

9

TECHNIKA LOTNICZA

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

WRZESIEŃ 1961



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

Aerodynamika cz. IV

OPORY CHŁODZENIA I CHŁODNIC

Opracowała mgr inż. E. Lewalska

Wstęp

Opór chłodniczy zależy od:

- 1) kształtu i umieszczenia chłodnicy na płatowcu,
- 2) rodzaju chłodzenia.

Z punktu widzenia kształtu, chłodnice dzielą się na:
1. Chłodnice pierścieniowe, spotykane w przypadku silników gwiazdowych (szkic takiej chłodnicy jest pokazany na szkicu gondoli silnika w zesz. 7/61 „Techniki Lotniczej”).
2. Chłodnice tunelowe, spotykane najczęściej w przypadku silników rzędowych (szkic takiej chłodnicy podany jest na rys. 7).

Z punktu widzenia umieszczenia na płatowcu można chłodnice podzielić na:

- 1) chłodnice skrzydłowe (najczęściej tunelowe),
- 2) chłodnice kadłubowe (zarówno tunelowe jak i pierścieniowe). Chłodnice pierścieniowe umieszczone są zawsze na czole kadłuba lub gondol silnikowych.

Z punktu widzenia rodzaju chłodzenia można przyjąć następującą klasyfikację:

- 1) chłodnice powietrzne (najczęściej chłodnice pierścieniowe),
- 2) chłodnice cieczowe (najczęściej chłodnice tunelowe).

Całkowity opór chłodzenia dzieli się na:

- 1) opór wewnętrzny,
- 2) opór zewnętrzny.

(dokończenie na III str. okł.)

TREŚĆ

XV-lecie przemysłu lotniczego Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej	193
J. KAPUŚCIŃSKI — Zagadnienia dokładności i zamienności	194
M. RABENDA — Kilka praktycznych zagadnień związanych z określeniem wartości obrotów krytycznych, cz. I	200
A. DIDKOWSKI, J. KIEROŃSKI — Spawanie łukowe w atmosferach ochronnych	204
A. GOŁĘDZINOWSKI — Kontrola łopatek, cz. II	210
S. KOŁODYŃSKI — Hałas a środowisko ludzkie	214
Nowości techniczne	220
Na półkach księgarskich	222
Kronika	222
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	223
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej: E. LEWALSKA — Aerodynamika (cz. IV) Opory chłodzenia i chłodnic	okł.

CONTENTS

Fifteen Years of Polish People's Republic Aviation	193
J. KAPUŚCIŃSKI — Problems of accuracy and interchangeability	194
M. RABENDA — Some problems of practice connected with definition of critical rotational speed, part I	200
A. DIDKOWSKI, J. KIEROŃSKI — Gas-shielded arc welding	204
A. GOŁĘDZINOWSKI — Blade Inspection, part II	210
S. KOŁODYŃSKI — Noise and human environment	214
Technical News	220
On Bookseller's Shelves	222
Chronicle	222
Aviation Documentation Review Designer's Data Sheets: E. LEWALSKA — Aerodynamics (part IV), Resistances of cooling and coolers	223 on cover

СОДЕРЖАНИЕ

XV-летие авиационной промышленности Польской Народной Республики	стр. 193
J. KAPUŚCIŃSKI — Проблемы точности и взаимозаменяемости	194
M. RABENDA — Несколько практических проблем связанных с определением значения критических оборотов, часть I	200
A. DIDKOWSKI, J. KIEROŃSKI — Дуговая сварка в защитных атмосферах	204
A. GOŁĘDZINOWSKI — Контроль лопаток, часть II	210
В. КОŁODYŃSKI — Шумы а человеческая среда	214
Технические новости	220
На книжных полках	222
Хроника	222
Документационный обзор авиации	223
Конструкторские пособия авиационной техники: E. LEWALSKA — Аэродинамика (часть IV) Сопротивления охлаждения и радиаторов	обложка

NASZA OKŁADKA

Z pokazów lotniczych w czasie III Międzynarodowych Targów w Brnie — Czechosłowacja — wrzesień 1961: samolot sportowy Zlin w akrobacji.



Z INNYCH REDAKCJI

LETECKY OBZOR nr 8 (sierpień 1961)

Některé problémy letecké dopravy na krátkých tratích
K problematice dimenzování leteckých nadraží
Letadlové motory na XXIV aerosalonu
Základy inerciální navigace
Jak se bude vyvíjet letecká doprava do roku 2000

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, 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 750 egz. Papier druk. sat. kl. IV,
70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dzielowa — Zam. 168/A — T-6



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVI

WRZESIEŃ 1961 R.

ZESZYT 9

XV-lecie przemysłu lotniczego Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej

We wrześniu br. mija XV rocznica od chwili zorganizowania przemysłu lotniczego Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej. Przemysł lotniczy, kierowany przez Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego, dysponuje obecnie szeregiem wielkich, nowoczesnych zakładów wytwórczych, w których produkowany jest szeroki asortyment: samolotów, śmigłowców i szybowców, silników tłokowych i odrzutowych, osprzętu i wyposażenia lotniczego. Przemysł ten wciągnął do współpracy wiele zakładów, należących do innych branż, a dostarczających materiały, półfabrykaty, części i zespoły konieczne dla wytworzenia tak skomplikowanych, precyzyjnych maszyn, z jakich składa się współczesny sprzęt latający.

Po piętnastoletnim istnieniu polski przemysł lotniczy nie tylko zapewnia pełne wyposażenie w nowoczesny sprzęt lotniczy naszych sił zbrojnych, komunikacji i sportu, ale produkuje również na eksport, zyskując coraz nowych odbiorców, zarówno w krajach obozu socjalistycznego, jak i w krajach kapitalistycznych.

Mając przed oczami ten imponujący jego stan obecny, będzie rzeczą ciekawą i pouczającą, zastanowić się nad rozwojem przemysłu lotniczego w ciągu minionych piętnastu lat.

W szóstym roku wojny, hitlerowcy, ustępując przed napierającą armią radziecką i polską, niszczyli jak najdokładniej wszystko, co pozostało po wrześniu 1939 roku i pięcioletniej grabieży. W chwili Wyzwolenia nasz stan posiadania w lotnictwie był rozpaczliwy: instytucje naukowe, biblioteki, biura konstrukcyjne i sprzęt lotniczy — zniszczone całkowicie. Przemysł lotniczy — praktycznie biorąc — nie istniał wcale. Straty wśród personelu latającego i technicznego, który brał czynny udział w walkach z Niemcami na wszystkich frontach, były olbrzymie i zostały powiększone jeszcze zastępem ofiar obozów i więzień niemieckich. Rozproszenie się starych fachowców lotniczych po całym niemal świecie, postawiło przed nielicznymi, znajdującymi się w kraju, zgębnionymi długą i ciężką okupacją, poważne zadania odbudowy lotnictwa i wyszkolenia młodych kadr. Oczekiwali oni tylko na najslabsze choćby możliwości ich realizacji.

Uzyskano je już w 1944 roku. Jeszcze przed całkowitym wyzwoleniem kraju, w Lublinie, przy pierwszym Rządzie Polskim, powstało pierwsze biuro konstrukcyjne samolotów, kierowane przez inż. Tadeusza Sołtyka i rozpoczęło pracę nad konstrukcją pierwszego powojennego płatowca, nie mając właściwie żadnych środków technicznych, uważanych zwykle za niezbędne.

W 1946 r. zorganizowano przy Ministerstwie Przemysłu Dyрекcję Polskich Zakładów Lotniczych, obejmującą powstające wytwórnie lotnicze, Lotnicze Zakłady Doświadczalne i Centralne Studium Samolotów. Lotnicze Zakłady Doświadczalne powstały z Biura Konstrukcyjnego, zapoczątkowanego w Lublinie. Warsztaty te wypuściły szereg konstrukcji własnych, jak na przykład samoloty: Szpak, Junak, Żak — budowane w seriach, oraz: Zuch, Miś, Żu-

raw i inne doświadczone — wybudowane w pojedynczych sztukach. Centralne Studium Samolotów pod kierunkiem prof. dr Franciszka Misztala, prowadziło pracę nad konstrukcją samolotów sportowych (CSS-10, CSS-11), komunikacyjnego (CSS-12) oraz nad adaptacją licencyjną samolotu PO-2 (CSS-13), nad konstrukcją silników tłokowych oraz nad konstrukcją osprzętu płatowcowego. Konstrukcje te przekazane zostały do realizacji wytwórniom lotniczym.

W r. 1950 przed polskim przemysłem lotniczym zostało postawione zadanie osiągnięcia współczesnego poziomu technicznego i zbudowanie odpowiednio szerokiej bazy. Zadanie to było możliwe do wykonania tylko w oparciu o dokumentację i pomoc ze strony Związku Radzieckiego, który udzielił jej w szerokim zakresie. Realizacja tego zadania wymagała — niezależnie od nakładów pieniężnych — wielkiego wysiłku kadry pracowniczej, przy czym ze względu na ograniczoną liczbę fachowców lotniczych musiano oprzeć się na pracownikach wchłoniętych z innych gałęzi przemysłu metalowego. W wyniku przemysłu lotniczego oparł w bardzo krótkim czasie produkcję współczesnych samolotów, silników turboodrzutowych, wyposażenia i osprzętu płatowcowego i silnikowego.

Oprócz produkcji tych samolotów przemysł lotniczy przystąpił do wytwarzania seryjnego, według licencji samolotów JAK-12 i śmigłowców Mi-1 (SM-1) wraz z silnikami i osprzętem. W roku 1952 wznowiono prace nad rodzimymi konstrukcjami. W wyniku tych prac powstały samoloty: Junak-3 i TS-8-Bies (zdobywca 3 rekordów międzynarodowych) oraz samolot sanitarny CSS-13S — opracowany przez zespół laureata nagrody państwowej — doc. inż. Tadeusza Sołtyka, śmigłowiec BŻ-4-Żuk, konstrukcji inż. Bronisława Żurakowskiego, laureata nagrody państwowej oraz silniki tłokowe, gwiazdowe, WN-3 i WN-4, konstrukcji doc. inż. Wiktora Narkiewicza. Ostatnio powstały dalsze rodzime rozwiązania samolotów. Są to: samolot sportowy Kania, samolot turystyczny małej mocy — Kos, samolot rolniczy — PZL-101, z urządzeniami do opryskiwania i opylania, samoloty szkolne, akrobacyjne — M-2 i M-4, samolot komunikacyjny MD-12.

Jak wynika z powyższego, przemysł lotniczy osiągnął po piętnastu latach istnienia możliwości produkcji szerokiego asortymentu nowoczesnego sprzętu lotniczego. Ambicje przemysłu lotniczego na przyszłość są wielkie i należy tylko żałować, że kraj nasz nie dysponuje dostateczną ilością środków, aby móc je wszystkie zrealizować. Nie ulega jednak wątpliwości, że w żadnych innych warunkach nie można byłoby uzyskać takich wyników, jakimi może się poszczycić po piętnastu latach pracy.

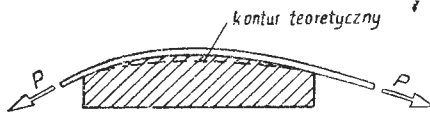
Najważniejszy jest fakt, że Polska posiada obecnie mocny, nowoczesny przemysł lotniczy, opierający się na pełnych zapału, wykwalifikowanych pracownikach. Dalszy rozwój naszego lotnictwa zależy w dużej mierze od pracowników przemysłu lotniczego, którzy na pewno wykorzystają w pełni posiadane możliwości i nie zawiodą zaufania, jakie obecnie posiadają.

Zagadnienia dokładności i zamienności

A. Dokładność wykonania części

Zagadnienia, o których będzie mowa, dotyczą planowania procesów technologicznych.

Jest rzeczą oczywistą, że dokładne, według wymiarów nominalnych wykonanie części jest nieosiągalne. W zależności od metod wytwarzania, wymiary ich są obciążone określonymi błędami, czyli mieszczą się w granicach tolerancji wykonania. Rola technologa polega więc na opracowaniu takiego procesu technologicznego, który zapewniłby wykonanie danej części w granicach przewidzianych tolerancji. Do analizy procesów technologicznych pod tym ką-



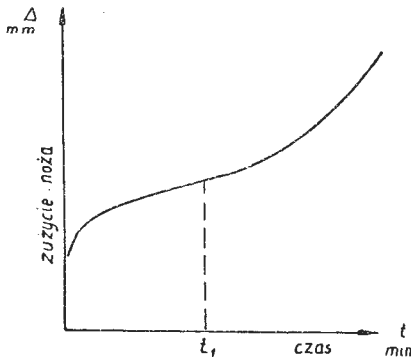
R-1 TL 68-60

Rys. 1. Przykład błędu oprzyrządowania

tem widzenia niezbędna staje się znajomość czynników, wpływających na powstawanie błędów (odchyłek od wymiarów nominalnych), ich charakteru i wielkości.

Przyczynami powstawania błędów wykonania są — między innymi:

- 1) niedokładność wykonania oprzyrządowania i narzędzi. Rys. 1 pokazuje przykład odwzorowania wadliwie wykonanego foremnika na obciążanej blaszce pokrycia;
- 2) zużywanie się narzędzi w procesie produkcyjnym. Charakter tego zjawiska starcia na powierzchni przyłożenia noża tokarskiego ilustruje wykres na rys. 2;
- 3) odkształcenia układu: obrabiarka — przedmiot obrabiany — narzędzie, na skutek sił działających przy obróbce;
- 4) podwyższona temperatura w czasie obróbki, powodująca odkształcenia cieplne obrabiarki, lub też nierównomierny rozkład temperatury w materiale wymagającym podgrzania (np. obróbka plastyczna stopów magnezu czy typu B 95);
- 5) niedokładność przyrządów pomiarowych i błędy samych pomiarów.



R-2 TL 68-60

Rys. 2. Zużycie noża tokarskiego w funkcji czasu jego pracy

Błędy, o przyczynach których przykładowo wspomniano, jak i cały szereg pozostałych, dadzą się sklasyfikować według następujących grup:

- a) błędy systematyczne — mające charakter określonych prawidłowości, dające się z góry przewidzieć i w wielu przypadkach ująć w formę analityczną;
- b) błędy przypadkowe — występujące w ramach rozpatrywanego zagadnienia w sposób nieuporządkowany, nie dający możliwości uprzedniego ich określenia i to zarówno momentu wystąpienia, jak i wielkości.

Wśród błędów systematycznych rozróżnia się jeszcze dwie ich podgrupy: błędy stałe, o jednakowym znaczeniu dla

całej rozpatrywanej zbiorowości, oraz zmienne, w czasie trwania procesu produkcyjnego, przy czym charakter tych zmian jest w określony sposób regulowany.

Przykładowo — do wspomnianych wyżej grup zalicza się:

a) błędy systematyczne: a1. stałe — wadliwe wykonanie przyrządów i narzędzi (jak na rys. 1), błędy wskazań przyrządów pomiarowych itp., a2. zmienne — zużywanie się narzędzi, odkształcenia układu technologicznego, zmiany wymiarów poprzecznych w funkcji długości obrabianej części itp.

b) błędy przypadkowe: niejednorodność materiału, nierównomierność nagrzania materiału, różnice w siłach zacisku w przyrządzie, powodujące różne odkształcenia, błędy pomiarów itp.

Ogólnie biorąc, na rozrzut wymiarów δ rozpatrywanej części, składają się: suma błędów systematycznych δ_s i przypadkowych δ_p , charakterystycznych dla procesu technologicznego wytwarzania tejże części

$$\delta = \sum \delta_s + \sum \delta_p$$

Tabela I

Metody obróbki	Klasy dokładności wg ISA		Dokładność dla wym. 50-80 mm w mm	
	średnia	zakres	średnia	zakres
toczenie, struganie				
— zgrubne	12	11÷14	0,4	0,2÷0,8
— dokładne	8	7÷9	0,06	0,03÷0,12
toczenie wykańczające (na specjalnych obrabiarkach)	6	5÷7	0,02	0,01÷0,03
frezowanie				
— zgrubne	11	10÷13	0,2	0,12÷0,40
— dokładne	8	7÷11	0,06	0,03÷0,20
wiercenie	12	11÷14	0,4	0,2÷0,8
rozwiercanie				
— wstępne	8	7÷10	0,06	0,05÷0,12
— ostateczne	6	5÷7	0,02	0,010÷0,030
docieranie	5	4÷7	0,02	0,01÷0,05
dogładzanie	4	2÷5	0,01	0,002÷0,013

Zasadą jest, ażeby uzyskany faktycznie rozrzut wymiarów δ nie przekraczał przewidzianej dla danej części tolerancji wykonania T .

$$\delta < T$$

Projektowanie procesów technologicznych zawierać więc musi między innymi analizę i ocenę różnych wariantów wykonania rozpatrywanej części z punktu widzenia możliwej do otrzymania dokładności i wybór takiego z nich, który spełni warunki techniczne, określone przez konstruktora. Oczywiście — na taką decyzję wpływają również względy natury ekonomicznej, ale szersze rozpatrzenie tego aspektu zagadnienia przekracza ramy niniejszego artykułu.

Znane są trzy metody oceny jakości procesów technologicznych:

- 1) bazująca na doświadczeniu zakładu produkcyjnego,
- 2) analityczno-obliczeniowa,
- 3) statystyczna.

Pierwsza z nich polega na bezpośrednim śledzeniu wykonywanych operacji i notowaniu ich dokładności. Systematyzując wyniki takich obserwacji, można z czasem zestawiać tabele analogiczne do załączonej tab. I, dając ogólne rozważanie w możliwościach zakładu (oddziału produkcyjnego) i mogące służyć za podstawę do opracowania procesów technologicznych.

Metoda analityczno-obliczeniowa opiera się na wynikach teoretycznych i eksperymentalnych badań poszczególnych metod obróbki. Dysponując takim materiałem można określić błędy wykonania części w kolejnych etapach procesu technologicznego, a tym samym i ostatecznej jej dokładności. Istotną zaletą tej metody jest możliwość wychwytnia „a priori” newralgicznych punktów analizowanego procesu i poprzez zwiększenie dokładności tychże wpłynąć na

efektywną jego jakość. W produkcji lotniczej metoda ta posiada ograniczone zastosowanie, a to ze względu na brak dostatecznej ilości danych wyjściowych.

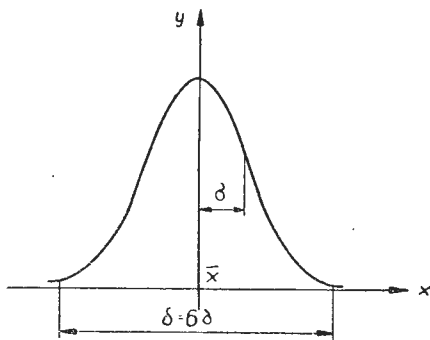
Ostatnia z metod, statystyczna, wkraczająca coraz szerzej we wszystkie prawie dziedziny nauki i techniki — wymaga bliższego omówienia. Na niej zresztą oparte będą dalsze rozważania w tym artykule.

Istota jej polega na tym, że na podstawie pomiarów określonej ilości części, wziętych z próbnej ich partii, można wnioskować „a posteriori” o dokładności wykonania całej partii, a tym samym i o jakości danego procesu technologicznego. Te uogólniające wnioski wyciąga się w oparciu o opracowanie wyników dokonanych pomiarów metodami statystyki matematycznej.

Za wadę tej metody uważa się często fakt, że bada ona wypadkowe efekty rozpatrywanego zjawiska, nie analizując poszczególnych czynników, mogących w ten czy w inny sposób wpłynąć na te efekty. Ocenę taką można spotkać w wielu materiałach źródłowych o charakterze technicznym. Jest ona wielce krzywdząca dla tej tak ciekawej metody. Problem polega na tym, że jej złożoność wymaga gruntownego przygotowania matematycznego, aby w oparciu o teoretyczne rozważania móc wyciągać wnioski praktyczne we wszystkich interesujących przypadkach. Zbyt pochopne operowanie jej zasadami daje często fałszywe lub trudne do rozszyfrowania rezultaty, co prawdopodobnie było powodem zrażenia się do tej metody wielu praktyków. Mówi się, że zawiodła ona oczekiwania. A właściwie metoda statystyczna daje możliwości przeanalizowania wpływu poszczególnych czynników na całokształt zjawiska (wiąże się to z zagadnieniem planowania doświadczeń). Mając jednak na względzie obecny, przeciętny poziom znajomości tej metody wśród praktyków, nasuwa się zalecenie, by w przypadku bardziej złożonych problemów natury technicznej — przekonsultować je ze specjalistą matematykiem.

Przejdźmy jednak do omówienia zasadniczych podstaw teoretycznych metody statystycznej.

Zgodnie z tym, co powiedziano na wstępie, uzyskane w rezultacie procesu technologicznego wymiary części obarczone są błędami (odchyłkami od wymiarów nominalnych), stanowiącymi sumę błędów systematycznych i przypadkowych. Te ostatnie, z punktu widzenia rachunku prawdopodobieństwa, upoważniają potraktowanie mierzonych wymiarów jako zmiennych losowych. Twierdzenie Lévy'ego, jedno z podstawowych w rachunku prawdopodobieństwa, głosi, że taka zmienna musi posiadać rozkład zbliżony do normalnego. Graficznym zaś obrazem rozkładu normalnego w płaskim układzie współrzędnych jest tzw. funkcja rozkładu normalnego (inaczej zwana gęstością prawdopodobieństwa Laplace'a-Gaussa. Wykres jej przedstawia rys. 3.



R3 TL 33-60

Rys. 3. Krzywa Laplace'a-Gaussa

Funkcja ta wyraża się równaniem:

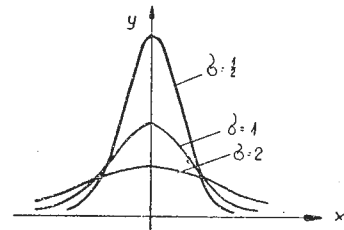
$$y = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-\bar{x})^2}{2\sigma^2}}$$

Krzywa ta jest symetryczna względem osi pionowej o odciętej \bar{x} , posiada maksimum leżące na osi symetrii oraz dwa punkty przegięcia, o odciętych: $x = \pm \sigma$. Dla $x \rightarrow \pm \infty$ asymptotycznie zbliża się do osi x . Wartości \bar{x} (średnia arytmetyczna) oraz σ (średni błąd kwadratowy, inaczej odchylenie standardowe) — stanowią charakterystyczne parametry funkcji Laplace'a-Gaussa i wyrażają się wzorami:

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad \sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n}}$$

gdzie x_i — zmienna losowa,
 n — liczba pomiarów.

Średnia arytmetyczna decyduje o położeniu osi symetrii krzywej, zaś średni błąd kwadratowy ma wpływ na jej kształt (rys. 4). W odniesieniu do naszego praktycznego za-



R-4 TL 68-60

Rys. 4. Wpływ parametru σ na krzywą Laplace'a-Gaussa

gadnienia należy tu zaznaczyć, że o charakterze krzywej rozkładu normalnego decydują błędy systematyczne zmienne i błędy przypadkowe; błędy systematyczne stałe natomiast wpływają jedynie na położenie jej osi (wartość średniej arytmetycznej \bar{x}).

Całkując funkcję Laplace'a-Gaussa w granicach od $-\infty$ do $+\infty$ otrzymamy — jak wiadomo — wynik = 1. Ponieważ całka ta wyraża wartość prawdopodobieństwa zawarcia się zmiennej losowej w granicach całkowania — oznacza to prawdopodobieństwo = 100%, czyli pewność. Trudno z tego faktu wyciągnąć jakieś praktyczne wnioski, bo

Tabela II

δ	$\pm 0,3\sigma$	$\pm 0,7\sigma$	$\pm 1,0\sigma$	$\pm 1,5\sigma$	$\pm 2\sigma$	$\pm 3\sigma$
p. 100%	23,6%	51,6%	68,3%	86,6%	95,4%	99,7%

jest rzeczą oczywistą, że cokolwiek byśmy rozumieli pod zmienną losową, to rozrzut jej wartości zawsze znajdzie się w przedziale od $-\infty$ do $+\infty$. Można jednak całkować rozpatrywaną funkcję zawężając granice całkowania do określonych wielkości x , uzyskując w ten sposób prawdopodobieństwo zawarcia się zmiennej losowej w tychże granicach. Tab. II podaje przykładowo zestawienie prawdopodobieństwa P znalezienia się zmiennej losowej w obszarze

$$\delta = \pm k\sigma$$

gdzie k — dowolna liczba dodatnia.

Dane w tej tabeli wzięte są z tablic tzw. całki Laplace'a

$$\Phi(z) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^z e^{-\frac{z^2}{2}} dz$$

gdzie :

$$z = \frac{x}{\sigma}$$

Jak widać, funkcja podcałkowa jest tu prostym przekształceniem funkcji rozkładu normalnego Laplace'a-Gaussa, wygodniejszym dla rachunku.

Znając już najistotniejsze własności funkcji rozkładu normalnego, można przejść do praktycznych — wynikających z tej znajomości — wniosków.

Bezpośrednio pomiary części obrabianych różnymi metodami wykazały, że wyniki ich (a szczególnie w przypadku obróbki skrawaniem) dają rozkłady normalne. Jest to potwierdzeniem wspomnianego już twierdzenia Lévy'ego, skoro wynik poszczególnego pomiaru można potraktować jako zmienną losową. Jeśli więc przyjąć pole rozrzutu wyników $\delta = 6\sigma$ (co odpowiada całe funkcji rozkładu normalnego w granicach $\pm 3\sigma$) — prawdopodobieństwo, że wymiary części znajdują się w tym obszarze, wyniesie $P = 99,73\%$, czyli praktycznie przyjmując — pewność.

Trzeba sobie naturalnie zdawać sprawę z tego, że konkluzja ta oparta jest o pewne uproszczenia. Po pierwsze — w praktyce dokonuje się skończonej liczby pomiarów, podczas gdy funkcja rozkładu normalnego daje ściśle obraz wyników nieskończenie dużej ilości pomiarów i tylko w takim przypadku wyciąganie wniosków z własności tej funkcji byłoby matematycznie uzasadnione. Po drugie zaś — prawdopodobieństwo nawet tak duże, jak 99,73% to — mimo wszystko — nie jest pewnością. Jednakże praktyka potwierdza słuszność tych upraszczających założeń i w konkretnych problemach natury technicznej odrzuca się gałęzie krzywej Gaussa, znajdujące się poza obszarem $\pm 3\sigma$.

Wracając do interesującego nas w danej chwili problemu dokładności procesów technologicznych można stwierdzić, że jeśli sporządzi się wykres rozkładu odchyłek od wymiarów nominalnych części, uzyskiwanych w wyniku tego procesu, a pole rozrzutu $\delta = 6\sigma$ będzie mniejsze od dopuszczalnej tolerancji wykonania tych części T , oraz oś jego pokrywać się będzie w przybliżeniu z linią zerową pola tolerancji — to proces taki w pełni odpowiadać będzie warunkom technicznym.

Należy tu nadmienić, że dokładność wyników tej analizy uzależniona jest od ilości pomierzonych części w stosunku do całej ich partii. Im więcej tych pomiarów — tym wyższa dokładność. W praktyce, w produkcji masowej (automatyka) bierze się 100—200 części z próbnej ich partii, a w produkcji seryjnej 15—20 sztuk.

Zanim przejdziemy do dalszych rozważań — konkretny przykład analizy statystycznej procesu technologicznego.

Z partii próbnej nitów wpuszczanych, wykonywanych na automacie, pobrano 150 szt. i pomierzono wielkość wystawiania łożów x_i nad powierzchnią gniazda wzorcowego. Wyniki tych pomiarów zestawione są w tab. III. W rubry-

Tabela III

x_i		m_i	$x_i \cdot m_i$	$x_i - \bar{x}$	$(x_i - \bar{x})^2$	$(x_i - \bar{x})^2 m_i$
od	do					
-0,004	-0,003	5	-0,0175	-0,007	0,000049	0,000245
-0,002	-0,001	11	-0,0165	-0,005	0,000025	0,000275
0,	0,001	25	0,0375	-0,003	0,000009	0,000225
0,002	0,003	40	0,1000	-0,0010	0,000001	0,000040
0,004	0,005	29	0,1300	0,0010	0,000001	0,000029
0,006	0,007	24	0,1560	0,0030	0,000009	0,000216
0,008	0,009	11	0,0935	0,0050	0,000025	0,000275
0,010	0,011	5	0,0525	0,0070	0,000049	0,000245
$\Sigma m_i = 150$			$\Sigma x_i m_i = 0,5355$		$\Sigma (x_i - \bar{x})^2 m_i = 0,00550$	

ce x_i podano odchyłki od wymiaru nominalnego (w danym przypadku = 0) w granicach „od—do”, a pod symbolem m_i kryje się ilość powtarzających się pomiarów w tych granicach. Do mnożenia w rubryce $x_i m_i$ brano średnią wartość x_i danego przedziału „od—do”. Średnią arytmetycz-

ną \bar{x} wyznaczono tu ze wzoru:

$$\bar{x} = \frac{\sum x_i m_i}{\sum m_i}$$

a średni błąd kwadratowy:

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum (x_i - \bar{x})^2 m_i}{\sum m_i}}$$

które to wzory, rzecz oczywista, są tylko inną formą zapisu tych parametrów podanych w tekście.

W danym przypadku $\bar{x} = 0,0035$ mm, a $\sigma = 0,00316$ mm, i co za tym idzie $\delta = 6\sigma = 0,02$ mm.

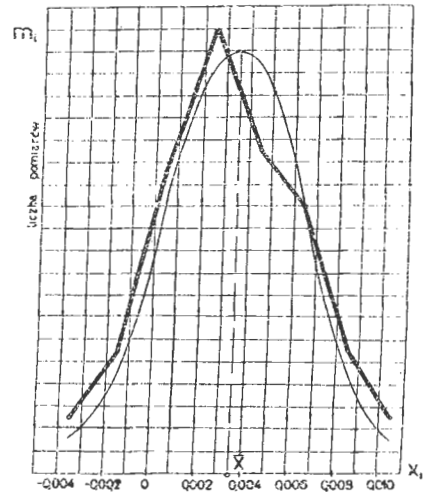
Ponieważ tolerancja wystawiania łożów nitów nad powierzchnię pokrycia w połączeniach nitowanych gładkich wynosi $T = 0,1$ mm — proces technologiczny wytwarzania nitów w automacie w pełni odpowiada warunkom dokładności. Oczywiście pamiętać należy, że na gładkość szwu nitowanego nałożą się jeszcze: dokładność wykonania gniazd pod łoża nitów oraz jakość samego nitowania. Wobec takiej jednak dokładności nitów na błędy wspomnianych procesów pozostaje jeszcze 0,08 mm pola dopuszczalnej tolerancji.

Wyniki tych pomiarów, w formie krzywej rozkładu odchyłek, przedstawione są na rys. 5, na którym naniesiono

również teoretyczną krzywą Gaussa, odpowiadającą wyznaczonym parametrom \bar{x} i σ .

W analogiczny sposób można przeanalizować każdy proces technologiczny i porównać wyniki charakteryzujące jego dokładność ze stawianymi warunkami technicznymi.

Typowe przykłady krzywych rozkładu kilku możliwych wariantów procesów technologicznych wykonania danej części przedstawia rys. 6.



Rys. 5. Krzywa rozkładu błędów wykonania (dla tab. III)

Wariant a — proces niedokładny, gdyż pole rozrzutu odchyłek δ przekracza pole tolerancji T .

Wariant b — proces dokładny ($\delta = T$), ale niestabilny, gdyż oś pola rozrzutu (wartość średnia \bar{x}) odbiega wyraźnie od linii zerowej pola tolerancji. Można z niego wnioskować, że jest tylko kwestią przypadku, że w pobranej z danej partii grupie części nie stwierdzono przekraczających wymiarem górnej dopuszczalnej odchyłki G . Jednakże wartość średnia \bar{x} (jak wynika z rachunku prawdopodobieństwa, obarczona największym prawdopodobieństwem wystąpienia w danej zbiorowości zmiennych losowych) i wymiary jej bliskie grupują się poza linią zerową. Można więc wnioskować, że przy odpowiednio większej liczbie pomiarów, ewentualnie przy ich powtórzeniu dla innej grupy części tej samej partii — uzyska się $\delta > T$.

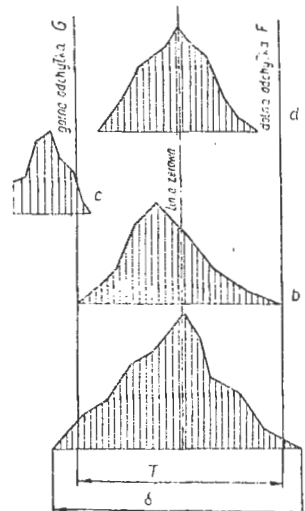
Wariant c — proces stabilny, krzywa rozkładu odchyłek ma w przybliżeniu symetryczny charakter, ale niedokładny. Pole rozrzutu δ , mniejsze wprawdzie od pola tolerancji, ale rozmieszczone poza górną jego granicą.

Wariant d — proces zarówno stabilny jak i dokładny (osi, spełniający warunki techniczne.

Przedstawione na rys. 6 krzywe rozkładu odchyłek dają obraz jakości procesu technologicznego w danej chwili, nie uwzględniając możliwych zmian, jakie zachodzą z biegiem czasu trwania procesu. Uwzględniając tu czynnik czasu, trzeba liczyć się ze spadkiem dokładności procesu technologicznego, znajdującym swój wyraz na krzywej rozkładu odchyłek zwiększeniem pola rozrzutów δ . Dwa typowe przykłady, ilustrujące to zjawisko, przedstawia rys. 7.

Rys. 7a obrazuje taki proces technologiczny, w którym następuje zwiększenie się w czasie pola rozrzutu odchyłek, bez zmiany wartości średniej \bar{x} , która nadal pokrywa się z linią zerową pola tolerancji. Rys. 7b natomiast — proces technologiczny, w którym równocześnie z rozszerzeniem pola rozrzutów δ , następuje przemieszczenie się osi rozrzutów odchyłek w czasie. W obu przypadkach, jak widać z rysunków 7a i 7b, po upływie czasu t_1 procesy technologiczne przestają odpowiadać warunkom technicznym.

Dodatковым więc momentem, który należy brać pod uwagę przy opracowywaniu procesów technologicznych, jest

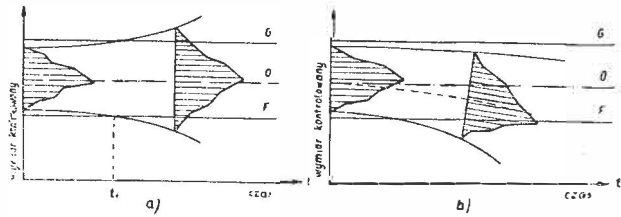


Rys. 6. Krzywe rozkładu błędów wykonania typowych wariantów procesów technologicznych

zaplanowanie ich z takim zapasem dokładności $T - \delta$, by — uwzględniając czynniki zmniejszające jakość procesów w czasie — zapewnić sobie zależność:

$$t_{iv} < t_i,$$

gdzie t_{iv} — przewidywany czas produkcji danej partii części.

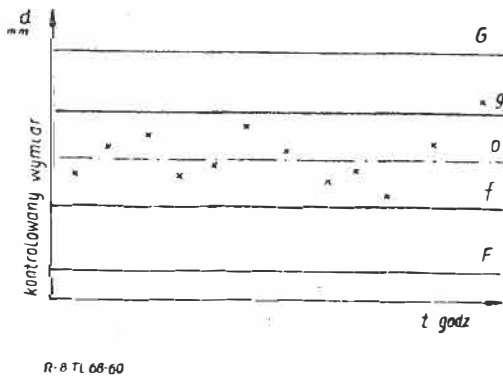


Rys. 7. Zmiany dokładności procesów technologicznych w funkcji czasu ich trwania

Czynnikami tymi są między innymi:

- 1) zużywanie się narzędzi (noży, krawędzi tnących wykrojników, ścieranie powierzchni roboczych foremek itp.),
- 2) wzrost temperatury obrabiarki na skutek ciepła wydzielanego przy obróbce, powodujący odkształcenia cieplne,
- 3) zwiększenie błędów pomiarów w wyniku narastającego w czasie zmęczenia pracownika i szeregu innych.

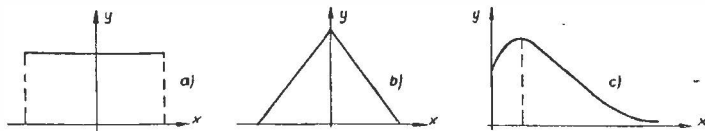
Kontrolę okresową procesu produkcyjnego oceniającą jego jakość w czasie przeprowadza się z reguły w następujący sposób. Co pewien czas mierzy się kilka lub kilkanaście części, nanosząc średnią tych pomiarów na kartę kontroli statystycznej, której schematyczny przykład przedstawia rys. 8. Dopóki punkty mieszczą się w granicach kontrolowanego obszaru — nie ma powodów do ingerencji.



Rys. 8. Przykład karty kontroli statystycznej: g' — górna granica kontrolowanego obszaru; f' — dolna granica kontrolowanego obszaru

Z chwilą jednak, gdy któryś z nich przekroczy górną lub dolną jego granicę — jest to sygnałem do przerwania procesu i wprowadzenia odpowiedniej korekcji w ustawieniu obrabiarki, oprzyrządowania, narzędzia czy innych czynników, powodujących powstałe błędy. Po sprawdzeniu efektów tych czynności, następuje ponowne uruchomienie procesu technologicznego.

Na zakończenie warto nadmienić, że statystyka matematyczna, oprócz normalnych, rozpatruje również inne rozkłady. Kilka z nich przedstawiają wykresy na rys. 9. Rys. 9a



Rys. 9. Rozkłady nienormalne

to rozkład obrazujący prawo jednakowego prawdopodobieństwa wystąpienia zmiennej losowej. Na rys. 9b mamy symetryczny rozkład trójkątny, zaś rys. 9c ilustruje jeden z niesymetrycznych rozkładów.

B. Dokładność montażu

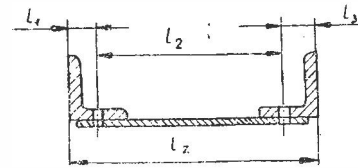
Dokładność wykonania części podyktowana jest m.in. względami montażowymi — koniecznością pasowania ze sobą czy współpracy kilku części. Dlatego też przy projektowaniu części, obok obliczeń natury wytrzymałościowej

i kinematycznej, należy przeanalizować ich wzajemne powiązania geometryczne. Podstawę rozważań pod tym kątem stanowi teoria łańcuchów wymiarowych. Łańcuchem wymiarowym nazywamy zamknięty układ powiązanych ze sobą wymiarów jednej lub kilku części, koordynujących wzajemne położenie osi lub powierzchni tych części. Jeden z wymiarów, decydujący o ostatecznym usytuowaniu części, nazywa się wymiarem (ogniwem) zamykającym. Na rys. 10 podany jest przykład łańcucha wymiarowego dźwigara skrzydła samolotu. W danym przypadku wymiar zamykający

$$l_z = l_1 + l_2 + l_3$$

Ponieważ w procesie wytwarzania części każdy z tych wymiarów został obciążony określonym błędem (tolerancją wykonania), więc w rzeczywistości

$$l_z \pm \frac{\delta_z}{2} = f\left(l_1 \pm \frac{\delta_1}{2}, l_2 \pm \frac{\delta_2}{2}, l_3 \pm \frac{\delta_3}{2}\right)$$



R-10 TL 58-50

Rys. 10. Łańcuch wymiarowy dźwigara skrzydła samolotu

Po rozwinięciu tej funkcji w szereg i odpowiednim jej przekształceniu otrzymamy zależność:

$$\delta_z = \sum_{i=1}^{m-1} \delta_i$$

gdzie m — ogólna liczba wymiarów danego łańcucha.

Z zależności tej wynika, że tolerancja wykonania wymiaru zamykającego równa się sumie tolerancji wykonania wszystkich pozostałych wymiarów danego łańcucha.

Dla rozwiązania łańcuchów wymiarowych części, zespołów czy zespołów, zarówno przy ich konstruowaniu, jak i przy planowaniu procesów technologicznych — istnieje kilka metod, u podstaw których leżą względy wzajemnej zamienności. Omówimy kilka z nich.

1. Metoda pełnej zamienności

Polega ona na takim zaplanowaniu procesów technologicznych, by zachowana została zależność $\delta_z < 6\sigma$, co, jak wiadomo z poprzednich rozważań — oznacza, że praktycznie wszystkie odchyłki od nominalnych wartości wymiarów zamykających rozpatrywanej partii mieszczą się w granicach pola rozrzutu 6σ .

Dla rozwiązania łańcucha wymiarowego w tym przypadku przyjmuje się tzw. zasadę jednakowego wpływu wszystkich wymiarów tego łańcucha. Określona na tej podstawie średnia tolerancja wykonania każdego wymiaru

$$\delta_{sr} = \frac{\delta_z}{m-1}$$

gdzie m — ogólna liczba wymiarów łańcucha.

Tak przyjętą wartość δ_{sr} koryguje się następnie w oparciu o możliwości procesów technologicznych poszczególnych części. Korekcja taka polega na zwiększaniu lub zmniejszaniu δ_i w stosunku do δ_{sr} w zależności od dokładności tychże procesów, w taki jednak sposób, by zachowana została podstawowa zależność: $\delta_z < 6\sigma$.

Dla przykładu dźwigara, przedstawionego na rys. 10, przyjmując za dopuszczalną tolerancję wykonania l_z wartość 0,1 mm, średnia dokładność wykonania poszczególnych części dźwigara wyniosłaby: $\delta_{sr} = \frac{0,1}{4-1} = 0,03$ mm.

Zaletą tej metody jest, że opracowany w oparciu o nią proces technologiczny będzie dostarczał wzajemnie zamienne (praktycznie w 100%) części, montaż których przebie-

gać będzie szybko, bez konieczności indywidualnego dopasowywania. Łatwo w tych warunkach zorganizować potokowy system montażu, a kooperacja w wykonawstwie części nie przedstawia problemu (oczywiście z punktu widzenia zamienności).

Istotną natomiast wadą metody pełnej zamienności, ograniczając jej zastosowanie do produkcji masowej, jest duży koszt uruchomienia i samej produkcji, wymagającej specjalnie dokładnych obrabiarek, oprzyrządowania i przyrządów pomiarowych.

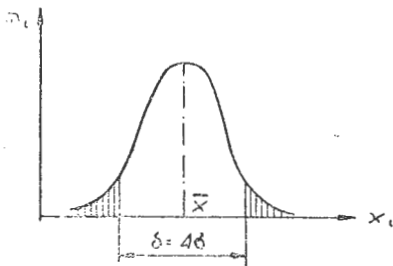
2. Metoda zamienności częściowej

Dopuszcza ona zmniejszenie dokładności wykonania części, godząc się z tym, że nie wszystkie zestawy części spełnią zależność:

$$\delta_z < T_z$$

gdzie T_z — tolerancja wykonania wymiaru zamykającego.

Oparając się na teorii prawdopodobieństwa, że największa liczba zmiennych losowych grupuje się wokół wartości średniej \bar{x} , przyjmuje się np. $\delta_z = 4\sigma$ (rys. 11).



R-01 TL 60-60

Rys. 11. Zasada metody zamienności częściowej

Odpowiada to prawdopodobieństwu $P = 95,4\%$, że odchyłki wymiarów zamykających danej grupy elementów mieszczą się w tych granicach.

Wartość średnią tolerancji poszczególnych wymiarów łańcucha wyznacza się tu z zależności:

$$\delta_{sr} = \frac{\delta_z}{t\sqrt{\lambda(m-1)}}$$

gdzie t — wsp. zależny od prawdopodobieństwa;

dla $P = 95,4\%$ $t = 2$

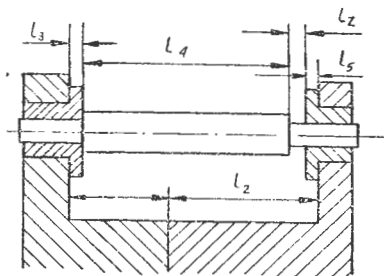
$P = 98,0\%$ $t = 2,34$

λ — wsp. charakterystyczny dla krzywej rozkładu; w przy-

padku krzywej Laplace'a-Gaussa $\lambda = \frac{1}{9}$

m — gólna liczba wymiarów łańcucha.

Podobnie jak i w poprzedniej metodzie, δ_{sr} poddaje się korekcji, opartej na tych samych zasadach i ustala ostateczną ich wartość. Prawidłowość ustalonych tolerancji



R-42 TL 66-60

Rys. 12. Przykład sprawdzenia prawidłowości przyjętych tolerancji

i ich rozmieszczenie względem wymiaru nominalnego można sprawdzić według wzoru Borogaczewa (wzór ten oparty jest na założeniu normalnego rozkładu błędów).

$$l_z = l_z \pm \frac{\delta'_z}{2} = \Sigma A_s - \Sigma A_t \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_i}{2}\right)^2}$$

Gdzie l'_z — średnia wartość wymiaru zamykającego,
 δ'_z — tolerancja wykonania wymiaru zamykającego l'_z ,
 A_s — średnia wartość wymiarów zwiększających l_z ,
 A_t — średnia wartość wymiarów zmniejszających l_z ,
 δ_i — tolerancje poszczególnych wymiarów łańcucha, tak zwiększających, jak i zmniejszających l_z .

Przez wymiary zwiększające rozumie się tu takie wymiary łańcucha, których ewentualne zwiększenie pociągnęłoby za sobą również zwiększenie wymiaru zamykającego. Wymiary zmniejszające zaś, przy ich ewentualnym powiększeniu powodują zmniejszenie wymiaru zamykającego.

Weźmy dla przykładowego zilustrowania zastosowania tego wzoru mechanizm przedstawiony na rys. 12. Przyjmujemy następujące wymiary:

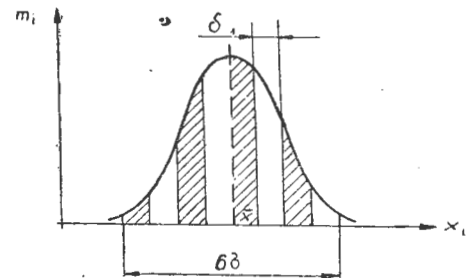
$$l_1 = 10 + 0,2 \text{ mm}, \quad l_2 = 8 + 0,2 \text{ mm}, \quad l_3 = 2 - 0,1 \text{ mm}, \\ l_4 = 12 - 0,2 \text{ mm} \quad \text{i} \quad l_5 = 2 - 0,1 \text{ mm}$$

Traktując tolerancje tych wymiarów jako już skorygowane wartości δ_{sr} , sprawdzimy prawidłowość korekcji:

$$l_z = \frac{\Sigma(10,1 + 8,1)}{s} - \frac{\Sigma(1,95 + 11,9 + 1,95)}{t} \pm \sqrt{0,1^2 + 0,1^2 + 0,05^2 + 0,1^2 + 0,05^2} = 2,4 \pm 0,187 \text{ mm.}$$

Wynik ten można zestawić z warunkami technicznymi montażu tego elementu i ewentualnie ponownie skorygować.

Dla porównania obu omówionych dotąd metod weźmy jeszcze przykład obliczenia δ_{sr} dla następujących założeń: $\delta_z = 0,1 \text{ mm}$ i $m = 7$



R-13 TL 65-60

Rys. 13. Zasada metody selekcji

- a) w przypadku metody pełnej zamienności $\delta_{sr} = \frac{0,1}{7-1} = 0,0166 \text{ mm}$
 b) w przypadku metody zamienności częściowej, zakładając $\delta_z = 4\sigma$

$$\delta_{sr} = \frac{0,1}{2\sqrt{\frac{1}{9}(7-1)}} = 0,062 \text{ mm}$$

3. Metoda selekcji

Polega ona na wykonaniu partii części, wchodzących w skład danego montowanego elementu w granicach mniejszej jeszcze niż w poprzedniej metodzie dokładności, a następnie posortowaniu ich (ręcznym lub mechanicznym) według odpowiednich grup wymiarów. Zasadę tę ilustruje wykres na rys. 13. Pole rozrzutu 6σ podzielone zostało na n równych obszarów, w każdym z nich $\delta_1 = \frac{6\sigma}{n}$.

Dobierając odpowiednio grupy części, można przeprowadzić ich montaż wg zasady pełnej zamienności.

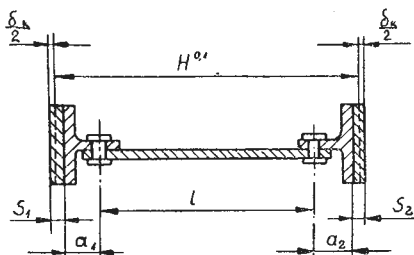
Metoda ta znajduje zastosowanie m.in. w produkcji łożysk tocznych, a w produkcji lotniczej montuje się według niej niektóre, bardziej precyzyjne elementy wyposażenia samolotu.

4. Metoda kompensacji technologicznej drogą obróbki wymiaru zamykającego

Według jej zasad wykonuje się części wchodzące w skład montowanego elementu z dużymi odchyłkami, a następnie obrabia uprzednio przewidziane części tak, by uzyskać wartość wymiaru zamykającego w granicach przewidzianych tolerancji. Wielkość naddatku przewidzianego na obróbkę, określana tu mianem kompensacji, wyznacza się z zależności:

$$\delta_k = \sum_{i=1}^{m-1} \delta_i - \delta_z$$

Dla zilustrowania tej metody rozpatrzmy przykład montażu dźwigara samolotu, przedstawiony na rys. 14. Zaplanowanie montażu według metody pełnej zamienności wy-



R-14 TL 68-60

Rys. 14. Przykład metody kompensacji technologicznej drogą obróbki wymiaru zamykającego

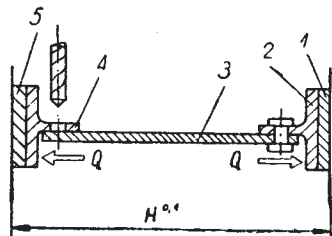
magaloby średniej dokładności wykonania jego części $\delta_{sr} = 0,02$ mm. Zmieszczenie się w tak wąskich dla danego typu części granicach tolerancji byłoby ogromnie kosztowne (szlifowanie nakładek, specjalnie dokładne płyty wiertarskie itp.). Tymczasem omawiana metoda pozwala wykonać je z dokładnością np. $\pm 0,15$ mm, a wówczas wartość kompensacji wyniesie $\delta_k = 5 \cdot 0,3 - 0,1 = 1,4$ mm.

Nadatek ten w danym przypadku rozłoży się równomiernie na obie nakładki na pasach dźwigara, które po zmontowaniu go zostaną sfrezowane według kopiału. Oczywiście konstruktor musi to przewidzieć w obliczeniach.

Metoda ta znajduje szerokie zastosowanie w produkcji lotniczej. Istnieją nawet specjalne frezarki do obróbki pasów dźwigarów, których dokładność wynosi $\pm 0,1$ mm. Wadą jej jest przedłużenie cyklu montażu kosztem dodatkowej operacji — frezowania.

5. Metoda kompensacji technologicznej drogą regulowania wymiaru zamykającego

Właściwą wielkość i dokładność wymiaru zamykającego uzyskuje się tu drogą zmiany jednego z wymiarów łańcucha lub przemieszczenia jednej z części o wartości kompensacji δ_k . Dzięki temu, analogicznie do poprzedniej metody,



R-15 TL 68-60

Rys. 15. Przykład metody kompensacji technologicznej drogą regulowania wymiaru zamykającego

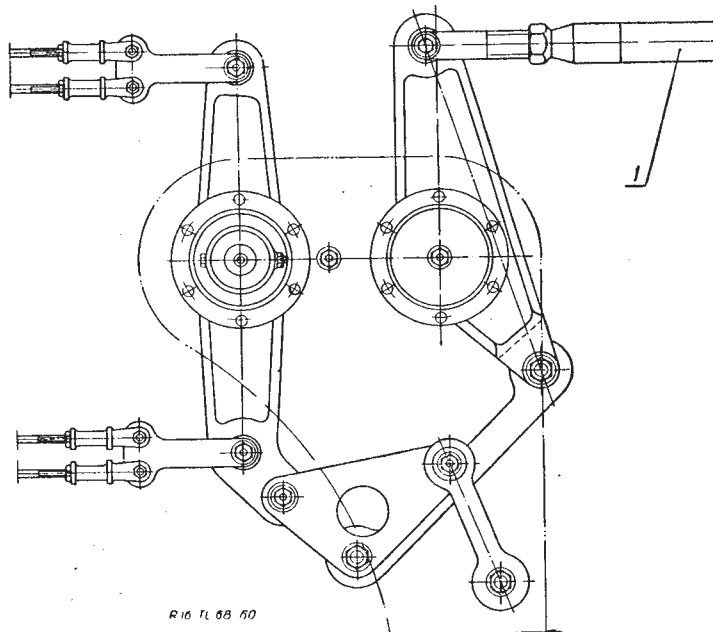
można pozwolić na większą tolerancję wykonania części. Zasadę tej metody przedstawia rys. 15. Przedstawiony na nim dźwigar montowany jest według następującej kolejności:

- 1) połączenie nakładki 5 z pasem dźwigara 4;
- 2) połączenie nakładki 1 z pasem 2 i pasa ze ścianki środniaka 3;
- 3) ustawienie obu elementów w przyrządzie montażowym i dociśnięcie ich do zderzaków przyrządu siłami Q. Zderzaki te ustawione są wg odpowiedniego wzornika z dokładnością $\pm 0,05$ mm i one decydują o wymiarze zamykającym H;
- 4) wywiercenie otworów w środku przez otwory prowadzące w pasie dźwigara 4;
- 5) połączenie obu elementów.

Ta metoda również znajduje szerokie zastosowanie w produkcji lotniczej, szczególnie w przypadkach połączeń rozbiernych. Wadą jej jest to, że w niektórych rozwiązaniach konstrukcyjnych pociąga ona za sobą konieczność zwiększenia ilości części. Na przykład w skrzydle montowanym od pokrycia, którego podłużniczki mocowane są do żeber za pośrednictwem dodatkowych kątowniczek.

6. Metoda regulacji konstrukcyjnej

Ustalenie prawidłowej wielkości wymiaru zamykającego jest tu możliwe dzięki istnieniu w samej konstrukcji elementów nastawnych. Przez ich odpowiednie wyregulowanie uzyskuje się żądane efekty dokładnościowe. Za przykład, ilustrujący zasadę tej metody, niech posłuży rys. 16.



Rys. 16. Przykład metody regulacji konstrukcyjnej

Przedstawia on fragment instalacji napędu sterów wysokości myśliwca FW-190. Główna popychacza 1 nie jest tu na stałe zmontowana z rurą, lecz za pośrednictwem gwintu. Umożliwia to regulację długości całego popychacza, zaś nakrętka blokuje ustawioną w stosunku do siebie w prawidłowym położeniu rurę i główkę popychacza.

LITERATURA

1. W. P. Grigoriew „Technologija samolietostrojenija”, 1960
2. „Sprawocznik technologia maszynostrojenija”, 1956
3. „Sprawocznik po technice liniowych izmierienij”, 1959
4. A. Rokosz „Metody statystyczne” — „Nowa Technika”, 10/57
5. S. Kowalczyk „Tolerancje i pasowania w budowie maszyn”, 1958

Kilka praktycznych zagadnień związanych z określeniem wartości obrotów krytycznych silników turbinowych

Cz. I

Znajomość wielkości obrotów krytycznych jest konieczna dla zabezpieczenia pewnej pracy silnika turbinowego. Zasadnicza trudność, występująca przy obliczaniu obrotów krytycznych, polega na określeniu rzeczywistej sztywności wirnika na zginanie. Dla otrzymania w fazie projektowania wstępnego możliwie dokładnej wartości strzałki ugięcia wirnika podano kilka wskazówek, uwzględniających — między innymi — wpływ stożkowatości elementów, temperatury itd.

Artykuł zawiera ponadto sposób obliczania linii ugięcia wirnika silnika turbinowego na podstawie pomiarów. Dzięki przyjęciu dwóch przeciwstawnych założeń — masy wirnika są skupione lub równomiernie rozłożone — otrzymuje się dwie wartości obrotów krytycznych, tworzących zakres, w którym znajduje się rzeczywista wartość obrotów krytycznych. Podany sposób obliczenia zilustrowano przykładem liczbowym.

Wstęp

Przy obliczaniu wirników silników odrzutowych należy, oprócz ogólnych obliczeń wytrzymałościowych, przeprowadzić obliczenia obrotów krytycznych. Zjawisko, nazwane obrotami krytycznymi, zachodzi przy osiągnięciu przez wirujący wał określonej wartości prędkości kątowej. Jest ono bardzo podobne do rezonansu układu sprężystego, drgającego z małymi amplitudami wokół położenia równowagi. Częstota okresowej siły wymuszającej osiąga wtedy dowolną wartość spośród licznych częstotliwości własnych układu. W danym przypadku rolę układu sprężystego odgrywa wirnik silnika odrzutowego. Wirnik wykonuje drgania giętne, przy których jego oś przyjmuje położenie linii ugięcia. Rolę sił wymuszających drgania odgrywają siły odśrodkowe, które wywołane są niewyważeniem mas wirnika. Częstota kątowa tych sił równa się prędkości kątowej wirnika. Dlatego też rezonans następuje przy osiągnięciu przez prędkość kątową wartości częstotliwości drgań własnych układu sprężystego. Obroty, przy których następuje zrównanie tych wielkości nazywamy obrotami krytycznymi.

Amplitudy drgań wymuszonych wirnika mogą być niebezpieczne jeszcze przed osiągnięciem obrotów krytycznych. Występuje wtedy silne trzęsienie silnika, na podstawie którego można określić, że prędkość kątowa wirnika jest bliska swojej wartości krytycznej. Pociągnąć to może za sobą zniszczenie wirnika, łożysk lub zamocowania. Ogólnie zaleca się tak dobrać parametry wirnika (odległość między podporami, sztywność itd.), aby obroty robocze wirnika znajdowały się dostatecznie daleko od obrotów krytycznych [lit. 1 str. 383]: $0,7 n_{kr} \geq 1,3 n_{kr}$. Jest to jednak zadanie trudne do wykonania. W przypadku, gdy różne względy konstrukcyjne uniemożliwiają przesunięcie obrotów krytycznych poza zakres roboczych prędkości obrotowych stosuje się środki zaradcze. Jednym z nich jest ograniczenie do minimum niewyważenia, które np. dla wirników silników odrzutowych o ciężarze 100÷300 kG powinno wynosić 50÷100 Gcm [lit. 1 str. 382]. Poza tym w czasie eksploatacji należy możliwie szybko przechodzić przez zakres obrotów krytycznych. Tym samym amplitudy drgań wirnika nie zdążą osiągnąć swej największej wartości. Zależność wielkości amplitudy od przyspieszeń kątowych pokazano na rys. 1 [lit. 2 str. 121].

Podany wyżej opis zjawiska jest tylko przybliżony. W praktyce zadanie sprowadza się do określenia częstotliwości własnej drgań giętnych wirnika. Dlatego też, dla określenia obrotów krytycznych, korzystając można ze wszystkich znanych metod obliczenia częstotliwości własnej drgań giętnych układów sprężystych. Jedną z najbardziej rozpowszechnionych jest metoda Rayleigha, która wychodzi z założenia równości największych wartości energii potencjalnej i kinetycznej wirnika w czasie jednego okresu drgań. Przyjmuje się, że podczas rezonansu oś wirnika odkształca się proporcjonalnie do ugięcia statycznego. Zadanie sprowadza się więc do określenia statycznej linii ugięcia wirnika obciążonego

własnym ciężarem. Obroty krytyczne oblicza się wtedy na podstawie wzoru:

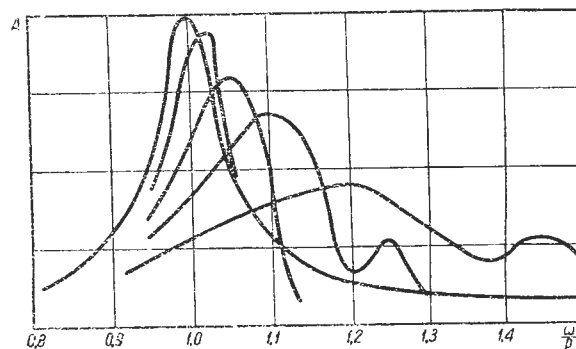
$$n_{kr} = \frac{30}{\pi} \sqrt{g} \sqrt{\frac{\sum G_i y_i}{\sum G_i y_i^2}} = 299 \sqrt{\frac{\sum G_i y_i}{\sum G_i y_i^2}}$$

gdzie G_i [kG] — ciężar masy przyłożonej w i -tym przekroju wirnika,

y_i [cm] — ugięcie statyczne w i -tym przekroju

Statyczną linię ugięcia wirnika można między innymi określić metodą wykreślno-analityczną, która jest szeroko opisana w literaturze [lit. 3 str. 166].

Zasadnicza trudność, występująca przy obliczeniu obrotów krytycznych, polega na określeniu rzeczywistej sztywności wirnika na zginanie. Rozwiązania konstruk-



Rys. 1. Krzywe rezonansowe dla różnych przyspieszeń kątowych; ω — częstota siły wymuszającej; p — częstota drgań własnych

cyjne obecnie produkowanych silników turbinowych są bardzo skomplikowane i odbiegają w sposób zasadniczy od typowego schematu prostego wału z nasadzonymi tarczami. Niedokładna znajomość sztywności wirnika jest jednym z podstawowych źródeł błędów przy obliczaniu obrotów krytycznych. Konieczna jest więc ocena sztywności wirnika drogą doświadczalną (np. na specjalnie przygotowanych modelach). Niewątpliwie najlepiej można określić sztywność rzeczywistego wirnika, obciążając go siłami statycznymi i mierząc jego ugięcie. Otrzymane tą drogą wyniki są dostatecznie zbliżone do rzeczywistych, choć należy zawsze pamiętać, że sztywność wirnika pracującego może różnić się nieco od sztywności wału nie wirującego. Wpływ ten jest znaczny w przypadku wałów wielooporowych składanych z elementów połączonych ze sobą sprężkami sprężystymi. Dokładność w określeniu sztywności wirnika ma niemal decydujący wpływ na dokładność obliczonych obrotów krytycznych.

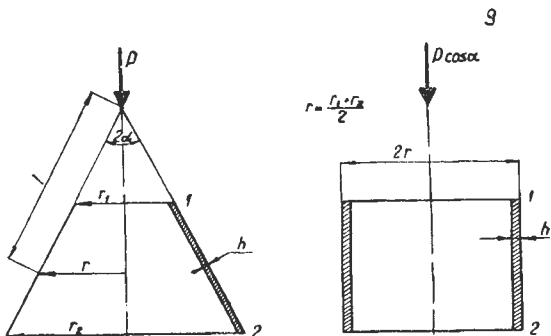
Artykuł składa się z trzech podstawowych części. Pierwsza część zawiera kilka wskazówek, pozwalających określić sztywność wirnika w początkowej fazie projektowania silnika (uwzględnienie stożkowatości elementów, wpływ temperatury itd.). Druga część poświęcona jest określeniu sztywności wirnika przez pomiar linii ugięcia. W trzeciej omówiono możliwość określenia wartości obrotów krytycznych wirnika na podstawie pomiaru częstości własnych drgań giętych.

1. Obliczenie sztywności wirnika

Określenie zredukowanego modułu sprężystości dla odcinków stożkowych wirnika.

Dla otrzymania możliwie dokładnej wartości strzałki ugięcia wirnika należy uwzględnić stożkowatość powłoki (przy konstrukcjach bębnowych). Można to uczynić przez wprowadzenie zredukowanego modułu sprężystości E_{red} . W tym celu części stożkowe zastępuje się częściami walcowymi o średniej średnicy $r = \frac{1}{2}(r_1 + r_2)$. Zakłada się, że

stożek oraz walec zastępczy mają to samo wydłużenie osiowe ε_0 pod wpływem siły P dla stożka i $P_0 = P \cos \alpha$ dla walca.

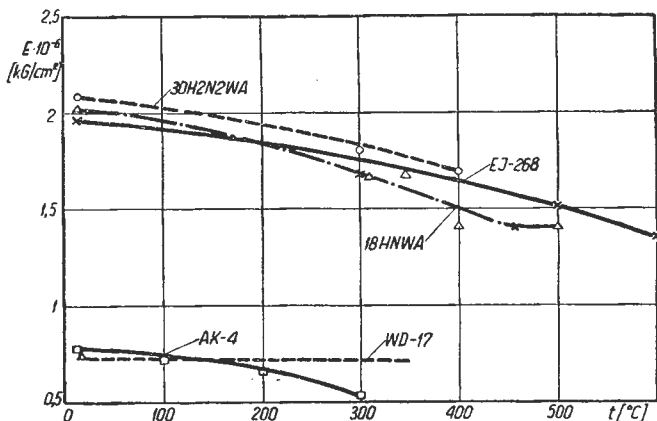


Rys. 2. Rysunek pomocniczy do obliczenia E_{red} ; a) element obliczany o module sprężystości E ; b) element zastępczy o module sprężystości E_{red}

Wzór dla E_{red} wyprowadzono w niżej podany sposób.

Wydłużenie całkowite odcinka 1—2 wzdłuż osi (wartość bezwzględna) wynosi:

$$u_0 \approx u \cos \alpha = \cos \alpha \int_{l_1}^{l_2} \varepsilon dl \quad [1]$$



Rys. 3. Zależność modułu sprężystości od temperatury

gdzie u — wydłużenie względne odcinka 1—2 wzdłuż tworzącej.

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} = \frac{P}{2\pi E h l \sin \alpha \cos \alpha} \quad [2]$$

gdzie:

E — moduł sprężystości materiału.
 σ — naprężenie wzdłuż tworzącej,

Pozostałe oznaczenia zgodne z rys. 2.

Po podstawieniu [2] do [1] i scałkowaniu otrzymano:

$$u_0 = \frac{P \cos \alpha}{2\pi E h \sin \alpha \cos \alpha} \ln \frac{r_2}{r_1}$$

Wydłużenie względne stożka w kierunku osi:

$$\varepsilon_0 = \frac{P \ln \frac{r_2}{r_1}}{2\pi E h \cos \alpha} \frac{1}{r_2 - r_1}$$

Średni, zredukowany moduł sprężystości dla odcinka stożkowego 1—2 w kierunku osi, wynosi:

$$E_{red} = \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} = E \cos^2 \alpha \frac{2(r_2 - r_1)}{r_1 + r_2} \frac{1}{\ln \frac{r_2}{r_1}}$$

gdzie:

σ_0 — naprężenie osiowe w walcu zastępczym obciążonym siłą osiową P_0 .

Sprawdzono, że w przypadkach, gdy odcinek stożka jest stosunkowo krótki, a średni promień stosunkowo duży (co ma miejsce przy konstrukcjach bębnowych), wyrażenie

$$\frac{2(r_2 - r_1)}{r_1 + r_2} \frac{1}{\ln \frac{r_2}{r_1}}$$

jest bliskie jedności. Dlatego do obliczeń można przyjąć wzór uproszczony

$$E_{red} = E \cos^2 \alpha$$

Uwzględnienie wpływu temperatury.

Temperatura zmienia własności fizyczne stosowanego materiału. Przy wysokich temperaturach (200 °C — dla stopów aluminiowych, 200—300 °C dla stali) następuje znaczny spadek wartości modułu Younga. Dla uwzględnienia wpływu temperatury należy więc w wyrażeniach na sztywność na zginanie EI podstawić wartość modułu Younga E dla temperatury pracy.

Na rys. 3 podano wykresy $E = f(t, ^\circ\text{C})$ dla niektórych materiałów używanych w lotnictwie [lit. 4 str. 18].

Określenia sztywności odcinka wału z nasadzoną na nim tarczą.

Przy określaniu obrotów krytycznych wału z nasadzoną tarczą G. S. Żirycki [lit. 3] zaleca uwzględnić zwiększenie sztywności wału w miejscu, w którym znajdują się tarcze, przez dodanie do średnicy wału grubości tarczy.

Podane wskazówki nie wyczerpują całości zagadnienia (nie uwzględniono np. wpływu połączeń kołnierzowych). Pozwalają one jednak, w fazie projektowania wstępnego, przybliżyć wyniki obliczeń do rzeczywistych wartości obrotów krytycznych.

2. Określenie sztywności wirnika na zginanie metodą doświadczalną

Pierwsze przybliżenie. Masy wirnika są skupione w kilku przekrojach.

W przypadku skomplikowanych rozwiązań konstrukcyjnych wirników obroty krytyczne obliczone metodą analityczną (analityczne określenie sztywności wału) są bardzo przybliżone. Z chwilą wykonania chociażby jednego egzemu-

plarza prototypowego wirnika konieczne jest więc ponowne obliczenie obrotów krytycznych. W tym celu określa się doświadczalnie linię ugięcia wirnika. Doświadczenie polega na obciążeniu wirnika w kilku przekrojach siłami skupionymi oraz na pomiarze ugięcia wału. Na podstawie tych ugięć określa się współczynniki wpływu, które służą do obliczenia statycznej linii ugięcia wirnika obciążonego własnymi masami. Obliczenie obrotów krytycznych nie następuje już żadnych trudności.

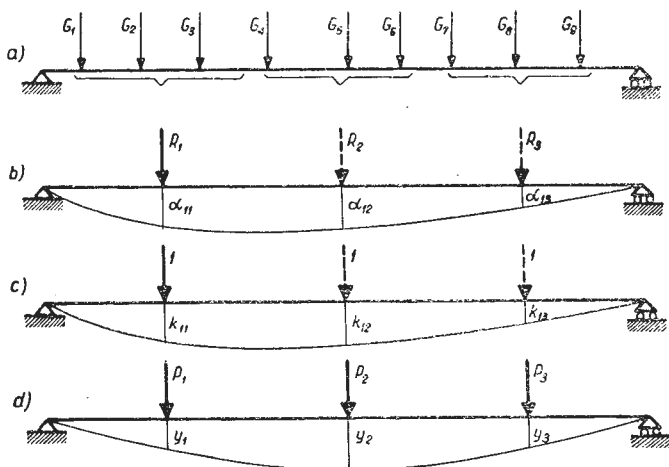
Tok postępowania przy określeniu sztywności metodą doświadczalną jest następujący:

a) zawieszają się wirnik na możliwie sztywnych podporach;

b) wybiera się kilka przekrojów pomiarowych. Ilość wybranych przekrojów zależy od żądanej dokładności końcowego wyniku oraz możliwości przyłożenia obciążenia. Z drugiej strony, ilość przekrojów pomiarowych wpływa na pracochłonność obliczeń. Należy więc wybrać pewną optymalną ilość przekrojów pomiarowych. Na przykład dla wirnika o rozstawie łożysk równym ~ 1000 mm można przyjąć trzy przekroje pomiarowe;

c) oblicza się współczynniki wpływu.

Dla obliczenia współczynników wpływu obciąża się kolejno każdy przekrój znaną siłą skupioną R_i (rys. 4b) i mierzy się każdorazowo ugięcie we wszystkich przekrojach.



Rys. 4. Rysunek ilustrujący obliczenie linii ugięcia wału: a) schemat obciążenia wału (ciężary poszczególnych odcinków); b) określenie ugięć α_{ij} wału obciążonego siłą skupioną R_i (wartość dowolna); c) ugięcie wału K_{ij} od jednostkowej siły skupionej w przekroju i ; d) linia ugięcia wału od mas własnych skupionych w trzech przekrojach

Ugięcie od siły R_1 działającej w przekroju 1 wynosi α_{1j} ; wskaźnik 1 oznacza przekrój przyłożenia siły, a wskaźnik j — przekrój, w którym mierzono ugięcie.

Dla uproszczenia siły R_i wybiera się równe $R_i = R$.

Siła R powinna być taka, aby nie uszkodziła wirnika, a jednocześnie powodowała ugięcie dostatecznie duże, aby je można było zmierzyć. Współczynniki wpływu K_{ij} równają się (rys. 4c):

$$K_{ij} = \frac{\alpha_{ij}}{R}$$

K_{ij} — ugięcie w j -ym przekroju od jednostkowej siły przyłożonej w i -tym przekroju;

d) oblicza się linię ugięcia wirnika pod wpływem ciężaru własnego.

Najpierw oblicza się ciężary G_i (rys. 4a) poszczególnych elementów wirnika. Ciężary G_i należy zgrupować tak, aby otrzymać kilka sił P_i przyłożonych w przekrojach pomiarowych. Ilość sił skupionych P_i (wypadkowych) będzie więc równa ilości przyjętych przekrojów pomiarowych. Ugięcia w poszczególnych przekrojach będą równe:

$$y_j = \sum_{i=1}^n P_i K_{ij}$$

W szczególności, ugięcie w przekroju 1 będzie równe:

$$y_1 = \sum_{i=1}^n P_i K_{i1}$$

Na podstawie otrzymanych wartości y_j określa się linię ugięcia (rys. 4d).

Do obliczenia obrotów krytycznych służy wzór:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n P_i y_i}{\sum_{i=1}^n P_i y_i^2}}$$

albo dla większej dokładności:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n G_i \eta_i}{\sum_{i=1}^n G_i \eta_i^2}}$$

gdzie η_i — ugięcie (otrzymane z wykresu linii ugięcia) pod ciężarem G_i (rys. 10).

Współczynniki K_{ij} powinny być symetryczne, czyli

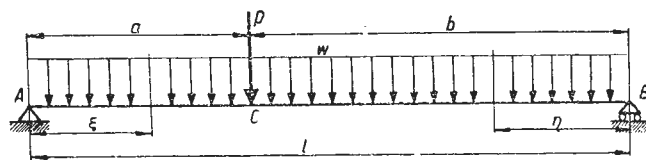
$$K_{ij} = K_{ji}$$

W wyniku niedokładności pomiarów będą one różniły się między sobą. Zaleca się więc korzystanie z średnich wartości współczynników wpływu

$$(K_{ij})_{sr} = (K_{ji})_{sr} = \frac{K_{ij} + K_{ji}}{2} \text{ przy } i \neq j$$

Drugie przybliżenie. Masy wirnika są równomiernie rozłożone na określonym odcinku.

Przy obliczaniu współczynników wpływu w poprzednim rozdziale zastąpiono ciężary G_i wirnika kilkoma siłami skupionymi P_i , działającymi w przekrojach pomiarowych. Założenie to, w większości przypadków (konstrukcje bębnowe) jest niewątpliwie bardzo przybliżone. Kolejne założenie będzie polegało na równomiernym rozłożeniu sił P_i na odcinkach o określonej długości. Przypomnieć należy, że ilość sił P_i równa się ilości przekrojów pomiarowych. Dla uproszczenia rozpatrzony zostanie wirnik z jedną siłą skupioną (1 przekrój pomiarowy) (patrz rys. 5).



Rys. 5. Rysunek pomocniczy do określenia energii kinetycznej

Wął jest obciążony jedynie siłą równomiernie rozłożoną na całej długości. Zadanie polega na określeniu wartości siły skupionej S , która powodowałaby te same obroty krytyczne, co siła $wl = P$ równomiernie rozłożona na odcinku l , przy tych samych pozostałych założeniach. W tym celu wykorzystane zostały wzory podane w [lit. 5 str. 35]. Rozpatrzono belkę pomocniczą (rys. 5).

Przy zapisywaniu energii kinetycznej dla punktów ξ i η wyrażono prędkości punktów ξ i η poprzez prędkość punktu C znajdującego się w miejscu przyłożenia siły skupionej P .

$$(\dot{y}_1)_{max} = \dot{y}_{max} \frac{y_1}{\delta}$$

gdzie $(\dot{y}_1)_{max}$ — maksymalna prędkość punktu ξ , znajdującego się na odcinku $A-C$

\dot{y}_{max} — maksymalna prędkość punktu C

δ — ugięcie statyczne w punkcie C od siły P

y_1 — ugięcie statyczne w punkcie ξ od siły P .

Podobnie — dla dowolnego punktu η (na odcinku CB)

$$(\dot{y}_2)_{max} = \dot{y}_{max} \frac{y_2}{\delta}$$

gdzie y_2 — ugięcie statyczne w punkcie η od siły P .
 Ugięcie statyczne δ w punkcie C wynosi: $\delta = \frac{Pa^2b^2}{3EI}$.

Wielkości a, b, l patrz rys. 5.

Ugięcia $y_{1,2}$ równają się:

$$y_1 = \frac{P\xi b}{6EI} [a(l+b) - \xi^2]$$

$$y_2 = \frac{P\eta a}{6EI} [b(l+a) - \eta^2]$$

Przy założeniu, że siła P jest równomiernie rozłożona na całej belce, energia kinetyczna dla odcinka AC (lewa część) wynosi:

$$T_L = \frac{w\dot{y}_{max}^2}{2g} \int_0^a \left(\frac{y_1}{\delta}\right)^2 d\xi$$

dla odcinka BC (prawa część):

$$T_P = \frac{w\dot{y}_{max}^2}{2g} \int_0^b \left(\frac{y_2}{\delta}\right)^2 d\eta$$

gdzie $w = \frac{P}{l}$ — ciężar na jednostkę długości.

Wartości przy $\frac{\dot{y}_{max}^2}{2g}$ w wyrażeniach dla energii kinetycznej (T_L, T_P) będą siłami zredukowanymi, które należy podstawić do wzoru Rayleigha zamiast siły skupionej P .

Zredukowana siła równa się:

$$S = S_L + S_P = w \int_0^a \left(\frac{\dot{y}_1}{\delta}\right)^2 d\xi + w \int_0^b \left(\frac{\dot{y}_2}{\delta}\right)^2 d\eta$$

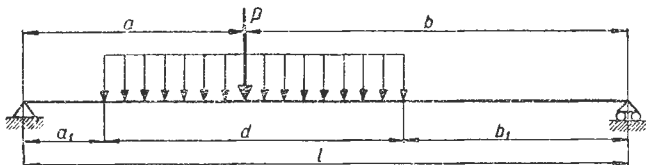
W przypadku, gdy siła skupiona P jest rozłożona na ograniczonym odcinku d belki (rys. 6), siły zredukowane wynoszą:

$$S_L = w \int_{a_1}^a \left(\frac{y_1}{\delta}\right)^2 d\xi = wA$$

$$S_P = w \int_{b_1}^b \left(\frac{y_2}{\delta}\right)^2 d\eta = wB$$

gdzie $w = \frac{P}{d}$.

Inaczej mówiąc — jest to przypadek, kiedy siły skupionej P nie można rozłożyć na całą belkę, a tylko na określonym odcinku. Taka konieczność występuje wtedy, gdy wybrano kilka przekrojów pomiarowych, a więc zgrupowane ciężary G_j poszczególnych elementów w kilku siłach skupionych P_i . Należy także, w miarę możliwości, starać



Rys. 6. Rysunek pomocniczy do określenia siły zredukowanej S

się, aby wybrane odcinki d odpowiadały odcinkom wału o stałej sztywności. Po podstawieniu do wyrażeń na A i B wzorów dla $y_{1,2}$ i scałkowaniu otrzymuje się:

$$A = \int_{a_1}^a \frac{\xi^2}{4a^3b^2} [a(l+b) - \xi^2]^2 d\xi = \frac{(l+b)^2}{12a^2b^2} (a^3 - a_1^3) -$$

$$+ \frac{l+b}{10a^3b^2} (a^5 - a_1^5) + \frac{1}{28a^4b^2} (a^7 - a_1^7)$$

$$B = \int_{b_1}^b \frac{\eta^2}{4a^2b^4} [b(l+a) - \eta^2]^2 d\eta = \frac{(l+a)^2}{12a^2b^2} (b^3 - b_1^3) -$$

$$\frac{l+a}{10a^2b^3} (b^5 - b_1^5) + \frac{1}{28a^2b^4} (b^7 - b_1^7)$$

Całkowita siła zredukowana równa się:

$$S = S_L + S_P = w(A+B)$$

Jest to wzór obliczeniowy.

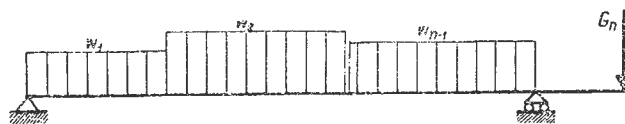
Znając wartość współczynników wpływu K_{ij} oraz sił zredukowanych S_i można określić ugięcie w poszczególnych przekrojach

$$y_j = \sum_{i=1}^n K_{ij} S_i$$

Obroty krytyczne:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n S_i y_i}{\sum_{i=1}^n S_i y_i^2}}$$

To samo zadanie rozpatrzyć można dla masy obciążającej wysięgnik. W przypadku wirnika na dwóch podporach, jedynie turbina może być masą przyłożoną na wysięgniku.



Rys. 7. Schemat obciążenia wału z obsadzoną na nim turbiną

Można przyjąć z dużą dokładnością, że turbina jest masą skupioną (rys. 7). W tym przypadku otrzymuje się następujące wyrażenie na ugięcia:

$$y_j = \sum_{i=1}^{n-1} K_{ij} S_i + K_{nj} G_n$$

gdzie G_n — ciężar turbiny.

3. Obliczenie obrotów krytycznych z uwzględnieniem precesji

W przypadku, gdy tarcza znajduje się w dowolnym miejscu między podporami, jej oś jest nachylona pod kątem φ_k do osi geometrycznej wirnika. W wyniku niedokładności montażowych, kąt między średnicą tarczy a osią wału z reguły różni się od kąta prostego. Z tych powodów w czasie pracy wirnika powstają momenty giroskopowe, zmieniające wartość obrotów krytycznych, obliczoną bez uwzględnienia tych momentów. Przy działaniu momentów giroskopowych zgięta oś wirnika może wykonywać ruch obrotowy zgodny lub przeciwny zasadniczemu kierunkowi obrotów wirnika. Ten dodatkowy ruch określa się popularnie nazwą precesji dodatniej lub ujemnej. W przypadku dodatniej precesji, ruch precesyjny jest zgodny z głównym kierunkiem obrotów wału. W praktyce można mówić tylko o precesji dodatniej. Precesja ujemna występuje bardzo rzadko, w przypadku stworzenia specjalnych warunków (całkowite wyważenie wirnika, zerowe siły tarcia, obciążenie siłami harmonicznymi o określonej częstotliwości).

Wielkość obrotów krytycznych wirnika z uwzględnieniem precesji oblicza się ze wzoru:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{\sum_i G_i y_i}{\sum_i G_i y_i^2 - g \sum_k I_k \varphi_k^2}}$$

gdzie G_i — ciężar masy przyłożonej w i -tym przekroju,
 y_i — ugięcie w i -tym przekroju,

- g — przyspieszenie ziemskie,
- I_k — masowy moment bezwładności względem średnicy, w k -tym przekroju wirnika,
- φ_k — kąt nachylenia osi wirnika w k -tym przekroju wirnika względem jego osi geometrycznej.

Masowy moment bezwładności I_k określa się analitycznie.

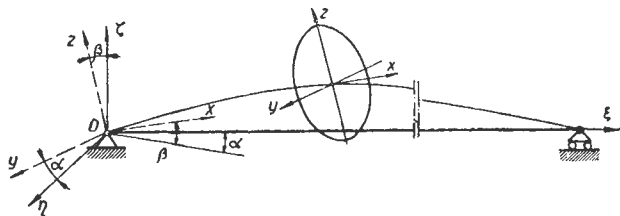
Dla obliczenia kąta nachylenia φ_k można korzystać z linii ugięcia wykreślonej uprzednio na podstawie pomiarów, wychodząc z założenia, że:

$$\varphi_k = tg \varphi_k$$

co jest możliwe ze względu na małe wartości kątów.

4. Określenie obrotów krytycznych wirnika przez pomiar częstości drgań giętnych

Zaznaczono na wstępie, że dla oceny wielkości obrotów krytycznych układu sprężystego korzystać można ze wszystkich znanych metod określania częstości drgań giętnych. Częstość tę można uzyskać drogą doświadczalną poprzez wzbudzenie drgań układu siłą okresową. Częstość, przy której występują największe amplitudy, jest częstością układu sprężystego, a więc wielkością związaną z obrotami krytycznymi. Należy jednak zwrócić uwagę na fakt, że warunki, w jakich odbywa się doświadczenie, z reguły różnią się od rzeczywistych warunków pracy. Trudno bowiem w pełni uwzględnić sztywność podpór wirnika w silniku.



Rys. 8. Kąty określające położenie tarczy względem nieruchomego układu współrzędnych; ξ, η, ζ — nieruchomy układ współrzędnych x, y, z — układ współrzędnych związany z tarczą

Zawieszenie wirnika na stoisku ma z reguły inną sztywność. Poza tym korpus silnika jest również układem sprężystym, który wpływa na wartość obrotów krytycznych wirnika. Do tych czynników należy jeszcze różnica sztywności wirnika nie wirującego i wirującego. Analiza zjawiska obrotów krytycznych i częstości drgań giętnych (przy uwzględnieniu wpływu momentów giroskopowych) wskazuje na dodatkową różnicę między nimi. Zagadnienie to będzie wyjaśnione na przykładzie układu sprężystego, składającego się z wału na dwóch podporach, i obciążonego pośrodku jedną masą (rys. 8).

Równania opisujące drgania wirującego układu wyglądają następująco [lit. 6 str. 58].

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{\eta} + a\eta + b\alpha &= p \cos \omega t \\ A\ddot{\alpha} + C\omega\beta + b\eta + c\alpha &= q \cos(\omega t + \varepsilon) \\ m\ddot{\zeta} + a\zeta + b\beta &= p \sin \omega t \\ A\beta - C\omega\alpha + b\zeta + c\beta &= q \sin(\omega t + \varepsilon) \end{aligned} \right\} \quad (I)$$

gdzie:

$$p = me\omega^2$$

$$q = (A - C) \delta\omega^2$$

$$A = I = \frac{1}{2} C$$

A [kG cm sek²] — średnicowy moment bezwładności,
 C [kG cm sek²] — biegunowy moment bezwładności,

e — mimośród,

m — masa skupiona pośrodku wirnika.

ε — różnica faz: przyjęto $\varepsilon = 0$

Współczynniki a, c, b charakteryzują siły i momenty wywołujące jednostkowe ugięcie i kąt nachylenia wirnika.

$$P_\eta = a\eta + b\alpha$$

$$P_\zeta = a\zeta + b\beta$$

$$M_\zeta = b\eta + c\alpha$$

$$M_\eta = b\zeta + c\beta$$

$\eta, \zeta, \alpha, \beta$ — współrzędne niezależne.

Wyrażenie dla ω_{kr} otrzymuje się przez przyrównanie do zera mianownika równania otrzymanego przez rozwiązanie układu równań niejednorodnych (I). W tym przypadku amplituda rzędnych teoretycznie rośnie do nieskończoności, a wyrażenie na ω_{kr} jest następujące [lit. 6 str. 62]

$$2Im\omega_{kr}^2 = Ia - mc + \sqrt{(Ia - mc)^2 + 4Im(ac - b^2)} \quad (II)$$

W przypadku wału nie wirującego: $\omega = 0$. Układ równań (I) jest wtedy jednorodny i określa drgania giętnego wału. Przy rozwiązaniu tego układu otrzymuje się dla częstości drgań własnych [lit. 6 str. 63]:

$$2Imp^2 = (Ia + mc) \pm \sqrt{(Ia + mc)^2 - 4Im(ac - b^2)} \quad (III)$$

Jedną z zasadniczych różnic między wyrażeniami (II) i (III) polega na tym, że równanie (II) daje tylko jedno rozwiązanie dla wartości ω_{kr} , podczas gdy w rzeczywistości istnieje dwie różne wartości częstości drgań giętnych wału.

Niezależnie od powyższych uwag, pomiar częstości drgań giętnych, jako droga do określenia obrotów krytycznych, jest często stosowany. Należy jednak podchodzić do tych wyników dość ostrożnie i traktować je jako uzupełnienie wyników otrzymanych innymi metodami.

d.c. w nast. zeszytce

Inż. ANDRZEJ DIDKOWSKI, inż. JULIAN KIEROŃSKI

Spawanie łukowe w atmosferach ochronnych

Jednym z najczęściej stosowanych procesów technologicznych w różnych gałęziach przemysłu jest spawanie. Szczególnie szerokie zastosowanie znalazło ono po ostatniej wojnie. Do rzadkości już raczej należą obecnie duże konstrukcje mostowe nitowane, również w przemyśle okrętowym stosowane dawniej niemal wyłącznie nitowanie wyparte zostało przez spawanie, gdzie spawa się nie tylko stalowe kadłuby statków, lecz również wszelkie pomieszczenia, nadbudówki itp. wykonane często ze stopów lekkich.

W przemyśle lotniczym spawanie jest jedną z najstarszych metod technologicznych. Spawane były kadłuby pierwszych samolotów konstrukcji kratowej, spawano dźwigary skrzydeł konstrukcji rurowej, spawano i spawa się do chwili obecnej części podwozia i wielu różnych innych elementów. Z chwilą rozwoju silników odrzutowych jednym z podstawowych procesów technologicznych przy ich produkcji stało się również spawanie.

Ze względu na cienkościenność, specyficzną cechę konstrukcji lotniczych, dominującą rolę w zakładach lotniczych

odgrywało spawanie acetylenowo-tlenowe, a później także atomowe. Metody te jednak wykazują szereg wad w porównaniu z metodą spawania łukowego, z których najważniejszymi są: niska koncentracja źródła ciepła, z czym związana jest duża strefa wpływu ciepła, a więc i duże paczzenie się elementów spawanych, oraz mała wydajność. Szczególnie w przypadku spawania elementów silników odrzutowych, wykonywanych ze stali żarowytrzymałych, jak komory spalania, rury żarowe itp., metody powyższe okazały się niezadowolające zarówno ze względu na duże paczzenie się łączonych części, jak i niskie własności mechaniczne i antykorozyjne spawanych złączy, (konieczność stosowania wysokoaktywnych topników chemicznych).

Metodą, która pozwoliła przezwyciężyć powyższe trudności i wykorzystać zalety spawania łukowego przy spawaniu elementów cienkościennych, jest spawanie łukowe w atmosferach gazów ochronnych. Chociaż idea jego znana była stosunkowo dawno, dokładniej opracowane i szerzej zastosowane zostało ono dopiero po drugiej wojnie światowej najpierw w USA i Anglii. W ZSRR metodą spawania stali

żaro- i kwasoodpornych w atmosferach ochronnych opracowano i zastosowano w skali przemysłowej w roku 1947. W Polsce metoda powyższa jest wciąż jeszcze mało znana i stosowana, mimo iż dzięki swym zaletom zasługuje na jak najszersze rozpowszechnienie.

Zasada spawania w atmosferach ochronnych

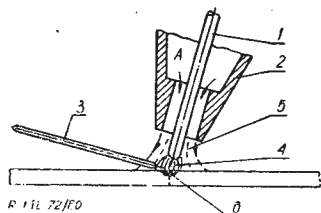
Źródłem ciepła w omawianej metodzie jest łuk elektryczny, jarzący się pomiędzy spawanym przedmiotem a elektrodą. Obecnie stosowana jest ona w dwóch odmianach:

a) przy zastosowaniu elektrody nietopliwej, zwykle wolframowej;

b) elektrodą topliwą, którą jest podawany z dużą prędkością drut, spełniający jednocześnie rolę spoiwa.

Przy spawaniu elementów cienkościennych stosuje się pierwszą odmianę i o niej będzie mowa w dalszej części artykułu.

Roztopiony metal jeziorzka i sąsiadujące z nim, nagrzane do wysokich temperatur odcinki spawanych części oraz elektroda chronione są przed wpływem powietrza przez utworzenie w strefie spawania atmosfery ochronnej. Gaz ochronny doprowadzany jest przez uchwyt elektrody i dyszę o kształtach zapewniających utworzenie jak najlepszej osłony strefy spawania (rys. 1). W niektórych przypadkach,



Rys. 1. Schemat spawania łukowego w atmosferze gazów ochronnych elektrodą nietopliwą: 1—elektroda wolframowa, 2—dysza, 3—spoiwo, 4—łuk elektryczny, 5—atmosfera ochronna, 6—jeziorzko płynnego metalu

np. przy spawaniu części o skomplikowanych kształtach lub wykonanych z materiału o bardzo wysokim powinowactwie chemicznym do tlenu, na przykład przy spawaniu tytanu i jego stopów, konieczne jest użycie specjalnych komór wypełnionych gazem ochronnym, w których dopiero przeprowadza się spawanie. Dla utworzenia atmosfery ochronnej używano początkowo wyłącznie gazów obojętnych — argonu lub helu. Obecnie przy spawaniu stali najszersze zastosowanie znajduje znacznie tańszy dwutlenek węgla, czasem azot. Sama zasada jednak i urządzenia do spawania mimo stosowania różnych gazów są te same, różny jest tylko zakres ich stosowalności — największy dla gazów obojętnych (możliwość spawania stopów aluminium, magnezu, tytanu) i odpowiednio mniejszy dla pozostałych.

Urządzenia do spawania

Podstawowymi częściami składowymi stanowiska do spawania w atmosferze gazu ochronnego są:

- 1) spawarka;
- 2) uchwyt elektrody;
- 3) butla z gazem ochronnym;
- 4) reduktor ciśnienia gazu z przepływomierzem;
- 5) zawór do regulacji wydatku gazu ochronnego.

Spawarka. Do spawania stali najlepiej nadają się spawarki prądu stałego, przy czym ostatnio coraz szersze zastosowanie znajdują spawarki prostownikowe. Do spawania stopów lekkich wymagany jest prąd zmienny i dlatego w przypadku tym konieczne jest stosowanie transformatorów spawalniczych. Dla zapewnienia stałości łuku przy spawaniu prądem zmiennym konieczne jest włączenie w obwód prądu spawania generatora wysokiej częstotliwości.

Uchwyt elektrody — służy do zamocowania wolframowej elektrody i doprowadzenia do niej prądu oraz do doprowadzenia gazu ochronnego w obszar spawania. Uchwyty przeznaczone do spawania grubszych części, gdzie prądy spawania przekraczają 120 A, muszą być chłodzone wodą.

Gaz ochronny i urządzenia doprowadzające go w strefę spawania. Urządzenia firm zagranicznych mają połączony w jedną całość reduktor, przepływomierz i zawór do regu-

lacji wydatku gazu. Urządzenie takie podłączone bezpośrednio do butli z gazem ochronnym jest bardzo wygodne w użyciu. Można jednak z powodzeniem stosować reduktory pozwalające regulować ciśnienie gazu podawanego w obszar spawania w granicach 0÷0,8 atn i przepływomierze dostępne na rynku.

Omówione powyżej urządzenia są niezbędne do przeprowadzenia procesu spawania w atmosferze ochronnej, pożądaną jednak jest wyposażenie stoiska w urządzenie pozwalające zdalnie wyłączać prąd spawania i wypływ gazu ochronnego. Zamknięcie wypływu gazu ochronnego powinno przy tym następować po upływie kilku do kilkunastu sekund od momentu wyłączenia prądu. Ma to na celu ochronę nagrzaną do wysokiej temperatury końcówki elektrody oraz spoiny przed utlenieniem. Dzięki temu wzrasta jakość spoiny oraz zmniejsza się zużycie kosztownego wolframu.

Przy spawaniu aluminium i jego stopów stoisko winno też być wyposażone w baterię kondensatorów dla uniknięcia składowej stałej prądu, powstałej w wyniku prostującego działania łuku, a w najgorszym razie w obwód prądu spawania należy włączyć odpowiedni opór omowy.

Proces spawania

Wykorzystanie zalet metody spawania łukowego w atmosferze gazów ochronnych możliwe jest jedynie przy przestrzeganiu wszystkich zasad gwarantujących prawidłowy przebieg procesu oraz przy zastosowaniu właściwych i o dostatecznej czystości gazów używanych jako gaz ochronny.

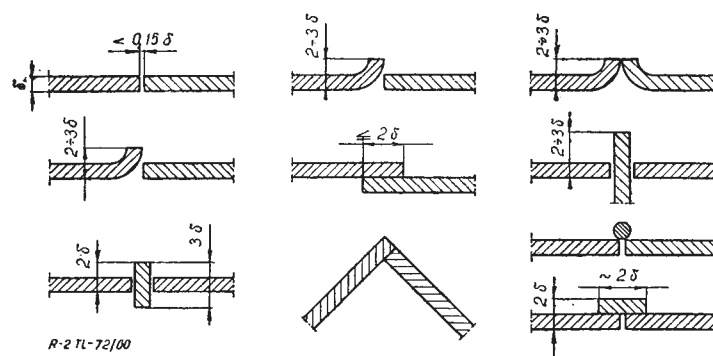
Warunkiem prawidłowego przebiegu procesu są:

- 1) właściwe parametry spawania;
- 2) właściwe przygotowanie części do spawania;
- 3) zapewnienie odpowiedniej osłony strefy spawania gazem ochronnym;
- 4) właściwa technika spawania.

Parametry spawania (natężenie prądu, średnica elektrody i dyszy, wydatek gazu, prędkość spawania) zależą przede wszystkim od grubości łączonych części, rodzaju materiału, kształtu i masy łączonych części oraz rodzaju połączenia. Warunki spawania materiałów najszerszej stosowanych w przemyśle lotniczym podane zostaną przy omawianiu zastosowania tej metody spawania.

Przygotowanie części do spawania winna cechować duża dokładność, zwiększająca się w miarę zmniejszania grubości łączonych części oraz staranne oczyszczenie krawędzi, podlegających spawaniu, ze wszelkiego rodzaju zanieczyszczeń, a przede wszystkim z tłuszczu. Przy spawaniu stopów lekkich należy również usunąć z powierzchni łączonych krawędzi warstewkę tlenków. Operacja ta może być przeprowadzona w sposób mechaniczny, bądź też chemiczny.

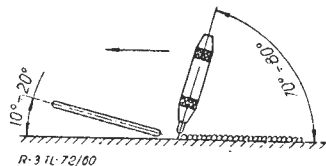
Przy złączach doczołowych o grubości do 2 mm, w przeciwieństwie do innych metod spawania, nie jest konieczne dawanie pomiędzy łączonymi krawędziami luzów, a przy większych grubościach luzy te mogą być znacznie mniejsze. Również ukosowanie blach o grubości mniejszej niż 3 mm, a przy spawaniu dwustronnym 5 mm, jest zbędne. Wynika to z bardzo dużej koncentracji źródła ciepła tej metody, co pozwala uzyskać głębokie wtopienia. Typy spawanych połączeń elementów cienkościennych, zalecane przy spawaniu łukowym w atmosferach ochronnych, pokazano na rys. 2.



Rys. 2. Typy spawanych złączy zalecanych przy spawaniu w atmosferach ochronnych elementów cienkościennych

Podstawowym warunkiem prawidłowego przebiegu procesu spawania jest zapewnienie utworzenia się wokół strefy spawania odpowiedniej jakości osłony z gazu ochronnego, która w pełni izolowałaby ją od otaczającego powietrza. Jakość otuliny zależy od takich czynników jak: średnica dyszy, wydatek gazu ochronnego, odległość dyszy od powierzchni spawanego przedmiotu i od kształtu złącza. Ze wzrostem grubości łączonych części stosować należy większe średnice dysz i odpowiednio większe wydatki gazu. Większa średnica otworu wylotowego dyszy zapewnia dłuższy czas pozostawania jednostki długości spoiny w atmosferze gazu ochronnego, z drugiej jednak strony wymaga zwiększenia wydatku gazu, a więc zwiększa koszt spawania. Również kształt niektórych złączy wymaga — dla zapewnienia dobrej osłony — zwiększenia przepływu gazu ochronnego, na przykład złącza narożne. Na wydatek gazu wpływa także odległość dyszy od powierzchni spawanego przedmiotu, dlatego winna być ona możliwie jak najmniejsza i ograniczona jest tylko warunkiem zapewnienia możliwości obserwacji łuku przez spawacza.

Spełnienie wszystkich powyższych warunków może być łatwo zniweczone przez błędną technikę spawania. Najwygodniejsze i w związku z tym najczęściej stosowane jest spawanie w lewo, szczególnie z dodawaniem spoiwa. Dla zapewnienia możliwie najlepszej osłony strefy spawania uchwyt elektrody należy tak ustawić, aby kąt pomiędzy osią dyszy a powierzchnią łączącej części był możliwie jak najbardziej zbliżony do prostego. Przy ręcznym spawaniu wynosi on zwykle $70 \div 80^\circ$ (rys. 3) dla umożliwie-



Rys. 3. Zalecane ustawienie pałeczki spoiwa i uchwytu elektrody względem spawanej części

nia obserwacji łuku. Pałeczkę spoiwa należy wprowadzać w obszar łuku pod możliwie małym kątem do powierzchni łączonych części ($10 \div 20^\circ$). W przeciwieństwie do innych metod spawania niedopuszczalne są jakiegokolwiek ruchy poprzeczne zarówno uchwytem elektrody, jak i spoiwem, gdyż są one przyczyną zaburzeń strumienia gazu ochronnego, co umożliwia dostawanie się w strefę spawania powietrza. W razie konieczności ruchy spoiwem można wykonywać tylko wzdłuż jego osi, przy czym skok tych ruchów musi być dostatecznie mały, aby koniec rozgrzanego spoiwa nie wydostał się poza strefę gazu ochronnego. Powyższe ruchy spoiwem stosowane bywają przy spawaniu aluminium i jego stopów, ułatwiając rozbiicie błonki tlenków na powierzchni jeziorka. Najbardziej godne polecenia są takie typy połączeń, które nie wymagają dodawania spoiwa, na przykład złącza z wywinętymi krawędziami lub złącza krawędziowe ze spoiwem ułożonym pomiędzy krawędziami.

Zalety i wady metody spawania w atmosferach ochronnych

Podstawowymi zaletami spawania w atmosferach ochronnych, wysuwającymi tę metodę na czoło znanych dotychczas procesów spawalniczych są:

1. Możliwość spawania w przypadkach skrajnie trudnych i dotychczas nieopłacalnych, a w szczególności:
 - a) części o bardzo małych grubościach ścianek,
 - b) metali uważanych dotychczas przy stosowaniu starych metod spawania za niespawalne, na przykład durali, stopów magnezu, a ostatnio tytanu i jego stopów,
 - c) części i poprawiania spoin na częściach już zamontowanych do dużych zespołów względnie gotowych produktów w przypadku wykrycia drobnych usterek,
2. Wyciężenie z procesu spawania topników.
3. Ładny wygląd zewnętrzny spoin, ich dobre własności mechaniczne i wysoka odporność na korozję.
4. Małe strefy wpływu ciepła i związane z tym małe odkształcenia spawalnicze, jak również mała skłonność do powstawania pęknięć.
5. Prostota procesu, pozwalająca na uzyskanie wysokiej jakości spoin, nawet przy wykonywaniu ich przez średnio wykwalifikowanych spawaczy.
6. Łatwość automatyzacji procesu.

Stosowane dotychczas w przypadku łączenia części cienkościennych spawanie acetylenowo-tlenowe charakteryzuje się pewnymi wadami, uniemożliwiającymi uzyskanie pełnowartościowych złączy. Stosunkowo niska intensywność strumienia ciepłego wymaga — dla uzyskania przetopienia łączonych krawędzi — długiego czasu nagrzewania metalu. Prowadzi to do nagrzania dużych obszarów spawanych części, a tym samym do dużych odkształceń cieplnych; w przypadku, gdy spawane elementy nie mogą się swobodnie odkształcać, może to doprowadzić do pęknięć. Ponadto silne nagrzanie metalu nie odizolowanego w pełni od szkodliwego wpływu składników powietrza sprzyja utlenianiu się jego powierzchni. W przypadku użycia płomienia o małym choćby nadmiarze tlenu utlenia się również metal jeziorka oraz wypalają dodatki stopowe. Z drugiej strony — przy płomieniu nawęglającym, roztopiony metal absorbuje węgiel, dzięki czemu zwiększa się wytrzymałość spoiny, zmniejsza się jednak jej plastyczność. Często zdarza się również, że na skutek rozpuszczenia się w jeziorku wodoru spoina staje się porowata. Wymienione podstawowe wady spoin są wadami typowymi dla spawania płomieniem acetylenowo-tlenowym.

Proces spawania łukowego elektrodami otulonymi ze względu na ograniczoną możliwość obniżenia prądu spawania i związaną z tym dużą moc cieplną łuku nie nadaje się do spawania elementów cienkościennych. Metoda pośrednia między wymienionymi, którą jest spawanie atomowe, charakteryzujące się podobnie jak i spawanie acetylenowe dużymi strefami wpływu ciepła, nie daje również w pełni zadowalających rezultatów.

Najlepsze wyniki daje metoda spawania łukowego w atmosferze gazów ochronnych. Łączy ona w sobie zalety spawania acetylenowego, a mianowicie potrzebną w tym przypadku małą moc cieplną łuku, osiągalną dzięki możliwości zmniejszenia prądu spawania (nawet poniżej 20 A) przy zachowaniu dobrej trwałości łuku dla odpowiednio dobrej średnicy elektrody wolframowej, z zaletami spawania łukowego elektrodą otuloną. Charakteryzująca łuk elektryczny duża intensywność strumienia ciepłego pozwala na znaczne zwiększenie prędkości spawania, dzięki czemu strefy wpływu ciepłego są bardzo małe. Ponadto dzięki dokładnemu odizolowaniu gazem ochronnym obszaru spawania od wpływu składników powietrza (głównie tlenu i wodoru) pozwala na uzyskanie bezbłędnych, o wysokich własnościach spoin. Dzięki tejże właśnie otulinie gazowej, uniemożliwiającej dostawanie się tlenu i wodoru do roztopionego w czasie spawania metalu, możliwe jest spawanie łukowe metali o bardzo dużym powinowactwie chemicznym do tlenu, jak aluminium, tytan i inne.

Dodatkową niedogodnością przy spawaniu stopów płomieniem acetylenowym jest konieczność stosowania topników, pozostałości których należy dokładnie usuwać, ponieważ mogą być one przyczyną korozji złączy. Wyciężenie topników z procesu jest również bardzo ważnym czynnikiem przy spawaniu niektórych gatunków stali, na przykład stali austenitycznych względnie stopów takich jak Nimonic czy Inconel.

Ze względu na małe odkształcenia części przy spawaniu w atmosferze gazów ochronnych, o ile nie są one zamocowane, lub małe prawdopodobieństwo pęknięć złączy przy ograniczonych możliwościach odkształceń, metoda ta nadaje się szczególnie do poprawiania wad zaobserwowanych na zamocowanych już częściach, pozwalając na uzyskanie poważnych oszczędności.

Do dalszych zalet spawania łukowego w atmosferze gazów ochronnych należy ładny wygląd spoin i ich dobre własności. Spoiny wykonane tym sposobem mają gładką, równą i czystą powierzchnię, bez powierzchniowych por czy zanieczyszczeń topnikiem, jak to ma miejsce na przykład przy spawaniu acetylenowo-tlenowym stali kwaso- i żaroodpornych, lub żużlem, jak to ma miejsce przy spawaniu łukowym elektrodą otuloną. W związku z tym odpada konieczność dość kłopotliwego oczyszczania ich. Przeciśnie spoiny w materiał rodzimy jest płynne, bez przecięcia czy też gwałtownych zmian przekroju (rys. 4).

Własności mechaniczne złączy, wykonanych spawaniem łukowym w atmosferze argonu, podane będą przy opisie badań wytrzymałościowych, przeprowadzonych dla różnych rodzajów spawanych metali.

Do wad metody spawania łukowego w atmosferze gazów ochronnych należą:

- 1) stosunkowo wysoka cena czystych gazów i wolframu;
- 2) konieczność dokładnego oczyszczania krawędzi;
- 3) konieczność dokładnego dopasowania łączonych kra-

wędzi, zwłaszcza przy spawaniu części o grubościach rzędu 1 mm i mniejszych;

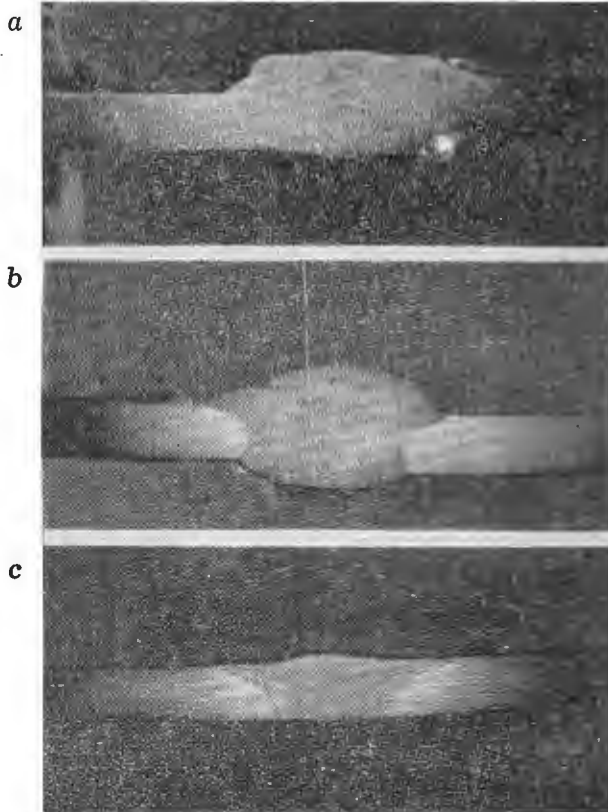
4) niemożność spawania stali nieuspokojonych.

Aby obniżyć koszt procesu, należy dążyć do jak największej oszczędności argonu i elektrod.

Zasady stosowania metody spawania łukowego w atmosferach ochronnych

a. Spawanie stali

Z dokładnej analizy zalet metody spawania w atmosferach ochronnych wypływają wnioski co do zasad i celowości stosowania tej metody. Ogólnie stwierdzić można, że metoda powyższa jest przydatna przy łączeniu wszystkich rodzajów materiałów w przypadku części cienkościennych, gdzie spawanie acetylenowo-tlenowe nie pozwala osiągnąć



Rys. 4. Makrostruktura złączy wykonanych: a — spawaniem acetylenowo-tlenowym, b — łukowym elektrodą otuloną ES18-3-2, c — łukowym w atmosferze argonu (pow. 12,5 X)

zadowalających wyników, czy to ze względu na pęknięcia, czy też duże odkształcenia, czy inne jeszcze wady, a ze względu na małe grubości nie może być zastosowane spawanie łukowe elektrodą otuloną.

Szczególnie jednak zalety tej metody uwypuklają się przy spawaniu takich materiałów, jak austenityczne stale kwaso- i żaroodporne, niklowo-chromowe stopy żaroodporne typu Nimonic, Inconel (EI-435) itp.

W kraju stosowane są zasadniczo dwie metody spawania tych materiałów: acetylenowo-tlenowe oraz łukowe elektrodą otuloną. Pierwsza metoda stosowana jest do łączenia elementów o grubości nie przekraczającej zazwyczaj 2 mm, druga — do elementów grubszych. W przemyśle lotniczym mamy w przeważającej mierze do czynienia z elementami cienkościennymi. Stosowana do ich łączenia metoda spawania gazowego wykazuje szereg wad. Z jednej strony materiały tego typu są wrażliwe na zwiększenie zawartości węgla, co jest przyczyną utraty odporności na korozję międzykrystaliczną, z drugiej strony — chrom, mający wysokie powinowactwo chemiczne do tlenu, tworzy z nim trudnotopliwe tlenki zagęszczające kapiel metaliczną i uniemożliwiające uzyskanie prawidłowej, o dobrym przetopie spoiny. Dlatego też przy spawaniu gazowym należy unikać płomienia zarówno nawęglającego, jak i utleniającego, spawając płomieniem obojętnym. W praktyce stosuje się płomień z możliwie jak najmniejszym nadmiarem acetylenu oraz pokrywa się łączone krawędzie topnikiem w celu rozpuszczenia tworzących się w czasie spawania tlenków chromu. Potrzebny jest przy tym stały

nadzór, bowiem proces spawania staje się łatwiejszy w miarę zwiększania nadmiaru acetylenu, co może wykorzystać niesumienny spawacz dla otrzymania ładniejszej powierzchni ściegów, nie licząc się z tym, że jednocześnie następuje nawęglanie spoiny.

Następną wadą metody spawania acetylenowego jest duża ilość ciepła wprowadzonego do przedmiotu, co — przy niskim przewodnictwie cieplnym stali i stopów austenitycznych oraz dużym współczynnikiem rozszerzalności liniowej — jest przyczyną znacznego pęcznienia się, a czasem i pęknięć łączonych części.

Dodatkową wadą tej metody jest konieczność stosowania topników, których resztki należy po spawaniu starannie usunąć, gdyż mogą być one przyczyną korozji.

Wszystkich powyższych trudności można uniknąć przez zastosowanie metody spawania łukowego w atmosferach gazów ochronnych. Dodatkową zaletą przy łączeniu stali austenitycznych jest możliwość używania jako gazu ochronnego argonu produkowanego w kraju, o stosunkowo dużej ilości zanieczyszczeń.

Należy zaznaczyć, że na przydatność tej metody spawania w przemyśle lotniczym w decydującym stopniu wpływają właśnie korzyści, wynikające z zastosowania jej do łączenia powyższej grupy materiałów. Z chwilą rozwoju silników odrzutowych materiały powyższe stały się bowiem jednymi z podstawowych przy ich produkcji (komory spalania, dysze reakcyjne, rury żarowe itp.), a proces spawania — jednym z podstawowych przy ich wytwarzaniu. Trzeba również mieć na uwadze, że materiały powyższe zawierają duże ilości składników deficytowych, jak nikiel, chrom, molibden, kobalt i dlatego stosowanie niezawodnej, zapewniającej uzyskanie wysokiej jakości połączeń metody spawania jest nie tylko ważnym warunkiem technicznym, ale i ekonomicznym. W tabeli I zestawiono orientacyjne parametry spawania złączy doczołowych ze stali i stopów austenitycznych.

W tabeli II zestawiono wyniki przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa badań wytrzymałościowych złączy z najszerzej stosowanej stali tej grupy: 1H18N9T, wykonanych różnymi metodami spawania, a w tabeli III — wyniki badań odporności tych złączy na korozję.

Widoczna pod każdym względem wyższość połączeń wykonanych spawaniem łukowo-argonowym jest oczywista.

Na wykresach na rysunkach 5 i 6 przedstawiono wyniki badań wytrzymałościowych w podwyższonych temperaturach złączy, wykonanych ze stali 1H18N9T oraz z niklowo-chromowego stopu żarowytrzymałego H20N80T (EI-435).

Następną grupą stali, których spawanie stosowanymi dotychczas metodami nie pozwalało osiągnąć zadowalających wyników, są nierdzewne stale chromowe. Należą one do klasy stali półferrytycznych (np. stale 1H13 i 2H13) lub martenzytycznych (3H13 i 4H13). W zakresie temperatur

Tabela I

Parametry spawania złączy doczołowych ze stali i stopów austenitycznych

Grubość materiału	Srednica spoiwa	Srednica elektrody	Natężenie prądu spawania	Prędkość spawania	Srednica dyszy	Wydatek argonu
mm	mm	mm	A	cm/min	mm	l/min
0,6	1,0	1,0	15—30	18—30	6	3,0—4,0
1,0	1,0	1,0	30—60	16—30	6	3,0—4,0
1,5	1,5	1,5	45—90	14—25	6—9	3,0—4,0
2,0	1,5	2,0	70—120	13—22	9,0	4,0—6,0
2,5	2,0	2,5	90—150	11—18	9—12	4,0—8,0

do 400 °C wykazują one wysokie własności mechaniczne, wyższe niż stale i stopy austenityczne — dotyczy to szczególnie granicy plastyczności. Stąd też znalazły one również zastosowanie przy produkcji silników odrzutowych na elementy pracujące w podwyższonych temperaturach (do 450 °C). Spawanie tych stali nastęrcza znaczne trudności ze względu na dużą ich skłonność do pęknięć, która wzrasta ze wzrostem zawartości węgla i grubości łączonych części. Stale te należą bowiem do grupy stali samohartujących się i w stanie tym są bardzo kruche. Dlatego też — zarówno przy spawaniu acetylenowo-tlenowym, jak i łukowym elektrodą otuloną — elementy spawane należy przed oraz

Tabela II

Własności mechaniczne złączy ze stali 1H18N9T. Spoiwo 1H18N9T

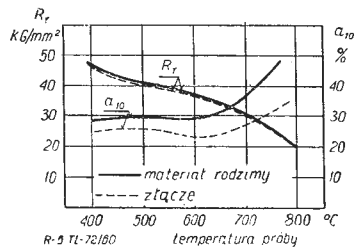
Metoda spawania	Rr kg/mm ²	Stosunek do wytrzymało- ści materiału rodzimego %	Wydłużenie %	Stosunek do wytrzymało- ści materiału rodzimego %
Łukowe w atmosferze argonu	72,0—76,6 74,4	96	33,0—43,8 38,8	79
Łukowe	73,4—76,6 74,5	96	25,0—33,7 29,6	60
Acetylenowo- tlenowe	62,5—69,8 67,2	87	15,7—21,2 18,8	39
Materiał rodzimy	77,4—77,7 77,5	100	47,5—50,0 49,1	100

w czasie spawania podgrzewać, a bezpośrednio po spawaniu wysoko odpuszczać. Stosować należy przy tym spoiwa austenityczne, gdyż przy spawaniu tym samym materiałem trudno jest uniknąć pęknięć w samych spoinach. Ponadto przy spawaniu acetylenowym występują podobne trudności, jak przy spawaniu stali austenitycznych.

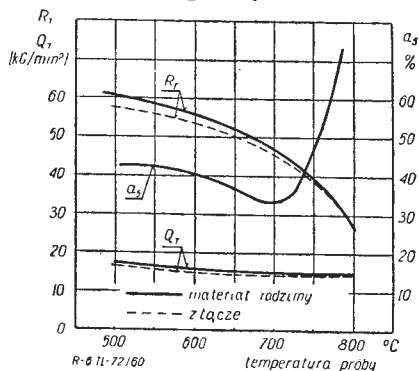
Przy spawaniu łukowym w atmosferach ochronnych stosowanie podgrzewania nie zawsze jest konieczne, a jako spoiwa można użyć tego samego materiału co łączone elementy. Niezbędne jest jedynie wyżarzenie części po spawaniu w temperaturze 740—780 °C dla usunięcia kruchości spoiny oraz strefy przejściowej. Po wyżarzeniu stosuje się ulepszenie cieplne na wymaganą wytrzymałość. W stanie zahartowanych stale te charakteryzują się również najwyższą odpornością na korozję.

Wyniki badań własności mechanicznych złączy doczołowych blach 1H13 i 3H13, wykonanych spawaniem łukowym w atmosferze argonu, przedstawiono w formie wykresów na rysunkach 7 i 8. Próbkę badano w stanie ulepszonym (hartowanie w temp. 1050 °C i odpuszczanie w 600 °C). Jak widać, własności mechaniczne spawanych złączy nie ustępują niemal własnościom materiału rodzimego.

Również przy spawaniu stali niskostopowych przeznaczonych do ulepszenia cieplnego, zastosowanie spawania łukowego w atmosferach ochronnych przynosi szereg korzyści i pozwala uzyskać złącza wysokiej jakości. Takimi, bardzo szeroko stosowanymi w przemyśle lotniczym stalami są stale chromowo-manganowo-krzemowe, zwane krótko chromansilami, a szczególnie stal 30HGSA. Przy spawaniu ich zasadniczą trudnością, podobnie jak przy spawaniu nierdzewnych stali chromowych, jest wysoka skłonność do pęknięć spowodowana podhartowywaniem się materiału

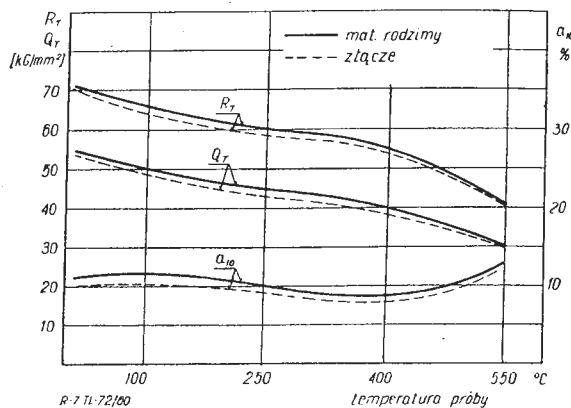


Rys. 5. Własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach materiału rodzimego oraz złączy wykonanych spawaniem łukowo-argonowym

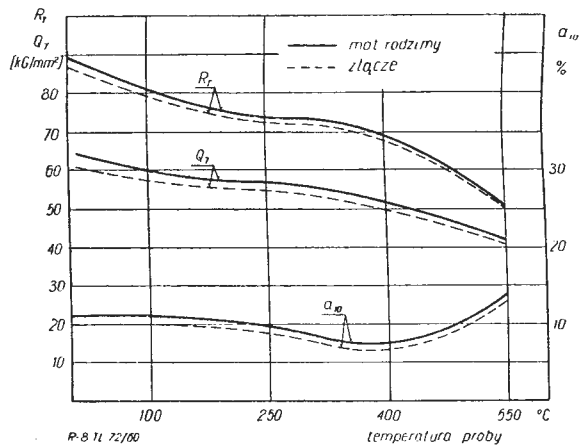


Rys. 6. Własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach materiału rodzimego oraz złączy wykonanych spawaniem łukowo-argonowym. Materiał i spoiwo — stop H20N80T (EI-435)

w strefie przejściowej. Pęknięcia te mogą powstawać już w trakcie spawania, przy czym największa skłonność występuje w zakresie temperatur 1100—1350 °C (wówczas przebiegają one poprzez granice ziarn) albo też w czasie stygnięcia złącza po spawaniu w zahartowanej strefie przejściowej (pęknięcia przebiegają przez kryształy). Pierwszy rodzaj pęknięć powstaje zwykle przy spawaniu gazowym



Rys. 7. Własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach materiału rodzimego oraz złączy wykonanych spawaniem łukowo-argonowym. Materiał i spoiwo — stal 1H13. Próbkę badano po ulepszeniu cieplnym (hartowanie z 1050 °C w oleju, odpuszczanie w 600 °C)



Rys. 8. Własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach materiału rodzimego oraz złączy wykonanych spawaniem łukowo-argonowym. Materiał i spoiwo — stal 3H13. Próbkę badano po ulepszeniu cieplnym (hartowanie z 1050 °C w oleju, odpuszczanie w 600 °C)

elementów cienkościennych. Przełomy takich pęknięć są utlenione. Przyczyną ich są duże naprężenia spawalnicze w wysokich temperaturach.

Drugi rodzaj pęknięć natomiast powstaje przeważnie przy spawaniu łukowym, przy czym możliwość ich wystąpienia jest tym większa, im wyższa jest hartowność stali oraz im większa jest szybkość studzenia złącza, a więc im grubszy jest element i niższa temperatura otoczenia. Przełom takiego pęknięcia, które nastąpiło po pełnym ostudzeniu złącza, jest jasny, metaliczny. Jeżeli natomiast pęknięcie nastąpiło w trakcie stygnięcia spoiny, występują na nim barwy nalotowe. Największą skłonność do tych pęknięć wystę-

Tabela III

Wyniki badań odporności na korozję międzykryształiczną złączy ze stali 1H18N9T

Metoda spawania	Obróbka cieplna po spawaniu	Wyniki próby zaginania po gotowaniu próbek w roztworze siarczanu miedziowego w czasie:		
		10 godz.	20 godz.	30 godz.
Acetylenowe	Bez obróbki cieplnej	nie badano	nie badano	—
Łukowe w atmosferze argonu		nie badano	nie badano	+
Acetylenowe	Wyżarzone w 700 °C w czasie 2 godzin	+	—	—
Łukowe w atmosferze argonu		+	+	+

puje w zakresie temperatur 450—300 °C. Przyczyną ich są naprężenia strukturalne oraz ciepłone przy jednoczesnej niskiej plastyczności zahartowanego materiału w strefie przejściowej.

Przez zastosowanie spawania łukowego w atmosferach ochronnych do łączenia cienkościennych elementów pęknięcia pierwszego rodzaju, tzw. pęknięcia na gorąco, mogą być niemal całkowicie wyeliminowane, zmniejsza się też możliwość pęknięć drugiego rodzaju. Ponadto złącza wykonane tą metodą cechują wysokie własności mechaniczne, ładny wygląd i brak wad. W tabeli IV zestawiono wyniki badań własności mechanicznych złączy, wykonanych różnymi metodami spawania, stosowanymi przy spawaniu elementów cienkościennych. Próbkę wykonaną ze stali 30 HGSA ulepszone były ciepłone na zakres stosowany zwykle przy tym gatunku stali (hartowanie 880 °C — olej, odpuszczenie 500 °C).

Wyniki wykazują wyraźnie wyższą jakość złączy, wykonanych spawaniem łukowym w atmosferze argonu.

Podsumowując, spawanie łukowe w atmosferach gazów ochronnych do łączenia stali niskostopowych należy stosować wszędzie tam, gdzie zależy na wysokich własnościach mechanicznych i jakości złączy, a więc:

- 1) przy spawaniu elementów cienkościennych,
- 2) przy spawaniu elementów dowolnej grubości, gdzie wymagane są wysokie własności mechaniczne i wysoka jakość połączenia,
- 3) do naprawy drobnych wad wykrytych na elementach już zamontowanych i ulepszanych ciepłone, na których nie można przeprowadzić ponownej obróbki cieplnej, np. do naprawy pęknięć na zmontowanym już płatowcu,
- 4) w przypadku spawania odpowiedzialnych połączeń, których spoiny z jakichkolwiek przyczyn nie mogą być poddane w całości kontroli metodami nieniszczącymi, a wymagana jest możliwie największa pewność połączenia.

Orientacyjne warunki spawania tej grupy stali podane są w tabeli V.

Omawiając zastosowanie metody spawania łukowego w gazach ochronnych, należy również wspomnieć o wielkiej przydatności tej metody do łączenia ze sobą stali i stopów różnych gatunków i rodzajów. W praktyce zachodzi często

Tabela IV

Własności mechaniczne złączy doczołowych ze stali 30HGSA wykonanych różnymi metodami spawania po ulepszeniu ciepłnym. Spoiwo 18HMA

Metoda spawania	Wytrzymałość kG/mm ²	Wydłużenie %	Kąt zagięcia stopnie	Udarność kG/mm ²
Materiał rodzimy	<u>116—117</u> 116,3	<u>9,0—12,0</u> 10,7	180	—
Acetylenowe	<u>113—117</u> 115,4	<u>9,1—11,1</u> 10,2	<u>37—42</u> 40	<u>2,6—8,2</u> 6,6
Atomowe	<u>107—113</u> 110,2	<u>9,8—2,8</u> 11,4	<u>50—180</u> 104	<u>5,8—7,6</u> 6,6
Łukowe w atm. Ar	<u>113—117</u> 114,8	<u>9,8—12,2</u> 10,8	<u>45—58</u> 50	<u>6,3—8,4</u> 7,4

konieczność spawania ze sobą różnych materiałów, jak np. niskostopowych stali konstrukcyjnych ze stalami austenitycznymi czy też stopami niklowo-chromowymi. Możliwość wzajemnego łączenia tych materiałów pozwala w wielu przypadkach podnieść jakość konstrukcji oraz zaoszczędzić deficytowe materiały, a więc obniżyć koszty produkcji. Ze względu na duże różnice w własnościach fizycznych oraz metalurgicznych tych stali i stopów, łączenie ich za pomocą spawania gazowego czy atomowego nie daje zadowalających wyników. Dobre wyniki można tu osiągnąć jedynie po zastosowaniu spawania łukowego w atmosferach ochronnych, a to dzięki wysokiej koncentracji źródła ciepła oraz osłonie gazu ochronnego.

b. Spawanie stopów lekkich

Oddzielną zupełnie grupą materiałów, gdzie spawanie w atmosferach ochronnych znalazło szerokie zastosowanie, są stopy lekkie, aluminium i magnezu.

Zasadnicze trudności przy spawaniu aluminium i jego stopów wynikają z jego własności fizyko-chemicznych. Do najważniejszych z nich zaliczyć należy skłonność do natychmiastowego tworzenia się na powierzchni aluminium

ściślej, niemetalicznej warstewki tlenku aluminium, przy czym temperatura jego topliwości jest przeszło trzykrotnie wyższa niż temperatura topliwości aluminium. Usunięcie tej warstewki i umożliwienie bezpośredniego kontaktu pomiędzy metalem rodzimym łączonych krawędzi jest warunkiem uzyskania poprawnego złącza. Przy spawaniu acetylenowo-tlenowym, które jest wyłącznie stosowane do łączenia elementów cienkościennych, rolę powyższą spełnia topnik, który wchodząc w reakcję z tlenkiem aluminium tworzy niskotopliwe związki wyprzedzające na powierzchni jeziorka metalu. Topnik ten jednak musi być po spawaniu starannie usunięty, gdyż może spowodować korozję złącza. W niektórych typach złączy, np. w złączach pachwinowych, zakładkowych, dokładne usunięcie topnika jest niemożliwe i wobec tego stosowanie go jest niewskazane.

Dalszą trudnością spawania aluminium jest jego bardzo duże przewodnictwo ciepłone, co narzuca warunek stosowania do spawania źródeł ciepła o wysokiej koncentracji.

Jedyną metodą spawania beztopnikowego aluminium i jego stopów jest właśnie spawanie łukowe w atmosferach gazu obojętnego.

Błonka tlenków zostaje tutaj rozbita i rozproszona dzięki procesowi rozpylenia katodowego, zachodzącemu w łuku.

Tabela V

Parametry spawania złączy doczołowych ze stali niskostopowych

Grubość blach	Srednica spoiwa	Srednica elektrody	Napięcie prądu	Prędkość spawania	Srednica dyszy	Wydatek argonu
mm	mm	mm	A	cm/min	mm	l/min
0,6	0,6—1,0	0,6—1,0	15—25	18—25	6	3,0—4,0
1,0	1,0—1,2	1,0—1,5	25—45	18—39	6	3,0—4,0
1,5	1,5—2,0	1,5—2,0	50—80	15—25	6	3,0—4,0
2,0	2,0—2,5	1,5—2,5	80—125	14—24	9	3,5—6,0
2,5	2,5—3,0	2,0—3,0	100—150	13—22	9	3,5—6,0

Metoda spawania łukowego w atmosferach gazów obojętnych rozszerza więc zakres stosowania spawania stopów aluminium na wszelkie typy połączeń bez obawy powstania korozji, eliminując jednocześnie z procesu kłopotliwą operację usuwania topnika. Ponadto metoda ta — dzięki swoim cechom — pozwala osiągnąć dobre wyniki przy spawaniu takich stopów aluminiowych, których łączenie za pomocą spawania acetylenowo-tlenowego sprawiało znaczne trudności lub było wręcz niemożliwe.

Stopem takim, przy spawaniu którego natrafiano na trudności, szczególnie w złączach pachwinowych, są stopy aluminium z magnezem. W stopach tych występują często porowatości, szczególnie w strefie metalu częściowo roztopionego, czasem w spoinie. Ilość ich jest zależna od czasu przetrzymywania metalu w temperaturze leżącej pomiędzy solidusem a likwidusem; im czas ten jest większy, tym możliwość wystąpienia porowatości jest większa. Ponieważ prędkość spawania łukowego w atmosferach obojętnych jest kilkakrotnie większa niż prędkość spawania acetylenowo-tlenowego, wady te w tym przypadku w ogóle nie występują.

W tabeli VI zestawiono wyniki prób wytrzymałościowych złączy doczołowych wykonanych z blachy AMgAP.

Stopami aluminium, które dotychczas były uważane za niespawalne, a zastosowanie metody spawania łukowego w atmosferach obojętnych umożliwiło ich łączenie przez spawanie, są durale. Wiadomo, że w przypadku nagrzania duralu powyżej temperatury solidusu zachodzi utlenianie nadtopionych granic ziaren, tzw. przepalenie materiału. W stanie tym materiał wykazuje tak niskie własności wytrzymałościowe i plastyczne, że w ogóle nie nadaje się do

Tabela VI

Wytrzymałość złączy doczołowych wykonanych z blachy AMgAP. Spoiwo AMg

Metoda spawania	Rr (kG/mm ²)	Uwagi
Materiał rodzimy	<u>26,7—27,0</u> 26,8	
Acetylenowo-tlenowe	<u>18,1—20,5</u> 19,7	4 próbki zerwały się w spoinie, 6 próbek 20 mm poza.
Łukowo-argonowe	<u>19,8—20,3</u> 20,1	Wszystkie próbki zerwały się około 6 mm poza spoiną.

użytku. Ponieważ przy spawaniu w pewnej części złącza metal będzie zawsze nagrany do temperatury leżącej powyżej solidusu, istnieje możliwość jego przepalenia. Jednak przy dostatecznie szybkim procesie można tego uniknąć, a tym samym ominąć główną przyczynę złej spawalności durali. Jest zrozumiałe, że nie da się tego osiągnąć przez stosowanie do spawania palnika gazowego, gdzie niska stosunkowo koncentracja ciepła nie pozwala na dostatecznie duże prędkości spawania. Warunek ten spełnia jednak metoda spawania łukowego w atmosferach gazów obojętnych. Istotnym też czynnikiem jest w tym przypadku ochrona strefy spawania gazem obojętnym.

Zasadniczym warunkiem przy spawaniu durali, obok wymaganych normalnie przy spawaniu w atmosferach ochronnych, jest dostateczna prędkość spawania, minimum 20 cm/min. W tabeli VII zestawiono wyniki badań własności

Tabela VII

Własności mechaniczne złączy ze stopu D16AT, spoiwo AK

Rodzaj próbki	Rr (kG/mm ²)	a ₅ (%)	Uwagi
Materiał rodzimy	$\frac{47,7-48,6}{48,2}$	$\frac{20,0-22,0}{20,9}$	
Złącza	$\frac{42,4-45,6}{43,8}$	$\frac{6,8-8,0}{7,5}$	4 próbki zerwały się w spoinie, 6 na granicy spoiny.

mechanicznych złączy doczołowych z blach D16AT po przesycaaniu w temperaturze 500 °C i starzeniu samorzutnym. Jako spoiwo zastosowany był drut AK (4,5—6% Si, reszta Al).

Spawanie łukowe w atmosferach gazów obojętnych przydatne jest nie tylko przy łączeniu stopów aluminium przeznaczonych do obróbki plastycznej, lecz także stopów odlewniczych, przede wszystkim siluminów. Naprawa wad

Tabela VIII

Orientacyjne parametry spawania złączy doczołowych ze stopów aluminium prądem zmiennym

Grubość materiału	Srednica elektrody	Srednica spoiwa	Nateżenie prądu	Srednica dyszy	Wydatek argonu	Prędkość spawania
mm	mm	mm	A	mm	l/min	cm/min
1,0	1,0—1,5	1,0	50—90	6	3—4	20—28
1,5	1,5—2,0	2,0	70—135	6	3—4	24—30
2,0	2,0—3,0	2,5	90—150	9	6—7	22—26
3,0	3,0—4,0	3,0	140—250	12	8—10	18—30

odlewniczych pozwala tu osiągnąć znaczne korzyści techniczne i ekonomiczne.

W tabeli VIII zestawiono orientacyjne parametry spawania złączy doczołowych aluminium i jego stopów prądem zmiennym. Przy spawaniu durali należy stosować górne granice wartości podanych w tabeli.

Przy spawaniu magnezu i jego stopów występują podobne trudności, jak przy spawaniu aluminium, jednak błonka tlenku magnezu nie jest tak zwarta i nie przylega tak ściśle do powierzchni, jak warstewka tlenków aluminium. Poza intensywnym utlenianiem stopy magnezu nagrzane do temperatur bliskich punktu topliwości intensywnie łączą się z azotem na azotki. Obecność tlenków i azotków obniża własności mechaniczne stopów, a w szczególności udarność. Wszystkie te trudności i niebezpieczeństwa nie występują przy spawaniu łukowym w atmosferach obojętnych. Metoda ta przynosi dobre wyniki zarówno przy spawaniu stopów magnezu przeznaczonych do obróbki plastycznej, jak i stopów odlewniczych.

Warto mieć na uwadze, że stosowanie właściwych metod spawania stopów lekkich, zapewniających uzyskanie dobrych połączeń, jest szczególnie istotnym zagadnieniem w przemyśle lotniczym, gdzie materiały te są jednym z podstawowych tworzyw metalowych.

Mgr inż. ANTONI GOŁĘDZINOWSKI

Kontrola łopatek

Cz. II

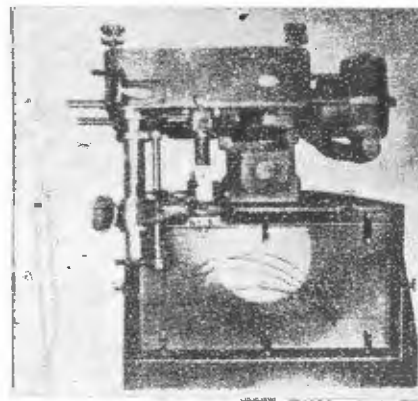
W pierwszej części artykułu omówiono ogólne metody kontroli łopatek oraz szczegółowe metody kontroli wymiarowej zamka łopatki i pióra łopatki. W zakończeniu omówiono metodę optyczną oraz specjalne metody pomiaru łopatek.

Aparaty optyczne

Aparaty optyczne mają ogromną zaletę w stosunku do innych metod, mianowicie pozwalają na obserwację całego profilu, co umożliwia stwierdzenie łagodności przejść, falistości i załamań. Istnieje wiele wariantów wykorzystania metody optycznej. Nie można jej jednakże zastosować w układzie konwencjonalnym, gdyż łopatki dysponują skrętem profilu, a więc pewne partie pióra znajdują się w „cieniu”. Dla skontrolowania dowolnego przekroju łopatki należy uciec się do wykorzystania układów pantograficznych dla obwodzenia przekrojów rzeczywistych lub stosowania metody przekrojów świetlnych. W pierwszym przypadku otrzymuje się na ekranie w powiększeniu ruchy wodzika stykającego się z profilem rzeczywistym i porównując położenie końca wodzika na ekranie z obrysem teoretycznym ocenia się błędy. Ten sposób bywa stosowany w dwóch wersjach: a) profil jest nieruchomy, a po ekranie przemieszcza się punkt, odpowiadający końcówce wodzika (rys. 16), b) w drugiej wersji na odwrót (rys. 17 i 18).

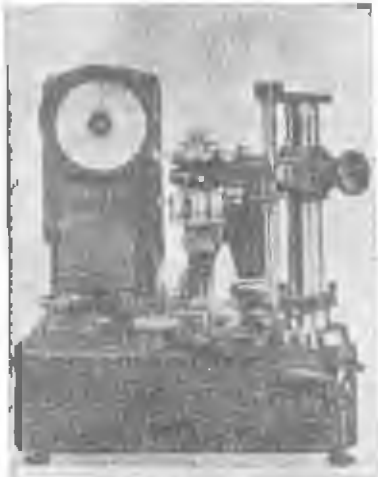
W metodzie przekrojów świetlnych odpowiedni przekrój wyznaczony jest przez wąski, obwodowy strumień światła. W tej metodzie unika się bezpośredniego styku części mechanicznych z profilem, co pozwala na wykorzystanie ich do kontroli woskowych modeli łopatek itp. (rys. 19). Pierwsza wersja należy do grupy kontroli mechaniczno-optycznych, druga — do czysto optycznych. Obie metody znalazły

zły powszechne zastosowanie. Stosowane powiększenia od 10 do 40 razy, a odpowiadające temu dokładności — 0,06 do 0,015 mm. Przemieszczenia względne przekrojów pozwalają mierzyć takie parametry jak: skręt profilu, prostoliniowość osi łopatki, lokalizację w stosunku do obsady itp. Aparaty tej grupy produkuje kilka firm specjalistycznych jak: Société Genevoise, O.M.T. (Optical Measuring Tools),



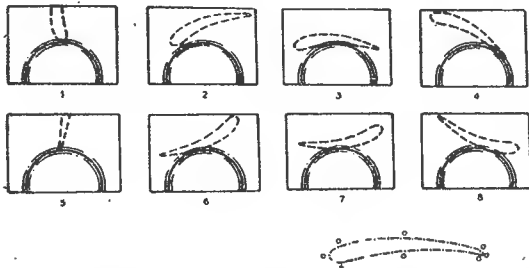
Rys. 16. Aparat optyczny firmy O.M.T. model L. Po nieruchomym profilu przesuwają się koło z siatką tolerancyjną — odpowiednik punktu styku z łopatką. Główne zastosowanie w zakładach doświadczalnych

Taylor-Hobson i inne. Konstrukcje firm tych mieszczą się w opisie podanym powyżej. Jednakże kilka aparatów odbiega od tych zasad i należy je potraktować osobno. Jednym z takich aparatów jest mikroskop firmy Taylor-Hobson (rys. 20). Służy wyłącznie do kontroli krawędzi natarcia i spływu. Pole widzenia obejmuje średnicę 4,6 mm.



Rys. 17. Aparat optyczny firmy O.M.T. Nieruchomy punkt z naniesioną tolerancją i ruchomy profil

Kształt krawędzi widziany jest w powiększeniu 40-krotnym i porównywany z rysunkiem wzorcowym, wykonanym w skali 20-krotnej. Okular daje powiększenie 2-krotne, co właśnie umożliwia obserwację w powiększeniu 40-krotnym. Wielkość łopatek może dochodzić do wymiaru cięciwy 63 mm. Dokładność pomiaru 0,025 mm.

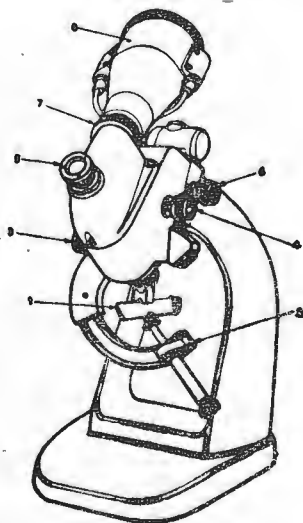


Rys. 18. Sekwencja obserwacji na projektorze mechaniczno-optycznym firmy O.M.T. w ośmiu fazach obrotu oraz rysunek zaobserwowanych błędów

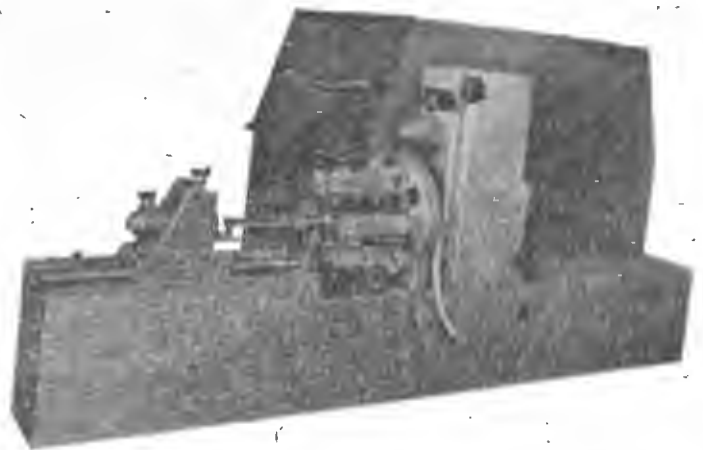
Innym, ciekawym aparatem jest AP-15 firmy Société Genevoise (rys. 21), dający pomiary na drodze przekrojów świetlnych. Udoskonalenie tego aparatu, pozwalające na wymianę soczewek pełnych na pierścieniowe, umożliwia kontrolę długich łopatek. Wreszcie można tym aparatem kontrolować łopatki bandażowe i na koniec rzutować na



Rys. 19. Aparat optyczny firmy Société Genevoise AP-14, działający na zasadzie przekrojów świetlnych



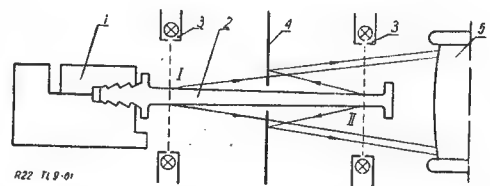
Rys. 20. Mikroskop firmy Taylor-Hobson służący do kontroli krawędzi natarcia i spływu



Rys. 21. Projektor AP-15 firmy Société Genevoise do kontroli profilu dużych łopatek turbinowych

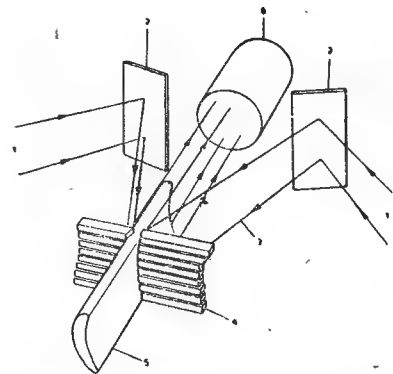
ekran jednocześnie dwa różne przekroje według zasady pokazanej na rys. 22, co umożliwia pomiar kąta skreću.

Innym, ciekawym przyrządem, opartym na metodzie mechaniczno-optycznej, jest wielopunktowy projektor firmy Watson Manastry, którego schemat działania pokazany jest na rys. 23.



Rys. 22. Zasada rzutowania na ekran jednocześnie dwóch różnych przekrojów: I i II mierzone przekroje; 1) uchwyt, 2) łopátka, 3) oświetlenie pierścieniowe, 4) ekran półprzezroczysty, 5) obiektyw

Szereg końcówek pomiarowych odległych od siebie o 0,75 mm (rozstawienie może być większe), rozstawionych z obu stron profilu w jednym przekroju, styka się z powierzchnią łopátki. Dla umożliwienia pomiaru łopatek ze skrećem, zastosowano oświetlenie skośne (jak widać ze schematu — rys. 23). Oświetlone końce styków rzutowane są na ekran za pomocą układu optycznego w powiększeniu

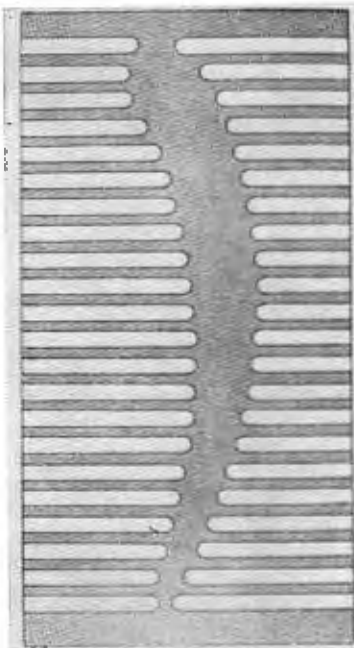


Rys. 23. Schemat oświetlenia profilu podczas kontroli w projektorze wielopunktowym firmy Watson Manastry; 1) źródło światła, 2) lustro zamocowane uchylnie, 3) droga promieni świetlnych, 4) końcówki pomiarowe, 5) łopátka, 6) obiektyw projektora

20-krotnym (rys. 24). Porównując obraz z rysunkiem wzorcowym ocenia się prawidłowość profilu. Zaletą tego układu jest rzutowanie rzeczywistych punktów styku. Wymiary ekranu 300 x 600 mm. Cięciwa łopátki maksimum 30 mm, a długość między skrajnymi przekrojami pomiarowymi 88 mm.

Równie ciekawym, a jednocześnie bardziej uniwersalnym aparatem jest urządzenie firmy O.M.T. (Optical Measuring Tools, Ltd.). Służy ono do pomiaru nie tylko profilu, ale również krawędzi natarcia i spływu, jak również skreću i usytuowania względem osady. Zakres pomiarowy obejmuje łopatki o cięciwie do 63 mm i długości do 127 mm. Aparat pracuje na powiększeniu 20-krotnym i daje

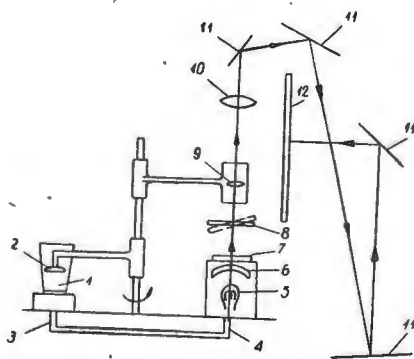
dokładność 5 do 7 μ . Zasada działania pokazana jest na rys. 25. Łopátka, zamocowana pionowo, obraca się ruchem synchronicznym z cylindrem zamkniętym ekranem z obrazami profilów badanych przekrojów. Z łopátką styka się rolka zamocowana dźwigniowo z soczewką projekcyjną, na której znajduje się obraz trzech kół koncentrycznych. Środkowe koło odpowiada średnicy rolki wodzącej, a skrajne wyznaczają tolerancję profilu. Odchylnymi ruchami rolki steruje rzeczywisty kształt łopátki, a ruch ten z kolei odtwarzany jest przez soczewkę projekcyjną. W efekcie otrzymuje się na ekranie obraz obracającego się profilu stycznego do kół tolerancyjnych (rys. 18). Poza tym aparat wyposażony jest w urządzenie klinowe, umożliwiające regulację wzajemnego położenia elementów obrazu na ekranie — zarówno przesunięć liniowych, jak i kątowych. Wyposażenie to może służyć do pomiarów ilościowych błędów profilu. Większość aparatów do kontroli łopatek pracuje na zasadzie porównawczej, z wzorcem lub łopatką wzorcową, lub wręcz z rysunkiem odtwarzającym profil teoretyczny. Wszystkie więc wyniki będą traktowane jako pomiary względne — odchylenia od przyjętego wzorca. Dla uzyskania wartości bezwzględnych należy wziąć pod uwagę odczyt z aparatu porównawczego i wymiary bezwzględne wzorca. Dokładność pomiaru będzie zawierała sumę błędów wzorca i odczytu. Pomiarów bezwzględnych dokonuje się tylko dla łopatek wzorcowych, na ogół na uniwersalnych urządzeniach pomiarowych, jak np. mikroskop uniwersalny z optycznym stołem podziałowym i adaptowaną kolumną czujnikową. Mogą to być również czujniki pneumatyczne. Dokładność pomiaru łopatek wzorcowych nie może być niższa niż 0,01 mm.



Rys. 24. Schematyczne ujęcie obrazu na ekranie projektora wg rys. 23. Wierzchołki końcówek pomiarowych wyznaczają kształt profilu

W celu zwiększenia rozeznania w możliwościach i przydatnościach poszczególnych typów aparatów do kontroli łopatek należy przeprowadzić porównanie ich charakterystyk. Aparaty optyczne w większości konstrukcji pracują przy powiększeniach 10÷30-krotnych i odpowiednio dokładność odczytu waha się w granicach 0,05—0,015 mm.

Zasada pracy polega na ustawieniu w pobliżu zamocowanej łopátki źródła drgań o wiadomej, ale zmiennej częstotliwości. Na skutek podobieństwa częstotliwości łopátka zacznie drgać. Zmieniając częstotliwość impulsów można doprowadzić do rezonansu z łopatką, co łatwo stwierdzić, obserwując amplitudę na lampie oscyloskopowej sprzężonej z odbiornikiem drgań łopátki. Częstotliwość rezonansowa jest łatwa w ocenie, jak to widać z zależności podanej na rys. 26. Częstotliwość rezonansową odczytuje się na urządzeniu generującym drgania (aparat z prawej strony na rys. 27). Próby przeprowadzone przez firmę D. Napier and Son Ltd. wykazały, że odchylenie częstotliwości od rezonansowej dla zespołu łopátki w zakresie $\pm 5\%$ świadczy o ich prawidłowej strukturze i dobrym wykonaniu kształtów. Dla większej pewności można tę tolerancję zacieśnić do $\pm 3\%$. Przy kontroli indywidualnej łopátka zamocowana jest siłą 5 ton, co stwarza podobne osadzenie, jak w warunkach pracy.



Rys. 25. Schemat układu mechanicznego i optycznego w projektorze łopatkowym firmy O.M.T.; 1) łopátka, 2) rolka wodząca, 3) oś stołu łopátki, 4) oś sprzężonego wzorca, 5) oświetlenie, 6) kondensator, 7) rysunek wzorca, 8) płytka korekcyjna, 9) obiektyw z kołem wzorcowym, 10) soczewka skupiająca, 11) układ lustrowy, 12) ekran

Dokładność taka jest wystarczająca dla kontroli profilu łopatek. Za stosowaniem tych aparatów przemawia wiele względów:

a) stosowanie zegarów czujnikowych do kontroli profilu łopatek o skomplikowanej geometrii jest bardzo mozolne, mimo że wskaźniki te dająby dokładność tego samego rzędu;

b) pomiar urządzeniem optycznym pozwala na obserwację całego profilu lub wycinka i daje więcej informacji o mierzonym elemencie;

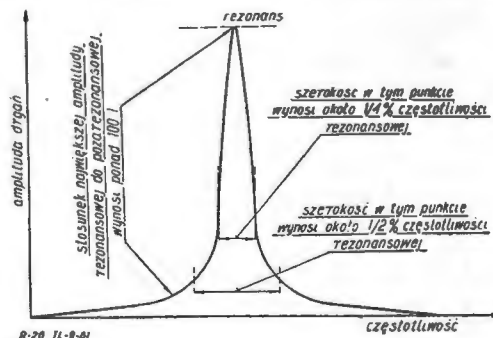
c) aparaty optyczne mają znaczną przepustowość, około 200 sztuk na godzinę, oraz przekonywającą metodę kontroli;

d) nie ma zużycia elementów mierniczych trących o powierzchnię łopátki.

W porównaniu z nimi aparaty pneumatyczne posiadają wyższą dokładność (do 0,0075 mm). Poza tym podają wartości bezwzględne, eliminując subiektywny błąd oceny. Wydajność aparatów pneumatycznych jest dwukrotnie wyższa od optycznych. Pozwalają one na jednoczesny pomiar profilu pióra oraz innych elementów, np. zamka łopátki.

Specjalne metody pomiaru

Poza wymienionymi typami aparatury i metodami kontroli łopatek, istnieją urządzenia znacznie odbiegające, oparte na zupełnie odrębnych zasadach. Jednym z nich jest urządzenie do pomiaru częstości własnej łopatek, oparte na zasadzie rezonansowej. Istnieje bowiem relacja między częstotliwością drgań przedmiotu z jednej strony, a wymiarami przedmiotu i strukturą materiału — z drugiej strony. W odniesieniu do łopatek ustalono, że dwa ich egzemplarze o jednakowej strukturze materiałowej i różnych odchyłkach geometrycznych, ale mieszczących się w tolerancji, będą miały różne częstości — niewiele od siebie odległe. Gdyby wykonać dwie łopátki wzorcowe: jedną w dolnych granicach tolerancji, a drugą w górnych, i pomierzyć ich częstości drgań, to stanowiłyby one dolną



Rys. 26. Typowa krzywa rezonansu, pokazująca stosunek amplitud drgań łopátki w zakresie rezonansu i poza nim

górny granicę, w jakich znajdują się częstości łopatek wykonane w tolerancjach rysunkowych — zawsze przy założeniu prawidłowej struktury materiału. Przekroczenie tych granic częstości oznaczałoby albo wady materiałowe, albo błędy geometryczne, dyskwalifikujące łopátkę. Jak widać, jest to metoda kompleksowa, pozwalająca na ustalenie selekcji łopatek na dobre i złe, nie precyzująca jednak wielkości i charakteru błędów istniejącego w łopatkach złych.

Zasada pracy polega na ustawieniu w pobliżu zamocowanej łopátki źródła drgań o wiadomej, ale zmiennej częstotliwości. Na skutek podobieństwa częstotliwości łopátka zacznie drgać. Zmieniając częstotliwość impulsów można doprowadzić do rezonansu z łopatką, co łatwo stwierdzić, obserwując amplitudę na lampie oscyloskopowej sprzężonej z odbiornikiem drgań łopátki. Częstotliwość rezonansowa jest łatwa w ocenie, jak to widać z zależności podanej na rys. 26. Częstotliwość rezonansową odczytuje się na urządzeniu generującym drgania (aparat z prawej strony na rys. 27). Próby przeprowadzone przez firmę D. Napier and Son Ltd. wykazały, że odchylenie częstotliwości od rezonansowej dla zespołu łopátki w zakresie $\pm 5\%$ świadczy o ich prawidłowej strukturze i dobrym wykonaniu kształtów. Dla większej pewności można tę tolerancję zacieśnić do $\pm 3\%$. Przy kontroli indywidualnej łopátka zamocowana jest siłą 5 ton, co stwarza podobne osadzenie, jak w warunkach pracy.

Aparatura ta może służyć również do łopatek osadzonych w dyskach. Ma to szczególną zaletę przy kontroli łopatek po próbnym okresie pracy — nie wymaga demontażu. W tym przypadku zmiana o 3% częstotliwości wskazuje na uszkodzenia spowodowane zmęczeniem czy pełzaniem. Minimalne pęknięcia i uszkodzenia wewnętrzne materiału powodują znaczne zmiany częstości i to jest chyba największą zaletą tej metody, że pozwala jednoznacznie oce-

Tabela II
Charakterystyki aparatury do pomiaru łopatek

L. p.	Nazwa aparatu i firma	Rodzaj aparatu	Dokładność (mm)	Czas pomiaru 1 łopatki (sek)	Typowe zastosowanie
1	Aparaty zespołowe Sigma	Pneumat. elektrycz.	do 0,0075 do 0,001	10	Pomiary „jaskóczego ogona”, kilkanaście wymiarów
2	Czujnikowy O.M.T.	Mechaniczny lub elektrycz.	0,0015	80	Pomiary „jaskóczego ogona” — pojedyncze
3	Wahadłowe	Mechaniczny	$\pm 0,02$	20—30	Jednostronne pomiary profilu (dla produkcji jednostkowej)
4	„Okienkowe”	Mechaniczny	$\pm 0,02$	30—40	Dwustronne pomiary profilu (prod. jednostkowa)
5	Rysikowe	Mechaniczny	$\pm 0,02$	40—60	Odwzorowanie profilu na okopconym szkłe (prod. prototypowa)
6	Wielopunktowe	Mechaniczny	$\pm 0,01$	40	Informacja o kilku punktach profilu (prototypowa)
7	Wielopunktowy POMKŁ-3 (ZSRR)	Mech.-opt.	$\pm 0,02$	25—40	Pomiar profilu (czas przebrożenia 1—5 min.)
8	Projektor O.M.T.	Optyczny	pow. 20 \times błąd 0,025	15—20	Kontrola profilu małych łopatek
9	Projektor O.M.T. (druga wersja)	Optyczny	pow. 30 \times błąd 0,015	15—20	Profile małych i dużych łopatek (prod. seryjna)
10	Projektor O.M.T mod. E	Optyczny	pow. 10 \times błąd 0,05	15—20	Profil łopatki (w zakładach doświadczalnych)
11	Projektor AP-14 Société Genevoise (SIP)	Optyczny	pow. 10 \times błąd 0,05	20	Profil łopatki
12	Projektor AP-14A (SIP)	Optyczny	pow. 20 \times błąd 0,025	20	Profil łopatek (również bandażowych)
13	Projektor AP-15 (SIP)	Optyczny	pow. 10 i 20 \times błąd 0,05 i 0,025	20	Profil łopatek długich (do 700 mm) i bandażowych
14	Projektor Taylor-Hobsona	Optyczny	0,02—0,05	15 \times 20	Jak poprzedni
15	Urządzenia kontrolne ESD a) model 350 b) model 325	Optyczno-rysikowe ” ”	0,02—0,05 0,02—0,05	60 30	Kontrola profili wzorcowych dla odlewów precyzyjnych, profile łopatek w toku produkcji
16	Mikroskop Taylor-Hobson	Optyczny	0,025	20	Kontrola krawędzi natarcia i spływu
17	Probograf Warner and Swasey Research Corp.	Elektryczny	0,02	3—4	Kontrola profilu i obsady łopatki (prod. masowa), przeskalowanie 15 sek
18	Zespołowe Sigma	Pneumatyczny	do 0,0075	10	Kontrola pióra i obsady Przeskalowanie 30 min.
19	Projektor Watson Manastry	Mechaniczno-optyczny	0,03	25	Kontrola profilu
20	Projektor obwiedniowy O.M.T.	Optyczny	0,005—0,007	25	Kontrola profilu wraz z krawędziami natarcia i spływu
21	Rezonansowy D. Napier	Rezonan.	$\pm 0,05$	30	Kontrola kształtu, wymiarów i struktury materiałowej łopatki
22	Programowe	Cyfrowe	0,005	20	Pomiary profilu z zapisem

nić przydatność łopatki zarówno pod kątem geometrii, jak i struktury materiału i nieobecności uszkodzeń wewnętrznych i powierzchniowych. Poza tym jest to metoda bardzo

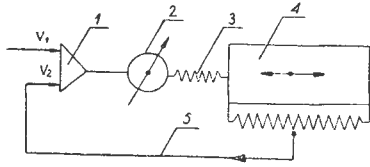


Rys. 27. Wyposażenie firmy Napier do kontroli rezonansowej łopatek w czasie sprawdzania pojedynczych sztuk. Z lewej strony agregat do sterowania i odczytu, z prawej — prasa hydrauliczna o nacisku 5 ton, do mocowania łopatki

szybka. W normalnych warunkach przepustowość jej wynosi do 120 łopatek na godzinę. Ustalanie prawidłowej częstotliwości (nominalnej) przeprowadza się według łopatki wzorcowej.

Innym sposobem nietypowym jest wykorzystanie urządzenia programowego. Jest to nowy sposób sterowania automatycznego obrabiarkami specjalnie przystosowanymi lub specjalnymi. Polega ono na ułożeniu programu obróbki przedmiotu w formie zakodowanej na taśmach perforowanych lub magnetycznych, wprowadzeniu go do zespołu sterującego, znajdującego się w osobnej szafce, skąd instrukcje, zgodne z założonym programem, przekazywane są w formie np. impulsów elektrycznych do serwo-mechanizmów sterujących ruchami obrabiarki. Dla zagwarantowania pewności i ścisłości wykonywanych poleceń wprowadzony został układ sprzężenia zwrotnego, kontrolujący wszystkie przemieszczenia elementów obrabiarki. W przypadku odchylenia od zadanego programu impuls od sprzężenia zwrotnego wraca do układu sterowania i koryguje sygnały wysyłane przez ten układ w ten sposób, że następuje poprawka do stanu zgodnego z programem (rys. 28). Czułość tego układu pomiarowego i reakcje sprzężenia zwrotnego zachodzą już nawet przy błędzie 5 μ . Jest to więc bardzo dobry system kontrolny, który pozwala na to, że w przypadku „programowego” wykonywania profilu łopatki można bez dalszych pomiarów twierdzić, że wymiary jej nie mają większych odchyłek wymiarowych niż czu-

łość układu sprzężenia zwrotnego. Poza tym sposobem „kontrolni czynnej” istnieją specjalne urządzenia pomiarowe, oparte na tej samej zasadzie, z tym że zamiast narzędzia umieszczony jest wózek pomiarowy, stykający się ciągle z przedmiotem, a wykonujący ruchy zgodne z założonym programem (to jest teoretycznymi wymiarami), a niedokładności samego przedmiotu wykazywane są przez aparat rejestrujący jako różnica od wymiarów nominalnych. Dodatkową zaletą tego układu, poza czułością, jest możliwość uzyskania rejestracji błędów w formie zapisu, co stanowi trwałe dokument jakości. Wadą tych urządzeń jest olbrzymi koszt (system sterowania z generacją krzywej wymaga stosowania matematycznych maszyn cyfrowych) i niezbyt



R 20 TL 9/61

Rys. 28. Schemat sprzężenia przy sterowaniu programowym: V_1 — napięcie sterujące (doprowadzone napięcie wg zadanego położenia stołu), V_2 — napięcie pomocnicze; 1) wzmacniacz, 2) silnik, 3) śruba pociągowa, 4) stół, 5) pętla sprzężenia zwrotnego. Przy $V_1 - V_2 = 0$ silnik stoi, przy $V_1 - V_2 \neq 0$ silnik obraca się

dużą wydajność w stosunku do innych metod. Jednakże zalety tak olbrzymie — dokładność, pewność, połączenie wykonania z kontrolą, zbędność wzorców, niezmiernie krótki czas przygotowania produkcji i wiele innych — powodują, że urządzenia tego typu szybko zdobywają sobie prawa obywatelstwa, szczególnie w przemyśle lotniczym. Między innymi dają one możliwość wykonania i pomiaru łopatek wzorcowych i wzorców funkcjonalnych. Ten szeroki asortyment metod i urządzeń kontrolnych do pomiaru łopatek pozwala wnioskować o ważności zagadnienia. Jednocześnie może stwarzać poważne kłopoty przy wyborze metody i środków. Dla ułatwienia powzięcia decyzji podana zostaje tabela zbiorcza skróconych charakterystyk (tab. II). Brak w niej istotnej rubryki — ceny aparatury. Jednakże ustalenie jej jest trudne z różnych względów, a między innymi zależy ona od wersji danego typu, dodatkowego wyposażenia itp. Przy doborze metod i środków pomiarowych należy wziąć pod uwagę takie czynniki

jak: rodzaj produkcji (jednostkowa, seryjna czy masowa), kształt i wymiary łopatek, zadane dokładności, stabilność jednego typu wyrobu i możliwe fluktuacje, kulturę techniczną obsługi i wiele innych, a ze strony aparatury — jej charakterystykę, cenę itp. Ze względu na wysokie koszty dowolnego aparatu, należy każdorazowo przeprowadzić pełną i dokładną analizę techniczno-ekonomiczną takiej inwestycji.

Przedstawione tu materiały świadczą o ciężarze gatunkowym zagadnienia, które nie może być wyczerpująco omówione w jednym artykule. Zainteresowanym podajemy wykaz literatury dla szczegółowszego zapoznania się wybranym zakresem tematu.

LITERATURA

1. American turbine blade production has developed its own methods, Metallworking Production, November 4/1955, str. 1857
2. Blade checking, Aircraft Production nr 4/1949
3. Blade checking, Aircraft Production nr 11/1953, str. 436
4. Blade edge inspection, Aircraft Production nr 12/1954, str. 499
5. Blade inspection, Aircraft Production nr 4/1950, str. 120
6. Blade inspection, Aircraft Production nr 6/1960, str. 226
7. Blade profile inspection, Aircraft Production nr 9/1954, str. 373
8. Compressor blade inspection, Aircraft Production nr 11/1952, str. 381
9. Contour and profile investigation, Aircraft Production nr 5/1950, str. 161
10. Contour and profile investigation, Aircraft Production nr 6/1950, str. 192
11. Contour and profile investigation, Aircraft Production, nr 7/1950, str. 232
12. Fir-tree form inspection, Aircraft Production nr 3/1952, str. 89
13. Gas turbine production, The Aeroplane March, 11/1955, str. 301
14. High speed blade checking, Aircraft Production, nr 3/1950, str. 73
15. Inspection by resonance, Aircraft Production, nr 10/1959, str. 330
16. Nickols L. W.: Blade root inspection, Aircraft Production, nr 6/1955, str. 212
17. Optical inspection - profile projector, Aircraft Production, nr 3/1951, str. 95
18. Podzej A. W. i inni: Technologia awiadwigatielostrojenia, Oborongiz, 1957
19. Profile inspection, Aircraft Production nr 4/1960, str. 132
20. Stage inspection of blades, Aircraft Production, nr 1/1953, str. 22
21. Szalnow W. A.: Szlifowanie i polirowanie łopatek gazoturbinnych gwigatielej, Oborongiz 1958 r.
22. Turbine blade inspection, Aircraft Production, nr 7/1949, str. 234
23. Turbine blade inspection, Aircraft Production nr 4/51, str. 105
24. Turbine blade inspection, Aircraft Production, nr 8/51, str. 249
25. Turbine blade inspection, Aircraft Production, nr 1/55, str. 40
26. Whitfield G. A.: „The introduction of Numerically Controlled Machine Tools”, The Institution of Production Engineers — Paper Symposium, 1960 r.
27. Buć J., Zieliński R.: „Technika sterowania numerycznego obrabkarkami w przemyśle lotniczym”, Technika Lotnicza nr 5/61 r.

Mgr inż. STEFAN KOŁODYŃSKI

Hałas a środowisko ludzkie

Fizjologia hałasu, jednostki i pomiar

Hałas jest to każdy niepożądany głos. Hałas rozprasza uwagę, utrudnia porozumiewanie się, rozstraja nerwowo i przyczynia się do bezsenności; może również spowodować stałą głuchotę.

Drgania akustyczne powodują zagęszczanie się i rozrzedzenie cząsteczek powietrza. Tę część ciśnienia powietrza, która ulega zmianom, nazywamy ciśnieniem akustycznym. W stosunku do ciśnienia atmosferycznego może ono być dodatnie lub ujemne.

Ciśnienie akustyczne oddziałuje na błony bębenkowe uszu. Zaczynają one drgać i bodźce te poprzez nerw słuchowy docierają drganiami nerwowymi do dpowiednich ośrodków w mózgu, wywołując wrażenie głosu.

Prędkość, z jaką zaburzenia cząsteczek powietrza wędrują w przestrzeni, stanowi prędkość głosu. Przeciętne ucho ludzkie słyszy jako tony częstotliwości od około 20 do ponad 16 000 drgań na sekundę. Jest ono najbardziej wrażliwe na częstotliwości od 500 do 6000 drgań/sek i w tym przedziale łatwo wykrywa fale głosowe o molekularnych amplitudach, a fale o milimetrych amplitudach słyszy jako potężny hałas. Mowa ludzka obejmuje przeciętnie częstotliwości od 600 do 4800 drgań/sek. Przy niższych i wyższych częstotliwościach (patrz tabela) zmysł słuchu jest mniej wrażliwy, to znaczy, że potrzeba większych ciśnień akustycznych, aby wywołać tej samej wielkości wrażenie głośności, jakiego doznajemy na częstotliwościach średnich. Tylko przy wysokim ciśnieniu akustycznym zmysł słuchu

jest prawie jednakowo wrażliwy na wszystkie częstotliwości.

Jako normę porównawczą głośności przyjęto czysty ton o częstotliwości 1000 drgań/sek i przy ciśnieniu 0,0002 dyn/cm², to jest nieco poniżej ciśnienia progu słyszalności dla tej częstotliwości, wynoszącym 0,0003 dyn/cm². Głośność hałasu przy częstotliwościach mniejszych lub większych od 1000 drgań/sek określa się w porównaniu z rezultatami przy częstotliwości 1000 drgań/sek, ponieważ wrażliwość zmysłu słuchu przy każdej częstotliwości jest inna.

Rozchodzenie się fal głosowych związane jest nie tylko ze zmianami ciśnienia atmosferycznego, lecz również z promieniowaniem pewnej ilości energii przez źródło głosu. Można więc określić hałas fizycznie, podając jego natężenie akustyczne w watach na cm² powierzchni jako funkcję częstotliwości, przy czym powierzchnia ta jest prostopadła do kierunku rozchodzenia się fal głosowych. Zmysł słuchu rozpoznaje raczej stosunek wielkości bodźców, a nie ich różnicę, dlatego głośność obiektywną mierzymy stosunkiem

Tabela I

Wrażliwość narządu słuchu na częstotliwości

Częstotliwość tonu drgań na sek	50	1000	3000 do 5000	10 000
Próg słyszalności przy ciśnieniu akustycznym $\frac{\text{dyn}}{\text{cm}^2}$	0,02	0,0003	0,00015	0,0015

nateżeń. Ponieważ zakres nateżeń głosowych jest bardzo duży, a stosunek nateżeń największych do nateżenia ledwie słyszalnego, przyjętego jako jednostkę stałą porównawczą, dosięga trylionów, dlatego dla uniknięcia wielkich liczb podaje się jako poziom nateżenia hałasu nie wielkość stosunku nateżeń głosowych, lecz wartość logarytmiczną tego stosunku.

Początkowo poziom nateżenia hałasu wyrażano w belach według wzoru:

$$\lg \frac{I}{I_0},$$

gdzie I = nateżenie akustyczne ze źródła hałasu, I_0 = znormalizowana jednostka porównawcza nateżenia głosowego. Bel był jednak jednostką za dużą, gdyż każdemu zwiększeniu poziomu nateżenia o jeden bel odpowiadało 10-krotne zwiększenie nateżenia źródła hałasu, jak to można wyprowadzić z poniższego wzoru:

$$\lg \frac{I}{I_0} = \lg 10^M = M \text{ bel,}$$

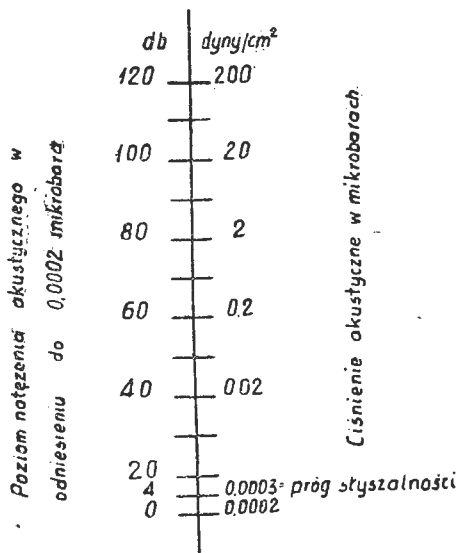
Jednostkę mniejszą, to jest decybel, otrzymano po przekształceniu:

$$10M = 10 \frac{10M}{10} = 10 \frac{N}{10},$$

wtedy $\lg \frac{I}{I_0} = \lg 10 \frac{N}{10} = \frac{N}{10}$ decybeli, czyli $10 \lg \frac{I}{I_0} = N \text{ dB}$,

gdzie I_0 = norma porównawcza nateżenia akustycznego równa $10^{-16} \frac{\text{wat}}{\text{cm}^2}$.

I teraz każdemu zwiększeniu poziomu nateżenia hałasu o jeden decybel odpowiada $10 \frac{1}{10}$ -krotne czyli 1259-krotne zwiększenie nateżenia akustycznego źródła hałasu.



Rys. 1. Współzależność poziomu nateżenia hałasu i ciśnienia akustycznego

Ponieważ nateżenie głosowe I jest proporcjonalne do kwadratu ciśnienia akustycznego p , można więc przyjąć:

$$10 \lg \frac{I}{I_0} = 10 \lg \frac{p^2}{p_0^2} = 20 \lg \frac{p}{p_0},$$

gdzie p = ciśnienie akustyczne, p_0 = jednostka porównawcza tegoż ciśnienia $0,0002 \frac{\text{dyn}}{\text{cm}^2}$. Na rys. 1 podana jest współzależność pomiędzy poziomem nateżenia hałasu a ciśnieniem akustycznym. Poziom nateżenia akustycznego zero decybeli

odpowiada głośności tonu o częstotliwości 1000 drgań/sek, przy ciśnieniu głosowym $0,0002 \text{ dyn/cm}^2$ lub o nateżeniu $10^{-16} \text{ wat/cm}^2$.

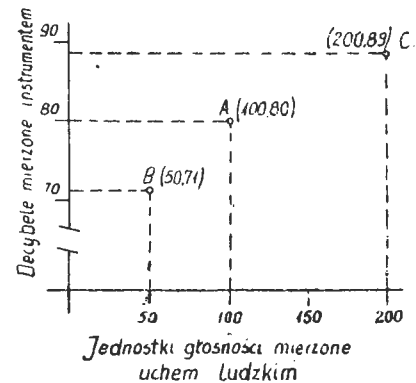
Po dodaniu dwóch jednakowych źródeł hałasu o nateżeniu I , otrzymamy nowe źródło hałasu, którego poziom nateżenia będzie równać się

$$10 \lg \left(\frac{I}{I_0} + \frac{I}{I_0} \right) = (N + 3) \text{ dB,}$$

czyli wzrośnie o 3 decybele [z poprzedniego $(1259)^3 = 2$]. Jest to słuszne niezależnie od wielkości nateżenia I i kiedykolwiek dodamy do siebie dwa jednakowe źródła hałasu, to zawsze poziom nateżenia nowego źródła wzrośnie o 3 dB. Jeśli nateżenie zwiększymy 10-krotnie, to poziom wzrośnie o 10 dB, a jeżeli 100-krotnie — to o 20 dB.

Wysokość tonu zależy od częstotliwości źródła drgań, wielkość jego nateżenia od amplitudy drgań, a głośność odbierana przez człowieka — od wrażliwości jego narządu zmysłu słuchu. I tu zachodzi ciekawy związek pomiędzy słyszalną głośnością a poziomem nateżenia hałasu.

Na rys. 2 mamy punkt A, odpowiadający hałasowi o poziomie nateżenia 80 dB i o głośności subiektywnej równej 100 jednostkom, mierzonych na podstawie indywidualnej wrażliwości słuchu. Doświadczenia przeprowadzano w ści-



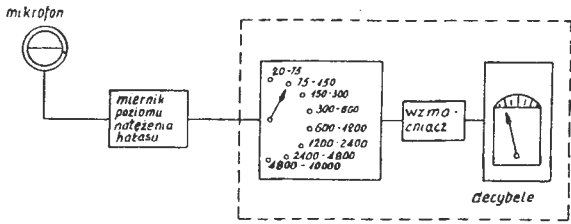
TL-6/61-R2

Rys. 2. Poziom nateżenia hałasu i jego głośność subiektywna

śle kontrolowanych warunkach. Większość uczestników stwierdziła, że w punkcie B, o poziomie nateżenia 71 dB, głośność hałasu zmalała do połowy, a w punkcie C, o poziomie nateżenia 89 dB, hałas wydawał się im dwukrotnie głośniejszy aniżeli w punkcie A. Odcinki rzędnych pomiędzy A a B i C są sobie równe (9 dB), odpowiednie zaś odcięcie zwiększają się dwukrotnie w stosunku do poprzedniej, czyli każdemu zwiększeniu poziomu nateżenia hałasu o 9 dB odpowiada dwukrotne zwiększenie subiektywnej głośności i odwrotnie, każdemu zmniejszeniu poziomu nateżenia hałasu o 9 dB odpowiada zmniejszenie subiektywnej głośności o 50%. Wykres ten jest zupełnie dokładny w podanym zakresie, gdyż potwierdziła go duża ilość doświadczeń. Chociaż ten prosty związek nie zachodzi poprzez cały zakres nateżeń słyszalnego głosu, jest jednak wystarczająco dokładny dla większości celów praktycznych i daje obraz zależności pomiędzy fizycznym nateżeniem głosu a psychologiczną głośnością.

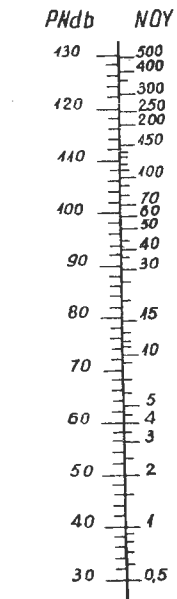
Teraz można już obliczyć wynik z dodania kilku jednakowych źródeł hałasu, na przykład o poziomie nateżenia równym 80 dB i porównać go z subiektywną głośnością. Dodając dwa takie źródła, otrzymamy według decybelowej arytmetyki nowe źródło hałasu o poziomie nateżenia o 3 dB większym, czyli równym 83 dB. Po dodaniu jeszcze jednej tak skojarzonej pary, otrzyma się następne źródło hałasu o poziomie 86 dB, czyli łącznym efektem z dodania czterech źródeł hałasu o nateżeniu 80 dB będzie nowe źródło o poziomie nateżenia 86 dB. Jeżeli dodamy do niego jeszcze jeden podobny poczwórny komplet — to otrzymamy następne źródło hałasu o poziomie nateżenia 89 dB i głośności subiektywnej dwukrotnie większej od głośności źródła hałasu o poziomie nateżenia 80 dB. Dalej — idąc drogą odwrotną i po odcięciu siedmiu małych źródeł hałasu, poziom nateżenia hałasu zmniejsza się o 9 dB; należało więc zmniejszyć nateżenie danego źródła hałasu o 7/8, aby jego głośność subiektywna, odbierana uchem, zmalała o 50%. Odcięcie jednego źródła osłabi głośność zaledwie do 88,4 dB.

Zasadniczym przyrządem do mierzenia hałasu jest miernik poziomu natężenia hałasu. Składa się on z mikrofonu, cechowanego osłabiaczem do regulowania mocy, wzmacniacza elektronicznego i wskaźnika decybeli. Mierzymy nim



Rys. 3. Ośmiopasmowy analizator w połączeniu z miernikiem poziomu natężenia hałasu

całkowity poziom hałasu o częstotliwości tylko od 20 do 10 000 drgań/sek, gdyż większa część źródeł hałasu przy częstotliwości powyżej 10 000 drgań/sek wydziela bardzo mało energii akustycznej. Ponieważ złożone głosy i hałas posiadają najrozmaitsze częstotliwości, potrzebny więc jest jeszcze jeden przyrząd do analizowania jej. Jest nim analizator częstotliwości, w którym widmo częstotliwości od 20 do 10 000 drgań/sek podzielono na osiem pasm oktawowych, z tym że pierwsze i ostatnie pasma obejmują nieco szerszy zakres. W każdym pasmie instrument odpowiada tylko na głos o określonej częstotliwości, jak na przykład 20 do 75, 1200—2400 lub 4800—10 000 drgań/sek (rys. 3). Jeżeli zależy na bardziej szczegółowych danych, to używa się analizatorów o węższych pasmach częstotliwości.



Rys. 4. Tabela porównawcza z noy'ami (PNdb)

Decybel wyraża stosunek dwóch natężeń i jest jednostką podawaną przez przyrząd pomiarowy, a przez to obiektywną, która nie uwzględnia w pełni reakcji narządu zmysłu słuchu i przez to zwodniczą, gdyż hałas o poziomie natężenia 100 dB i częstotliwości 4000 drgań/sek jest dla człowieka prawie dwa razy głośniejszy aniżeli hałas o tym samym poziomie ciśnienia akustycznego, lecz częstotliwości 100 drgań/sek. W związku z tym Amerykanie po wielu testach z zakresu reakcji ludzkich na hałas wprowadzili pojęcie „subiektywnego poziomu hałasu” (Perceived Noise Level) i nową jednostkę „decybel subiektywny” (Perceived Noise Decibel - PNdb). Wyraża on hałaśliwość jako coś odrębnego od głośności

mierzonej na przyrządzie. Decybel „obiektywny” (PNdb) jest jednostką hałaśliwości wyprowadzoną z doświadczenia, która uwzględnia wpływ hałasów na narząd zmysłu słuchu w różnych pasmach częstotliwości, gdyż właśnie częstotliwość wpływa na wielkość hałaśliwości źródła, doznawaną przez narząd zmysłu słuchu. Związek pomiędzy „subiektywnym” decybelem (PNdb) a „obiektywnym” (dB) zależy od typu samolotu, jego odległości od człowieka, wielkości rozwijanej mocy. Dla lotniska londyńskiego dozwolonych

Tabela II

Odpowiedniki poziomu hałasu wyrażonego w decybelach

Głośność dB	Odpowiednik
0	próg słyszalności
20	cisza w parku
30	tykanie zegara
40	rozmowa w biurze
50	rozmowa, hałas przejeżdżającego samochodu
60	głośna rozmowa, hałas wewnątrz autobusu lub pociągu
70	głośna muzyka radiowa, gwar dużego ruchu ulicznego
80	sygnał samochodowy, hałas wewnątrz kabiny samolotu komunikacyjnego
90	wewnątrz wagonu kolejki podziemnej
100	wiertło pneumatyczne w odległości 3 m
110	podjeżdżający czołg, odrzutowiec komunikacyjny na wysokości 150 m
120	praca silnika samolotowego w odległości 15 m
130	próg doznawania wrażeń głosowych, praca silnika odrzutowego w odległości 15 m
140—150	objawy ostrych bólów w uszach
160	stała głuchota

jest w dzień 110 jednostek PNdb dla startujących samolotów. Odpowiada to 97 dB „obiektywnym”. Zwykle dla hałasów silników odrzutowych o dużych częstotliwościach hałaśliwość w jednostkach PNdb może być 10 do 15 dB większa od głośności poziomów natężenia w decybelach.

Źródło		Powoduje zmianę	Sposób rozchodzenia się	Względna wydajność akustyczna $\lambda = 4\pi R$	Energia głosowa jest funkcją
Rodzaj	Nazwa				
	Monopol	Objętości		1	$\rho \lambda v^3 (\frac{v}{c})^5$
	dipol	sity		1/3	$\rho \lambda v^3 (\frac{v}{c})^5$
	quadrupol	momenty		1/100	$\rho \lambda v^3 (\frac{v}{c})^5$

Rys. 6. Źródła hałasu akustycznego

Dla ułatwienia informowania społeczeństwa o hałasie lotniczym wprowadzono również „noy” (rys. 4 i 5), jako wartość arytmetyczną, a nie logarytmiczną. Gdy hałas dwukrotnie wzrasta, to ilość „noyów” również dwukrotnie się zwiększa.

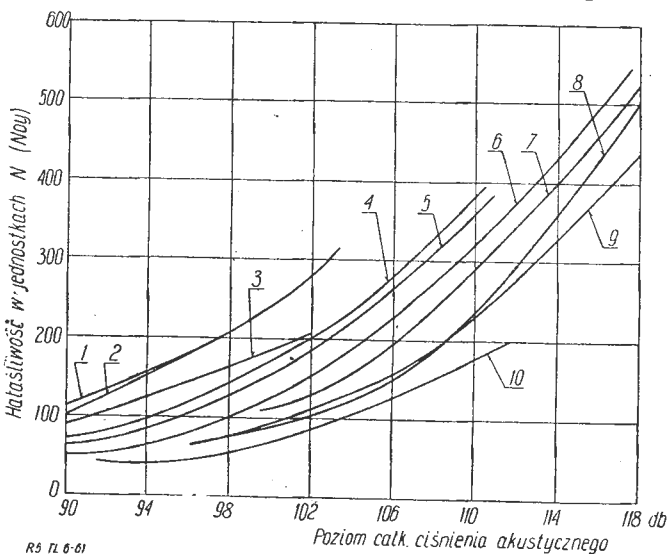
Powyżej podano orientacyjną tabelę dla określenia poziomu hałasu.

Źródła hałasu lotniczego

Źródła hałasu lotniczego można sprowadzić do trzech wyjściowych (rys. 6):

1) jednobiegunowe źródło hałasu (monopole), jako kula pulsująca, która zmienia swoją objętość periodycznie. Wyśła ona energię głosową we wszystkie kierunki równomiernie. Będzie nim każda część samolotu, która wyrzuca ciecz periodycznie, jak na przykład spaliny silnika tłokowego, odrzutowego pulsacyjnego lub raketowego. Hałas taki ma wysokie natężenie, jest wyjątkowo głośny i raczej niezależny od prędkości poruszającego się źródła;

2) dwubiegunowe źródło hałasu (dipole), jako dwa źródła jednobiegunowe o przeciwnych fazach (wytrysk fontanny i opadanie), położone blisko siebie. Źródło dwubiegunowe przyjmuje się szeroko w teorii hałasu śmigła. Są pewne

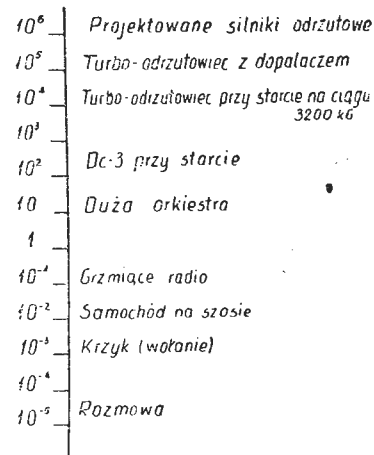


Rys. 5. Krzywe hałasu odrzutowców: 1—ładowanie Cometa 4; 2—ładowanie Boeinga 707-120; 3—ładowanie DC-8; 4—start Boeinga 707-120 na ciągu 8000 lb (3629 kG); 5—start Cometa 4 na ciągu 6000 lb (2713 kG); 6—start Cometa 4 na ciągu 10 500 lb (4763 kG); 7—start Boeinga 707-420 na ciągu 15 020 lb (6813 kG); 8—start DC-8 na ciągu 13 000 lb (5897 kG); 9—start Boeinga 707-320 na ciągu 13 500 lb (6124 kG); 10—start przeciętnego samolotu śmigłowego

oznaki, że jest ono pokrewne z hałasem aerodynamicznym na stałych powłokach (hałas kabinowy);

3) czterobiegunowe źródło hałasu (quadrpole), złożone z dwóch jednakowych dwubiegunowych źródeł przeciwnych i położonych obok siebie. Promieniowanie energii głosowej w formie czterolistnej koniczyny.

Względna wydajność akustyczna podana w przedostatniej kolumnie na rys. 6 oparta jest na promieniowaniu głosu przez kule oscylujące w różny sposób, o częstotliwości, przy której długość fali równa się dwóm obwodom teże kuli. Przy danym wymiarze kuli i omawianej częstotliwości wydajność źródła jednobiegunowego jest 1000-krotnie większa aniżeli czterobiegunowego. W ostatniej kolumnie podano związek pomiędzy energią głosową a kinetyczną — źródła hałasu samolotowego, gdzie c — oznacza prędkość głosu w powietrzu, ρ — gęstość powietrza, V — prędkość poruszającego się ciała, A — powierzchnię. Wzór oparty jest na analizie wymiarów i założeniu, że częstotliwość zmienia się proporcjonalnie do prędkości źródła hałasu samolotowego.



Rys. 7. Moc akustyczna w watach różnych źródeł głosu i hałasu

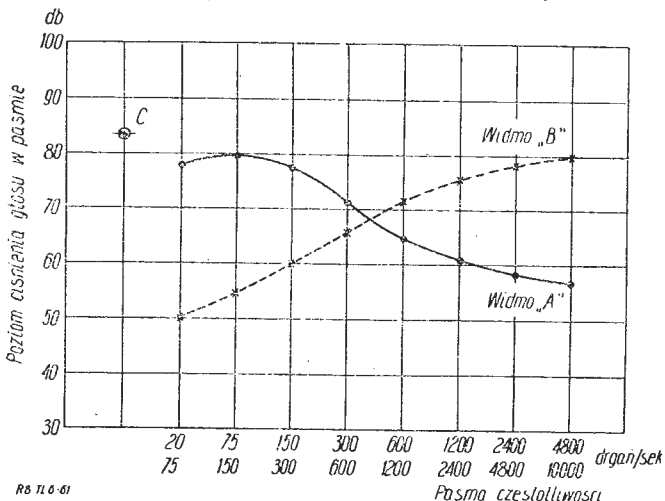
2) rozłożenie się tej energii w odniesieniu do częstotliwości,

3) rozłożenie się tej energii w przestrzeni, czyli jej kierunkowość.

Całkowitą wyjściową moc akustyczną źródła hałasu określa się w watach (rys. 7). Silnik turboodrzutowy na maksymalnej mocy 3200 kG promieniuje około 10 000 watów akustycznych. Przewiduje się, że w przyszłości silniki odrzutowe będą promieniować ponad 1 000 000 watów.

Tylko niewielki ułamek mocy użytkowej danego źródła zamienia się w hałas. W przypadku silnika turboodrzutowego na moc akustyczną przypada około $\frac{1}{10\,000}$ część mocy mechanicznej strumienia uchodzących z dyszy gazów.

Znikoma różnica zachodzi pomiędzy mocą akustyczną danego silnika, pracującego na samolocie, w hamowni zamkniętej i w otwartej przestrzeni. Przy mierzeniu poziomu natężenia źródła hałasu należy zawsze podawać odległość i kierunek, przy których wykonano pomiar. Hałas o dużej częstotliwości zmienia się gwałtowniej wraz z odległością, aniżeli hałas o małej częstotliwości, ponadto źródło hałasu lotniczego promieniuje energię głosową nierównomiernie w kierunkach (por. rys. 9 i 10). Dla porównania źródeł hałasu należy obliczać moc akustyczną całkowitą,



Rys. 8. Widma częstotliwości dwóch źródeł hałasu na podstawie wskazań analizatora przy jednakowym odczycie „C” na mierniku poziomu hałasu

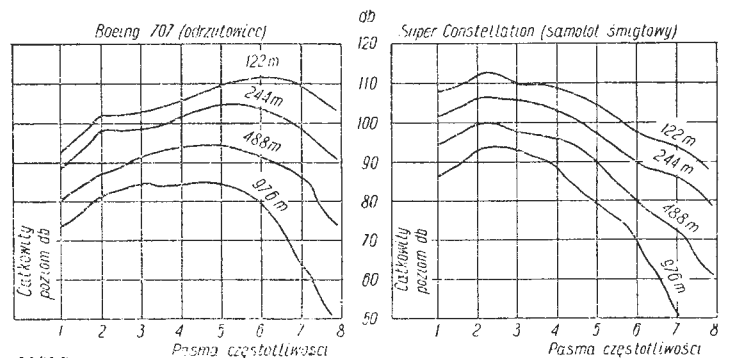
która jest niezależna od kąta kierunkowego i odległości od źródła.

Moc akustyczna źródła hałasu układa się zwykle poprzez pewien zakres częstotliwości. To określa jego jakość — jak gdyby barwę. Charakterystyczny warkot silnika wysokoprężnego ciężarówki lub „ryk” dopalacza silnika odrzutowego świadczą o tym, że widmo częstotliwości ma swoje maksimum w pasmie niskiej częstotliwości. Syczenie powietrza, wychodzącego pod ciśnieniem ze zbiornika, lub odgłos silnika turboodrzutowego na jałowym biegu będą leżeć w pasmie wysokiej częstotliwości. Na rysunku 8 podano przykładowo widma częstotliwości dwóch różnych źródeł hałasu, które można przypisać wspomnianym wyżej urządzeniom.

Dla obu widm całkowity odczyt na mierniku poziomu natężenia hałasu (pkt C) jest jednakowy i wynosi 84 dB. Wniosków tych nie można by było wyprowadzić bez analizatora częstotliwości. Rys. 9 przedstawia wpływ odległości na widmo hałasu odrzutowca Boeing 707 i samolotu śmigłowego Super Constellation. Dla Boeinga przy wysokości 122 m (400 stóp) maksimum poziomu hałasu przypada na szóste pasmo częstotliwości ($1200-2400 \frac{\text{drgań}}{\text{sek}}$) i następnie opada.

Dla Super Constellation poziom hałasu zaczyna opadać o wiele wcześniej. Tym obu widmom odpowiada ten sam całkowity poziom 116 dB, zaznaczony krzyżykiem. Dopiero przy wysokościach 488 m i 976 m całkowite odczyty poziomu hałasu różnią się — dla Boeinga wynosi 91 dB, dla Constellation — 98 dB, przy tej samej wysokości 976 m.

Na ogół źródła hałasu lotniczego promieniają energię głosową nierównomiernie w kierunkach. Typowy obraz kierunkowości energii głosowej odrzutowca F9F-6 w otwar-



Rys. 9. Wpływ wysokości (odległości) na widmo częstotliwości hałasu. Krzyżyki oznaczają całkowity poziom hałasu dla każdej wysokości

tym polu podano w „Technice Lotniczej”, w zeszycie 4/60 na rys. 1 (str. 98). Takim obrazem kierunkowości jest wykres poziomów hałasu silnika odrzutowego na ziemi w pasmie częstotliwości 300—600 drgań/sek (rys. 10).

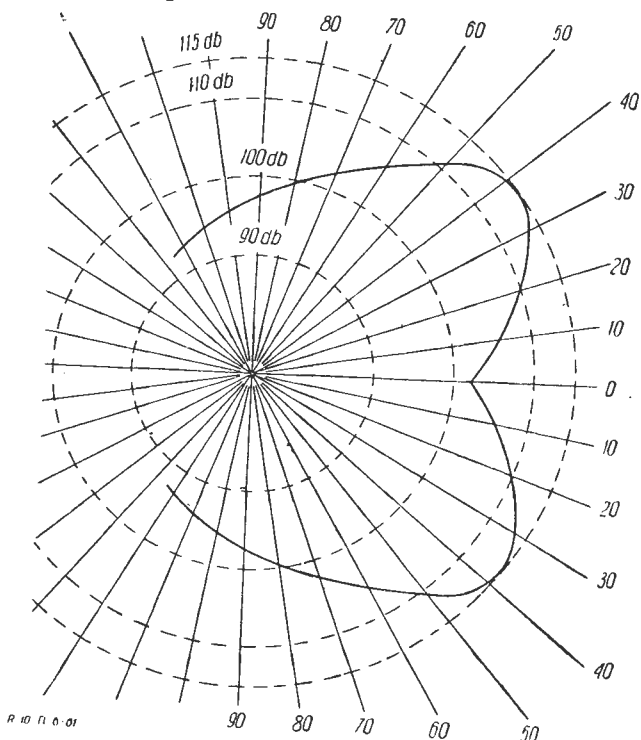
Można by przypuszczać, że dla określenia wydajności urządzenia tłumiącego wystarczy wykonać pomiary przy stałych kątach i odległościach przed i po zainstalowaniu go. Jednak nie zawsze da to prawidłowe rozwiązanie, gdyż zarówno kierunkowość energii akustycznej, jak również widmo częstotliwości mogą się zmieniać. Należy dokonać całego szeregu pomiarów, aby określić całkowitą energię akustyczną, promieniowaną przed i po zainstalowaniu urządzenia tłumiącego.

Hałas, spowodowany przez silnik odrzutowy, zależy od masy przepływającego przez silnik powietrza, ilości spalnego paliwa, szybkości uchodzących spalin, temperatury u wylotu oraz obwodu i średnicy dyszy wylotowej. Energia akustyczna wytworzona w dyszy wylotowej zmienia się z ósmą potęgą szybkości uchodzących gazów. Hałas śmigła można określić, podając prędkość końców łopat, ilość KM przypadających na łopatę oraz ilość łopat. Zmniejszenie prędkości końców łopat śmigła i zwiększenie ilości łopat śmigła redukuje hałas śmigła. Zwiększenie prędkości lotu również zmniejsza hałas śmigła, jednakże przy dużych prędkościach lotu hałas śmigła wzrasta z przewagą na wysokiej częstotliwości.

Rozchodzenie się hałasu

Na kierunki i drogi rozchodzenia się hałasu mają wpływ takie czynniki jak: otaczająca atmosfera, prędkość wiatru i gradienty temperatury, środki tłumienia akustycznego i inne.

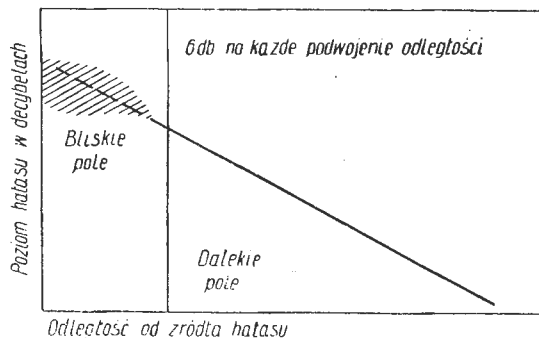
W miarę rozchodzenia się hałasu w wolnej przestrzeni ilość jego energii głosowej na cm^2 , czyli natężenie, maleje i jest odwrotnie proporcjonalne do kwadratu odległości, ponieważ powierzchnia kuli jest wprost proporcjonalna do kwadratu promienia. Na rys. 11 podana jest zależ-



Rys. 10. Poziomy hałasu silnika odrzutowego na ziemi w pasmie częstotliwości 300—500 drgań/sek

ność pomiędzy poziomem natężenia hałasu a odległością od źródła hałasu. W dalekim polu, czyli na odległościach kilkakrotnie większych od największego wymiaru źródła hałasu (np. długości samolotu), poziom natężenia hałasu maleje o 6 dB na każde podwojenie odległości. W bliskim polu zmiany poziomu natężenia hałasu — w zależności od odległości — są złożoną funkcją charakterystyki promieniowania.

Otoczająca atmosfera pochłania część energii głosowej na skutek wiskozy powietrza i zawartości pary wodnej. Wielkość tłumienia hałasu na skutek wilgotności rośnie wraz



Rys. 11. Zmniejszanie się natężenia hałasu w zależności od odległości

z częstotliwością. Przy 50-procentowej wilgotności względnej i przy częstotliwości 1500 drgań/sek tłumienie wynosi 3 dB na każde 30 m, a przy 6000 drgań/sek — około 2 dB.

Prędkość rozchodzenia się głosu w powietrzu jest proporcjonalna do pierwiastka kwadratowego temperatury bezwzględnej i w temperaturach normalnych różnica prędkości waha się do 5%. Przy stałej temperaturze prędkość głosu jest jednakowa w każdym punkcie przestrzeni. Pod wpływem zmian temperatury, od miejsca do miejsca, fale głosowe będą się rozchodzić po krzywych, gdyż odchylają się od wyższej temperatury w kierunku obszaru o niższej temperaturze.

Na skutek zmniejszania się temperatury wraz z wysokością (ujemny gradient pionowy), jak na przykład w upalny letni dzień, fale głosowe będą się odchylać do góry jak na rys. 12a i wytwarzają się strefy cienia (zakreskowane)

o znacznie zmniejszonym poziomie natężenia hałasu. W nocy i w okresie zimowym zachodzi zwykle odwrotne zjawisko na skutek dodatniego gradientu pionowego i fale głosowe odchylają się ku ziemi.

Jeżeli przyjmiemy działanie wiatru i miejsce źródła głosu jako punkt, to z wiatrem fale głosowe odchylają się ku ziemi, a pod wiatr — w górę (rys. 12b), przy czym wytwarza się również strefa cienia.

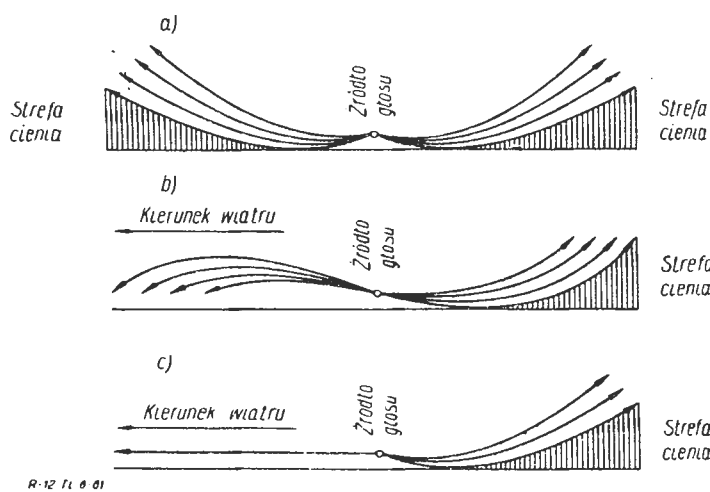
Może również powstać sytuacja, jak na rys. 12c, gdzie po stronie „nawietrznej” prędkość wiatru wyeliminowała wpływ ujemnego gradientu temperatury, a po stronie przeciwniej wiatr zaostrzył wpływ negatywnego gradientu temperatury i fale głosowe bardziej odchylły się ku górze, a strefa cienia się zwiększyła.

Podstawowym znaczeniem wpływu wiatru i temperatury jest formowanie się strefy cienia hałasu. Jeżeli źródło hałasu i odbiornik znajdują się na wysokości trzech metrów nad powierzchnią ziemi, to przy prędkości wiatru około 16 km/h — poziom hałasu obniża się o 5 dB przy częstotliwościach poniżej 600 $\frac{\text{drgań}}{\text{sek}}$, o 25 dB przy częstotliwości 600—

—1200 $\frac{\text{drgań}}{\text{sek}}$ i od 10 do 15 dB przy 4800 do 10 000 $\frac{\text{drgań}}{\text{sek}}$.

Dotychczas jednakże nie zbadano dokładnie wpływu zmian i zaburzeń atmosferycznych na rozchodzenie się głosu.

Listowie i ziemia pochłaniają również w pewnym stopniu fale głosowe; najbardziej — rozchodzące się wzdłuż powierzchni ziemi, a najmniej — w kierunku pionowym. Im listowie jest wyższe i bardziej gęste, tym bardziej skuteczne. Budynki, wysokie drzewa i inne przeszkody mogą blokować lub odchyłać fale głosowe, przy czym bardziej — fale o wysokiej częstotliwości. Na wysokich częstotliwościach fale są krótkie i każda przeszkoda oddziałuje na nie silniej niż na fale długie o małych częstotliwościach. Pokrycie i ukształtowanie terenu, dominujące wiatry, korzystny układ temperatur oraz rodzaje gleby mogą pochłaniać, rozpraszać i zatrzymywać hałas lotniczy, na czym tak bardzo zależy mieszkańcom okolic przylotniskowych.



Rys. 12 a, b, c. Wpływ prędkości wiatru i gradientów temperatury na rozchodzenie się głosu

Oddziaływanie hałasu na człowieka

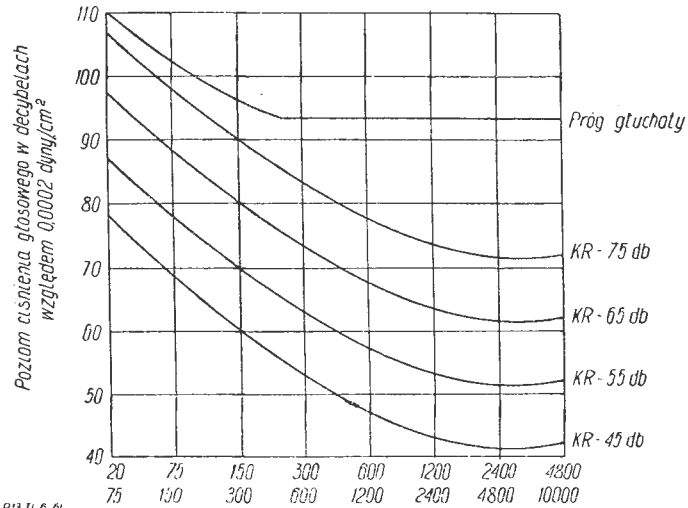
Dłuższe przebywanie w hałasie o pewnym poziomie ciśnienia akustycznego i danej częstotliwości może spowodować głuchotę. Na rys. 13 wykreślono krzywą progu utraty słuchu we wszystkich pasmach częstotliwości. Można ją odnieść do 95% ludzi, ponieważ część ludzi posiada bardziej wytrzymały narząd słuchu.

Na rys. 13 naniesiono również krzywe poziomów hałasu, przy których porozumienie się ustne jest niemożliwe. Poziom uniemożliwiający rozmowę obliczono jako średnią arytmetyczną w trzech pasmach częstotliwości: 600—1200, 1200—2400 i 2400—4800 drgań/sek. Pomiar i testy subiektywne potwierdziły, że te trzy pasma obejmują najważniejsze częstotliwości mowy ludzkiej. Dane te uzupełnia tabela III (liczby obok symbolu „KR” oznaczają decybele).

Po przeprowadzeniu badań ustalono, że nie można przewidzieć reakcji ludzi tylko na podstawie obiektywnych po-

miarów i opisów hałasu. Należy tu uwzględnić następujące czynniki:

1. Hałas dodatkowy o czystym tonie, czyli o pojedynczej częstotliwości, jest bardziej dokuczliwy aniżeli hałas o wielu częstotliwościach, dający na wykresie linię ciągłą.



Rys. 13. Poziomy ciśnienia głośowego jako funkcja częstotliwości dla hałasu ciągłego o szerokim zakresie częstotliwości, próg słuchalności oraz poziomy uniemożliwiający ustne porozumiewanie się (Krytyczne — KR)

2. Hałas dodatkowy, kilkusekundowy, lecz ciągły jest mniej dokuczliwy aniżeli impulsywny (huk strzału armatniego, uderzenie młotem).

3. Mieszkańcy tolerują dorywczy hałas nawet bardziej dokuczliwy, jak na przykład jednorazowy przelot odrzutowca nad głowami. Będą się natomiast uskarżać przy częstych takich przelotach.

4. Tolerancja na hałas dodatkowy zależy od poziomu głośności stałego hałasu jako tła. Hałas dodatkowy w śródmieściu, gdzie poziom stałego hałasu jest duży, może przejść niespostrzeżenie. Tenże sam hałas na przedmieściu może być bardzo dokuczliwy.

5. Hałas dodatkowy w nocy jest bardziej dokuczliwy aniżeli w dzień.

6. Mieszkańcy mogą oswoić się z dodatkowym hałasem po pewnym czasie, nawet gdy był dla nich dokuczliwy przez pierwsze dni.

7. Natężenie akustyczne, a tym samym i głośność hałasu, zależy od wielkości zmian ciśnienia atmosferycznego, spowodowanego zagęszczeniem cząsteczek powietrza. Hałas o małej częstotliwości maskuje hałas o dużej częstotliwości bardziej niż przy odwrotnym układzie. Dlatego poziomy ciśnienia akustycznego (jako funkcja częstotliwości hałasu dodatkowego) będą ważnymi zmiennymi przy ocenie przewidywanej reakcji mieszkańców na hałas lotniczy.

Na podstawie tych danych ułożono rodzinę krzywych dla określenia stopnia poziomu widma hałasu dodatkowego (rys. 14). Stopnie oznaczono literami od A do K. Po doko-

Tabela III

Wpływ hałasu na możliwość porozumienia się

Poziom uniemożliwiający rozmowę	Odległość rozmowy	Charakter porozumiewania się
45 dB	Normalny głos na odległości 3 m	Rozmowy w urzędach prywatnych i na konferencjach
55 dB	Normalny głos na odl. 1 m, podniesiony głos na odl. 2 m, b. głośno na odl. 4 m	Stale porozumiewanie się w ożywionych miejscach pracy
65 dB	Podniesiony głos na odl. 0,6 m, b. głośno na odl. 1,2 m, krzyk na odległość 2,4 m	Przerywane porozumiewanie się
75 dB	B. głośno na odl. 0,3 m, krzyk na odległość 0,6 do 1 m	Porozumiewanie się dorywcze (np. sygnały ostrzegawcze przy zwiększonym słownictwie)

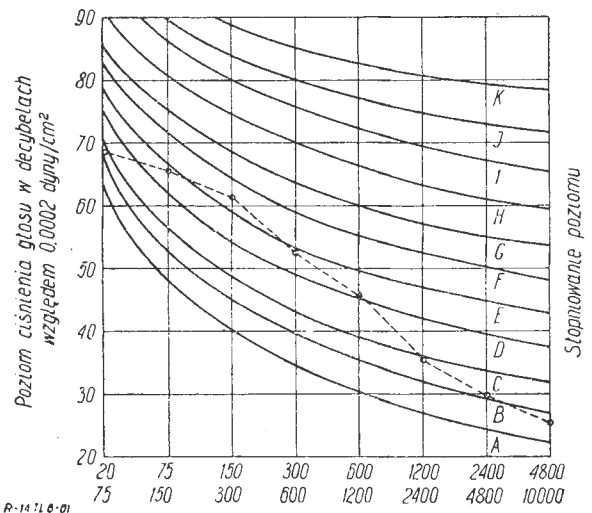
naniu pomiarów analizatorem nanosi się widmo częstotliwości dodatkowego hałasu na wspomnianą rodzinę krzywych i określa się jego najwyższy punkt. Wyznaczy on stopień poziomu. W danych okolicznościach stopień poziomu jest F. Po uwzględnieniu różnych czynników przesuwa się stopień poziomu w dół lub do góry. W danych warunkach środowiskowych było uzasadnione obniżenie stopnia poziomu F tak, że otrzymano D jako stopień oceny hałasu dodatkowego. Z rysunku 15 można odczytać, że stopniowi poziomowi D odpowiada sporadyczne „narzekanie ludności” na dany hałas. Wykres na rys. 15 sporządzono na podstawie doświadczenia ze społeczeństwem nie zmęczonym przeżyciami wojennymi.

Hałas można zmniejszyć w dwojaki sposób:

- 1) redukując natężenie akustyczne u źródła,
- 2) zwiększając odległości między źródłem hałasu a dzielnicami mieszkalnymi.

Zmniejszanie hałasu u źródła to zagadnienie skomplikowane, kosztowne i kłopotliwe, gdyż może nawet zachodzić konieczność ponownego zaprojektowania niektórych części samolotów, jak na przykład dysz wylotowych gazów silników odrzutowych względnie śmigieł — jako dwóch pierwszych i największych źródeł hałasu lotniczego.

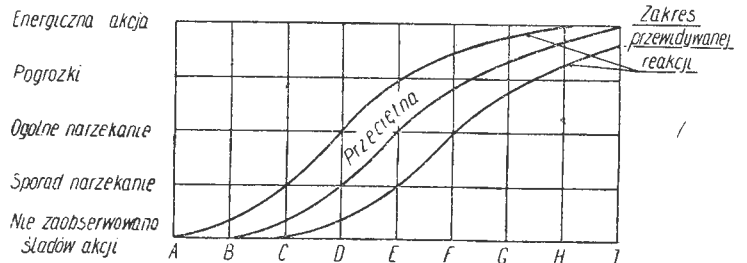
Ponieważ energia akustyczna maleje z kwadratem odległości od źródła hałasu, bardziej proste i ekonomiczne jest zmniejszenie hałasu przez zwiększenie odległości od źródła hałasu. Najnowocześniejszy port lotniczy w m. Chantilly zbudowano w odległości 37 km od Białego Domu.



Rys. 14. Rodzina krzywych dla określenia stopnia poziomu widma hałasu dodatkowego

Narodowy Komitet Współpracy Transportu Lotniczego i linie lotnicze TWA w Stanach Zjednoczonych tak ujmują tę sprawę:

„Dążymy w granicach bezpieczeństwa i możliwości technicznych do zmniejszenia ilości niskich i hałaśliwych lotów nad osiedlami ludzkimi i domami. Skoncentrowaliśmy



Rys. 15. Zakres i przeciętna przewidywanej reakcji ludzkiej na dodatkowy hałas

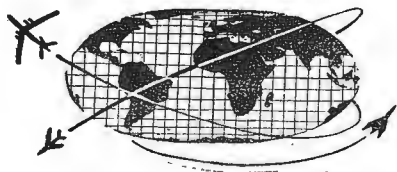
również swój wysiłek na uregulowaniu i kontrolowaniu hałasu naziemnego, który podobnie jak lotniczy — może być męczący”.

Dodać można, że zagadnienie „hałas lotniczy a człowiek” znacznie się pogłębi za lat kilka, z chwilą wprowadzenia samolotów naddźwiękowych do regularnej komunikacji lotniczej. Wydatki niezbędne dla rozwiązania tego problemu oraz dostosowania istniejących lotnisk do nowych wymagań szacuje się w W. Brytanii na sumę niewiele mniejszą

od potrzebnej na uruchomienie produkcji naddźwiękowego samolotu komunikacyjnego, to znaczy — według oceny angielskiej — rzędu 100 milionów funtów (280 mln dolarów).

LITERATURA

1. Pietrasanta i Bolt: Basic facts about boise as related to aviation, SAE. Transactions, 1955



PERSPEKTYWY ROZWOJU SAMOLOTÓW NADDŹWIĘKOWYCH

Firma Republic zajmuje się już od szeregu lat zagadnieniem lotów z prędkościami naddźwiękowymi i związanym z nim zagadnieniem skróconego i pionowego startu. Specjaliści z firmy Republic są zdania, że najkorzystniejszym rozwiązaniem problemu skróconego startu samolotów naddźwiękowych są skrzydła o zmiennym skosie. Z tego rozwiązania wynikają wprawdzie pewne trudności, związane ze statecznością i sterownością, jednak przy obecnym stanie techniki można je pokonać. Prawdopodobnie już wkrótce zostaną zbudowane samoloty wojskowe tego typu, a następnie — samoloty cywilne.

Bardziej skomplikowane zagadnienie stanowi samolot pionowego startu o prędkości przekraczającej $Ma=2$. Jedno z wielu możliwych rozwiązań przedstawia projekt Re-



public AP-100. Jest to projekt samolotu myśliwsko-bombowego o prędkości $Ma=2,3$. Ciężar całkowity samolotu wynosiłby 17 000 kG, długość 21 m, wysokość 4,3 m i powierzchnia skrzydeł 56 m². Dwa z sześciu turbinowych silników odrzutowych General Electric J 85 napędzałyby dwa umieszczone w kadłubie wentylatory, które dawałyby ciąg około 19 000 kG. Przystawialne kierownice wylotowe wentylatorów mają służyć do odchylenia strumienia powietrza do tyłu, co ułatwia przejście do lotu poziomego.

Już obecnie istnieją możliwości budowy samolotu pasażerskiego o prędkości przekraczającej $Ma=3$. Będzie to prawdopodobnie samolot o układzie „kaczki”, ze skrzydłem „delta” i kilkoma podwieszonymi pod skrzydłem silnikami o ciągu około 9000 kG każdy. W zastosowaniu do przelotów nad Atlantykiem ze 120 pasażerami na pokładzie samolot taki miałby ciężar całkowity 180—227 T.

Jeżeli chodzi o bombowce strategiczne, to przewiduje się prędkości lotu odpowiadające $Ma=3-4$. Zastosowanie do napędu energii atomowej zapewni tym samolotom zasięg 13 500 km. Samolot tego typu o prędkości 4500 km/h pokazuje rysunek.

Firma Republic analizuje możliwości budowy samolotów o prędkości $Ma=7-10$. Problem nagrzewania aerodynamicznego przy tych prędkościach mógłby być rozwiązany przez dokonywanie przelotów na bardzo dużych wysokościach albo przez zastosowanie wielowarstwowego pokrycia, zabezpieczonego przed wysokimi temperaturami przez warstwę izolacji i przez wypromieniowywanie ciepła.

W. K.

PROJEKT PRZERÓBKI SAMOLOTU F-104 NA SAMOLOT PIONOWEGO STARTU

Firma Lockheed pracuje nad nową odmianą samolotu taktycznego F-104 „Starfighter”, przystosowaną do pionowego startu. Samolot ten ma być wyposażony w 14 silni-

2. Regier: Why do airplanes make noise, SAE. Transactions, 1955
3. Ball: Principles of noise reduction, SAE. Transactions, 1958
4. Parkin i Humphreys: Acoustic Noise and Buildings
5. Irving: Helicopter Noise Suppression, The Journal of the Helicopter Association of Great Britain, 4.8.1959
6. What is a PNdb, Flight, 17.6.1960, str. 851
7. Aeroplane, 17.6.1960, str. 79

NOWOŚCI TECHNICZNE

ków nośnych umieszczonych na końcach skrzydeł w gondolach, które będą niewiele większe od stosowanych obecnie zbiorników paliwa. W gondolach tych ma się poza tym znajdować paliwo do zasilania silników nośnych. Od silników nośnych wymaga się, aby stosunek ich ciągu do ciężaru wynosił 16:1, w związku z czym rozważa się możliwość zastosowania silników angielskich Rolls-Royce RB.162 lub Bristol Siddeley BS.59. Silniki mają być zaopatrzone w przestawialne dysze wylotowe. Rozruch silników nośnych będzie odbywał się za pomocą powietrza z upustu silnika głównego (General Electric J 79).

W czasie startu samolot będzie unoszony za pomocą silników nośnych na wysokość kilku decymetrów, po czym dysze silników będą przestawiane pod pewnym kątem do tyłu; ciąg silnika głównego i składowa pozioma ciągu silników nośnych pozwoli na przyspieszenie samolotu do prędkości 450 km/h i na strome wyciągnięcie. W czasie wznoszenia silniki nośne będą wyłączone. Zapas paliwa silników nośnych ma wystarczyć na 3 min. pracy (do pionowego startu i lądowania potrzebna będzie tylko jedna minuta). Problem erozji ziemi można rozwiązać ograniczając się do startu skróconego, przy którym długość drogi startu wynosi około 150 m.

W przypadku uzyskania odpowiednich funduszy na prace rozwojowe nowa odmiana samolotu „Starfighter” zostałaby oddana do użytku do roku 1966.

W. K.

SAMOLOT TRANSPORTOWY LOCKHEED C-141

Na zamówienie amerykańskich sił powietrznych firma Lockheed zaprojektowała odrzutowy samolot transportowy C-141, który będzie mógł przewozić duże ładunki nad Atlantykiem i Pacyfikiem, przy czym start będzie się odbywał ze stosunkowo małych lotnisk. Samolot jest górno-



tem, dzięki czemu poziom lądowania znajduje się nisko nad ziemią, a zawieszzone pod skrzydłami silniki są w mniejszym stopniu narażone na uszkodzenie przez ciała obce. Napęd silnikami wentylatorowymi (Pratt and Whitney o ciągu 10 500—11 000 kG) zapewni dużą ekonomię przelotów.

Dane samolotu:

Długość całkowita	ok. 46 m
Rozpiętość	ok. 49 m
Ciężar całkowity	ok. 135 T
Prędkość przelotowa	740—820 km/h
Zasięg z ładunkiem ponad 9 T	10 200 km
Zasięg z ładunkiem ponad 22 T	5 600 km
Długość drogi startu	ok. 1800 m
	W. K.

SAMOLOT BLACKBURN „BUCCANEER” Z SILNIKAMI DWUPRZEPLYWOWYMI

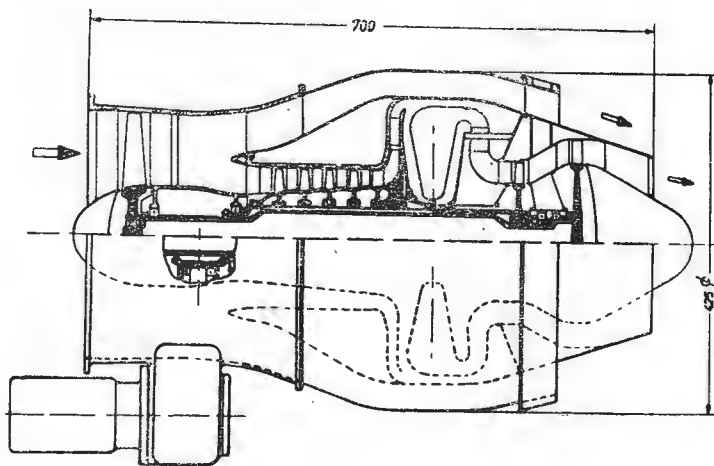
Stało się już publiczną tajemnicą, że na taktycznych samolotach morskich Blackburn NA.39 „Buccaneer” zamierza się zastosować silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce RB.163,

które zastępują silniki De Havilland „Gyron Junior” DGJ.2 o ciągu 3220 kG. Silniki RB.163 mają ciąg 4717 kG, a ich ciężar wynosi tylko 1050 kG. Dzięki małemu jednostkowemu zużyciu paliwa (wynoszącemu w warunkach startowych 0,56 kG/kGh) i dużemu ciągowi startowemu, silniki te pozwolą na znaczne zwiększenie zasięgu i ciężaru całkowitego samolotu. W. K.

DWUPRZEPLYWOWY SILNIK BMW 8040

Zachodniemiecka firma BMW zaprojektowała dwuprzepływowy silnik BMW 8040 o ciągu 300 kG. Jak widać na rysunku, z przodu silnika znajduje się jednostopniowy wentylator napędzany jednostopniową turbiną niskiego ciśnienia. Sprężarka główna składa się z pięciu osiowych i jednego stopnia odśrodkowego i jest napędzana przez jednostopniową turbinę wysokiego ciśnienia. Spręż całkowity wynosi około 6,0:1. Przez zewnętrzny kanał silnika przepływa 75% całkowitego wydatku powietrza, co odpowiada stosunkowi wydatków 3:1. Oba strumienie — zewnętrzny i wewnętrzny — mieszają się ze sobą dopiero za silnikiem. Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych nie przekracza 0,50 kG/kGh. Ciężar silnika — łącznie z osprzętem i rozrusznikiem — wynosi 95 kG.

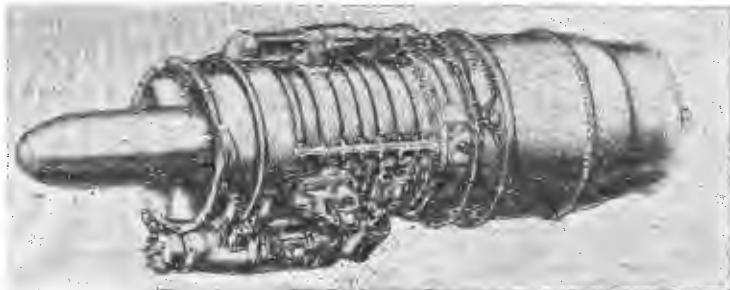
Silnik ten ma stanowić napęd jedno- i dwusilnikowych samolotów turystycznych o prędkościach 400—500 km/h. Może być również zastosowany na samolotach służbowych i pasażerskich o 10—25 miejscach i zasięgu 600—800 km.



Oczekuje się, że zastosowanie silnika BMW 8040 pozwoli na zmniejszenie ciężaru samolotu pustego o około 25% w porównaniu z samolotami z napędem śmigłowym. W. K.

NAJNOWSZA ODMIANA SILNIKA „VIPER”

Firma Bristol Siddeley zbudowała nową, cywilną odmianę silnika „Viper”, która różni się od swego poprzednika — silnika „Viper” 11 — między innymi zastosowaniem zerowego stopnia sprężarki. W silniku tym, noszącym ozna-



czenie „Viper” 20, wydatek powietrza został zwiększony o 20 kG/sek do 24 kG/sek, ciąg — z 1140 kG do 1360 kG, a jednostkowe zużycie paliwa zostało zmniejszone z 1,07 kG/kGh do 0,985 kG/kGh. Temperatura przed turbiną jest o 25 °C niższa niż w silniku „Viper” 11, tj. wynosi 833 °C, dzięki czemu uzyskano zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa oraz zwiększenie okresu międzynaprawczego silnika. Wlot silnika jest wyposażony w urządzenie przeciwołodziennowe. Dwa silniki „Viper” 20 mają napędzać samolot służbowy De Havilland DH. 125. W. K.

DWUPRZEPLYWOWY SILNIK TURBOMECA

Na szwedzkim samolocie służbowym Saab 105 mają być zabudowane silniki dwuprzepływowe (wentylatorowe) firmy Turbomeca o ciągu startowym około 780 kG i jednostkowym zużyciu paliwa 0,59 kG/kGh. W warunkach przelotowych na wysokości 9000 m ciąg silnika wynosi 190 kG, a jednostkowe zużycie paliwa 0,88 kG/kGh. W. K.



DANE SILNIKA PRATT AND WHITNEY JT8D-1

Dostępne są już niektóre dane jednego z najnowszych silników wentylatorowych firmy Pratt and Whitney — JT8D-1. Silnik ten powstał z silnika J.52. Ma on 13-stopniową sprężarkę, która składa się z 6-stopniowej sekcji niskiego ciśnienia i 7-stopniowej sekcji wysokiego ciśnienia. Pierwsze dwa stopnie sekcji niskiego ciśnienia stanowią wentylator silnika. Turbina wysokiego ciśnienia, napędzająca sekcję wysokiego ciśnienia, jest jednostopniowa, turbina niskiego ciśnienia, napędzająca sekcję niskiego ciśnienia — trzystopniowa. Prędkość obrotowa turbiny wysokiego ciśnienia zależy bezpośrednio od wydatku paliwa, natomiast prędkość obrotowa turbiny niskiego ciśnienia jest funkcją prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia i spadku ciśnienia na turbinie wysokiego ciśnienia. Bezpośrednio za turbiną niskiego ciśnienia następuje mieszanie się strumienia wewnętrznego ze strumieniem zewnętrznym. Podobno obudowa sprężarki jest wykonana z jednej części, co ma na celu uniknięcie nieszczelności.

Startowy ciąg silnika wynosi 6350 kG, jednostkowe zużycie paliwa — 0,64 kG/kGh. Na wysokości 10 700 m i przy $Ma = 0,82$ silnik daje 1600 kG ciągu przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,812 kG/kGh.

Pozostałe dane:

Wydatek powietrza	138,4 kG/sek
Spręż sprężarki	15,5 : 1
Spręż wentylatora	1,9 : 1
Stosunek wydatków	1,1 : 1
Długość	3050 mm
Średnica	1080 mm
Ciężar	1352 kG

W. K.

NOWY RODZAJ PRZEWODÓW ELEKTRYCZNYCH

Amerykańska firma Hughes wykonała nowy rodzaj przewodów elektrycznych przeznaczonych dla lotnictwa. Przewody te składają się z metalowych „wstążek” wtopionych jedna obok drugiej w dielektryczną taśmę z tworzywa sztucznego. 300 m odcinek zwykłego przewodu lotniczego waży 37,2 kG, taki sam odcinek nowego przewodu o tym samym obciążeniu — 23,6 kG tj. o 36,6% mniej.

W. K.





Czielowiek w usłowiach wysotnowo i kosmiczieskowo polota. Sbornik pieriewodow iz inostrannoj pieriodiczeskoj litieratury, pieriewod I. L. Guriewicza, Izdatelstwo Inostrannoj Litieratury, 1960 r., stron 463.

Jest to zbiór przekładów artykułów z czasopism zagranicznych amerykańskich, angielskich i niemieckich. Główną treścią zbioru są dwie grupy zagadnień — medycyny lotów na dużych wysokościach i medycyny lotów kosmicznych. W pierwszej grupie rozpatrzono zagadnienia obciążeń cieplnych w samolocie, działania obciążeń uderzeniowych i dynamicznej reakcji organizmu, granicy dopuszczalnych sił uderzeniowych, podwyższenia stateczności oddychania pod ciśnieniem, toksykologicznych uszkodzeń w wypadkach i szkodliwego działania nowych typów paliw. Z zakresu zagadnień medycyny kosmicznej przedstawiono przenoszenie przyspieszeń lotu kosmicznego, zasad zabezpieczenia przed różnokierunkowymi przyspieszeniami, działania promieniowania kosmicznego, oddziaływania stanu nieważkości, zagadnień wrzenia cieczy organizmu w przestrzeni kosmicznej. Rozpatrzone też zostały zagadnienia utworzenia wymaganych warunków w kabinach załóg, zagadnienia związane z cieplnymi, dźwiękowymi i mechanicznymi obciążeniami organizmu oraz mechaniką lotu w przestrzeni kosmicznej. Treść uzupełniona jest rysunkami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla pracowników medycyny lotniczej oraz dla konstruktorów lotniczych. L. S.

Konstrukcja reaktywnych samolotów. W. J. Fiedorow, Wojennoje Izdatelstwo Ministerstwa Oborony Sojuza SSR, 1960 r., stron 267.

W książce w sposób przystępny podano opis konstrukcji samolotów odrzutowych, rozpatrując kolejno ogólne wiadomości o samolotach odrzutowych, konstrukcję skrzydeł, kadłuba, podwozi, ustereń, sterownic i grup silnikowych. Prócz tego rozpatrzono zagadnienie drgań zespołów konstrukcji oraz dano opis wyposażenia, zapewniającego bezpieczeństwo lotu na dużych wysokościach i ratowania załogi w chwili wypadku. Rozpatrzone zespoły konstrukcyjne płatowca i wyposażenia są typowe dla większości konstrukcji samolotów. Przy opisie konstrukcji zespołów samolotów rozpatrzono każdorazowo przeznaczenie danego zespołu, wymagania stawiane danym zespołom, obciążenia działające na zespół oraz kształty i rozwiązania konstrukcyjne. W kilku przypadkach rozpatrzono też dalsze możliwości rozwoju konstrukcji danych zespołów. Książka przeznaczona jest dla pracowników technicznych i załóg latających lotnictwa wojskowego i cywilnego. L. S.

Awiacjonnyje pribory. W. A. Bodnier, G. O. Fridlendier, J. J. Cziestakow, Oborongiz, 1960 r., stron 512.

W książce przedstawiona jest teoria przyrządów pokładowych, zasady ich budowy, właściwości ich konstrukcji oraz zasady obliczania przyrządów kontroli pracy napędowych zespołów silnikowych. W siedemnastu rozdziałach opisano następujące grupy przyrządów: przyrządy elektryczne do pomiaru wielkości nieelektrycznych metodą parametrową i generatorową, teoria typowych elementów przyrządów pokładowych, elektryczne przyrządy pomiarowe stosowane w przyrządach lotniczych jako wskaźniki, układy pomiarowe i śledzące, błędy wskazań przyrządów i metody ich kompensacji, manometry, termometry, obrotomierze, paliwomierze i przepływomierze. Osobną grupę stanowią dwa rozdziały, omawiające przyrządy do pomiaru mocy, momentu i ciągu silników lotniczych oraz układy uproszczonej kontroli stanu pracy zespołów silnikowych. Dalsze rozdziały obejmują opis i zasady budowy wysokościomierzy, prędkościomierzy i wariometrów. W każdym z rozdziałów przedstawiono najnowsze osiągnięcia w dziedzinie danego typu przyrządów oraz podano metody pomiarów i możliwe układy przyrządów, które mogą znaleźć zastosowanie w przyszłości. Treść uzupełniona jest dużą liczbą rysunków, wykresów oraz tabel. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych, mogą z niej również korzystać konstruktorzy i technolodzy. L. S.

Czielowiek, kotoryj letal bystrieje wsiech. F. K. Ewieriest, Izdatelstwo Inostrannoj Litieratury, 1960 r., stron 239.

Jest to tłumaczenie książki Franka K. Everesta, wydanej w języku angielskim w roku 1953, a tłumaczonej na język rosyjski przez N. F. Krawcową. Autor, podpułkownik lotnictwa amerykańskiego, pracujący od szeregu lat jako pilot doświadczalny amerykańskiego lotnictwa wojskowego, opisuje w książce tę zagadnienia, z którymi stykał się w czasie wykonywania pracy pilota. Głównie daje opisy prób samolotów w doświadczalnej bazie lotniczej Edwards, szczegółowo omawiając badania odrzutowych myśliwskich samolotów F-100, F-101, F-102 i F-104. Osobno przedstawia badania w powietrzu samolotów doświadczalnych X-1 i X-2. W rozdziałach tych przedstawia trudności, z jakimi spotykają się piloci w czasie lotów na dużych prędkościach i wysokościach. Książka może być wykorzystana przez pilotów doświadczalnych oraz przez konstruktorów. L. S.

KRONIKA

Walne zebranie Koła SIMP przy ZPL

Ostatnio odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze w Kole SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego. W zebraniu wzięło udział 21 członków na ogólną liczbę 31.

Kol. J. Kręzałek, jako przewodniczący ustępującego Zarządu, zapoznał zebranych z działalnością Koła. Koło skupia 80% inżynierów i techników, zatrudnionych w Zjednoczeniu. Członkami Koła są trzej dyrektorzy ZPL. W okresie sprawozdawczym, w ramach działalności naukowo-odczytowej, zorganizowano 8 zebrań odczytowo-dyskusyjnych z udziałem 170 osób.

W związku z IV Plenum KC PZPR Zarząd Koła za pośrednictwem zakładowych kół SIMP zorganizował narady i dyskusje nad zagadnieniami postępu technicznego w lotnictwie, które odbyły się we wszystkich zakładach przemysłu lotniczego. O akcji tej Kronika informowała już Czytelników. Wnioski z narad branżowych zostały rozpatrzone na trzech naradach Głównej Komisji Wnioskowej, w skład której wchodził przedstawiciel Koła SIMP przy ZPL, delegaci branż oraz Instytutu Lotnictwa i Sekcji Lotniczej.

Zadaniem w.w. Komisji Głównej było zestawienie wszystkich wniosków branżowych, jak też uzupełnienie ich wnioskami aktualnymi. Wnioski zestawiono w 4 grupy:

- 1) do realizacji we własnym zakresie zakładów,
- 2) do zatwierdzenia i realizacji przez Kolegium ZPL,
- 3) do zatwierdzenia i realizacji przez resort MPC,
- 4) na IV Kongres Techników Polskich we Wrocławiu.

Wnioski te przekazano pod właściwymi adresami, gdzie zostały akceptowane i znajdują się w trakcie opracowań do realizacji. O zakończeniu akcji i jej wynikach Zarząd Koła poinformował zainteresowanych specjalnym komunikatem.

Poza tym Zarząd Koła odbył wspólne narady z POP w ZPL na temat postępu technicznego, jak i dwie dalsze — dla sformułowania wniosków o tematyce lotniczej dla delegatów na IV Kongres Techników we Wrocławiu.

Razem odbyło 3 narady branżowe z udziałem 122 osób i 7 narad komisyjno-dyskusyjnych z udziałem 58 osób.

Ponadto Zarząd odbył 30 wspanych zebrań roboczych w Kole, jak też uczestniczył w 17 zebraniach Zarządu Oddziału Warszawskiego SIMP w jego sekcjach.

Członkowie Zarządu należą do Komitetu Organizacyjnego Jubileuszowego Zjazdu SIMP, który odbędzie się w październiku br. w Warszawie.

Koło przy ZPL zorganizowało również 5 wycieczek (w tym 3 naukowe i 2 krajoznawczo-towarzystkie) z udziałem 58 osób.

Koło liczy 4 członków nadzwyczajnych; Zarząd w miarę możliwości pomagał kolegom w uzyskaniu dyplomu technika.

Składki płacone są przez członków bieżąco lub z góry.

Z inicjatywy Zarządu Koła Zjednoczenie P. Lot. przystąpiło do SIMP jako członek zbiorowy.

W dyskusji postawiono postulat pogłębiania i rozszerzania wiadomości o tematyce nowoczesnej, związanej z rozwojem lotnictwa oraz proponowano zaktywizować w tym kierunku naszych specjalistów silnikowych, płatowcowych i osprzętowych. Poruszono również sprawę przekazywania technicznych informacji do zakładów. Omawiano zagadnienie zwiększenia poczytności czasopism, potrzebę dokształcania i samokształcania (języki) oraz rolę nowego zarządu Koła w tym zakresie.

Dyskutanci stwierdzili konieczność podziału publikowanych zagadnień pomiędzy „Techniką Lotniczą” i „Magazynem Racjonalizatora Lotnictwa”. „Technika” powinna drukować tematykę związaną z nowościami postępu technicznego, zaś „Magazyn” winien zajmować się zagadnieniami przydatnymi dla bieżącej produkcji. Stwierdzono, że dzięki niskiej cenie, ośrodkowi, w którym lokalizuje się redakcja, wydawcy (Instytut Lotnictwa) oraz honorarjom autorskim — „Magazyn R. L.” stał się czasopismem uprzywilejowanym, wypierającym autorów i czytelników „Techniki Lotniczej”. Sytuacja pogorszyła się z chwilą przejścia „T. L.” na edycję miesięczną. Postulowano zarządzenie temu niewłaściwemu stanowi rzeczy.

Omawiano wreszcie rolę Sekcji Lotniczej oraz wysunięto dezerdat uaktywnienia jej działalności.

Wybrano nowy Zarząd Koła przy ZPL, który ukonstytuował się jak następuje:

przewodniczący — kol. J. Kręzałek (z poprzedniego Zarządu), z-ca przewodniczącego — kol. J. Staszek, sekretarz — kol. W. Zaremka, skarbnik — kol. E. Zawada, członek Zarządu — kol. Z. Toček.

Do Komisji Rewizyjnej weszli koledzy: S. Bochiński, S. Danielecki i K. Wójcicki.

Na zakończenie należy nadmienić, że na Walnym Zgromadzeniu Oddziału Warszawskiego SIMP Koło przy ZPL zostało wyróżnione jako najlepiej pracujące koło przy instytucji centralnej. Wyróżnienie to znalazło wyraz w Biuletynie Specjalnym (wydanym z okazji Walnego Zgromadzenia Delegatów OW SIMP), gdzie wydrukowano sprawozdanie Zarządu Koła przy ZPL, oraz w ofiarowaniu dyplomów uznania kol. Kręzałkowi i kol. Zarembie.

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

HYDROAEROMECHANIKA

136* 533.6.013.423 ILot
Buiygina, Je. W.: Samobalansierowka swierchzwukowych kryliew s pierieniennoj strielowidnostju pieriednej kromki. Samowyrównowanie skrzydeł naddźwiękowych o zmiennej skośności brzegu natarcia. Izw. Wyssh. Ucz. Zawied. Awiac. Technika, 1960, nr 4, s. 10—17, rys. 7, poz. bibl. 2.
Możliwe jest samowyrównowanie samolotu, przy danym parametrze lotu, bez usterzenia poziomego, jeśli istnieje moment skrzydła przy zerowej sile nośnej. Moment ten może być również wykorzystany dla kompensacji przesunięcia ogniska, które zachodzi przy przejściu od prędkości poddźwiękowej do prędkości naddźwiękowej. Skrzydło płaskie nie może być samowyrównowane jeśli środek ciężkości wypada w środku ciśnienia. W pracy opisanej rozpatruje się samowyrównowanie skrzydła za pomocą przecięć cylindrycznych i geometrycznych skręcen środków części skrzydła. Z przeprowadzonej analizy wynika, że najlepszym kształtem skrzydła, jeśli chodzi o samowyrównowanie, okazuje się skrzydło z wypukłą krawędzią natarcia.
J. Nikoľ

137* 533.695.6 ILot
Bobrow G. Je.: O wozmożnosti ispolzowanja aerodynamičeskoj intierferencii dla umienszenka woznowowo soprotiwlenija kolewch kryliew w swierchzwukowom potokie. O możliwosti wykożystanija intierferencii aerodynamičeskoj dla zmniejszenija oporu falowego skrzydeł pierścieniowych w strumieniu naddźwiękowym. Izw. Wyssh. Ucz. Zawied., Awiac. Technika, 1960, nr 4, s. 3—9, rys. 5, ods. 2.
W celu zmniejszenia oporu falowego skrzydeł pierścieniowych w strumieniu naddźwiękowym wykorzystuje się efekt analogiczny do obserwowanego przy naddźwiękowym opływie dwuwymiarowego dwupłata Busemanna. Rozpatruje się rozwiązanie w układzie liniowym, dotyczące wewnętrznej oporu falowego skrzydła pierścieniowego o profilu klinowym, w przepływie naddźwiękowym i zerowym kącie natarcia. Na podstawie otrzymanego rozwiązania pokazano, że na skutek aerodynamicznej interferencji pomiędzy elementami wewnętrznej powierzchni skrzydła pierścieniowego, opór falowy tegoż przy pewnych proporcjach parametrów geometrycznych i aerodynamicznych może stanowić jedynie 3% oporu falowego skrzydła płaskiego, powstałego przez rozwinięcie pierścienia i opływanego przy parametrach przepływu takich samych jak dla skrzydła pierścieniowego.
J. Nikoľ

138* 533.6.015.1/2 ILot
Rogerson, G. E.: Estimation of take-off and landing airborne path. Wyznaczenie toru lotu podczas startu i lądowania. Aircraft Engineering, list. 1960, t. 32, nr 381, s. 328—331, rys. 6, ods. 4.
Rozpatrzono dwa kolejne manewry wykonywane przez pilota podczas startu po osiągnięciu prędkości oderwania od ziemi: 1—rozpędzanie samolotu przy stałej wartości współczynnika c_z , 2—utrzymywanie stałej prędkości lotu przy zmiennej wartości współczynnika c_z . Dla obu przypadków wprowadzono równania ruchu i podano wykresy, ułatwiające szybkie wyznaczenie torów lotu podczas startu i lądowania. Tok obliczeń został dodatkowo zilustrowany przykładem liczbowym.
J. Sandauer

139* 533.697.4 ILot
Kudriaszew L. I., Kopotiew A. A.: Teorietičeskoje i eksperimentajnoje issledowanje wlijanija niestacionarnosti na process istiečenija w sużajuszczichsja sopłach. Teoretyczne i doświadczalne badanie wpływu niestacjonarności na proces wypływu gazu przez zwążające się dysze. Izw. Wyssh. Ucz. Zawied., Awiac. Technika, 1960, nr 3, s. 65—73, poz. bibl. 7.
Z ogólnych równań, rządzących jednowymiarowym przepływem adiabatyicznym gazu burotropowego, wyprowadzono zależności na prędkość wypływu z dyszy oraz prędkość krytyczną i porównano z odpowiednimi zależnościami w przypadku przepływu ustalonego. Z analizy tej wynika, że w przypadku przepływów nieustalonych chwilowa prędkość wypływu i chwilowa prędkość krytyczna mogą być większe niż w przypadku przepływu ustalonego.
A. Kowalewicz

CZĘŚCI AERODYN

140* 533.69.042:629.13.014.3 ILot
Legendre R.: Calcul d'une aile a bord d'attaque courbe, adaptée au vol supersonique. Obliczenie skrzydła o krzywej krawędzi natarcia zastosowanego w locie naddźwiękowym. Recherche Aéronautique, list. — grudz. 1960, nr 79, s. 3—7, rys. 1, ods. 1.
Obliczenie skrzydła o krzywej krawędzi natarcia, zastosowanego w locie naddźwiękowym, nie jest wiele więcej skomplikowane niż obliczenie takiego skrzydła dla lotu przydźwiękowego, jeśli określony jest kształt konturu, potencjał lub też współczynnik naciśnienia między stroną dolną i górną skrzydła. Kształt konturu jest określony za pomocą formuły łatwej dla analizy i obliczenia liczbowego.
J. Nikoľ

141* 533.691.154 ILot
Korbacher G. K.; Sridhar K. A.: A review of the jet flap. Przegląd prac na temat kłapy strumieniowej. UTIA Rev. nr 14, ss. 161, rys. 163, poz. bibl. 43.

Przedstawiono szczegółowy przegląd postępu teoretycznego i doświadczonego, dokonanego w studium czystych kłap strumieniowych, sterowania strumieniowego i kłap wspomaganych strumieniem. Dotożono wiele starań dla ujednostajnienia oznaczeń we wszystkich równaniach i na wykresach oraz dla zdefiniowania działających sił. Przytoczone wyniki doświadczalne ilustrowane ciekawymi wykresami oraz porównane z teorią, mieszanie strugi i zastosowania kłapy strumieniowej w projekcie samolotu, ocena kłapy strumieniowej na podstawie jej możliwych zalet i wad.

142* 533.691.154:533.6.013.12 ILot
Korbacher G. K., Sridhar K.: A note on the total drag of jet flapped wings. Notatka dotycząca oporu całkowitego skrzydeł z kłapą strumieniową. UTIA Report nr 64, 1960, ss. 12, rys. 13, poz. bibl. 13.

Przedyskutowano hipotezę oporu dla kłap skrzydeł zaopatrzonych w kłapę strumieniową zarówno z punktu widzenia teoretycznego, jak i doświadczalnego. Wyprowadzono i przedstawiono zależność empiryczną dla obliczenia współczynnika oporu całkowitego quasi-dwuwymiarowych skrzydeł, zaopatrzonych w kłapę strumieniową, przy zerowym kącie natarcia skrzydła. Pochylenia otrzymane za pomocą tego wyrażenia empirycznego znajdują się w jakościowej zgodności z podanymi w teorii Maskella i Spence'a.

143* 629.13.014.44 ILot
Campbell G. S.: Effect of fixed forward fins. Działanie przednich stateczników. Aircr. Engng, wrzes. 1960, t. 32, nr 379, s. 271—274, rys. 6.

Teoretyczne i doświadczalne studium wpływu małych przednich stateczników na siłę nośną i położenie środka parcia układu skrzydło-kadłub. Badana konfiguracja odpowiada w dużym przybliżeniu pociskowi klasy powietrze-powietrze Huges Falcon, charakteryzującemu się skrzydłem delta o bardzo małym wydłużeniu. Dodanie przednich stateczników powoduje odgięcie strug na przedniej części skrzydła. Przy małych kątach natarcia spadek siły nośnej na skrzydle jest niewiele mniejszy od siły nośnej na stateczniku; środek parcia układu skrzydło-kadłub przesuwa się wówczas ku tyłowi. Wyniki teoretyczne, otrzymane metodą kolejnych przybliżeń przy pomocy cyfrowej maszyny liczącej, wykazują dużą zgodność z wynikami dmuchań przy prędkości $M = 1,65$ i $M = 2,41$.
J. Sandauer

144* 629.13.015.1 ILot
Schumacher E.: Moderne Flugzeugfahrwerke und ihre Betätigung (I). Nowoczesne podwozia lotnicze i ich napędy. Cz. I. Oelhydraulik und Pneuma, styczeń 1961, r. 5, nr 1, s. 2—8, rys. 11.

Podano zadania, jakie ma spełnić nowoczesne podwozie lotnicze oraz jego konstrukcja. Omówiono podstawowe typy podwozi, przedstawiono schematy podwozi dźwigniowych oraz układów wózkowych. Pokrótko omówiono zagadnienia energii pochłanianej przez amortyzatory oraz podano przeciętny jej przedział na główne i zasadnicze zespoły. Podano sprawności jakie można uzyskać dla poszczególnych typów amortyzatorów (maksymalne). Omówiono obciążenia jakie występują podczas pracy podwozia. Podano schematy rozwiązań konstrukcyjnych dla kilku nowych typów amortyzatorów olejowo-powietrznych oraz cieczerwych.
J. Paczoski

SILNIKI LOTNICZE

145* 629.136.3:621.455 ILot

Dadiou A.: Aufgaben und Möglichkeiten bei der Entwicklung von Raketen-Treibstoffen und Antriebsystemen. Zadania i możliwości rozwoju paliw i raketowych systemów napędowych. Raketentechnik und Raumfahrtforschung, 1960, t. 4, nr 2, s. 41—45, poz. bibl. 9.
Scharakteryzowano dotychczasowy stan i teoretyczne granice sprawności napędu chemicznego, w szczególności przy zastosowaniu wodoru atomowego. Zasady i widoki napędu jądrowego; dyskusja granic sprawności i perspektywa konsekwentnych ciepłych rakiet atomowych typu „rover”, jak również możliwości podgrzewania jądrowo-chemicznego wybuchami atomowymi czynników pracujących. Rozważenie zadań i możliwości w rozwoju raketowej techniki napędowej w szczególności w NRF.
(a)

146* 621.45 ILot
Kordik J.: Staustahltriebwerke. Silniki strumieniowe. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 2, s. 34—43, rys. 32, tabl. 1, ods. 11.

Próby z silnikami strumieniowymi w samolotach i coraz częstsze zastosowanie tych silników do napędu pocisków zwróciły uwagę w większej mierze na rurę strumieniową. Podano krótki przegląd dotąd poznanych rozwiązań tych silników.

147* 662.75 ILot
Davies R. G.: Recent advances in aircraft fuels. Współczesny postęp w paliwach lotniczych. Canad. Aeronaut. J., październik 1960, t. 6, nr 8, s. 320—350, rys. 18, tabl. 3, poz. bibl. 10.
Podano współczesne zmiany norm dla benzyny lotniczej i rozwój norm wojskowych dla paliw silników turbinowych. Omówiono kilka bardziej ważnych własności paliw silników turbinowych, takich jak charakterystyka spalania, punkt zamrażania, odparowanie oraz wpływ niepożądanych wtrąceń. Opiszano cywilne i wojskowe normy paliwa dla silników turbinowych oraz naszkicowano prawidłowy podobny postęp w tej dziedzinie; paliwa o wysokiej energii; krótki opis paliw dla silników rakietowych. R. Łapucha

148* 620.197.2 : 621.793.3 ILot
Krajewski S.: Wytwarzanie powłok ochronnych na aluminium z kąpieli zawierających kwas fluorowodorowy, chromowy i fosforowy. Prace Inst. Lotnictwa, 1960, nr 12, s. 3—21, rys. 24, tabl. 6, ods. 7.
Doświadczenia przeprowadzono na platerowanych blachach duralowych gatunku D1 A-M, częściowo również na blasze aluminiowej Al-M. Stosując kąpiel, zawierającą stałe ilości kwasu fluorowodorowego i chromowego, zmieniano dodawane ilości kwasu fluorowodorowego. W stałej temperaturze określono wpływ stężenia kwasu fluorowodorowego i czasu pokrywania na szybkość narastania powłok, ich skład chemiczny i odporność chemiczno-korozyjną w próbie kąpielowej. Wyniki doświadczeń wskazują, że podwyższenie stężenia HF w kąpeli wywołuje wzrost szybkości narastania powłok i równocześnie obniżenie stosunku molowego $H_3PO_4 : Cr_2O_3$ w powłoce. Z kąpeli o niskiej zawartości HF powłoki narastają wolniej, a stosunek molowy $H_3PO_4 : Cr_2O_3$ w powłoce osiąga wyższą wartość.

Przedłużenie czasu obróbki prowadzi również do zmniejszenia szybkości narastania powłok nie wywołując wyraźnej zmiany ich składu chemicznego. Odporność chemiczno-korozyjną powłok o niskim stosunku molowym $H_3PO_4 : Cr_2O_3$ jest najniższa. Powłoki o wysokim stosunku molowym są bardziej odporne.

149* 620.197.5 ILot
Krajewski S.: Anodowanie platerowanych blach duralowych z roztworów kwasu siarkowego w podwyższonej temperaturze. Prace Inst. Lotnictwa, 1960, nr 12, s. 22—38, rys. 17, tabl. 6, ods. 14.
Na próbkach z platerowanej blachy duralowej zbadano warunki wytwarzania powłok anodowych w podwyższonej temperaturze (30 do 35 °C) z kąpeli, zawierających kwas siarkowy o stężeniu 20% i 7%, przy gęstościach anodowych zmienianych w granicach 0,5 do 3,5 A/dcm². Próbkę anodowano do przepuszczenia różniczych ilości elektryczności maksymalnie 1,5 Ah.
Stwierdzono, że pękaniu i rozpadaniu się powłoki na proszek w podwyższonej temperaturze przeciwdziała podwyższenie gęstości anodowej oraz obniżenie stężenia kwasu siarkowego w kąpeli. Określono grubość powłok, odporność na ścieranie w próbie polegającej na uderzeniu ziaren chromu spadających na powłokę z określonej wysokości oraz mikrotwardość niektórych powłok anodowych.

150* 678.84 : 629.13.002.4 ILot
Pawłowski W.: Polimery alkoxy- i aroksylosiloksanowe i możliwości udoskonalania nimi gum oraz zastosowania w innych dziedzinach przemysłu lotniczego. Prace Inst. Lotnictwa, 1960, nr 12, s. 40—59, rys. 7, tabl. 11, ods. 46.
Jedną z metod opartą na częściowej hydrolizie estrów kwasu ortokrzemowego, przeprowadzonej w środowisku alkoholu etylowego albo butylowego trzeczlorowidowego, następnie polikondensacji tych produktów hydrolizy, aż do maksymalnego przereagowania wolnych grup OH. Druga — oparta na częściowej hydrolizie czterotoksylanu, następnie zamianie grup etoksyloowych w otrzymanym polietoksylosilanie na grupy alkoxy- lub aroksyloowe wyższych alkoholi nienasyconych, cyklicznych, aromatycznych oraz polikondensację jak przy metodzie pierwszej, prowadzoną w toluenie. Stwierdzono na kilku przykładach zastosowania cieczy polisiloksanowych istnienie możliwości rozwiązania szereg problemów w przemyśle z dziedziny gum mrozoodpornych (różnych uszczelnień, amortyzatorów do samolotów) itp.

151* 620.193.3 : 612.792.1 ILot
Hapka T.: Próba oceny korozyjnej odcisków rąk. Prace Inst. Lotnictwa, 1960, nr 12, s. 61—64, rys. 1, tabl. 2, ods. 5.
Przez wykonywanie skurczów i rozkurczów dłoni odzianej w gumową rękawiczkę wywołano silne pocenie się ręki. Następnie przeniesiono pot przez dotknięcie na powierzchnię próbek ze stali 45. Postęp korozyjny próbek przechowywanych w komorze o stałej wilgotności względnej 66% wykazuje znaczne różnicowanie agresywności korozyjnej potu rąk dziesięciu badanych osób. Najbardziej agresywny pot spowodował dość znaczne zakorodowanie próbek już po upływie doby. Postęp korozyjny przyjęto wg dowolnie przyjętej skali zakorodowania. Powyższa metoda może znaleźć zastosowanie w przemyśle maszynowym przy wyborze pracowników do robót wykończeniowych.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

152* 629.13.002 : 621.357.8 ILot
Electrochemical machining of metals. Elektrochemiczna obróbka metali. Aircr. Engng. luty 1961, t. 33, nr 384, s. 46—47, rys. 5.
Artykuł omawia rozwój techniki obróbki elektrochemicznej, zwiększenie jej wydajności i przystosowanie jej do wytwarzania kształ-

tów w łopatkach silników turbinowych. W artykule streszczone są cztery podstawowe sposoby produkcji łopatek: odlewanie precyzyjne, dokładne walcowanie, kucie precyzyjne i wreszcie obróbka mechaniczna, bazująca na nadwymiarowych odkuwkach, odlewach, ewentualnie prętach. Na tle tych metod analizowana jest obróbka elektrochemiczna na maszynie „Sifico”. W części tej zawarta jest zasada procesu, jej obraz schematyczny oraz niektóre parametry robocze i wynikowe wraz z osiąganiami. A. Gołędzinowski

153* 621.923.7 : 621.253.5 ILot
Pearson H. J.: Controlled belt-grinding. P. II: Production of turbine blades: developments in operational practice. Szlifowanie i polerowanie łopatek turbin i sprężarek za pomocą taśmy szlifierskiej. Aircr. Prod., luty 1961, t. 23, nr 2, s. 42—47, rys. 7, tabl. 1.

Technologia szlifowania i polerowania taśmą łopatek turbin i sprężarek wykonanych ze stali żaroodpornych, stopów tytanu i stopów lekkich. Podano w tabeli szereg parametrów szlifowania takich jak: prędkość, posuw, rodzaj taśmy, rodzaj chłodziwa, rodzaj prowadzącego. Opiszano sposób korekcji nastawienia obrabiarki oraz dokładność otrzymaną przy szlifowaniu i wielkości koniecznych nadatków. Opiszano niektóre zjawiska fizyczne powstałe przy szlifowaniu, jak np. miejscowe zgrzewanie, tępienie taśmy i wpływ niektórych parametrów na wyniki szlifowania. W szczególności opiszano wpływ prędkości i nacisku. T. Vorbrodt

154* 621.253.5 : 621.941.1 ILot
Compressor spool, Part. II. External profiling: optical tool-setting for producing dovetail-section annular grooves. Zastosowanie profiloskopu optycznego przy toczeniu prowadnic pod łopatkę w korpusie wirnika sprężarki. Aircr. Prod., luty 1961, t. 23, s. 47—57, rys. 16.

Opiszano kolejne operacje przy toczeniu rowków prowadnic pod zamki łopatek w korpusie wirnika sprężarki. Pierwsze dwie fazy to toczenie otwartej części prowadnicy. W ostatniej — toczenie części wewnętrznej — na skutek złej widoczności zastosowano profiloskop optyczny. Rzecz o toczony profil na zmontowany w obrabiarkę ekran. Bez względu na dokładność położenia narzędzia w gładem toczonym rowka wyznacza się optycznie za pomocą skali-wzorca, ustawionej nieruchomo względem suportu. W ten sposób położenie narzędzia jest każdorazowo oznaczone na ekranie. Wstępne oznaczenie poprzecznego położenia suportu dokonuje się czujnikiem elektrostatycznym z sygnalizacją świetlną. Obie strony rowka prowadzącego toczy się tym samym narzędziem, zmieniając jego położenie przez obrót i zmieniając równocześnie kierunek obrotów wrzeciona tokarki. T. Vorbrodt

153* 629.13.002 : 621.914 ILot
Wing-skin milling. Frezowanie pokryć płatowcowych pod nitowane złącza. Aircr. Prod., luty 1961, t. 23, nr 2, s. 60—67, rys. 11.

Opiszano specjalną frezarko-koparkę, przeznaczoną do frezowania krawędzi blach pokryciowych transatlantyckiego płatowca „Vickers VC-10”. Frezuje się część pokrycia podlegającą łączeniu przez nitowanie z drugą częścią pokrycia. Frezarka składa się z dużego uchwyty hydraulicznego umożliwiającego mocowanie profilowego pokrycia oraz głowicy, której wysokość położenia steruje kopiał, zaś ruch wzdłużny odbywa się po prowadnicach, które gwarantują przesuw długości ok. 6 m. Głowica ma moc 10 KM; dodatkowe dwa prostopadłe przesuwu: pionowy o dł. 125 mm i poziomy o dł. 200 mm i może być skreślona pod kątem do 15°. T. Vorbrodt

156* 621.357.8 : 629.13.002 ILot
Electrochemical machining. Elektrochemiczna obróbka zamiast skrawania. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 2, s. 68—72, rys. 9.

Obrabiany przedmiot zostaje zanurzony do elektrolitu i włączony w obieg prądu jako anoda. Narzędzie o kształcie przeciwnym również wprowadza się do elektrolitu, umieszcza symetrycznie względem anody przedmiotu i zasila prądem jako katodę. W początkowym okresie większa gęstość prądu występuje w miejscach o mniejszej odległości, w końcu procesu odległości są równe i rozkład prądu jednorodny. Średnio wielkość szczeliny wynosi około 0,25 mm. Proces jest stosowany w szerokim zakresie do obróbki otworów o bardzo małej średnicy, jak również i do produkcji formowników. T. Vorbrodt

157* 629.13.002.53 : 623.923 : 621—253.5 ILot

Szakolskij B. W., Jewgieniew G. B., Łapszın N. P.: Szlifowanie spinek łopatek na stankie ChSz-185. Szlifowanie grzbietu łopatek na szlifierce ChSz-185. Trudy M.A.T.I. nr 45, Issledowanie procesow obrabotki metalow riezaniem. 1960, s. 150—169, rys. 23; (22987).
Do operacji obróbki wykańczającej łopatek używa się często szlifierek taśmowych. Dla zagwarantowania poprawności kształtów, kinematyka tych szlifierek jest zwykle złożona, a poza tym istnieje konieczność użytkowania wymiennych elementów kształtowych. Trudności w użytkowaniu takich obrabiarek polegają między innymi na doborze elementów ruchowych i kształtowych w taki sposób, aby uniknąć interferencji wzajemnej profili i takich przypadków, w których dociskowy element kształtowy musiałby mieć wklęsłość, co jest niemożliwe do zrealizowania za pomocą taśm. Autorzy opracowali metodę wykorzystania obrabiarki, przeznaczonej w zasadzie do szlifowania koryta łopatek, do obróbki grzbietu łopatek. Możliwe to było dzięki opracowaniu metody wyznaczania pól, w których nie występuje interferencja i wklęsłość. A. Gołędzinowski

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 w numerację 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

(dokończenie z II str. okł.)

Opór wewnętrzny zależy od rodzaju chłodzenia. Opór zewnętrzny zależy od kształtu i umieszczenia chłodnicy na płatowcu.

Chłodnice pierścieniowe

W rozdziale „Opory gondol silnikowych” omówiono sumaryczny opór gondol silników gwiazdowych wraz z całkowitym oporem chłodzenia. W tym rozdziale omówiony zostanie jedynie opór chłodzenia.

Opór wewnętrzny

Współczynnik oporu wewnętrznej chłodnicy pierścieniowej, odniesiony do maksymalnej powierzchni czotowej chłodnicy, wyraża się wzorem

$$Cx_w = 2K \sqrt{\frac{\Delta p}{q}} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{\Delta p}{q} - \frac{p_w}{q} - \frac{p_w}{q} \frac{S_w}{S}} \right) \quad [1]$$

We wzorze [1] uwzględniono wpływ różnicy ciśnienia na wylocie z chłodnicy i ciśnienia otaczającego (najczęściej $p_w < p_a$).

K — współczynnik przepustowości silnika, charakteryzujący wydajność przepływającego powietrza wokół cylindrów silnika.

$$K = \frac{S_1 S}{\sqrt{\frac{\Delta p}{q}}}$$

(definiowany i omówiony w rozdziale dotyczącym oporów gondol silników gwiazdowych), lub inaczej

$$K = Q/S \cdot V \sqrt{\frac{\Delta p}{q}} \quad [2]$$

gdzie: Q — wydajność przepływającego przez cylindry powietrza,
S — powierzchnia odniesienia,
V — prędkość lotu,
p — różnica ciśnień przed i za cylindrami,
q — ciśnienie prędkości w przepływie niezakłóconym,
 p_w — ciśnienie w przekroju wylotowym,
 S_w — powierzchnia przekroju wylotowego.

Licząc współczynnik oporu chłodzenia w pierwszym przybliżeniu, można przyjąć, że $p_w = 0$, a $\sqrt{1 - x^2} = 1 - 0,5x$. Wówczas wzór [1] przyjmie postać:

$$Cx_w = K \cdot \left(\frac{\Delta p}{q} \right)^{3,2} \quad [3]$$

Po uwzględnieniu wpływu śmigła na chłodzenie, wzór [3] ulegnie następującej zmianie:

$$Cx_w = \frac{K \cdot \left(\frac{\Delta p}{q} \right)^{3,2}}{\eta_p} \quad [4]$$

$$\eta_p = \frac{Q \cdot \Delta p}{(n_{no} - n_n) N_s}$$

gdzie: η_{no} — sprawność układu śmigło-gondola przy zamkniętym wlocie do cylindrów (to znaczy przy $Q = 0$),
 η_n — sprawność układu śmigło-gondola,

$$\eta_n = \frac{P'_s \cdot V}{N_s}$$

N_s — moc silnika,

P'_s — różnica między ciągiem śmigła (w obecności gondoli) a oporem gondoli (zewnątrznym i wewnętrznym).

Dla gondoli przedstawionej na rys. 1 współczynnik określają wykresy przedstawione na rys. 2, 3 i 4.

Opór zewnętrzny

Opór zewnętrzny tego typu chłodnic jest stosunkowo bardzo mały. Dla przykładu można podać wyniki badań chłodnic pokazanej na rys. 5. Na wykresie podano opór całkowity chłodnicy dla dwóch różnych współczynników przepustowości K. Krzywe stanowią rozwiązanie równania [3]. Punkty pochodzą z doświadczeń tunelowych. Jak widać z wykresów, opór zewnętrzny tej chłodnicy wynosi $Cx_z = 0,03$. Opory zewnętrzne innych chłodnic pierścieniowych podaje rys. 6.

Chłodnice tunelowe

Schemat chłodnicy tunelowej podaje rys. 7.

Opór wewnętrzny

Opór wewnętrzny chłodnicy tunelowej określa zależność

$$Cx_w = 2 \frac{V_{we}}{V} \left[1 - \sqrt{1 - \xi \left(\frac{V_{we}}{V} \right)^2 - \frac{p_w}{q}} \right] - \frac{p_w}{q} \cdot \frac{S_w}{S} \quad [5]$$

Zależność [5], podobnie jak [1], uwzględnia wpływ różnicy ciśnienia na wylocie z chłodnicy i ciśnienia otaczającego

$$\left(- \frac{p_w}{q} \cdot \frac{S_w}{S} \right)$$

gdzie: p_w — ciśnienie na wylocie z chłodnicy,

S_w — powierzchnia przekroju otworu wylotowego,

S — powierzchnia odniesienia równa całkowitej powierzchni przekroju ulownicy,

q — ciśnienie dynamiczne w przepływie niezakłóconym,

q_w — ciśnienie na wylocie,

V_{we} — prędkość na wlocie do chłodnicy,

ξ — współczynnik strat.

W pierwszym przybliżeniu można przyjąć, że ciśnienia na wylocie $p_w = 0$. Wówczas wzór [5] przyjmie postać:

$$Cx_w = 2 \frac{V_{we}}{V} \left[1 - \sqrt{1 - \xi \left(\frac{V_{we}}{V} \right)^2} \right] \quad [6]$$

Przyjmując, że $\sqrt{1 - x^2} = 1 - 0,5x$, wzór [6] uprości się w postaci:

$$Cx_w = \left(\frac{V_{we}}{V} \right)^3 \xi \quad [7]$$

Przedstawione zależności są pokazane na rys. 8. Wykresy przedstawione na rys. 8 pozwalają wnioskować, że zależność [7] można stosować w przypadku, gdy

$$\xi \left(\frac{V_{we}}{V} \right)^2 < 0,4.$$

Każda chłodnica tunelowa scharakteryzowana jest dwoma współczynnikami:

- 1) ξ — współczynnik strat,
- 2) η — współczynnik wyrażający wydajność chłodnicy.

Wzajemna zależność obu tych współczynników wyrażona jest wzorem:

$$\xi \left(\frac{V_{we}}{V} \right)^2 = 1 - \eta \quad [8]$$

Współczynnik ξ dla chłodnic tunelowych ulowych jest określony zależnościami empirycznymi

$$\xi = \lambda \left(3 + \frac{l}{dg} \right) \left(\frac{S}{S_1} \right)^2 + \xi_1 + \Delta \xi_t \quad [9]$$

S — powierzchnia całkowita ulownicy

S_1 — powierzchnia przeswitu ulownicy

l — długość ulownicy

d_g — średnica hydrauliczna pojedynczej rurki ulownicy $d_g = \frac{4f}{2p}$

f — powierzchnia przekroju pojedynczej rurki ulownicy

2p — obwód przekroju pojedynczej rurki ulownicy

d_g — jest pokazana na rys. 9

ξ_1 — współczynnik strat zależny od stosunku $\frac{S}{S_1}$

$\Delta \xi_t$ — współczynnik strat wynikający ze zmiany temperatury

$$\lambda = 0,375 \cdot Re^{-0,1} \delta^{0,4}$$

gdys

$$35 \leq Re = \frac{V_{we} \delta}{\nu} \leq 275$$

gdys

$$\lambda = 0,214 \cdot \delta^{0,4}$$

$$275 \leq Re \leq 500$$

δ — wysokość szorstkości w rurce ulownicy

$$\bar{\delta} = \frac{\delta}{dg}$$

Zależność λ od Re pokazuje rys. 10.

$\xi_1 = \left(\frac{S}{S_1} - 1 \right)^2$ — jest przedstawiony na rys. 11,

$$\Delta \xi_t = \left(1,7 + \lambda \frac{l}{dg} \right) \left(\frac{S}{S_1} \right)^2 \bar{T}$$

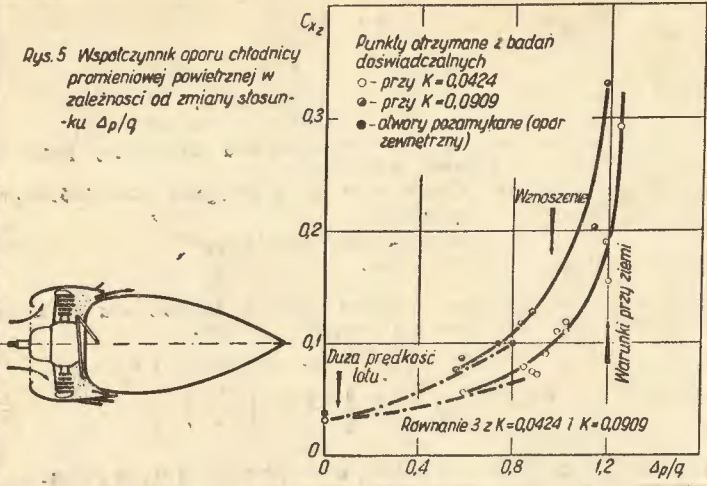
gdys

$$\bar{T} = \frac{T_w - T_{we}}{T_{we}}$$

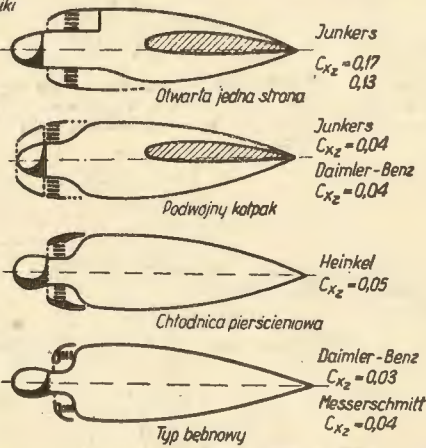
T_w — temperatura na wyjściu z ulownicy

T_{we} — temperatura na wejściu do ulownicy.

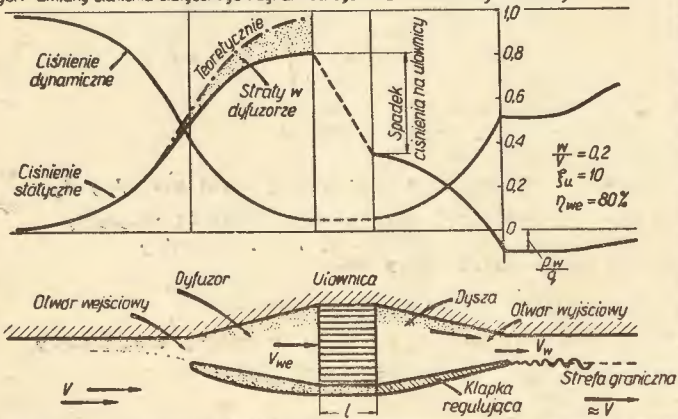
Rys.5 Współczynnik oporu chłodnicy promieniowej powietrznej w zależności od zmiany stosunku $\Delta p/q$



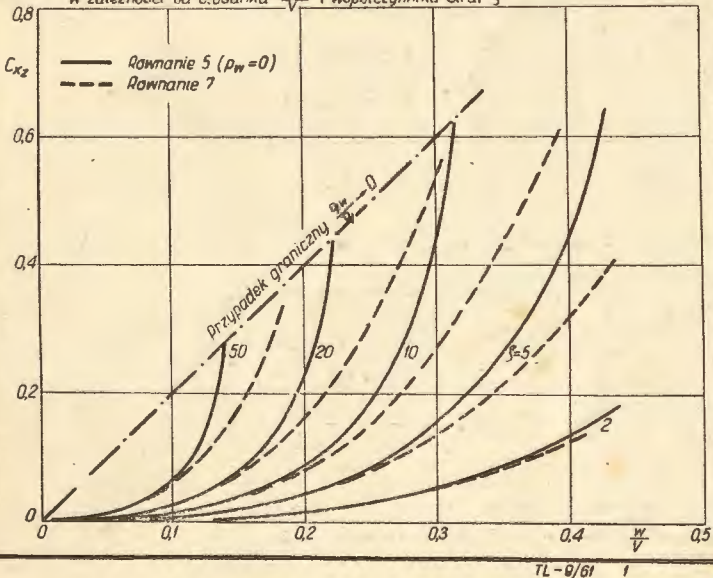
Rys.6 Kształty i współczynniki oporu kilku chłodziw pierścieniowych



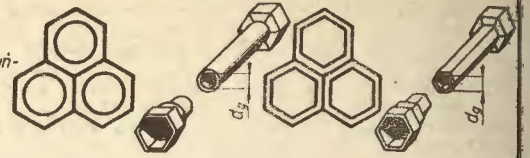
Rys.7 Zmiany ciśnienia statycznego i dynamicznego wzdłuż chłodnicy tunelowej



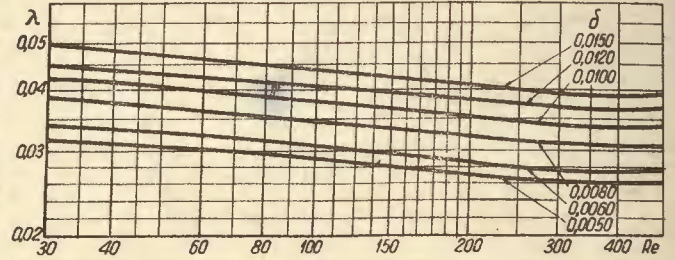
Rys.8 Współczynnik oporu wewnętrznego chłodnicy tunelowej przy założeniu że $p_w=0$ w zależności od stosunku w/V i współczynnika strat ξ



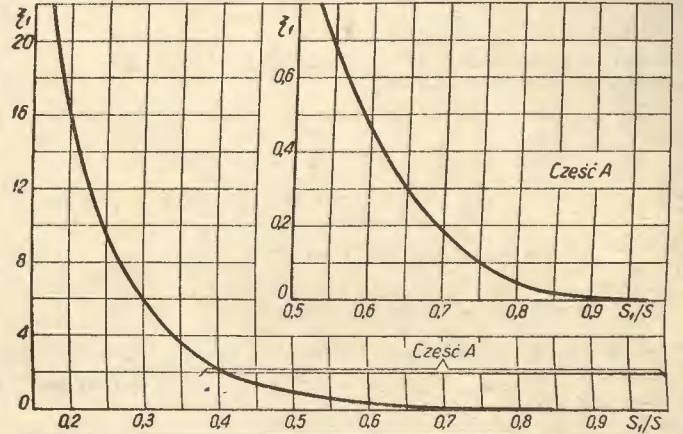
Rys.9 Kształt pojedynczej rurki ulawnicy



Rys.10 Zależność współczynnika λ od Re i δ



Rys.11 Zależność współczynnika ξ_1 od stosunku S_1/S



Rys.12 Charakterystyka chłodnicy tunelowej, skrzydłowej ze sterowaną warstwą przybrzeżną

