czwartego rzędu lub też ósmego rzędu. Równanie całkowo-różniczkowe drgającej powłoki rozwiązać w sposób ścisły jest niezmiernie trudno. Przyjęcie pewnego założenia upraszczającego w odniesieniu do członów aerodynamicznych równania znacznie je upraszcza i możemy je stosunkowo łatwo rozwiązać. Stwierdzono, że im bardziej człony aerodynamiczne w równaniu drgającej powłoki są zbliżone do rzeczywistych warunków przepływu, to w rozwiązaniu zagadnienia otrzymujemy większą krytyczną wartość liczby Macha.
Z. Łapiński

AERODYNY, ICH CZĘŚCI I WYPOSAŻENIE

32 629.135 ILOt

Tomaszewicz D. L.: Konstrukcja i ekonomika samolota. Konstrukcja i ekonomika samolotu. D. Moskwa, Oborongiz, 1960, s. 202, rys. 16, tabl. 6, ods. 5.

Wyłożono teoretyczne podstawy i wyprowadzono wzory inżynierskie dla oceny konstrukcji samolotu z punktu widzenia ekonomiki. Zastosowanie tych wzorów pozwala wybrać parametry i opracować konstrukcję samolotu tak, aby jego wytworzenie i użytkowanie wymagały najmniejszego nakładu środków przy zachowaniu warunków najlepszego wypełnienia przeznaczenia samolotu.
R. S.

33 629.138.4 ILOt

The Short SC-7, Skyvan. Samolot transportowy. Short SC-7, Skyvan. Brit. Aircr. Ind., Bull., 1961, nr 1, s. 4—10, rys. 22.

Short SC-7 jest lekkim transportowcem o ładunku 1,5 t. Może on startować i lądować bezpiecznie na polu o długości poniżej 800 m. Posiada zasięg 325 km przy pełnym ładunku i prędkości 260 km/h, zaś przy 1 t ładunku i prędkości 230 km/h prawie 150 km. Minimalna prędkość około 100 km/h. Główna zaleta samolotu jest duża pojemność kadłuba — około 40 m³. Jest to górnopłat o dużych silnikach Continental GTS 10—520. Posiada on wielorakie zastosowania: poza transportem wielu objętościowych towarów może przewozić samochody, ładunki zrzucać ze spadochronem, 15 pasażerów lub 12 rannych, może wreszcie służyć dla celów rolniczych rozpylając ok. 1,5 t suchych lub płynnych chemikaliów.
Z. Brodzki

34 629.135.9 ILOt

Garrard W. C. J.: VSTOL cargo airplane characteristics. Charakterystyki udźwigu samolotów pionowego i skróconego startu. Aerospace Engng., 1961, t. 20, nr 1, s. 22—23, 62—74, rys. 22, tabl. 8.

Autor rozważa zagadnienie czy śmigłowiec zostanie przewyższony przez lepsze własności transportowe innych samolotów pionowego lub skróconego startu. Zestawiono zagadnienie napędu poszczególnych układów, ich stosowność oraz koszty użytkowania. Wg autora śmigłowce są lepsze od samolotów pionowego startu przy mniejszych zasięgach. Ciężar, osiągi i koszty użytkowania dla samolotów skróconego i pionowego startu są jednakowe.
Z. Brodzki

35 629.135.9 ILOt

Mack K. W.: Wege zum Vertikalstartflugzeug. Droga do samolotu pionowego startu. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 3, s. 58—70, rys. 16, ods. 31.

Podany tutaj przegląd rozważa poszczególne zakresy pracy tych statków od unoszenia w zawisie do prędkości naddźwiękowej. Wykazano na podstawie będących w budowie bądź w próbach egzemplarzy główne kierunki rozwojowe. Dają się tu wyróżnić ogólnie 2 grupy: jedna mniej lub więcej zbliżona do dotychczasowych samolotów i druga całkowicie od nich odbiegająca. Ta ostatnia opiera się na najbardziej optymalnych układach w połączeniu z nowymi urządzeniami do wytwarzania siły nośnej — opartymi na sprężarkach osiowych. Przedstawiono napęd bezpośredni turbodrutowy i układy złożone, będące połączeniem napędu turbodrutowego z płatem posiadającym wbudowane wentylatory.
Z. Brodzki

36 629.135.423.035.5:629.13.038 ILOt

Biechli J. B.: Kompriessornaja sistiemia rjeaktiwnowo priwoda niesuszczewo winta wiertolota. Układ sprężarkowy odrzutowego napędu wirnika nośnego śmigłowca. Moskwa, 1960, Oborongiz, D, s. 101, rys. 37, ods. 18.

Rozpatrzono podstawowe własności układu odrzutowego napędu wirnika nośnego śmigłowca, urzeczywistnianego drogą doprowadzenia sprężonego gazu do dysz, rozmieszczonych na końcach łopat. Ustalono związki między parametrami układu napędu i aerodynamicznymi parametrami wirnika. Podano metody oceny ich wskazanych połączeń.
R. S.

Hassler H.: Man powered flight in 1935-37 and today. Lot mięsniowy w roku 1935-37 i dzisiaj. Conad. Aeronaut. J., 1961, t. 7, nr 3, s. 89-104, rys. 39, ods. 7.

Autor tej pracy jest współkonstruktorem mięsniolotu, który przeleciał około 1 km lotem poziomym. Omawia on wpływ ciężaru i rozpiętości płata na osiągi w oparciu o samolot Haesslera-Villingera. Wg autora możliwy jest lot mięsniowy 1 godzinny przy wpływie ziemi a nawet bez niego, przy napędzie przez wytrenowanego kolarza wyczynowego, a przy pracy normalnego amatora również, lecz przy doskonałości samolotu — 100. Z. Brodzki

Henshaw D. H.: Design of an inlet duct for propeller — turbine installation on a STOL aircraft. Projektowanie przewodu wlotowego układu turbośmigłowego dla samolotu skróconego startu. Conad. Aeronaut. J., 1961, nr 3, t. 7, s. 137-139, rys. 6, ods. 5. Przy projektowaniu zespołu napędowego turbośmigłowego samolotu Caribou obliczenia przepływu dokonano przy pomocy metody analogii elektrycznej. Metoda ta najlepiej pozwala na szybkie i ekonomiczne projektowanie wysokosprawnych przewodów. Autor podaje opis urządzenia dla pomiarów trójwymiarowych. Wpływ sprężarki został tu uwzględniony przy pomocy odpowiedniej dziurkowanej płyty. Z. Brodzki

Issledowanie spetsialnych elektricheskich maszin. Sbornik statiej pod. ried. A. I. Biertinowa. Badanie specjalnych lotniczych maszyn elektrycznych. Zbiór art. pod red. A. J. Biertinowa. Trudy Mosk. Awiac. Inst., nr 133, 1961, s. 152, rys. 59, tabl. 18.

Podano wyniki doświadczalnych badań magnetoelektrycznych prądnic lotniczych, ekranowych silników elektrycznych dla pracy w głębokiej próżni i osrodku agresywnym, silników o ruchu postępowo-zwrotnym ze wzbudzeniem typu parametrycznego. Zbadano pole magnetyczne prądnic indukcyjnych, rozpatrzono teorię synchronizacji silników z wzorcowym źródłem małej mocy, pokazano wpływ różnych materiałów na mechaniczną charakterystykę silnika z jednolitym wirnikiem, dano doświadczalne wyznaczenie mechanicznych charakterystyk silnika. R. S.

SILNIKI LOTNICZE

Schulz E. W.: Wandeltriebwerk mit Auftriebsblaser für Lotrechtstarter. Połączenie silnika zmiennego z wentylatorem dającym się nośną dla samolotu pionowego startu. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 3, s. 71-74, rys. 8.

Najlepszym rozwiązaniem dla samolotów pionowego startu jest silnik zmienny czyli taki, który zapewni optymalny ciąg dla przelotu, oraz optymalny udźwig dla lotu pionowego. Podano tutaj opis rozwiązania firmy General Electric — złożonego układu silnika składającego się z silnika turboodrzutowego, zaworu skierowującego strumień i wentylatora niskociśnieniowego. Podano szczegóły konstrukcyjne oraz wyniki badań. General Electric przewiduje dalszy rozwój tego napędu aż do osiągnięcia stosunku ciąg — ciężar do 15. Z. Brodzki

Kowalewicz A.: Analiza nieliniowych oscyacji ciśnienia występujących przy spalaniu. Arch. Bud. Masz., 1961, t. 8, nr 3, s. 263-271, ods. 13.

Zagadnienie podłużnych nieliniowych oscylacji ciśnienia związanych ze spalaniem przy przepływie gazu lepkiego w przewodzie o zmiennym polu przekroju poprzecznego.

TŁUMIKI HAŁASU

Szumogłuszerje. Tłumienie hałasu. Promyszlennaja aerodynamika Nr 18, Moskwa, 1960, s. 108, rys. 92, tabl. 3, ods. 34.

Zbiór artykułów poświęcony zagadnieniom powstania hałasu w niektórych urządzeniach aerodynamicznych. Opisano wyniki badania tłumików hałasu w kanałach i metody pomiaru hałasu. R. S.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

High speed broaching. Przeciąganie z dużymi prędkościami. Aircr. Product, July 1961, t. 23, nr 7, s. 258-265, rys. 11. Nowa technika szybkościowego przeciągania jodełek w dyskach turbin. Otrzymało pięciokrotne skrócenie czasu trwania operacji

przeciągania i piętnastokrotny wzrost trwałości przeciagaczy. Wyniki takie można było osiągnąć dzięki zastąpieniu przeciagarki pionowej przez sztywniejszą poziomą, dalszą modernizację przeciagarki poziomej pod kątem podwyższenia jej sztywności, dokładności i zwiększenia zakresu prędkości roboczych i ruchu jałowego. Drugą innowacją było szlifowanie kształtowych powierzchni przewłókami na przeciagaczach do jodełek. A. Gołędzinowski

Blade peening. Śrutowanie łopatek. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 7, s. 244-245, tabl. 2, rys. 1.

Nowa metoda wykańczania powierzchni stalowych łopatek sprężarkowych. W zakładach Bristol Siddeley wprowadzono proces bliski śrutowaniu, tylko zamiast śrutu metalowego użyto kuleczek szklanych w jedenastu grzaniach wymiarowych. Operacje przeprowadza się na stoisku podobnym do docieraczki hydraulicznej. Początkowo proces służył do oczyszczania przedmiotów a w dalszym ciągu stwierdzono jego wysoką przydatność do wprowadzania zgniotu powierzchniowego. Jak widać z tabel porównawczych, proces może z powodzeniem konkurować z natryskiem parą dość szeroko stosowanym w przemyśle angielskim. A. Gołędzinowski

Wennberg J. B., Mehl C. L., Karabacher E. J.: Hot Machining. Skrawanie na gorąco. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 7, s. 246-252, rys. 18, ods. 5.

Przy wzroście temperatury skrawania spada twardość narzędzia i w związku z tym obniża się jego trwałość. Jednocześnie z tym zjawiskiem występuje drugie, a mianowicie ze wzrostem temperatury spada zdolność ścierna materiału, co powoduje zwiększenie trwałości ostrza. Autorzy podają przebieg doświadczeń i wyniki, które miały na celu stwierdzenie wpływu tych sprzecznych czynników na wydajność obróbki i trwałość ostrza. Wynikają bezsporne korzyści stosowania podgrzewania przedmiotów w określonych okolicznościach — niekiedy nawet stokrotny wzrost trwałości narzędzia. Szczególne korzyści reprezentuje proces dla obróbki metali o dużej wytrzymałości i odpornych na podwyższone temperatury. A. Gołędzinowski

Hertel H.: Modellversuche zur optimalen Durchbildung von Pressteilen. Próby modelowe nad najlepszym przekształceniem części tłoczonych. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 5, s. 114-120, ods. 2

Podano metodę modelową, która uwidacznia dotychczas trudne do śledzenia przebiegi płynięcia w prasach metalowych i umożliwia badanie tych przebiegów, jak również przy małych nakładach środków i czasu praktyczne próby zastosowania. Chodzi przy tym o materiał modelowy i jego znaczenie, jak również wpływ tarcia ścianek. Następnie opisano pokrótce prasę doświadczalną z uwidocznieniem płynięcia i rozpatrzono różne wpływy (jak prędkość, tarcie ścianek, chłodzenie i kształt geometryczny) na próbę modelową. R. S.

Steinbauer W.: Werkstoffprüfung im Flugzeugbau. Badanie materiałów w budowie samolotów. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 5, s. 146-154, rys. 19, ods. 2.

Stosowane obecnie w budowie samolotów nowe materiały wymagają daleko idącej kontroli i sprawdzania. Wykazano, jakie zasady i założenia takiej nowoczesnej kontroli oraz jakie zadania przypadają organom kontrolnym przy nadejściu towarów, jak również przy produkcji. Główną część sprawozdania poświęca się właściwej kontroli materiałów. Pokazano wyposażenie niezbędnych do tego laboratoriów, przy czym szczególnie omówiono nowoczesną aparaturę badawczą. R. S.

TRANSPORT LOTNICZY

Kalestyński B.: **Ekonomika transportu lotniczego.** Zasady ogólne i organizacja. Warszawa, 1961, s. 308, rys. 55, tabl. 80.

Cechy lotnictwa komunikacyjnego w aspekcie gospodarczym, politycznym i wojskowym. Ekonomiczno-prawny statut przedsiębiorstw lotniczych, ich podział i organizacja. Podstawy prawne międzynarodowej komunikacji lotniczej. Zasady przewozu samolotami wszelkiego rodzaju ładunków, zasady ustalania tarif zarówno krajowych, jak i międzynarodowych. Ustalanie rozkładu lotów. Ogólne wiadomości o samolotach i ich podział. Organizacja obsługi technicznej, użytkowania lotnisk. R. S.

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

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Aerodynamika cz. IV

OPORY CHŁODZENIA I CHŁODNIC

Chłodnice tunelowe

Dokończenie z zes. 9/61

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

Opór zewnętrzny

Opór zewnętrzny chłodnic tunelowych określa się w tunelach aerodynamicznych przy bardzo małych stosunkach $\frac{V_{we}}{V}$ (wtedy opór wewnętrzny jest bliski zeru — rys. 8). Na rys. 12 podana jest charakterystyka chłodnicy skrzydłowej, której szkic przedstawiony jest na tym samym rysunku.

Przedstawiona na rys. 12 chłodnica jest szczególnie podatna na działanie warstwy przybrzeżnej. Skuteczną obroną przed szkodliwymi skutkami działania warstwy przybrzeżnej okazało się wykonanie szczeliny oddzielającej tę warstwę. Chłodnica ta — bez szczeliny — posiada $\eta = 65\%$ i $\zeta = 21$ przy $\frac{V_{we}}{V} = 0,13$, a ze szczeliną $\eta = 97\%$,

$\xi = 1,5$ przy $\frac{V_{we}}{V} = 0,13$. Opór zewnętrzny tej chłodnicy wynosi $C_{xz} = 0,05$.

Wpływ kształtu i umieszczenia chłodnicy tunelowej skrzydłowej pokazuje rys. 13. Na rysunku tym podana została wielkość c'_{xz} , obliczona względem zewnętrznej bocznej powierzchni chłodnicy oraz c_{xz} , obliczona względem powierzchni przekroju czołowego (S). Na rys. 14 podano kształty i opory innych chłodnic skrzydłowych. Na rys. 15 podano kombinacje chłodnicy tunelowej z kadłubem oraz współczynniki oporów zewnętrznych tych chłodnic.

Do obliczeń wstępnych można posłużyć się metodą wyznaczenia oporów wewnętrznych, opracowaną w CAGI. Metoda ta oparta jest na wyrażeniu strat ciśnienia powietrza przepływającego przez chłodnicę za pomocą „charakterystycznej” powierzchni odniesienia chłodnicy. W tej metodzie współczynnik oporu można określić za pomocą następującego wzoru:

$$(CxS')_{chl} = \frac{P_{xchl}}{q} \quad [10]$$

Współczynnik $(CxS)_{chl}$ należy określić doświadczalnie.

W CAGI określono doświadczalnie dla różnych układów silnika o mocy 1000 KM zależność

$$(CxS')_{chl} = f(S) \quad [11]$$

gdzie: S — jest powierzchnią maksymalnego przekroju czołowego chłodnicy.

Na rys. 16 podano wartość $(CxS')_{chl}$ w funkcji S dla chłodnicy podkadłubowej; moc silnika $N = 1000$ KM. c_{xz} jest oporem zewnętrznym badanej chłodnicy. Na rys. 17 podano wielkość $(CxS')_{chl}$ w funkcji S dla chłodnicy umieszczonej w skrzydle; moc silnika $N = 1000$ KM.

Wewnętrzny opór chłodzenia określa się dla dwóch etapów lotu: 1) przy wznoszeniu (W), 2) w czasie lotu z prędkością maksymalną (V_{max}).

Z rys. 16 i 17 można skorzystać w przypadku dowolnego silnika, obliczając S_{1000} za pomocą wzoru

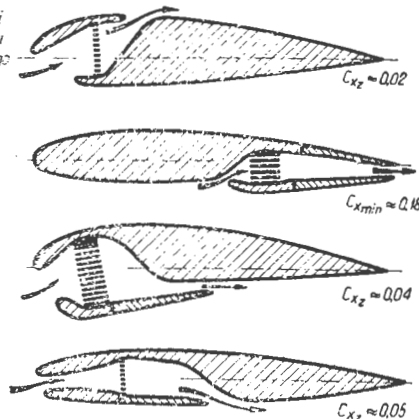
$$S_{1000} = SN \frac{1000}{N} \quad [12]$$

Odczytane z wykresu $(CxS')_{chl}$ należy przeliczyć dla dowolnej chłodnicy wzorem:

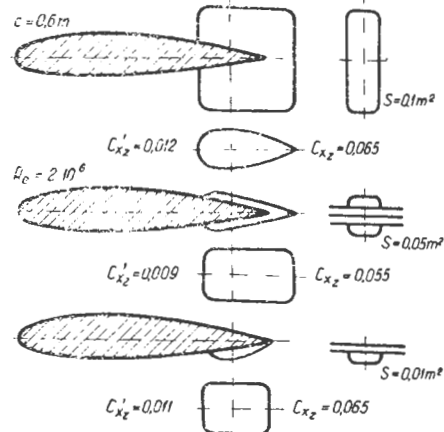
$$(CxS')_{chlN} = (CxS')_{chl1000} \cdot \frac{N}{1000} \quad [13]$$

Szczelność kanałów chłodnicy bardzo wpływa na wielkość współczynnika oporu i dlatego należy wykonywać chłodnice z zachowaniem możliwie dużej szczelności. Ze względu na nieszczelność kanału chłodnicy należy dodawać $\Delta Cx_{szcz} = 0,005$, a w przypadku silnika chłodzonego powietrzem $\Delta Cx_{szcz} = 0,005 - 0,015$.

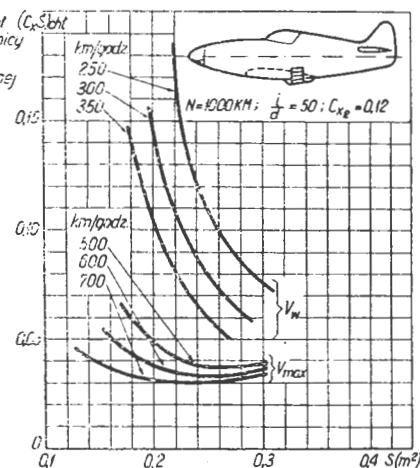
Rys.13 Kształty i współczynniki oporu zewnętrznego kilku chłodnic typu skrzydłowej



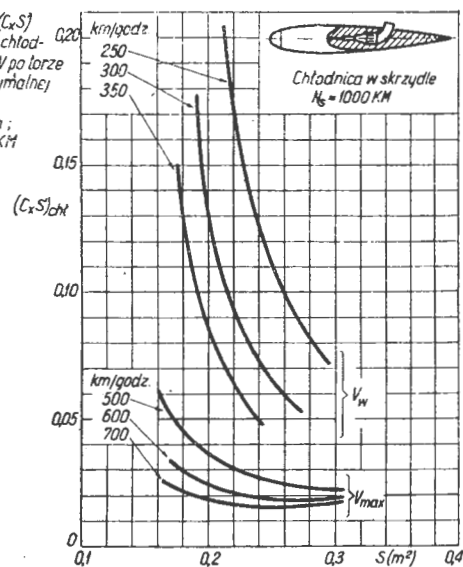
Rys.14 Kształt i współczynnik oporu trzech chłodnic skrzydłowych



Rys.15 Zależność wyrażenia $(CxS)_{chl}$ od powierzchni czołowej chłodnicy S, przy prędkości V po torze wznoszenia V_w i maksymalnej prędkości lotu V_{max} . Chłodnica podkadłubowa; moc silnika $N = 1000$ KM



Rys.16 Zależność wyrażenia $(CxS)_{chl}$ od powierzchni czołowej chłodnicy S, przy prędkości V po torze wznoszenia V_w i maksymalnej prędkości lotu V_{max} . Chłodnica skrzydłowa; moc silnika $N = 1000$ KM



(Dokończenie z I str. okł.)

Tabela 2

Nr owiewka	1	2	3	4
Cx	0,14	0,212	0,18	0,307

Jako powierzchnię odniesienia przyjęto powierzchnię równą średnicy kółka, pomnożonej przez jego grubość ($d \times b$). Kształt owiewków pokazano na rys. 2 a, b, c, d. Oczywiście, im owiewek będzie zakrywał większą część kółka, tym opór takiego układu będzie mniejszy. Dla porównania przyjęto kółko nr 2 w owiewku nr 1, d.a trzech przypadków: A_1 , A_2 i A_3 .

Współczynniki oporu, odniesione do powierzchni czołowej kółka ($d \times b$) podane są w tabeli 3.

Tabela 3

Przyp. ow. I	A_1	A_2	A_3
Cx	0,14	0,113	0,068

Przypadki: A_1 , A_2 i A_3 owiewka nr 1 pokazano na rys. 3.

Oprócz przedstawienia oporów poszczególnych części, należy podać opory typowych części podwozi, gdyż zestawienie wszystkich elementów podwozia razem daje w wyniku znaczną i trudną do określenia interferencję.

Na rysunkach 4-9 pokazano sześć różnych podwozi, których opór został przedstawiony w tabeli 4.

Tabela 4

Rodz. Podw.	Przypadek geometrii	opór (kG)
1		20,4
2		17,2
3	kółka nr 2 z zastrzałami nie osłoniętymi	19,2
	kółka nr 1a z zastrzałami nie osłoniętymi	19,9
	kółka nr 1a z wydłużonym owiewkiem węża	14
	kółka nr 1a z zastrzałami o przekrojach optywowych	12,2
	kółka nr 2 z zastrzałami o przekrojach optywowych	13,6
	kółka nr 2 z zastrzałami o przekrojach optywowych	14,6
	kółka nr 2 z krótkim owiewkiem węża	16
4	kółka nr 1a z krótkim owiewkiem węża	15,6
	kółka nr 2 owiewek B	9,3
	kółka nr 2 owiewek C	8,4
	kółka nr 2 owiewek D	8,8
	kółka nr 2 owiewek węża ukształtowany jak profil lotniczy	12
	kółka nr 1b owiewek węża ukształtowany jak profil lotniczy	9,1
	kółka nr 1a owiewek węża ukształtowany jak profil lotniczy	10,2
5	kółka nr 1 owiewek węża ukształtowany jak profil lotniczy	11,1
	kółka nr 2	10,9
	kółka nr 2 z owiewkiem	7,9
	kółka nr 1b	6,1
	kółka nr 1a	7,9
	kółka nr 1	9,3

Zależność między oporem a kątem natarcia dla podwozia nr 6 pokazana jest na wykresie rysunku 10.

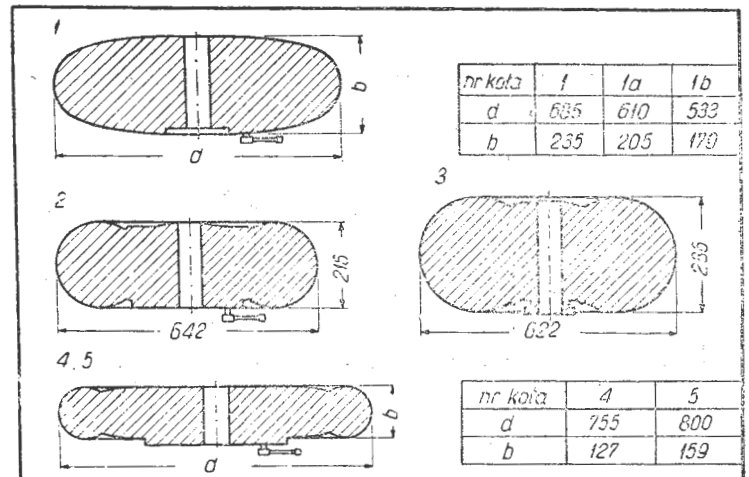
Warto jeszcze podać opory kółka ogonowego oraz różnego rodzaju ostróg ogonowych.

Na rys. 11 pokazano typowy przykład kółka ogonowego, dla którego opór wynosi:

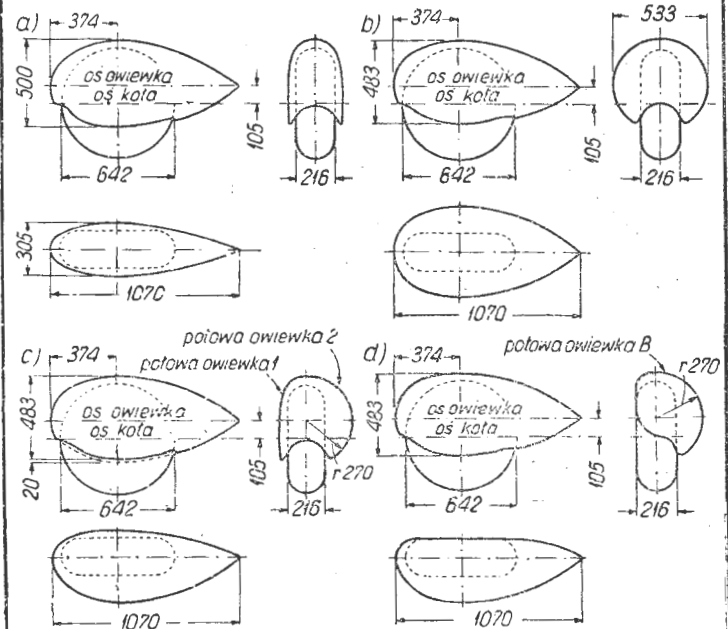
- zespół kółka ogonowego, bez owiewka — 1,8 kG
- zespół kółka ogonowego, modyfikacja 1 — 1,8 kG
- zespół kółka ogonowego, modyfikacja 1 i 2 — 1,6 kG

Na rys. 12: a, b, c, d pokazano kilka typowych ostróg ogonowych, dla których opór wynosi:

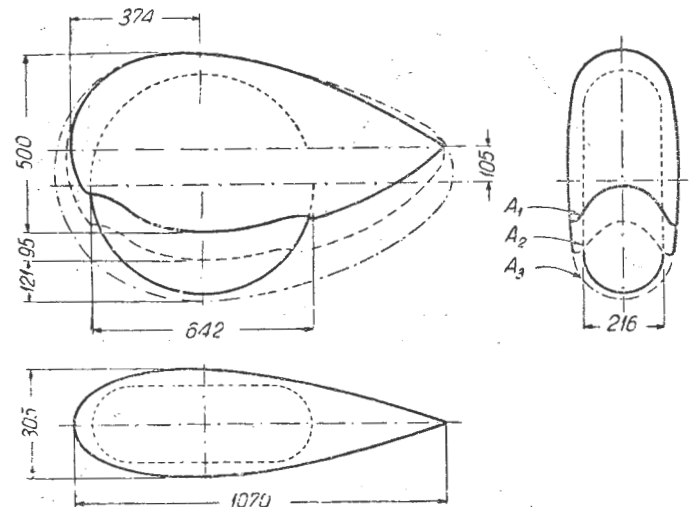
- ostroga a — 1,4 kG
- ostroga b — 0,7 kG
- ostroga c — 1,8 kG
- ostroga d — 0,5 kG



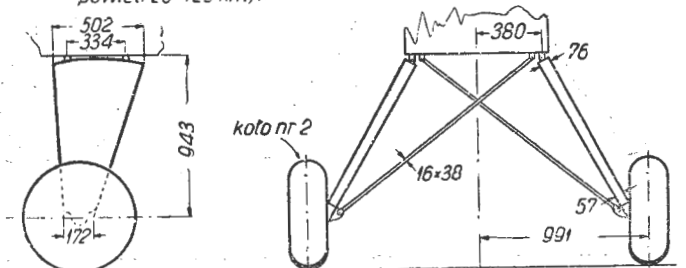
Rys 1 Geometria kółek podwoziowych badanych przy prędkości powietrza 129 km/h



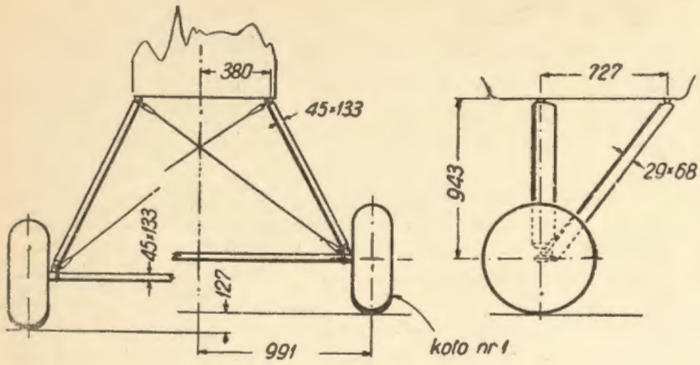
Rys 2 Geometria kółek podwoziowych w owiewkach, badane przy prędkości powietrza 129 km/h



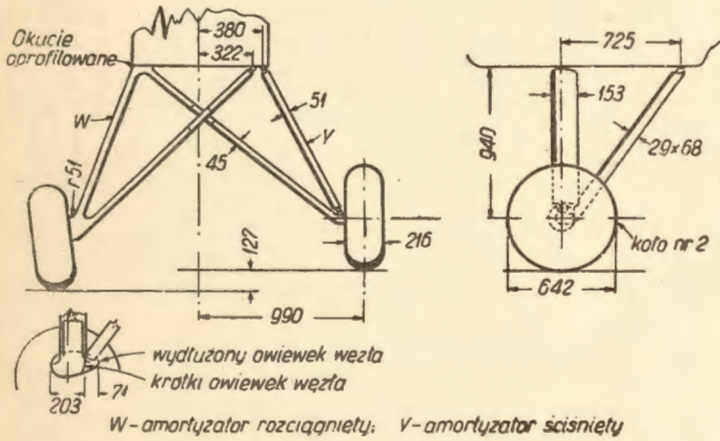
Rys 3 Różne kształty owiewka nr 1, badane przy prędkości powietrza 129 km/h



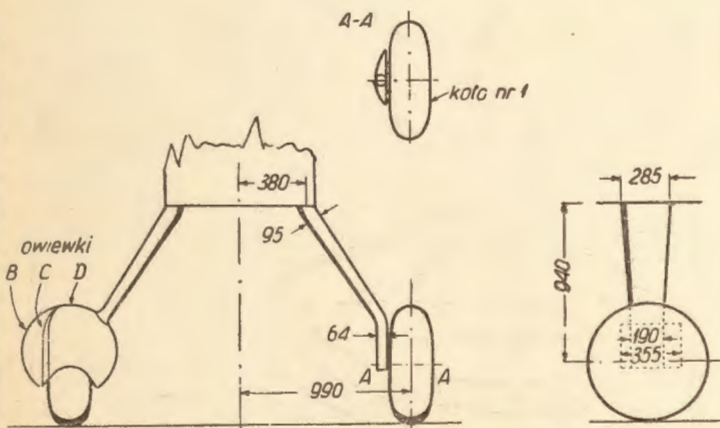
Rys 4 Podwozie nr 1 badane przy prędkości $V=161$ km/h



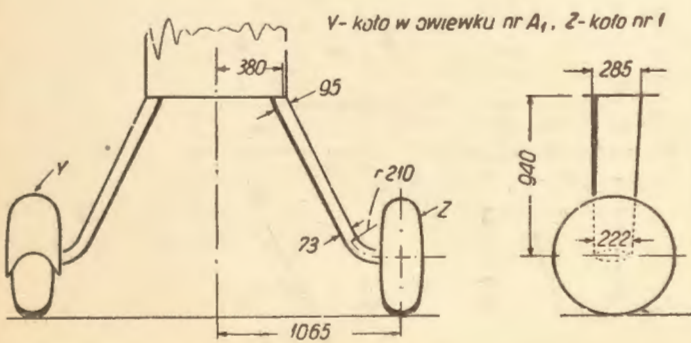
Rys. 5 Podwozie nr 2, badane przy $V=161 \text{ km/h}$



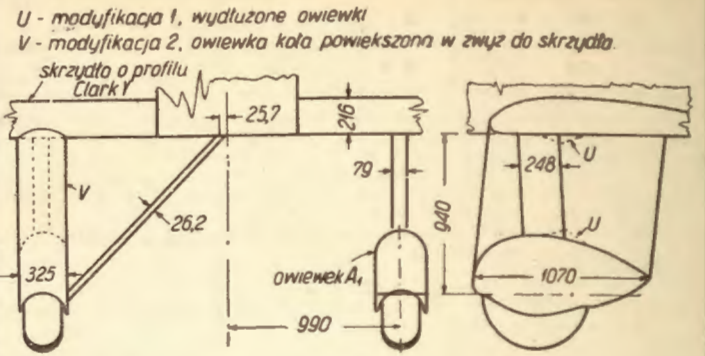
Rys. 6 Podwozie nr 3, badane przy $V=161 \text{ km/h}$



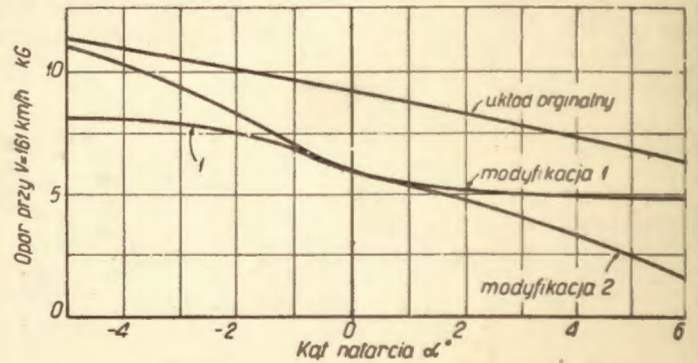
Rys. 7 Podwozie nr 4, badane przy $V=161 \text{ km/h}$



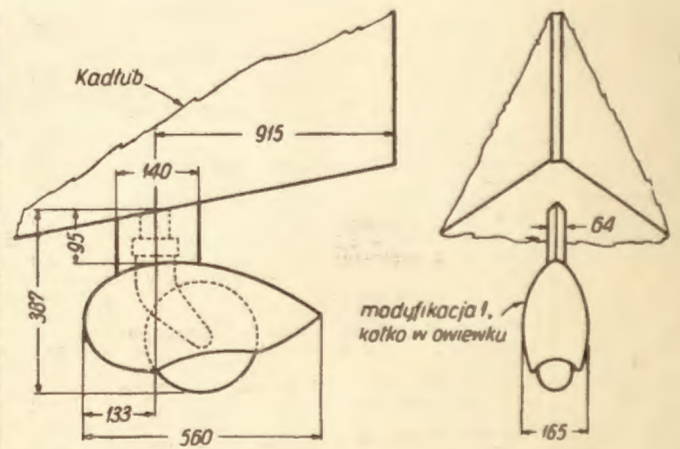
Rys. 8 Podwozie nr 5, badane przy $V=161 \text{ km/h}$



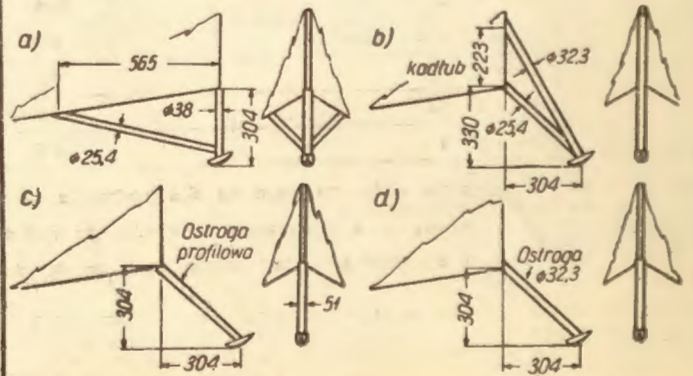
Rys. 9 Podwozie nr 6 badane przy $V=161 \text{ km/h}$



Rys. 10 Zależność oporu podwozia nr E od kąta natarcia



Rys. 11 Przykład katka ogonowego badanego przy $v=161 \text{ km/h}$



Rys. 12 Typowe przykłady ostróg ogonowych badaných przy $V=161 \text{ km/h}$