

11

TECHNIKA LOTNICZA

**MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
LISTOPAD 1961**



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

(uzupełnienie — cz. II)

Opracowali — mgr inż. A. Ciszewski
i mgr inż. T. Radomski

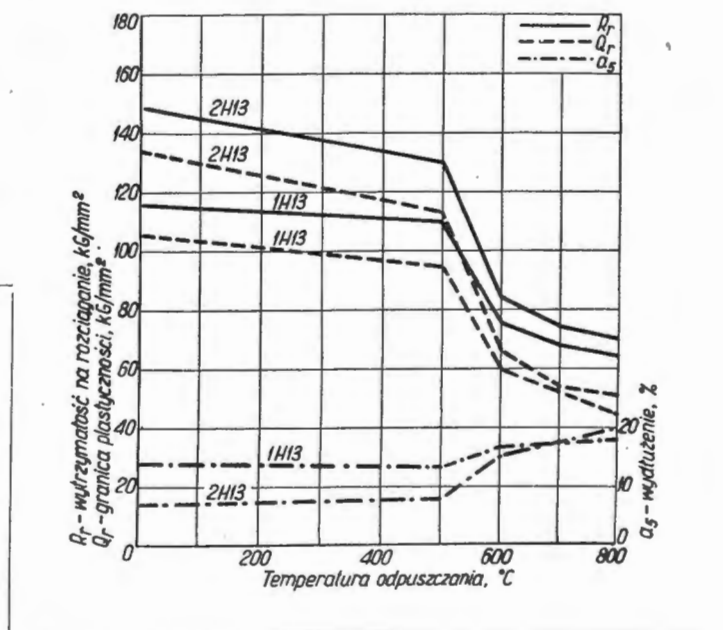
W zeszyte bieżącym podano dalszy ciąg danych technicznych stali odpornych na działanie korozji, to jest stali nierdzewnych, kwasoodpornych i żaroodpornych.

W kolejnej tabeli 4 dla stali odpornych na korozję, stosowanych za granicą, a nie mających odpowiedników krajowych — podano ich temperatury kucia, warunki obróbki cieplnej, własności mechaniczne po różnych obróbkach cieplnych oraz charakterystyki i zastosowanie.

Niezależnie od tego podano na wykresach 1 i 2 wpływ temperatury odpuszczania na własności mechaniczne stali 1H13, 2H13, 3H13 i 4H13, a na dalszych wykresach własności wytrzymałościowe niektórych stali w podwyższonych temperaturach.

TREŚĆ

	Str.
Lotnictwo radzieckie — potęgą światową	257
Z. ŁAPIŃSKI — Stateczność ściskanych, utwierdzonych, przekładkowych płyt ortotropowych	258
J. JASIEWICZ — Hydrauliczne wtryskiwacze silników lotniczych	262
A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Spawanie, zgrzewanie i lutowanie stopów magnezu	268
T. RAJPERT — Hałas, wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania, cz. I	275
Nowości techniczne	283
Na półkach księgarskich	285
Kronika	285
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	287
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II	okł.



CONTENTS

	Page
Soviet Aviation — a world power	257
Z. ŁAPIŃSKI — Stability of compressed fast, sandwich type, Orthotropic plates	258
J. JASIEWICZ — Hydraulic injectors of aircraft engines	262
A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — The welding, pressure welding and brazing of Magnesium Alloys	268
T. RAJPERT — The noise made by engines of modern aircraft and means to smother it, part I	275
Technical News	283
On Bookseller's Shelves	285
Chronicle	285
Aviation Documentation Review	287
Designer's Data Sheets — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materials applied in aviation constructions, part II	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Советская авиация — мировой силой	257
Z. ŁAPIŃSKI — Устойчивость сжатых, заделанных трехслойных ортотропных панелей	258
J. JASIEWICZ — Гидравлические форсунки авиационных двигателей	262
A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Сварка, сварка давлением и пайка сплавов магния	268
T. RAJPERT — Шум вызываемый через двигатели современных самолетов и средства его преодоления	275
Новости техники	283
На книжных полках	285
Хроника	285
Документальный обзор авиации	287
Конструкторские пособия — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Материалы применяемые в авиационных конструкциях, ч. II	обложка



NASZA OKŁADKA

Mjr Herman Titow — drugi radziecki kosmonauta

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Szyłkowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołdziejowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1961 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 800 egz. Papier ilustr. kl. V, 70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dziełowa — Zam. 225/A — T-10



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVI

LISTOPAD 1961 R.

ZESZYT 11

Lotnictwo radzieckie — potęgą światową

Jednym z podstawowych wskaźników przewagi systemu socjalistycznego nad kapitalistycznym jest tempo postępu technicznego w krajach obozu socjalistycznego, a zwłaszcza w Związku Radzieckim.

W ostatnim okresie cały świat coraz częściej dowiaduje się o nowych, wspaniałych osiągnięciach nauki i techniki radzieckiej.

Do takich sukcesów, które wstrząsnęły opinią publiczną, należy zaliczyć przede wszystkim całkowite opanowanie techniki raketowej oraz wykorzystanie jej do zapoczątkowania podróży kosmicznych. Pierwszeństwo Związku Radzieckiego w dziedzinie techniki raketowej nie budzi obecnie najmniejszych zastrzeżeń. Pierwszy lot kosmiczny człowieka, obywatela radzieckiego — Jurija Gagarina, stał się wydarzeniem epokowym i wielkim triumfem nauki i techniki radzieckiej. Siedemnastokrotne okrążenie globu ziemskiego przez drugiego kosmonautę radzieckiego — Hermana Titowa, posiadającego pełne możliwości sterowania statkiem kosmicznym „Wostok II” — było przyniatającym dowodem opanowania przez technikę radziecką możliwości poruszania się w kosmosie.

Wobec tych osiągnięć i rozgłosu, jaki wywołały one w całym świecie, zdawało się, że Związek Radziecki nie przykłada większego znaczenia do rozwoju swego lotnictwa, dając się wyprzedzać w tej dziedzinie mocarstwom kapitalistycznym. Poglądy te okazały się jednak całkowicie błędne. Radzieccy konstruktorzy, radziecki przemysł lotniczy, bez zbędnej reklamy, spokojnie, konsekwentnie i szybko uruchamiali nowe konstrukcje, przeprowadzali wszechstronne studia.

Pierwszymi osiągnięciami, zaskakującymi opinię światową i stwierdzającymi olbrzymie możliwości przemysłu lotniczego, było bardzo szybkie uruchomienie produkcji i uzyskanie bardzo dobrych wyników w eksploatacji ogromnych współczesnych samolotów komunikacyjnych średniego i dalekiego zasięgu. TU-104, TU-114, TU-124, Il-18, AN-10, AN-24 — to samoloty wysokiej klasy, budzące szerokie zainteresowanie w całym świecie, o czym mogą świadczyć również kilkudziesięciometrowe kolejki zwiedzających, jakie formowały się na Międzynarodowych Salonach Lotniczych w Paryżu, w czasie których wystawione były kolejno TU-104 i TU-114.

Wprowadzenie nowych samolotów komunikacyjnych wpłynęło na burzliwy wzrost radzieckiej komunikacji lotniczej, o czym świadczą dobitnie poniższe cyfry: w 1952 roku udział Związku Radzieckiego w przewozie pasażerów przez linie

lotnicze, należące do organizacji ICAO (obejmującej 83 kraje), wynosił 4,2%, a w 1960 roku — 11%. Przyjmując przewóz pasażerów liniami lotniczymi w 1952 r. za 100%, wzrost przewozu pasażerów liniami radzieckimi wynosi w 1960 r. — 836%, podczas gdy w USA przewóz pasażerów wzrósł tylko o 228%.

Osiągnięcia w dziedzinie lotnictwa wojskowego zostały przedstawione w sposób plastyczny i imponujący podczas parady lotniczej w Tuszyńcu w czasie Święta Lotnictwa w lipcu 1961 roku. Obserwatorom parady, wśród których znajdowali się przedstawiciele dyplomatyczni wszystkich krajów akredytowanych przy Związku Radzieckim oraz dziennikarze z całego świata, pokazano część najnowszych typów samolotów wojskowych w sposób wyraźnie podkreślający ich możliwości techniczne i wojskowe. Opis tego pokazu przez prasę światową wywołał olbrzymie wrażenie i podziw na świecie, a niepokój i zaskoczenie wśród specjalistów wojskowych państw obozu kapitalistycznego.

Z ich wypowiedzi, opartych na bezpośredniej obserwacji samolotów i na zdjęciach fotograficznych, zrobionych w czasie pokazu, a później poddanych gruntownej analizie, można sobie wyrobić pojęcie o ogromnych możliwościach przemysłu i o potędze lotnictwa wojskowego radzieckiego.

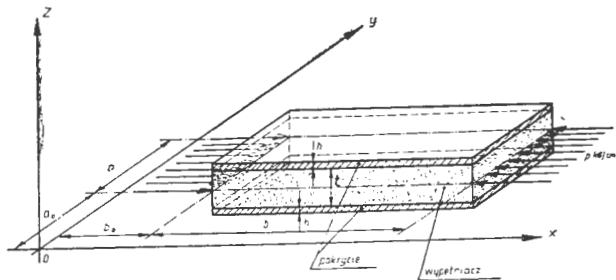
Pokazane samoloty w połączeniu ze znanymi przedtem typami produkowanymi przez ZSRR wypełniają, zdaniem fachowców, cały asortyment używanych obecnie w świecie samolotów wojskowych. Jeżeli dodać, że osiągi ich są na bardzo wysokim poziomie, że większość tych samolotów leciała w grupach po 10—15 maszyn — co świadczy, że nie były to jedynie wzory lub prototypy, że okres od przystąpienia do konstrukcji do wykonania pierwszej serii produkcyjnej był tutaj prawdopodobnie bardzo krótki — będziemy mieli imponujący obraz potęgi i możliwości lotnictwa radzieckiego. Ocenę tego stanu precyzuje najlepiej wypowiedź korespondenta dziennika „Daily Mail”, który stwierdza, że Związek Radziecki zademonstrował nowe samoloty odrzutowe „o prędkości naddźwiękowej, które zapewnią mu w lotnictwie takie samo pierwsze miejsce, jakie zajmuje w dziedzinie badań kosmicznych. Parada ta przekonała Zachód, że nie wszystkie wysiłki militarne Związku Radzieckiego poświęca rozwojowi techniki raketowej”.

Wobec takich osiągnięć techniki radzieckiej zupełnie uzasadnione są słowa marszałka ZSRR R. Malinowskiego, wypowiedziane na XXII Zjeździe KPZR: „Jesteśmy krajem miłującym pokój — nikomu nie zagrażamy. Nie zamierzamy na nikogo napadać, ale oznajmiamy, że zniszczymy każdego agresora, który wznieci pożogę wojny światowej”.

Stateczność ściskanych, utwierdzonych, przekładkowych płyt ortotropowych

Wstęp

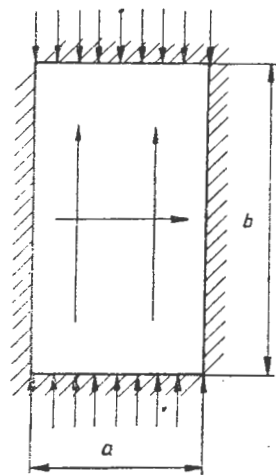
W pracy tej podano zależność do wyznaczenia wielkości siły krytycznej, powodującej wyboczenie ściskanej płyty przekładkowej. Rozpatrywana płyta przekładkowa składa się z pokryć o grubości h wykonanych ze sklejki brzozonej oraz wypełniacza o grubości t wykonanego z pianki. Charakterystyczne wymiary płyty przekładkowej pokazane są na rys. 1.



Rys. 1

Płyta przekładkowa na wszystkich czterech krawędziach jest utwierdzona sprężysto i ściskana w kierunku osi o większej sztywności sklejki, tak jak to pokazano na rys. 2.

Do opisanego stanu odkształceń pokryć i wypełniacza płyty przekładkowej użyto zależności dla dużych odkształceń. W rozważaniach przyjęto, że pokrycia charakteryzują się płaskim stanem naprężeń $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$, a wypełniacz, oprócz naprężeń stałych $\tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}$, może przenosić naprężenia normalne σ_x, σ_y . Grubość wypełniacza i pokryć jest stała na całej powierzchni. Pokrycia cechują się własnościami ortotropowymi, a wypełniacz jest izotropowy. Założono że odkształcenia rozpatrywanej płyty odnoszą się tylko do obszaru sprężystego, to jest tego obszaru, którym interesuje się konstruktor. Przy wyprowadzaniu równań przyjęto jako ważną w rozpatrywanym przypadku dla pokryć hipotezę Kirchhoffa-Love'a, a dla wypełniacza przyjęto, że odkształcenia zmieniają się liniowo wzdłuż wysokości. Powyższe założenie nie pozwala uwzględnić odkształceń, spowodowane przez ścinanie w wypełniaczu oraz pracę wypełniacza od naprężeń normalnych.



Rys. 2

Rozpatrywana stateczność płyty przekładkowej odnosi się do wyboczenia płyty jako całości.

Charakterystyka materiałów użytych do produkcji płyt przekładkowych

Materiałem, używanym jako wypełniacz do płyt przekładkowych, był polichlorek winylu ekspandowany, twardy. Należy podkreślić, że polichlorek winylu produkowany jest w kraju, co jest bardzo ważne ze względu na możliwość praktycznego stosowania w technice.

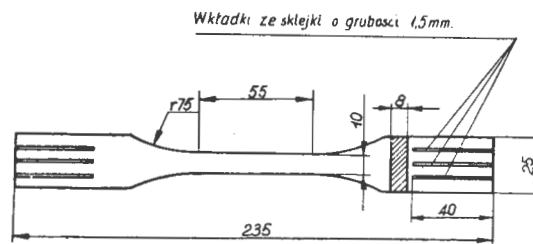
Omawiany polichlorek winylu charakteryzuje się małym ciężarem właściwym, nie nasiąka wodą, odporny jest na wpływy chemiczne i atmosferyczne, jest niepalny. Wytrzymuje temperatury bez zmiany postaci i własności w granicach od -30°C do $+60^\circ\text{C}$. Powyżej $+60^\circ\text{C}$ mięknie, stając się ciastowaty, poniżej -30°C — twardnieje. Współ-

czynnik pochłaniania dźwięku wynosi $0,7 \div 0,8$. Pod względem własności wytrzymałościowych jest — praktycznie rzecz biorąc — izotropowy. Otrzymuje się go zazwyczaj w postaci płyt bądź kształtek o ciężarze właściwym — w zależności od potrzeby — w granicach od $0,08$ do $0,15 \text{ G/cm}^3$. Może on występować jako twardy lub miękki — zależnie od życzenia zamawiającego. Do omawianych badań był używany twardy polichlorek winylu w postaci płyt o ciężarze właściwym $0,15 \text{ G/cm}^3$. Posiada on następujące własności fizyczne: $R_r = 20 \text{ kG/cm}^2$, $R_c = 10 \text{ kG/cm}^2$ przy 10% ściśnięciu próbki oraz twardość $\sim 10 \text{ kG/cm}^2$ wg Schoppera.

Nasiąkliwość przy zanurzeniu próbki w wodzie przez 24 godz. — 3% wagi. Współczynnik przewodnictwa cieplnego $0,026 \text{ Kcal/m}^\circ\text{C}$ godz. Można go obrabiać przez wiercenie, cięcie, toczenie i szlifowanie.

Celem określenia modułu Younga E przy rozciąganiu użyto próbek o kształcie i wymiarach podanych na rys. 3. Próbki, w części służącej do mocowania w uchwycie maszyny, miały wklejone wkładki ze sklejki o grubości $1,5 \text{ mm}$ celem zabezpieczenia ich przed zgnieciem. Ze względu na to, że polichlorek winylu jest materiałem bardzo plastycznym (wydłużenia dochodzą do 50%) do pomiaru wydłużeń użyto specjalnych tensometrów.

Dane, uzyskane z pomiarów, są przedstawione na rys. 4. Każdy punkt wykresu na rys. 4 zbudowany jest na podstawie danych z 3 próbek.

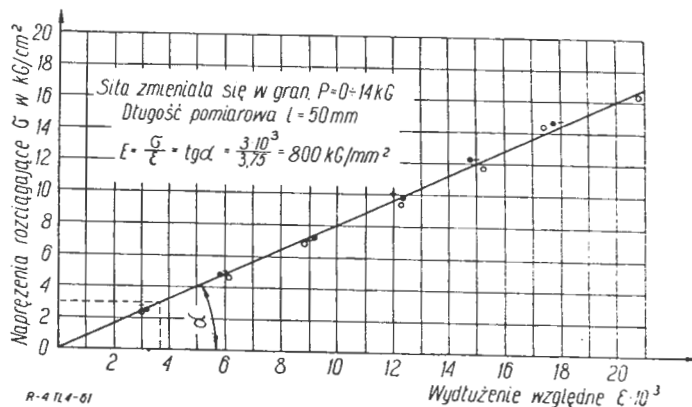


Rys. 3

Moduł Younga dla polichloroku winylu obliczono z zależności:

$$E = \frac{\sigma}{\epsilon} = \frac{3 \cdot 10^3}{3,75} = 800 \text{ kG/cm}^2$$

Moduł G był określony przez pomiar kąta skręcenia na próbkach o przekroju kołowym o średnicy pomiarowej 27 mm i długości pomiarowej próbki $l = 200 \text{ mm}$. Celem realizacji pomiaru zbudowano specjalny przyrząd, na którym można było mierzyć kąt skręcenia i wielkość przy-



Rys. 4

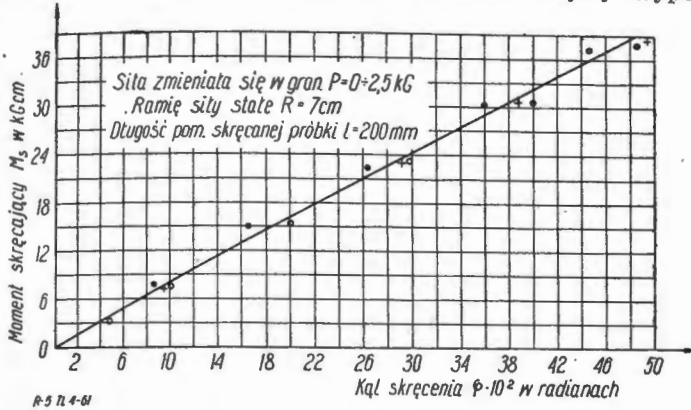
łożonego momentu skręcającego. Na podstawie pomiarów zbudowano wykres $\varphi = f(M_d)$ przedstawiony na rys. 5. Każdy punkt wykresu na rys. 5 zbudowany jest na podstawie danych z 3 próbek.

Moduł G obliczono z zależności:

$$G = \frac{M_s \cdot l}{\varphi \cdot I_0} = \frac{35 \cdot 20}{0,488 \cdot 4,98} = 280 \text{ kG/cm}^2$$

Czynnikiem wiążącym wypełniacz z pokryciem w płytach przekładkowych był klej „AG”. Klej „AG” jest klejem fenolowo-formaldehydowym, wiążącym na zimno, tzn., że utwardzenie jego następuje w temperaturach niższych od 80 °C.

Należy zwrócić uwagę, by klej był odpowiednio przyrządzony, dobrze przechowywany i sam proces klejenia odbywał się w odpowiednich warunkach, w przeciwnym bowiem razie nie będzie dobrego połączenia między wypeł-



Rys. 5

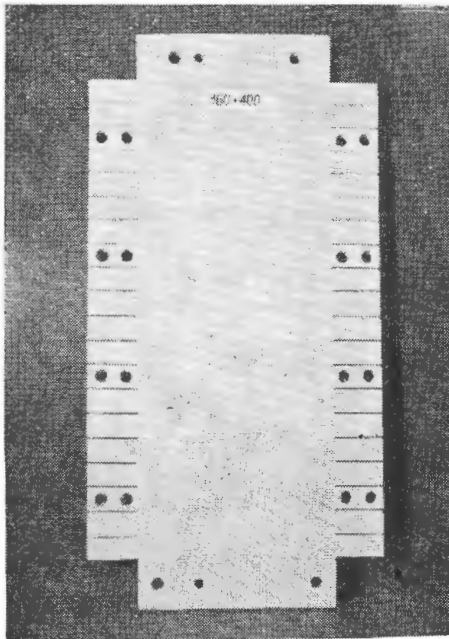
niaczem i pokryciem i już przy niewielkim obciążeniu nastąpi rozwarstwienie płyty przekładkowej. Jako pokrycia płyt przekładkowych były używane płyty ze sklejki brzozonej bakelitowej, klasy A, 3-warstwowej o następującej budowie i grubości:

1. 0,3 : 0,2 : 0,3 = 0,8 mm
2. 0,3 : 0,4 : 0,3 = 1,0 mm
3. 0,5 : 0,5 : 0,5 = 1,5 mm
4. 0,5 : 1,0 : 0,5 = 2,0 mm

Ciężar właściwy sklejki wynosił średnio 0,75 G/cm³.

Opis stosowanych płyt przekładkowych

Typowa płyta przekładkowa, używana w badaniach, pokazana jest na rys. 6. Powierzchnią pracującą płyty jest prostokąt o wymiarach 160 × 400. Pozostałe części płyty służą do mocowania jej w przyrządzie. Płyta sandwiczowa



Rys. 6

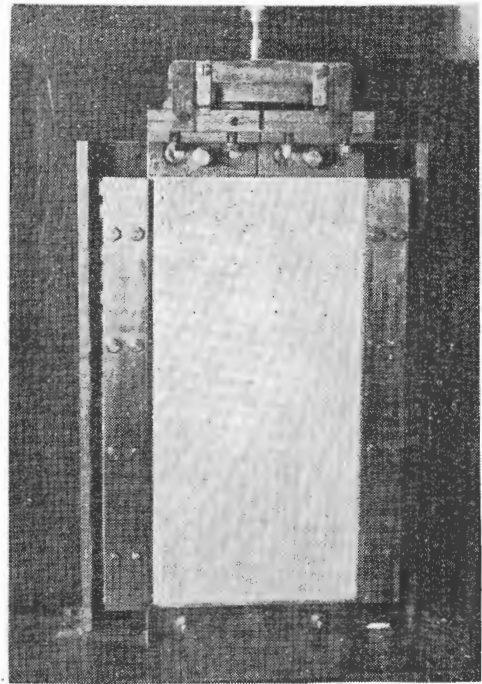
zamocowana w przyrządzie, który był wstawiony do maszyny wytrzymałościowej, gdzie realizowano obciążenie ściskające, jest pokazana na rys. 7.

Przy klejeniu płyt przekładkowych należy pamiętać, by powierzchnie pokryć i wypełniacza były odpowiednio gładkie i czyste, gdyż w przeciwnym przypadku klej może nie związać dobrze i płyta nie przeniesie obciążenia właściwego dla swej budowy.

Badania były prowadzone dla 5 stosunków $\frac{b}{a}$, gdzie „b” jest wysokością czynną płyty i „a” szerokością czynną. Grubość wypełniacza w płytach przekładkowych była zawsze wielokrotnością grubości pokryć: $t = 4h, 6h, 8h, 10h$; gdzie h jest grubością pokrycia. Na każdy punkt na wykresach, przedstawionych na rys. 8, 9, 10, 11, brano średnią z trzech próbek. W tabeli 1 zestawiono charakterystykę badanych płytek.

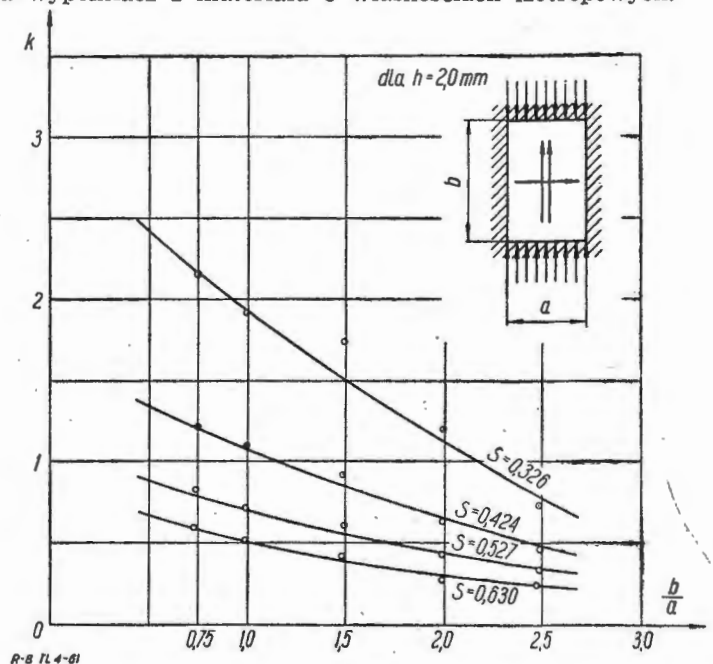
Równania różniczkowe ściskanej płyty przekładkowej

Rozpatrywana płyta przekładkowa, jej wymiary, sposób obciążenia, układ współrzędnych Oxyz pokazane są na rys. 1. Płaszczyzna Oxy układu współrzędnych pokrywa się z płaszczyzną środkową płyty przekładkowej. Obciążenie p kG/cm jest przyłożone na krawędzi $x = b_0$ i $x =$

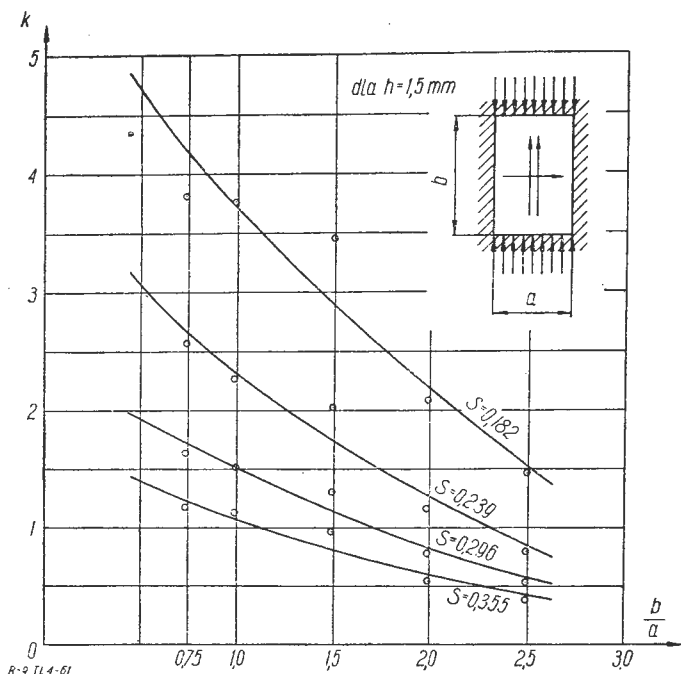


Rys. 7

$= b_0 + b$. Pokrycia rozpatrywanej płyty przekładkowej wykonane są z materiału o własnościach ortotropowych, a wypełniacz z materiału o własnościach izotropowych.



Rys. 8



Rys. 9

Odształcenia względne pokryć i wypełniacza dla dużych odształceń mogą być zapisane następująco:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2; \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2; \\ \gamma_{xy} &= \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial x} \cdot \frac{\partial w}{\partial y}; \\ \gamma_{yz} &= \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}; \\ \gamma_{xz} &= \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x}; \end{aligned} \right\} [1]$$

gdzie u, v, w są przemieszczeniami w kierunku osi x, y, z .
Przy założeniu płaskiego stanu napięć zależności na naprężenia w ortotropowych pokryciach płyty przekładkowej można zapisać następująco:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x &= \frac{E_x}{1 - \nu_x \cdot \nu_y} (\varepsilon_x + \nu_y \cdot \varepsilon_y) \\ \sigma_y &= \frac{E_y}{1 - \nu_x \cdot \nu_y} (\varepsilon_y + \nu_x \cdot \varepsilon_x) \\ \tau_{xy} &= G_{xy} \cdot \gamma_{xy} \\ \tau_{xz} &= G_{xz} \cdot \gamma_{xz} \\ \tau_{yz} &= G_{yz} \cdot \gamma_{yz} \end{aligned} \right\} [2]$$

gdzie ν_x jest współczynnikiem Poissona dla sklejki w kierunku osi o większej sztywności, to jest osi x , a ν_y współczynnikiem Poissona dla sklejki w kierunku osi y . E_x i E_y moduły Younga dla sklejki w kierunku osi x i y .

Przy założeniu płaskiego stanu napięć, naprężenia w izotropowym wypełniaczu płyty przekładkowej wyrażają się następującymi zależnościami:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x &= \frac{E}{1 - \nu^2} (\varepsilon_x + \nu \cdot \varepsilon_y) \\ \sigma_y &= \frac{E}{1 - \nu^2} (\varepsilon_y + \nu \cdot \varepsilon_x) \\ \tau_{xy} &= G \cdot \gamma_{xy} \\ \tau_{xz} &= G \cdot \gamma_{xz} \\ \tau_{yz} &= G \cdot \gamma_{yz} \end{aligned} \right\} [3]$$

gdzie $G = \frac{E}{2(1 + \nu)}$, a E i ν są modułem Younga i współ-

czynnikiem Poissona dla wypełniacza.

W dalszych obliczeniach naprężenia i odształcenia ze wskaźnikami 1 będą odnosiły się do górnego pokrycia, ze wskaźnikami 2 — dolnego pokrycia, a ze wskaźnikami 3 — wypełniacza.

Energia potencjalna pokrycia górnego dla płaskiego stanu napięć wyrazi się następującą zależnością:

$$E_1 = \frac{1}{2} \int_{b_0}^{b_0+b} \int_{a_0}^{a_0+a} \int_{\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}+h} (\sigma_{x1} \cdot \varepsilon_{x1} + \sigma_{y1} \cdot \varepsilon_{y1} + \tau_{xy1} \cdot \gamma_{xy1}) dx \cdot dy \cdot dz [4]$$

Przyjmując — jako ważną w rozpatrywanym przypadku — hipotezę Kirchhoffa-Love'a, będziemy mieli następujące zależności dla przemieszczeń pokrycia zewnętrznego, to jest w granicach $\frac{t}{2} \leq z \leq \frac{t}{2} + h$:

$$\left. \begin{aligned} w &= w_1 \\ u &= u_1 - \left(z - \frac{t}{2} - \frac{h}{2} \right) \cdot \frac{\partial w}{\partial x}; \\ v &= v_1 - \left(z - \frac{t}{2} - \frac{h}{2} \right) \cdot \frac{\partial w}{\partial y} \end{aligned} \right\} [5]$$

gdzie u_1, v_1, w_1 są przemieszczeniami środkowej warstwy pokrycia górnego.

Energia potencjalna dla pokrycia dolnego wyrazi się następującą zależnością:

$$E_2 = \frac{1}{2} \int_{b_0}^{b_0+b} \int_{a_0}^{a_0+a} \int_{-\frac{t}{2}-h}^{-\frac{t}{2}} (\sigma_{x2} \cdot \varepsilon_{x2} + \sigma_{y2} \cdot \varepsilon_{y2} + \tau_{xy2} \cdot \gamma_{xy2}) dx dy dz [6]$$

Zależności na przemieszczenia dla pokrycia dolnego, czyli dla $-\frac{t}{2} - h \leq z \leq -\frac{t}{2}$ będą miały następującą postać (analogicznie do zależności [5]):

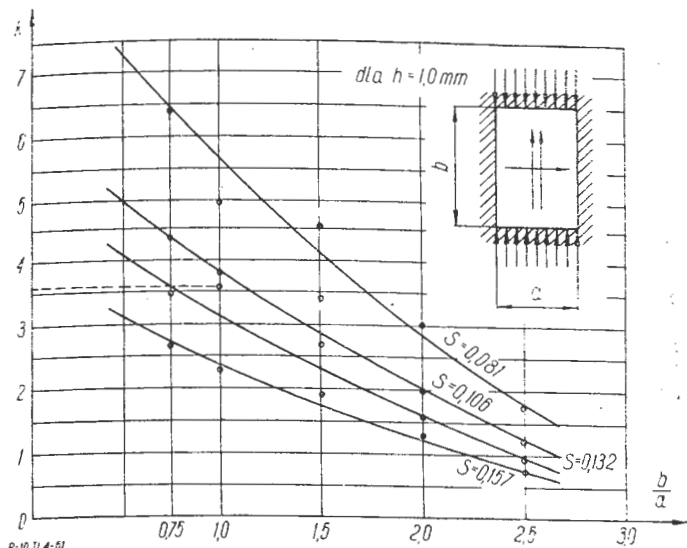
$$\left. \begin{aligned} w &= w_2 \\ u &= u_2 - \left(z + \frac{t}{2} + \frac{h}{2} \right) \frac{\partial w}{\partial x} \\ v &= v_2 - \left(z + \frac{t}{2} + \frac{h}{2} \right) \frac{\partial w}{\partial y} \end{aligned} \right\} [7]$$

gdzie u_2, v_2, w_2 są przemieszczeniami środkowej warstwy pokrycia dolnego.

Energię potencjalną wypełniacza płyty przekładkowej zapiszemy w następującej postaci:

$$E_3 = \frac{1}{2} \int_{b_0}^{b_0+b} \int_{a_0}^{a_0+a} \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} (\sigma_{x3} \cdot \varepsilon_{x3} + \sigma_{y3} \cdot \varepsilon_{y3} + \tau_{xy3} \cdot \gamma_{xy3} + \tau_{xz3} \cdot \gamma_{xz3} + \tau_{yz3} \cdot \gamma_{yz3}) dx dy dz [8]$$

Zakładamy, że po odształceniu się wypełniacza linie prostopadłe do środkowej warstwy wypełniacza przed odształceniem pozostają proste, ale nie prostopadłe do powierzchni środkowej wypełniacza. To założenie pozwala nam uwzględnić pracę sił tnących w wypełniaczu. Ponadto zakładamy, że w kierunku osi z wypełniacz się nie odształca, co zresztą jest bliskie prawdy dla rozpatrywanego



Rys. 10

materiału wypełniacza. Wtedy dla przemieszczeń wypełniacza, czyli dla $-\frac{t}{2} \leq z \leq \frac{t}{2}$, mamy następujące zależności;

$$\left. \begin{aligned} w &= w_3 \\ u_3 &= \frac{1}{2} \left[u_1 + u_2 + \frac{2z}{t} \left(u_1 - u_2 + h \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] \\ v_3 &= \frac{1}{2} \left[v_1 + v_2 + \frac{2z}{t} \left(v_1 - v_2 + h \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] \end{aligned} \right\} [9]$$

gdzie w_3 ugięcie środkowej warstwy wypełniacza. Z zależności [5], [7] i [9] mamy:

$$w = w_1 = w_2 = w_3$$

czyli ugięcia w kierunku osi z na całej grubości płyty przekładkowej mają wartość stałą.

Energia potencjalna całkowita płyty przekładkowej wyrazi się następującą zależnością:

$$E = E_1 + E_2 + E_3 + \frac{1}{2} \int_{a_0}^{a_0+a} \alpha \cdot \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 dx + \frac{1}{2} \int_{b_0}^{b_0+b} \alpha \cdot \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 dy [10]$$

gdzie człony z α w równaniu [10] wynikają z utwierdzenia sprężystego płyty, a współczynnik α jest współczynnikiem utwierdzenia sprężystego płyty przekładkowej.

Praca siły zewnętrznej p kG/cm przyłożonej na krawędziach $x = b_0$ i $x = b_0 + b$, tak jak to pokazano na rys. 1, wyrazi się następującą zależnością:

$$L = \int_{a_0}^{a_0+a} -p \cdot u \cdot dy [11]$$

Tabela 1

Grubość pokrycia n mm	Grubość wypełniacza dla danego pokrycia $t = n \cdot h$	Przyjęte do badań stosunki $\frac{a}{b}$	Ilość płyt-próbek dla danego pokrycia
0,8	4h, 6h, 8h, 10h	0,75; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5	60
1,0	4h, 6h, 8h, 10h	0,75; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5	60
1,5	4h, 6h, 8h, 10h	0,75; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5	60
2,0	4h, 6h, 8h, 10h	0,75; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5	60
Razem przebadanych płyt-próbek			240

Obecnie, celem jest określenie zależności na siłę krytyczną płyty przekładkowej, to jest siły powodującej wyboczenie płyty przekładkowej utwierdzonej sprężystością na wszystkich czterech krawędziach i ściskanej wzdłuż osi o większej sztywności sklejk. Zależność taką znajdujemy stosując twierdzenie o ekstremum energii całkowitej, to jest:

$$\delta E - \delta L = 0 [12]$$

gdzie δE jest wariacją energii określonej zależnością [10], a δL wariacją pracy określonej zależnością [11].

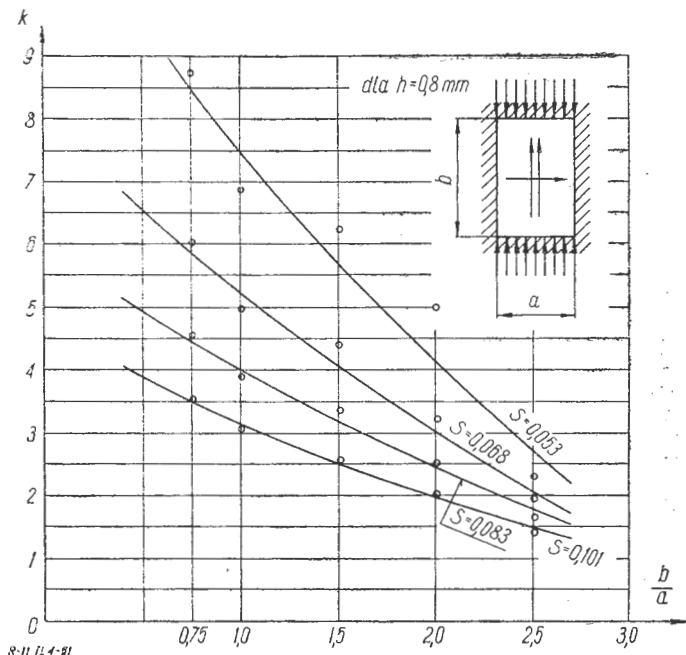
Po podstawieniu zależności [10] i [11] do równania [12] otrzymujemy układ trzech równań różniczkowych, będących równaniami równowagi. Po rozwiązaniu układu tych równań oraz podstawieniu warunków brzegowych otrzymujemy zależność na siłę krytyczną.

By nie męczyć zawiłymi przekształceniami równań różniczkowych podano tutaj w formie wygodnej do obliczeń inżynierskich zależność na siłę krytyczną. Gdyby czytelnik chciał dokładnie zapoznać się z matematyczną stroną obliczeń i przekształceń, to może to uczynić przeglądając prace naukowe Instytutu Lotnictwa na temat płyt przekładkowych.

$$P_{kr} = k \cdot \frac{\pi^2 \cdot D}{a^2} [13]$$

$$\text{gdzie: } D = \frac{E_x \cdot h (t + h)^2}{2(1 - \nu_x \cdot \nu_y)}$$

Wielkości współczynnika naprężenia krytycznego k podane są na rys. 8, 9, 10, 11 w funkcji $\frac{b}{a}$ dla poszczególnych wielkości S , gdzie S jest bezwymiarowym współczynnikiem,



Rys. 11

zależnym od sztywności płyty na zginanie, odniesionej do sztywności wypełniacza na ścinanie i wyraża się zależnością:

$$S = \frac{D \cdot \pi^2}{a^2 \cdot G \cdot t}$$

gdzie G jest modułem na ścinanie dla wypełniacza.

Współczynnik S pozwala nam studiować zmianę sztywności płyty przekładkowej w zależności od zmiany sztywności samego wypełniacza i grubości wypełniacza oraz wymiarów pokrycia.

Wykresami, przedstawionymi na rys. 8, 9, 10, 11, należy posługiwać się w sposób następujący:

Weźmy dla przykładu płytę przekładkową o następujących wymiarach:

$$a = b = 400 \text{ mm}, h = 1 \text{ mm}, t = 7 \text{ mm}, E_x = 120\,000 \text{ kG/cm}^2$$

$$\nu_x = 0,082, \nu_y = 0,044 \text{ oraz } G = 300 \text{ kG/cm}^2$$

$$D = \frac{E_x \cdot h (t + h)^2}{2(1 - v_x \cdot v_y)} = \frac{120\,000 \cdot 0,1 \cdot 0,8^2}{2(1 - 0,082 \cdot 0,044)} = 3840 \text{ kG/cm}$$

Aby z wykresu na rys. 10 (dla $h = 1 \text{ mm}$) znaleźć wielkość współczynnika k , musimy najpierw obliczyć wartość współczynnika S .

$$S = \frac{D \cdot \pi^2}{a^2 \cdot G \cdot t} = \frac{3840 \cdot \pi^2}{40^2 \cdot 300 \cdot 0,7} = 0,114$$

Drogą interpolacji, jak to pokazano na rys. 10, dla $\frac{b}{a} = 1$ i $S = 0,114$ znajdujemy $k = 3,57$.

Stąd siła krytyczna dla rozpatrywanej płyty przekładkowej:

$$P_{kr} = k \cdot \frac{\pi^2 D}{a^2} = 3,57 \cdot \frac{\pi^2 \cdot 3840}{40^2} = 85 \text{ kG/cm}$$

Mgr inż. JAN JASIEWICZ

Hydrauliczne wtryskiwacze silników lotniczych

W artykule przedstawiono zasady rozpylania paliwa za pomocą różnych rodzajów wtryskiwaczy oraz podstawy teoretyczne pracy wtryskiwacza wirowego i sposób jego obliczania. Omówiono poza tym zagadnienie zmiany wydatku wtryskiwacza wirowego.

Spalanie ciekłych paliw w komorach spalania silników przepływowych, w cylindrach silników tłokowych, jak również w niektórych silnikach raketowych poprzedzone jest procesem rozdrobnienia. Rolę tę w większości przypadków spełniają wtryskiwacze paliwowe.

Pierwszym etapem tworzenia mieszanki palnej jest rozdrobnienie paliwa za pomocą rozpylenia, umożliwiające powstanie dużych powierzchni czynnych cieczy przez zmniejszenie wymiarów kropelek oraz możliwie równomierny ich rozdział w całym przekroju komory spalania. Przytoczony poniżej przykład wyjaśnia, w jakim stopniu rozpylenie zwiększa powierzchnię czynną cieczy.

1 cm^3 cieczy, pod wpływem napięcia powierzchniowego, może utrzymywać kształt kulisty o średnicy 1,24 μm , przy czym jego powierzchnia na pograniczu z otaczającym powietrzem będzie równa 4,83 cm^2 . Założono, że kula ta została podzielona na 10^6 jednakowej wielkości kropelek. Każda z nich będzie miała objętość 10^{-6}cm^3 , średnicę 0,012 μm (124 μ), a całkowita ich powierzchnia wynosić będzie 483 cm^2 , to znaczy będzie 100 razy większa od powierzchni kuli paliwa przed rozdrobnieniem. Przy użyciu różnego typu wtryskiwaczy można rozpylić każde dowolne paliwo ciekłe tak, że stosunek powierzchni rozpylonej cieczy do jego objętości może wynosić lub przekraczać liczbę 1500 cm^2/cm^3 paliwa. Uzyskane drobne cząsteczki nie będą jednorodne pod względem wymiarów, a średnice ich będą się zawierały w granicach od 1 do 500 mikronów.

Wykaz oznaczeń

- A — stała geometryczna wtryskiwacza wirowego,
- D — średnica otworu wylotowego wtryskiwacza strumieniowego,
- d_k — średnica kropli,
- d_{ms} — średnia średnica Sautera,
- F — przekrój otworu wylotowego wtryskiwacza,
- G — wydatek wtryskiwacza (masowy),
- g — przyspieszenie ziemskie,
- $H, \Delta p$ — rozporządzalny spadek ciśnienia we wtryskiwaczu,
- p — ciśnienie,
- L — długość części cylindrycznej dyszy wtryskiwacza,
- R_o — odległość pomiędzy osią otworów stycznych a osią wtryskiwacza,
- R_2 — promień dyszy wylotowej wtryskiwacza wirowego,
- r_o — promień otworu wlotowego wtryskiwacza wirowego,

Należy zwrócić uwagę, że na wykresach na rys. 8, 9, 10, 11, we współczynniku k zawarty jest również współczynnik utwierdzenia sprężystego a . Zrobiono to w tym celu, by jak najbardziej uprościć wzór [13] określający siłę krytyczną. Należy pamiętać, że dla takiego samego zamocowania współczynnik utwierdzenia sprężystego a będzie się zmienił wraz ze stosunkiem $\frac{b}{a}$ i $\frac{h}{t}$.

Wszystkie te zmiany, są uwzględnione w naszych rozważaniach i są zawarte w wielkościach k , podanych na wykresach. Praktycznie rzecz biorąc, podane wykresy na k mogą być stosowane wtedy, gdy płyty są utwierdzone, to jest tak utwierdzone, jak to spotykamy w codziennej technice. Należy pamiętać, że w praktyce nie można zrealizować zamocowania doskonałe sztywnego, lecz zawsze będzie ono utwierdzeniem sprężystym, z większym lub mniejszym współczynnikiem utwierdzenia sprężystego.

- r_2 — promień rdzenia powietrznego w przekroju wylotowym,
- r — promień bieżący,
- u — styczna składowa prędkości,
- w — osiowa składowa prędkości,
- W_z — zastępcza prędkość osiowa

Uwaga: znaczki przy u , w i $p = 0,2$ dotyczą odpowiednio przekrojów wlotowego i wylotowego; znaczki r i R odnoszą się do promieni, na których jest rozpatrywany ruch paliwa.

- V — wydatek wtryskiwacza (objętościowy),
- 2α — kąt wierzchołkowy stożka rozpylanego paliwa,
- ε — współczynnik kontrakcji strumienia,
- μ — gęstość paliwa,
- γ — współczynnik wydatku wtryskiwacza,
- ζ — współczynnik straty prędkości,
- φ — stopień zapełnienia przekroju dyszy wtryskiwacza.

Zasady rozdrobnienia

Na rozpylenie cieczy wypływającej z wtryskiwacza mają wpływ następujące czynniki:

1. Zakłócenie strumienia paliwa wewnątrz wtryskiwacza, powodujące turbulencję cieczy.
2. Fizyczne własności rozpylanej cieczy.
3. Fizyczne własności gazowego ośrodka, do którego odbywa się wtrysk.

Podstawową zasadą rozpadu cieczy jest wzrost powierzchni strumienia lub błonki paliwa, podczas którego następuje wzrost napięcia powierzchniowego. Przekroczenie granicznej wartości napięcia powierzchniowego powoduje rozpad strumienia. Rys. 1 i 2 przedstawiają mechanizm rozdrobnienia pojedynczej kropelki.

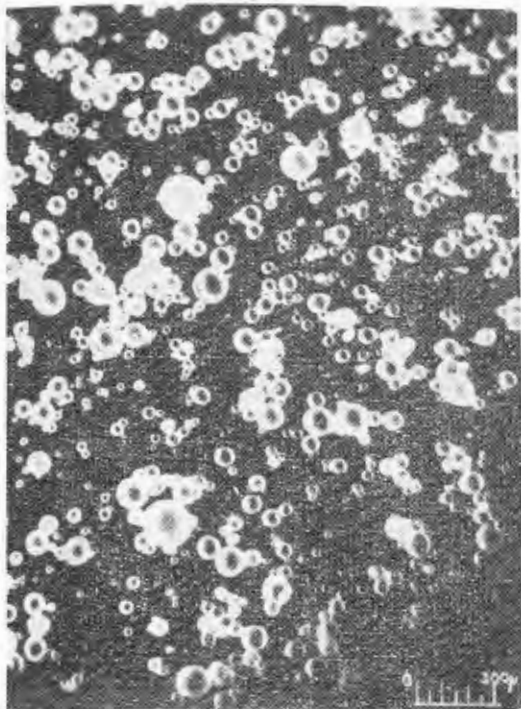
W laminarnych strumieniach cieczy, kiedy główna składowa prędkości ma kierunek osiowy, rozpad strumienia może nastąpić pod wpływem wewnętrznych drgań cieczy, jak również drogą zewnętrznych zakłóceń. W przypadku strumieni turbulentnych rozpad następuje z reguły bez udziału sił zewnętrznych.

Podział wtryskiwaczy

Wtryskiwacze hydrauliczne z punktu widzenia sposobu rozpylania dają się podzielić na dwie grupy:

- 1) wtryskiwacze strumieniowe,
- 2) wtryskiwacze wirowe.

Wtryskiwaczem strumieniowym nazywa się urządzenie, w którym wypływ cieczy pod wpływem ciśnienia do ośrodka gazowego następuje bezpośrednio przez jeden lub większą ilość cylindrycznych otworków. Schemat wtryskiwacza strumieniowego jest przedstawiony na rys. 3.

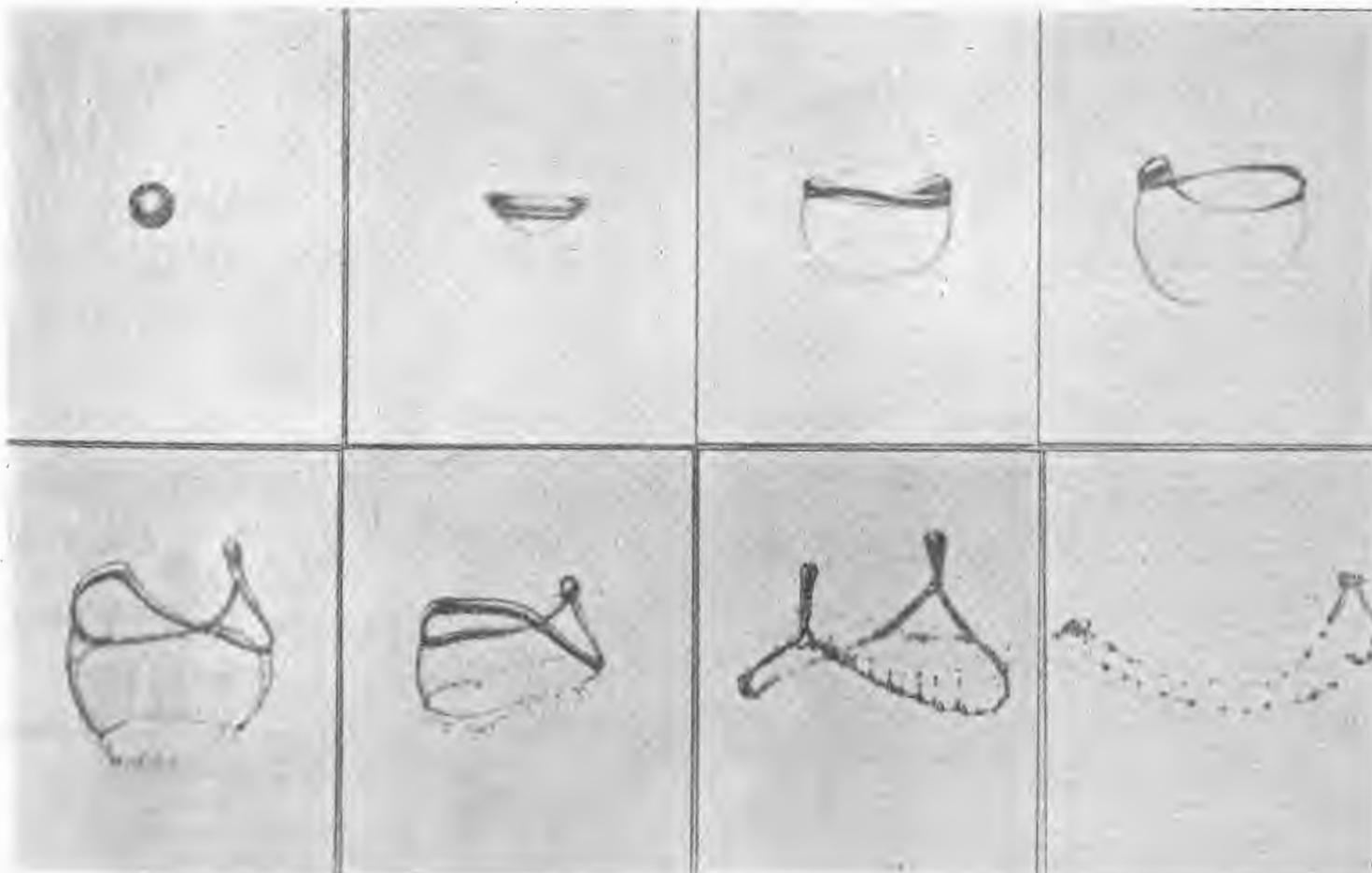


Rys. 1. Mikrofotografia rozpylonego strumienia

Zachodzące zjawiska przepływu dają się ująć równaniem Bernoulli'ego

$$\frac{p_1}{\gamma} + \frac{w_1^2}{2g} = \frac{p_2}{\gamma} + \frac{w_2^2}{2g} = \text{const}$$

Rys. 2. Rozpad kropli wody w strumieniu powietrza



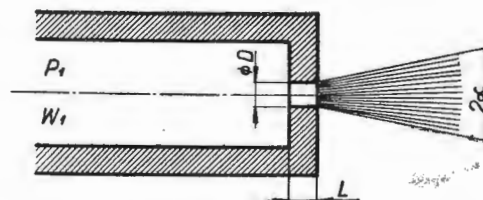
Przyjmując $w_1 = 0$ otrzymuje się równanie teoretycznej prędkości wypływu cieczy

$$w_t = \sqrt{\frac{2g(p_1 - p_2)}{\gamma}} \quad [1]$$

Na skutek tarcia podczas przepływu i towarzyszących temu strat, prędkość wypływu posiada wartość niższą od podanej w równaniu [1].

$$w = \zeta \sqrt{\frac{2g \Delta p}{\gamma}} \quad [2]$$

gdzie współczynnik $\zeta = 0,92 - 0,98$ znany jest pod nazwą współczynnika straty prędkości.



Rys. 3. Wtryskiwacz strumieniowy

Uwzględniając przewężenie strumienia przy wypływie, wydatek wtryskiwacza będzie wynosić:

$$V = \zeta \cdot \varepsilon \cdot F \sqrt{\frac{2g \Delta p}{\gamma}} \quad [3]$$

gdzie ε — współczynnik kontrakcji strumienia.

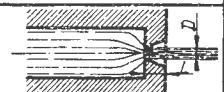
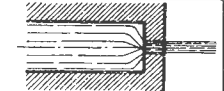
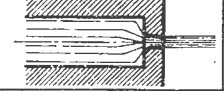
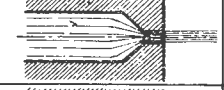
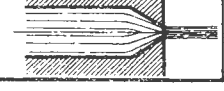
W literaturze podawany jest zwykle współczynnik wypływu, znany również pod nazwą współczynnika wydatku, obejmujący łącznie obie straty

$$\mu = \zeta \cdot \varepsilon \quad [4]$$

W tabeli 1 podane są wartości współczynnika wydatku dla wtryskiwaczy strumieniowych przy różnie ukształtowanych otworach wylotowych.

Wpływ zmiany kształtu dyszy na zależność wydatku cieczy od spadku ciśnienia we wtryskiwaczu przedstawiono na rys. 4.

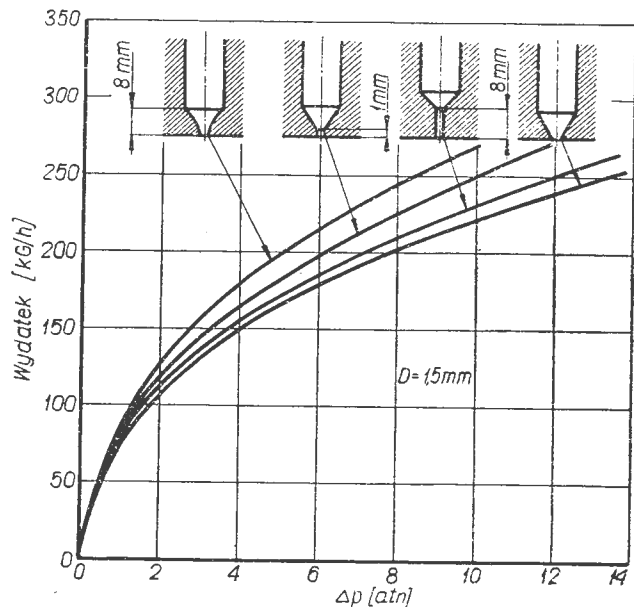
Tabela 1

Kształt dyszy wtryskiwacza	Parametry geometr.	Współcz. wydatku
	$D > 2,5 \text{ mm}$ $D < 2,5 \text{ mm}$	0,61 ~0,65
	$L/D = 0,5 - 1 \text{ mm}$ $L/D = 2 - 3 \text{ mm}$	0,60 - 0,65 0,75 - 0,85
	$L/D > 3 \text{ mm}$ $D = 1 \text{ mm}$ $D = 1,6 \text{ mm}$ $L/D = 1 \text{ mm}$ $D = 1 \text{ mm}$	0,88 0,90 0,70
	$D = 0,5 \text{ mm}$ $D = 1,0 \text{ mm}$ $D = 2,5 \text{ mm}$	0,70 0,82 0,80 - 0,84
	$D = 1 \text{ mm}$ $D = 1,6 \text{ mm}$	0,69 - 0,70 0,72

W większości zastosowań średnice otworów wylotowych zawierają się w granicach $D = 0,5 - 2,5 \text{ mm}$.

Ograniczenie wartości $D = 0,5 \text{ mm}$ zostało podyktowane niebezpieczeństwem zatykania otworków o mniejszych średnicach przez cząstki ciał stałych, mogących znajdować się w paliwie. Średnic powyżej $2,5 \text{ mm}$ również nie stosuje się ze względu na zły rozpad strumienia.

Wartość ciśnienia zasilania nie jest w zasadzie ograniczona, aczkolwiek zakres najczęściej stosowanych ciśnień wynosi $\Delta p = 3 - 10 \text{ at}$. Kąt rozpylenia wtryskiwaczy strumieniowych jest bardzo mały i jego wartości ekstremalne wynoszą $2\alpha = 10 - 15^\circ$. W celu zwiększenia kąta strumienia



Rys. 4. Charakterystyki czterech rodzajów wtryskiwaczy

oraz polepszenia skutku rozpylenia cieczy stosuje się zespoły z krzyżującymi się strumieniami (rys. 5), przy których kąt może wzrosnąć do wartości $2\alpha = 50 - 75^\circ$.

Wtryskiwacze strumieniowe pozwalają uzyskiwać dobre rozpylenie przy względnej prędkości wypływu paliwa rzędu 100 m/sec . Pewną odmianą wtryskiwaczy strumieniowych są tak zwane wtryskiwacze szczelinowe. Wpływ paliwa w tej konstrukcji następuje przez wąską szczelinę o kształcie prostokąta. Próby zastosowania tego typu do silników lotniczych nie powiodły się i sama konstrukcja posiada raczej charakter historyczny. Aby uzyskać te same efekty przy mniejszych prędkościach stosuje się wtryskiwacze wirowe.

Zasadę działania wtryskiwacza wirowego wyjaśnia rys. 6 i 7. Paliwo dopływa do wtryskiwacza przez stycznie przewiercony otwór (1). W komorze wirowej (3) uzyskuje pożądaną kręt i po przejściu przez nią — wytryskuje przez dyszę (2) w postaci stożka (4) złożonego z drobnych kropelek.

Podstawy teoretyczne i obliczanie wtryskiwacza wirowego

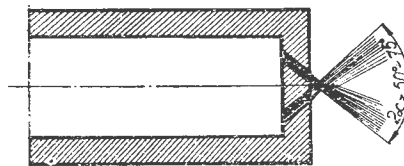
Z geometrycznego schematu, przedstawionego na rys. 6, wynika, że moment ilości ruchu na wejściu do wtryskiwacza względem osi dyszy wylotowej nie może równać się zeru. Z tego powodu ciecz będzie przepływała ruchem wirowym przez komorę wtryskiwacza. Na wyjściu z dyszy wylotowej strumień, tracąc kontakt ze ściankami, a będąc pod działaniem sił odśrodkowych, rozpada się na kropełki tworzące powierzchnię stożkową, której tangens połowy kąta wierzchołkowego, w zależności od składowych prędkości, da się wyrazić równaniem

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{u}{w} \quad [5]$$

Moment ilości ruchu dowolnej cząsteczki cieczy względem osi wtryskiwacza posiada określoną stałą wartość przez okres przebywania tej cząsteczki wewnątrz komory wirowej i musi spełniać następujące równanie

$$u_0 \cdot R_0 = u \cdot r = \text{const} \quad [6]$$

przy założeniu, że gradient prędkości osiowej wzdłuż promienia jest równy zeru ($\frac{dw}{dr} = 0$).



Rys. 5. Wtryskiwacz ze skrzyżowanymi strumieniami

Równanie [6] pozwala w łatwy sposób uzasadnić istnienie rdzenia powietrznego w komorze wirowej, widocznego na rys. 7. W przypadku granicznym, gdy $r = 0$, składowa styczna prędkości musiałaby mieć wartość nieskończoną. Ponieważ posiada ona wartość skończoną, paliwo nie zapełnia całej komory wirowej, pozostawiając przestrzeń nie zapełnioną, o średnicy odpowiadającej warunkom równania [6] i geometrii wtryskiwacza.

Strumień cieczy, przepływający przez dyszę wtryskiwacza, posiada przeto przekrój pierścieniowy, wobec czego czynna powierzchnia przekroju wypływu równa się

$$F_2 = \pi (R_2^2 - r_2^2) = \varphi \pi \cdot R_2^2 \quad [7]$$

gdzie

$$\varphi = 1 - \frac{V_2^2}{R_2^2} \quad [8]$$

nazywa się stopniem zapełnienia przekroju dyszy.

Dla strumieni cieczy, znajdujących się wewnątrz komory wirowej wtryskiwacza, spełnione jest równanie Bernoulliego, które dla przekroju wlotowego i wylotowego przyjmuje następującą postać:

$$H = \frac{p_0}{\gamma} + \frac{u_0^2}{2g} = \text{const} \quad [9]$$

oraz

$$H = \frac{p_2}{\gamma} + \frac{u_2^2}{2g} + \frac{w_2^2}{2g} = \text{const} \quad [9a]$$

W celu wyjaśnienia zachowania się składowej osiowej prędkości zostanie przeprowadzone następujące rozumowanie. Promieniowy wzrost ciśnienia wyraża się równaniem

$$dp_2 = \frac{u_2^2}{r} dm \quad [10]$$

Masa pierścienia (rys. 6) o powierzchni równej jedności wynosi

$$dm = \frac{\gamma}{g} dr \quad [11]$$

stąd po podstawieniu do równania [10]

$$dp_2 = \frac{u_2^2}{r} \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot dr \quad [12]$$

Z zasady zachowania momentu ilości ruchu

$$dr = -r_2 \frac{u_2}{u_2^2} du_2$$

po podstawieniu do równania [12]

$$dp_2 = -\frac{\gamma}{g} u_2 du_2$$

całkując i przyjmując, że na granicy rdzenia powietrznego składowa styczna prędkości $u_2 = u_{r2}$, a nadciśnienie cieczy $p_{r2} = 0$, wynika,

$$\frac{p_2}{\gamma} = \frac{u_{r2}^2}{2g} - \frac{u_2^2}{2g} \quad [13]$$

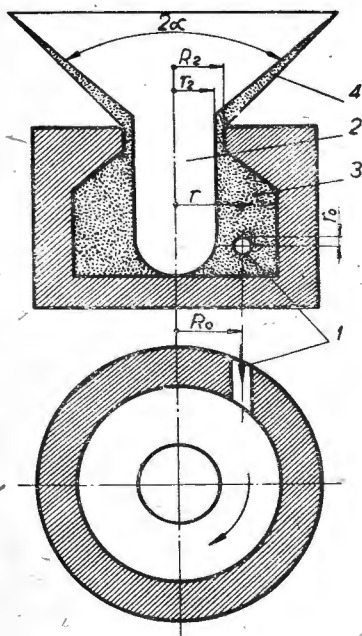
Porównując równania [9a] i [13] otrzymuje się

$$\frac{w_2^2}{2g} = H - \frac{u_{r2}^2}{2g} \quad [14]$$

Wobec stałości H i u_{r2} wynika, że składowa osiowa prędkości w przekroju wylotowym wtryskiwacza jest wartością stałą

$$w_2 = \text{const} \quad [15]$$

Powyższe założenia pozwalają dokonać obliczenia wtryskiwacza wirowego z pominięciem wpływu lepkości czynnika rozpylanego.



Rys. 6. Rozpylanie wtryskiwaczem wirowym

Do obliczenia wydatku wtryskiwacza

$$V = w_2 \cdot \varphi \cdot \pi \cdot R_2^2 \quad [16]$$

wygodnie jest wprowadzić pojęcie zastępczej prędkości osiowej równej liczbowo stosunkowi wydatku do przekroju dyszy wtryskiwacza

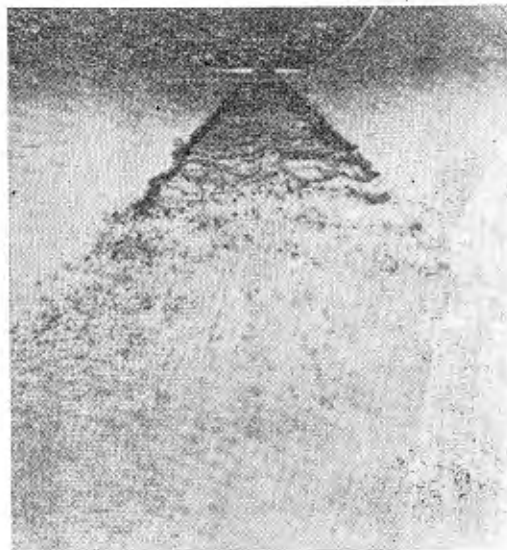
$$W_z = \frac{V}{\pi \cdot R_2^2} \quad [17]$$

Zależność między składową osiową prędkości a prędkością osiową zastępczą wynosi

$$W_z = \varphi \cdot w_2 \quad [18]$$

Wydatek wtryskiwacza określony z warunków na wlocie do komory wirowej

$$V = u_0 \cdot \pi \cdot r_0^2 \quad [19]$$



Rys. 7. Wtryskiwacz wirowy

Z równania [17] i [19] otrzymuje się

$$u_0 = W_z \frac{R_2^2}{r_0^2} \quad [20]$$

Równanie momentu ilości ruchu pozwala na napisanie następującego równania

$$u_2 = W_z \frac{R_0}{r} \cdot \frac{R_2^2}{r_0^2} \quad [21]$$

Składowa styczna w dyszy wtryskiwacza przy ścianie równa się

$$u_{R2} = W_z \frac{R_0 \cdot R_2}{r_0^2} \quad [22]$$

Składowa styczna w dyszy wtryskiwacza na granicy rdzenia powietrznego wynosi

$$u_{r2} = W_z \frac{R_0 \cdot R_2}{r_0^2} \frac{R_2}{r_2} \quad [23]$$

Korzystając z zależności [8] można napisać

$$u_{r2} = W_z \frac{R_0 \cdot R_2}{r_0^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{1-\varphi}} \quad [24]$$

Po podstawieniu równań [18] i [24] do równania [14] zastępcza prędkość osiowa równa się

$$W_z = \frac{\sqrt{2gH}}{\sqrt{\frac{1}{\varphi^2} + \frac{A^2}{1-\varphi}}} = \mu \sqrt{2gH} \quad [25]$$

przy czym

$$\mu = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\varphi^2} + \frac{A^2}{1-\varphi}}} \quad [26]$$

nazwano współczynnikiem wydatku wtryskiwacza, a

$$A = \frac{R_o \cdot R_2}{r_o^2} \quad [27]$$

stałą geometryczną wtryskiwacza wirowego.

Z równania [26] wynika, że współczynnik wydatku wtryskiwacza jest funkcją dwóch parametrów: stopnia zapelnienia przekroju wylotowego oraz stałej geometrycznej. W dalszym ciągu rozważań teoretycznych zostaną powiązane te dwa parametry ze sobą tak, aby doprowadzić do zależności $A = f(\varphi)$ oraz $\mu = f(\varphi)$. Z równań [25] i [26] wynika, że w zależności od wymiaru rdzenia powietrznego, wtryskiwacz może mieć różne wydatki. Obliczenia stwierdzają, że przy wartości promienia rdzenia powietrznego bliskiej zeru, jak również zbliżonej do promienia otworu wylotowego dyszy wtryskiwacza, współczynnik wydatku będzie posiadał małe wartości. W pierwszym przypadku wynika to ze zbyt małej prędkości przepływu, w drugim — z nadmiernego zmniejszenia przekroju czynnego strumienia. Dobrze skonstruowany wtryskiwacz winien posiadać taką wartość stopnia zapelnienia przekroju, aby współczynnik wydatku osiągał swoje maksimum. Aby ten warunek został spełniony, należy określić pochodną $\frac{d\mu}{d\varphi}$ i przyrównać ją do zera. Po dokonaniu tej operacji zależność pomiędzy stopniem zapelnienia przekroju a stałą geometryczną wtryskiwacza wynosi

$$A = \frac{1-\varphi}{\sqrt{\frac{\varphi^3}{2}}} \quad [28]$$

Podstawiając powyższe do równania [26], otrzymuje się

$$\mu = \varphi \sqrt{\frac{\varphi}{2-\varphi}} \quad [29]$$

Równania [28] i [29] będą w dalszym ciągu niezbędne przy obliczaniu wtryskiwacza wirowego.

Wydatek masowy wtryskiwacza określa wzór

$$G = \mu F \sqrt{2g \cdot \Delta p \cdot \gamma} \quad [30]$$

gdzie Δp oznacza spadek ciśnienia we wtryskiwaczu.

Obok wydatku wtryskiwacza równie istotny jest jego kąt wtrysku, decydujący o właściwym zapelnieniu paliwem komory spalania. Zostanie on podany w funkcji wyżej podanych zależności.

Kąt wtrysku, jak wspomniano poprzednio, wynosi

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{u_2}{w_2}$$

Z racji zmienności składowej stycznej prędkości wzdłuż promienia wtryskiwacza kąty rozpylenia dla cząstek paliwa, wpływającego z dyszy wtryskiwacza na różnych promieniach, są różne. Umówiono się, że określenie kąta wtrysku dotyczy kąta uzyskanego przy średniej wartości składowej stycznej na wylocie z wtryskiwacza.

$$\operatorname{tg} \alpha_m = \frac{u_{2m}}{w_2} \quad [31]$$

u_{2m} wyznaczone z równania momentu ilości ruchu wynosi

$$u_{2m} = \frac{u_{R2} \cdot R_2}{r_m}$$

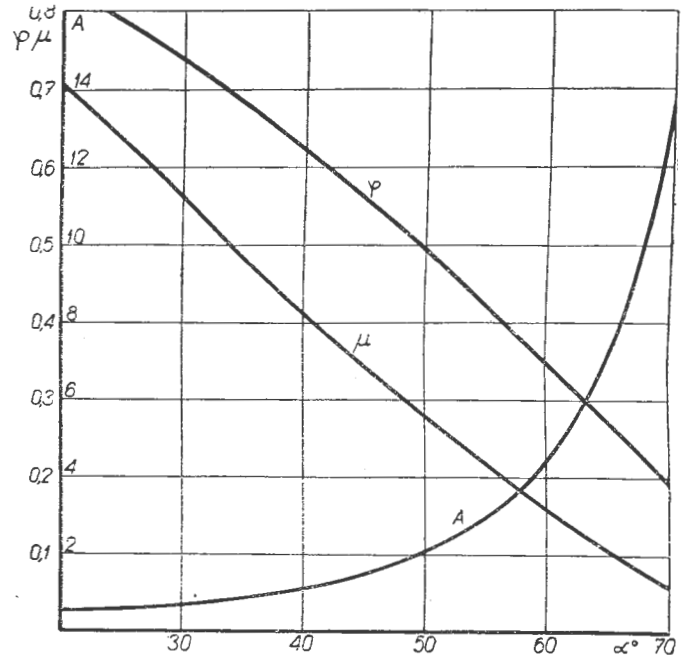
przy czym

$$r_m = \frac{R_2 + r_2}{2}$$

Korzystając ponadto z równań [8], [22] i [28] otrzymuje się następującą zależność, podającą wartość kąta wtrysku w funkcji stopnia zapelnienia przekroju wylotowego

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{2.83 \cdot (1-\varphi)}{(1 + \sqrt{1-\varphi}) \cdot \sqrt{\varphi}} \quad [32]$$

Kąty wtrysku, obliczone z równania [32], posiadają wartości wyższe od rzeczywistych, określaných doświadczalnie. Decydującym parametrem wydaje się przyspieszenie cząstek paliwa w dyszy wtryskiwacza w kierunku osiowym, co w przedłożonej teorii nie zostało uwzględnione. Powyższe zależności zostały przedstawione graficznie na rys. 8.



Rys. 8. Wykres współczynników obliczeniowych wtryskiwacza wirowego

Obliczenie wtryskiwacza za pomocą tego wykresu przeprowadza się w sposób następujący. Dla założonego kąta α odczytuje się z wykresu wartości stałej geometrycznej i współczynnika wydatku. Znajomość μ , rodzaju paliwa i spadku ciśnienia we wtryskiwaczu pozwala określić wartość przekroju dyszy wylotowej z równania [30]. Pozostałe wymiary główne określa się z równań [33] lub [33a]. Metoda powyższa pozwala na uzyskanie wyników przybliżonych, dokładne wymiary wtryskiwacza dobiera się na drodze doświadczalnej.

Równanie [27], podające zależność pomiędzy stałą geometryczną a wymiarami głównymi wtryskiwacza dla zawirów, spotykanych w praktyce, przyjmuje następujące postacie:

$$A = \frac{R_o \cdot R_2}{i \cdot r_o^2} \quad [33]$$

gdzie i — liczba otworów stycznych;

dla otworów nieokrągłych

$$A = \frac{\pi \cdot R_o R_2}{i \cdot f_o} \quad [33a]$$

gdzie f_o — przekrój poprzeczny jednego otworu stycznego.

Zagadnienie zmiany wydatku wtryskiwacza wirowego

Typ wtryskiwacza wirowego znalazł powszechne zastosowanie do zasilania komór spalania silników przepływowych. Urządzenie to posiada jednak dwie poważne wady.

Wydatek wtryskiwacza jest — jak wiadomo — proporcjonalny do pierwiastka kwadratowego spadku ciśnienia $G = f(\sqrt{\Delta p})$, w związku z tym na przykład stosunek wydatków 1:10 wymaga zmiany ciśnienia wtrysku w stosunku 1:100. Pociąga to za sobą konieczność stosowania instalacji wysokiego ciśnienia i układów regulacyjnych o bardzo szerokim zakresie działania. Równocześnie ze zmianą ciśnienia zachodzi zmiana jakości rozpylenia, to znaczy zmiany średnic otrzymywanych kropelek.

Przy niskich ciśnieniach wymiary kropelek są duże, przy wysokich — krople mogą być zbyt małe, o niewystarczającej energii kinetycznej, potrzebnej do właściwego wypełnienia komory.

Ponieważ przy rozpylaniu otrzymuje się kropelki o różnej średnicy, jako jednostkę porównawczą jakości rozdrobnienia przyjęto podaną przez Sautera średnią średnicę, będącą wymiarem kropli fikcyjnego jednorodnego strumienia o tej samej objętości i powierzchni kropel co strumień rzeczywisty. Przyjmując, że całkowita objętość n -kropelek w strumieniu wynosi

$$V' = \frac{\pi}{6} \sum n d_k^3$$

całkowita powierzchnia

$$F' = \pi \sum n d_k^2$$

Średnia średnica Sautera wyniesie

$$d_{ms} = \frac{6V'}{F'} = \frac{\sum n d_k^3}{\sum n d_k^2}$$

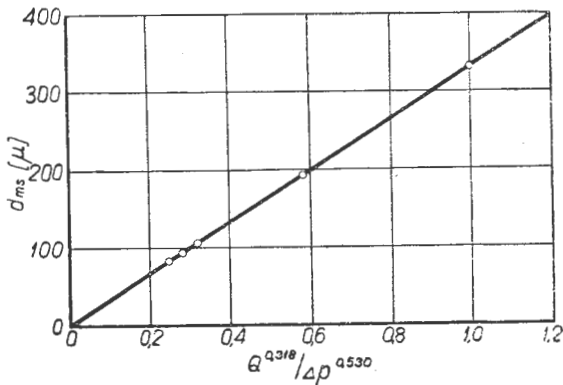
Podana przez Needhama średnia średnica wynosi

$$d_{ms} = 88 \frac{G^{0,318}}{\Delta p^{0,530}} \quad [34]$$

gdzie:

d_{ms} — średnia średnica Sautera w μ ,
 G — wydatek wtryskiwacza w kg/h ,
 Δp — ciśnienie wtrysku w atn .

Ilustracją równania [34] jest wykres na rysunku 9.



Rys. 9. Wykres zależności średniej średnicy Sautera od wydatku i spadku ciśnienia

Znany jest również inny wzór empiryczny, uwzględniający lepkość cieczy i jej napięcie powierzchniowe

$$d_{ms} = \mu D_2 \frac{\left(\frac{\sigma}{\sigma_0}\right)^n + \left(\frac{\nu}{\nu_0}\right)^m}{C \cdot M^{0,817} \sqrt[3]{\frac{p_b}{760}}} \quad [35]$$

przy czym: $\sigma_0 = 24 \text{ dyn/cm}$, $\nu_0 = 2,0 \text{ cst}$ — napięcie powierzchniowe i lepkość kinematyczna nafty przy 20°C ,

σ i ν — napięcie powierzchniowe i lepkość rozpylanego paliwa,

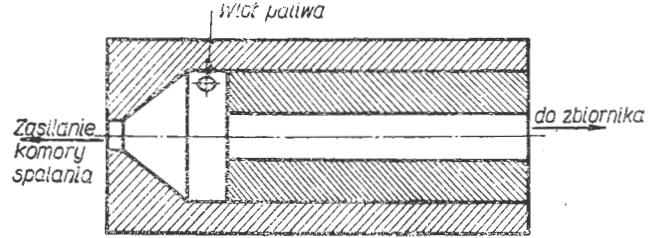
M — liczba Macha ruchu kropli względem powietrza,

p_b — ciśnienie atmosferyczne w mm Hg ,
 C, m, n — wielkości bezwymiarowe określane doświadczalnie ($n = 0,77$; $m = 0,44$; $C = 41,5$).

Aby wyeliminować wady zwykłego wtryskiwacza wirowego, zostały opracowane konstrukcje rozszerzające zakres zmian wydatku przy niewielkich zmianach ciśnienia, przy czym uzyskiwano bardziej poprawną charakterystykę rozpylenia. Należy tu wspomnieć o wtryskiwaczu upustowym i wtryskiwaczu typu „duplex”.

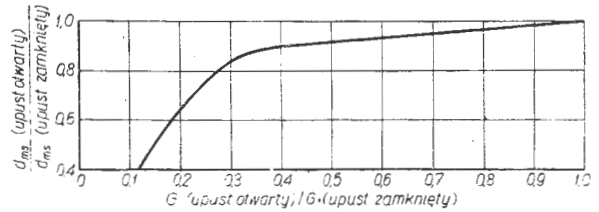
Wtryskiwacz upustowy jest przedstawiony schematycznie na rys. 10.

Paliwo dostarczone do wtryskiwacza przepływa przez zespół otworów stycznych i dostaje się do komory wirowej. Nadmiar paliwa, którego obecność w komorze spalania byłaby zbędna, powraca przez osiowo umieszczony w dnie komory wirowej upust z powrotem do zbiornika. Upust ten



Rys. 10. Wtryskiwacz upustowy

jest ponadto wyposażony w urządzenie dławiące, za pośrednictwem którego można regulować ilość paliwa przeznaczonego do spalania. Kombinacja zmiany ciśnienia na dopływie i zdławienia upustu pozwala na zmianę wydatku w zakresie 1:100. Zmianę średniej średnicy w funkcji otwarcia upustu przedstawia wykres na rys. 11.



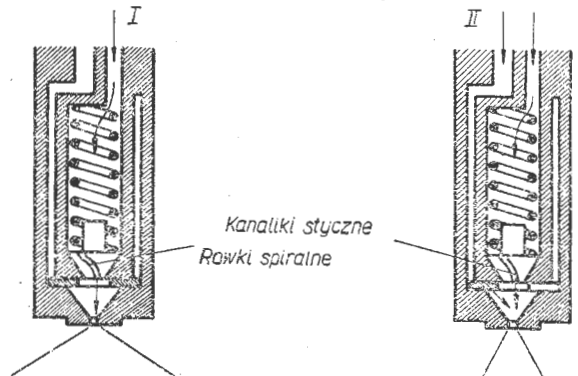
Rys. 11. Wykres zmiany średniej średnicy Sautera w zależności od otwarcia upustu

Na podstawie wykresu na rys. 11 i równania [34] można określić średnie średnice kropelek w strumieniu wtryskiwacza upustowego.

Urządzenia wtryskowe tego typu wymagają utrzymywania dużych wydatków pompy paliwowej nawet przy małym zapotrzebowaniu paliwa przez silnik, co łącznie z układem przewodów przelewowych stanowi pewną niedogodność stosowania wtryskiwaczy upustowych.

Następnym urządzeniem o rozszerzonym zakresie wydatku jest wtryskiwacz dwukanałowy typu „duplex”. Schemat działania tego wtryskiwacza przedstawiono na rys. 12.

Przy małym zużyciu paliwa i niskim ciśnieniu wtrysku paliwo wpływa do rozpylacza kanałem I, dostając się do rowków naciętych na powierzchni stożkowej, osiowo umieszczonej wtyczki. Po uzyskaniu odpowiednio wysokiej wartości krętu i przejściu przez komorę wirową — paliwo wtryskuje na zewnątrz. W miarę wzrostu ciśnienia i zapotrzebowania paliwa automatyczny zawór otwiera dla przepływu kanał II. Paliwo do komory wirowej dostaje się



Rys. 12. Wtryskiwacz dwukanałowy

przez stycznie nacięte kanaliki w płycie zawirowującej. W komorze wirowej miesza się ono z paliwem dopływającym kanałem I i w postaci stożka wytryskuje do komory spalania. Wtryskiwacz ten pozwala na zmianę wydatku w zakresie 1:20, przy czym rozpiętość stosowanych ciśnień waha się w granicach 5–80 at. Jakość rozpylenia w całym zakresie jest wystarczająco dobra, a średnia średnica kropeł wyraża się następującym równaniem:

$$d_{ms} = 121 \frac{G^{0,3}}{\Delta p^{0,5}} \quad [36]$$

Pomimo opisanych zalet wtryskiwacz ten posiada poważną wadę, a mianowicie — przy zasilaniu kanałem I kąt wtrysku posiada większą wartość niż przy przepływie paliwa przez oba kanały łącznie. Aby ujedliwić kąty wtrysku, stosuje się w niektórych konstrukcjach następujące rozwiązanie. Paliwo z kanału I nie przepływa przez wspólną komorę wirową dla obu kanałów, ale przez własną, o odpowiednio zmniejszonej dyszy wylotowej.

Istnieje ponadto cały szereg innych rozpylaczy, których opis został celowo pominięty w niniejszym artykule.

Zainteresowanie wtryskiwaczami strumieniowymi i wirowymi zawdzięcza się ich najbardziej wszechstronnemu zastosowaniu w zagadnieniach przemysłowych.

Na zakończenie należy podkreślić dodatkowo, że przedstawiona teoria, jak również sposoby obliczania wtryskiwaczy zostały potraktowane w sposób uproszczony, gdyż dokładna analiza zachodzących zjawisk przekraczałaby ramy niniejszego artykułu.

LITERATURA

1. N. Abramowicz — Příkladnaja gazowaja dinamika, Izd. Tech. -Teoret. Lit., Moskwa, 1953
2. M. M. Bondarjuk, S. M. Iljaszenko — Prjamotocznyje wozduszno-reaktiwnyje dwigatieli, Oborongiz, Moskwa, 1958
3. E. Giffen — Atomization of fuel sprays, Engineering, Vol. 174, No 4510, 1952
4. E. Giffen, A. Muraszew — The atomization of liquid fuels, Champan & Hall, London, 1953
5. J. R. Joyce — The Institute of Petroleum, Vol. 39, No 350, 1953
6. G. Sinjariew, M. Dobrowolskij — Silniki raketowe na paliwo płynne, MON, Warszawa, 1957
7. E. Söngen, U. Grigull — Forsch. auf dem Gebiete des Ingevs, Bd. 17, No 3, 1951
8. G. Sutton — Rakietyjne dwigatieli, Izd. Inostr. Litierat. Moskwa, 1952
9. A. Radcliffe — Proc. of the Inst. of Mech. Eng. Vol. 169, No 3, 1955

Mgr inż. ANDRZEJ CISZEWSKI i mgr inż. TADEUSZ RADOMSKI

Spawanie, zgrzewanie i lutowanie stopów magnezu

W artykule podano zasady łukowego spawania stopów magnezu w atmosferach ochronnych wraz z omówieniem podstawowego oprzyrządowania, atmosfer ochronnych, doboru rodzaju prądu, materiału dodatkowego i warunków spawania. Omówiono również własności mechaniczne złączy spawanych w temperaturze normalnej oraz temperaturach obniżonych i podwyższonych, a także wpływ obróbki cieplnej na własności mechaniczne złączy.

W dalszym ciągu artykułu podano zasady punktowego zgrzewania stopów magnezu oraz podstawy ich lutowania z omówieniem możliwości stosowania tego procesu, lutowi, topników i metod lutowania.

1. Ogólne własności i zastosowanie stopów magnezu

Magnez jest jednym z najlżejszych metali (1,74 G/cm³) o stosunkowo niskiej temperaturze topnienia, wynoszącej 650 °C. Temperatura topnienia stopów magnezu, w zależności od rodzaju i ilości składników stopowych, waha się od 460 do 650 °C.

Najważniejszą technicznie grupę stopów do pracy w temperaturze pokojowej stanowią stopy magnezu z aluminium i cynkiem, najczęściej zawierające jeszcze nieznaczne ilości manganu. Dodatki te znacznie podwyższają własności mechaniczne stopów (rys. 1), mangan poza tym polepsza ich odporność na korozję. Oprócz tego niektóre stopy magnezu zawierają jeszcze cyrkon (poniżej 1%) i cer. Pierwszy z tych pierwiastków polepsza własności mechaniczne i obrabialność stopów, drugi — własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach.

Stopy magnezu, przeznaczone do pracy w temperaturach podwyższonych, zawierają — obok omówionych pierwiastków — tor lub tak zwane ziemie rzadkie, wprowadzane zazwyczaj w postaci mieszaniny 50% ceru, 25% lantalu i reszty neodymu i praeodymu.

Ze względu na mały ciężar właściwy (1,76 do 1,83 G/cm³) stopy magnezu mają zastosowanie przede wszystkim w przemyśle lotniczym i samochodowym. Wykorzystuje się je również w urządzeniach, w których zależy na zmniejszeniu ciężaru (np. maszyny włókiennicze). Nowym zastosowaniem stopów magnezu jest użycie ich do budowy zbiorników dla paliwa jądrowego, stosowanych w reaktorach atomowych. W związku z tym światowa produkcja magnezu szybko wzrasta i dziś osiąga już setki tysięcy ton rocznie.

Obok stopów aluminium, stopy magnezu stały się więc jednym z najważniejszych lekkich tworzyw konstrukcyjnych.

Największym producentem magnezu w chwili obecnej są Stany Zjednoczone Ameryki. Tabela 1 podaje skład chemiczny, własności wytrzymałościowe oraz ocenę spawalności najważniejszych stopów magnezu, stosowanych w USA.

Dla porównania w tabeli 2 podano skład chemiczny stopów magnezu produkowanych w Polsce. Jak widać, część stopów polskich odpowiada stopom amerykańskim (np. stopy MP3, MP5, ML4, ML5 itd.), inne natomiast mają skład odmienny. Stopów magnezu do pracy w temperaturach podwyższonych Polskie Normy dotychczas nie ujmują.

2. Spawanie stopów magnezu

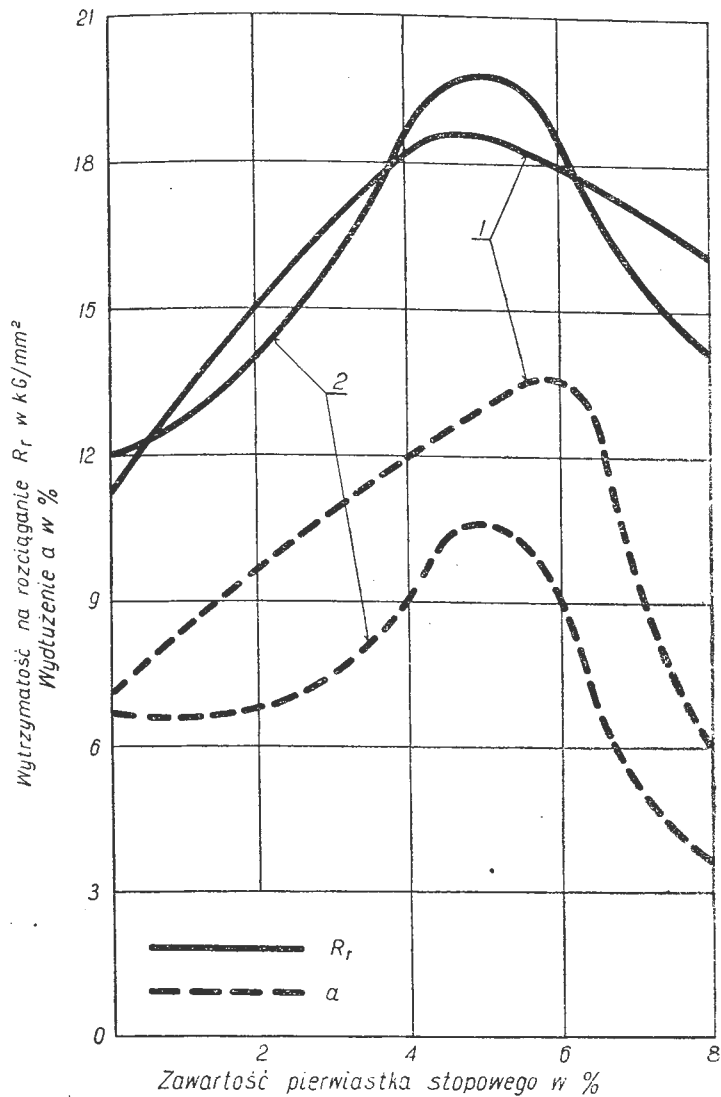
Stopy magnezu można spawać różnymi metodami, najlepsze jednak wyniki osiąga się przy łukowym spawaniu nietopliwą lub topliwą elektrodą w osłonie gazu szlachetnego, najczęściej argonu^{*}). Spawanie gazowe, jakkolwiek tańsze, obecnie stosowane jest rzadziej, gdyż na ogół daje wyniki gorsze, co jest spowodowane przede wszystkim silnym powinowactwem chemicznym magnezu do tlenu, a w temperaturach bliskich temperaturze topnienia — również do azotu.

Spawanie stopów magnezu w atmosferze obojętnych gazów umożliwia wykonywanie wszystkich praktycznie stosowanych połączeń. Najbardziej rozpowszechnione są połączenia doczołowe bez ukosowania krawędzi, połączenia na V oraz połączenia na X (rys. 2). W przypadku spawania bardzo grubych blach stosuje się niekiedy zukosowanie na U, zapewniające bardzo dobry przetop. Oprócz tego wykonuje się połączenia kątowe, krawędziowe, na zakładkę i brzeżne.

Dla zapobiegnięcia możliwości nadmiernego przetapiania i wyciekania roztopionego metalu, od strony grani spoiny umieszcza się specjalne podkładki, zaopatrzone w rowki, kształtujące dolną część spoiny. Podkładki te wykonuje się zazwyczaj ze stali węglowej lub miedzi. Przy spawaniu cienkich blach podkładki wykonuje się ze stali nierdzewnej, która charakteryzuje się małą przewodnością cieplną i nie odprowadza zbyt szybko ciepła.

Warstewka tlenków, występująca na powierzchni stopów magnezu, topi się w temperaturze około 2500 °C i nie rozpuszcza się w stopionym magnezie. Dlatego przy spa-

^{*}) W USA jako gazu ochronnego używa się helu, co wiąże się z istniejącymi tam bogatymi źródłami gazu ziemnego, zawierającego około 2% helu.

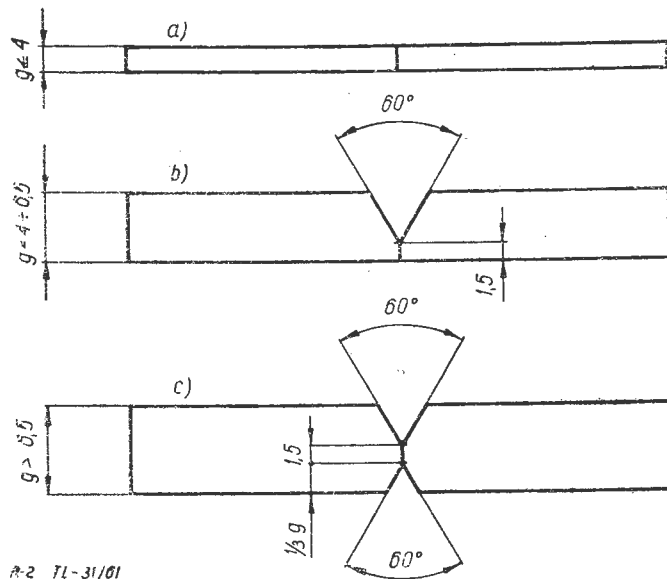


R-17L-31/61

Rys. 1. Wpływ aluminium (1) i cynku (2) na własności mechaniczne magnezu (w stanie litym)

waniu tlenek magnezu trzeba usunąć, co osiąga się przy spawaniu gazowym przez zastosowanie specjalnych topników, a przy spawaniu łukowym w osłonie argonu lub helu — przez wstępne dokładne oczyszczenie łączonych powierzchni. Oczyszczenie to ma na celu zresztą nie tylko usunięcie tlenków, ale także warstewki soli kwasu chromowego, często stosowanych dla ochrony powierzchni przed korozją (warstewka tlenków jest mało wytrzymała i nie chroni metalu przed korozją).

Oczyszczanie stopów magnezu przed spawaniem przeprowadza się bądź na drodze obróbki mechanicznej, bądź



R-2 71-31/61

Rys. 2. Przykłady ukształtowania krawędzi blach przy spawaniu doczołowym: a) dla grubości do 4,0 mm, b) dla grubości 4,0 do 6,5 mm, c) dla grubości ponad 6,5 mm

chemicznej. W obu przypadkach pierwszą operacją jest dokładne odfuszczenie powierzchni, na przykład w parach trójchlorku etylenu.

Oczyszczanie mechaniczne przeprowadza się przy użyciu drucianych szczotek lub papieru szklistego. Drugi sposób jest lepszy, gdyż przy użyciu szczotek możliwe jest zanieczyszczenie oczyszczonej powierzchni cząsteczkami stali, co może wywołać pojawienie się ognisk korozji. Oczysz-

Tabela 1

Skład chemiczny, własności mechaniczne i ocena spawalności różnych stopów magnezu stosowanych w USA

Rodzaj stopu	Oznaczenie stopu	Zawartość składników stopowych %						Własności mechaniczne		Spawalność
		Al	Mn	Zn	Zr	Th	ziemie rzadkie	R_r kG/mm ²	a %	
STOPY DO PRACY W TEMPERATURZE POKOJOWEJ										
Do przeróbki plastycznej	AZ31B	3,0	0,3	1,0	—	—	—	29,5	15,0	bardzo dobra
	AZ61A	6,5	0,15	1,0	—	—	—	31,6	16,0	dobra
	AZ80A	8,5	0,15	0,5	—	—	—	34,5	11,0	dobra
	M1A	—	1,2	—	—	—	—	26,0	11,0	bardzo dobra
	ZE10A	—	—	1,2	—	—	0,17	30,2	6,0	dobra
	ZE41A	—	—	4,3	0,45	—	0,6	29,0	16,0	dobra
	ZK60A	—	—	5,7	0,55	—	—	34,5	13,0	bardzo zła
	ZK20A	—	—	2,3	0,45	—	—	27,4	7,0	dobra
Odlewnicze	AZ63A	6,0	0,15	3,0	—	—	—	25,3	5,0	bardzo zła
	AZ92A	9,0	0,1	2,0	—	—	—	25,3	2,0	zła
	AZ91A	9,0	0,13	0,6	—	—	—	23,2	3,0	dostateczna
	AZ81A	7,6	0,13	0,7	—	—	—	25,3	12,0	dobra
	AM80A	8,5	0,15	—	—	—	—	20,4	6,0	bardzo dobra
	AM100A	10,0	0,1	—	—	—	—	15,5	2,0	bardzo dobra
	ZK51A	—	—	4,6	0,7	—	—	28,1	8,0	bardzo zła
STOPY DO PRACY W TEMPERATURACH PODWYŻSZONYCH										
Do przeróbki plastycznej	HK31A	—	—	—	0,7	3,3	—	27,4	0,6	bardzo dobra
	HM21A	—	0,6	—	—	2,0	—	23,9	10,0	dobra
	HM31A	—	1,5	—	—	3,0	—	33,0	6,0	bardzo dobra
Odlewnicze	EK30A	—	—	—	0,33	—	3,3	16,2	3,0	bardzo dobra
	EK41A	—	—	—	0,7	—	4,0	16,1	4,2	bardzo dobra
	EZ33A	—	—	2,7	0,7	—	3,0	14,3	2,1	dobra
	HZ32A	—	—	2,1	0,7	3,3	—	20,7	3,8	dobra

Tabela 2

Skład chemiczny stopów magnezu produkowanych w Polsce (wg PN-55/H-88050 i PN-55/H-88051)

Przeznaczenie stopu	Gatunek stopu		Składniki stopowe w %					
	znak	cecha	Al	Mn	Zn	Si	Ce	Zr
Do przeróbki plastycznej	MgMn2	MP1	—	1,3—2,5	—	—	—	—
	MgAl3ZnMn	MP2	3,0—4,0	0,15—0,5	0,2—0,8	—	—	—
	MgAl6ZnMn	MP3	3,5—7,0	0,15—0,5	0,5—1,5	—	—	—
	MgMn2Ce	MP4	—	1,5—2,5	—	—	0,15—0,35	—
	MgAl9ZnMn	MP5	7,8—9,2	0,15—0,5	0,2—0,8	—	—	—
	MgZn3Zr	MP6	—	—	2,5—3,2	—	—	0,5—0,8
Odlewnicze	MgSi	ML1	—	—	—	1,0—1,5	—	—
	MgMn2	ML2	—	1,0—2,0	—	—	—	—
	MgAl3ZnMn	ML3	2,5—3,5	0,15—0,5	0,5—1,5	—	—	—
	MgAl6ZnMn	ML4	5,0—7,0	0,15—0,5	2,0—3,0	—	—	—
	MgAl8ZnMn	ML5	7,5—9,3	0,15—0,5	0,2—0,8	—	—	—
	MgAl10ZnMn	ML6	9,0—11,0	0,10—0,5	do 2,0	—	—	—

czanie mechaniczne należy przeprowadzać bezpośrednio przed spawaniem.

Bardziej ekonomiczne jest oczyszczanie na drodze chemicznej, polegające na trawieniu powierzchni specjalnymi odczynnikami. Najczęściej do tego celu stosuje się 18-proc. roztwór kwasu chromowego o temperaturze 90—100 °C.

Tabela 3

Odczynniki do wytrawiania tlenków i chromianów z powierzchni stopów magnezu

Nr odczynnika	Skład odczynnika				
	CrO ₃ G	kwas azotowy cm ³	kwas fosforowy cm ³	kwas octowy cm ³	woda cm ³
I	200	10	—	—	1000
II	100	—	10	—	1000
III	100	—	—	5	1000

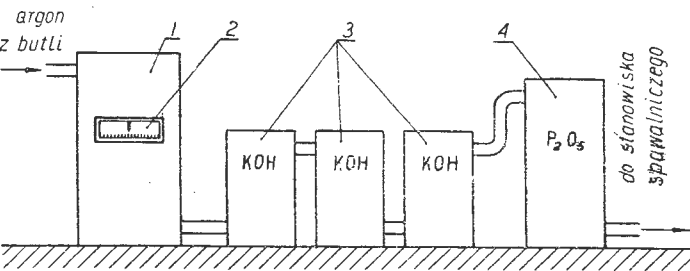
Czas trawienia tym odczynnikiem nie przekracza zazwyczaj 5 min.

Równie dobre wyniki przy usuwaniu tlenków i chromianów otrzymuje się przy stosowaniu jednego z odczynników podanych w tabeli 3. Odczynniki te stosuje się również na gorąco (90—100 °C), przy czym czas trawienia nie przekracza 1 do 2 min.

Po trawieniu wymagane jest dokładne przemycie powierzchni w gorącej i zimnej wodzie, z następnym suszeniem na powietrzu.

Oczyszczanie chemiczne, oprócz większej wydajności procesu, zapewnia lepszą jednorodność stanu powierzchni i umożliwia zwiększenie okresu czasu między oczyszczaniem i spawaniem.

Argon, stosowany jako gaz ochronny przy spawaniu stopów magnezu, musi wykazywać odpowiednią czystość. Maksymalna zawartość tlenu, azotu i wodoru wynosi odpowiednio 0,05%, 0,2% i 0,5%. Przy większej zawartości tych gazów w argonie, w spawanym złączu mogą pojawić się wady, obniżające jego własności mechaniczne.



R-3 TL-31/61

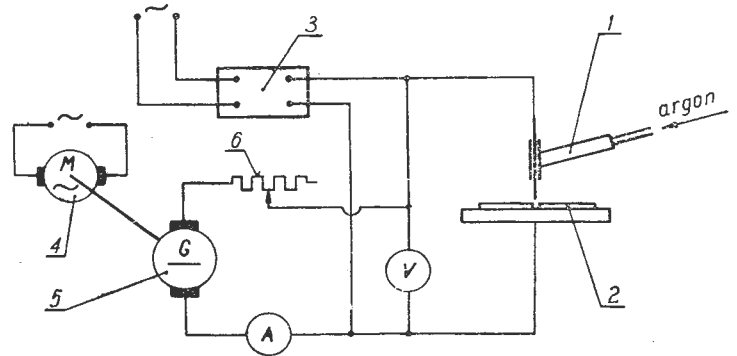
Rys. 3. Schemat urządzenia do odleniania i osuszania argonu: 1—piec wypełniony miedzianymi wiórkami, 2—termoregulator, 3—naczynia z wodorotlenkiem potasu, 4—naczynie z bezwodnikiem fosforowym

Szczególnie szkodliwe jest jednoczesne występowanie azotu i tlenu. Jak wykazały badania nawet kilka procent azotu w argonie wolnym od domieszek tlenu nie wpływa w widoczny sposób na jakość spawanych złącz.

Natomiast jednoczesne występowanie tlenu i azotu — już przy sumarycznej zawartości 1% — wywołuje poważne wady w spoinie.

Otrzymanie argonu o wymaganej czystości jest często praktycznie niemożliwe i w wielu przypadkach zachodzi konieczność dodatkowego oczyszczania tego gazu w specjalnych urządzeniach. Schemat takiego urządzenia, umożliwiającego odlenianie i osuszanie argonu, przedstawiono na rys. 3.

Proces oczyszczenia przebiega następująco. Z butli, przez zawór redukcyjny, argon przechodzi do pieca 1, wypełnionego miedzianymi wiórkami i nagrzanego do temperatury 650—700 °C. W tej temperaturze tlen zawarty w argonie aktywnie łączy się z miedzią, tworząc tlenek miedzi. Intensywność tego procesu, a więc i stopień odleniania argonu, zależy przede wszystkim od temperatury, dlatego piec wyposażony jest w termoregulator 2, kontrolujący i regulujący temperaturę. Odtleniony argon przechodzi następnie przez szereg naczyń 3, wypełnionych związkami chemicznymi o dużej higroskopijności (np. wodorotlenkiem potasu). Końcowe osuszenie zachodzi w naczyniu 4, wypełnionym tlenkiem fosforu (P₂O₅), skąd argon doprowadzany jest do stanowiska spawalniczego.



R-4 TL-31/61

Rys. 4. Schemat stanowiska do spawania stopów magnezu elektrodą wolframową prądem stałym: 1—palnik, 2—spawane części, 3—oscylator iskrowy, 4—silnik prądu zmiennego, 5—prądnicę prądu stałego, 6—opornik

Oczyszczanie argonu od domieszek azotu można przeprowadzać różnymi metodami, np. drogą przepuszczenia gazu przez rozgrzane wiórki tytanu. Wszystkie metody są jednak bardzo trudne do zrealizowania, a ponadto bardzo kosztowne, co uniemożliwia stosowanie ich bezpośrednio na stanowisku spawalniczym.

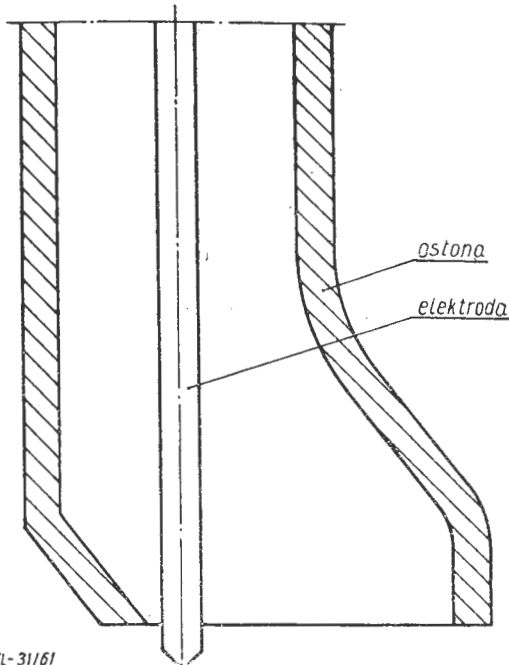
Łukowe spawanie stopów magnezu można przeprowadzać zarówno prądem stałym, jak i prądem zmiennym. W pierwszym przypadku źródłem prądu jest przetwornica, poza tym w skład wyposażenia wchodzi: oscylator iskrowy, umożliwiający zajarzenie łuku bez stykania elektrody ze spawanym materiałem i wyłączany po zajarzeniu łuku, opornik regulujący prąd spawania, amperomierz i woltomierz.

Schemat stanowiska do spawania stopów magnezu prądem stałym pokazano na rys. 4.

Przy spawaniu prądem zmiennym zamiast przetwornicy stosuje się transformatory spawalnicze.

Uchwyty elektrod stosowane przy łukowym spawaniu w atmosferze argonu muszą zapewniać stały dopływ ochronnego gazu do strefy spawania. Najczęściej realizuje się to przez umieszczenie na końcu uchwyty dyszy lub osłony (rys. 5), połączonej przewodem z butlą, zawierającą argon. Ta metoda ochrony złącza, jakkolwiek najtańsza, nie zawsze jest wystarczająca i wówczas stosuje się nakładane na dyszę specjalne urządzenia o kształcie pokazanym na rys. 6. Mają one zastosowanie jednak głównie przy spawaniu automatycznym, ponieważ przy ręcznym utrudniają pracę spawacza.

Przy spawaniu stopów magnezu można stosować zarówno nietopliwe elektrody wolframowe, jak i elektrody topliwe, wykonane ze stopów magnezu. Elektrody wolframowe

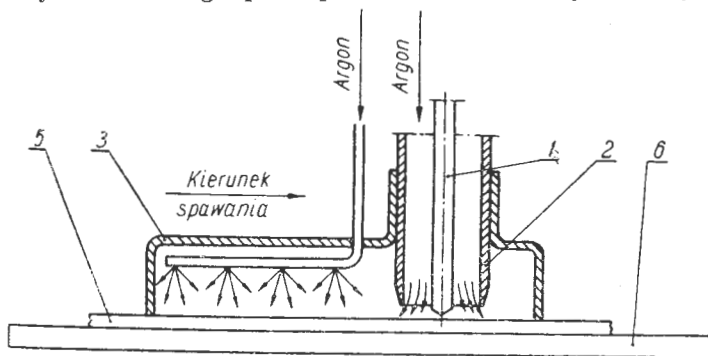


R-5 TL-31/61

Rys. 5. Typowy kształt osłony stosowanej dla gazowej ochrony łoża spoiny

używane są przede wszystkim do spawania blach o grubościach do 4,5 mm, elektrody topliwe — do spawania blach grubszych. W pierwszym przypadku spawanie przeprowadza się zwykle przy użyciu spoiwa, przy czym powinno ono mieć podobny skład chemiczny do składu spawanego stopu (tabela 4). Wprowadzenie na przykład do stopów zawierających aluminium lub cynk spoiwa zawierającego mangan powoduje powstawanie w spoinie ognisk korozji. Oczywiście spoiwo, podobnie jak spawane blachy, musi być dokładnie oczyszczone.

Elektrody topliwe, jak wspomniano, używane są jedynie do spawania blach o grubościach większych od 4,5 mm. Otrzymaenie dobrego przetopu uwarunkowane jest w tym



R-6 TL-31/61

Rys. 6. Schemat gazowej ochrony złącza w czasie spawania: 1 — elektroda, 2 — dysza, 3 — urządzenie ochronne, 4 — spawane blachy, 5 — płyta oporowa

przypadku strumieniowym przenoszeniem metalu elektrody przez łuk. Przy przenoszeniu kropłowym przetopienie jest niedostateczne, a krople zwierają łuk i wywołują rozbrzgiwanie metalu.

Strumieniowe przenoszenie zależy przede wszystkim od szybkości topienia elektrody i jej średnicy. Tak na przykład, minimalna szybkość topienia, zapewniająca strumie-

Tabela 4

Dobór materiału dodatkowego dla różnych stopów magnezu

Materiał dodatkowy	Spawane stopy
M1A	M1A
AZ61A	AZ31B, AZ61A, AZ80A, ZE10A, ZK20A
AZ92A	AZ31B, AZ61A, AZ80A, ZE10A, ZK20A, AZ63A, AZ92A, AZ91C, AZ81A, AM80A, AM100A
AZ63A	AZ63A
EK41A	EK30A, EK41A, EZ33A
EZ33A	HK31A, HM31A, EK41A, EZ33A, HZ32A
HK31A	HK31A, HM21A, HM31A
HZ32A	HZ32A

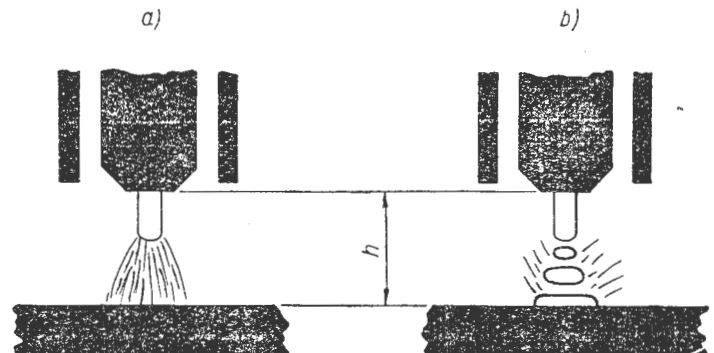
niowe przenoszenie cząsteczek metalu, wynosi dla elektrody o średnicy 2,3 mm — 8 m/min, dla elektrody o średnicy 1,25 mm — 18,5 m/min itd.

Prawidłowe i nieprawidłowe przenoszenie metalu elektrody przez łuk podano na rys. 7.

Spawanie stopów magnezu przeprowadza się metodą „w lewo”, przy czym kąt pochylenia uchwyty w stosunku do płaszczyzny spawanych części powinien zawierać się w granicach 70°—80°. Przy spawaniu elektrodą nietopliwą, kąt między przecięciem spoiwa a osią elektrody przyjmuje się 90°. Dysza, doprowadzająca argon do strefy spawania, powinna znajdować się możliwie blisko spoiny dla zapewnienia dobrej ochrony topionego metalu. Długość łuku nie powinna przekraczać 1,5 mm, gdyż krótszy łuk intensywniej niszczy warstwę tlenku magnezu na powierzchniach spawanych elementów.

Orientacyjne warunki automatycznego, łukowego spawania stopów magnezu prądem zmiennym elektrodami nietopliwymi podano w tabeli 5.

Przy spawaniu prądem stałym szybkości spawania są nieco wyższe od podanych w tabeli, natomiast wydatek argonu jest mniejszy. Spawanie elektrodą topliwą przeprowadza się przy użyciu prądu stałego. Orientacyjne warunki spawania tą metodą podano w tabeli 6.



R-7 TL-31/61

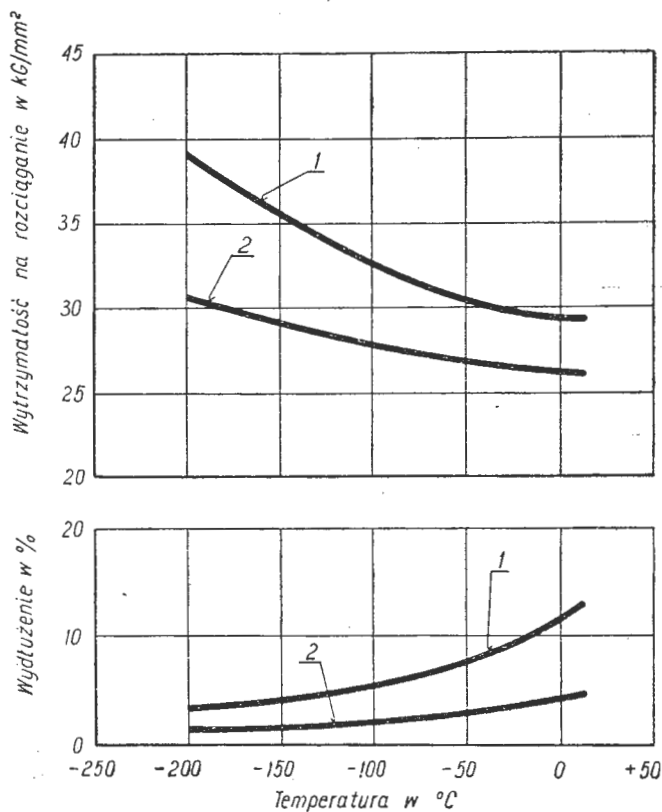
Rys. 7. Rodzaje przenoszenia metalu elektrody przez łuk: a) strumieniowe, b) kropłowe

Własności mechaniczne złączy spawanych ze stopów magnezu w temperaturze pokojowej na ogół prawie dorównują własnościom mechanicznym metalu rodzimego. W stopach typu magnez - aluminium - cynk wytrzymałość na rozciąganie spoiny osiąga 83 do 95% wytrzymałości metalu ro-

Tabela 5

Warunki automatycznego łukowego spawania stopów magnezu prądem zmiennym elektrodami nietopliwymi

Grubość blachy mm	Natężenie prądu A	Zużycie argonu l/min	Szybkość spawania cm/min
1,0	40	3,5	30
1,3	45	3,5	30
1,6	50	3,5	30
2,0	60	3,5	30
2,5	70	4,5	30
3,0	80	4,5	25
5,0	100	5,5	25
7,0	135	7,5	20
10,0	250	7,5	20
12,5	275	7,5	20

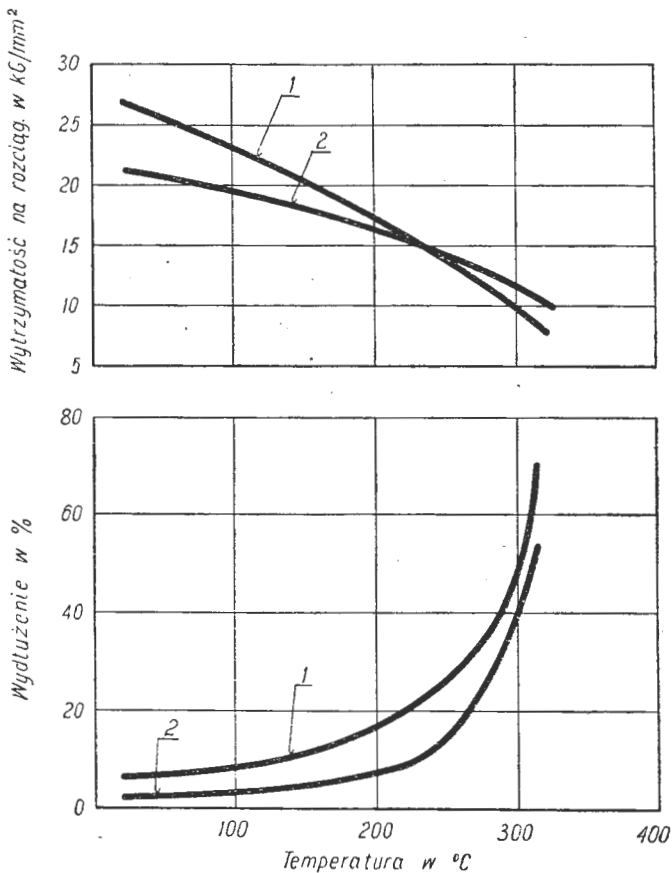


R-8 TL-31/61

Rys. 8. Wpływ temperatury na wytrzymałość na rozciąganie i wydłużenie: 1—stopu AZ31B, 2—spawanego złącza ze stopu AZ31B

dziwego. Nieco niższa wytrzymałość cechuje złącza ze stopów magnez - mangan i magnez - cynk. Na przykład wytrzymałość spoiny ze stopu AZ31B wynosi 26 kG/mm² (88%), ze stopu AZ80A — 29,5 kG/mm² (85,5%), a ze stopu M1A — 14 kG/mm² (54%).

Najślabszym miejscem złącza, jak wykazały badania, jest strefa wpływu ciepła, w której w czasie spawania następuje bardzo silny rozrost ziarna. Rozrost ten jest jednak



R-9 TL-31/61

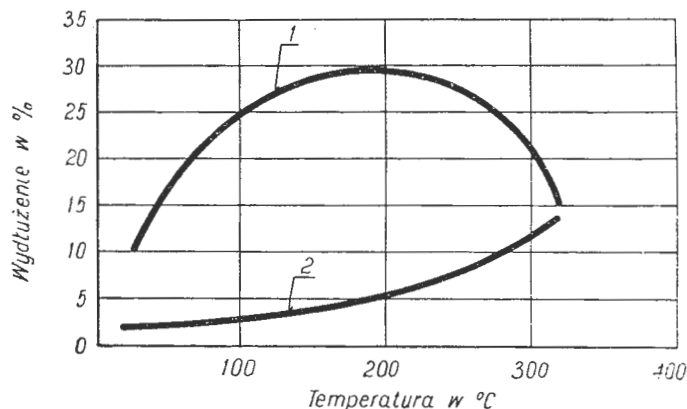
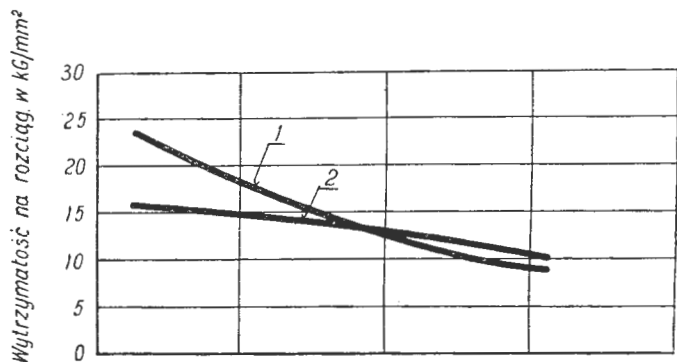
Rys. 9. Wpływ temperatury na wytrzymałość na rozciąganie i wydłużenie: 1—stopu HK31A, 2—spawanego złącza ze stopu HK31B

różny dla poszczególnych stopów magnezu i zależy głównie od ich składu chemicznego. Szczególnie na rozrost ziarna wpływa dodatek manganu.

Właściwości mechaniczne złącz spawanych w temperaturach obniżonych przebadano w zakresie od +20° do -200 °C, dla stopów AZ31B, ZE10A, HK31A, KM21A i EZ33A. We wszystkich przypadkach zaobserwowano równomierne podwyższenie własności wytrzymałościowych i pogorszenie własności plastycznych. Na rys. 8 podano przykładowo zmianę wytrzymałości na rozciąganie i wydłużenia spawanego złącza ze stopu AZ31B w zależności od temperatury. Dla porównania podano również zmianę własności mechanicznych metalu rodzimego.

W temperaturach podwyższonych wytrzymałość spoiny nie tylko dorównuje, ale w wielu przypadkach nawet przewyższa wytrzymałość materiału rodzimego (rys. 9, 10 i 11).

Obróbka cieplna złącz ze stopów magnezu, przerabialnych plastycznie, nie wpływa w widoczny sposób na polepszenie ich własności mechanicznych i po spawaniu stosuje się jedynie wyżarzanie odprężające (wygrzanie w temperaturze 260 °C, w czasie 15 min), zapewniające stałość



R-10 TL-31/61

Rys. 10. Wpływ temperatury na wytrzymałość na rozciąganie i wydłużenie: 1—stopu HM21A, 2—spawanego złącza ze stopu HM21A

wymiarów i zapobiegające powstawaniu korozji naprężeniowej.

Inaczej natomiast wygląda ta sprawa w przypadku złącz ze stopów odlewniczych. Złącza poddane odpowiedniej obróbce cieplnej (czas i temperatura obróbki zależy od składu chemicznego stopu i jego stanu przed spawaniem) wykazują znaczne polepszenie własności mechanicznych.

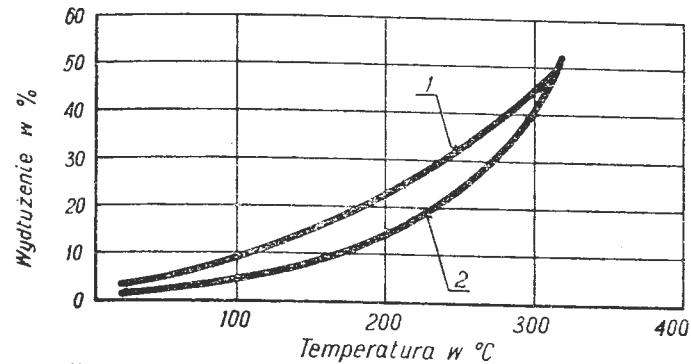
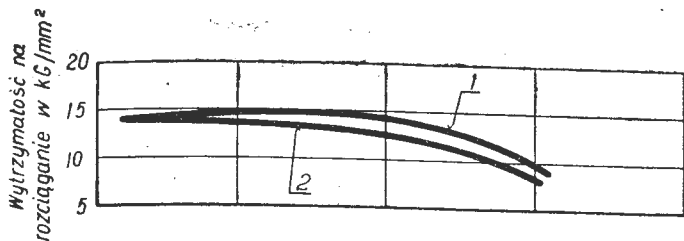
3. Zgrzewanie stopów magnezu

Jedną z najbardziej rozpowszechnionych metod łączenia stopów magnezu jest — obok spawania — oporowe zgrze-

Tabela 6

Orientacyjne warunki spawania stopów magnezu elektrodą topliwą w osłonie argonu

Grubość blachy mm	Srednica elektrody mm	Natężenie prądu A	Napięcie łuku V	Szybkość topienia elektrody m/min	Szybkość spawania mm/min
5,0	1,25	220—280	24—30	20—24	60—90
6,5	1,6	240—290	24—30	14—17	60—90
10,0	1,6	260—350	24—30	14—19	60—90
12,5	2,3	350—380	24—30	9—10	60—90
16,0	2,3	370—420	26—30	9,5—10,2	60—90
25,0	2,3	370—420	26—30	9,5—10,2	60—90

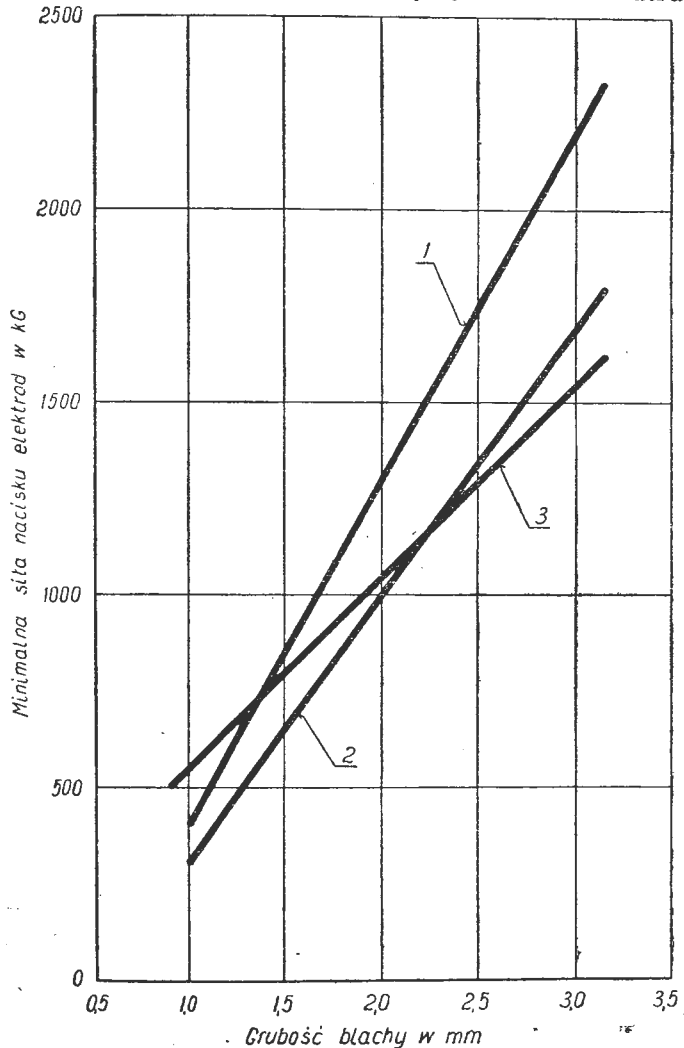


R-11 TL-31/61

Rys. 11. Wpływ temperatury na wytrzymałość na rozciąganie i wydłużenie: 1—stopu EZ33A, 2—spawanego złącza ze stopu EZ33A

wanie punktowe. Tą metodą, podobnie jak zgrzewaniem liniowym i iskrowym, można łączyć wszystkie przerabialne plastycznie stopy magnezu.

Przy zgrzewaniu punktowym stosowanie atmosfer ochronnych jest niepotrzebne ze względu na bardzo krótki czas łączenia, niższą temperaturę niż przy spawaniu oraz utrud-



R-12 TL-31/61

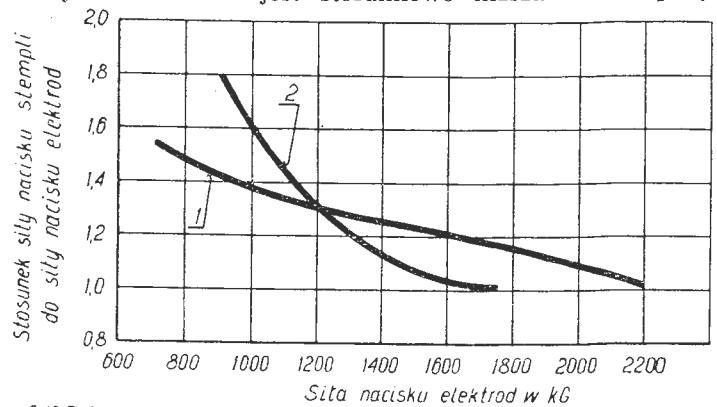
Rys. 12. Minimalne wielkości siły nacisku elektrod w zależności od grubości blachy: 1—dla stopu HK31A, 2—dla stopu HM21A, 3—dla stopu ZE10A

niony dostęp gazów atmosferycznych przez ściśnięcie łączonych blach elektrodami. Wymagane jest natomiast, podobnie jak przy spawaniu, bardzo dokładne oczyszczenie łączonych powierzchni.

Zgrzewanie stopów magnezu przeprowadza się na tych samych urządzeniach co zgrzewanie aluminium (zgrzewarki jednofazowe lub trójfazowe niskiej częstotliwości). Natężenia prądu stosuje się jednak nieco mniejsze niż przy zgrzewaniu aluminium. Zgrzewanie przeprowadza się za pomocą miedzianych elektrod o wysokiej przewodności elektrycznej, chłodzonych wodą. Końce elektrod powinny być zaokrąglone (promień zaokrąglenia wynosi 50 do 150 mm) i muszą być co pewien czas oczyszczane, dla uniknięcia przylepiania się elektrody do zgrzewanej blachy.

W przypadku pojawienia się na powierzchni zgrzein cząsteczek miedzi z elektrody, należy je dokładnie usunąć za pomocą stalowej szczotki lub drobnoziarnistej ściernicy, gdyż mogą one wywołać powstanie ognisk korozji.

Średnice elektrod przyjmuje się w zależności od grubości zgrzewanych blach (tabela 7). Przy właściwie dobranych elektrodach własności mechaniczne zgrzein są na ogół zadowalające (tabela 8), z wyjątkiem wytrzymałości zmęczeniowej. Ta ostatnia jest stosunkowo niższa niż w połą-



R-13 TL-31/61

Rys. 13. Stosunek siły nacisku stempli do siły nacisku elektrod: 1—dla stopu HK31A, 2—dla stopu HM21A

zeniach spawanych łukowo w atmosferze argonu i dlatego należy unikać zgrzewania w urządzeniach poddanych działaniu zmiennych obciążeń.

Siła nacisku elektrod zależy zarówno od grubości zgrzewanych elementów, jak i ich składu chemicznego. Na rys. 12 podano minimalne wielkości siły nacisku elektrod dla trzech stopów HK31A, HM21A i ZE10A dla różnych grubości blach.

W niektórych przypadkach podwyższenie wytrzymałości zmęczeniowej zgrzein udaje się uzyskać drogą wywarcia na nie statycznych nacisków za pomocą stalowych stempli, o powierzchniach roboczych odpowiadających roboczym powierzchniom elektrod zgrzewarki punktowej. Naciski te są znacznie wyższe od nacisków elektrod (rys. 13) i z reguły zawierają się powyżej granicy plastyczności. Według danych radzieckich powyższa obróbka podwyższa wytrzymałość zmęczeniową nawet o 50%.

4. Lutowanie stopów magnezu

Lutowanie stopów magnezu jest procesem stosunkowo mało rozpowszechnionym. Duży zakres krzepnięcia tych stopów i niska temperatura początku topnienia utrudniają

Tabela 8

Przykładowe wielkości sił ścinających pojedyncze zgrzeiny przy zgrzewaniu punktowym stopów AZ31B i HK31A

Przeciętna średnica zgrzeiny mm	Siła ścinająca pojedynczą zgrzeinę kg	
	Stop AZ31B	Stop HK31A
3,5	100	—
4,0	122	—
4,5	150	136
5,0	185	180
6,0	240	250
7,0	340	328
8,0	400	393
9,0	535	520
10,0	700	645

Tabela 7

Optymalne średnice elektrod w zależności od grubości zgrzewanej blachy

Grubość blachy mm	Średnica elektrody mm
0,5	3,5
0,6	4,0
0,8	4,5
1,0	5,0
1,3	6,0
1,6	7,0
2,0	8,0
2,6	9,0
3,2	10,0

Tabela 9

Skład chemiczny i niektóre własności lutów o podstawie magnezu

Nr lutowa	Skład chemiczny %								Temperatura topnienia °C		Wytrzymałość na rozciąganie kG/mm ²
	Mg	Al	Zn	Cd	Mn	Si	Cu	Ni	dolna	górna	
1*)	87,5—89,5	8,3—9,7	1,7—2,3	—	min. 0,1	0,3	0,05	0,01	410	600	—
2	84,0—86,25	0,75—1,0	13,0—15,0	—	—	—	—	—	380	550	13—15
3	83,0	12,0	5,0	—	—	—	—	—	500		—
4	72,5—75,0	2,0—2,5	23,0—25,0	—	—	—	—	—	430	600	10—12
5	71,2—73,9	25,0—27,0	1,0—1,5	—	0,1—0,3	—	—	—	435		9—12
6	51,5—53,8	21,0—22,0	0,2—0,5	25,0—26,0	0,1—0,3	—	—	—	415		7—9

*) Lutowie BMg wg normy ASTM B260—52T.

znalezienie odpowiednich lutów mogących zapewnić konieczną wytrzymałość połączenia, tak że dotychczas z powodzeniem udaje się lutować jedynie stopy typu magnez-mangan (M1A, MP1, ML2 itd.).

Przygotowanie stopów magnezu przed lutowaniem jest podobne do przygotowania przed spawaniem czy zgrzewaniem. Istniejąca na powierzchni warstewka tlenków, jak już wspomniano, jest bardzo trudna do usunięcia, co wywołuje konieczność stosowania szczególnie aktywnych topników. Niezależnie od tlenków, stopy magnezu często są pokrywane ochronną warstewką chromianów, których istnienie w procesie lutowania bardzo mocno pogarsza zwilżanie lutowanych powierzchni lutem. Dlatego, mimo używania topników, przed lutowaniem wymagane jest bardzo dokładne oczyszczenie powierzchni drogą mechaniczną lub chemiczną obróbką.

W pierwszym przypadku powierzchnię przeznaczoną do lutowania oczyszcza się stalową szcztolką lub ściernicą, w drugim — trawi odpowiednimi odczynnikami. Dobre wyniki otrzymuje się przy stosowaniu odczynnika o składzie: 15,5% kwasu chromowego, 2,5% azotanu sodu, 0,1% fluorku potasu, reszta woda. Po trawieniu — powierzchnię przemywa się w 4,5-proc. wodnym roztworze metakrzemianu sodu, następnie zimną i gorącą wodą i suszy na powietrzu.

Optymalne luzy, stosowane przy lutowaniu stopów magnezu, zawierają się w granicach 0,10—0,15 mm.

Jako lutowia używa się stopy magnezu zawierające — dla obniżenia temperatury topnienia — aluminium i cynk lub kadm. W skład niektórych z nich wchodzi ponadto niewielkie ilości manganu (0,1 do 0,3%).

Skład chemiczny i niektóre własności tych lutów podano w tabeli 9.

Topniki, stosowane przy lutowaniu stopów magnezu, pod względem składu i działania zbliżone są do topników solnych, stosowanych przy lutowaniu stopów aluminium (tabela 10). Wadą większą z nich jest stosunkowo duży ciężar właściwy, większy od ciężaru właściwego lutu o podstawie magnezu, co powoduje występowanie w lutowanym złączu szkodliwych wtórnych topnika (zwłaszcza przy szybkim przewodzeniu procesowi lutowania). Pozostałości topnika wywołują silną korozję, toteż po lutowaniu muszą być bezwzględnie usunięte, np. przez przemycie w 2 do 3-proc. wodnym roztworze węgla sodu (w czasie 0,5 do 1 godz.), potem w 0,5-proc. roztworze dwuchromianu potasu i 20-proc. roztworze bezwodnika chromowego (CrO₃), a następnie w zimnej i gorącej wodzie.

Najbardziej rozpowszechnione są trzy metody lutowania: lutowanie w piecu, lutowanie palnikiem i lutowanie kąpielowe w stopionych topnikach. Zależnie od stosowanej metody lutowania topniki stosuje się w różnych postaciach. Na przykład, przy lutowaniu piecowym najlepsze wyniki zapewnia topnik w postaci suchego proszku, który umieszcza się wokół połączenia. Stosowanie w tym przypadku past (tzn. mieszanin topnika z wodą, spirytusem czy benzolem) jest niewskazane, gdyż utrudniają one rozplawianie lutowia. Z powodzeniem natomiast można stosować pasty przy lutowaniu za pomocą palnika.

Lutowanie piecowe najlepiej przeprowadzać w piecach elektrycznych lub gazowych, o automatycznej regulacji temperatury z dokładnością do ± 5°C. Stosowanie specjalnych atmosfer ochronnych nie jest tu wymagane, należy jednak pamiętać, że spaliny gazów używanych do ogrzewania pieca i dwutlenek siarki utrudniają rozplawianie lutowia i ich obecność jest niepożądana. Wskazane jest natomiast, by piec posiadał urządzenie do przymusowego obiegu atmosfery, co z jednej strony zmniejsza czas nagrzewania pieca, z drugiej — zapewnia bardziej równomierne nagrzewanie łączonych części.

Czas wytrzymywania części w temperaturze lutowania powinien być możliwie krótki dla zapobieżenia nadmiernej dyfuzji. Z reguły nie przekracza on 1 do 2 min, nie licząc oczywiście czasu nagrzewania części do temperatury lutowania. Po wyjęciu z pieca zlutowane elementy należy chłodzić na powietrzu.

Przy lutowaniu palnikiem źródłem ciepła jest spalanie mieszanki tlenu z acetylenem lub innymi palnymi gazami. Nagrzewanie prowadzi się szybko do chwili roztopienia topnika, potem wolno roztopia się lutowie tak, by pod działaniem sił kapilarnych wypełnił on luzy między łączonymi elementami. Zbytne przegrzanie grozi nadmierną dyfuzją składników stopowych, co pociąga za sobą pogorszenie własności metalu rodzimego.

Lutowanie kąpielowe przeprowadza się w stalowych lub niklowych wannach, albo w przypadku drobnych części, w tyglach szamotowo-grafitowych, wypełnionych roztopionym topnikiem. W jednym i drugim przypadku stosuje się elektryczne bądź gazowe ogrzewanie kąpeli.

Ta metoda lutowania, dzięki szybkiemu i równomiernemu nagrzewaniu łączonych przedmiotów i obecności dużej ilości płynnego topnika, zapewnia bardzo dobre rozplawianie lutowia, a tym samym dobre własności złącza. Należy jednak pamiętać, że przed włożeniem do kąpeli przedmioty muszą być bardzo dokładnie osuszone, najlepiej drogą ogrzania.

Tabela 10

Skład i temperatury stosowania topników używanych przy lutowaniu magnezu i niektórych jego stopów

Nr topnika	Skład topnika %							Temperatura stosowania °C
	KCl	NaCl	LiCl	BaCl ₂	KMgCl ₃	NaF	Inne składniki	
1	55,7	—	36	—	—	8	0,3 SbCl ₂	510—590
2	54	26	—	—	—	—	12 CdCl ₂ , 8 LiF	595
3	43,5	—	—	50	—	3	3,5 AlF ₃	580
4	42,5	10	37	—	—	19	0,5 Na ₃ AlF ₆	380
5	42	21	23	—	—	4	10 LiF	540
6	32	16	32	—	—	—	12 ZnCl ₂ , 8 KF	595
7	—	—	—	—	88	8	4 Al ₂ O ₃	420

Po wyjęciu z kąpeli zlutowane przedmioty chłodzi się do temperatury 40–50 °C, a następnie przemywa w gorącej wodzie i usuwa na drodze chemicznej resztki topnika. Opisany wyżej proces lutowania stopów magnezu odnosi się do lutów twardych. Lutowia miękkie, ze względu na małą wytrzymałość i kruchość, stosuje się tylko przy prawie odlewów. Do tego celu szczególnie nadają się lutowia o składzie: 1) 60% Cd, 30% Zn i 10% Sn (temperatura topnienia 157 °C), 2) 90% Cd i 10% Zn (temperatura topnienia 260 °C), 3) 60% Sn i 40% Zn (temperatura topnienia 332 °C). Lutowanie prowadzi się bez użycia topników, drogą wcierania sproszkowanego lutowia w dokładnie oczyszczone powierzchnie części.

LITERATURA

1. American Welding Society, Brazing Manual, New York 1955
2. A. J. Brodskij: Argono-dugowaja swarka wolframowym elektrodom, Moskwa 1956

3. H. R. Clauser: How to select brazing and soldering materials, Materials and Methods, 1952, nr 3
4. F. A. Czernakow, F. A. Bogdanow: Argono-dugowaja swarka i jejo primienienje, Leningrad 1958
5. R. W. Fenn, L. F. Lockwood: Low — Temperature Properties of Welded Magnesium Alloys, The Welding Journal, 1960, nr 8
6. P. Klain: The Welding of Magnesium Alloys, The Welding Journal, 1957, nr 7
7. L. F. Lockwood: Spot Welding of Wrought HK31A, HM21A and ZE10A Magnesium Alloys, The Welding Journal, 1960, nr 9
8. L. F. Lockwood, P. Klain: The Arc Welding of Wrought Magnesium-Thorium Alloys, The Welding Journal, 1958, nr 6
9. H. F. Łaszko, S. W. Łaszko — Awakjan, Pajka mietałów, Moskwa 1959
10. N. E. Weare, R. E. Monroe: Controlled — Atmosphere Arc Welding, The Welding Journal, 1958, nr 12

Mgr inż. T. RAJPERT
Kolo Zakładowe SITK
Warszawa

Hałas wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania

Część I

Wstęp

Ciało okresowe drgające wywołuje rozprzestrzenianie się w każdym materialnym ośrodku, a w szczególności w powietrzu, ruch drgający, przejawiający się w formie okresowej zmiany ciśnienia. Tego rodzaju rozprzestrzenianie się drgań, związane z przenoszeniem energii, nazywa się falowe i wyraża się w formie wahań ciśnienia. Fale te — dochodząc do naszego ucha, stanowiącego odbiornik tych fal, powodują wrażenie dźwięku.

Każdy dźwięk charakteryzuje się:

- zasadniczą częstotliwością nazywaną często — a przede wszystkim w muzyce — wysokością tonu;
- natężeniem albo intensywnością tonu;
- barwą tonu.

Wysokość tonu jest określona częstotliwością drgań. Im częstotliwość drgań jest większa, tym wyższa jest wysokość tonu, przy czym im wyższy jest ton, tym krótsza jest odpowiadająca mu długość fali.

Jednostkę częstotliwości nazwano hercem. Międzynarodowym symbolem, przyjętym do oznaczenia częstotliwości, jest skrót Hz. Na podstawie przeprowadzonych doświadczeń ustalono, że czułość ucha ludzkiego zależy przede wszystkim od częstotliwości dźwięku i reaguje na dźwięki zawarte w granicach około 20 Hz do 20 kHz. Stwierdzono, że czułość ucha jest bardzo duża dla średnich częstotliwości, na przykład przy częstotliwości drgań 1000 Hz dla stworzenia uczucia słuchowego wystarczy mieć ciśnienie dźwiękowe $2 \cdot 10^{-4}$ dyn/cm², przy częstotliwościach poniżej 40 Hz lub powyżej 15 kHz do wywołania takiego uczucia wymaga się około 1 dyn/cm². Ucho ludzkie, jak twierdzą specjaliści, jest najbardziej czułe przy częstotliwości dźwięku w granicach od 1 do 5 kHz. Prowadzone badania wykazały, że ucho ludzkie nie odczuwa w zasadzie mniejszych częstotliwości drgań, natomiast górna granica odczuwalności zależy od właściwości i wieku danego ucha, przy czym dla młodych ludzi osiąga 20 000 Hz (20 kHz) i progresywnie zmniejsza się z wiekiem do 12 000 Hz (12 kHz).

Drugą cechą, charakteryzującą dźwięk, jest jego natężenie, określane jako proporcjonalne do energii przenieszonej przez fale dźwiękowe w jednostce czasu przez jednostkę powierzchni prostopadłej do kierunku rozchodzenia się fal.

W praktyce wyróżniono fizyczne i fizjologiczne natężenia dźwięku. W akustyce technicznej intensywność dźwięku, ciśnienie dźwiękowe i gęstość energii określa się zazwyczaj nie w jednostkach absolutnych, lecz we względnych jednostkach logarytmicznych zwanych belami. Natężenie dźwięku będzie się więc wyrażało:

$$N = \log_{10} \frac{I}{I_0} \quad [1]$$

gdzie: I_0 — intensywność dźwięku o danej częstotliwości, odpowiadająca progowi słyszalności ucha środkowego;
 I — intensywność innego dźwięku o tej samej częstotliwości.

Według zaleceń międzynarodowych dla I_0 przyjęto następującą wielkość:

$$I_0 = 10^{-9} \text{ erg/cm}^2 \text{ sek}$$

Ponieważ bel jest zbyt dużą wielkością, przyjęto jednostkę 10 razy mniejszą, zwaną decybelem (1 decybel = $\frac{1}{10}$ bela), określaną ze wzoru:

$$N = 10 \lg \frac{I}{I_0}, \text{ dB} \quad [2]$$

Odpowiadające natężenie ciśnienia dźwiękowego określa się ze wzoru:

$$N = 10 \lg \left(\frac{p}{p_0} \right)^2 = 20 \lg \frac{p}{p_0}, \text{ dB} \quad [3]$$

gdzie: p_0 — efektywne ciśnienie, odpowiadające intensywności dźwięku I_0 ;
 p — efektywne ciśnienie sygnału akustycznego.

Wielkość efektywnego ciśnienia, odpowiadającego intensywności dźwięku I_0 , przyjęto:

$$p_0 = \sqrt{\rho c I_0} \approx 2 \cdot 10^{-4}, \text{ bar}$$

Przedstawione natężenia we wzorach [2] i [3] są natężeniami fizycznymi, wyrażonymi w decybelach.

W akustyce fizjologicznej, dla dokonania jakościowej oceny głośności dźwięku, zastosowano metodę subiektywnego porównania mierzonego dźwięku z pewnym wzorcowym dźwiękiem, którego natężenie obserwator odpowiednio zmienia aż do tego momentu, dopóki dźwięki mierzone i wzorcowy nie będą wydawały się równogłośne. Zgodnie z międzynarodowym porozumieniem za dźwięk wzorcowy należy uważać ton sinusoidalny o częstotliwości 1000 Hz, podawany w formie płaskiej fali dźwiękowej, biegnącej prosto na obserwatora, czyli — innymi słowy mówiąc — obserwator powinien być zwrócony twarzą w kierunku źródła podającego ton wzorcowy. Miarą głośności mierzonego dźwięku jest natężenie ciśnienia dźwiękowego, wywoływanego równoznacznym tonem wzorcowym.

Wyznaczana tą metodą wielkość L nazywa się poziomem albo natężeniem głośności, wyraża się w jednostce nazwanej fon i wynosi:

$$L = 20 \lg \frac{p_w}{2 \cdot 10^{-4}}, \text{ fon} \quad [4]$$

gdzie: p_w — ciśnienie efektywne, wywołane źródłem tonu wzorcowego w punkcie obserwacji, po ustaleniu się równej głośności.

TABLICA 1.

Rodzaj prog.	Czyste tony.	Hałas z ciągłym widmem
	w dB w stosunku $p = 2 \cdot 10^{-4}$ osr.	
Próg nieprzyjemnego uczucia	110	90
Próg odczucia	132	112
Próg chorobliwości	140	120

Praktyka techniczna wykazała, że równocześnie z natężeniem głośności pożądane jest mierzenie jakości głośności według sposobu odpowiadającego zdolności słuchowej ucha ludzkiego. Na podstawie przeprowadzonych doświadczeń opracowano metodę wykonywania badań określających wielkość głośności, wyrażoną w jednostce nazwanej son, ze wzoru:

$$S = 2^{\frac{L-40}{10}} \text{ son} \quad [5]$$

Ilość fonów, określająca natężenie głośności niektórych dźwięków lub hałasów, pokrywa się z liczbą decybeli. Jak wynika ze wzoru [5], będącego zaleceniem międzynarodowym, dla tych samych dźwięków lub hałasów będzie poważna różnica w ilości jednostek natężenia głośności wyrażonej w fonach i ilości jednostek głośności wyrażonej w sonach, z uwagi na to, że głośność S jest funkcją natężenia głośności. Głośność równą 1 son posiada dźwięk z natężeniem głośności $L = 40$ fon. Głośność S zmienia się podwójnie przy zmienieniu natężenia głośności o 10 fon, co zostało również potwierdzone danymi eksperymentalnymi.

Hałasem nazwano wszystkie szkodliwe dźwięki, powodujące zaburzenia ciszy lub przeszkadzające odczuciu dźwięków użytecznych.

Poniżej podano skalę natężeń hałasu, określoną natężeniem głośności:

próg trwałych uszkodzeń	130 fon
hałas trudny do zniesienia	110—120 fon
hałas uciążliwy	100 fon
hałaśliwie	70—90 fon
przemówienie i muzyka średniej siły	60 fon
pospolity hałas otoczenia	50 fon
cicho	40 fon
bardzo cicho	20—30 fon
wyjątkowa cisza	5—10 fon
próg słyszalności	4 fon

W nowoczesnych pomiarach, w celu dokładniejszego określenia szkodliwości badanego dźwięku lub hałasu jak również niezbędnych danych do właściwego opracowania sposobów zwalczania rozpatrywanego hałasu, wykorzystano w bardzo szerokim zakresie analizę widma dźwiękowego, uwzględniającego natężenie dźwięku lub hałasu w dB względnie fonach w różnych pasmach częstotliwości drgań.

Rozważania teoretyczne, potwierdzone licznymi eksperymentami, wykazują, że następuje szybkie zmniejszenie czułości słuchu w zakresie niskich i wysokich częstotliwości.

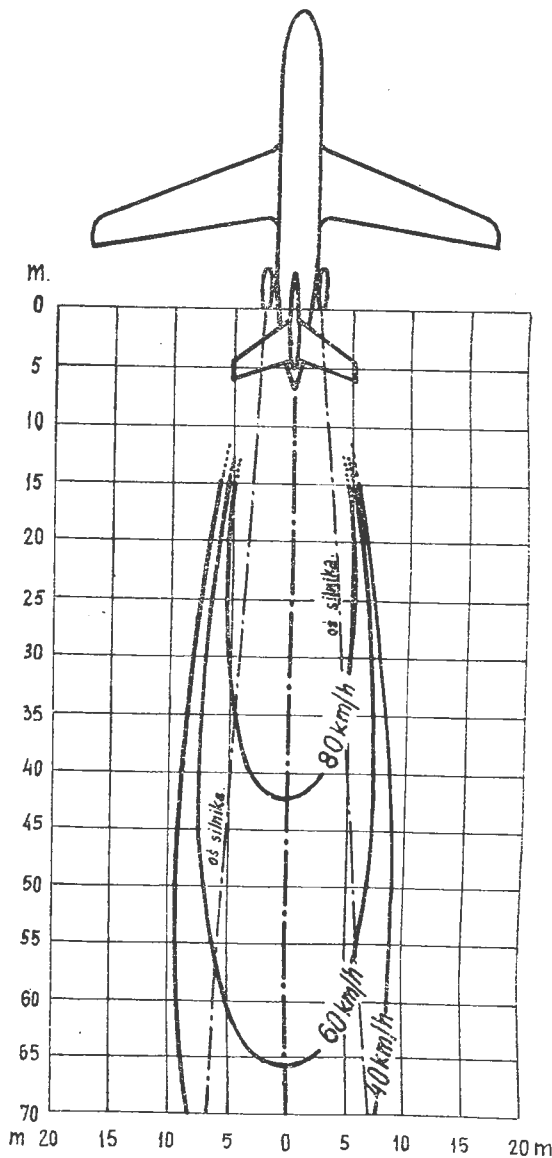
TABLICA 2

Typ samolotu określony ilością silników	Zapuszczanie silników		Próby przedstartowe		Próba silników w czasie obsługi samolotu	
	Rozwijana moc	Normalny czas pracy w min.	Rozwijana moc	Normalny czas pracy w min.	Rozwijana moc	Normalny czas pracy w min.
1	do 60 %	3,5	do 100 %	1,5	do 100 %	1/2
2	do 60 %	4,5	do 100 %	1,5	do 100 %	1/2
3	do 60 %	10,0	do 100 %	2,5	do 100 %	1/2

Górna granica zakresu słyszalności w małym stopniu zależy od częstotliwości. W tabeli 1 podano wielkości prądów słuchowych. Z porównania przedstawionych w tabeli 1 górnych i dolnych progów zauważono, że w zakresie średnich częstotliwości dynamiczna skala normalnego słuchu wynosi 120—130 dB.

Przeprowadzone badania wykazują, że kiedy poziomy natężenia dźwięku w poszczególnych pasmach widma przekraczają natężenie głośności 70—90 fonów, przebywanie w ośrodkach o takim natężeniu hałasu powoduje trwałe lub czasowe ubytki słuchu, zaś hałas, którego natężenie głośności w poszczególnych pasmach widma nie przekracza 50 fonów, nie powoduje trwałych uszkodzeń organów słuchu.

Wywołany hałas o natężeniach głośności, przekraczających 120 fonów, jest uciążliwy i męczący oraz wywołuje uczucie bólu fizycznego, a zwłaszcza wówczas kiedy przez dłuższy okres czasu pozostaje się pod jego oddziaływaniem. Obecność takiego hałasu przeszkadza w pracy, obniżając jej wydajność i jakość, a szczególnie przy wykonywaniu różnych czynności, wymagających skupienia i specjalnych dokładności, co ma w licznych przypadkach miejsce w pracy personelu naziemnej obsługi lotnisk, a przede wszystkim związanej z naziemną obsługą wykonywania lotów.



Rys. 1. Rozdział prędkości i temperatury gazów spalinowych, wyrzucanych z dysz samolotów turboodrzutowych Caravelle (o ciągu 4000 kG, przy zawieszeniu na wys. 1,5 m) i Boeing-707 (przy starcie, biegu jałowym i kołowaniu)

O szkodliwości hałasu na organy słuchu decyduje przede wszystkim wielkość ciśnienia akustycznego, wywieranego na bębenki. Przebywanie w ośrodku z hałasem o natężeniu głośności 130 fonów jest przyczyną trwałych uszkodzeń organu Cortiego w uchu wewnętrznym.

Źródła hałasu na lotnisku

Zasadniczymi źródłami hałasu na lotniskach są samoloty z pracującymi silnikami, będące w różnych stadiach przygotowania przedstartowego, względnie kontynuujące start lub kołowanie samolotu, oraz pracujące silniki samo-

lotowe w czasie dokonywania prób w czasie obsługi i kontroli technicznej, remontu, biegu jałowego itp.

Pracujące silniki samolotowe wyrzucają z otworów wydechowych (tzw. dysz) duże ilości gazów spalinowych. Gazy te charakteryzują się dużymi prędkościami oraz bardzo wysokimi temperaturami, przekraczającymi nawet 1000 °C przy otworze dyszy wylotowej.

Na rys. 1 przedstawiono prędkości gazów spalinowych dla samolotu typu Caravelle z dwoma silnikami turboodrzutowymi o ciągu 4540 kG każdy oraz prędkości i temperatury gazów spalinowych dla samolotu Boeing-707 w czasie startu biegu jałowego i kołowania.

W rezultacie mieszania się wyrzucanych gazów spalinowych z otaczającą atmosferą poza obrębem silnika odrzutowego powstaje hałas. Zasadniczą przyczyną powstawania hałasu, często o bardzo wysokim natężeniu, jest burzliwy charakter mieszania się gazów spalinowych z atmosferą otaczającą, gdyż proces mieszania towarzyszy gwałtownym zmianom prędkości strumienia gazów spalinowych oraz znacznym wahaniom temperatury i ciśnienia.

W tabeli 2 podano czas pracy silników oraz rozwijaną moc w różnych okolicznościach obsługi naziemnej dla typów samolotów, określonych ilością silników.

Z tabeli wynika, że największe natężenie hałasu będzie wywoływane przy starcie samolotów i próbach silników w czasie obsługi technicznej, gdyż silniki samolotów w tych przypadkach pracują na największych mocach.

Należy zwrócić szczególną uwagę na nowe samoloty wyposażone w silniki turbośmigłowe, ze śmigłami obracającymi się z prędkościami ponaddźwiękowymi.

Prędkość obrotu końców łopatek śmigieł takich silników w czasie lotu przekracza prędkość dźwięku. Intensywność dźwięku, rozprzestrzenianego przez ponaddźwiękowe śmigła, może okazać się znacznie wyższa od intensywności dźwięku hałasu, wywoływanego przez silniki odrzutowe.

W samolotach z silnikami turbośmigłowymi głównym źródłem hałasu jest śmigło.

Wielkość wywoływanego hałasu

Największą intensywność hałasu, wywoływanego przez silniki samolotu odrzutowego, zanotowano w pasmie częstotliwości 150–300 Hz (300–600 Hz), przy czym stwierdzono, że hałas rozprzestrzenia się w kierunku odwrótnym do kierunku lotu, pod kątem około 30° do osi silnika.

Głównym źródłem hałasu wywoływanego na lotniskach i w ich najbliższym otoczeniu są startujące samoloty.

Było przeprowadzonych szereg doświadczeń poświęconych określeniu natężenia wywoływanego hałasu. Amerykanie przeprowadzili prace badawczo-pomiarowe z typowym ciężkim samolotem czterosilnikowym, klasycznym dla różnych rodzajów napędów. Wyniki prac zestawili w formie wykresu porównawczego, przedstawionego na rys. 2, charakteryzującego natężenie dźwięku wywoływanego hałasu przy starcie samolotów, w zależności od typowych pasm częstotliwości widma akustycznego. Dane do wykresu uzyskano na podstawie przeprowadzonych badań i pomiarów, wykonanych przy użyciu:

- samolotu z silnikami turboodrzutowymi typu J-57, z ciągiem statycznym 5450 kG, bez tłumików hałasu (krzywa 1 na rys. 2);
- samolotu z silnikami turboodrzutowymi, na którym stosowano współczesne typy samolotowych tłumików hałasu, które były wykonane między innymi w formie nasadek wylotowych z głębokim karbem, dysz wielostrumieniowych itp. (pole pomiędzy krzywymi 2 na rys. 2);
- samolotów z napędem turbośmigłowym (silniki Curtiss-Wright R-3300 i R-4300), charakteryzujących współczesne ciężkie samoloty transportowe.

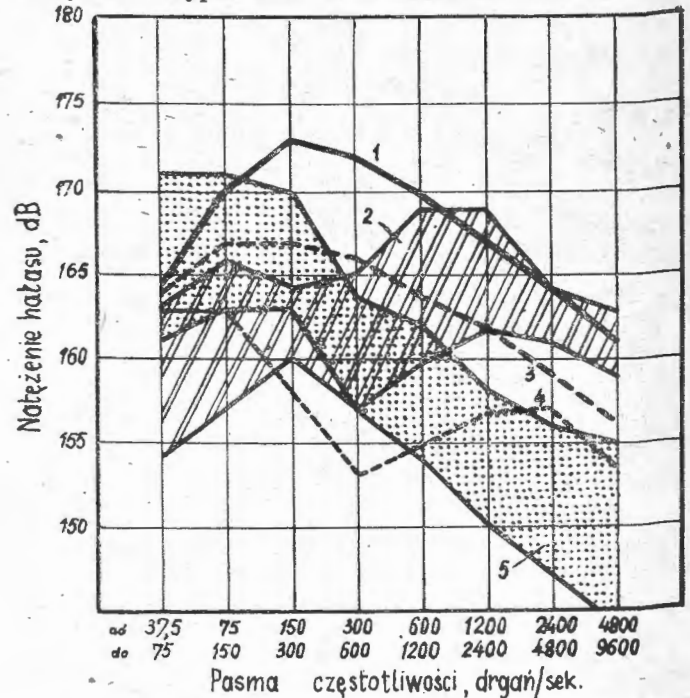
Rozpatrując powyższy wykres stwierdzono, że w rezultacie wykorzystania samolotów z silnikami turboodrzutowymi i turbośmigłowymi zmniejszyło się natężenie hałasu w pasmie niskich częstotliwości i zwiększyło się w pasmie wysokich częstotliwości.

Na podstawie pomiarów natężenia hałasu, dokonanych dla silników turbośmigłowych Bristol-Proteus przy prędkości obrotowej końców łopatek turbiny 252 m/sek stwierdzono, że natężenie hałasu wywoływanego przez silniki tego typu, charakteryzujące się największą mocą, pracujące w warunkach startowych, zaledwie nieznacznie przewyższa natężenie hałasu, wywoływanego przez silniki samolotów tłokowych w pasmie wysokich częstotliwości, zaś w pasmie

niskich częstotliwości odpowiada samolotom z silnikami tłokowymi.

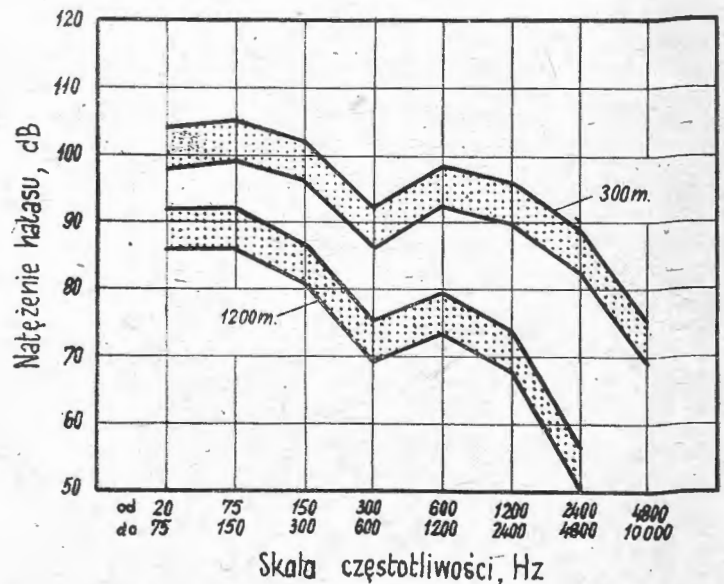
Rys. 3 przedstawia wykres natężenia hałasu pomierzonego w czasie startu samolotów w odległości 300 i 1200 m od drogi startowej; w różnych pasmach częstotliwości drgań:

- Caravelle, wyposażonego w dwa silniki turboodrzutowe, o ciągu statycznym każdy po 4540 kG, umieszczone na tylnej części kadłuba;
- Comet 4, wyposażonego w 4 silniki turboodrzutowe, o ciągu statycznym każdy po 4760 kG, umieszczone w skrzydle i wyposażone w samolotowe tłumiki hałasu.



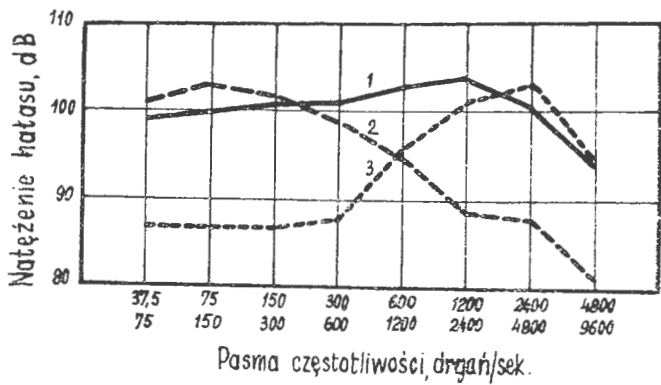
Rys. 2. Natężenie hałasu wywoływanego przez samolot z czterema silnikami w czasie startu: 1 — silniki turboodrzutowe bez tłumików hałasu; 2 — silniki turboodrzutowe z różnymi typami tłumików hałasu; 3 — silniki turbośmigłowe; 4 — przewidywane silniki turboodrzutowe, dwustrumieniowe, z tłumikami hałasu; 5 — silniki tłokowe

Odległości od drogi startowej 300 i 1200 m były poddyktowane tym, że wyznaczają one strefę, w której najczęściej są lokalizowane porty lotnicze, w tym bardzo często również i dworce lotnicze. Dane przytoczone na wykresie (rys. 3) przedstawiają średnie wielkości wyników uzyskanych w trakcie przeprowadzonych pomiarów dla obu stron samolotów. Wykres ten może być wykorzystywa-

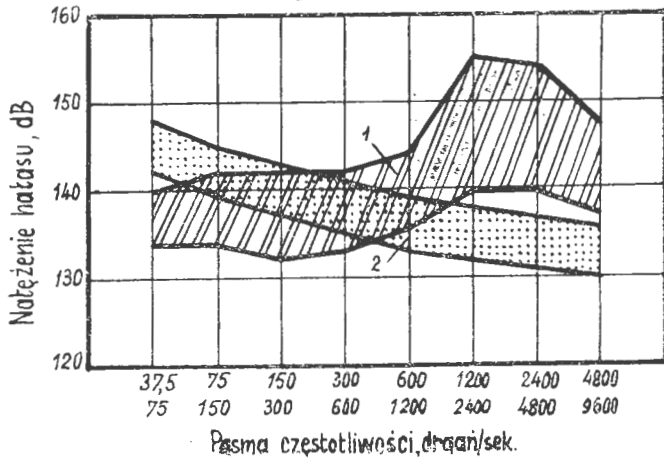


Rys. 3. Możliwe natężenia hałasu przy starcie samolotu Comet 4 i Caravelle na odległościach 300 i 1200 metrów

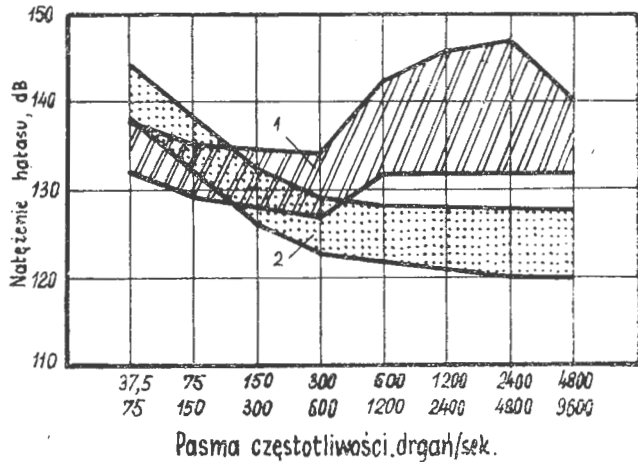
ny jako materiał informacyjny dla samolotów podobnej klasy, z tym zastrzeżeniem, że na wyniki pomiarów mają wpływ miejscowe warunki wilgotności i wiatru.



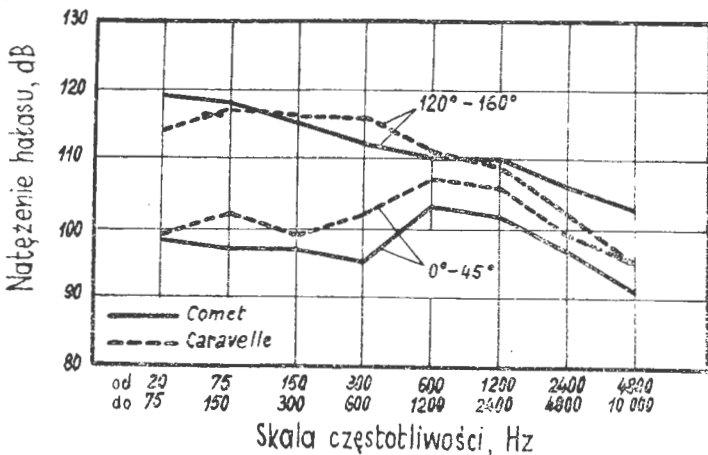
Rys. 4. Natężenie hałasu wywoływanego przez samoloty z silnikami turbodrzutowymi i śmigłowymi: 1—silniki turbodrzutowe, start (na odległości 152 m od DS); 2—silniki śmigłowe, start, odległość od DS—162 m; 3—silnik turbodrzutowy, praca na małym gazie (odległość od przodu samolotu 20 m)



Rys. 5. Natężenia hałasu wywoływanego przez samolot z czterema silnikami w czasie kołowania: 1—silnik turbodrzutowy bez tłumików; 2—silniki tłokowe



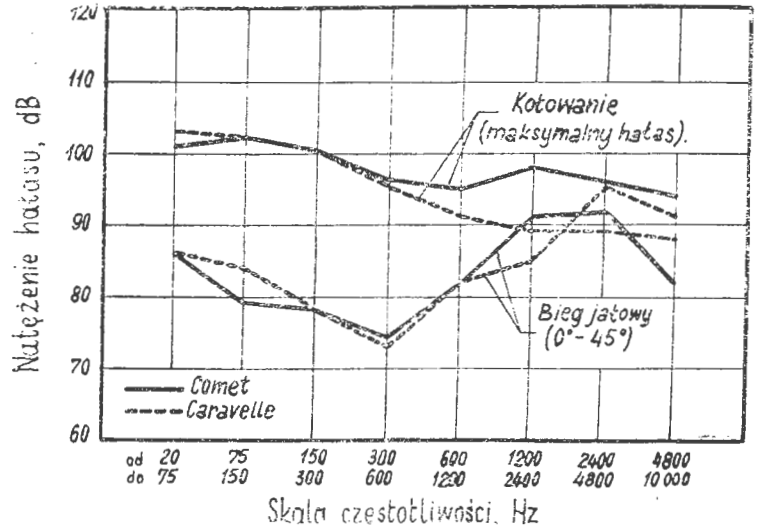
Rys. 6. Natężenia hałasu wywoływanego przez samoloty z turbodrzutowymi i śmigłowymi silnikami w czasie pracy na małym gazie: 1—silniki turbodrzutowe bez tłumików; 2—silniki śmigłowe



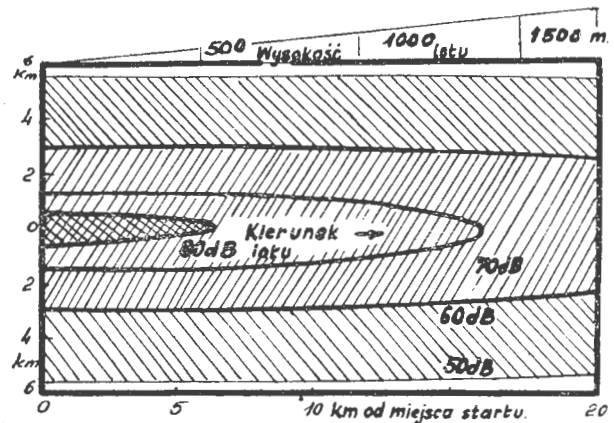
Rys. 7. Widma akustyczne hałasu wywoływanego przez silniki samolotów Comet 4 i Caravelle w czasie startu w warunkach statycznych. Pomiary dokonano w odległości 61 m dla dwóch sektorów

Na rys. 4 przedstawiono wykres kilku typowych widm akustycznych dla współczesnych samolotów transportowych, w początkowym stadium startu, pomierzonych w punkcie odległym 150 m z boku od drogi startowej oraz w czasie pracy silników na małych obrotach (tzw. mały gaz), pomierzonych w punkcie odległym 30 m z przodu samolotu.

Na rys. 5 pokazano wykres przedstawiający natężenie hałasu w poszczególnych pasmach widma akustycznego dla samolotów z silnikami turbodrzutowymi w czasie kołowa-



Rys. 8. Widma akustyczne hałasu wywoływanego przez silniki samolotów Comet 4 i Caravelle w czasie kołowania i biegu jałowego w warunkach statycznych. Pomiary dokonano w odległości 61 m dla dwóch sektorów



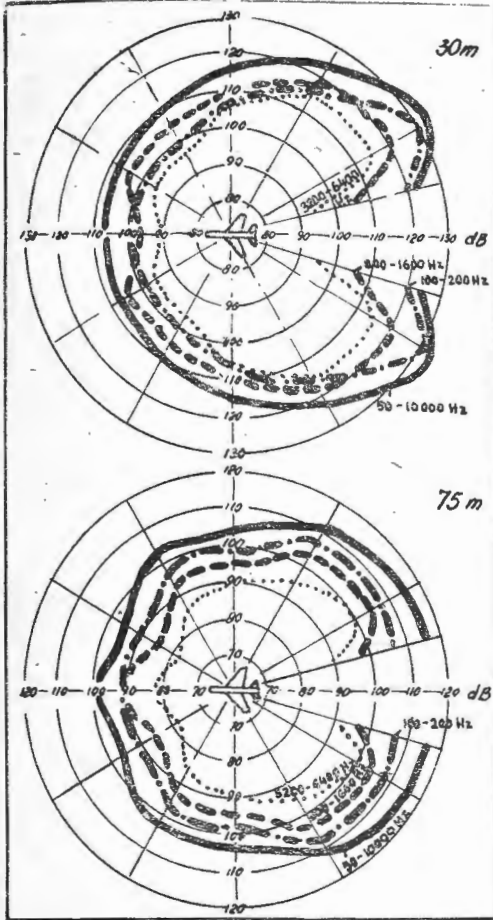
Rys. 9. Strefy jednakowej intensywności dźwięku w pasmie częstotliwości 300—600 Hz w czasie startu samolotu Super Constellation z silnikami śmigłowymi (u góry) oraz samolotu Boeing-707 lub Douglas DC-8 z czterema silnikami turbodrzutowymi (u dołu)

nia. Wykres ten sporządzono dla tych samych samolotów, które były wykorzystywane w czasie prac badawczych, związanych z opracowaniem wykresu przedstawionego na rys. 2. Porównując natężenie hałasu przedstawionego na wykresie rys. 2 i wykresie rys. 5 możemy stwierdzić, że

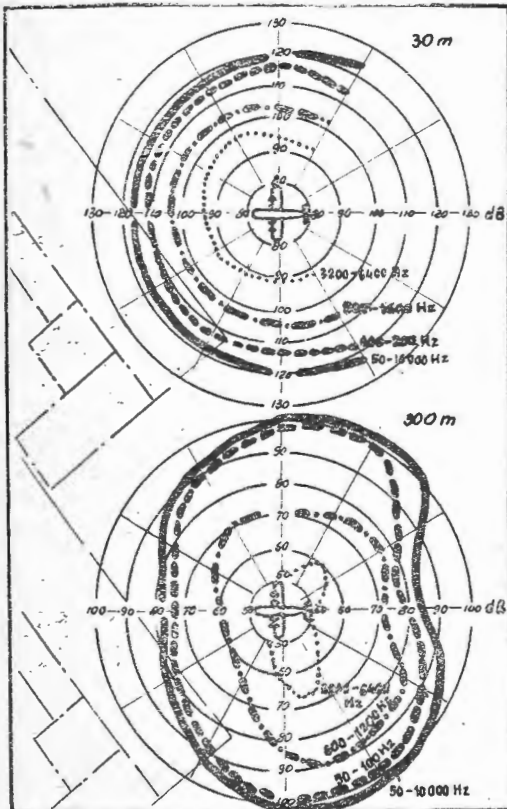
dla tych samych samolotów w czasie pracy silników w warunkach startu i kołowania samolotu natężenie hałasu w drugim wypadku obniża się o 15–20 dB.

Na rys. 6 przedstawiono wykres natężenia hałasu, wywoływanego w czasie pracy silników na małych obrotach w celu umożliwienia porównania z natężeniem hałasu w czasie kołowania — rys. 5. W obu przypadkach w czasie prac badawczych użyto tych samych samolotów.

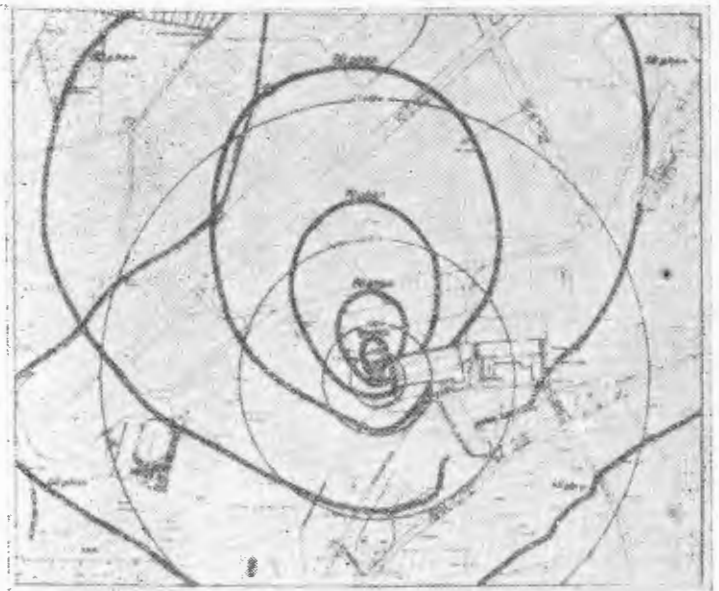
Na rys. 7 i 8 przedstawiono wykresy opracowane dla dwóch sektorów na podstawie średnich danych natężenia



Rys. 10. Rozkład natężenia hałasu w odległości 30 i 75 m od hamowanych dwóch silników zewnętrznych Wright TC 18 DA-3 przy 2400 obr/min



Rys. 11. Rozkład natężenia hałasu w odległości 30 i 300 m od hamowanych silników samolotu F-100



Rys. 12. Rozkład krzywych izofonicznych dla hali hamowni

hałasu uzyskanych dla samolotów Caravelle i Comet 4, z silnikami pracującymi w warunkach startu, kołowania i biegu jałowego.

W tabeli 3 podano zmniejszenie się intensywności hałasu wywoływanego przez samolot z czterema turboodrzutowymi silnikami bez tłumików hałasu (w przybliżeniu odpowiadający samolotowi typu Douglas DC-8 lub Boeing B-707, cztery silniki o sile ciągu każdy po 6800 kG) w zależności od odległości, w pasmie częstotliwości 300–600 Hz, z osią rozprzestrzenienia się dźwięku, skierowaną do tyłu samolotu pod kątem 30–50°.

Na rys. 9 przedstawiono wykreślenie strefy jednakowej intensywności hałasu w pasmach częstotliwości 300–600 Hz dla startujących samolotów, w zależności od wysokości przelotu samolotu, ustalone przez Instytut im. Maxa Plancka.

W odróżnieniu od wyżej podanych przykładów, rozpatrujących natężenie hałasu wywołanego przez silniki sa-

TABLICA 3.

Molekularna absorpcja w dB/km przy częstotliwości Hz	Odległość w metrach od obrotu dyszy wylotowej										
	0	40	80	160	320	640	1280	2560	5120	10240	20480
	Słota dźwięku w dB.										
0 przy 600	-	135	129	123	117	111	105	99	93	87	81
2 przy 600	-	135	129	123	117	110	103	96	89	82	-
8 przy 1200	-	135	129	121	114	106	97	89	83	77	-
32 przy 2400	-	134	126	118	107	91	83	75	-	-	-
128 przy 4800	-	134	119	102	78	28	-	-	-	-	-
512 przy 9600	-	115	89	43	-	-	-	-	-	-	-
2048 przy 20000	-	95	-	-	-	-	-	-	-	-	-

molotów w różnych etapach startu względnie lądowania, na rys. 10 przedstawiono wykreślenie rozkład natężenia hałasu pomierzonego w odległości 30 m, wywoływanego w czasie hamowania dwóch silników zewnętrznych Wright TC 18 DA 3 przy 2400 obr/min, zamontowanych na samolocie Super-Constellation oraz rozkład natężenia hałasu przeliczonego na odległość 300 m. Największe natężenie hałasu (do 105 dB) obserwujemy w pasmach wysokich częstotliwości na odległości 300 m.

Rys. 11 przedstawia rozkład natężenia hałasu, pomierzonego w odległości 30 i 75 m, wywołanego w czasie hamowania samolotu wojkowego F-100, wyposażonego w silniki J57 (silniki J57 posiada również samolot komunikacyjny Boeing) o ciągu 5000 kG, przy 100% liczbie obrotów turbiny. Z rysunku tego wynika, że samolot F-100 w czasie hamowania wywołuje w odległości 30 m hałas o maksymalnym natężeniu 135 dB, a w odległości 75 m — 116 dB.

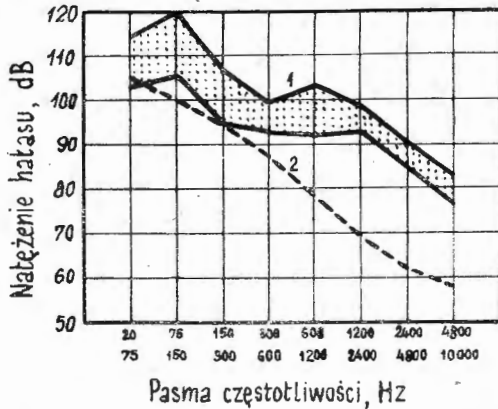
Na rys. 12 pokazano rozkład krzywych izofonicznych (o jednakowym natężeniu głośności hałasu), powstających wokół hali hamowni, wyliczonych dla samolotów L-1649 i B-707.

Należy nadmienić, że wszelkie dotychczas przeprowadzone badania natężenia hałasu wywoływanego przez pracujące silniki samolotów w różnych okolicznościach wykazują, że hałas osiąga największą intensywność za silnikami z wyjątkiem biegu jałowego i kołowania. W obu ostatnich przypadkach strefa największego natężenia hałasu na wysokich częstotliwościach przemieszcza się do przodu.

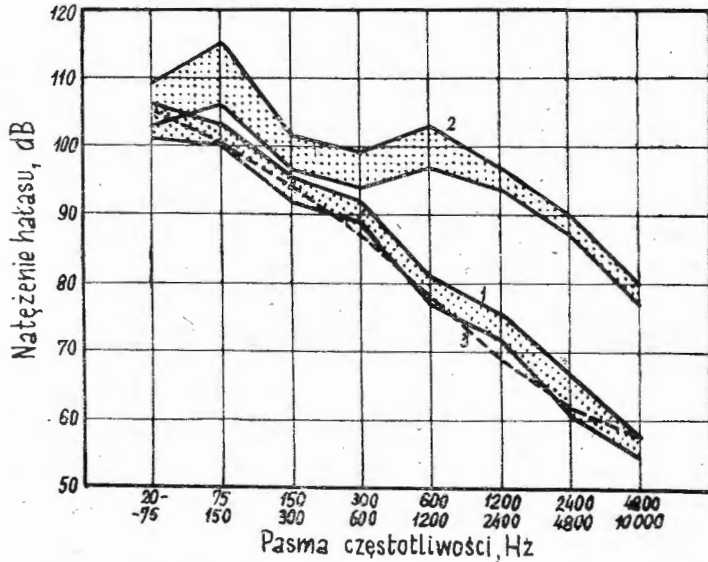
W przytoczonych warunkach pracy silników hałas na wysokich częstotliwościach wywołany jest przede wszystkim sprężarką silnika turbodrzutowego i rozprzestrzenia się przez kanał ssący powietrze.

Natężenie hałasu wywoływane przez śmigłowce jest bez porównania niższe od natężenia hałasu wywoływane przez współczesne ciężkie samoloty transportowe o napędzie turbodrzutowym i turbośmigłowym.

Jako ciekawostkę należy podać, że hałas wywołany przez śmigłowce odbija się przede wszystkim na warun-



Rys. 13a. Wykres natężenia hałasu w kabine pasażerskiej śmigłowca, wykonanego w wariancie wojskowym: 1 — krzywe ograniczające pomierzone wielkości natężenia hałasu; 2 — krzywa określająca dopuszczalne natężenie hałasu dla kabiny pasażerskiej



Rys. 13b. Natężenie hałasu pomierzonego w przedniej części kabiny: 1 — wariant części kabiny; 2 — wariant wojskowy; 3 — krzywa określająca dopuszczalne natężenie hałasu dla wariantu pasażerskiego

kach pracy załogi oraz na pasażerach znajdujących się w kabine pasażerskiej.

Natężenie hałasu w kabine pasażerskiej w pasmach niskiej częstotliwości przeważnie przekracza o około 5 dB natężenie dopuszczalne, zaś w pasmach wysokiej częstotliwości przekroczenie to wynosi często około 15–20 dB, jak to przedstawiają wykresy na rys. 13a–d.

Wpływ hałasu na prace portów lotniczych i najbliższe ich otoczenie

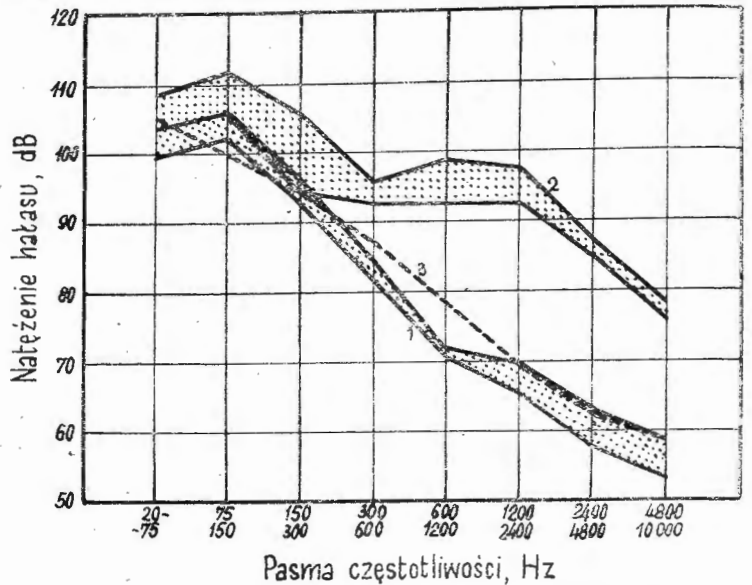
Hałas, wywołany przez pracujące silniki samolotów, nie lokalizuje się w miejscu ich pracy, lecz w postaci fal dźwiękowych rozprzestrzenia się na znacznych obszarach. Na rozprzestrzenie się fal dźwiękowych ma duży wpływ stan powietrza i na przykład powietrze wilgotne dobrze przenosi dźwięk, podczas gdy ze zmniejszeniem się wilgotności powietrza wzrasta zanikanie przenoszonego dźwięku.

Na rozprzestrzenie się fal dźwiękowych, przenoszących hałas wywołany przez pracujące silniki samolotowe, mają również wpływ inne czynniki, jak

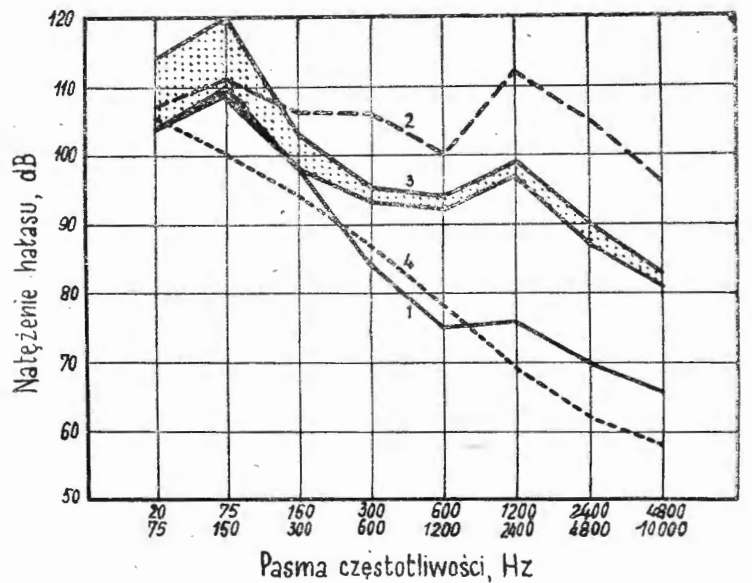
a) topografia terenu, która sprzyja rozproszeniu fal dźwiękowych, np. teren pagórkowaty;

b) pora dnia lub nocy, w której rozprzestrzenia się fala dźwiękowa i np. w spokojnych godzinach nocnych nawet słabe dźwięki są odczuwalne bardziej nieprzyjemnie niż dźwięki o większym natężeniu w godzinach dziennych.

Rozprzestrzeniające się fale dźwiękowe, przenoszące hałas wywołany przez samoloty, oddziałują na najbliższe sąsiedztwo źródła ich powstawania, znajdujące się



Rys. 13c. Natężenie hałasu pomierzonego w środkowej części kabiny: 1 — wariant cywilny, krzesła 8, 9, 10; 2 — wariant wojskowy; 3 — krzywa określająca dopuszczalne natężenie hałasu dla wariantu pasażerskiego



Rys. 13d. Natężenie hałasu pomierzonego w tylnej części kabiny: 1 — wariant cywilny, krzesła 14; 2 — wariant wojskowy (w pobliżu urządzenia napędowego); 3 — wariant wojskowy (w tylnej części kabiny); 4 — krzywa określająca dopuszczalne natężenie hałasu dla wariantu pasażerskiego

w granicach lotniska oraz na dalsze sąsiedztwo, położone poza granicami lotniska i rozciągające się nieraz na znaczne odległości.

Hałas, przenoszony przez fale dźwiękowe, oddziałuje na napotykanne przeszkody na drodze rozprzestrzenia się fal. Nas interesuje wpływ oddziaływania hałasu na prace portów lotniczych i ich najbliższego otoczenia.

Budynki portów lotniczych — na czele z budynkiem dworca lotniczego, — powinny posiadać takie właściwości akustyczne, by zabezpieczyły one wewnątrz budynków możliwość prowadzenia bez przeszkód bezpośredniej lub telefonicznej rozmowy.

W celu umożliwienia oceny natężenia hałasu wewnątrz budynków, były przedstawione różne kryteria, między innymi:

— kryterium SIL, wskazujące o ile rzeczywisty hałas wewnątrz budynków przewyższa umowne natężenie hałasu, przeszkadzające rozmowie, przy czym za umowne

natężenie hałasu dopuszczalnego przyjęto średnią wielkość natężenia hałasu przy trzech częstotliwościach drgań fali głosowej w skali 600—4800 drgań/sek;

- kryteria NC i NCA, dopuszczające różnorodne przewyższenie natężenia hałasu w stosunku do umownego, przy czym kryterium NC dopuszcza przekroczenie natężenia hałasu w przybliżeniu o około 22 dB, a kryterium NCA — 30 dB.

Na rys. 14 przedstawiono dwie krzywe kryterium NC i NCA, które mogą być przyjęte do obliczeń akustycznych widm natężenia hałasu. W zasadzie w obliczeniach akustycznych dla budynków portów lotniczych przyjmuje się przede wszystkim parametry wynikające z krzywej NC, jednakże do ustalenia natężenia hałasu w obrębie niskich częstotliwości można wykorzystać parametry wynikające z krzywej kryterium NCA, zwiększając natężenie hałasu w granicach przewidzianych w tym kryterium.

Przy ocenie wpływu hałasu na warunki pracy personelu portów lotniczych należy uwzględnić następujące charakterystyki:

- absolutne natężenie hałasu;
- natężenie oddziaływującego hałasu w stosunku do natężenia hałasu przeszkadzającego;
- natężenia oddziaływującego hałasu w poszczególnych pasmach widma akustycznego,
- częstotliwości drgań fali głosowej;
- długotrwałość oddziaływania hałasu na dworce lotnicze i inne zabudowania i urządzenia portów lotniczych.

Hałas, wywołany w porcie lotniczym przez pracujące silniki samolotu, jest w zasadzie hałasem krótkotrwałym, trwającym w granicach od kilku sekund do 1—2 minut, z wyjątkiem hałasu wynikającego z długotrwałych badań względnie hamowania silników samolotowych.

Nawet w okresie szczytowej intensywności ruchu w największych portach lotniczych nie obserwuje się stale hałasu o dużym natężeniu. Dla przykładu wystraczy podać, że oczekiwana w najbliższej przyszłości średnia częstotliwość startów samolotów w międzynarodowym porcie lotniczym Los Angeles w przeciągu dwóch godzin szczytowej intensywności ruchu nie przekroczy jednego samolotu co każde 2 min. Możliwość częstotliwości startów, przewidywana w przyszłości w portach lotniczych średnich rozmiarów, wyniesie od jednego do trzech samolotów odrzutowych w ciągu godziny.

Z uwagi na zasadę krótkotrwałości oddziaływania hałasu, wywołanego przez pracujące silniki w portach lotniczych, opracowano specjalne kryteria „krótkotrwałego działania hałasu”.

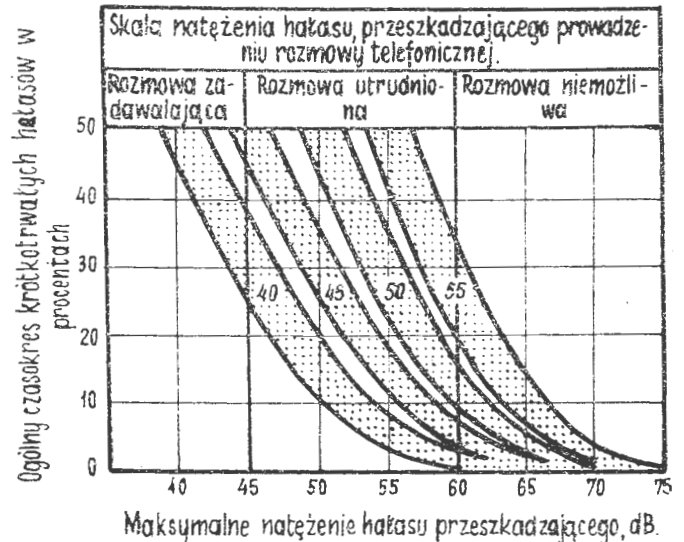
Na rys. 15 przedstawiono wykres obrazujący jedno z kryteriów określających przewyższenie maksymalne dopuszczalnego natężenia krótkotrwałego hałasu, przeszkadzającego rozmowie, w porównaniu z natężeniem obliczeniowym hałasu, za który uważa się średnie natężenie hałasu, przeszkadzającego w określonym okresie czasu.

Krzywe, przedstawione na rys. 15, są krzywymi charakterystycznymi, opracowanymi dla przeszkadzającego hałasu o natężeniu 40, 45, 50 i 55 dB. Krzywe charakterystyczne dla przeszkadzającego hałasu o natężeniu 40 i 45 dB spo-

ządzono przy warunku przewyższenia hałasu w okresie 10% czasu jego działania o 22 dB (zgodnie z poprzednio wspomnianym kryterium NC), w stosunku do średniej wielkości. Krzywe charakterystyczne dla przeszkadzającego hałasu o natężeniu 50 i 55 dB sporządzono przy warunku przewyższenia obliczeniowego natężenia hałasu mniej niż 22 dB, w celu zabezpieczenia dobrego przeprowadzenia rozmowy telefonicznej. Należy zaznaczyć w związku z tym, że rozpatrywane kryterium dopuszcza przekroczenie natężenia krótkotrwałych hałasów powyżej natężeń obliczeniowych, hałas nieznacznie utrudnia prowadzenie rozmów.

W kryterium tym na skutek wspomnianych krótkotrwałych przekroczeń obliczeniowego natężenia hałasu, rozmowa może odbywać się przez krótki okres czasu przy:

- podwyższonym głosem w rozmowach telefonicznych;
- zmniejszonej odległości pomiędzy osobami, prowadzącymi rozmowę bezpośrednią.



Rys. 15. Maksymalne natężenie hałasu przeszkadzającego w prowadzeniu rozmowy, przy krótkotrwałym jego działaniu

Jeżeli przyjęto obliczeniowe natężenie przeszkadzającego hałasu 40 dB, które zabezpiecza łączność wysokiej klasy na odległość 2,4 m, to wspomniane kryterium dopuszcza zwiększenie natężenia hałasu wewnętrznego do 48 dB w przeciągu 20% czasu działania hałasu i do 54 dB w przeciągu 5% czasu działania hałasu.

Przedstawione natężenia hałasu pozwalają na przeprowadzenie rozmowy normalnym i podwyższonym głosem na odległość 2,4 m.

Przy rozpatrywaniu wpływu hałasu na pracę portów lotniczych, oprócz wywoływania zaburzeń równowagi akustycznej wewnątrz budynków, należy uwzględnić oddziaływanie hałasu na personel portu lotniczego. Przedstawiony na rys. 16 wykres służy do określenia norm granicznych oddziaływania hałasu w czasie 8-godzinnego dnia pracy dla niezabezpieczonego personelu portów lotniczych.

Kryterium to, przedstawione na rys. 16, podobnie jak kryteria hałasu przeszkadzającego rozmowie wewnątrz budynków, opracowano wychodząc z założenia, że krótkotrwałe oddziaływanie hałasu o wysokim natężeniu jest równoznaczne z oddziaływaniem hałasu o mniejszym natężeniu w przeciągu 8 godzin, jeżeli oba oddziaływania mają równą energię dźwiękową.

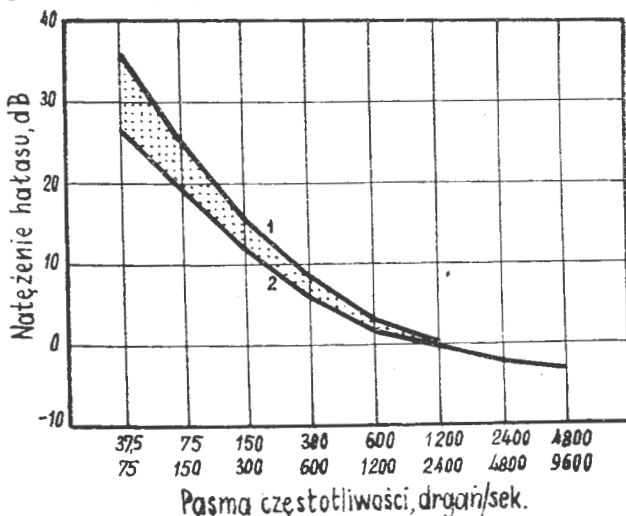
Na wykresie, przedstawionym na rys. 16, z prawej strony są podane maksymalne wielkości różnic pomiędzy działającymi i dopuszczalnymi natężeniami hałasu w przeciągu 8 godzin oraz największym czasem oddziaływania hałasu, który dopuszczalny jest bez specjalnego zabezpieczenia personelu portów lotniczych.

Z przeprowadzonych badań wynika, że ochronę personelu zaleca się w przypadku, kiedy spełniony jest poniższy warunek:

$$\frac{t_1}{T_{m_1}} + \frac{t_2}{T_{m_2}} + \dots > 1 \quad [6]$$

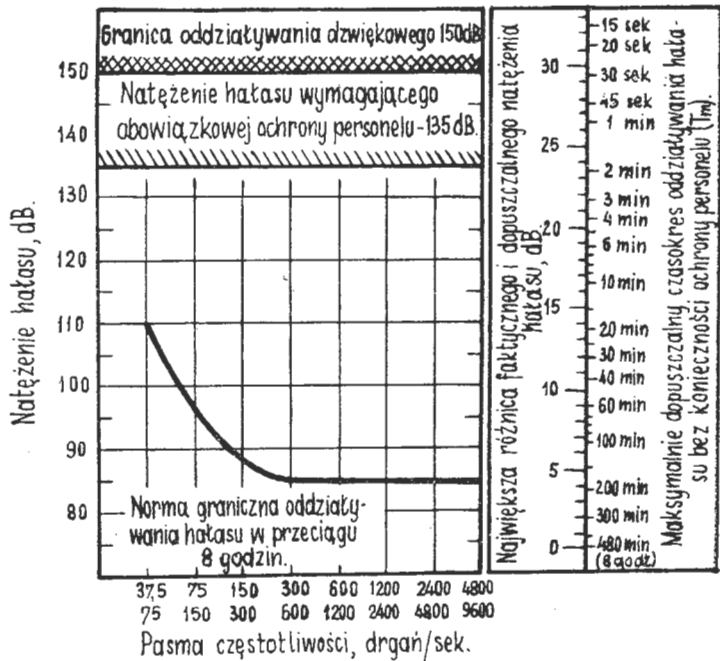
gdzie: t_1 ; t_2 — odstępy czasu oddziaływania oddzielnych hałasów;

T_{m_1} ; T_{m_2} — maksymalne dopuszczalne czasy oddziaływania hałasu bez ochrony.



Rys. 14. Krzywe natężenia hałasu przeszkadzającego w prowadzeniu rozmowy: 1 — krzywa NCA (natężenie hałasu przewyższa o około 30 dB dopuszczalne natężenie hałasu przeszkadzającego w prowadzeniu rozmowy); 2 — krzywa NC (natężenie hałasu przewyższa o około 22 dB dopuszczalne natężenie hałasu przeszkadzającego w prowadzeniu rozmowy)

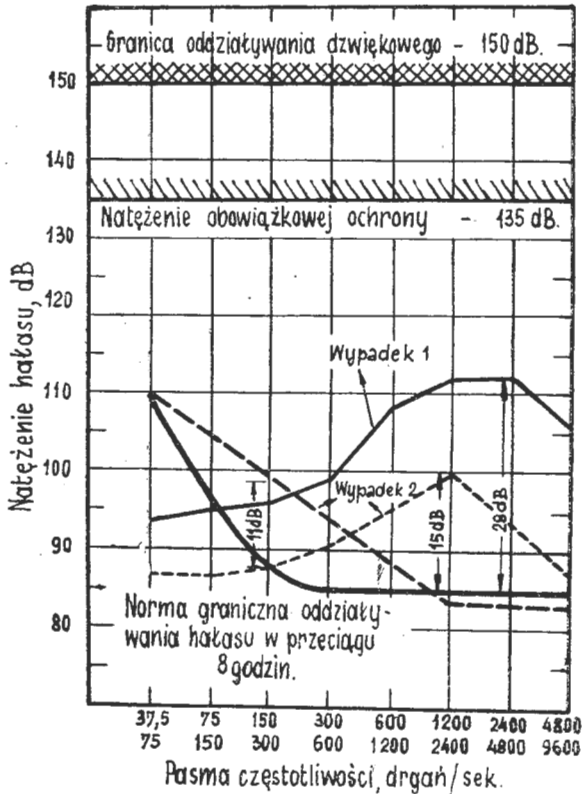
Na rys. 17 przedstawiono wykres obliczeniowy, służący do określenia średniego natężenia hałasu przy krótkotrwałym oddziaływaniu. Na wykresie tym rozpatrzono dwa przypadki. W przypadku pierwszym personel naziemnej obsługi, przy zapuszczaniu czterech silników samolotowych typu J-57, jest poddany oddziaływaniu hałasu, którego średnie natężenie przekracza o 28 dB 8-godzinną normę.



Rys. 16. Graniczne natężenia hałasu dla niezabezpieczonego personelu obsługi lotnisk

Ponieważ dopuszczalny czas oddziaływania hałasu o tym natężeniu na człowieka, nie posiadającego żadnych urządzeń ochronnych, wynosi 45 sek, nieodzowne staje się zastosowanie środków ochronnych nawet przy jednym zapuszczeniu silnika z czasokresem pracy 120 sek w ciągu dnia.

W drugim przypadku, przedstawionym na rys. 17, średnie natężenie hałasu oddziaływającego na personel obsługi naziemnej przekracza 8-godzinną normę o 15 dB w okresie 8 minut w czasie dnia i o 11 dB w okresie 20 minut



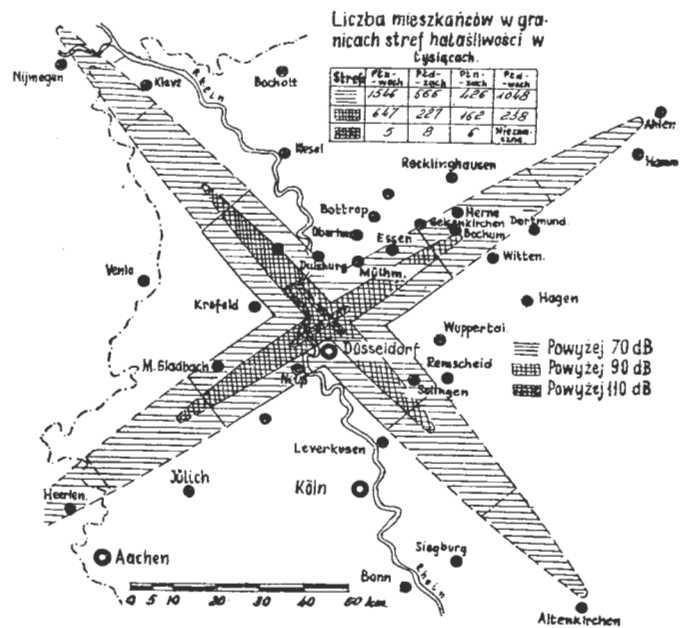
Rys. 17. Wykres obliczeniowy dla określenia średniego natężenia hałasu przy krótkotrwałym jego oddziaływaniu

w czasie dnia. Ponieważ maksymalny dopuszczalny czas oddziaływań oddzielnych hałasów dla rozpatrywanych przypadków jest odpowiednio równy 15 (zamiast 8) i 37 (zamiast 20) minut, w obu przypadkach drugiego przypadku nie wymaga się ochrony personelu naziemnego. Suma natężenia hałasu w obu przypadkach jego oddziaływania, wyrażona we względnych wielkościach, odpowiadających maksymalnym dopuszczalnym czasom w myśl podanego przed chwilą warunku, jest większa od jedności $8/15 + 20/37 = 1,07 > 1$. Globalne natężenie hałasu w rozpatrzonym przypadku wymaga ochrony personelu.

Oddziaływanie hałasu, wywołanego przez pracujące silniki współczesnych samolotów w czasie ich obsługi naziemnej oraz różnych etapów kontynuowania startu i lądowania, oprócz oddziaływania bezpośrednio na pracę portów lotniczych, w poważnym stopniu oddziałuje na najbliższe otoczenie portów lotniczych.

Najnieprzyjemniejszy w skutkach dla najbliższego otoczenia lotnisk jest hałas wywołany przez samoloty w czasie startu i nabierania wysokości po wystartowaniu.

Jak już poprzednio zaznaczono, w czasie uruchamiania silników i wyłowywania samolotu, silniki pracują na małych obrotach. Decydujące znaczenie w oddziaływaniu hałasu samolotowego w tym etapie przygotowania startowego na otoczenie przylotniskowe ma odległość rzeczywistego punktu startu od linii zabudowy mieszkalnej. Obserwacje wykazują, że bardziej ważne znaczenie posiada od-



Rys. 18. Strefy jednakowej intensywności dźwięku w pasmie częstotliwości 300-600 Hz w czasie startu samolotu Douglas DC-8 lub Boeing-707 z czterema silnikami turbodrzutowymi typu J-76, wykonane dla lotniska Düsseldorf

ległość od wspomnianej linii do samolotu po jego oderwaniu się od ziemi i wznoszeniu się na wysokość pod różną (patrz rys. 9).

Na rys. 18 przedstawiono strefy intensywności hałasu, wywołanego przy starcie samolotów klasy Douglas DC-8 lub Boeing 707, opracowane teoretycznie przez Instytut Maxa Plancka dla lotniska Düsseldorf, przy założeniu 40 startów i lądowań w ciągu godziny z jednej drogi startowej (przy tych samych założeniach opracowano rys. 9).

Przedstawione strefy intensywności hałasu (rys. 18) są znacznie zawyżone, co zostało stwierdzone w czasie szerokiej dyskusji po ich opublikowaniu, z uwagi na to, że przy ich opracowaniu nie było jeszcze w eksploatacji samolotów podanego typu, a pomiary przeprowadzono na doświadczalnym samolocie, wyposażonym w silnik typu J-75, z przeliczeniem wyników na cztery silniki, zamontowane w podanych typach samolotów.

Przy rozważaniu stref intensywności hałasu, wywołanego w czasie startu współczesnych samolotów z lotnisk międzykontynentalnych średniej wielkości, należy uwzględnić następujące zagadnienia:

a. Okres trwania hałasu. Badania wykazały, że dla lotnisk podanej klasy w środkowej Europie w chwili obecnej następuje w godzinie szczytowej 135 startów i lądowań (około 67 startów/h). Zgodnie z panującymi opiniami taką ilość startów i lądowań powinno przyjmować się na naj-

bliższą przyszłość, przy czym około $\frac{1}{3}$ z ogólnego zakresu prac portu lotniczego powinno przypadać na samoloty turboodrzutowe i podobne, zaś pozostała część — na samoloty turbośmigłowe i tłokowe. Odstęp czasu pomiędzy startami dwóch kolejnych samolotów z silnikami odrzutowymi w godzinach szczytowych będzie wynosił około 3 min.

Z podanej liczby samolotów o napędzie odrzutowym samoloty ciężkiego typu jak DC-8 lub B-707, Tu-104 i podobne będą stanowiły około 10%, zaś pozostałe samoloty będą bardziej lekkiego typu (np. dwusilnikowe). Rzeczywiste odstępy czasu pomiędzy startami ciężkich samolotów odrzutowych w godzinach szczytowych wyniosą około 20 min. Istniejące statystyki wykazują, że w ciągu doby dla europejskich lotnisk międzykontynentalnych, szczytowe nasilenie ruchu lotniczego ogranicza się do trzech godzin, zaś dla pozostałych 21 godzin obciążenie lotnisk jest znacznie mniejsze. Przy uwzględnieniu podanych założeń wydaje się, że mowa o stałym oddziaływaniu hałasu, wywoływanego przez ciężkie samoloty w sąsiedztwie dużych portów lotniczych na zabudowę mieszkalną, w strefach podejść zlokalizowaną na kierunkach startu, jest nierealna (błąd ten popełniono przy opracowaniu wykresu stref intensywności hałasu przedstawionego na rys. 18).

b. **Maksymalny ciężar startowy.** Z istniejących statystyk wynika, że stopień wykorzystania zdolności załadowniczej samolotów wynosi zaledwie około 60—70%, co powoduje automatycznie zmniejszenie maksymalnego ciężaru startowego. Na skutek zmniejszenia maksymalnego ciężaru startowego następuje zmniejszenie długości rozbiegu w czasie startu oraz bardziej strome nabieranie wysokości przez samolot, co w efekcie powoduje skrócenie strefy rozprzestrzenienia się hałasu po powierzchni ziemi (okoliczności tej również nie uwzględniono przy opracowywaniu wykresu stref intensywności hałasu przedstawionego na rys. 18).

Szwajcarskie Towarzystwo Lotnicze Swissair przeprowadziło badania stref intensywności hałasu, wywoływanego przez startujący samolot Douglas DC-8 z tłumikami hałasu przy różnym ciężarze startowym oraz przez samolot Douglas DC-6B, z uwzględnieniem wyżej podanych uwag. Wyniki zestawiono w formie wykresu (rys. 19), przedstawiającego strefy jednakowego natężenia głośności hałasu (87 fon).

Rozważając hałas, wywołany przez silniki samolotów wykonujących start, należy podkreślić to, że:

1. W miarę zwiększenia prędkości samolotu natężenie wywoływanego hałasu na powierzchni ziemi przez ten samolot obniża się.
2. W miarę wznoszenia się samolotu po wystartowaniu, natężenie wywoływanego przez ten samolot hałasu na powierzchni ziemi również poważnie obniża się, szczególnie w pasmie wysokich, bardziej nieprzyjemnych częstotliwości tak, że jego natężenie głośności na granicy lotniska osiąga około 100—90 fon, w zależności od długości drogi startowej.

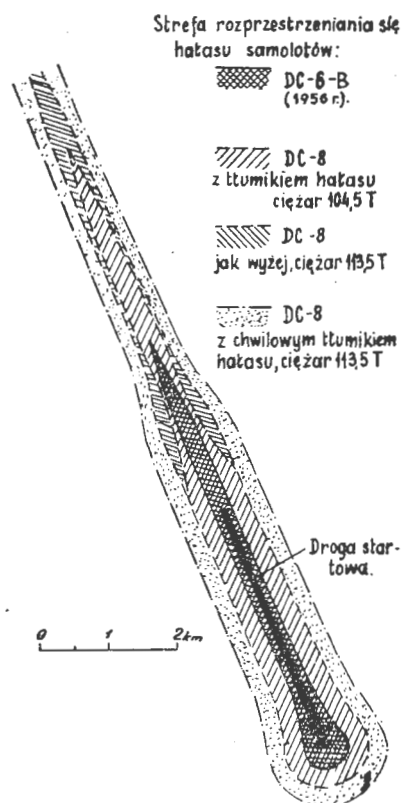


PASAŻERSKI SAMOLOT NADDŹWIĘKOWY „SUPER-CARAVELLE”

Projektowany przez wytwórnię Sud-Aviation i Marcel Dassault naddźwiękowy samolot pasażerski „Super-Caravelle” będzie wyposażony w cztery turbinowe silniki odrzutowe i będzie zabierał 70—80 pasażerów. Jego ciężar w locie będzie wynosił 65—75 T, a prędkość przelotowa będzie odpowiadała $Ma = 2,2$. Stosunkowo niewysoka prędkość naddźwiękowa pozwoli na zastosowanie zwykłych materiałów i metod wytwarzania. Okres eksploatacji samolotu ocenia się na 30 000 godzin. Wytwórnia silników SNECMA pracuje nad silnikami do samolotu „Super-Caravelle”, a wytwórnia Nord-Aviation prowadzi badania nad dyszami wylotowymi do projektowanych silników.

W. K.

Rys. 18 (pomimo to że przedstawia błędny obraz intensywności hałasu) umieszczono w niniejszym artykule jako przykład, gdyż wydaje się, że dla wszystkich nowo projektowanych lotnisk jednym z łączników założeń względnie projektu wstępnego powinien być podobny schemat z wkreślonymi strefami przewidywanej intensywności ha-



Rys. 18. Strefy jednakowej intensywności dźwięku (87 fon) w pasmach częstotliwości 300—600 Hz w czasie startu samolotu DC-6E z silnikami śmigłowymi i samolotu DC-8 z silnikami turboodrzutowymi, wyposażonymi w tłumiki hałasu

łasu i uzgodniony z odpowiednimi fachowymi komórkami administracji państwowej.

Oprócz hałasu wywoływanego przez startujące samoloty na najbliższe sąsiedztwo lotnisk ma również wpływ hałas wywoływany przez silniki samolotowe w czasie:

- hamowania na otwartym powietrzu lub w specjalnych pomieszczeniach, zwanych hamowniami, i nie posiadających właściwych urządzeń do tłumienia wywoływanego w tym czasie hałasu;
- wykonywania lotów w strefach krążenia w oczekiwaniu na uzyskanie zezwolenia na lądowanie;
- podejść samolotów do lądowania.

dokończenie w nast. zesz.

NOWOŚCI TECHNICZNE

NIEMIECKI SAMOLOT TRANSPORTOWY PIONOWEGO STARTU

Firma Dornier projektuje dla Luftwaffe mały samolot transportowy o oznaczeniu Do 31. Samolot ma być wyposażony w dwa silniki dwuprzepływowe Bristol Siddeley BS.53 (z przestawialnymi dyszami wylotowymi), które zapewnią mu możliwość pionowego startu i lądowania.

W. K.

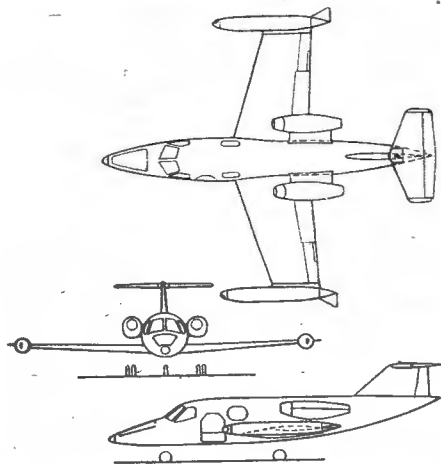
NOWE PROJEKTY SAMOLOTÓW SŁUŻBOWYCH

W związku z dużym zainteresowaniem, jakim cieszą się samoloty służbowe, powstaje coraz więcej projektów tego rodzaju samolotów. Ostatnio szwajcarska firma lotnicza

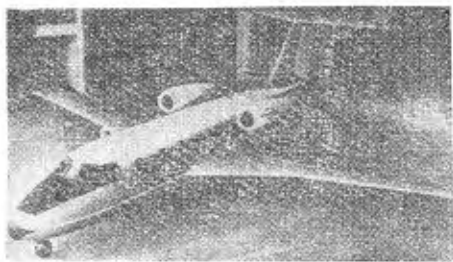
Flugzeugentwicklungs AG, wspólnie z amerykańską firmą Swiss American Aviation Corporation, zaprojektowała samolot SAAC-23 „Execujet”, wyposażony w dwa turbiniowe silniki odrzutowe General Electric CJ 610-2 B, o ciągu 1080 kG. Samolot ma zabierać sześciu lub siedmiu pasażerów (może latać bez drugiego pilota), jego zasięg ma wynosić 3200 km bez rezerwy paliwa i 2900 km z rezerwą paliwa. W przypadku lotniska położonego na wysokości 1500 m wystarcza pas startowy o długości 1500 m. Prędkość przelotowa wynosi ok. 800 km/h (640 km/h na jednym silniku), maksymalna — 960 km/h. Czas wznoszenia na wysokość 9000 m jest mniejszy niż 10 min. Samolot może być stosowany również jako mały samolot transportowy i może służyć do wykonywania różnych zadań wojskowych.

Szwedzka wytwórnia lotnicza Saab projektuje samolot służbowy Saab-105, który ma być budowany także w odmianach wojskowych (odmiana szturmowa, uzbrojona w rakiety, i odmiana szkolna). Samolot ten jest górnopłatem, napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi Turbo-meca, o ciągu ok. 770 kG; podobnie, jak w innych samolotach tego typu, silniki są zabudowane po bokach tylnej części kadłuba. Ciężar w locie od 3500 kG do 4000 kG, zależnie od przeznaczenia samolotu. Samolot zabiera pięć osób, w tym dwóch pilotów. Zapas paliwa (zbiorniki są umieszczone w kadłubie i skrzydłach) wynosi 1400 l i wystarcza na 3,8 godz. lotu z prędkością 600 km/h. Prędkość maksymalna samolotu — 790 km/h.

Samolot służbowy buduje również izraelska wytwórnia lotnicza Bedek Aircraft. Samolot ten, noszący oznaczenie B.101C, ma być napędzany dwoma silnikami General Electric CJ 610-2 B, zaopatrzonymi w odwracacze ciągu, które dają 40% ciągu odwróconego. Ciężar całkowity wy-



nosi 5650 kG, ciężar paliwa 2130 kG. Samolot ma zabierać 6—9 osób i latać z prędkością maksymalną 820 km/h; zasięg na prędkości ekonomicznej 640 km/h na wysokości 10 600 m i z przeciwnym wiatrem 96 km/h wynosi 2450 km (z 250 kG rezerwy paliwa). B.101C może startować z pasa o długości 850 m, długość drogi lądowania nie przekracza 880 m przy maksymalnym ciężarze samolotu. Koszt godziny lotu oblicza się na 59,9 dol. (z jednym pilotem, którego pensja roczna wynosi 16 000 dol.), koszty obsługi — 32,2 dol./h, amortyzacja — 47,7 dol./h; całkowite bezpośrednie koszty eksploatacji mają wynosić 142,6 dol./h przy założeniu 600 h lotu rocznie i 10-letniej amortyzacji. Samolot z całkowitym wyposażeniem będzie kosztował 350 000 dol.



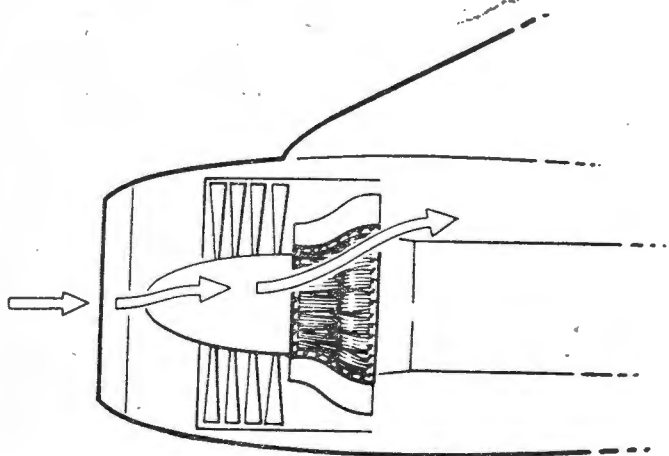
Do serii budowanych obecnie samolotów służbowych zaliczyć należy wielocelowy samolot PD-808, który został zaprojektowany przez firmę Douglas i ma być rozwijany i budowany przez włoską firmę Piaggio. Jest on wyposażony w dwa silniki o ciągu 1350 kG, poza pilotem może

zabrać pięć osób, prędkość przelotowa na wysokości 12 250 m wynosi 800 km/h. Prototyp ma latać w roku 1962. Samolotem tym interesuje się włoskie lotnictwo wojskowe.

Rysunki przedstawiają w odpowiedniej kolejności samoloty SAAC-23 i B.101C. W. K.

KSZTAŁTOWE CHŁODNICE OLEJU

Nowe chłodnice oleju, produkowane przez amerykańską firmę The Garret Corp., mogą być zabudowane w kanale wylotowym wentylatora silników dwuprzepływowych. Są one bardzo płaskie i można im nadać dowolny kształt. Są wykonywane ze stopu aluminiowego przez spawanie i lutowanie i wykazują dużą wytrzymałość. Pod względem



kosztów produkcji nie różnią się od konwencjonalnych wymienników ciepła, są natomiast pewniejsze w pracy i wykazują większą trwałość, co wynika z prostoty konstrukcji. Chłodnice te zmniejszają ciężar, wymiary i opór zabudowy silnika. Są już stosowane w silnikach samolotów Boeing 707-720 B. W. K.

POKŁADOWA RADIOSTACJA NADAWCZO-ODBIORCZA O CIĘŻARZE 3,8 KG

Francuska wytwórnia Aviradio zbudowała serię krótkofalowych radiostacji nadawczo-odbiorczych o zakresie częstotliwości 108—144 MHz. Seria ta, ER-144, obejmuje od-



miany przeznaczone dla samolotów pasażerskich, wojskowych samolotów transportowych i samolotów turystycznych. Na uwagę zasługuje mały ciężar i wymiary urządzenia: można je zabudować na tablicy pokładowej lub między siedzeniami pilotów, ciężar zaś, łącznie ze źródłem zasilania, wynosi 3,8 kG. Istnieje odmiana z 720 kanałami częstotliwości (odstęp między kanałami 50 kHz) i odmiana z 360 kanałami (odstęp 100 kHz). Wymagane natężenie prądu wynosi 7 A przy napięciu 12—14 V i 3,5 A przy napięciu 24—28 V. Moc wyjściowa, zależnie od rodzaju samolotu, na jakim ma być zabudowana radiostacja, wynosi 3—6 W (samoloty turystyczne), 6—8 W (samoloty pasażerskie) i 12—15 W (samoloty transportowe). W. K.

Jahrbuch der Luftfahrtforschung der Deutschen Demokratischen Republik 1959, praca zbiorowa przy współudziale B. Baade, G. Backhausa, G. Cordesa, R. Muellera, A. Pfeiffera, Vereinigung Volkseigener Betriebe Flugzeugbau, str. 127.

Książka składa się z szeregu oddzielnych prac, stanowiących przegląd najważniejszych osiągnięć przemysłu lotniczego Niemieckiej Republiki Demokratycznej w dziedzinie naukowej i badawczej. Pierwsza praca omawia wpływ wymagań ekonomii na założenia projektowe i aerodynamikę samolotów pasażerskich; przeanalizowano w niej oddziaływanie prędkości przelotowej na bezpośrednie koszty eksploatacyjne dla trzech podstawowych rodzajów silników i wskazano najkorzystniejsze zakresy prędkości. Następną pracą zajmuje się zagadnieniem wpływu wskaźników i osiągnięć silników na ekonomię komunikacji lotniczej. Kolejne zagadnienie stanowi zależność podłużnej stateczności dynamicznej samolotu od wysokości lotu — zależność ta ujawnia się dopiero przy dużych wartościach liczby Macha. W pracy na temat określania ciężaru skrzydła i kadłuba podano wzory pozwalające na obliczenie, w oparciu o geometrię, wytrzymałość i konstrukcję skrzydła i kadłuba, tzw. idealnego ciężaru; porównując ciężary idealne z ciężarami rzeczywistymi wykonanych już samolotów określono współczynniki doświadczenia, które mogą być wykorzystane do obliczenia ciężaru projektowanego samolotu. W następnych z kolei pracach przeanalizowano dynamikę kół na wahaczach w zależności od kąta nachylenia wahacza; omówiono możliwości uniknięcia pracochłonnych obliczeń, związanych z zagadnieniem zabezpieczenia samolotu przed wystąpieniem flatteru, przez stosowanie badań na modelach i na naturalnych zespołach samolotu; wykazano, jak duże różnice w wynikach obliczeń flatteru otrzymuje się w zależności od przyjętego modelu działających na skrzydło sił aerodynamicznych; rozważono możliwości obliczania własnych częstości drgań giętnych wirujących, skręconych elementów o zmiennym przekroju za pomocą równania energii i układu równań Ritza — na przykładzie śmigła wykazano wpływ skręcenia na częstość drgań własnych; podano sposób obliczenia sił działających na łopatki maszyn przepływowo-ych o kanałach z nierównoległymi ścianami; podano sposób obliczenia rozkładu ciśnienia w dwuwymiarowych, symetrycznych wlotach w oparciu o teorię przepływu potencjalnego; przeprowadzono porównanie między ciągiem wytwarzanym przez dyszę zbieżną i dyszę zbieżno-rozbieżną i przedyskutowano wyniki w odniesieniu do turbinowych silników odrzutowych samolotów pasażerskich. Tematyka badań lotniczych jest reprezentowana przez pracę opisującą laboratorium aerodynamiczne drezdeńskich zakładów lotniczych; pracę na temat pomiaru momentu steru usterzenia wysokości samolotu Baade 152, które zamocowano na latającym laboratorium — wyniki pomiaru porównano z wynikami uzyskanymi z dmuchań modelu tego samego usterzenia; opis elektrycznego urządzenia do pomiaru siły osiowej zespołu wirującego silników turbinowych i opis piezoelektrycznego czujnika drgań.

Rocznik zamyka zestawienie streszczeń poszczególnych prac w językach niemieckim, angielskim, francuskim i rosyjskim.

W. K.

WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY nr 4/61

J. Luty: „Współczesne przyrządy lotnicze“ — Szuka się nowych rozwiązań na drodze stosowania skal prostokątnych w postaci ruchomej taśmy wskaźnikowej. Innym, nowym rozwiązaniem jest stosowanie układów centralnych dla wielu przyrządów. Wprowadza się nowe przyrządy dyspozycyjne, ułatwiające pilotowi wykonywanie określonych zadań. Za jeden z najważniejszych kierunków rozwoju wyposażenia pokładowego uważa się obecnie opracowanie jednolitego systemu urządzeń nawigacyjnych i pilotażowych. Z. Różbicki: „Prąd zmienny na samolocie“ — Powody wyraźnej tendencji zastąpienia prądu stałego przez prąd zmienny. Sygnalizuje liczne zalety i pewne trudności. Przytacza rozwiązania na samolocie Vickers „Vanguard“.

W dziale nowości lotniczych m.in. nota o próbach kształtowania blach pod wodą za pomocą środków wybuchowych (tzw. „dynamic form“).

WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY nr 5/61

E. Cichosz: „Oziębianie samolotów naddźwiękowych“ — Omawia trzy zasadnicze przyczyny niebezpiecznego nagrzewania części samolotów naddźwiękowych. Wymienia 10 spośród najważniejszych sposobów eliminowania niepożądanych skutków wzrostu temperatury. Jako metody oziębiania przedstawia otwarte obiegi powietrzne i parowe, zamknięty obieg parowy i obieg powietrzno-parowy, i przeprowadza porównanie pomiędzy nimi. W. Hetman: „Zyroskopy pływakowe“ — Zasady konstrukcji i zalety tego typu urządzeń żyroskopowych. W. Szabesta: „Maszyny elektronowe w lotnictwie“ — Zastosowanie elektronowych maszyn matematycznych na pokładzie samolotu oraz w naziemnych urządzeniach treningowych imitujących lot samolotu (Curtiss-Wright). J. Kucfir: „Transformacja zobrazowania radiolokacyjnego“ — Metody transformacji obrazu przy zastosowaniu transformatora obrazu (przedstawiono lampę TMA-403 X francuskiej firmy Compagnie Generale de Telegraphie Sans Fil). Metoda transformacji obrazu jest wprawdzie bardzo kosztowna, ale daje liczne korzyści.

WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY nr 6/61

S. Szczeciński i M. Łyżwiński: „Zespoły napędowe we wspólnym lotnictwie“ — Zestawiono czynniki, które decydują o przydatności danego typu silnika. Silniki tłokowe nawet małych mocy są wypierane przez silniki turboodrzutowe małych ciągów i turbośmigłowe małych mocy. M. Glapski: „Sterowanie warstwą przysięcienną“ — Trzy metody: slot, zasysanie, nadmuchiwanie sprężonym powietrzem. E. Cichosz: „Odwracacze ciągu“ — Cztery typowe układy tego urządzenia, projektowane przez SNECMA (odwracające pierścienie na otoku dyszy), Power Jets (wychyłane kłapy zamykające wylot dyszy), Rolls-Royce (kierownice i zamykanie dyszy kłapami wewnętrznymi) i ONERA (zupetnie oryginalna konstrukcja, polegająca na częściowym skierowaniu strumienia ze sprężarki do specjalnych komór hamujących, w których zostaje spalone paliwo, a otrzymane gazy uchodzą poprzez dysze skierowane do przodu).

KRONIKA

REALIZACJA UCHWAŁ IV KONGRESU TECHNIKÓW POLSKICH W KOMUNIKACJI LOTNICZEJ

Pewna ilość uchwał IV Kongresu Techników Polskich *) dotyczyła zagadnień rozwojowych polskiego lotnictwa cywilnego.

Z dużą satysfakcją przyjęliśmy informację, nadesłaną nam przez Departament Lotnictwa Cywilnego, że szereg zagadnień i zadań leżących w gestii Ministerstwa Komunikacji znajduje się już w toku realizacji.

I tak postulat „szerokiej współpracy lotniczej wewnątrz obozu socjalistycznego“ jest obecnie realizowany w ramach prac RWPG.

Teza rozwoju cywilnej sieci lotniskowej jest już od ub. r. w szerokim rozpracowaniu. Program zamierzeń MK w tym kierunku obejmuje: zaprojektowanie portu lotniczego dla trójmiasta Gdańsk — Gdynia, dla Górnośląskiego Okręgu Przemysłowego, dla rejonu Szczecina i wreszcie nowych portów lotniczych w okręgach objętych uchwałą Rządu o rozwoju turystyki. Przystąpiono już do opracowania planu lotnisk komunikacyjnych, przy czym projekt taki musi być podbudowany studiami topograficznymi, danymi klimatologicznymi i statystycznymi oraz analizą geograficzną sieci dróg i portów lotniczych. Dla wymienionej powyżej tezy pracuje również Komisja Weryfikacji Lotnisk Sportowych, o której zadaniach były wzmianki w kronice w ub. r.

*) Uchwały opublikowaliśmy w zeszycie 3—4/61 r.

Wprowadza się i awansuje posunięcia zmierzające do rozwoju ruchu lotniczego. Unowocześnia się sprzęt na szlakach zagranicznych, wprowadzając stopniowo Ił14 na linie krajowe. Unowocześnia się centralny port lotniczy Okęcie (drogi startowe zgodnie z normami ICAO, obsługę radiową, dworzec lotniczy) tak, że z końcem 1963 r. Międzynarodowy Port Lotniczy Warszawa — Okęcie, zdolny do obsługi ruchu światowego — znajdzie się na mapach Europy. Modernizuje się i rozbudowuje osłonę radionawigacyjną. Plan w tym zakresie (już obecnie realizowany przez podległy MK Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych) przewiduje, że w 1963 r. lotniska i drogi komunikacyjne w Polsce uzyskają radioosłonę, wyrganą przepisami międzynarodowymi (nowoczesne radiolaternie typu VOR, urządzenia do ślepego lądowania ILS i GCA, aparatura radarowa). Wymagające tego plany i prace są międzynarodowo konsultowane, ponadto zaś uzgadnia się program szkolenia w kraju i za granicą kadry kierowników i kontrolerów ruchu lotniczego w zakresie wiedzy teoretycznej i praktycznej znajomości nowoczesnych metod kontrolowania i kierowania ruchem lotniczym.

II KRAJOWA KONFERENCJA WYTRZYMAŁOŚCIOWA

W dniach 12—14.VI.1961 r. obradowała w Warszawie II Krajowa Konferencja Wytrzymałościowa. Konferencję zorganizowało SIMP NOT przy współudziale Wojskowej Akademii Technicznej. W obradach wzięli udział przedstawiciele wszystkich zakładów podległych Ministerstwu Przemysłu Ciężkiego, przedstawiciele polskich uczelni technicznych oraz pracownicy nauki uczelni zagranicznych.

Poza plenarnymi obradami konferencji, obrady przebiegały w 4 sekcjach:

1. Sekcja Metod Badań.
2. Sekcja Tarcia i Ścierania,
3. Sekcja Zmęczenia.
4. Sekcja Zagadnień Ogólnych.

Tematem Sekcji Metod Badań były metody i aparatura służące do pomiarów naprężeń. Omówiono zagadnienie pomiarów naprężeń przy pomocy tensometrów i metod elastooptycznych. Na uwagę zasługuje zagadnienie pomiaru trójosiowego stanu naprężeń i zagadnienie pomiaru naprężeń dynamicznych przy pomocy elastooptyki. Metoda ta ma szerokie zastosowanie przy pomiarach naprężeń w konstrukcjach lotniczych. W elementach płatowca możemy mierzyć przestrzenny stan naprężeń, a w elementach silnika lotniczego naprężenia dynamiczne.

Z metod teoretycznych omówiono zastosowanie statystycznej teorii do badań materiałowych.

Tematem Sekcji Tarcia i Ścierania były podstawy teoretyczne i zagadnienie pomiaru sił tarcia oraz zużywanie się elementów maszyn przez ścieranie. Przedstawiono mechanizm tarcia przy ruchu posuwisto-zwrotnym oraz wyniki doświadczeń nad ścieraniem napawanych stali.

Zagadnienia te mają szerokie zastosowanie przy obliczeniu czasu życia wszelkiego rodzaju łożysk. Do pomiaru wielkości tarcia i wielkości ścierania używano metody izotopów promieniotwórczych.

Tematem Sekcji Zmęczenia były metody określania wytrzymałości zmęczeniowej różnych elementów i zespołów maszyn. Referaty odnosiły się zarówno do badań zmęczeniowych ze stałą, jak i ze zmienną amplitudą obciążenia.

Przedstawiono zagadnienie powstawania i rozchodzenia się pęknięć zmęczeniowych oraz zagadnienie wytrzymałości zmęczeniowej i statycznej po powstaniu pęknięcia. Poświęcono wiele uwagi od strony doświadczalnej zmęczeniu konstrukcji spawanych. W tej Sekcji były dwa referaty, traktujące o zmęczeniu konstrukcji lotniczych.

Tematem Sekcji Zagadnień Ogólnych było określenie czynników wpływających na wytrzymałość. Omówiono zagadnienie wytrzymałości stopów po dodaniu różnych czynników, tak jak np.: wolframu, molibdenu. Ciekawym zagadnieniem były własności mechaniczne stalowych odkuwek po obróbce plastycznej. Ponadto przedstawiono zagadnienie napromieniowania na własności mechaniczne metali nierozczepialnych.

W odniesieniu do zagadnień lotniczych możemy wyróżnić: referaty odnoszące się do konstrukcji lotniczych bezpośrednio i referaty odnoszące się do konstrukcji lotniczych pośrednio, tj. metody podane w tych referatach mogą być stosowane w konstrukcjach lotniczych.

Referaty dotyczących bezpośrednio konstrukcji lotniczych było dwa: „Programowane badania zmęczeniowe” mgr inż. Z. Łapińskiego i „Zagadnienie zmęczenia w budowie samolotów” mgr inż. S. Pileckiego.

W referacie „Programowane badania zmęczeniowe” omówiono badania zmęczeniowe płatowca ze zmienną amplitudą obciążenia. Podano metodę określania spectrum obciążeń oraz sposób zamiany spectrum obciążeń na program badań na stanowisku doświadczalnym. Omówiono zagadnienie powstawania i rozchodzenia się pęknięć zmęczeniowych dla obciążeń ze zmienną amplitudą. Przedstawiono na wykresach szybkość rozchodzenia się pęknięć zmęczeniowych oraz wytrzymałość statyczną i zmęczeniową elementu po powstaniu w nim pęknięcia.

Zwrócono uwagę na trudności związane z praktycznym wyznaczeniem spectrum obciążeń dla płatowca. W ostatniej części referatu podano metody teoretyczne, pozwalające określać wpływ tłumienia i sztywności konstrukcji na wielkość wzbudzonych naprężeń dynamicznych przez obciążenie eksploatacyjne.

W referacie „Zagadnienie zmęczenia w budowie samolotów” omówiono rodzaje i wielkości obciążeń eksploatacyjnych spotykane w konstrukcjach lotniczych. Omówiono zagadnienie dużego rozrzutu spectrum obciążeń od podmuchów dla samolotów komunikacyjnych. Współczynnik rozrzutu w tym przypadku waha się w granicach 1÷20 dla wysokości lotu 5000 m i 1÷1000 dla większych wysokości lotu. W samolotach wojskowych typu myśliwskiego i szkolno-treningowego obciążeniem wymiarującym są obciążenia powstałe przy wykonywaniu manewrów bojowych. Przedstawiono zagadnienie redukcji rozrzutu obciążeń od podmuchów. Referent omówił zagadnienie pomiaru obciążeń w konstrukcjach lotniczych, podkreślając przy tym wady i zalety poszczególnych metod pomiarowych. Podano teoretyczny sposób określania wytrzymałości na zmęczenie konstrukcji obciążonej podmuchami, przedstawiono również metodę eksploatacyjno-doświadczalną określania rezerwy eksploatacji samolotu.

Z referatów, dotyczących pośrednio konstrukcji lotniczych, należy wymienić referat „Wykresy wyężeniowe” prof. T. Pełczyńskiego. W referacie omówiono zagadnienie wyznaczania warunku plastyczności dla trójosiowego stanu naprężeń wg różnych hipotez oraz warunku wytrzymałości doraźnej (R_r) dla trójosiowego stanu naprężeń wg różnych hipotez. Okazuje się, że hipoteza maksymal-

nego wydłużenia i hipoteza największego naprężenia tnącego najlepiej określają warunek osiągnięcia wytrzymałości doraźnej przy trójosiowym lub dwuosiowym stanie naprężeń, a hipoteza maksymalnej energii odkształcenia postaciowego (hipoteza Hubera) najlepiej określa warunek osiągnięcia naprężeń plastycznych przy trójosiowym lub dwuosiowym stanie naprężeń.

Referent przedstawił wykresy przestrzenne, gdzie materiał, zależnie od sposobu obciążenia naprężeniami σ_1 , σ_2 i σ_3 , osiągał w różnej kolejności stan odkształceń plastycznych lub też stan odkształceń niszczących (R_r). Wykresy takie są bardzo pomocne dla konstruktora przy analizie wytrzymałości konstrukcji w zależności od sposobu obciążenia.

Referat „Obliczenie elementów maszyn na peźzanie” prof. N. N. Malinina, ZSRR, pokazał w pełni, że jest wiele konstrukcji, gdzie wymiarującym czynnikiem konstrukcji jest peźzanie. W lotnictwie zagadnienie peźzania występuje przede wszystkim w elementach wirujących silników odrzutowych. Nieuwzględnienie peźzania może prowadzić do zniszczenia konstrukcji. Prawidłowe uwzględnienie zagadnienia peźzania może znacznie przedłużyć rezerwy eksploatacji konstrukcji.

Istotne znaczenie dla badań w konstrukcjach lotniczych ma metoda podana w referacie mgr inż. Z. Pawłowskiego „Rola i znaczenie badań nieniszczących. Korelacja z wynikami badań niszczących”. Defektoskopia może być stosowana w przeglądach okresowych samolotów. Przy pomocy tej metody możemy wykryć pęknięcia zmęczeniowe, powstałe wewnątrz elementu płatowca, np. pęknięcia, które powstało we wnętrzu grubego dźwigara skrzydłowego i jeszcze nie osiągnęło powierzchni zewnętrznej dźwigara. Nieniszczące metody badań podnoszą bezpieczeństwo konstrukcji lotniczej, a jednocześnie mogą umożliwić przedłużenie rezerwy eksploatacji samolotu. Z. Ł.

MIĘDZYNARODOWE OBRADY NAD PRZEPISAMI CYWILNEGO SPRZĘTU LOTNICZEGO

21 czerwca r.b. zakończyła się dziesięciodniowa Konferencja Przepisów Cywilnego Sprzętu Lotniczego. W obradach, które toczyły się w Ministerstwie Komunikacji, wzięli udział przedstawiciele: CSRS, NRD, Węgier i Polski. Konferencję otworzył wiceminister J. Rustecki. Podczas obrad działały następujące podkomisje robocze: koordynacja (przewodniczący grupy polskiej — inż. Leja), wymagań lotnych i osiągnęć szybowców (inż. Bojanowski), wymagań lotnych i osiągnęć samolotów (inż. Wyganowski), wymagań wytrzymałości szybowców (inż. Sandauer), wymagań wytrzymałości samolotów (inż. Lamparski), wymagań konstrukcyjnych (inż. T. Chyliński), wymagań dla silników (inż. Kazimierczak), wymagań dla śmigieł (inż. Danielewicz) oraz podkomisja osprzętowa (inż. Roth).

KONFERENCJA NAUKOWO-TECHNICZNA KOMUNIKACJI LOTNICZEJ W POZNANIU

Sekcja Komunikacji Lotniczej w Poznaniu Oddziału SII TKom. zorganizowała w czasie Targów Poznańskich Konferencję Naukowo-Techniczną. Poza prelekcjami na temat budownictwa w komunikacji lotniczej, ogłoszono następujące interesujące referaty, poświęcone sprzętom latającym: „Polski sprzęt szybowcowy”, „Lotnictwo komunikacyjne ze szczególnym uwzględnieniem sam. MD.12”. Konferencja zgromadziła ok. 60 osób, wśród których — wielu członków Sekcji Lotniczej.

KONFERENCJA TECHNIKI RAKIETOWEJ I ASTRONAUTYKI

Krakowski Oddział Polskiego Towarzystwa Astronautycznego zorganizował III Konferencję T.R. i A. Sekcja naukowa objęła licznymi prelekcjami następujące dziedziny: badanie przestrzeni kosmicznej, medycyna i biologia, technika raketowa, zagadnienia astronautyczne i geodezyjne, problemy prawne; w Bibliotece Jagiellońskiej zorganizowano interesującą wystawę pn.: „Z dziejów poznania kosmosu i początków techniki raketowej w Polsce”. Atrakcją dla uczestników Konferencji był pokaz startu rakiety, zorganizowany przez Doświadczalny Ośrodek Raketowy Aeroklubu PRL w Krakowie.

POKAZY SAMOLOTÓW WSK OKĘCIE

W czerwcu na lotnisku Okęcie odbył się ciekawy pokaz samolotów produkcji WSK. Demonstrowano samolot pasażerski MD.12, rolniczy PZL-101 oraz sportowy „Kos”. W myśl programu, konstruktorzy udzielali wyczerpujących informacji o sprzęcie, po czym odbyły się pokazy samolotów na ziemi i w locie. Trzeba dodać, że MD.12, w ramach prób eksploatacyjnych, przewiła już liczne grupy pracowników lotnictwa na Targi Poznańskie.

NOWY ZARZĄD SEKCJI LOTNICZEJ

Zebrań sprawozdawczo-wyborcze wyłoniło nowy Zarząd Sekcji Lotniczej, a mianowicie: przewodniczący — kol. Paczoski (Instytut Lotnictwa), zast. przewodniczącego — kol. J. Staszek (Zjednocz. Przem. Lotn.), sekretarz — Z. Czechowski (MPC). W zebraniu wzięli udział przedstawiciele kół SIMP przy: ZPL, ILOT i WSK.

CZYTELNIKU!

Czy już zgłosiłeś prenumeratę czasopisma

TECHNIKA LOTNICZA

na pierwsze półrocze 1962 r.!

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

HYDROAEROMECHANIKA

179* 533.6.013:629.135.073 ILot
Matwiejew W. N.: Raszczot wozmuszczennowo dwiżenja samolota. Obliczenie zaburzonego ruchu samolotu. D, Moskwa, 1960, ss. 224, rys. 12, ods. 34.

W książce rozpatrzono obliczenie zaburzonego osiowego i boczno-ruchu samolotu (kolejnego i jednoczesnego) z wykorzystaniem metod rachunku operatorowego, których krótki wykład, wystarczający do rozwiązania praktycznych zadań, dano w pierwszych rozdziałach. Charakterystyki aerodynamiczne sił i momentów, działających na samolot, założono w każdym szczególnym zadaniu. Dla najbardziej zasadniczych przypadków obliczenia zaburzonego ruchu samolotu przytoczono funkcje przeniesienia i dano przykłady liczbowe, obrazujące rozpatrywane metody.

180* 633.6.011.5 ILot
Dzygadło Z.: Zlinearyzowany opływ naddźwiękowy drgającej powierzchni ciał obrotowych. Biul. WAT, luty 1961, r. 10, nr 2(102), s. 16-36, rys. 2, ods. 8.

Wyznaczono postać potencjału naddźwiękowego opływu zewnętrznego drgającej harmonicznie powierzchni ciał obrotowych. W przypadku ogólnym problem opływu sprowadzono do równania całkowego Voltery drugiego rodzaju. Dla cylindra, drgającego w opływie, podano zależność ciśnienia od składowej normalnej przemieszczenia w postaci asymptotycznego rozwinięcia względem odwrotności liczby Macha. Wyprowadzono drugie linowe przybliżenie potencjału opływu ciał smukłych zaokrąglonych i zastosowano dla wyznaczenia ciśnienia na drgającym stożku.

181* 533.6.011.5 ILot
Nieswto J., Sep Z.: Drgania powłoki o skończonej długości przy naddźwiękowym opływie wewnętrznym. Biul. WAT, styczeń 1961, r. 10, nr 1(101), s. 22-36, rys. 3, ods. 24.

Zagadnienia drgań samowzbudnych cienkiej powłoki cylindrycznej o skończonej długości przy naddźwiękowym przepływie wewnętrznym. Równania powłoki są wyprowadzone wg teorii zgięciowej z uwzględnieniem tłumienia wewnętrznego zgodnie z modelem Voigta, z zachowaniem jednak pewnych członów w równaniach równowagi (W. Flügga). Przepływ wewnętrzny jest równoważny w oparciu o zlinearyzowaną teorię niustalonego przepływu. Metody podane w tej pracy, oparte na sprowadzeniu zagadnienia do nieskończonego układu równań algebraicznych, pozwalają na efektywne, numeryczne przeprowadzenie obliczeń (między innymi granic stateczności dynamicznej) i na ewentualne zastosowanie maszyn matematycznych.

RADIOKOMUNIKACJA

182* 621.396.933 ILot
Fitzgerald R. T., Brow H. C.: Reed M. D.: Radio collision — avoidance systems for aircraft. Systemy zabezpieczające przed zderzeniami w powietrzu. IRE Transactions on Aeronaut. a. Navig. Electronics, czerwiec 1960, t. ANE-7, nr 2, s. 40-54, rys. 17, ods. 10.

Różne systemy radiowe zabezpieczające przed zderzeniami w powietrzu z punktu widzenia możliwości, warunków technicznych i kosztów. W systemie o największej potencjalnej możliwości zastosowania dane o położeniu i kierunku lotu przekazywane są drogą radiową w górnej części pasma ultrakrótkofalowego. Najważniejsze jest rozwiązanie, w którym zabezpieczenie przed zderzeniem jest zapewnione w płaszczyźnie poziomej i pionowej. Omówiono zastosowanie systemu dla zabezpieczenia przed zderzeniami w lotnictwie wojskowym i cywilnym w połączeniu z problematyką nawigacji i ruchu lotniczego. K. Kunachowicz

PRZYRZĄDY POKŁADOWE

183* 629.13.05 ILot
Ass B. A., Zukowa N. M.: Dietali i uzly awiacionnych priborow i ich raszczot. Części i zespoły przyrządów lotniczych i ich obliczenie. D, Moskwa, 1960, ss. 358, rys. 258, tabl. 20, ods. 51.

Wyjaśniono metodykę i przytoczono konkretne przykłady obliczenia typowych części przyrządów lotniczych: elementów czujnikowych i przekazywaczy elektrycznych (sprężystych, bimetalicznych, bezwładnościowych, potencjometrycznych, pojemnościowych, indukcyjnych tensometrycznych, termoelementów i termistorów, piezoelektrycznych i innych), przekazująco-rachujących mechanizmów, łożysk, tłumików, elementów przyrządów giroskopowych, amortyzatorów, urządzeń przekazujących prąd, urządzeń do odczytywania wyników, części montażowych.

SILNIKI LOTNICZE

184* 536.46:621.454.056 ILot
Kling, R. Experimentelle Untersuchung der Verbrennungserscheinungen in einem Ringbrennkammersektor eines Turbinenstrahltriebwerkes. Doświadczalne badania zjawisk spalania w wycinku

pięścieniowej komory spalania turbiny silnika odrzutowego. Z. für Flugwiss., 1960, r. 8, nr 12, s. 345-352, rys. 15, ods. 9.

Zbadano strukturę rozpylenia paliwa w komórce spalania przekroju kołowym za pomocą mikrofotografii szybkiej oraz płomień za pomocą analizy spektralnej. Określono wpływ różnych czynników i zanalizowano zależność stopnia wydajności spalania od ilości paliwa.

185* 621.438 ILot
Bykow N.: Issledowanje turbin s razlicznymi zakonami profilirowanja. Badanie turbin o różnych zasadach profilowania. Izv. Wys. Ucz. Zawied., Aviac. Techniky 1961, nr 1, s. 74-81, rys. 6, ods. 2.

Praca ma na celu analityczne i doświadczalne uzasadnienie metod profilowania. Wyniki analitycznych i doświadczalnych badań, podane w pracy w formie wykresów, dotyczą trzech turbin; o cylindrycznym kanale, jednakowych parametrach na średnim promieniu, stałej pracy wzdłuż promienia, różniących się między sobą zasadą profilowania. Najwyższą sprawność w szerokim zakresie pracy posiada turbina kombinowana (kierownica $Cu \cdot r = const$, wirnik $\lambda_a = +6^\circ$). Przewyższa ona sprawnością turbinę $rCu = = const$, o 3% w punkcie obliczeniowym. Charakterystyki turbin bardzo silnie zależą od profilowania kierownicy i przejście od kierownicy $Cu \cdot r = const$ do $\lambda_a = 6^\circ$ zmniejsza sprawność turbiny nawet w punkcie obliczeniowym. Łopatki wirnika kombinowanej turbiny są zbliżone kształtem do cylindrycznych (bez kręty), a więc prostszych technologicznie łopatek. J. Kolarzyk

SPRĘŻARKI

186* 621.515 ILot
Jerszow W. N., Aniutin A. N.: Wlijanje radialnowo zazora na granicu ustojczych rieżimow raboty stupieni osirowo kompriessora. Wpływ luzu promieniowego na granicę statecznej pracy stopnia sprężarki osiowej. Izv. Wyssh. Ucz. Zawied., Aviac. Techniky, 1961, nr 1, s.82-85, rys. 5, ods. 2.

Badania przeprowadzono na stopniu o średnicy zewnętrznej 480 mm, przy prędkościach obwodowych 70 m/sek. Jako granice niestatecznej pracy przyjmowano punkt, w którym przy zmniejszaniu wydatku następował szybki wzrost pulsacji ciśnienia statycznego w strumieniu. Wyniki badań przedstawiono na wykresach, które w sposób oczywisty pokazują, że zwiększenie luzu promieniowego wpływa na rozszerzenie obszaru statecznej pracy stopnia. Przeprowadzone doświadczenia wskazują, że nie można w odniesieniu do sprężarek osiowych stosować powszechnie przyjętego wniosku, opartego na badaniach osiowych stopni maszyn turbinowych typu pomp, ponieważ przeczy on uzyskanym wynikom. Zwiększenie luzu promieniowego sprzyja powstaniu bardziej intensywnego pierścieniowego wiru przy końcach łopatek, co doprowadza do zwiększenia osiowych prędkości, a więc zmniejszenia kątów natarcia. J. Kolarzyk

PRODUKCJA

187* 629.13.002.53:629.13.012.113:621.97.07 ILot
Edwards R. D.: Formen durch Kugelstrahlen. Kształtowanie przez strumienie kulek (kulowanie). Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 5, s. 140-145, rys. 9.

Wykazano, wychodząc z uzasadnienia na wprowadzenie integralnego sposobu budowy skrzydła z pokarbowanymi odcinkami powłoki, dlaczego przyjęto w zakładach Vickers-Armstrongs ukształtowanie tych odcinków dopiero po obróbce mechanicznej, stosując kulowanie. Następnie wyjaśniono się kształtujące działanie strumienia kulek i informuje o wykonanej pracy doświadczalnej. Opisano bliżej wykonane urządzenia kulujące dla wytwarzania odcinków powłok skrzydła i kadłuba, pokazano przebieg pracy, za pomocą którego można otrzymać różnorodnie odcinki powłoki dokładnie o pożądanym krzywiznie.

188* 629.13.002:629.13.014.315:669.7:678.06 ILot
Fischer, H.: Wirtschaftliche Fertigung eines Laminarflügels in Metall-Kunststoff — Verbundbauweise. Ekonomiczne wytwarzanie skrzydła laminarnego sposobem łączenia metal — tworzywo sztuczne. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 5, s. 121-126, rys. 13, tabl. 3.

Informacja o nowym sposobie łączenia w budowie skrzydła nośnego. Metal lekki spaja się z tworzywem ze szklanej tkaniny i otrzymuje się ekonomiczną produkcję skrzydeł laminarnych także przy małej liczbie sztuk. Prace nie są jeszcze zakończone, jednak już teraz można stwierdzić, że stosowanie tego nowego sposobu budowy skrzydeł i usterzeń jest ekonomiczne.

189* 629.138.5 ILot
Schultz E. W.: Konstruktions- und Fertigungsmerkmale des Verkehrsflugzeuges Vickers VC.10. Konstrukcyjne i produkcyjne cechy szczególne samolotu komunikacyjnego Vickers VC.10. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 5, s. 127-131, rys. 17.

Będący w budowie pierwowzór samolotu komunikacyjnego Vickers VC.10 jest przykładem daleko posuniętego zastosowania konstrukcji integralnych. Fotografie obrazują szczególne cechy produkcji pierwowzoru i związane z nią metody wytwarzania.

- 190*** 621.515.002 ILOT
Compressor — casing. **Kadłub sprężarki. Aircraft Prod.**, maj 1961, t. 23, nr 5, s. 167—176, rys. 16.
Kadłuby sprężarek silników osiowych stwarzają duże trudności wykonawcze ze względu na cienkościwność, trudną konfigurację i wysoką dokładność kanałków dla osadzenia kierownic lub pierścieni sterujących. Zwykle są to elementy dwuczęściowe, dzielone poosiowo, ze względów montażowych. Firma de Havilland prezentuje ciekawe rozwiązanie konstrukcyjne kadłuba silnika Gnome. Korpus wykonywany jest z odlewki stalowej, do której w pewnym stadium obróbki zostają przypasowane kolnierze czołowe i posiowe, w płaszczynie podziału korpusu. Zamieszczona w artykule technologia zawiera, poza sekwencją operacji technologicznych, również opisy ciekawych przyrządów, urządzeń i aparatury, stosowanej w procesie wytwórczym. Schematy i zdjęcia uzbrojenia oraz wykazy dokładności poszczególnych operacji pozwalają na dokładną ocenę całego trudnego procesu. A. Gołądzinowski
- 191*** 629.135.4.002 ILOT
Main rotor — spars. **Dźwigiary główne łopaty nośnej śmigłowca. Aircr. Prod.**, maj 1961, s. 178—187, rys. 16.
Jest to druga część artykułu, który ukazał się w poprzednim numerze. Część obecna obejmuje opis końcowej fazy procesu produkcyjnego dźwigiara śmigłowca Westland Belvedere. W zasadzie opis obejmuje trzy końcowe stopnie fazy wykańczającej: końcowe stadium obróbki mechanicznej, ręczne wykończenie i operacje kontroli ostatecznej. Z uwagi na rzadką konfigurację przedmiotu obrabianego, zamieszczone w tekście rysunki przyrządów obróbkowych, narzędzi, aparatury kontrolnej, pneumatycznej, wielopunktowej, urządzeń obróbkowych i do wyważenia stanowią interesujące rozwiązania technologii specjalistycznej. Poza urządzeniami, interesująco przedstawia się sama struktura procesu oraz operacje specjalne, jak np. wykonywanie skreślu wzdłużnego na dźwigarze. A. Gołądzinowski
- 192*** 621.979.063.3 ILOT
High — energy forming of close — tolerance parts. **Formowanie skomasowanymi uderzeniami energii. Aircr. Prod.**, marzec, 1961, t. 23, nr 3, s. 86—86, rys. 16.
Nazwa — użyta w tytule — jest ogólna, odnosząca się do formowania z wielkimi energiami uderzeń itp. Opracowane zostały one w ostatnich latach dla kształtowania stopów trudnych do formowania. W artykule opisano nowe urządzenia, opracowane przez firmę Convair, oparte na zasadzie cylinder-tiok, w których potrzebna energia kształtowania uzyskana jest z ciśnienia gazu. Firma Convair opracowała kilka pras, opartych na tej zasadzie, w układzie poziomym i pionowym. Jedną z nich, tzw. „prasa wybuchowa”, daje szybkość formowania 42 m/sek i naciski rzędu 136 kg/cm², a typ pionowy „Dynapak” pozwala na produkowanie energii sterowanej do 30 000 kGm. W artykule podana jest analiza ekonomiczna kucia konwencjonalnego i wysoko energetycznego. Poza tym podany został asortyment materiałów możliwych do formowania, m.in. stopów tytanu, molibdenu itp. Do bezpośredniego formowania stosuje się wodę. Tych samych urządzeń używa się również do wyciskania. Jako źródeł energii używa się także energii elektrycznej i elektromagnetycznej. Stosowanie prasy Dynapak pozwala na zaoszczędzenie 60% materiału, 50% na oprzyrządowaniu i 75% na obróbce mechanicznej. A. Gołądzinowski
- 193*** 629.13.002:621.984.33 ILOT
Bennet E. J.: Flow forming. **Wyoblanie pionowe, narzędzia i typowe jego zastosowania w przemyśle lotniczym. Aircr. Prod.**, 1960, t. 22, nr 11, s. 438—444, rys. 10.
Omówiono konstrukcję narzędzi oraz proces wykonania kilku typowych elementów pocisków raketowych. Późniejsze połączenie procesu wyoblania z procesem kształtowania na prasie. Należy podkreślić, że to połączenie dwu rodzajów obróbki wykazuje duże zalety w porównaniu z konwencjonalnym ciągnięciem na prasie. T. Vorbrodt
- 194*** 629.13.002:621.73 ILOT
Canal J. R.; Kunkler W. C.: Forgings in missiles and space vehicles. **Odkuwki w pociskach i statkach kosmicznych. Aircraft Prod.**, maj 1961, t. 23, nr 5, s. 188—193, rys. 11.
Obecny postępek w zakresie kucia stopów specjalnych, stosowanych na części pocisków sterowanych i statków kosmicznych. Prace przebiegają w kierunku rozszerzenia zakresu materiałów, stosowanych na wymienione produkty. Do materiałów tych należą: beryl, stopy oparte na bazie nikielu, stopy tytanu i metale ognioodporne, jak wolfram, tantal, molibden i kolumb. Podano niektóre aspekty kucia tych metali i stopów, zakresy wielkości odkuwek, ich pośrednie kształty w procesie kucia oraz niektóre trudności związane z poszczególnymi typami materiałów, kształtów i wielkości wykonywanych odkuwek. A. Gołądzinowski
- 195*** 629.13.002:621.97.07:662.21.004.14 ILOT
Kursetz E.: Die Hochdruckenergieformung in der Luftfahrtindustrie unter besonderer Berücksichtigung der Explosionsformung. **Kształtowanie ciśnieniem o wysokiej energii w przemyśle lotniczym ze szczególnym uwzględnieniem kształtowania wybuchowego. Luftfahrttechnik**, 1961, t. 7, nr 5, s. 132—139, rys. 17, tabl. 1, ods. 19.
Z trzech możliwych sposobów kształtowania ciśnieniem o wysokiej energii, które głównie różnią się źródłem energii, opisano bliżej kształtowanie wybuchowe, a mianowicie z punktu widzenia zastosowania materiału wybuchowego do otwartego przekształcenia i w zamkniętych urządzeniach. Wskazano zasadnicze przykłady części ukształtowanych wybuchowo. Podano niezbędne narzędzia kształtowe.
- 196*** 621.91.07:669.297 ILOT
Romanow K. F.: Wlijanie mechanicznej obróbki na przyczynę titanowego spława pri komnatnoj i rabocznej temperaturach. **Wpływ obróbki na wytrzymałość stopu tytanu w temperaturze pokojowej i temperaturze pracy. Trudy M.A.T.I.** nr 45, Issledovanie processow obrabotki mietalłow rieżaniem, 1960, s. 74—100, rys. 20.
Observacje zachowania się różnych materiałów w eksploatacji i badaniach pozwoliły na zapoczątkowanie badań nad stopami tytanu. Autor przytacza przebieg i wyniki badań, prowadzonych w zakładach produkcyjnych i instytucji WIAM. Badaniom poddano stop tytanowy WT2. Ustalono wpływ takich parametrów, jak prędkość, posuw i głębokość skrawania, stępienie ostrza itp. na wytrzymałość na rozierwanie i wytrzymałość zmęczeniową. Zakres ten powtórzono dla temperatury pokojowej i podwyższonej. Materiał podany jest w formie wykresów i zestawów tabelarycznych. Poza wymienionymi w pracy, podano opis stoiska do badania wytrzymałości w temperaturach podwyższonych, jak również kształt, wymiary i wymagania próbek badawczych. A. Gołądzinowski
- 197*** 629.13.002:53:621.9—783.67 ILOT
Electrostatic chugging. **Mocowanie elektrostatyczne. Aircr. Prod.**, maj 1961, t. 23, nr 5, s. 158—161, rys. 7.
Rozszerzono w istotny sposób stosowanie uchwytów typu magnetycznego dla materiałów dotychczas nie podlegających mocowaniu tą techniką. Dotyczy to materiałów niemagnetycznych i niemetali. Do ich mocowania wykorzystano siły elektrostatyczne. Skonstruowany uchwyt zbliżony jest wyglądem do poprzednika magnetycznego, a wymiary jego wynoszą 460 × 150 × 63 mm. Zasada mocowania polega na wytworzeniu ładunku elektrostatycznego na powierzchni przedmiotu elektrostatycznego. Tę technikę mocowania daje się stosować do materiałów niemagnetycznych, jak mimonik oraz materiały niemetalowe, po pokryciu ich warstwą metalu. Sposób zastosowania tych urządzeń oraz zakres czynności przygotowawczych, niektóre dane techniczne, konstrukcyjne i eksploatacyjne. A. Gołądzinowski
- 198*** 629.13.002:621.913.3 ILOT
Guriewicz S. I.: Powyszenie toczności obrabotki wałow dołbiakami. **Zwiększenie dokładności obróbki wałków wieloklinowych przez dłutowanie obwiedniowe. Trudy M.A.T.I.** nr 45, Issledovanie processow obrabotki mietalłow rieżaniem 1960, s. 5—27, rys. 12.
W odniesieniu do wieloklinów wprowadzono obróbkę obwiedniową na frezarkach i dłutowicach do kół zębnych. W pracy zamieszczono porównanie cech różnych wieloklinów, procesy technologiczne ich wykonania, w szczególności dłutowaniem obwiedniowym, obliczenie profilu narzędzia obwiedniowego, technologii wykonania takich narzędzi, rysunki wykonawcze narzędzi obwiedniowych i elementów pomocniczych. Poza tym podany został opis ciekawej szlifarki z tarczą ślimakową. Wzory, zamieszczone w tekście, pozwalają na obliczenie profilu narzędzia, jak również jego błędów. A. Gołądzinowski
- 199*** 621.946.16 ILOT
Pronkin N. F.: Ułeczszzenie kaczestwa powierchnosti pri protiażiwani putiom primienienija nowych smazywajuszcz-ochlādzajuszczich żidkostiej. **Podwyższenie jakości powierzchni przy przeciąganiu przez zastosowanie nowych cieczy chłodząco-smarujących. Trudy M.A.T.I.** nr 45, Issledovanie processow obrabotki mietalłow rieżaniem, 1960, s. 101—109, rys. 5.
W procesie obróbki skrawaniem istotnym czynnikiem są cieczy chłodząco-smarujące. Szczególne ich znaczenie występuje przy obróbce stopów żaroodpornych, których obrabialność jest wyjątkowo niska z racji ich struktury i określonych własności fizycznych. Między innymi, przywieranie metalu do części skrawającej ostrza powoduje wyraźny spadek gładkości powierzchni. W ZSRR przeprowadzono badania nad poprawą warunków skrawania przy przeciąganiu jodelek w stopach żaroodpornych. W próbach ustalono właściwe cieczy chłodząco-smarujące, które podwyższają gładkość o 1—2 klasy i obniżają wielkość zgniotu po obróbce. Uzyskane wykresy pokazują zależność tych parametrów od grubości wióra na ząb. Pokazano również konstrukcję i wymagania przeciąganej jodełki. A. Gołądzinowski
- 200*** 629.13.002:53:621.91.07—523 ILOT
Numerical control. **Sterowanie numeryczne. Aircraft Prod.**, maj 1961, t. 23, nr 5, s. 162—166, rys. 5.
Artykuł ten jest drugą częścią całości, której pierwsza część ukazała się w numerze poprzednim tego czasopisma. W tej części, wnioskowej, opisane są metody posługiwania się maszyną matematyczną Deuce. Na przykładzie obróbki korpusu przekładni przedyskutowano wymagania związane ze zwiększeniem dokładności przedmiotu obrabianego. Podane zostały również pewne szczegóły dotyczące programowania oraz uwzględnienia w nim kompensacji wielkości narzędzia, a wreszcie niektóre parametry i szczegóły samej obróbki. Na koniec zamieszczono tabelicę porównawczą kosztów i wykorzystania obrabiarek przy stosowaniu czterech metod, włączając w to również zwykłe frezowanie kopiowe. A. Gołądzinowski
- 201*** 629.13.002:53:621.9—52 ILOT
Buć J., Zieliński R.: Technika numerycznego sterowania obrabiarkami w przemyśle lotniczym. **Techn. Lotn.**, 1961, r. 16, nr 5, s. 85—88, rys. 8, ods. 20.
Zastosowanie obrabiarek sterowanych programowo do obróbki konkretnych elementów, metody przygotowania programu oraz ogólne korzyści w przypadku użytkowania tego systemu. Różne rodzaje układów, ich podział, udział maszyn cyfrowych w sterowaniu oraz wpływ zastosowania obrabiarek ze sterowaniem programowym na proces wytwarzania.

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.

Tabela 4.

Oznaczenie stali	Temperatura		Temperatura obróbki cieplnej °C		Własności mechaniczne							Charakterystyka i zastosowanie
	kucia °C	Wyżarzanie	Hartowanie lub przesycanie	Odpuśczenie	Stan materiału	Q _r kg/mm ²	R _r kg/mm ²	a %	C %	E · 10 ⁻⁶ kg/cm ²	H _B kg/mm ²	
X28	1100-800	750-800 woda	—	—	wyżarzony	min 30,0	45,0	20,0	45,0	—	170	—
X20H4C2	1150-850	—	1100-1150 woda	—	przesycony	min 30,0	70,0	35,0	—	—	140-180	—
X18H115	1150-820	—	1050-1080 woda	—	przesycony	min 20,0	65,0	40,0	—	—	140-180	—
X18H2M3T	1200-820	—	1050-1080 woda	—	przesycony	min 22,0	55,0	40,0	—	—	140-180	—
414	1150-815	650-700 piec	980-1035 olej, powietrze	> 590	wyżarzony	45,5-123	70,5-154,5	15,0	50,0	2,04	max 260	max 30
440C	1150-870	840-900 piec	1000-1035 olej, powietrze	> 590	hartowany i odpuszczony	42,0	70,5	8,0	35,0	2,11	max 260	H _{RC} 10,5max 58
440F	1150-870	840-900 piec	1000-1035 olej, powietrze	> 590	wyżarzony	42,0	70,5	8,0	35,0	2,11	max 260	H _{RC} 10,5max 58
418	1150-870	815-870 popiół	980 olej, powietrze	> 590	wyżarzony	28,0	52,5	20,0	50,0	2,04	max 212	H _{RC} 9,6max 40
AL 419	1150-925	815-870 popiół	1000-1150 olej	540-700	hartowany i odpuszczony	24,5-126,5	42-140,5	25-10	40,0	—	313-332	34-36
422	1150-925	870-925 popiół	980-1035 olej	620-735	hartowany i odpuszczony	88,0	98,5	18,5	52,0	—	320	34,5
304L	1200-925	980-1060 powietrze	—	—	wyżarzony	17,5	49,0	40,0	60,0	2,04	max 180	H _{RC} 9,0max 40
302B	1150-980	1000-1120 woda	—	—	wyżarzony	21,0	49,0	40,0	60,0	2,04	max 180	H _{RC} 9,0max 40
318	1175-925	1080-1175 woda	—	—	wyżarzony	21,0	52,5	40,0	50,0	2,04	max 200	H _{RC} 9,5max 40
AL 350	1285-980	925-1060 powietrze	11-73°C-2h+400°C-2h zamknięcie i op. 2135°C-1h-455°C/h powolne starzenie	—	wyżarzony	29-38	102-112,5	20-30	2,04	—	210-228	H _{RC} 9,5-98 38-44
17-7PH	1175	1020-1050 powietrze	1170°C-18h-pow. 2150°C-1h-pow. 3165°C-18h-pow.	—	wyżarzony	24,5-35,0	81-105,5	20-40	2,04	—	144-195	H _{RC} 78-92 40-45
17-4PH	1175	1020-1050 olej	540 powietrze	—	wyżarzony	67-88	95-116	6-15	40-60	—	280-322	30-35 40-45
Stainless W	1260-925	1000-1060 powietrze	425-650 woda lub pow.	—	wyżarzony	52,5-80,8	84,5-105,5	3-20	1,98	—	225-325	18-33 35-47
16-14-1	1200-925	950-1090 powietrze	—	—	wyżarzony	105,5-147,5	119,5-158	3-20	—	—	180	H _{RC} 90
17-4-6	1230-925	950-1090 powietrze	—	—	wyżarzony	35,0	81,0	55,0	2,04	—	180	H _{RC} 90
18-5-6	1230-925	950-1090 powietrze	—	—	wyżarzony	35,0	74,0	55,0	2,04	—	180	H _{RC} 90

