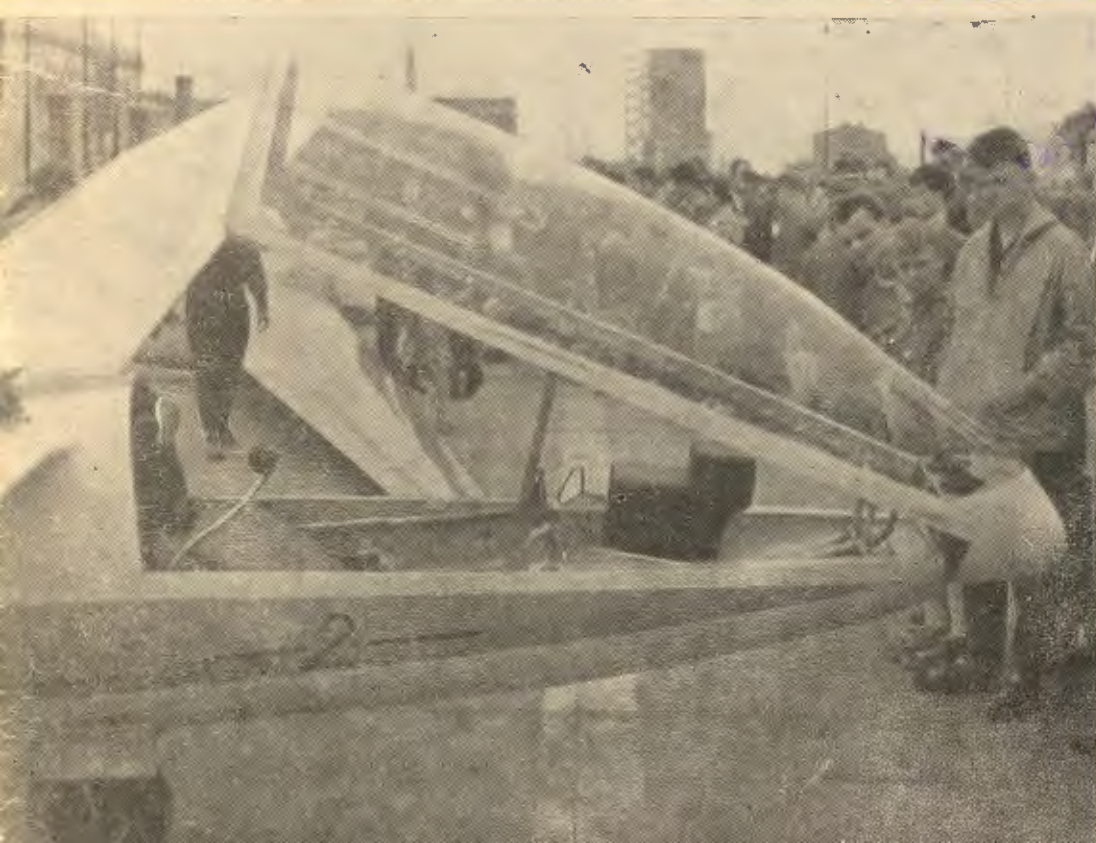


TECHNIKA LOTNICZA



4-5

1963

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

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

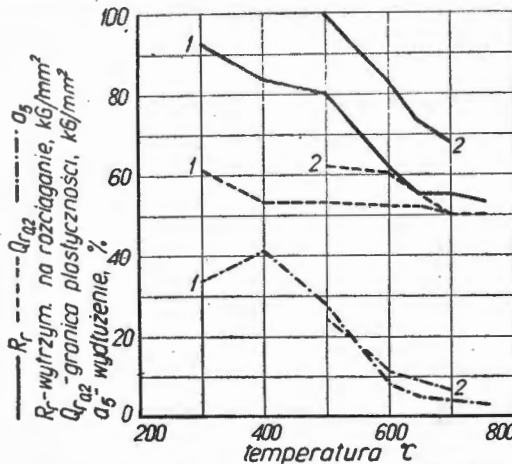
Część III

Stopy żarowytrzymałe, których głównym składnikiem jest nikiel

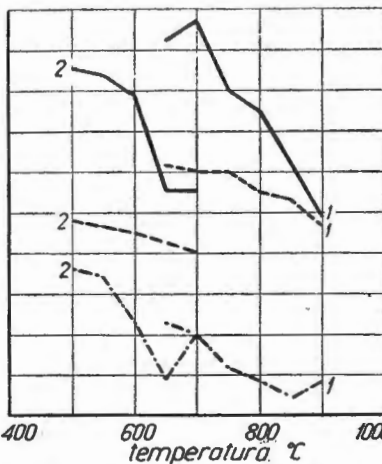
ciąg dalszy

W bieżącym zeszycie podano dalszy ciąg danych technicznych dotyczących żarowytrzymałych stopów z głównym składnikiem niklem (wg źródeł radzieckich i amerykańskich).
W kolejnej tabeli 6 podano skład chemiczny stopów radzieckich i amerykańskich, w tabeli 7 — własności fizyczne i charaktery-

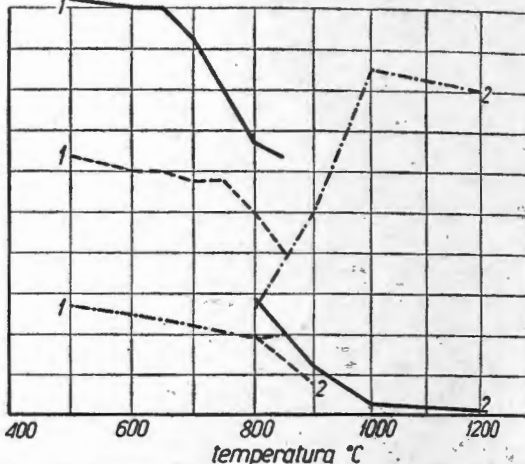
stykę stopów radzieckich i wreszcie w tabeli 8 — warunki obróbki cieplnej, własności mechaniczne i zastosowanie tych stopów. Niezależnie od tego na wykresach 13 do 15 podano własności mechaniczne stopów radzieckich w podwyższonych temperaturach (R_r , Q_r i a_5).



Rys. 13. Własności mechaniczne stopów X20H80T3(1) i X16H80T510(2) w temperaturach podwyższonych



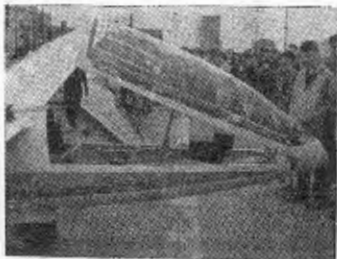
Rys. 14. Własności mechaniczne stopów X18H67B5M5T210P(1) i 31607A(2) w temp. podwyższonych



Rys. 15. Własności mechaniczne stopów X15H70B5M4102TP(1) i X16H60103(2) w temperaturach podwyższonych
Pomoce konstruktorskie 71-4/ks str. II okładki

TREŚĆ

	Str.
Artykuł wstępny	93
L. VARGA — Doświadczalne badania drgań łopatek maszyn przepływowych	94
I. AUERBACH — Zagadnienie wyważania wirników silników turbinowych	100
J. MARYNIAK — Analiza rozbiegu samolotu odrzutowego	103
J. BUĆ — Przygotowanie części technologicznej programu dla frezarek wyposażonych w systemy sterowania ciągłego	108
T. RAJPERT — Pomiar oraz analiza hałasu i drgań Nowości techniczne	119
Kronika	128
Na półkach księgarskich	130
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	130
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Stopy żarowytrzymałe, których głównym składnikiem jest nikiel, cz. III okładka	131



NASZA OKŁADKA

Kabina szybowca „Zefir 2”, na którym pilot E. Makula zdobył Mistrzostwo Świata w klasie otwartej na zawodach w Junin (Argentyna)

(Fot. Leszek Zagański)

CONTENTS

	Page
Editorial	93
L. VARGA — The experimental investigation of the blade vibration in turbomachines	94
I. AUERBACH — The problem of turbine engine rotor balancing	100
J. MARYNIAK — The analysis of the jet aircraft take-off running distance	103
J. BUĆ — Preparing the technological part of program for tape controlled milling machines	108
T. RAJPERT — The noise and vibration measurement and analysis	119
Technical news	128
Chronicle	130
On bookseller's shelves	130
Aviation Documentation Review	131
Designer's Data Sheets — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: The heat-resisting steel alloys on the nickel base . . . on cover	

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Передовица	93
L. VARGA — Экспериментальные исследования колебаний лопаточных машин	94
I. AUERBACH — К вопросу балансировки роторов газотурбинных двигателей	100
J. MARYNIAK — Анализ разбега реактивного самолета	103
J. BUĆ — Подготовка технологической части программы для фрезерных станков оборудованных системами непрерывного управления	108
T. RAJPERT — Измерение и анализ шума и колебаний	119
Технические новости	128
Хроника	130
На книжных полках	130
Документационный обзор авиации	131
Конструкторские Пособия Авиационной Техники А. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Жаропрочные сплавы на основе никеля, ч. III	обложка

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

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVIII

KWIECIEŃ-MAJ 1963 R.

ZESZYT 4-5

Upowszechnienie czytelnictwa branżowych czasopism technicznych obowiązkiem kół zakładowych SIMP

Rozwój techniki wymaga stałego i szybkiego wzrostu czytelnictwa prasy technicznej. Mając to na uwadze oraz powołując się na uchwały X Plenum KC PZPR i uchwały IV Kongresu Techników Polskich, Zarząd NOT podjął uchwałę, aby stowarzyszenia naukowo-techniczne wzmogły swoją działalność, związaną z rozwojem polskiej prasy technicznej, a w szczególności zapewniły stałą opiekę branżowym czasopismom technicznym z myślą

o ich treści, formie edytorskiej, ich upowszechnieniu i użytkowaniu.

W tej sytuacji niezbędne jest rozwinięcie przez stowarzyszenia szerszej i skuteczniejszej niż dotychczas akcji na rzecz podniesienia poziomu czasopism technicznych i upowszechnienia ich czytelnictwa.

Poniżej cytujemy fragmenty Uchwały Zarządu NOT, z dnia 17.09.62 r. w sprawie udziału stowarzyszeń w rozwoju czytelnictwa prasy technicznej.

Ramowa Instrukcja dla kół zakładowych stowarzyszeń naukowo-technicznych

1. Koło zakładowe SNT winno prowadzić stałą działalność na rzecz upowszechnienia czytelnictwa czasopism technicznych. W szczególności koło zakładowe winno rozwinąć tę działalność w następujących okresach:

— przed rozpoczęciem każdego kwartału w celu zwerbowania prenumeratorów na następny okres kalendarzowy,

- Dni Oświaty, Książki i Prasy — maj,
- Dni Książki i Prasy Technicznej — październik.

2. Koło zakładowe SNT winno okresowo, co najmniej dwa razy do roku, analizować stan prenumeraty czasopism technicznych zarówno ogólnotechnicznych, jak i branżowych. W szczególności należy zwrócić uwagę na następujące sprawy:

- ilość i wybór prenumerowanych egzemplarzy przez zakład pracy (do użytku służbowego i bibliotecznego),
- stosunek prenumeraty indywidualnej do liczby pracowników,
- stan czytelnictwa prasy technicznej w zakładowej bibliotece, czytelni, klubie itp.

3. W zakresie rozwijania prenumeraty indywidualnej należy:

- wyznaczać spośród pracowników zakładu kolporterów prasy technicznej i stworzyć im warunki do działania w oparciu o „Instrukcję dla społecznego kolportera”,

— poświadczać kolporterom „Deklaracje”, które należy przesłać do Zakładu Kolportażu WCT NOT,

— dokonać okresowej oceny społecznej działalności kolporterów,

— przekazywać do Zakładu Kolportażu WCT NOT uwagi i postulaty, związane z organizacją kolportażu prasy wśród członków stowarzyszeń naukowo-technicznych.

4. W zakresie prenumeraty prasy technicznej dla zakładu pracy, w celu zaspokojenia potrzeb zakładu, biblioteki i czytelni zakładowej należy okresowo omawiać z kierownictwem zakładu pracy właściwy wybór i ilość prenumerowanych tytułów. Prenumerata ta winna być w zasadzie prenumeratą stałą, potwierdzaną, opłacaną i uzupełnianą przed rozpoczęciem każdego roku.

5. Koło zakładowe winno zawiadamiać Zakład Kolportażu WCT NOT o wszelkich zmianach w wewnętrznej organizacji kolportażu prasy technicznej (reorganizacja zakładu, zmiana adresu, zmiana kolportera itp.).

6. W celu zastosowania lepszych i atrakcyjniejszych form upowszechnienia prasy technicznej koło zakładowe winno wykorzystywać lokalne gazетки zakładowe, radio-węzły, kluby stowarzyszeniowe, kluby racjonalizatorów i wynalazców, imprezy organizowane w zakładzie i wszelkie inne właściwe okazje.

Zaleca się organizowanie przez koło zakładowe wystaw prasy technicznej, dyskusji nad artykułami, spotkań z redaktorami i innych form popularyzacji prasy technicznej.

Instrukcja dla społecznych kolporterów czasopism WCT NOT (wyjątki)

Społeczny kolporter czasopism technicznych NOT działa w zasadzie na terenie własnego zakładu pracy (uczelnia, szkoły zawodowej) w zakresie:

- przyjmowania prenumeraty oraz propagowania czytelnictwa,
- czuwania nad terminowym dostarczaniem czasopism prenumeratorom.

Kolporterem może być osoba dobrowolnie podejmująca się tych obowiązków, upoważniona przez dyrekcję zakładu i koło zakładowe stowarzyszenia naukowo-technicznego (radę zakładową lub inną organizację społeczną). Kolporter, przed podjęciem swoich obowiązków, winien zapoznać się z niniejszą Instrukcją, podpisać deklarację, po czym przesłać ją do Zakładu Kolportażu WCT NOT, pozostawiając dla siebie odpis wypełnionej deklaracji.

Kolporter zbiera prenumeratę na okresy miesięczne w odniesieniu do tygodników i dwutygodników oraz kwartalne, półroczne i roczne w odniesieniu do tygodników i dwutygodników oraz kwartalne, półroczne

i roczne w odniesieniu do wszystkich czasopism — do każdego 15. miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty. Np. prenumeratę na III kwartał kolporter winien zbierać do 15 czerwca.

Kolporter, przyjmując zamówienia, winien posługiwać się aktualnym cennikiem, w którym znajdzie oprócz cen poszczególnych czasopism WCT NOT, wskazówki komu i na jakie czasopisma są przyznawane ulgi w wysokości 33%.

Jako wynagrodzenie kolporter otrzymuje 10% od ogólnej sumy zebranej prenumeraty. Kolporterowi przysługują ponadto zwrot kosztów porta w wysokości określonej taryfą pocztową odpowiednio do wysokości wpłacanej kwoty. Kolporter jest upoważniony do potrącenia i zatrzymania z zainkasowanych za prenumeratę kwot należnej mu prowizji i kosztów porta. Bardziej szczegółowe informacje oraz potrzebną deklarację zainteresowany powinien znaleźć w kole zakładowym stowarzyszenia naukowo-technicznego względnie w kole ZSP.

Doświadczalne badania drgań łopatek maszyn przepływowych

Praca ta podsumowuje wyniki badań naukowych przeprowadzonych w Katedrze Budowy Samolotów Politechniki w Budapeszcie przez kierownika katedry profesora dr Elemér Rácz. W opracowaniu urzędzeń badawczych i pomiarach brał udział starszy asystent Daniel Hutházi i asystent Pál Ferenczy.

1. Wstęp

Badania drgań na wirnikach są w chwili obecnej na całym świecie w centrum uwagi. Problemy te są nie tylko z technicznego punktu widzenia uważane za ważne, również i finansowe wyniki mogą być doniosłe. Często już uszkodzenie od drgań pojedynczej łopatki może zniszczyć całą tarczę w przeciągu kilku sekund, co w następstwie może doprowadzić do ciężkich uszkodzeń zespołu. Jeszcze ważniejsze jest, by przy zastosowaniu silników turbinowych do napędu samolotów, ze względów bezpieczeństwa można było w niezbędnych przypadkach stwierdzić przyczyny występujących podczas pracy złamań łopatek. W czasie badań stwierdzono, że większość złamań łopatek nie jest spowodowana bezpośrednimi aerodynamicznymi i odśrodkowymi obciążeniami łopatek, to znaczy statycznymi przeciążeniami, lecz zazwyczaj powstaje w następstwie zmęczenia wywołanego drganiami łopatek.

Powołując się na szerokie badania podane w literaturze, można stwierdzić, że największe znaczenie ma pierwsza częstotliwość zginania łopatki, tak zwana podstawowa częstotliwość zginania. Jeżeli więc uda się ustalić teoretycznie, przede wszystkim zaś doświadczalnie, podstawową częstotliwość zginania łopatek turbin lub sprężarek osiowych i następnie na tej podstawie tak zaprojektować części konstrukcyjne, by nie powstawały żadne drgania wzbudzone o podobnej częstotliwości, będzie to oznaczać duży postęp w budowie silników. Jest oczywiście niezbędne również ustalenie położenia i kształtu punktów węzłowych wyższych postaci drgań łopatek i związanych z tym częstotliwości drgań. Ponieważ nie jest możliwe ustalenie wielkości drgań metodą czysto rachunkową, zostały opracowane jako uzupełnienie i sprawdzenie metody doświadczalne.

Stosowane metody pomiarów można ogólnie podzielić na dwie duże grupy:

- a — próby drgań na łopatkach w spoczynku względnie na częściach łopatek,
- b — pomiary na pracujących maszynach.

Chociaż druga grupa pomiarów daje pełniejszy obraz drgań przeprowadzenie tego rodzaju badań jest bardziej skomplikowane i trudniejsze w porównaniu z badaniami grupy a.

2. Stosowane metody pomiarów

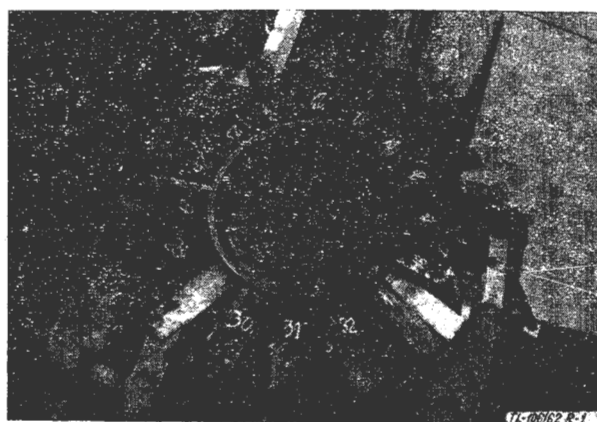
Najczęściej używane rodzaje zamocowania łopatek, wzbudzanie drgań, czujnikowy pomiar drgań, metody wyznaczania linii węzłowych opisane są w kolejnych rozdziałach, różne zaś urządzenia pomiarowe są w zasadzie kombinacją poszczególnych typów urządzeń.

2.1. Zamocowanie badanych łopatek lub tarcz wirnikowych

W badaniach laboratoryjnych pierwszym krokiem jest odpowiednio zamocowanie łopatki lub wirnika. W literaturze brak jakichkolwiek wskazówek dotyczących sposobów zamocowania, poza oczywistym wymaganiem, że sposób zamocowania, o ile to tylko jest możliwe, powinien być podobny do zamocowania w warunkach pracy.

Według uzyskanych doświadczeń najważniejszą rzeczą jest jakość powierzchni płyty mocującej. Okazało się, że nieznaczna nawet różnica gładkości szlifowanych powierzchni zacisków wpływa poważnie na częstotliwości drgań. Dlatego należy starać się przeprowadzać pomiary możliwie na tarczy wirnika.

W naszych badaniach umocowane zostały cienkie łopatki z blach w podstawach tak, jak w imadle. Tarcze wirnika zamocowano sztywnie na stoisku za pomocą pasowanych kołków (rys. 1).



Rys. 1. Zamocowanie tarczy wirnika na stoisku

2.2. Wzbudzenie drgań

Zamocowaną łopatkę można różnymi sposobami wprowadzić w drgania. Wzbudzenie drgań przez uderzenie lub przez szarpnięcie jest sposobem najprostszym i najszybszym wyznaczenia częstotliwości podstawowej. Uderzona lub przez szarpnięcie wzbudzona łopatka przestaje jednak bardzo szybko dźwięczeć, tak że trudno jest w tych warunkach wykonać miarodajne pomiary ilościowe.

Pociągnięcie smyczkiem jest już od dłuższego czasu stosowane do wywołania drgań. Za pomocą smyczka skrzypcowego lub pręta ceramicznego pociąga się łopatkę po krawędzi. Częstotliwość drgań łopatki wyznacza się przez ustalenie liczby drgań powstającego tonu.

Wzbudzenie drgań przez nadmuch ze sprężarki, która ustawiona jest w odpowiedniej odległości i w odpowiednim kierunku wykorzystuje energię strumienia powietrza skierowanego na łopatkę. Taka metoda wzbudzania drgań ogranicza się zazwyczaj tylko do badania częstotliwości podstawowych, ponieważ wyznaczona tym sposobem liczba drgań może przekroczyć zaledwie 2000 Hz.

Za pomocą elektrycznej maszyny wzbudzającej wywołane są drgania zazwyczaj przez mechaniczne połączenia. Zasada działania stosowanych maszyn wzbudzających jest ta sama, jak i w znanych megafonach dynamicznych.

W elektromagnetycznych maszynach wzbudzających poddaje się badaną łopatkę mocnemu polu magnetycznemu jednej cewki. W przypadku materiału niemagnetycznego się, stosuje się przyklejone do łopatki cienkie, czułe na strumień magnetyczny płytki. Ponieważ masa płytek zmienia jednak rzeczywistą częstotliwość własną łopatek, nakłada się na łopatkę kolejno dodatkowe płyt-

ki różnej wielkości i ze zmiany częstotliwości wyznacza się przez ekstrapolację częstotliwość dla stanu bez pływów.

Elektrostatyczne wzbudzenie drgań polega na zasadzie, że zmienne napięcie przyłożone do obu płyt kondensatora wywołuje okresową siłę między płytami. W czasie pomiarów badana łopata stanowi jedną płytę kondensatora podczas gdy drugim biegunem jest odpowiednio ukształtowana sztywna płyta miedziana oddzielona od łopatki cienką warstwą powietrza. Tę metodę można stosować także w przypadku łopatki z niemagnesujących się materiałów.

Zasada działania maszyny wzbudzającej drgania prądami wirowymi polega na tym, że za pomocą odpowiednio ukształtowanych cewek elektrycznych można wywołać także w stosunkowo cienkich niemagnesujących się materiałach prądy wirowe, a wskutek tego działającą na łopatkę okresową siłę zmienną.

2.3. Pomiar częstotliwości

Jedną z metod stosowaną w badaniach jest „nastroyenie” drgającej struny, na przykład struny skrzypcowej na ton łopatki. Strunę należy nastroyić na znaną liczbę drgań (np. na ton normalny A odpowiadający 400 Hz), a następnie napiąć się odpowiednio kalibrowaną taśmę, na której dla danej długości struny można bezpośrednio odczytać odpowiednią liczbę drgań.

Ta metoda posiada tę wadę, że odczyt pomiaru częściowo zależy od umiejętności odczytywania przez prowadzącego pomiar. Na podstawie uzyskanych doświadczeń można stwierdzić, że takie proste przybliżone wyznaczenie częstotliwości daje bardzo dobre wyniki także w przypadku zastosowania metod precyzyjnych. W przypadku zastosowania dokładnych metod elektrycznych w związku z istnieniem różnych zakresów pomiarów trudno jest nastroyić przyrząd na liczbę drgań łopatki bez wyznaczenia danych przybliżonych.

W przypadku badań z zastosowaniem mikrofonu energia dźwięku łopatki zostaje zamieniona przez mikrofon i wzmacniacz na drgania elektryczne, które następnie doprowadzone zostają do odpowiedniego przyrządu — np. do oscyloskopu katodowego. W ten sposób można wyznaczyć amplitudę drgań łopatki, jak i częstotliwość drgań.

Przy opracowywaniu metod pomiarów należy także zwracać uwagę na to, że w przypadku stosowania wzbudzenia drgań metodą magnetyczną, należy ze względu na zjawisko zaburzeń stosować mikrofon krystaliczny.

W przypadku metody z zastosowaniem kondensatora wykorzystuje się zjawisko, że przybliżanie lub oddalanie jednej od drugiej płyt kondensatora zmienia jego pojemność i równocześnie w odpowiednio utworzonym obwodzie wywołuje się spadek napięcia. Tę zmianę napięcia można przenieść, podobnie jak poprzednio opisano, na ekran oscyloskopu katodowego. Jedną z płyt kondensatora jest sama łopata, druga sporządzona jest jako sztywna płyta metalowa ustawiona naprzeciw łopatki w małym odstępnie.

Przy czujnikowym pomiarze drgań na zasadzie elektrycznego pomiaru wydłużeń stosuje się przyklejony do drgającej łopatki bardzo cienki drut (tensometr płytkowy), w danym przypadku cienkie płytki węglowe, w których występująca na skutek wydłużenia zmiana oporu wywołuje zmianę napięcia służącą w odpowiednim obwodzie do pomiaru.

W przypadku zastosowania elektrycznego stykowego czujnika pomiarowego zostaje wprowadzona w ruch cewka drgająca (za pomocą prądu połączonego z łopatką) o konstrukcji dynamicznego głośnika lub podobnego przyrządu. Powstające w cewce zmiany prądu proporcjonalne do częstości drgań zostają przeniesione przez odpowiednie urządzenia wzmacniające na przyrząd pomiarowy. Tu należą także rodzaje przyrządów pomiarowych, w których stosuje się głowice patefonowe (adapterowe).

Przyrządy pomiarowe piezoelektryczne działają na zasadzie zmiany pod wpływem obciążenia elektrycznego ładunku określonych gatunków kryształów.

W przypadku metod fotograficznych zostają rzutowane impulsy drgań na ruchomą taśmę filmową, na której równocześnie są znakowane określone odcinki czasu.

Metody mikroskopowe służą przede wszystkim do pomiaru amplitudy drgań końców łopatek. Mikroskop zostaje umocowany tak ponad łopatką, że oś jego soczewki pokrywa się w przybliżeniu z przedłużeniem podłużnej osi łopatki. Na kalibrowanym polu pomiarowym mikroskopu można obserwować zakres drgań odpowiadający podwójnej amplitudzie.

2.4. Wyznaczanie linii węzłowych

Dokładną charakterystykę drgań łopatek można uzyskać tylko wtedy, gdy możliwe jest wyznaczenie postaci drgań łopatki dla kolejnych częstotliwości rezonansowych. Przede wszystkim jest tu niezbędne ustalenie kształtu i położenia linii węzłowych.

Jedną z metod wyznaczania linii węzłowych polega na tym, że do drgającej łopatki wzdłuż całej jej powierzchni doprowadza się cienkie ostrza czujników igłowych lub ostrza ołówków. Gdy igła czujnika dotyka łopatki bezpośrednio na linii węzłowej, amplituda drgań pozostaje niezmienną, podczas gdy w innych punktach wyraźnie maleje to znaczy drgania zostają stłumione. Gdy znalezione punkty zostaną połączone ze sobą przebiegającą wzdłuż linii, powstają charakterystyczne linie węzłowe odpowiadające postaci drgań.

Jeszcze lepsza metoda polega na tym, że łopatkę posypuje się drobnym piaskiem, lykopenem (żółty proszek) lub drobnymi wilgotnymi trocinami, dzięki którym będą widoczne linie węzłowe. W przypadku mocno zakrzywionych profilów łopatek może być stosowana ta metoda tylko wtedy, gdy pomiary zostaną wykonane w różnych położeniach łopatki. Na podstawie przeprowadzonych doświadczeń wiadomo, że do wykreślenia linii węzłowych dla wyższych częstotliwości drgań w przypadku łopatek pustych z blachy o zamkniętym profilu lub pełnych łopatek z blachy o silnie wygiętych profilach jest potrzebna znaczna moc wzbudzenia drgań wynosząca powyżej 100 Watów. Przykładowo, w przypadku badania pustych łopatek z blachy o długości 30 cm i ciężarze profilu 10 cm przy zastosowaniu mocy drgań około 50 Watów uzyskiwano wyższe postacie drgań, natomiast linie węzłowe wykreślano tylko w przypadku podstawowej częstotliwości giętnej.

3. Urządzenia pomiarowe stosowane w Zakładzie Budowy Samolotów Politechniki w Budapeszcie

Dla przeprowadzenia badań drgań łopatek zamocowanych na tarczach wirnika przede wszystkim dla przeprowadzenia badań w ruchu, istnieją nieliczne doświadczenia. Stąd też należało opracować urządzenie, które może być zastosowane nie tylko dla badań laboratoryjnych na nieruchomych łopatkach, lecz także do pomiarów na obracających się tarczach. Urządzenia pomiarowe sporządzone przez Zakład Budowy Samolotów Politechniki w Budapeszcie jest rozwiązane jako wzbudnica drgań na zasadzie działania elektromechanicznego, natomiast w przypadku materiałów niemagnesujących się przez wykorzystanie zjawiska prądów wirowych. W badaniach laboratoryjnych stosowano przyrządy pomiarowe kryształkowe względnie mikrofon, podczas gdy przy pomiarach na obracających się tarczach stosowano tensometry płytkowe. Wskutek przekazanych impulsów występują na ekranie oscyloskopu krzywe Lissajous, co daje poglądową i szybką metodę wyznaczania częstotliwości rezonansowych. Dalsza zaleta urządzenia pomiarowego polega na tym, że element pomiarowy w postaci tensometru płytkowego, używany do wyznaczania częstotliwości drgań, przez proste przełączenie służy także do pomiarów powstających w łopacie naprężeniach; następnie, że częstotliwość drgającej łopatki może być wyznaczona z dużą dokładnością (z odchyłką do 1%). Prócz tego urządzenie pomiarowe może być używane do zmęczenia badań łopatek oraz w czasie wykonywania badań może wywoływać i kontrolować w sposób ciągły każdą wymaganą częstotliwość, jak i powstające w łopacie naprężenia. Najważniejsze elementy urządzenia pomiarowego: wzmacniacz mocy i wzmacniacz napięcia, głowica z pierścieniami zbierającymi, różne rodzaje cewek drgających, jak i przestawialne urządzenia zaciskowe zostały wykonane na podstawie dokumentacji w laboratorium Zakładu Budowy Samolotów.

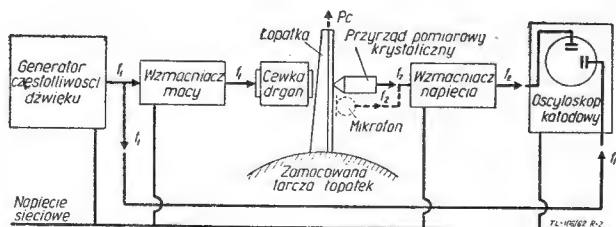
Po zakończeniu prób laboratoryjnych w roku 1959, na zlecenie jednego z przedsiębiorstw przemysłowych mieliśmy okazję przeprowadzenia szczegółowych badań drgań na wentylatorze chłodnicy silnika wysokoprężnego lokomotywy spalinowej typu DHM-1 Węgierskich Kolei Państwowych. Złamania łopatek wentylatora powodowały częste uszkodzenia lokomotyw. Po zakończeniu badań, przedstawiliśmy, łącznie z katedrą aerodynamiki, zalecenia dla uniknięcia przyczyn złamań.

Zależnie od tego, czy badania przeprowadzano na wymontowanej i specjalnie zamocowanej łopacie, czy też na tarczy będącej w spoczynku lub obracającej się na samym wentylatorze, stosowano następujące trzy różne urządzenia pomiarowe.

3.1. Pomiary laboratoryjne na nieruchomej łopacie lub tarczy wirnikowej

Jak poprzednio wspomniano, w literaturze uważa się za bardzo ważne badanie pierwszej częstotliwości zginania, tak zwanej podstawowej częstotliwości giętnej. Wyznaczenie podstawowej częstotliwości może być przeprowadzone w pierwszym rzędzie za pomocą badań laboratoryjnych przez wywołanie drgań wzbudzonych. Podstawowa częstotliwość giętą występuje ogólnie z wyraźnie dużą amplitudą; równocześnie łopata wydaje pewien typowy brzęczący dźwięk. Jako sprawdzian występowania tej częstotliwości jest to, że u podstawy łopatki znajdują się wyraźne punkty nieruchome, to znaczy linia węzłowa.

Rysunek 2 przedstawia schemat urządzenia do wzbudzenia i pomiaru drgań, które było stosowane w badaniach laboratoryjnych do wyznaczenia podstawowej częstotliwości zginania. Siła powodująca drgania powstaje w tym przypadku za pomocą siły magnetycznej wywołanej prądem zmiennym o regulowanej częstotliwości f_1 , przepływającym w cewce o rdzeniu żelaznym i wytwarzanym generatorem częstotliwości dźwięku. Gdy częstotliwość f_1 prądu zasilającego z generatora drgającą cewkę oraz częstotliwość f_2 przekazywanych z głowicy patefonowej impulsów są identyczne, lub gdy częstotliwość f_2 jest całkowitą wielokrotnością częstotliwości f_1 , wtedy na ekranie oscyloskopu ukazują



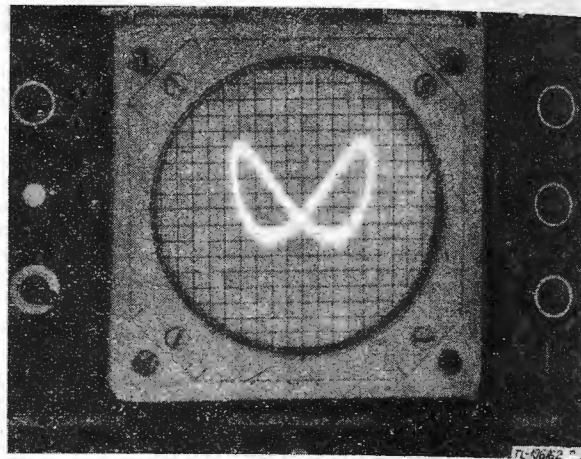
Rys. 2. Wyznaczanie podstawowej częstotliwości giętnej na zamocowanej tarczy wirnika za pomocą przyrządu kryształkowego lub mikrofonu: 1 — generator częstotliwości dźwięku, 2 — wzmacniacz mocy, 3 — cewka, 4 — łopata, 5 — kryształkowy przyrząd pomiarowy, 6 — mikrofon, 7 — wzmacniacz napięcia, 8 — oscyloskop katodowy, 9 — zamocowana tarcza wirnikowa, 10 — napięcie sieciowe

się zamknięte pętle, odpowiadające znanym krzywom Lissajou. Pomiar wykonuje się wtedy w ten sposób, że częstotliwość f_1 generatora jest dokładnie zmieniana i dostrajana do częstotliwości f_2 łopatki.

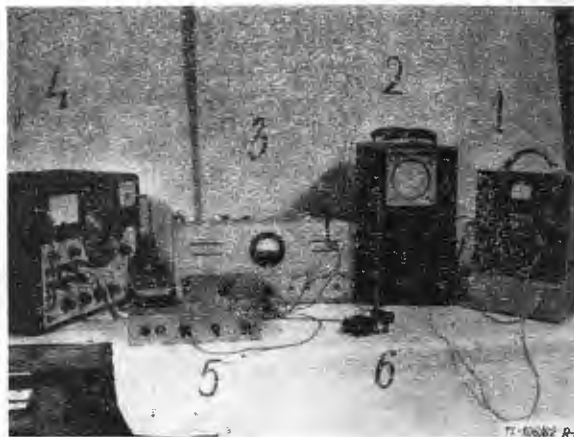
Impulsy z największymi amplitudami powstają wtedy, gdy częstotliwość prądu wzbudzającego jest równa połowie częstotliwości drgań łopatki. W tym przypadku powstają na ekranie oscyloskopu charakterystyczne zamknięte pętle ósemkowe, których największe pionowe odchylenia mierzone na skalowanym ekranie proporcjonalne są do amplitudy drgań łopatki (rys. 3).

Układ zastosowanych urządzeń przedstawiony jest na rys. 4. Na podstawie schematu według rys. 2 można wyróżnić następujące elementy urządzenia:

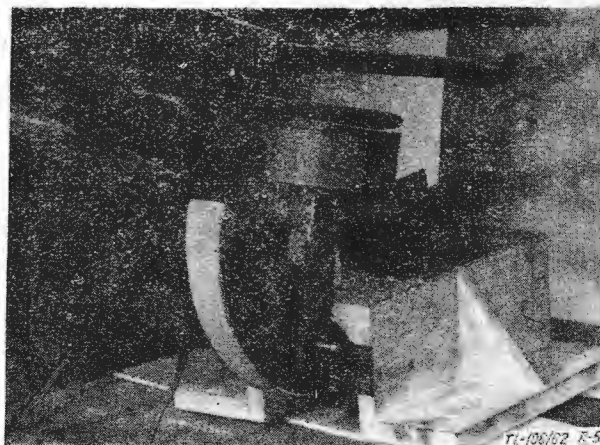
- 4 — generator częstotliwości dźwięku,
- 3 — wzmacniacz mocy,
- 6 — głowica patefonowa i jej podstawa,
- 5 — wzmacniacz napięcia,
- 2 — oscyloskop katodowy.



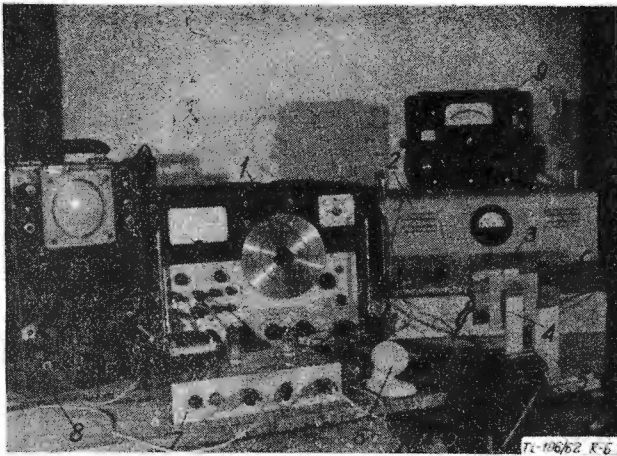
Rys. 3. Pomiar amplitudy i częstotliwości drgań łopatki za pomocą krzywych Lissajou



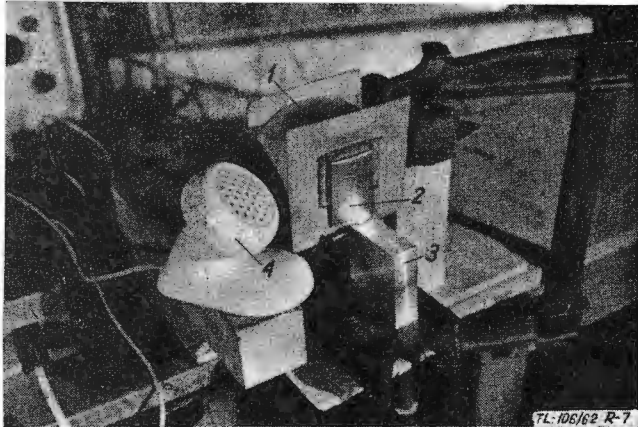
Rys. 4. Ustawienie przyrządów pomiarowych dla pomiarów laboratoryjnych na zamocowanej łopacie



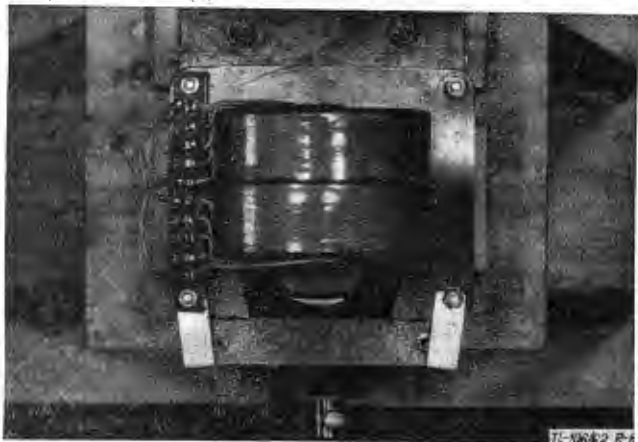
Rys. 5. Cewka wzbudzająca do wywołania określonych drgań łopatki



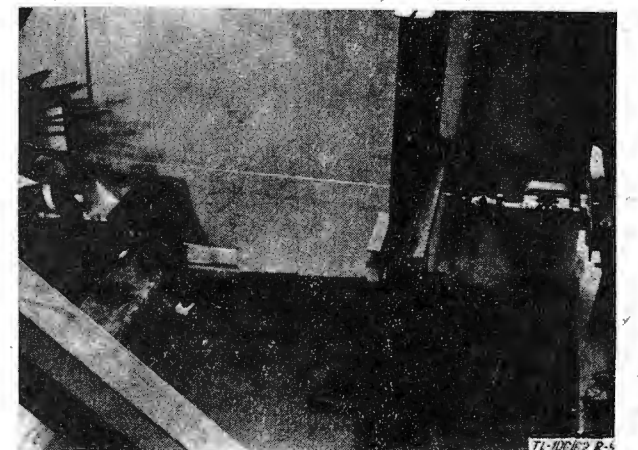
Rys. 6. Urządzenie do wywołania drgań blaszanej łopatki ze stopu lekkiego za pomocą prądów wirowych



Rys. 7. Urządzenie pomiarowe drgań za pomocą mikrofonu



Rys. 8. Urządzenie do wywołania drgań blaszanej łopatki z niemagnesującego się materiału za pomocą prądów wirowych



Rys. 9. Urządzenie do wywołania siły ciągnącej na drgającej łopatkce za pomocą dynamometru z elektrycznym tensometrem płytkowym

(Mostek pomiarowy Huggenbergera typu „Tepic” (1) stosowany był w późniejszych pomiarach).

Za pomocą odpowiedniego urządzenia mocującego osł magnetycznej cewki może być ustawiona w dowolnym położeniu, dzięki czemu możliwe jest dokładne ustawienie małej szczeliny powietrznej, umożliwiającej drgania łopatki (rys. 5).

W przypadku cienkich łopatek z blachy, dla których potrzebna moc drgań jest stosunkowo mała, można urządzenie pomiarowe według rys. 2 używać jako przyrząd wytwarzający prądy wirowe także do badania łopatek z niemagnesujących się materiałów. Elementy takiego urządzenia pomiarowego, przedstawionego na rys. 6, są następujące:

- 1 — generator dźwięku,
- 2 — wzmacniacz mocy,
- 3 — cewka,
- 4 — łopatka z blachy,
- 5 — urządzenie mocujące łopatkę,
- 6 — mikrofon,
- 7 — wzmacniacz napięcia,
- 8 — oscyloskop katodowy,
- 9 — przyrząd mierzący napięcie i natężenie.

Ażeby nie zniekształcić postaci drgań łopatki o stosunkowo małych drganiach, został wypróbowany w przypadku drgań spowodowanych prądami wirowymi obok przyrządu pomiarowego z głowicą patefonową także przyrząd akustyczny z mikrofonem (rys. 7).

Elementy pokazane na rysunku są następujące:

- 1 — cewka drgająca,
- 2 — łopatka z blachy,
- 3 — podstawa mocująca łopatkę,
- 4 — mikrofon.

Na podstawie naszych badań stwierdziliśmy, że w przypadku magnetycznego wzbudzenia drgań największe amplitudy drgań daje otwarta cewka z żelaznym rdzeniem w kształcie litery U (rys. 5a), natomiast w przypadku wzbudzenia drgań prądami wirowymi cewka zamknięta z rdzeniem żelaznym w kształcie litery E (rys. 8). Na rysunku 8 jest dobrze widoczna blaszana łopatka z lekkiego stopu.

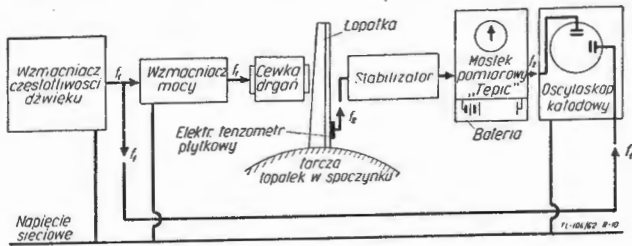
W czasie pracy wzrasta częstotliwość łopatki na obracającej się tarczy wskutek działania siły odśrodkowej. Odnoszące się do tego zagadnienia badania teoretyczne są opisane w pracy E. Rácza „Podstawowa częstotliwość giętna łopatek sprężarek osiowych” (The Fundamental Bending Frequency of Axial Compressor Blades), opublikowanej w wydawnictwie Periodica Polytechnica, Vol. Nr. 1. W przypadku badania drgań na łopatkce zostaje oddziaływanie siły odśrodkowej zastąpione przez wywołanie siły ciągnącej (drułem stalowym) na końcu łopatki (patrz rys. 1). Wielkość siły powstającej w drucie może być stale kontrolowana za pomocą dynamometru z elektrycznym tensometrem płytkowym (rys. 9).

Należy wspomnieć, że na badanym wentylatorze o średnicy tarczy $D = 60$ cm, łopatkach o długości $l = 30$ cm i prędkości obrotowej w czasie pracy 960—1200 obr/min wzrost częstotliwości spowodowany siłą odśrodkową jest nieznaczny: różnica między wynikami laboratoryjnymi i wynikami pomiarów w ruchu utrzymuje się zazwyczaj w przybliżeniu poniżej 10%.

3.2. Badania na maszynach przepływowych pozostających w spoczynku

Korzyść pomiarów częstotliwości na maszynach przepływowych z wirnikami w spoczynku (nieobracającymi się) w porównaniu z badaniami laboratoryjnymi polega na tym, że zamocowanie i położenie łopatki jest identyczne z rzeczywistymi warunkami pracy. Urządzenie pomiarowe było tu zestawione, jak pokazano na rys. 10. Jak widać, zespół drgający urządzenia jest zupełnie taki sam jak poprzednio, jest on tu tylko odpowiednio zastosowany: zamiast przyrządu pomiarowego z głowicą patefonową użyto naklejone na łopatkce elektryczne tensometry płytkowe, których masa jest tak mała, że można ją pominąć.

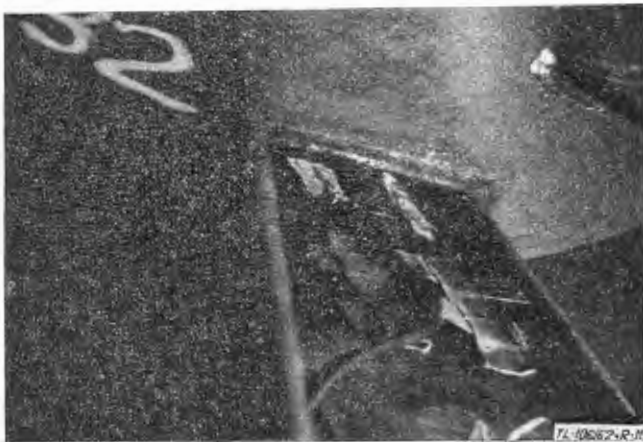
Przyjęte przez przyrząd mierzący (rys. 11) impulsy z częstotliwością f_2 zasilają przez stabilizator, mostek pomiarowy Huggenberga typu „Tepic” (rys. 4, przyrząd 1), którego dynamiczny zamek zaciskowy łączy się z płytkami sterującymi oscyloskopu katodowego. Stabilizator umożliwia ustawienie pomiarów w kilku punktach w przypadku równoczesnych pomiarów w kilku punktach pomiarowych przy równych wychyleniach wskaźnika.



Rys. 10. Urządzenie do wyznaczania podstawowej częstotliwości zginania na tarczy wirnikowej w spoczynku za pomocą przyrządu pomiarowego z elektrycznym tensometrem płytkowym

W przypadku pomiarów za pomocą elektrycznych tensometrów płytkowych powstawały na ekranie oscyloskopu katodowego krzywe Lissajou, tak samo jak dla metody opisanej na rysunku 2 (rys. 11).

W naszych pomiarach częstotliwość własna mierzona w laboratorium na łopatkach wirnika zdjętych z wen-



Rys. 11. Elektryczne tensometry płytkowe na badanej łopatkce 1 — generator dźwięku, 2 — wzmacniacz mocy, 3 — cewka wywołująca drgania, 4 — przyrząd wyrównujący, 5 — mostek pomiarowy „Tepic”, 6 — oscyloskop katodowy, 7 — elektryczny tensometr płytkowy, 8 — tarcza łopatek w spoczynku, 9 — napięcie sieciowe

tylatora była zgodna z częstotliwością własną łopatek wirnika umieszczonych w maszynie jedna obok drugiej, co wskazuje na to, że zamocowanie do pomiarów laboratoryjnych nie wpływa w sposób widoczny na częstotliwość.

3.3. Badania na turbinach i sprężarkach, w ruchu

Najwierniejszy obraz zjawisk drgań na turbinach i sprężarkach powstaje w przypadku pomiarów na maszynie w czasie pracy. W przypadku badań drgań powstających w czasie pracy należy rozwiązać następujące problemy: impulsy o częstotliwości f_2 obracających się wraz z łopatką tensometrów płytkowych muszą być wprowadzone do mostka pomiarowego stojącego na podstawie. Do tego celu wykonana została specjalna głowica z pierścieniami zbiorczymi. Siedmiobiegunowa głowica z pierścieniami zbiorczymi przedstawiona jest na rys. 12, zaś umocowanie głowicy na wentylatorze lokomotywy w czasie pomiarów przedstawiono na rys. 13. Za pomocą tej głowicy można było mierzyć w sześciu miejscach drgania lub, jak później zostało opisane, odkształcenia, a tym samym naprężenia.

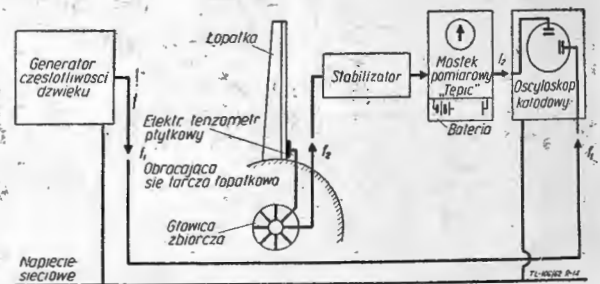
Nasze urządzenia pomiarowe do badań w czasie pracy zostały rozwiązane tak, jak pokazano na rys. 14. Jak



Rys. 12. Siedmiobiegunowa głowica z pierścieniami zbiorczymi



Rys. 13. Zamocowanie głowicy z pierścieniami zbiorczymi na czopie wałka wentylatora



Rys. 14. Wyznaczanie częstotliwości drgań na obracającej się tarczy wirnika za pomocą przyrządu pomiarowego z elektrycznymi tensometrami płytkowymi: 1 — generator dźwięku, 2 — elektryczny tensometr płytkowy, 3 — obracająca się tarcza wirnika, 4 — głowica zbiorcza, 5 — przyrząd wyrównujący, 6 — mostek pomiarowy „Tepic”, 7 — oscyloskop katodowy

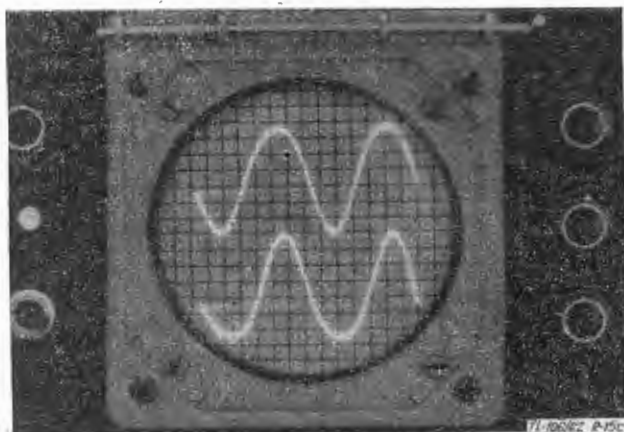
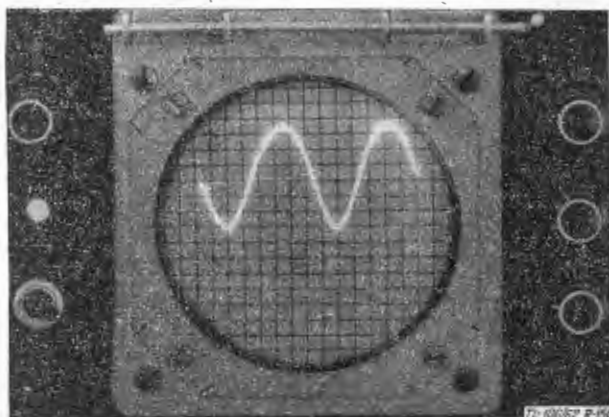
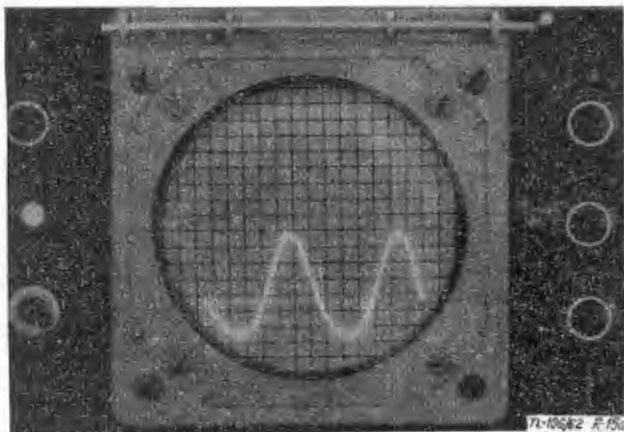
widać, spośród urządzeń do pomiaru drgań potrzebny jest tu tylko generator dźwięku, ażeby można było wywołać na oscyloskopie katodowym krzywe Lissajou, potrzebne do badań.

Pomiary na maszynie pozwalają na ustalenie częstotliwości podstawowej przy różnych prędkościach obrotowych w czasie pracy. Na podstawie wyników pomiarów można określić przez porównanie z badaniami laboratoryjnymi wpływ sił odśrodkowych, lecz w danym przypadku nie było to potrzebne.

W czasie badań drgań w ruchu mogą być pomierzone także powstające w łopatkę naprężenia. Pomiar naprężeń może być wykonany za pomocą tensometrów płytkowych stosowanych do pomiaru drgań. Impulsy są skierowane w tym przypadku z tensometrów płytkowych przez głowicę odbiorczą i przyrząd wyrównawczy na mostek pomiarowy typu „Tepic”. Zaciski dynamiczne są połączone z układem wychylających płytek oscylos-

kopu katodowego. Największa amplituda pionowa krzywej sinusoidalnej powstającej na ekranie oscyloskopu katodowego jest proporcjonalna do naprężeń. Stosowane w tym przypadku wyznaczanie naprężeń jest jednakże bardzo uciążliwe, ponieważ także wielkość elektrycznego wzmocnienia na oscyloskopie musi być stale uwzględniona (rys. 15a, b, c).

Dla uniknięcia trudności wykonuje się wyznaczanie dodatnich i ujemnych wartości naprężeń w ten sposób, że maksymalne wartości naprężeń zmieniających się wraz ze zmianą oporu mostka pomiarowego do po-



Rys. 15. Wyznaczanie dodatnich i ujemnych naprężeń występujących w łopatkę na skutek drgań za pomocą obrazów na ekranie oscyloskopu katodowego

miaru odkształceń, zostają przesunięte do linii zerowej, przy czym krzywa obserwowana jest na ekranie oscyloskopu. Rys. 15a przedstawia górne wartości maksymalne, rys. 15b dolne wartości maksymalne, na rys. 15c natomiast są widoczne przesunięte obrazy fal fotografowane jeden nad drugim.

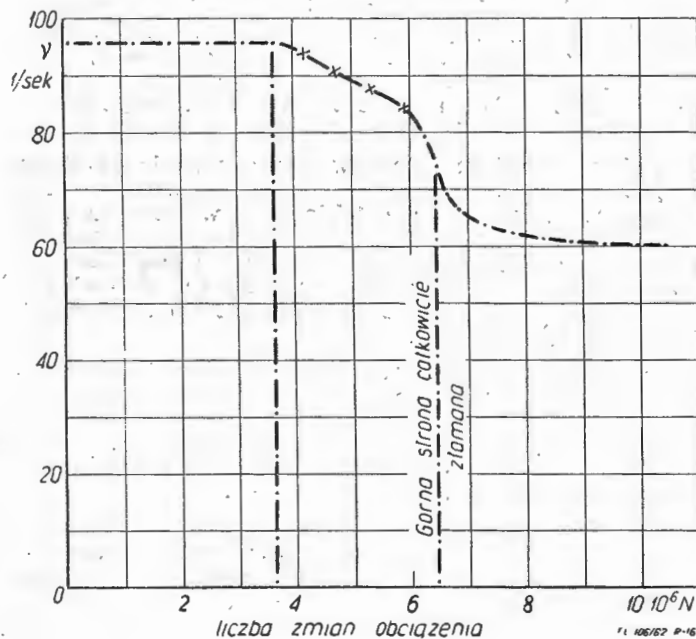
Różnica między wartościami odkształceń, odpowiadającymi dwóm krzywom i widocznymi na przyrządzie, daje naprężenie.

4. Badania zmęczeniowe

Wspomniano już poprzednio, że zarówno dane z literatury, jak i dane doświadczalne dowodzą, że złamania łopatek maszyn przepływowych występują na ogół nie z powodu bezpośredniego obciążenia aerodynamicznego i odśrodkowego, lecz w następstwie drgań jako złamania zmęczeniowe. Dlatego jest wskazane badania drgań łopatek maszyn przepływowych uzupełnić także przez badania zmęczeniowe łopatek. Mieliśmy okazję przeprowadzić badania zmęczeniowe łopatek wentylatora wspomnianej lokomotywy spalinowej typu DHM-1 za pomocą opisanego urządzenia pomiarowego. Układ urządzenia pomiarowego był przy tym zgodny z pokazanym na rys. 10 z wyjątkiem tego, że wymontowana z maszyny tarcza z łopatkami zamocowana była na podstawie. Częstotliwość wzbudzenia drgań nastawiona była na podstawową częstotliwość zginania za pomocą odpowiedniej regulacji generatora dźwięku.

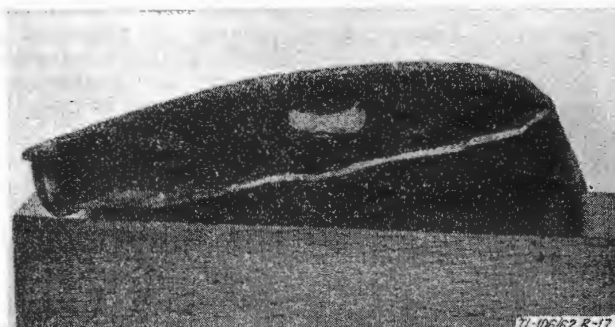
Ciągła kontrola naprężeń dokonywana była według sposobu pokazanego na rys. 15.

Zmiana własnej częstotliwości łopatki w czasie badań zmęczeniowych mierzona była w sposób ciągły. Jeśli nawet nie zostały stwierdzone żadne zewnętrzne oznaki uszkodzeń na łopatkę, to na początku złamania zmęczeniowego występował wyraźny spadek częstotliwości, jak wskazano na rys. 16. Według naszego mniemania opiera się temu zagadnieniu poświęcić jeszcze dalsze studia i badania, ażeby opracować i zebrać ewentualne charakterystyczne dane liczbowe, dotyczące złamań zmęczeniowych.



Rys. 16. Zmiana podstawowej częstotliwości zginania łopatki w czasie przebiegu zmęczenia

W omawianym przypadku nastąpiło zmęczeniowe złamanie łopatki po mniej więcej 10^6 zmianach obciążeń przy naprężeniu $\sigma = \pm 4$ kG/mm². Wygląd złamania przedstawiono na rys. 17.



Rys. 17. Przekrój łopatki wentylatora po złamaniu zmęczeniowym

Działanie siły odśrodkowej na tarczy wirnikowej znajdującej się w spoczynku zostało zastąpione przez siłę ciągnącą drutu (patrz rys. 1 i 9).

Obciążenie robocze, służące jako podstawa do obciążeń zmęczeniowych, było ustalane na lokomotywie spalinowej, oddanej do dyspozycji dla celów pomiarowych, za pomocą urządzenia pomiarowego przedstawionego na rys. 14; obciążenia te zmierzone zostały przy przeciętnej roboczej prędkości obrotowej.

Praca ta nie rości sobie pretensji do omówienia całości zagadnienia, wierzymy jednak, że nawet te skromne wyniki, dotyczące zagadnienia znajdującego się w centrum zainteresowania, nie są bez znaczenia.

LITERATURA

1. E. Rác -- Axialkompresszoros aerodinamikai eredeti lapátregésel. (Aerodynamiczne drgania łopatek sprężarek osiowych), Jármevek, Mezógazdasági Gépek, Budapest 1957, nr 5).
2. E. Rác -- The Fundamental Bending Frequency of Axial Compressor Blades. (Podstawowa częstotliwość giętna łopatek sprężarek osiowych), Periodica Polytechnica Vol. 1, Budapest, nr 1.
3. László Varga -- Rezgetési kísérletek axialkompresszor és gázturbina lapátokon. (Badanie drgań na łopatkach sprężarek osiowych i turbin gazowych), (Jármevek, Mezógazdasági Gépek, Budapest 1958, nr 4).
4. László Varga -- Rezgetési kísérletek repülőgépeken. (Badanie drgań na samolotach), (Jármevek, Mezógazdasági Gépek, Budapest, 1957, nr 1).
5. G. S. Skubaczewskij -- Awiacjonnyje gázoturbinyje dwigateli. (Moskwa 1955).
6. J. R. Forshaw -- An Investigation of the high Alternating Stresses in the Blades of an Axial -- Flow Compressor. A.R.C.R. and M., nr 2988).
7. J. F. Shannon -- Vibrationproblems in Gas-Turbines Centrifugal and Axial -- Flow Compressors. (A.R.C.R. and M., nr 2226. 1945).
8. R. N. Scanlan, R. Rosenbaum -- Introduction to the Study of Aircraft Vibration and Flutter. (The Macmillan Company 1951).
9. W. Oesterlin -- Schwingungsmessungen an Schaufeln von Strömungsmaschinen. (Archiv für Technisches Messen, 1952. V, 8224 - 5).
10. D. A. Nutt -- Experimental Determination of the Natural Modes of Vibration of Gas - Turbine Blades. (Engineering, Nov. 1950).
11. A. M. Roberts and A. A. Gregory -- Vibration Test Equipment for Turbine Blades. (The Engineer, March 1959).
12. J. R. Forshaw -- H. Taylor. R. Chaplin -- Alternating Pressures and Blades Stresses in an Axial Flow Compressor. (A.R.C.R. and M., nr 2846).

Mgr inż. IRENA AUERBACH

621--253.5:539.433

Zagadnienie wyważania wirników silników turbinowych

Wstęp

Ciągle dążenie do podniesienia jakości i uzyskania lepszych osiągnięć współczesnych silników turbinowych zmusza do szukania coraz to nowych dróg osiągnięcia tego celu. Poszukiwania te idą w kierunku zwiększenia żywotności silników, a więc zmniejszenia zużycia poszczególnych części.

Poważną przyczyną intensywnego niszczenia silników mogą być nadmierne drgania. Stąd też wynika duże zainteresowanie problemem dokładnego wyważania wirników, gdyż przy znacznym niewyważeniu, szczególnie w silnikach o dużych prędkościach obrotowych, powstaje dodatkowa, bardzo duża siła odśrodkowa, pochodząca od niewyważenia, co może doprowadzić do zbyt szybkiego zniszczenia silnika.

Dokładność wyważenia wirnika zależna jest od wielu czynników. Artykuł ten ma na celu omówienie, rzecz jasna w dużym skrócie, ważniejszych czynników, wpływających na dokładność wyważenia został już stwierdzony, oraz pewnych metod dających gwarancję uzyskania dużej dokładności wyważenia.

Mimo że trudno jest w sposób wyraźny całkowicie wyodrębnić każdy z tych czynników, dla wprowadzenia pewnego porządku w artykule zostaną one omówione kolejno.

1. Wpływ dokładności wyważenia na pracę silnika

Z praktyki znane jest zjawisko polegające na tym, że nawet dokładnie wyważony wirnik zmienia wyważenie przy powtórny montażu i w czasie eksploatacji. Przyczyny tego zjawiska również są znane i można je wymienić w kilku punktach:

1) przy powtórny montażu nie utrzymana może być tolerancja współosiowości względem osi obrotu części wirujących; w czasie pracy zmienia się symetria wagowa łopatek i tarcz całego układu wirnika, co spowodowane jest małymi nawet zmianami w rozmieszczeniu mas, wydłużeniem łopatek pod wpływem temperatury i sił odśrodkowych;

2) zużycie łożysk w czasie pracy silnika jest zawsze nierównomierne, co powoduje odsunięcie środka ciężkości wirnika od osi obrotu;

3) przy dużych prędkościach obrotowych następuje zwiększenie ugięcia wału.

Wirniki wyważane są zwykle przy prędkościach obrotowych 400÷600 obr/min. W czasie normalnej eksploatacji ugięcie wirnika wzrasta pod wpływem zwiększonych sił odśrodkowych od niewyważenia i temperatur i wy-

stępuje zjawisko, które można umownie określić jako „niewyważenie sprężyste”. Zjawisko to często można zaobserwować w czasie prób stoiskowych silnika. Siły odśrodkowe, pochodzące nawet od małego niewyważenia, rosną z prędkością obrotową. Wynikiem tego jest dodatkowe obciążenie łożysk siłami dynamicznymi o zmiennych kierunkach, wzbudzających drgania wymuszone zarówno wirnika, jak i całego silnika. Szczególnie niebezpieczne jest to zjawisko w czasie przechodzenia silnika przez rezonans. Szkodliwe są również luzy w łożyskach, ponieważ powodują występowanie uderzeń pod wpływem sił dynamicznych. Prowadzi to zarówno do szybkiego zużycia łożysk, jak i do pojawienia się bardzo niebezpiecznych drgań o wysokich częstościach. Powodują one rozstrojenie osprzętu silnika, pęknięcia w poszczególnych zespołach silnika i płatowca oraz silny hałas.

Owalizacja bieżni wewnętrznej w czasie eksploatacji również powoduje dodatkowe drgania wirnika, szczególnie silne przy prędkościach obrotowych o połowę mniejszych od krytycznych. Przeprowadzone badania wykazują, że dla utrzymania niewyważenia w dopuszczalnych granicach tolerancja owalizacji nie powinna przekraczać 5μ przy średnicy bieżni $d < 100$ mm. Ważne jest przy tym utrzymanie w ścisłej tolerancji grubości pierścienia wewnętrznego oraz średnic i stożkowatości wałków łożyska.

Mimo że część przyczyn powodujących drgania silnika jest znana, usunięcie ich jest niemożliwe, można tylko wpływać na obniżenie poziomu drgań przez zwiększenie dokładności wyważenia wirnika. Jednak należy jeszcze raz stwierdzić, że całkowita likwidacja drgań silnika turbinowego jest niemożliwa.

Części wirujące silnika są wyważane również statycznie, ale wyważenie to nie jest wystarczające w omawianych przypadkach i w dalszym ciągu będzie mowa tylko o wyważaniu dynamicznym.

2. Określenie dopuszczalnego niewyważenia wirnika

Aby silnik mógł osiągnąć w praktyce założony przez konstruktorów okres międzynaaprawczy, należy obniżyć poziom drgań do określonej wielkości. Konieczne jest więc określenie dopuszczalnego niewyważenia wirnika. Zagadnienie to nie jest jeszcze opracowane w sposób wyczerpujący. Spotykane w literaturze dane dla turbin parowych, odnoszą się do ściśle określonych wirników. W publikacji N. Kolesnika, dotyczącej problemów statycznego i dynamicznego wyważania, jako próba uogólnienia podane są wykresy do określania dopuszczalnego niewyważenia w postaci prostych, łączących dwa punkty

charakterystyczne, z których jeden określa dopuszczalne niewyważenie lekkiej części, wirującej z prędkością 50 000 obr/min, drugi — części o dużej masie, wirującej z prędkością około 200 obr/min.

Dla silników lotniczych zagadnienie nie jest dostatecznie opracowane teoretycznie i dopuszczalne niewyważenie określa się na podstawie danych doświadczalnych. Niżej omówiona zostanie metoda określenia dopuszczalnego niewyważenia, opracowana przez A. Czistiakowa. Zakłada on, że dopuszczalne niewyważenie jest określone przez wpływ siły odśrodkowej, pochodzącej od niewyważenia, przy rezonansowych i zbliżonych do nich prędkościach obrotowych na łożyska i korpusy silnika.

Szkodliwy wpływ siły odśrodkowej pochodzącej od niewyważenia zależy od wzajemnego stosunku ciężarów części wirujących i nie wirujących, kształtu, wymiarów i ciężaru silnika, kształtu i wymiarów wirnika, prędkości obrotowej itd.

Z doświadczenia wiadomo, że niewyważenie małych, szybko wirujących mas wywiera szkodliwy wpływ przede wszystkim na bieżnię i łożyska i ma znacznie mniejszy wpływ na stan korpusów i silnika jako całości. Otrzymane przez A. Czistiakowa zależności, służące do określenia dopuszczalnego niewyważenia, zostały sprawdzone doświadczalnie i pozwalają na ocenę tolerancji niewyważenia wychodząc z własności wytrzymałościowych łożyska.

Metoda Czistiakowa oparta jest na następujących założeniach:

1. Łożyska, w których wirnik jest wyważony, mogą pracować przy roboczych prędkościach obrotowych silnika.

2. Siła odśrodkowa pochodząca od niewyważenia jest mniejsza od ciężaru wirnika.

3. Obliczona dokładność wyważenia jest możliwa do uzyskania przy użyciu wyważarek, stosowanych w przemyśle lotniczym.

Ponieważ najstarszym punktem silnika są właśnie łożyska, A. Czistiakow proponuje, aby przy określaniu dopuszczalnego niewyważenia przyjąć za podstawę wzory na docisk najbardziej obciążonego elementu tocznego najbardziej obciążonego łożyska.

Wzory wyjściowe mają następującą postać: łożysko kulkowe osiowo-promieniowe

$$Q = \frac{60z^{0,7} d_o^2 \varphi \cos \beta}{(nh)^{0,3}} \text{ [kG]} \quad (1)$$

łożysko promieniowe wałkowe $\left(\frac{l_r}{d_o} = 1 \div 1,25\right)$

$$Q = \frac{60z^{0,7} d_o l_r}{(nh)^{0,3}} \text{ [kG]} \quad (2)$$

gdzie

- d_o [mm] — średnica elementu tocznego
- l_r [mm] — długość wałka
- z — ilość elementów tocznych
- φ — współczynnik zależny od średnicy elementów tocznych
- β [°] — kąt styczności
- n [obr/min] — prędkość obrotowa
- h — ilość godzin pracy łożyska do przełądu.

Po określeniu wartości Q sprawdza się, czy łożysko zostało dobrane w sposób odpowiedni. Dopuszczalne są obciążenia, przy których naprężenia nie powodują odkształceń trwałych większych od $0,0001 d_o$.

Dopuszczalne obciążenie statyczne łożyska o współczynniku bezpieczeństwa $2 \div 3$ określa się z następujących wzorów:

łożysko kulkowe osiowo-promieniowe

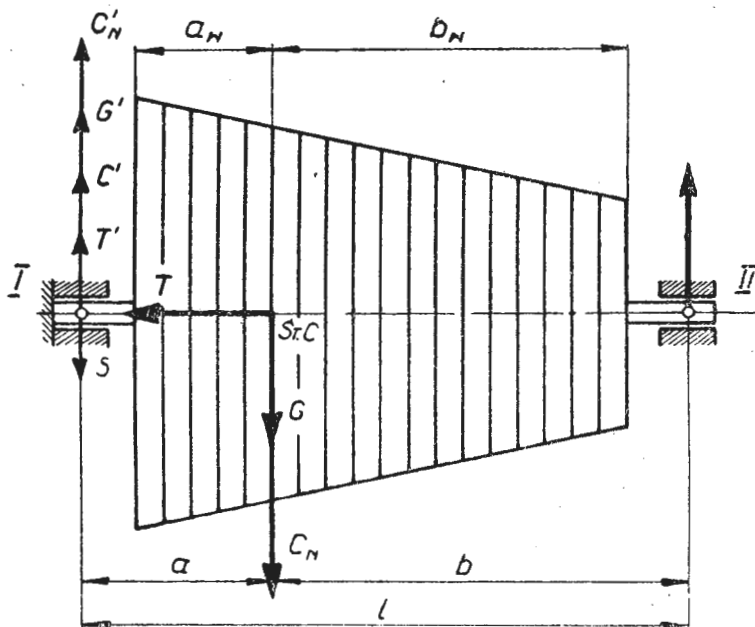
$$Q_{st} = 0,85 z d_o^2 \quad (3)$$

łożysko promieniowe wałkowe $\left(\frac{l_r}{d_o} = 1 \div 1,25\right)$

$$Q_{st} = 1,6 z d_o l_r \quad (4)$$

Dla właściwej pracy łożyska wartość Q_{st} powinna być większa od wartości Q . Naprężenia w elementach tocznych łożyska osiągają największą wartość w chwili przechodzenia elementów przez kierunek wektora ogólnego obciążenia Q . Jest to chwila najmniej dogodnego obciążenia elementu tocznego, ponieważ działają na niego jednocześnie pionowo w dół i sumują się następujące składowe obciążenia Q (rysunek 1, łożysko I):

- C'_N — od niewiadomego dopuszczalnego niewyważenia C_N wirnika
- G' — od ciężaru G wirnika
- C' — od siły odśrodkowej C pochodzącej od bezwładności dolnego elementu tocznego łożyska
- T' — od siły ciągu silnika
- S' — od siły osiowej S dolnego elementu tocznego



Rys. 1. Schemat obciążenia łożysk wirnika

Z równania równowagi sił otrzymuje się

$$Q = C'_N + G' + C' + T' - S' \quad (5)$$

skąd

$$C'_N = Q - G' - C' - T' + S' \quad (6)$$

Wyrazy wzoru (5) określa się z równań:

$$C'_N = C_N \frac{b}{a+b} = C_N \frac{b}{l} \quad (7)$$

$$G' = G \frac{b}{a+b} = G \frac{b}{l} \quad (8)$$

$$T' = \frac{T}{z \operatorname{tg} \beta} \quad (9)$$

$$S' = 1,175 (C'_N + G' + C' + T') \operatorname{tg} \beta \quad (10)$$

$$C' = \frac{G_o}{g} \left(\frac{n_o}{30}\right)^2 R_o \quad (11)$$

gdzie

- a [cm] — odległość środka ciężkości wirnika od łożyska I
- b [cm] — odległość środka ciężkości wirnika od łożyska II
- l [cm] — odległość między łożyskami
- G_o [kG] — ciężar elementu tocznego
- g [m/sek²] — przyspieszenie ziemskie
- R_o [m] — promień koła środków elementów tocznych
- n_o [obr/min] — prędkość obrotowa elementu tocznego względem osi łożyska

n_0 oblicza się ze wzoru:

$$n_0 = n \frac{D_0 - d}{2 D_0} \quad (12)$$

gdzie

n [obr/min] — prędkość obrotowa wirnika
 $D_0 = 2R_0$
 d — średnica bieżni wewnętrznej łożyska

Po obliczeniu wartości wszystkich składowych oblicza się dopuszczalne niewyważenie wirnika:

$$C_N = C'_N \frac{1}{b} = Q - G' - C' - T' + S' \frac{1}{b} \quad (13)$$

Teraz już można wyrazić C_N przez maksymalną dopuszczalną odległość e_d środka ciężkości wirnika od osi obrotu:

$$C_N = m e_d \omega^2 = \frac{G}{g} e_d \frac{\pi^2 n^2}{900} \text{ kG} \quad (14)$$

skąd

$$e_d = \frac{900 g C_N}{\pi^2 n^2 G} \quad (15)$$

gdzie

ω [1/sek] — prędkość kątowna
 G [kG] — ciężar wirnika

W praktyce wygodniej jest określać inną wielkość — moment niewyważenia M_d

$$M_d = G \cdot e_d \quad (16)$$

Konstruktor określa najwygodniejsze, z punktu widzenia technologii, płaszczyzny wyważania, a następnie moment niewyważenia dla każdej z nich. Płaszczyzny wyważania powinny być możliwie najbardziej odsunięte od siebie i umożliwiać umieszczenie ciężarków na możliwie największym promieniu. Jeśli oznaczy się momenty w wybranych płaszczyznach wyważania przez M_I i M_{II} , a odległości środka ciężkości wirnika od obu płaszczyzn wyważania odpowiednio przez a_w i b_w (patrz rys. 1), to otrzyma się zależności:

$$M_I = M_d \frac{b_w}{a_w + b_w}$$

$$M_{II} = M_d \frac{a_w}{a_w + b_w} \quad (17)$$

W celu sprawdzenia przydatności metody obliczono dopuszczalne wartości odległości e_d i momentów niewyważenia M_d dla szeregu silników. Okazało się, że rząd ich wartości był zgodny z odpowiednimi wartościami obliczonymi z przyjmowanych w praktyce dopuszczalnych stopni niewyważenia.

3. Wyważanie wirników we własnym korpusie

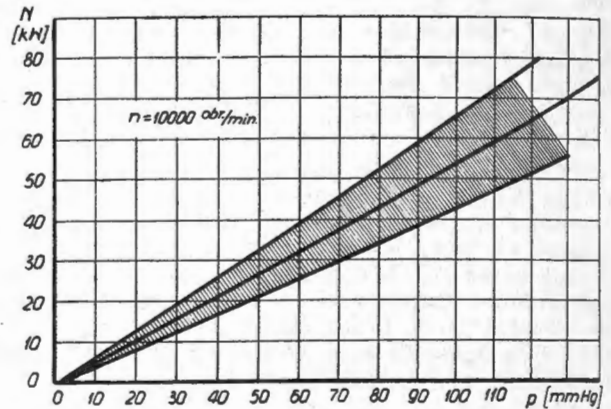
Istnieją obecnie następujące sposoby zmniejszenia amplitudy drgań:

1. Tłumienie drgań układu i odsunięcie warunków pracy silnika od warunków rezonansu,
2. Podniesienie dokładności wyważenia dynamicznego.

Do dziś podstawą wyważania dynamicznego elementów wirujących jest założenie ich całkowitej sztywności. Wszystkie siły odśrodkowe pochodzące od niewyważenia sprowadza się do dwóch sił, leżących w dwóch płaszczyznach. Wirniki wyważa się przy małych prędkościach obrotowych. Dokładność wyważenia jest w związku z tym raczej problematyczna. Przy prędkościach roboczych wirnik odkształca się, powstaje wspomniane już wyżej niewyważenie „sprężyste”, powodujące gwałtowny wzrost amplitudy. Jednak wyważanie ciężkich wirników przy prędkościach roboczych wymaga dużej mocy napędu, specjalnych urządzeń i znacznie przedłuża czas wyważania. Najwięcej mocy pochłania przy tym przewyciężenie oporów powietrza.

Pracownicy M. A. I. opracowali metodę wyważania wirników przy roboczych prędkościach obrotowych, stosując komorę próżniową. Wyważanie odbywa się na specjalnym stoisku, przy czym wirnik jest osadzony

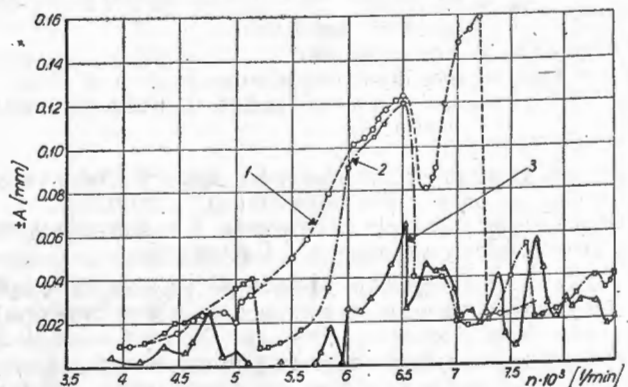
we własnych łożyskach. Warunki zawieszenia wirnika w komorze powinny być jak najbardziej zbliżone do rzeczywistych. Napęd odbywa się silnikiem elektrycznym, przez przekładnię. Przewidziane jest konstrukcyjne usunięcie wpływu napędu na drgania wirnika. W komorze wytwarza się podciśnienie (1–3 mm Hg), co pozwala na zastosowanie do napędu silnika o małej mocy. W pewnych przypadkach w charakterze komory próżniowej można wykorzystać korpus silnika po specjalnym uszczelnieniu. Na rysunku 2 pokazano doświadczalną zależność mocy napędu od podciśnienia w komorze przy prędkości obrotowej $n = 10000$ obr/min. Zależność ta odnosi się do sprężarki odśrodkowej.



Rys. 2. Zależność mocy napędu wyważarki od ciśnienia w komorze; dane dotyczą sprężarki odśrodkowej

Założeniem metody jest wyważanie w warunkach rezonansu, leżącego w zakresie roboczych prędkości obrotowych silnika. Przy wyważaniu należy znać największe ugięcie wirnika i linię ugięcia. Cechowanie aparatury pomiarowej odbywa się w tych właśnie warunkach (tzn. rezonansowych). Wyważanie odbywa się w kilku płaszczyznach wzdłuż osi wirnika. Dla otrzymania możliwie dokładnych wyników autorzy opracowali ściśłą kolejność wykonywania operacji przy wyważaniu. Z otrzymanej charakterystyki drgań w funkcji prędkości obrotowej wybiera się punkty rezonansowe, leżące w zakresie użytkowym. Uwzględniając rozmieszczenie krytycznych miejsc określa się miejsce umieszczenia i wielkości ciężarków wyważających.

Opisana wyżej metoda została zastosowana do wyważania wirników, drgania których przekroczyły dopuszczalne granice i nie dawały się usunąć zwykłymi metodami. Przy wyważaniu omówioną metodą pewnego wirnika, o nie dającym się usunąć zwykłymi metodami niewyważeniu, okazało się, że wirnik wchodzi w rezonans dwa razy — przy $n = 6400$ obr/min i $n = 7200$ obr/min. Z linii ugięcia wynikało, że maksymalne ugięcie przy przejściu przez oba rezonanse znajduje się mniej więcej w połowie długości wirnika. Wobec tego zdecydowano się na wyważenie w płaszczyźnie środkowej. Zamocowano dwie masy, z których każda miała likwidować ugięcie odpowiednio przy jednym z rezonansów. W rezultacie poziom drgań obniżony został przy $n = 7200$ obr/min ośmiokrotnie, przy $n = 6400$ obr/min — dwukrotnie; przy pozostałych prędkościach obrotowych poziom drgań pozostał bez zmian (rysunek 3).



Rys. 3. Zmiana amplitudy drgań przy wyważaniu w komorze próżniowej 1 — amplitudy przed wyważeniem w komorze próżniowej, 2 — amplitudy po wyważeniu w komorze próżniowej w jednej płaszczyźnie 3 — amplitudy po wyważeniu w komorze próżniowej w dwóch płaszczyznach

Stosowane dotychczas metody wyważania zmniejszały drgania, ale nie usuwały przyczyn ich powstawania. Stosowanie opisanych wyżej metod pozwala na znaczne zmniejszenie ugięcia wirnika, dzięki czemu zwiększa się jego żywotność.

Zalecane jest przeprowadzanie następujących czynności:

1. Wyważenie statyczne poszczególnych części,
2. Wyważenie dynamiczne w dwóch płaszczyznach przy małych prędkościach obrotowych,

3. Ostateczne wyważenie dynamiczne przy prędkościach roboczych w dodatkowych płaszczyznach.

LITERATURA

1. M. Lewit, Ju. Kłosow, W. Rojzman: „Bałansirówka uprężonych rotorów turbomaszyn” MAI, Trudy Instytutu N 136
2. M. Lewit, Ju. Kołosow: „K woprosu ustranienija wibracii awiacyjnych dwigatelej” MAI, Trudy Instytutu N 140
3. A. Czistiakow: „K woprosu o metodikie naznacenija dopuskow na nieurawnowieszennost rotorow TRD” MATI Trudy Instytutu N 36
4. A. Czistiakow: „Mietodika prowierki podszypnikow rotorow TRD na dopustimuju wibracuju” MATI Trudy Instytutu N 36
5. N. Kolesnik: „Staticzeskaja i dinamiczeskaja bałansirówka” Maszgin, 1954.

Mgr inż. JERZY MARYNIAK

533.6.015.1:629.135

Analiza rozbiegu samolotu odrzutowego

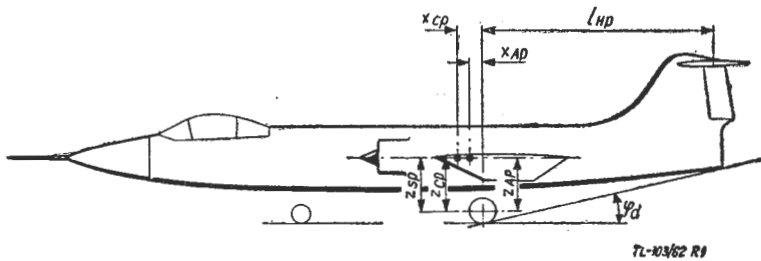
1. Wstęp

W niniejszym artykule, na przykładzie samolotu klasy „Starfighter”, omówiona jest analiza długości rozbiegu samolotu odrzutowego*). Rozbieg jest analizowany w pełnym zakresie współczynników tarcia, odpowiadającym spotykanym nawierzchniom.

Obliczenia długości rozbiegu uwzględniają zmianę ciągu silnika z prędkością. W ostatnim rozdziale podano wykresy rozbiegu z różnych nawierzchni dla samolotów klasy „Starfighter” (F-104) i klasy „Magister” (CM-170). Samoloty te zostały tak dobrane, żeby uwzględnić wpływ stosunku ciężaru samolotu do ciągu silnika na charakterystykę rozbiegu.

W obliczeniach nie uwzględniono zmiany współczynnika tarcia z prędkością ze względu na brak danych w rozpatrywanym zakresie prędkości.

W celu wykonania obliczeń niezbędne są dane geometryczne samolotu, przedstawione na rys. 1, dane aerodynamiczne usterzenia poziomego, biegunowa samolotu uwzględniająca bliskość ziemi $c_z = f(c_x)$; zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia $c_z = f(\alpha)$; oraz wykres zmiany ciągu silnika w zależności od prędkości $P_s = f(V)$.



Rys. 1. Dane geometryczne samolotu

Przy wyprowadzeniach i obliczeniach zastosowano następujące oznaczenia.

2. Oznaczenia

- F — kG — siła bezwładności
- L — m — droga
- L_{roz} — m — długość rozbiegu
- M_p — kGm — moment pochylający względem osi podwozia głównego
- M_{Bp} — kGm — moment od sił bezwładności
- M_{Hp} — kGm — moment od usterzenia poziomego
- M_{Kp} — kGm — moment od kadłuba
- M_{Pp} — kGm — moment od silnika
- M_{Sp} — kGm — moment od skrzydła
- M_{Qp} — kGm — moment od sił ciężkości
- N_1 — kG — reakcja na przednie koło
- N_2 — kG — reakcja na główne koła

- P_s — kG — ciąg silnika
- P_{sod} — kG — ciąg silnika przy prędkości oderwania
- P_x — kG — opór samolotu
- P_z — kG — siła nośna
- S — m² — powierzchnia skrzydła
- S_H — m² — powierzchnia usterzenia poziomego
- Q — kG — ciężar samolotu
- V — m/sek — prędkość samolotu
- V_{min} — m/sek — prędkość minimalna
- V_{od} — m/sek — prędkość oderwania
- $V_{ol\ sam}$ — m/sek — prędkość oderwania samoczynnego
- V_z — m/sek — prędkość zadarcia
- $a = dc_z/da$ 1/rad
- $a_1 = dc_{zH}/da_H$ 1/rad
- $a_2 = dc_{zH}/d\beta_H$ 1/rad
- c_z — współczynnik siły nośnej
- $c_{z\ max}$ — maks. współczynnik siły nośnej
- $c_{z\ najl}$ — współczynnik siły nośnej najlepszy przy rozbiegu przy danym μ
- $c_{z\ od}$ — współczynnik siły nośnej odpowiadający maks. możliwemu kątowi natarcia przy oderwaniu od ziemi
- c_x — współczynnik oporu
- c_{mk} — współczynnik pochylającego momentu kadłuba
- g — m/sek² — przyspieszenie ziemskie
- l_A — m — cięciwa aerodynamiczna
- l_{Hp} — m — odległość od zawiasów steru wysokości do osi podwozia głównego
- t — sek — czas
- x_{Ap} — m — odległość środka aerodynamicznego od osi podwozia
- x_{Cp} — m — odległość środka ciężkości od osi podwozia
- z_{Ap} — m — odległość środka aerodynam. od osi podwozia
- z_{Cp} — m — odległość środka ciężkości od osi podwozia
- z_{Sp} — m — odległość osi silnika od osi podwozia
- α — [°] — kąt natarcia
- α_{od} — [°] — kąt natarcia przy oderwaniu samolotu od ziemi
- α_{roz} — [°] — kąt natarcia w czasie rozbiegu
- $\alpha_{roz\ min}$ — [°] — minimalny kąt natarcia w czasie rozbiegu
- $\alpha_{roz\ max}$ — [°] — maksymalny kąt natarcia w czasie rozbiegu
- α_{zH} — [°] — kąt zaklinowania statecznika poziomego
- α_{zk} — [°] — kąt zaklinowania skrzydła względem osi kadłuba
- ε — [°] — kąt odchylenia strug za skrzydłem
- φ_D — [°] — kąt między poziomem a styczną poprowadzoną między końcem kadłuba, a kołem głównym
- φ_p — [°] — kąt postojowy
- φ_s — [°] — kąt zaklinowania silnika względem kadłuba

*) Użyto określenia „samolot klasy „Starfighter” lub klasy „Magister” ze względu na to, że obliczenia aerodynamiczne i dobór silnika mogą nie odpowiadać ściśle tym typom samolotów.

μ — współczynnik tarcia efektywny
 μ_1 — współczynnik tarcia przedniego koła
 μ_2 — współczynnik tarcia głównych kół
 ρ — $\frac{\text{kG sek}^2}{\text{m}^4}$ — gęstość powietrza.

3. Obliczenie długości rozbiegu

Równanie ruchu podczas rozbiegu ma postać

$$\frac{Q}{g} \frac{dV}{dt} = P_s - P_x - \mu(Q - P_z)$$

po przekształceniach

$$\frac{Q}{g} \frac{dV}{dt} = P_s - \mu Q - \frac{1}{2} \rho S (c_x - \mu c_z) V^2$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{2} \frac{dV^2}{dL}$$

otrzymuje się

$$\frac{1}{2} \frac{Q}{g} \frac{dV^2}{dL} = P_s - \mu Q - \frac{1}{2} \rho S (c_x - \mu c_z) V^2$$

po rozdzieleniu zmiennych i scałkowaniu otrzyma się

$$L_{roz} = \frac{Q}{2g} \int_0^{V_{od}^2} \frac{V_{od}^2 dV^2}{P_s - \mu Q - \frac{1}{2} \rho S (c_x - \mu c_z) V^2}$$

Przy obliczaniu prędkości oderwania dla samolotów odrzutowych o małym stosunku ciężaru do ciągu silnika, należy uwzględnić pionową składową ciągu.

Prędkość oderwania oblicza się ze wzoru

$$V_{od} = \sqrt{\frac{2(Q - P_{s od} \sin(\varphi_d + \varphi_p + \varphi_s - 1^\circ))}{\rho S c_{z od}}} \geq 1,1 \div 1,15 V_{min}$$

gdzie

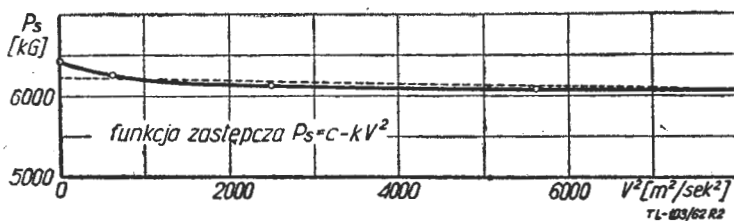
$$c_{z od} = a a_{od} + c_{z a = 0}$$

$$a_{od} = \varphi_d + \varphi_p + \alpha_{zk} - 1^\circ$$

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S c_{z max}}}$$

Kąt natarcia przy oderwaniu jest zmniejszony o 1° , aby samolot w chwili oderwania nie uderzał tylną częścią kadłuba o ziemię.

Zmianę ciągu silnika z prędkością w obliczeniach długości rozbiegu uwzględnia się rozwiązując całkę analitycznie. Obliczając analitycznie zastępuje się krzywą ciągu odpowiednią funkcją. Jeżeli się przyjmie, że ciąg silnika jest stały, to znaczy nie zmieniający się z prędkością, otrzymuje się długość rozbiegu mniejszą o 4%.
 TL-03/62 R2



Rys. 2. Wykres zmiany ciągu w funkcji kwadratu prędkości

Przy obliczaniu analitycznym, zastępując krzywą zależności ciągu od prędkości funkcją $P_s = c - kV^2$, otrzymuje się różnicę rzędu 0,5%.

Aby znaleźć funkcję $P_s = c - kV^2$ trzeba wykonać wykres $P_s = f(V^2)$, na którym, w zakresie prędkości odpowiadających rozbiegowi, można rzeczywisty prze-

bieg ciągu P_s zastąpić linią prostą. Linię prostą prowadzi się tak, żeby pola zawarte między prostą a krzywą były sobie równe.

Ciąg w przypadku danego samolotu wyraża się równaniem:

$$P_s = c - kV^2 = 6200 - 0,015 V^2$$

Po podstawieniu funkcji $P_s = c - kV^2$ otrzymuje się

$$L_{roz} = \frac{Q}{2g} \int_0^{V^2} \frac{dV^2}{c - \mu Q - \left[\frac{1}{2} \rho S (c_x - \mu c_z) + k \right] V^2}$$

wprowadzając oznaczenia

$$a = c - \mu Q$$

$$b = \frac{1}{2} \rho S c_x - \mu c_z + k$$

całkuje się prawą stronę równania

$$L_{roz} = \frac{Q}{2g} \int_0^{V^2} \frac{dV^2}{a - bV^2} = \frac{Q}{2g} \frac{1}{b} \ln \frac{a}{a - bV^2}$$

W ten sposób otrzymano wzór na długość rozbiegu do danej prędkości, przy danym współczynniku tarcia z uwzględnieniem zmiany ciągu silnika z prędkością.

W przypadku danego samolotu

$$a = 6200 - \mu Q$$

$$b = \frac{1}{2} \rho S (c_x - \mu c_z) + 0,015$$

Przy toczeniu na trzech kołach współczynnik tarcia μ jest współczynnikiem efektywnym. Reakcje na koło przednie N_1 i tylne N_2 są różne, jak również różne mogą być współczynniki tarcia μ_1 i μ_2 .

Przyjmuje się, że

$$\mu = \mu_1 \frac{N_1}{Q} + \mu_2 \frac{N_2}{Q}$$

Współczynnik tarcia μ zależy od rodzaju i stanu nawierzchni, od ugięcia pneumatyków i zmienia się z prędkością.

Liczbowe wartości podane są w tabeli.

Tabela

Rodzaj i stan nawierzchni	μ_{min}	$\mu_{\text{śred}}$
Suchy beton	0,012	0,03—0,04
Mokry beton	0,003	0,05
Suche twarde trawiaste pokrycie	0,035	0,07—0,10
Mokra trawa	0,06	0,10—0,12
Snieg lub lód	0,02	0,10—0,12
Piasek sypki		0,15—0,30
Miękki grunt		0,20—0,30

W celu uzyskania możliwie najmniejszej długości rozbiegu przy danym współczynniku tarcia μ należy jak najszybciej przejść na kąt natarcia, odpowiadający najlepszej wartości współczynnika siły nośnej dla rozbiegu c_z_{najl} , to znaczy na c_z , przy którym

$$\frac{dc_x}{dc_z} = \mu.$$

Wartości współczynników c_z_{najl} dla danych μ wyznacza się na biegunowej samolotu (rys. 3). Kąty natarcia odpowiadające c_z_{najl} są przedstawione na wykresie $a = f(\mu)$ (rys. 4).

Minimalny kąt natarcia przy rozbiegu będzie się równał

$$\alpha_{roz \ min} = \alpha_{zk} + \varphi_p$$

a maksymalny

$$\alpha_{roz \ max} = \alpha_{zk} + \varphi_p + \varphi_d - 1^\circ = \alpha_{od}$$

Stąd wynikają następujące ograniczenia konstrukcyjne na kąt natarcia przy rozbiegu.

$$\alpha_{roz \ min} \leq \alpha_{roz} \leq \alpha_{roz \ max} = \alpha_{od}$$

W przypadku omawianego samolotu

$$1^\circ \leq \alpha_{roz} \leq 14^\circ$$

Powyższe ograniczenia zaznacza się na rys. 4.

W czasie rozbiegu na trzech kołach samolot znajduje się na $\alpha_{roz \ min}$. Dla kąta natarcia $\alpha_{roz \ min}$ przy różnych wartościach współczynnika tarcia np. $\mu = 0,01; 0,03; 0,06; 0,1-0,3$ trzeba wykonać obliczenia długości rozbiegu potrzebnej do osiągnięcia danej prędkości (np. $V = 20, 40, 60, 80, 100$ m/sek). Mając wykonane obliczenia dla kilku prędkości w zakresie prędkości oderwania trzeba wykreślić wiązkę krzywych $V = f(L_{roz})$, jak na rys. 5.

Jeżeli się przeprowadzi prostą, odpowiadającą prędkości oderwania, otrzyma się długości rozbiegu na trzech kołach w zależności od współczynników tarcia.

Analogiczne obliczenia trzeba wykonać dla rozbiegu na kątach natarcia, odpowiadających najlepszym wartościom współczynników siły nośnej dla danych μ . Przedstawione są one również na wykresie, tak jak w przypadku poprzednim.

4. Obliczenie prędkości zadarcia V_z i prędkości samoczynnego oderwania V_{odsam}

Żeby określić prędkość, przy której istnieje możliwość uniesienia przedniego koła do góry, należy rozpatrywać równowagę momentów względem osi obrotu kół głównych. Suma momentów względem osi koła głównego w ruchu przyspieszonym ma następującą postać

$$M_D = M_{Qp} + M_{Pp} + M_{Bp} + M_{Kp} + M_{Sp} + M_{Hp}$$

Z powyższej zależności wyznacza się prędkość, przy której na $c_{z \ najl}$ samolot może podnieść przednie koło do góry. Poszczególne momenty wyrażają się następującymi zależnościami:

$$M_{Qp} = -Q x_{cp}$$

$$M_{Pp} = -P_s z_{sp}$$

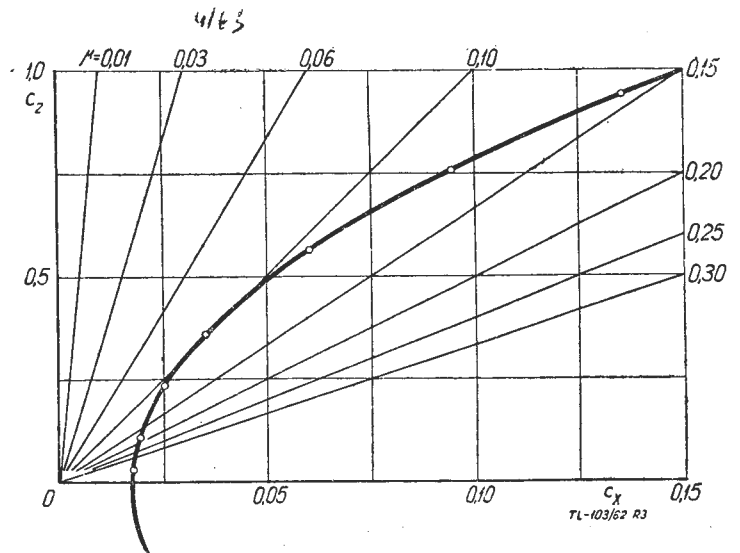
$$M_{Bp} = F z_{cp} = z_{cp} \left[P_s - \mu Q - \frac{1}{2} \rho S (c_x - \mu c_z) V^2 \right]$$

$$M_{Kp} = \frac{1}{2} \rho S V^2 l_A c_{mk}$$

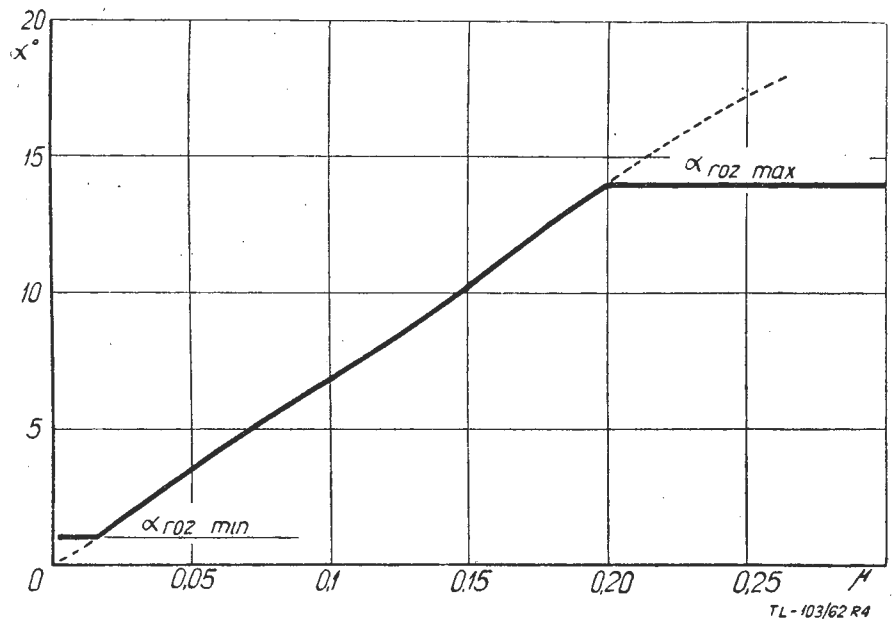
$$M_{Sp} = \frac{1}{2} \rho S V^2 c_z x_{Ap} +$$

$$+ \frac{1}{2} \rho S V^2 c_x z_{Ap}$$

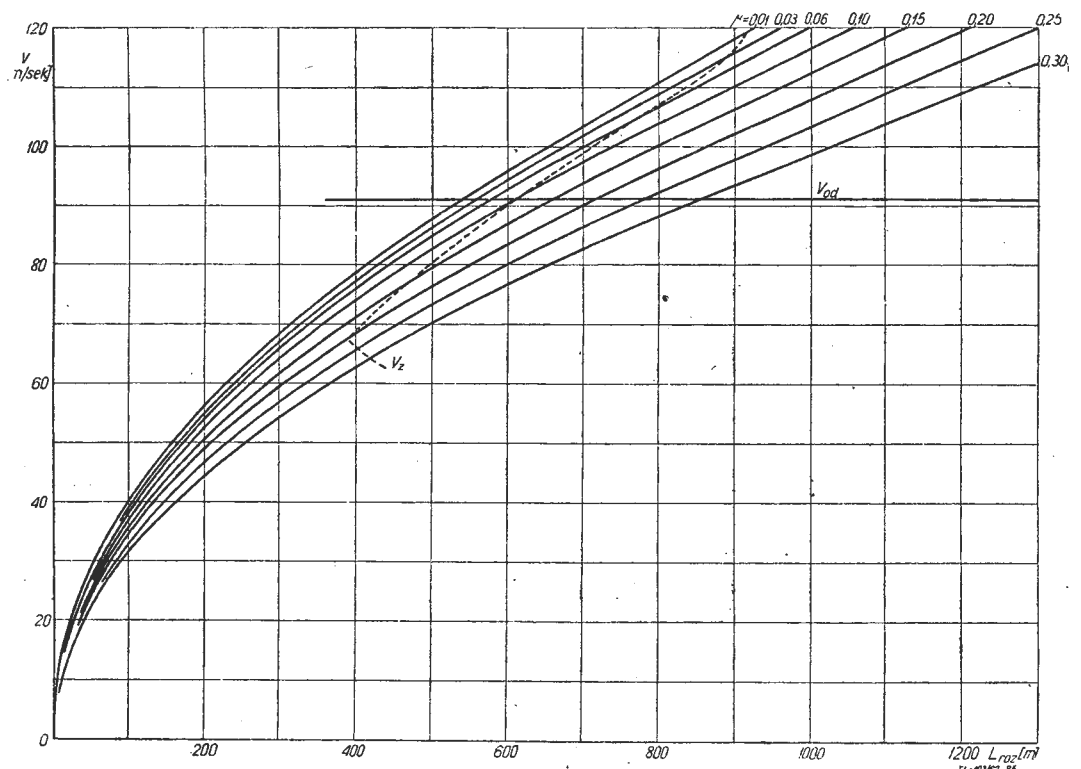
Rys. 5. Wykres prędkości w funkcji przebytej drogi przy rozbiegu na trzech kołach dla samolotu klasy „Starfighter”



Rys. 3. Biegunowa samolotu klasy „Starfighter” z naniesionymi liniami wyrażającymi $c_{z \ najl}$ bez klap



Rys. 4. Wykres zależności kątów natarcia odpowiadających $c_{z \ najl}$ dla danych wartości μ samolotu klasy „Starfighter” (linia ciągła uwzględnia ograniczenia konstrukcyjne)



$$M_{HP} = -\frac{1}{2} \rho V^2 S_H l_{HP} a_1 \left(\alpha - \varepsilon + \alpha_{zH} + \frac{a_2}{a_1} \beta_H \right)$$

Po podstawieniu powyższych zależności do równania momentów i przyrównania do zera otrzyma się wyrażenie na prędkość zadarcia

$$V_z = \sqrt{\frac{Q(x_{cp} + \mu z_{cp}) + P_s(z_{sp} - z_{cp})}{\frac{1}{2} \rho S \left[c_z(x_{AP} + \mu z_{cp}) + c_x(z_{AP} - z_{cp}) + c_{mk} l_A - \frac{S_H}{S} l_{HP} a_1 \left(\alpha - \varepsilon + \alpha_{zH} + \frac{a_2}{a_1} \beta_H \right) \right]}}$$

Po znalezieniu prędkości zadarcia V_z dla poszczególnych wartości μ trzeba nanieść je na wykres $V = f(L_{roz})$ przy rozbiegu na trzech kołach (rys. 5 linia przerywana).

Posługując się przekształconym wzorem na V_{od} oblicza się prędkość samoczynnego oderwania się samolotu od ziemi $V_{od\ sam}$ w przypadku rozbiegu na $c_z\ najl$ dla danego μ .

$$V_{od\ sam} = \sqrt{\frac{2 [Q - P_s c_d \sin(\varphi_p + \varphi_s + \alpha - \alpha_{zk})]}{\rho S c_z\ najl}}$$

Teraz już można przedstawić na wykresie $V = f(L_{roz})$ właściwy rozbieg samolotu. Na wykresie (rys. 6) nanosi się odcinki krzywych od prędkości 0 do V_z z wykresu dla rozbiegu na trzech kołach (rys. 5), a następnie z wykresu dla rozbiegu na $c_z\ najl$ nanosi się odcinki krzywych dla prędkości od V_z do $V_{od\ sam}$.

W ten sposób otrzyma się wykres, który przedstawia przebieg możliwie najkrótszego rozbiegu w zależności od współczynnika tarcia (rys. 6).

5. Analiza rozbiegu

Analizę rozbiegu przeprowadza się na przykładzie samolotów klasy „Starfighter” i „Magister”:

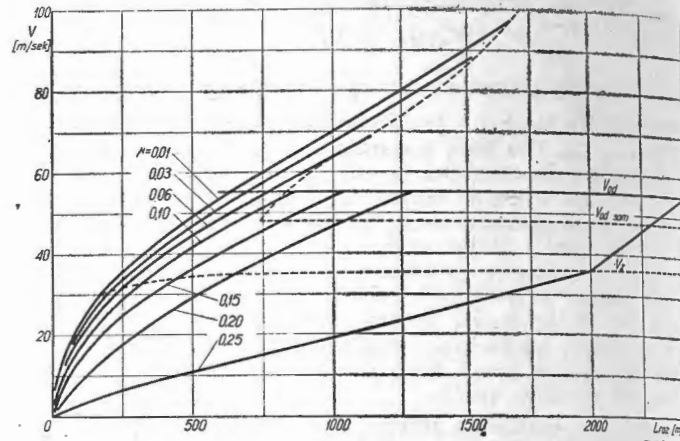
Samolot klasy „Starfighter” posiada ciężar $Q = 7700$ kG, ciąg silnika $P_s = 5700 - 7200$ kG, obciążenie powierzchni nośnej $Q/S = 480$ kG/m² i obciążenie ciągu $Q/P_s = 1,2$ kG/kG.

Samolot klasy „Magister” posiada ciężar $Q = 2860$ kG, ciąg silnika $P_{s\ max} = 800$ kG, obciążenie powierzchni nośnej $Q/S = 170$ kG/m² i obciążenie ciągu $Q/P_s = 3,58$ kG/kG.

Rozbieg analizuje się na podstawie wykresów $V = f(L_{roz})$ dla różnych wartości współczynników tar-

cia μ . Wykres na rys. 6 jest wykonany dla samolotu klasy „Starfighter”, a wykres na rys. 7 dla samolotu klasy „Magister”.

Analizując rozbieg samolotu z wykresu rys. 6 widać, że samolot „Starfighter” przy startcie po podłożu, na którym $\mu = 0,01 - 0,1$, w czasie całego rozbiegu znajduje



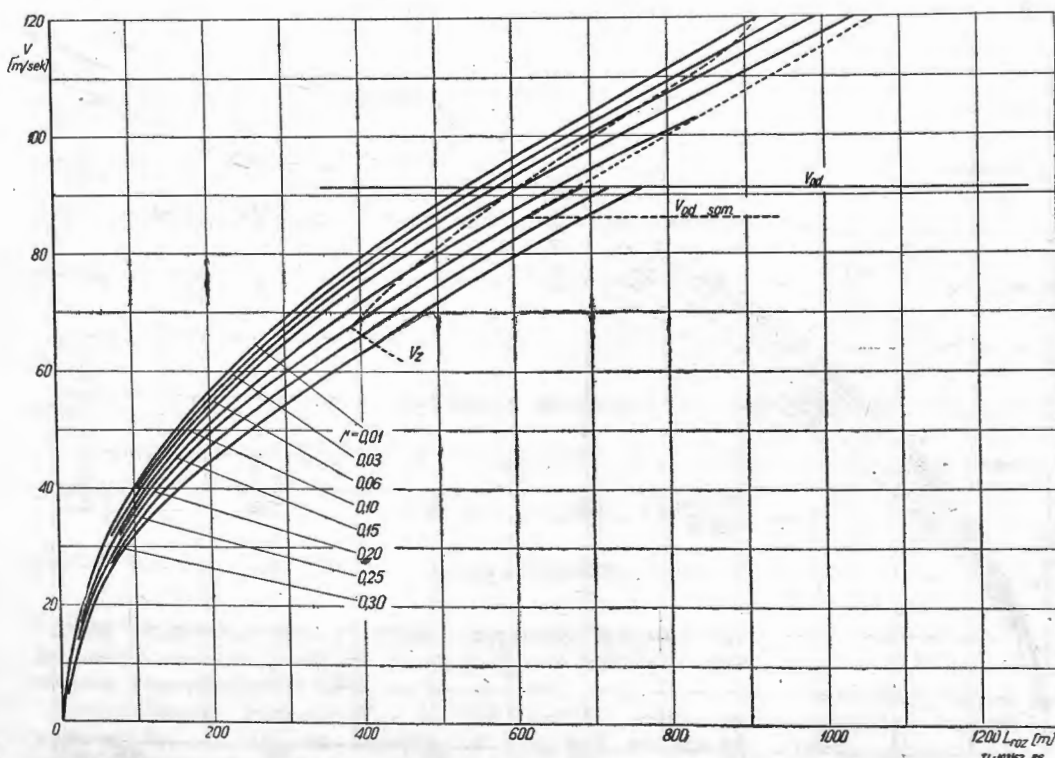
Rys. 7. Wykres prędkości w funkcji przebytej drogi przy najkrótszym możliwym rozbiegu dla samolotu klasy „Magister”

się na trzech kołach, to znaczy na $\alpha_{roz\ min}$. Prędkość oderwania V_{od} jest dużo niższa niż prędkość zadarcia V_z na $c_z\ najl$ odpowiadającym danemu zakresowi μ . W tym zakresie współczynników tarcia pilot rozpędza samolot do prędkości oderwania V_{od} i podrywa go w powietrze.

Z wykresów na rys. 6 i rys. 7 widać, że samolot klasy „Starfighter” w zakresie współczynników tarcia $\mu = 0,1 - 0,18$ a samolot „Magister” w zakresie $\mu = 0,01 - 0,08$ rozpędzają się do prędkości zadarcia V_z na trzech kołach, a następnie kontynuują rozbieg na kołach głównych z zadartym kołem przednim aż do uzyskania prędkości oderwania V_{od} . Przy prędkości V_{od} pilot odrywa samolot od ziemi przez przejście na kąt natarcia α_{od} .

Gdyby jednak pilot nie oderwał samolotu w powietrze i w dalszym ciągu kontynuował rozbieg, to przy prędkości $V_{od\ sam}$ samolot samoczynnie oderwałby się od ziemi.

W zakresie $\mu = 0,18 - 0,30$ dla samolotu „Starfighter” (rys. 6) i $\mu = 0,08 - 0,25$ dla samolotu „Magister” (rys. 7) samolot rozpędza się do prędkości V_z na trzech kołach i przechodzi do rozbiegu na kołach głównych przy $c_z\ najl$. W tym zakresie $c_z\ najl$ (odpowiadającym danemu μ) prędkość samoczynnego oderwania $V_{od\ sam}$ jest mniejsza od prędkości oderwania V_{od} (bezpiecznej) i pilot powinien zmniejszyć kąt natarcia, ażeby przedłużyć rozbieg do chwili uzyskania prędkości V_{od} . Samoczynne oderwanie samolotu na prędkości mniejszej od V_{od} (bezpiecznej) może spowodować wypadek. W przypadku samolotu „Magister” (rys. 7) start po na-



Rys. 6. Wykres prędkości w funkcji przebytej drogi przy najkrótszym możliwym rozbiegu dla samolotu klasy „Starfighter”

wierzchni, na której współczynnik tarcia $\mu > 0,27$ jest niemożliwy.

Tak obliczona długość rozbiegu (po nawierzchni, na której współczynnik tarcia $\mu = 0,25$) różni się od długości rozbiegu na $a_{roz\ min}$ (to znaczy na trzech kołach) w przypadku samolotu „Starfighter” o 10%, a w przypadku samolotu „Magister” o 30%. Różnica między długością rozbiegu właściwą (uwzględniającą moment zadarcia) a długością rozbiegu na $c_z\ najl$ (gdyby cały rozbieg był przeprowadzony na $c_z\ najl$), w przypadku samolotu „Starfighter” jest 3,5%, a dla samolotu „Magister” 8%. Przy mniejszych wartościach współczynnika tarcia μ , różnice powyższe maleją, lecz w przypadku samolotów o dużym obciążeniu ciągu — jak z powyższego wynika — są znaczne.

Omawiany sposób obliczeń pozwala na dokładne przeanalizowanie poszczególnych parametrów rozbiegu samolotu odrzutowego po różnych podłożach. Pozwala również w prosty sposób uwzględnić zmiany ciągu

z prędkością oraz wyznaczyć parametry rozbiegu z uwzględnieniem zmian współczynnika tarcia z prędkością w sposób omówiony poniżej.

Jeżeli znany jest charakter zmian współczynnika tarcia z prędkością, to nanosi się na krzywe $\mu = const$ punkty, odpowiadające danym prędkościom. Przez otrzymane punkty prowadzi się linię, która charakteryzuje rozbieg samolotu z uwzględnieniem wszystkich czynników.

Na podstawie powyższych wykresów można opracować technikę rozbiegu dla danego samolotu po różnych nawierzchniach, która pozwoli na uzyskanie możliwie najmniejszej długości rozbiegu.

LITERATURA

1. W. Fiszdron — Mechanika Lotu, część I, PWN Warszawa, 1961
2. B. T. Goroszczenko — Dynamika poleta samolota, Oborongiz, Moskwa, 1954
3. I. W. Ostosławskij — Aerodynamika Samolota, Oborongiz, Moskwa, 1957.

CZYTELNIKÓW PRASY TECHNICZNEJ ZAWIADAMIAMY

że dla zapewnienia sobie stałej i punktualnej dostawy czasopism technicznych, wydawanych przez

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

już należy zamawiać ich prenumeratę na III kwartał lub drugie półrocze

SPECJALNEJ UWADZE POLECAMY

Czasopisma z zakresu mechaniki:

- | | |
|-------------------------|--------------------------|
| — Mechanik | — Technika Lotnicza |
| — Przegląd Mechaniczny | — Technika Motoryzacyjna |
| — Przegląd Odlewnictwa | — Maszyny Rolnicze |
| — Przegląd Spawalnictwa | — Budownictwo Okrętowe |

Czasopisma ogólnotechniczne i międzybranżowe:

- | | |
|---|---------------------------------|
| — Przegląd Techniczny | — Gospodarka Paliwami i Energią |
| — Zeszyty Problemowe Przeglądu Technicznego | — Ochrona Pracy |
| — Wynalazczość i Racjonalizacja | — Ochrona przed Korozją |

Popularnotechniczne:

- Horyzonty Techniki
- Horyzonty Techniki dla Dzieci

Zamówienia prosimy składać w dowolnym urzędzie pocztowym, wypełniając blankiet PKO w następujący sposób: Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Mazowiecka 12, nr konta PKO 1-9-121697. Na blankiecie należy podać: tytuł zamawianych czasopism, wpłaconą kwotę oraz imię, nazwisko i adres zamawiającego.

Przypominamy, że do korzystania z prenumeraty ulgowej (rabat 33%) są uprawnieni: indywidualni członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT — zgłaszając prenumeratę w kołach zakładowych, zarządach głównych stowarzyszeń lub w wojewódzkich komitetach porozumiewawczych NOT; członkowie klubów techniki i racjonalizacji — zgłaszając prenumeratę w klubach; studenci wyższych uczelni — zgłaszając prenumeratę w kołach naukowych; uczniowie i nauczyciele szkół zawodowych — zgłaszając prenumeratę w dyrekcjach szkół.

Przygotowanie części technologicznej programu dla frezarek wyposażonych w systemy sterowania ciągłego

W poprzednim artykule („Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych programowo. Krótki przegląd systemów sterowania”), przy omawianiu wybranych systemów sterowania, celowo zwrócono większą uwagę na kolejność etapów programowania. Łatwo więc zauważyć, że sposób programowania jest w znacznej mierze uzależniony od rozwiązania i rodzaju systemu sterowania. Trudno zatem wprowadzać jakiś ściślejszy podział czynności przy programowaniu, można jednak wyróżnić trzy podstawowe jego etapy:

1. Technologiczny, obejmujący: sporządzenie procesu technologicznego, ustalenie parametrów skrawania, sposobu mocowania, ilości przejść oraz dobór wszystkich niezbędnych dla sporządzenia programu i prawidłowej pracy obrabiarki danych technologicznych; zmiana wymiarowania rysunku i podanie współrzędnych wszystkich punktów w zadanym układzie odniesienia; sporządzenie karty ustawienia obrabiarki zawierającej wszystkie informacje o czynnościach, które nie będą naniesione na taśmę, a muszą być wykonane.

2. Matematyczny potrzebny dla prawidłowego uwzględnienia wszystkich czynników technologicznych. Istota tego etapu zawiera się w wyborze algorytmu, według którego informacja wyjściowa będzie, za pomocą urządzeń liczących, przekształcona w informację wprowadzaną do obrabiarki. W przypadku nieistnienia takiego algorytmu, co jest charakterystyczne dla początkowego okresu wprowadzania obrabiarek sterowanych programowo, konieczne jest opracowanie go.

3. Obliczeniowy — w etapie tym podstawowe informacje są przekształcane według odpowiedniego algorytmu w kod odpowiadający danej obrabiarence i zapisany na odpowiednim nośniku, którym może być taśma perforowana lub magnetyczna. Proces tego przekształcenia może być wykonany zarówno za pomocą maszyny cyfrowej, jak i za pomocą prostych urządzeń liczących.

Należy od razu zaznaczyć, że etap matematyczny, to znaczy metodyka obliczania programów sterujących, jest opracowywany jednorazowo dla danego systemu sterowania i danej grupy krzywych, które będą obrabiane. Wynikiem opracowania tego etapu jest instrukcja podająca kolejność działań (algorytmy), które należy wykonać przy obliczeniu drogi środka freza, z uwzględnieniem niezbędnych informacji technologicznych. Zatem przy opracowywaniu programu obróbki konkretnego detalu (zwanego programem roboczym) będą istniały w zasadzie tylko dwa etapy: 1) technologiczny i 2) obliczeniowy.

Podział ten jest nieco sztuczny, bowiem etap technologiczny także zawiera część obliczeniową — obliczenie współrzędnych punktów obrabianego konturu, obliczenie charakterystycznych punktów drogi środka freza, wynikających z przyjętej technologii obróbki. Z kolei uzasadniony jest on jednak tym, że czynności w pierwszym etapie (technologicznym) zawsze powinieli wykonać technolog, natomiast czynności wymienione w drugim etapie (obliczeniowym) należą na ogół do specjalistów obliczeniowców (matematyków). W prostszych przypadkach, przy uproszczonych metodach programowania — bez korzystania z maszyny liczącej — czynności wymienione w drugim etapie mogą być także wykonywane przez technologów. Drugim, dodatkowym czynnikiem przemawiającym za utrzymaniem takiego podziału jest fakt, że czynności wymienione w technologicznym etapie programowania w zasadzie nie zależą od systemu sterowania obrabiarką. Natomiast zakres czynności w etapie obliczeniowym zależy głównie od systemu sterowania obrabiarką.

Dalszy rozwój automatyki, a szczególnie procesów sterowanych bezpośrednio maszynami cyfrowymi lub analogowymi, doprowadzi do zatarcia różnicy między wyżej wymienionymi etapami programowania. Rozwój technologii obróbki mechanicznej prowadzi obecnie w kierunku tak zwanych „procesów organicznych”, podobnie jak już ma to miejsce w chemii. Jednym z etapów tego rozwoju będzie rozwiązanie zagadnienia opracowywania całych procesów technologicznych obróbki części przez maszyny liczące.

W dalszym ciągu artykułu zostaną opisane bliżej czynności w technologicznym etapie programowania.

1. Ustalenie kolejności operacji obróbkowych danego przedmiotu

Proces technologiczny obróbki części, zarówno na obrabiarence sterowanej programowo, jak i na obrabiarence konwencjonalnej, będzie posiadał te same zasadnicze fazy obróbki. Zastosowanie obrabiarek sterowanych programowo pozwala na koncentrację niektórych operacji, co niewątpliwie skraca sam proces technologiczny, jednak nie zmienia jego struktury.

W pierwszym etapie wprowadzania obrabiarek sterowanych programowo do produkcji można będzie korzystać z opracowanych już procesów obróbki części. Zmiany będą polegały głównie, jak już wspomniano, na łączeniu niektórych operacji.

Przed wprowadzeniem zmian w procesie technologicznym należy wytypować operacje, które będą wykonane na obrabiarence sterowanej programowo. Rzadkie będą przypadki, w których wszystkie lub prawie wszystkie operacje będą możliwe i opłacalne do wykonania na obrabiarence sterowanej w sposób ciągły. Najczęściej będzie to niewielka ilość operacji, na ogół bardzo pracochłonnych, obejmujących wykonanie różnego rodzaju powierzchni krzywoliniowych.

O wytypowaniu operacji do wykonania na obrabiarence sterowanej programowo będą decydowały przede wszystkim następujące czynniki: dokładność, pracochłonność oraz wielkość produkcji. Zagadnienia te zostały omówione w poprzednich artykułach, gdzie także podano przykłady części lotniczych oraz przypadki, w których wykonywanie elementów na omawianych obrabiarkach jest zawsze opłacalne.

Przy typowaniu części do obróbki na obrabiarkach sterowanych programowo należy uwzględnić wielkość serii. Należy zatem przeprowadzić analizę techniczno-ekonomiczną według odpowiedniej instrukcji, bowiem jak wiadomo, powyżej pewnej wielkości produkcji obrabiarki te są nieopłacalne.

W niektórych przypadkach, w produkcji seryjnej, można obliczyć wariant o najmniejszym czasie maszynowym (wyliczenie najkrótszej drogi narzędzia w celu obrobienia danego elementu na przykład dużej powłoki integralnej skrzydła oraz bardzo istotne przy wierceniu znacznej ilości otworów), wymaga to jednak zwiększenia ilości operacji matematycznych i będzie na pewno nieopłacalne dla pojedynczych sztuk.

2. Wymiarowanie rysunku w układzie współrzędnych prostokątnych

Jak wiadomo, obok obrabiarek sterowanych w prostokątnym układzie odniesienia, są także obrabiarki z biegunowym układem odniesienia. Są one jednak rzadko stosowane (w Polsce dotychczas nie stosowane). W dal-

szym ciągu omawiany będzie tylko układ współrzędnych prostokątnych.

System wymiarowania elementów przeznaczonych do obróbki na obrabiarkach sterowanych programowo tym się różni od tradycyjnego systemu bazowego, że wymiary są podawane nie względem baz oporowych (lub obróbkowych), lecz względem układu współrzędnych prostokątnych, którego początek znajduje się poza obrabianym przedmiotem, tak aby nie zachodziła potrzeba wprowadzania współrzędnych ujemnych.

Na obrabiarce początek układu współrzędnych jest ustalony przez twarde zderzaki (wyznaczające krańcowe położenie stołu frezarki) lub za pomocą jakiegokolwiek urządzenia. Na stole frezarki można także ustawić kołek wyznaczający punkt zerowy. Ustawienie freza na ten punkt będzie odbywało się za pomocą specjalnej tulejki, której jeden otwór bazowany jest na wyżej wymienionym kołku, a w drugi wprowadza się frez. Frezarka wyposażona jest w komplet takich tulejek. Takie rozwiązanie przy ustaleniu punktu zerowego zostało zastosowane w omawianej już frezarce firmy Ferranti (pracującej w „Fairley Aviation”).

Element może być zatem wymiarowany od razu w układzie współrzędnych obrabiarki. Jest to zresztą najdogodniejsze z punktu widzenia czasu potrzebnego do ułożenia programu, jednak nie zawsze możliwe. W innych przypadkach element jest wymiarowany w jakimś przyjętym układzie współrzędnych i z kolei przymiarowany na układ obrabiarki, przy założeniu, że wzajemny stosunek układów jest znany. W tym celu musi być znany jeden punkt, którego położenie jest określone w obu układach współrzędnych. Takim punktem będzie na ogół kołek lub otwór bazowy w stole obrabiarki.

Dla jednoznaczności opisu wprowadzono niektóre określenia terminów i pojęć:

— powierzchnia programowana — powierzchnia obrabiana według programu. Powierzchnia programowana może być obrabiana według jednego lub wielu programów;

— powierzchnia elementu — powierzchnia geometryczna opisująca element. W przypadku szczególnym powierzchnia programowana może odpowiadać powierzchni elementu;

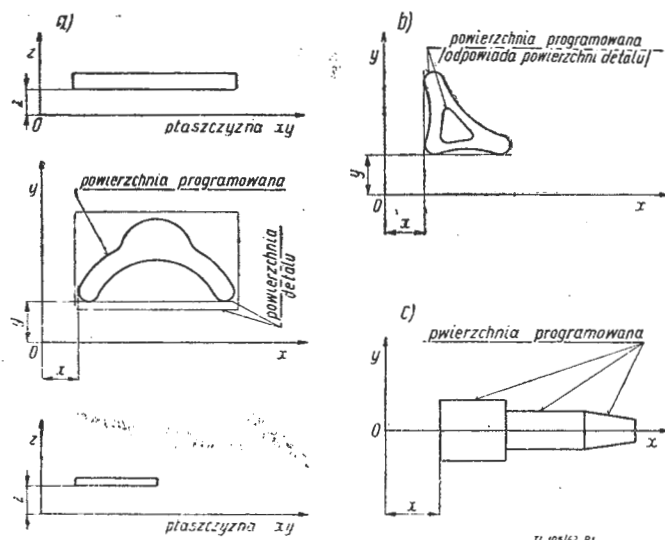
— kontur — brzeg powierzchni programowanej;

— punkt charakterystyczny — odpowiednio wyróżniony punkt konturu, a więc: punkt łączący jedną funkcję z drugą, środek okręgu itp.

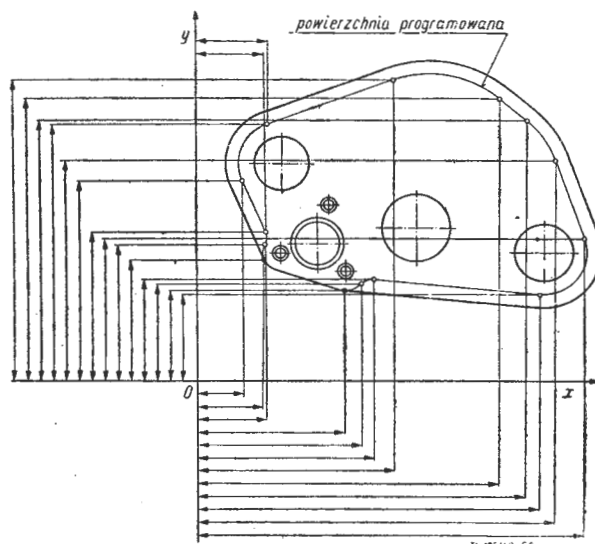
Poprzednio wspomniano już, że należy unikać współrzędnych ujemnych. W tym celu należy określić minimalną odległość powierzchni programowanej od osi współrzędnych. Przy frezowaniu ograniczenie to wynika stąd, że na ogół określa się (i programuje) drogę środka freza. Musi istnieć zabezpieczenie, aby os freza nie przeszła poza os X lub Y , a więc nie było potrzeby wprowadzania współrzędnej ujemnej. Ta minimalna odległość musi także zapewnić miejsce na wybieg i dobieg narzędzia. Jeżeli zatem teoretyczna powierzchnia robocza obrabiarki jest iloczynem jej przesuwów, to rzeczywista powierzchnia będzie zmniejszona o wielkość co najmniej równą (lub większą) promieniowi freza. Dla danej frezarki można z góry określić minimalne odległości X i Y powierzchni programowanej od osi x i y . Minimalną odległość Z od płaszczyzny xy (w kierunku osi z) należy ustalać indywidualnie, będzie ona bowiem zależna od wysokości przyrządu i kształtu elementu. Na rys. 1 podano przykłady ustawienia elementu w układzie współrzędnych prostokątnych.

Po usytuowaniu części względem osi układu współrzędnych, należy ustalić sposób podawania wymiarów. Obecnie są stosowane dwie metody: a) bezpośrednie wymiarowanie rysunku względem osi układu współrzędnych (patrz rys. 2); b) na rysunku oznaczone są punkty przejścia, środki okręgów itd. kolejnymi numerami. Wymiary odpowiadające tym punktom są podane w tabelce (patrz rys. 3).

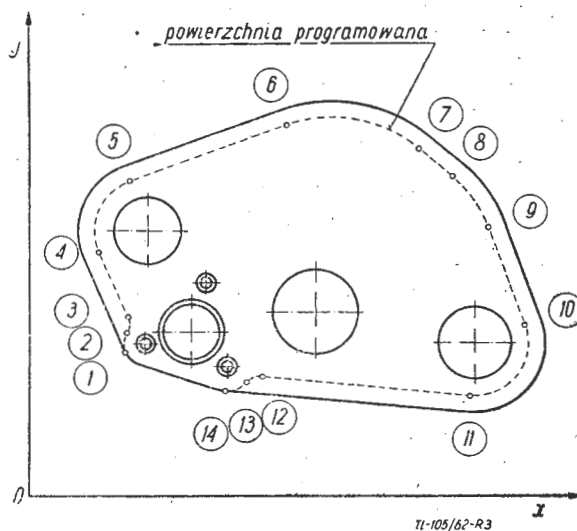
Pierwsza metoda wymiarowania, w przypadku elementów prostych, jest bardziej przejrzysta, pozwala na łatwiejsze zorientowanie się o współrzędnych poszczególnych punktów. Jest jednak bardzo kłopotliwa przy



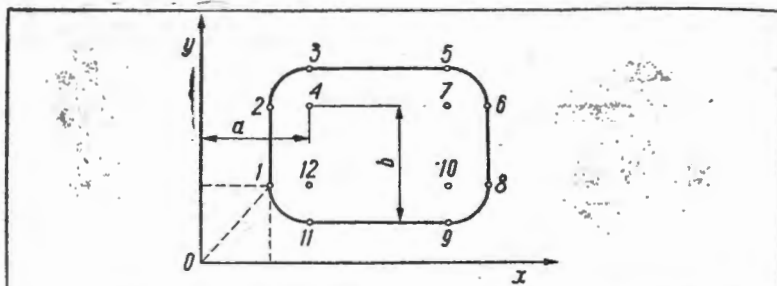
Rys. 1. a—b — przykłady wymiarowania i określania minimalnych odległości elementu od osi X i Y i płaszczyzny xy , przy frezowaniu, wierceniu i wytaczaniu; c — przykład wymiarowania i określania minimalnej odległości elementu od osi Y przy toczeniu i szlifowaniu



Rys. 2. Bezpośrednie wymiarowanie przedmiotu w układzie współrzędnych prostokątnych



Rys. 3. Inny sposób wymiarowania przedmiotu w układzie współrzędnych prostokątnych



Promień freza				Strona	Dopuszczalna prędkość posuwu w mm/min.....
L p	Współrzędne			Znaki	Parametry
	x	y	z		
1	75,0	100,0	0	dojście	
2	75,0	200,0	0	prosta	
3	125,0	250,0	0	okrąg	a=125 b=200 (4)
5	275,0	250,0	0	prosta	
6	300,0	200,0	0	okrąg	a=275 b=200 (7)
8	300,0	100,0	0	prosta	
9	275,0	50,0	0	okrąg	a=275 b=100 (10)
11	125,0	50,0	0	prosta	
12	75,0	50,0	0	okrąg	a=125 b=100 (12)
				wycofanie	
				stop	

11-105/62-R4

Rys. 4. Wymiarowanie przedmiotu w układzie współrzędnych prostokątnych; przykład tabelki

skomplikowanych rysunkach. Druga metoda bierze właściwie początek z pierwszej, ponieważ aby określić współrzędne poszczególnych punktów przejścia, należy je najpierw zwymiarować względem osi układu współrzędnych z tym, że otrzymane wartości wpisuje się od razu w tabelce (nie stawiając linii wymiarowych na rysunku), a punkty numeruje się kolejno. Metoda ta jest dogodna z dwu względów: rysunek jest bardzo przejrzysty, co jest ważne przy dużej ilości wymiarów; numerowanie punktów według kolejności obróbki pozwala na łatwiejsze zorientowanie się w przyjętej technologii a w konsekwencji na obliczenie drogi freza.

W ten sposób ustalone współrzędne punktów zapisuje się w specjalnej tabelce, w której dodatkowo muszą być podane na przykład środki okręgów, promienie krzywizn, charakter krzywych itp. Krzywe wszystkich rzędów można podawać w postaci równań, przy czym należy podać jej punkty charakterystyczne, na przykład współrzędne punktów początku i końca krzywej. Na rys. 4 podano przykład takiej tabelki. W rubryce „parametry” podaje się punkty charakterystyczne krzywej, na przykład dla okręgu współrzędne środka, dla elipsy współrzędne ognisk itp. W rubryce „znaki” podajemy charakter krzywej, znak startu dojścia, wycofania, stop itp. Można podawać także na przykład rodzaj aproksymacji, typ dojścia itp. Znaki są wstawiane według odpowiedniego kodu zawartego w instrukcji programowania, gdzie każdemu przypadkowi odpowiada właściwy symbol, na przykład znak okręgu OKR, strzałki STA, stop STO, elipsy ELL, interpolacja INT itp. Sposób wypełnienia pozostałych rubryk tabelki zostanie omówiony w następnych punktach.

Wymiary podawane na rysunkach są najczęściej tolerowane. Rysunek, na podstawie którego ma być sporządzony program, nie może zawierać takich wymiarów, nie można bowiem pozostawiać do decyzji programującego, jaki wymiar ma przyjąć — nominalny czy z uwzględnieniem odchyłki. Do programowania można podawać jedynie wymiary jednoznaczne, bez odchyłki.

Zatem wymiary tolerowane będziemy zastępować wymiarami średnimi, według wzoru:

$$A = N + F + \frac{T}{2}$$

gdzie:

- N — wymiar nominalny,
- F — odchyłka dolna,
- T — tolerancja.

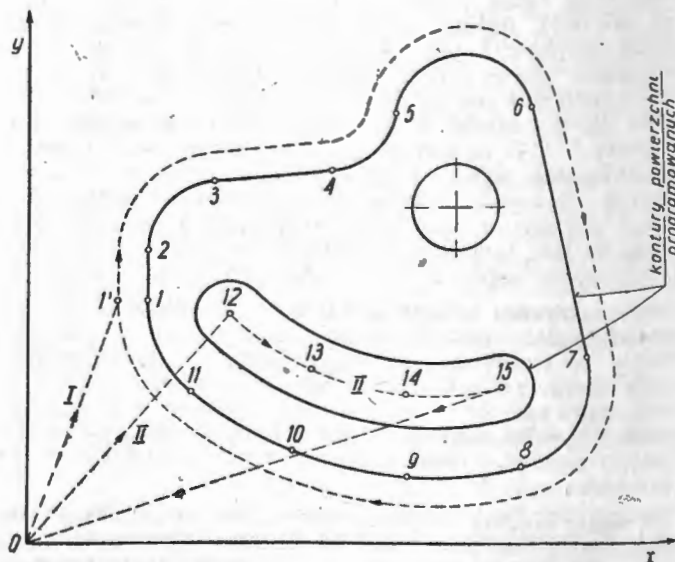
Jeżeli wymiar był tolerowany na przykład w setnych milimetra, to po uśrednieniu należy go także zaokrąglić do setnych. Z drugiej strony nie ma potrzeby podawać wymiarów z dokładnością większą niż dokładność układu sterującego.

Przy szerszym wprowadzeniu obrabiarek sterowanych programowo do produkcji, należy dążyć do tego, aby rysunek w odpowiednim układzie współrzędnych został zwymiarowany przez konstruktora.

3. Kolejność przejść. Zwroty

Kolejność obróbki powierzchni programowanych wynika z przyjętego procesu technologicznego. Zatem współrzędne punktów konturu powierzchni programowanej muszą być w odpowiedniej kolejności zapisane w omawianej poprzednio tabelce (rys. 4) wraz z podaniem niezbędnych informacji dopełniających. Rozpatrzone to zostanie na przykładzie przedstawionym na rys. 5. Frez porusza się po trajektorii oznaczonej przez I od punktu „0” (pocz. ukł. wsp.) do punktu 1’ odpowiadającego punktowi 1 konturu obrabianego. Odcinek ten zwany jest dojściem; przejście jego odbywa się posuwem przyspieszonym. Następnie frez — posuwem roboczym — przechodzi przez punkty 2’, 3’ itd., aż do osiągnięcia ponownie punktu 1’. Dalsza droga freza zależy od kształtu elementu i trwałości freza. Jeżeli rowek oznaczony punktami 12, 13, 14, 15 może być obrobiony frezem o tej samej średnicy i pozwala na to jego trwałość, wówczas frez przemieszcza się z punktu 1’ do punktu 12, a następnie przez punkty 13, 14, 15. Z punktu 15 (po uniesieniu wrzeczona do góry) wycofuje się posuwem przyspieszonym do punktu „0”. Jeżeli jednak obróbka rowka wymaga freza o innej średnicy, wówczas frez po obrobieniu konturu zewnętrznego wycofuje się do punktu „0”, a następnie po wymianie narzędzia realizowane jest przejście oznaczone przez II (0—12—13—14—15—0). Tego rodzaju kolejność przejść będzie także miała miejsce wówczas, gdy trwałość freza jest za mała do przejścia dodatkowej drogi lub gdy frez nie posiada odpowiedniej dokładności.

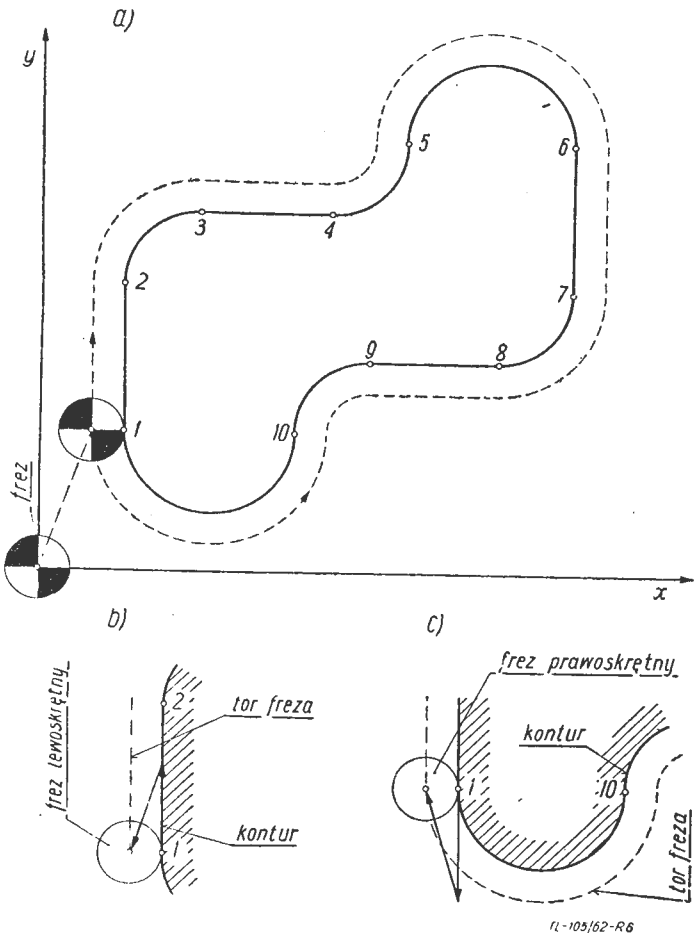
Przy bardzo długich cyklach obróbki technolog powinien przewidzieć w programie okresowe zatrzymanie obrabiarki dla wymiany narzędzia. Zatrzymania te reali-



Rys. 5. Kolejność przejść

11-105/62-R5

zuje się na ogół przez wycofanie freza ze strefy obróbki na okres czasu wystarczający dla zmiany narzędzia. Ponowne wprowadzenie freza w strefę obróbki realizowane jest automatycznie (lub w niektórych rozwiązaniach dopiero po naciśnięciu odpowiedniego przycisku



Rys. 6. Ustalenie kierunku drogi freza

przez pracownika). Przy długich cyklach obróbki programowanie przerw jest także niezbędne dlatego, aby nie powtarzać obróbki dłuższych odcinków konturu elementu, w przypadku odchylenia drogi freza od zadanej, wskutek powstania jakichś błędów. W przypadku zaistnienia takiego odchylenia frez i odpowiedni odcinek taśmy magnetycznej wycofuje się, ale tylko do miejsca ostatniego zatrzymania, nie powtarzając całej obróbki.

Przy obróbce powierzchni elementu wykonuje się na ogół dwa przejścia: zgrubne i wykończające. Zaprogramowanie tych przejść można realizować dwiema drogami. 1. Na taśmie magnetycznej zapisuje się drogę freza o większej średnicy niż będzie zastosowany. Element wykonany za pomocą takiej taśmy magnetycznej będzie miał zwiększone wymiary o wielkość odpowiadającą różnicy promieni frezów (programowanego i stosowanego przy obróbce). Przejście wykończające może być wykonane frezem o tej samej średnicy, jednak za pomocą nowej taśmy magnetycznej, obliczonej dla rzeczywistej średnicy freza. 2. Stosuje się tą samą taśmę magnetyczną, zarówno dla przejścia zgrubnego, jak i wykończającego. W tym przypadku używa się dwu frezów o różnych średnicach. Mniejsza dla przejścia zgrubnego, większa dla wykończającego.

W przemyśle lotniczym często spotyka się tak zwane elementy prawe i lewe, które z punktu widzenia geometrycznego są identyczne. Oba takie elementy mogą być wykonane za pomocą tej samej taśmy magnetycznej, przy warunku zmiany znaku jednej z odpowiednich osi.

Przy ustalaniu kolejności przejść należy jednocześnie ustalić zwrot freza, to znaczy w jakim kierunku frez ma się poruszać względem obrabianego konturu. Jeżeli frez porusza się zgodnie z ruchem wskazówek zegara,

to taki układ określa się jako lewoskrętny; jeżeli zaś przeciwnie do obrotu wskazówek zegara, to prawoskrętny. Określenie układu łatwo jest ustalić przykładając strzałkę, oznaczającą zwrot freza do obrabianego konturu i koniec jej połączyć strzałką ze środkiem freza (rys. 6b, c). Oznaczenie to jest dokładniejsze (z punktu widzenia matematycznego) dlatego, że przy bardzo skomplikowanej krzywiźnie konturu frez, który rozpoczął drogę zgodnie ze wskazówkami zegara, na pewnych odcinkach może poruszać się przeciwnie do ruchu wskazówek zegara. Natomiast przy oznaczeniu wektorowym w każdym punkcie konturu układ pozostanie niezmienny. Układowi lewoskrętnemu będzie odpowiadała obróbka elementu przedstawionego na rys. 6a od punktu 1 przez punkty 2, 3 itd. do punktu 1. Układowi prawoskrętnemu obróbka w kierunku przeciwnym (1, 10, 9 itd. do 1). Oznaczenie układu, na przykład lewoskrętny „+1”, prawoskrętny „-1”, obojętny „0”, trzeba zapisywać w rubryce „strona” (rys. 4) z podaniem symbolu oznaczającego, czy obróbka prowadzona jest na zewnątrz czy wewnątrz konturu.

4. Narzędzie

Przy obróbce na frezarkach wyposażonych w system sterowania ciągłego stosuje się frezy trzpieniowe walcowe, walcowo-czołowe oraz kształtowe z łbami kulistymi lub specjalne. Średnicę freza, zarówno przy frezowaniu na zewnątrz, jak i wewnątrz konturu, dobiera się biorąc pod uwagę najmniejszy promień krzywizny powierzchni obrabianej. Można stosować frezy o mniejszej średnicy niż najmniejszy promień krzywizny konturu, natomiast nie zaleca się stosowania frezów o średnicy większej od tego promienia, bowiem będzie zachodziła wówczas konieczność wymiany narzędzia. Rodzaj freza dobiera się także w zależności od rodzaju materiału obrabianego. Ustalony promień freza zapisuje się w tabelce, w rubryce „promień freza” (rys. 4).

Zużywanie się narzędzia w procesie skrawania może spowodować powstanie błędów wykonania oraz pogorszenie się gładkości obrabianej powierzchni. Niestety, po dzień dzisiejszy nie wynaleziono metody pozwalającej na bezpośredni pomiar położenia krawędzi tnącej narzędzia względem przedmiotu obrabianego. Tego rodzaju pomiar jest obecnie stosowany jedynie w szlifierniach do wałków oraz zbliżone metody stosowane są w tokarkach ze sterowaniem programowym. Nadmierne zużyciu narzędzia, ponad wielkość dopuszczalną wynikającą z przyjętej dokładności obróbki, zapobiega się przez jego wymianę, po odpowiednim okresie pracy.

Gdyby wzory określające zużycie narzędzia w funkcji czasu obróbki, w zależności od materiału narzędzia, materiału obrabianego i przyjętych parametrów skrawania, pokrywały się z rzeczywistym zużyciem, wówczas można by je uwzględnić w programie zapisanym na taśmie magnetycznej. W takim przypadku, po przejściu odpowiedniej drogi, odpowiadającej przyjętej wielkości zużycia, narzędzie byłoby automatycznie dosunięte do powierzchni obrabianej itd. Próby takie były przeprowadzane, lecz w większości przypadków nie dały zadowalających rezultatów. Tego rodzaju rozwiązanie może być zastosowane dotychczas tylko w przypadku obróbki części o średniej i małej dokładności.

Przy obróbce zgrubnej nie ma oczywiście potrzeby stosowania zbyt ostrych rygorów co do zużycia narzędzia, jednak i w tym przypadku nie można dopuścić do nadmiernego zużycia, które w konsekwencji mogłoby spowodować złamanie narzędzia. Złamanie narzędzia przy obróbce na obrabiarkę sterowanej programowo może mieć bardzo groźne następstwa, bowiem układ sterujący będzie dosuwał je nadal (zgodnie z programem) do obrabianego elementu, co w rezultacie może spowodować uszkodzenie obrabiarki. Były czynione próby nad zastosowaniem różnego rodzaju układów: elektrycznych, akustycznych i innych, zabezpieczających przed tego rodzaju wypadkiem. Nie osiągnięto jednak dotąd zadowalających rezultatów. Problem ten jest jednym z najbardziej złożonych i interesujących przy zastosowaniu obrabiarek ze sterowaniem programowym.

W większości przypadków wpływ zużycia narzędzia na dokładność wyników obrabianych elementów o śred-

niej dokładności nie jest tak groźny, jak go przedstawiono. Frezarki sterowane programowo w sposób ciągły są głównie stosowane w produkcji małoseryjnej, przy której zużycia narzędzi są stosunkowo niewielkie. Poza tym błędy spowodowane zużyciem się krawędzi tnącej narzędzia podczas obróbki jednego przedmiotu są stosunkowo małe w porównaniu z innymi błędami (wynikającymi z luzów, zbyt małej sztywności obrabiarki, błędów układu pomiarowego itp.).

Następnym zagadnieniem jest prawidłowe wykorzystanie narzędzi, co jest bardzo istotne z punktu widzenia ekonomiki produkcji. Jak wiadomo, program nagrany na taśmie magnetycznej jest obliczony dla przyjętej średnicy freza, zatem przy każdorazowym odtwarzaniu programu musimy użyć freza o tej samej średnicy. Znaczna ilość frezów po jednorazowym użyciu byłaby zatem bezużyteczna. Aby narzędzia te wykorzystać racjonalnie, należy przeszlifowywać je na określone średnice, odpowiednio stopniowane. Tak ostrzone frezy możemy stosować przy obróbce zgrubnej lub przy obliczaniu nowych programów.

Należy wyraźnie stwierdzić, że narzędzia stosowane przy obróbce na obrabiarkach sterowanych programowo muszą posiadać wysoki standard jakościowy. Wszystkie normy dotyczące materiału narzędzia, jego obróbki cieplnej oraz nadania właściwej geometrii muszą być ściśle przestrzegane. Jest to niezbędne dla osiągnięcia wysokiej dokładności i ekonomiki obróbki. Przy doborze frezów można korzystać z norm CBKN. Wymiana narzędzi na ogół będzie wykonywana przez ustawiacza. Wszyscy konstruktorzy obrabiarek sterowanych programowo dążą jednak do maksymalnego wyeliminowania ingerencji człowieka w proces pracy maszyny. Głównie rewolwerowe zabezpieczają zmianę do 8 narzędzi. Zbudowano wiertarkę współrzędnościową z pojemnikiem narzędzi, sterowanym niezależnie taśmą — zabezpiecza to użycie na przykład 50 sztuk narzędzi.

5. Prędkość posuwu

Prędkość posuwu wzdłuż konturu obrabianego należy dobierać w zależności od następujących czynników:

a) w zależności od: kształtu freza, materiału freza oraz materiału obrabianego;

b) w zależności od dopuszczalnej wielkości zużycia, wynikającej z przyjętej dokładności obróbki. Założonej wielkości zużycia odpowiada określona trwałość narzędzia. Należy zatem, w miarę możliwości, tak dobierać posuw, aby trwałość freza była wystarczająca dla obróbienia jednego elementu;

c) w zależności od przyjętych parametrów skrawania, takich jak: szybkość skrawania, głębokość i szerokość frezowania, chłodziwo itp.;

d) w zależności od żądanej gładkości. Przy frezowaniu walcowym płaszczyzn wielkość posuwu na obrót w funkcji wysokości chropowatości można wyrazić wzorem:

$$p = 2 \sqrt{2R_z \cdot r - R_z^2}$$

Powyższy wzór jest wyprowadzony z zależności geometrycznych, nie uwzględnia on czynników fizycznych wpływających na gładkość, jest zatem bardzo przybliżony. Ponieważ jednak brak danych eksperymentalnych ujmujących zależność gładkości od wielkości posuwu i innych czynników fizycznych, wzór ten można stosować w praktyce, przy czym otrzymane wielkości należy przyjmować od 2÷3 razy mniejsze. Powyższą zależność możemy przedstawić w postaci uproszczonej:

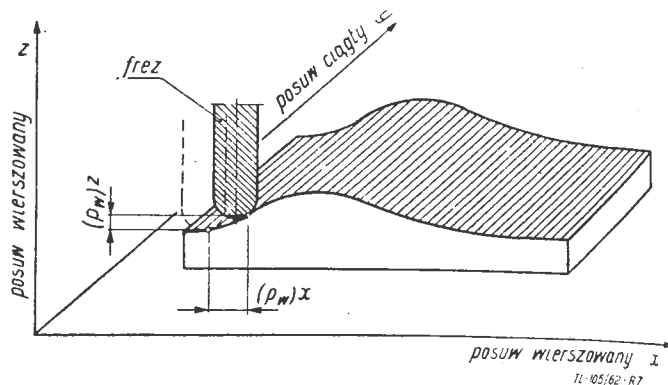
$$p = 2 \sqrt{D \cdot R_z}$$

gdzie:

- p — posuw na obrót,
- D — średnica freza,
- R_z — teoretyczna wysokość chropowatości.

Znacznie bardziej istotny jest właściwy dobór posuwu w funkcji gładkości przy obróbce posuwami wierszowymi. Na rys. 7 przedstawiono przykład takiego frezo-

wania. Wzory określające zależność wielkości posuwu wierszowego od gładkości i kształtu powierzchni obrabianej podano w jednym z poprzednich artykułów (TLw 1982/6) przy omawianiu metody interpolacji zabez-



Rys. 7. Frezowanie posuwem wierszowym

pieczającej jednakową gładkość powierzchni obrabianego profilu. Dla zobrazowania całości zagadnienia, związanego z doбором posuwu przy obróbce na frezarkach sterowanych programowo zostaną jeszcze raz przytoczone:

$$(p_w)_x = \sqrt{\frac{4DR_z \cdot 1 \pm \frac{D}{2e_k}}{1 + y'^2}}$$

$$(p_w)_z = \sqrt{\frac{4DR_z \cdot 1 \pm \frac{D}{2e_k}}{1 + y'^2}} \cdot y'^2$$

gdzie:

- D — średnica narzędzia,
- R_z — teoretyczna wysokość chropowatości,
- e_k — promień krzywizny konturu w danym przekroju w punkcie styku freza z obrabianą powierzchnią przed skokiem na wiersz,
- y' — wielkość pierwszej pochodnej w punkcie ekwidystanty, gdzie znajduje się środek narzędzia przed przejściem na wiersz.

Znaki „+” dla powierzchni wypukłych, „-” dla powierzchni wklęsłych.

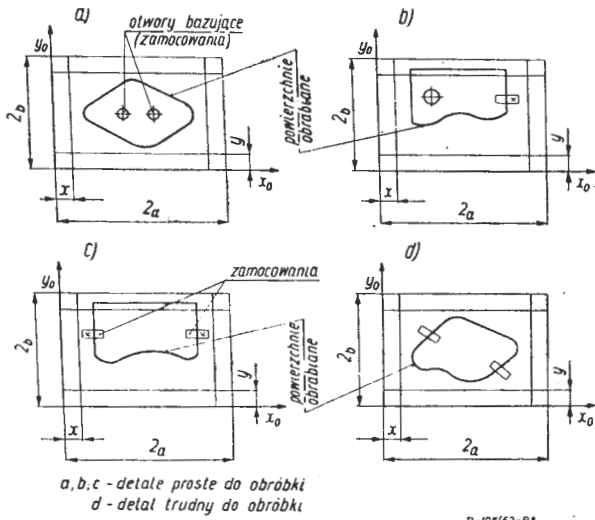
Uwagi przytoczone przy omawianiu wzoru określającego zależność posuwu od gładkości przy frezowaniu walcowym są w tym przypadku także słuszne. Obliczone wielkości również należy przyjmować znacznie mniejsze (1,5—2,0 razy).

Powyższe wzory na posuw wierszowy stosuje się także przy obliczaniu posuwu przy obróbce profili płaskich frezami walcowymi. Posuw $(p_w)_x$ i $(p_w)_z$ będą odpowiadały posuwom składowym p_x i p_y , natomiast posuw wypadkowy będzie sumą ich kwadratów:

$$p = \sqrt{4DR_z \cdot 1 \pm \frac{D}{2e_k}}$$

W większości przypadków nie będzie można przy obróbce jednego elementu stosować tego samego posuwu wzdłuż całej powierzchni programowej. Przy dojściu i wycofywaniu freza będą stosowane posuwu przyspieszone. Natomiast w trakcie obróbki będzie niejednokrotnie zachodziła konieczność zwolnienia prędkości posuwu, na przykład przy podejściu do ostrych kątów, szczególnie przy obróbce profili wewnętrznych. Wielkość posuwu i odcinek, na którym ma nastąpić jego zmniejszenie, są programowane. Zatem inżynier-technolog, zestawiający program, musi zdecydować, w jakich warunkach należy to wykonać. Przy zaistnieniu jakichkolwiek wątpliwości w stosunku do obróbki danego wycinka konturu, należy zastosować zmniejszenie posuwu. Wpłynie to

bardzo nieznacznie na pracochłonność, natomiast daje gwarancję uniknięcia uszkodzenia elementu. Ogólnie, zwolnienie należy stosować przy bardzo dużych prędkościach posuwu oraz przy podejściu do ostrych kątów wewnętrznych.



Rys. 8. Przykłady ustalenia przedmiotu na stole frezarki

Dobraną wielkość posuwu wpisuje się w karcie programowej (rys. 4) w rubryce „prędkość posuwu w mm/min”.

6. Ustalenie elementu na obrabiarce

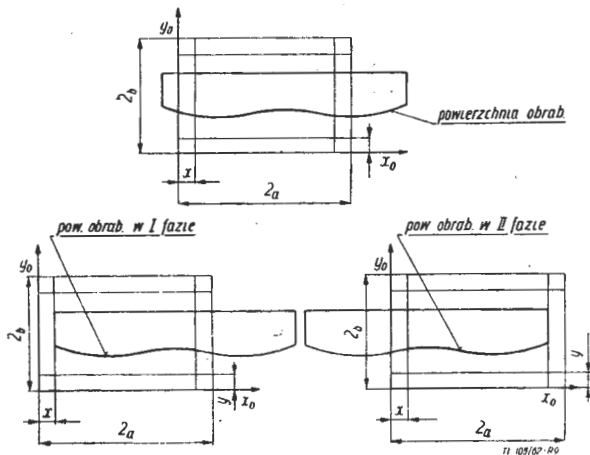
Teoretyczna powierzchnia robocza obrabiarki jest iloczynem wielkości zakresów przesuwów poprzecznego i podłużnego

$$s_{r\text{teoret.}} = 2a \cdot 2b$$

Uwzględniając promień freza, dojście narzędzia oraz swobodną jego wymianę, powierzchnia robocza redukuje się do wartości s_r .

$$s_r = (2a - 2X)(2b - 2Y)$$

Powierzchnia robocza s_r jest obszarem, w obrysie którego powinny zmieścić się obrabiane powierzchnie elementu (patrz rys. 8a). Należy nadmienić, że w przypadku obróbki elementu kształtowego o krzywiźnie zamkniętej, który nie posiada otworów na zamocowanie, w powierzchni roboczej muszą zmieścić się także elementy zaciskowe (patrz rys. 8d). Przypadków takich należy unikać, bowiem każde przerwanie realizacji programu i zmiana zamocowania może spowodować powstanie błędów.

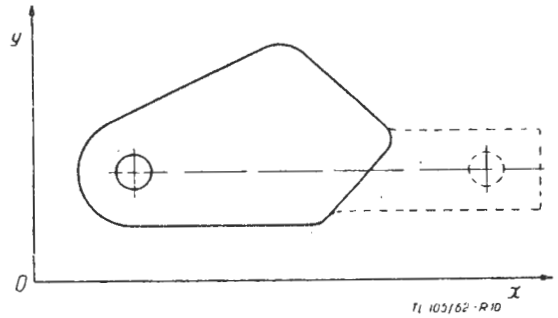


Rys. 9. Przykład ustalenia przedmiotu przy obróbce stopniowej

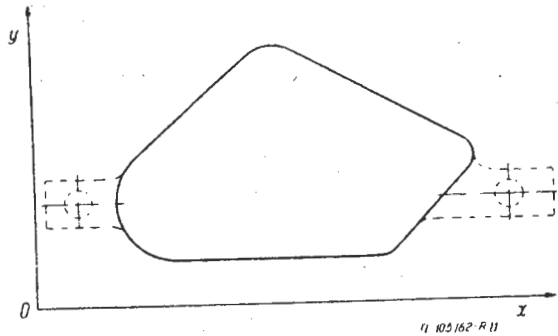
W przypadku obróbki części obwodu elementu (rys. 8b, c), gabaryt jego nie może wystawać poza powierzchnię roboczą teoretyczną w kierunku osi Y_0 (w celu

uniknięcia ewentualności oparcia się elementu o kolumnę, co mogłoby wyrządzić znaczne jego uszkodzenia jak i obrabiarki). Może natomiast wystawać poza powierzchnię roboczą w kierunku osi X_0 .

W niektórych przypadkach możliwa jest obróbka stopniowa, to znaczy gdy powierzchnia obrabiana elementu nie mieści się w powierzchni roboczej obrabiarki. Po obrobeniu części profilu, zmienia się ustalenie, mocuje i prowadzi dalszą obróbkę. Przypadku tego należy unikać i dopuszcza się go w zasadzie tylko w fazie zgrubnej lub półwykończającej. Obróbka elementu o gabarycie większym od s_r pokazana jest na rys. 9. I i II są to położenia elementu względem s_r w pierwszej i drugiej fazie obróbki. Obok sposobu przedstawionego na rysunku może być cały szereg innych możliwości wykonania powierzchni kształtowych, swoją wielkością wykraczających poza powierzchnię roboczą. Przypadki te nie będą omawiane, bowiem zdarzają się one stosunkowo rzadko i rozwiązanie ich będzie nale-



Rys. 10. Przedmiot ze specjalną bazą technologiczną



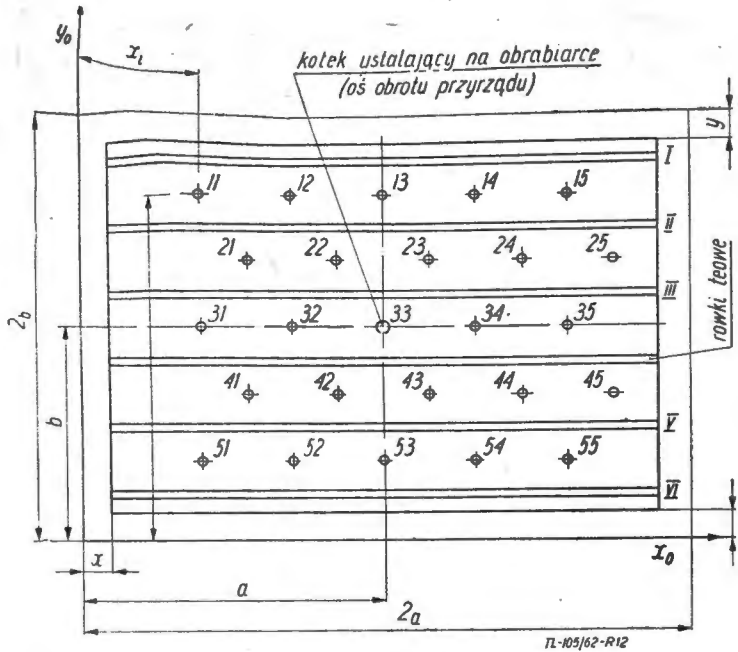
Rys. 11. Przedmiot z dwiema bazami technologicznymi

żało do inweycji technologów. Należy jednak pamiętać, że taka obróbka „stopniowa” obniża dokładność wykonania profilu, w niektórych jednak przypadkach uzyskana dokładność może okazać się wystarczającą.

Przy obróbce na frezarkach sterowanych programowo należy unikać konieczności przerywania programu (szczególnie niekorzystne przy układach sterujących cyfrowych). Rozważając zatem obróbkę przedmiotów o krzywiźnie zamkniętej (typu jak na rys. 8a), można stwierdzić, że najlepsze do obróbki będą elementy posiadające minimum dwa otwory, które można wykorzystać do ustalenia i zamocowania. Wówczas cały obwód elementu można obrabiać nie przerywając programu. W praktyce większość elementów posiada dwa otwory, które można wykorzystać jako bazy do ustalenia i zamocowania.

Części o krzywiźnie zamkniętej, posiadającej tylko jeden otwór, bazuje się i mocuje na tym otworze. W przypadku obawy obrotu przedmiotu pod działaniem sił skrawania stosuje się dodatkowo łapę dociskową lub specjalną bazę technologiczną (rys. 10).

Przedmioty o krzywiźnie zamkniętej, nie posiadające otworów, które można by wykorzystać i do zamocowania i jako bazę, będą występowały bardzo rzadko. Elementami o krzywiźnie zamkniętej na obwodzie zewnętrznym będą na ogół dna kształtowe zbiorników lub elementy o podobnym charakterze. Tego rodzaju części ustala się na stole frezarki za pomocą łap dociskowych lub na otworach wykonanych w specjalnych bazach



Rys. 12. Przykład rozmieszczenia otworów i rowków teowych w płycie przyrządu

technologicznych (patrz rys. 11). Po wykonaniu głównego zarysu elementu, jako drugie mocowanie wprowadza się łapy dociskowe i następnie odcina się bazy technologiczne.

Jeżeli na frezarce sterowanej programowo obrabia się części o profilu wewnętrznym lub tylko część konturu zewnętrznego, wówczas nie ma problemu z zamocowaniem elementu. W takim przypadku dociski mogą być tak rozmieszczone, iż nie będą utrudniały dostępu do obrabianej powierzchni, a w konsekwencji nie będzie konieczności przerywania programu. Dokładność wykonania przedmiotu oraz utrzymanie przyjętej głębokości skrawania będzie zależało od dokładności zamocowania półfabrykatu na stole frezarki względem jej układu współrzędnych.

Obrabiany przedmiot ustalany jest na elementach bazujących stołu frezarki. Położenie tych baz względem początku układu współrzędnych obrabiarki jest znane.

Jeżeli przedmiot ma być wymiarowany we współrzędnych obrabiarki, wówczas w pierwszej kolejności nanosi się na rysunek współrzędne elementów bazujących stołu frezarki i następnie „zgrzywa się” je z przyjętymi ba-

zami obróbkowymi elementu. W dalszej kolejności nanosi się wymiary przedmiotu.

Jeżeli zaś element zwymiarowano uprzednio w jakimś układzie współrzędnych, wówczas „zgrzywa się” oba układy (przedmiotu i obrabiarki) tak, aby przyjęte bazy obróbkowe elementu pokrywały się z odpowiednimi częściami ustalającymi na stole frezarki. W takim przypadku rysunek należy ponownie przewymiarować.

Dla zorientowania położenia przedmiotu w płaskim układzie współrzędnych trzeba określić jego dwa punkty. Zatem każdy element mocowany na płaszczyźnie musi mieć dwie bazy obróbkowe. Wzajemne położenie tych baz będzie dla każdego przedmiotu inne, wobec tego elementy ustalające na stole frezarki nie mogą być stałe lub musiałyby być ich nieskończona ilość — co jest oczywiście absurdalne. Zagadnienie to można rozwiązać dwiema drogami. Pierwsza — to ustalenie położenia przedmiotu względem współrzędnych obrabiarki za pomocą specjalnych przyrządów pomiarowych i następnie zamocowanie. Sposób ten jest niewygodny ze względu na dużą pracochłonność i stosunkowo małą dokładność. Druga — to skonstruowanie odpowiednich przyrządów uniwersalnych, które pozwoliłyby na zamocowanie elementu w dowolnym niemal położeniu, przy czym w każdym przypadku byłoby ono określone względem współrzędnych obrabiarki. Droga ta jest najdogodniejsza i daje najlepsze efekty.

Przyrządy takie zostały skonstruowane w dwu wariantach: Pierwszy wariant. W płycie przyrządu wykonane są wzdluzne rowki teowe oraz otwory. Przyrząd ustalany jest na kołku centrującym umieszczonym w środkowym rowku frezarki. Przy naturalnym położeniu stołu obrabiarki oś wrzeczona pokrywa się z osią kołka ustalającego. Położenie tego kołka w układzie współrzędnych obrabiarki jest znane. Po wykonaniu przyrządu mierzy się bardzo dokładnie położenie otworów oraz rowków teowych względem otworu pod kolek ustalający omawiany przyrząd na stole frezarki. Z kolei mając współrzędne tego kołka oblicza się współrzędne otworów i rowków w układzie współrzędnych obrabiarki. Otrzymane wyniki zapisuje się w specjalnej tabelce.

Na rys. 12 przedstawiono szkic takiego przyrządu. Rowki teowe oznaczone są liczbami rzymskimi od I do VI. Poszczególne otwory oznaczono systemem macierzy kwadratowej, to znaczy pierwsza cyfra w liczbie oznacza rząd otworów, druga — kolejny otwór w rzędzie.

Na rys. 13 przedstawiono kartę przyrządu: X_i, Y_i — współrzędne otworów w układzie obrabiarki Y_{ri} — współrzędne rowków teowych w kierunku osi Y.

Dla omawianego wariantu ustalenie elementu na płycie przyrządu będzie realizowane za pomocą dwu

kołków centrujących, z których jeden będzie zamocowany w jednym z otworów ustalających przyrządu, drugi w rowku teowym. Ponieważ kołek w rowku teowym można przesuwac wzdluz rowka, zatem można ustalac przedmioty o dowolnym niemal rozstawieniu otworów. Należy pamiętać tylko, że powierzchnia obrabiana przedmiotu musi mieścić się na powierzchni roboczej przyrządu. Dობór otworu, w którym umieści się kołek ustalający, będzie uzależniony od rozstawienia otworów bazujących, gabarytu elementu oraz zachowania minimalnego dobiegu narzędzia. Przyrządek, w którym byłaby możliwość zamocowania przedmiotu na dwu kółkach centrujących tak, aby wymiary tego przedmiotu-

KARTA PRYZRĄDU NR.....

Tabela wielkości charakterystycznych poszczególnych otworów pod kątki centrująco-bazujące

	Rząd 1 numer otworu					Rząd 2 numer otworu					Rząd 3 numer otworu					Rząd 4 numer otworu					Rząd 5 numer otworu				
	1	2	3	4	5	1	2	3	4	5	1	2	3	4	5	1	2	3	4	5	1	2	3	4	5
X_i	40	70	100	130	160	40	70	100	130	160	40	70	-	130	160	40	70	100	130	160	40	70	100	130	160
y_i	110	110	110	110	110	90	90	90	90	90	70	70	-	70	70	50	50	50	50	50	30	30	30	30	30
β_i	146° 30'	127° 00'	90° 00'	53° 30'	33° 16'	161° 40'	146° 30'	90° 00'	33° 30'	18° 20'	180° 00'	180° 00'	-	0° 00'	0° 00'	198° 20'	213° 30'	270° 00'	326° 30'	341° 40'	213° 30'	233° 00'	270° 00'	307° 30'	326° 30'
R_{xy}	72	50	40	50	72	48	25	25	48	72	60	30	-	30	60	48	25	25	48	72	72	50	40	50	72

Tabela wielkości rzędnych rowków teowych

Numer rowka teowego	Y_{ri} w mm
I	120
II	100
III	80
IV	60
V	40
VI	20

a =

b =

Rys. 13. Przykład karty przyrządu. Uwaga: wpisane w tabelkę wartości są tylko przykładowe, oparte na rys. 12

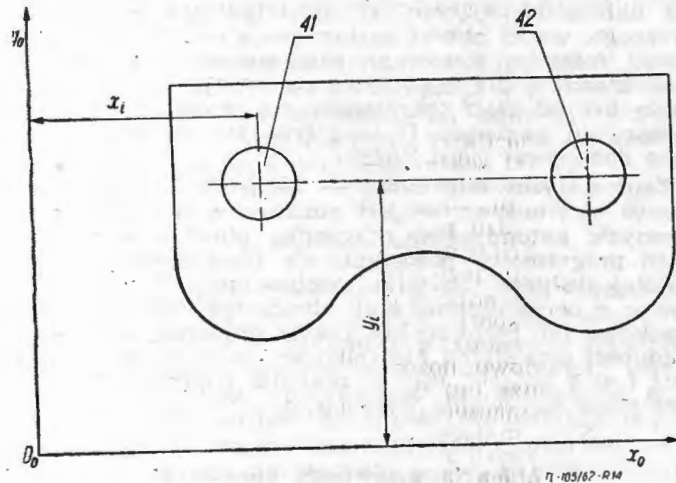
71-105/62-R13

tu były odpowiednio równoległe do osi X_0 i Y_0 , obrabiarki, w zasadzie się nie zdarzy. Sytuacja, w której byłoby to możliwe, może zaistnieć tylko w dwu przypadkach: a) otwory w przedmiocie leżą na jednej linii prostej równoległej lub prostopadłej do pozostałych wymiarów liniowych. Rozstawienie otworów równa się rozstawieniu otworów bazujących w płycie przyrządu (np. otworów 41 i 42 patrz rys. 14); b) otwory w przedmiocie są tak rozstawione, że po ustaleniu go na płycie przyrządu wymiary elementu są nadal równoległe do osi obrabiarki (patrz rys. 15). Są to wypadki szczególne, które w praktyce będą występowały bardzo rzadko. Można więc przyjąć, że we wszystkich przypadkach bazowania elementu na dwu otworach będzie istniała konieczność obrotu przyrządu.

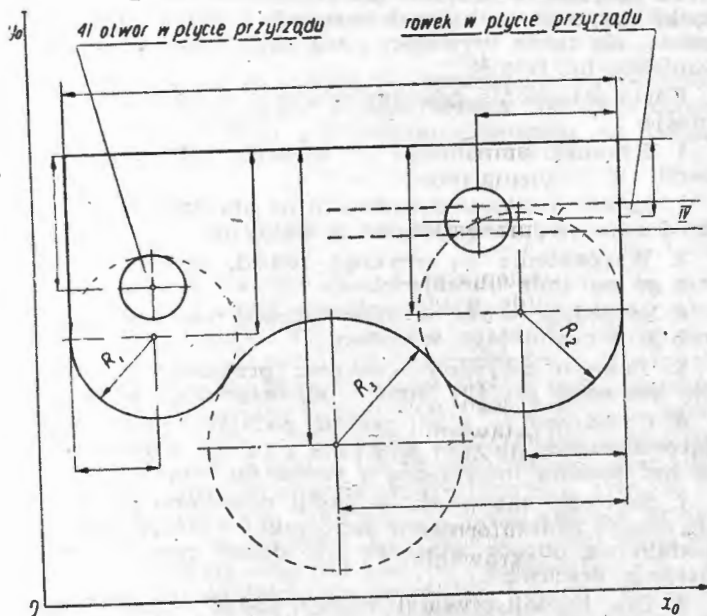
Na ogół będzie występowała sytuacja przedstawiona na rys. 16.

Wymiarowanie elementu w układzie obrabiarki jest w tym przypadku bardzo utrudnione ze względu na konieczność przeliczania wymiarów, które są nachylone pod kątem względem osi X_0 i Y_0 . Obliczenia takie byłyby nie tylko pracochłonne, ale i mogłyby powodować omyłki, które w efekcie doprowadziłyby do zmniejszenia dokładności wykonania elementu lub wręcz — spowodowania braków.

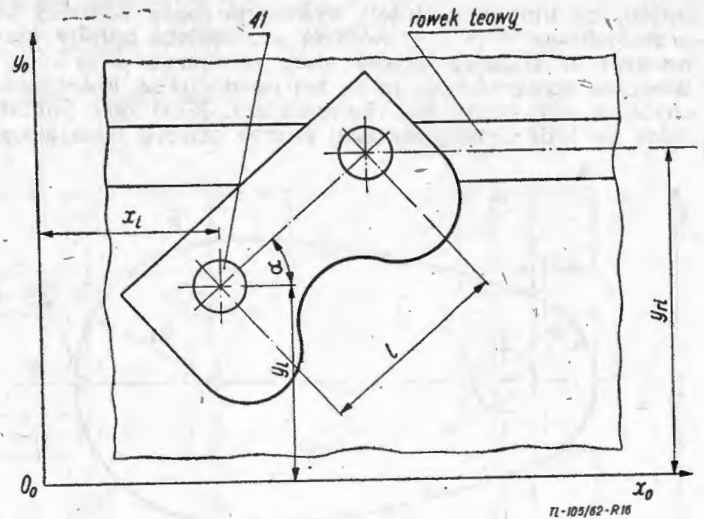
Narzuca się wprost, aby przedmiot sprowadzić przez obrót do położenia przedstawionego na rys. 17. Powiedzmy, że zgodnie ze wszystkimi warunkami omówionymi



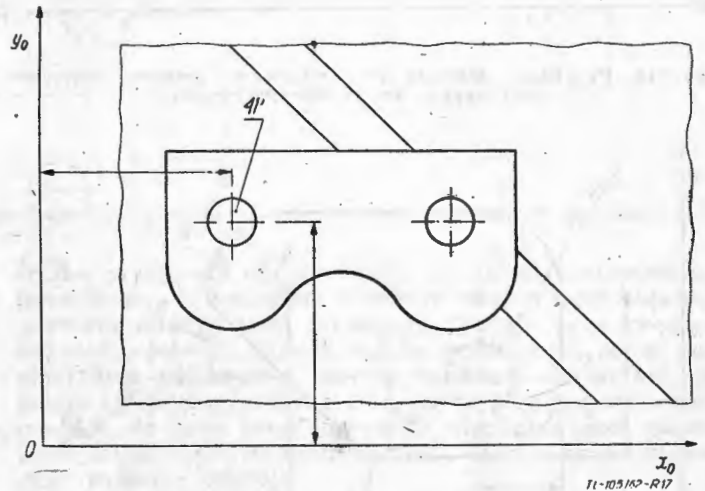
Rys. 14. Przykład ustalenia elementu na przyrządzie



Rys. 15. Przykład ustalenia elementu na przyrządzie



Rys. 16. Przykład ustalenia elementu na przyrządzie



Rys. 17. Położenie przedmiotu po obrocie przyrządu

poprzednio, najważniejszym otworem bazującym w przyrządzie okazał się otwór nr 41. Współrzędne tego otworu są znane, zatem bez żadnych trudności można obliczyć współrzędne powierzchni programowanej w układzie X_0, Y_0 obrabiarki. Łatwo jest więc zauważyć, że wystarczy obliczenie współrzędnych na obrocie tylko dla otworu 41.

Wzory na obliczenie współrzędnych otworu, w którym osadzony jest kolek centrujący, ustalający przedmiot, będą miały postać:

$$X'_i = a + R_{XY} \cdot (\cos \beta_i \pm a)$$

$$Y'_i = b + R_{XY} \cdot (\sin \beta_i \pm a)$$

Wielkości a, b, R_{XY}, β_i są stałe i podane dla każdego otworu w karcie przyrządu (rys. 13).

Kąt a jest to kąt, jaki tworzą poziome wymiary liniowe elementu z osią X_0 obrabiarki przed obrotem. Kąt ten należy obliczyć bardzo dokładnie. Kierunek obrotu przyrządu o kąt a wynika z usytuowania przedmiotu, a więc dla przykładu przedstawionego na rys. 16 przyrząd należy obrócić — kątem a w kierunku zgodnym ze wskazówkami zegara. Rys. 17 przedstawia stan po obrocie. Jak widać, obliczenie współrzędnych powierzchni programowanej nie przedstawia teraz żadnej trudności.

Przedmioty, które posiadają tylko jeden otwór (który można wykorzystać do ustalenia), ustala się na płycie przyrządu w układzie współrzędnych obrabiarki w sposób przedstawiony na rys. 18. Według naciętej bazy katowej K , ustawia się przedmiot w odpowiednie położenie katowe na płycie przyrządu za pomocą specjalnego urządzenia (nie będzie tu opisywane), ustalanego w najbliższym otworze, łączącym poza konturem przed-

miotu, na linii $s-s$. Jeżeli wykonanie bazy kątowej na przecięciu osi $s-s$ z krawędzią przedmiotu byłoby niemożliwe ze względu na zbyt duże pochylenie krzywizny, wówczas wykonuje się ją na tej powierzchni, której pochylenie krzywizny jest najmniejsze. Musi ona jednak leżeć na linii prostej łączącej środek otworu bazującego

kątowych. W przypadkach tych przy wykonywaniu elementów z płyt, można przewidzieć także specjalne otwory technologiczne dla ustalenia przedmiotu na płycie przyrządu w układzie X_0, Y_0 .

Jeżeli kontur powierzchni programowanej stanowi tylko część obwodu elementu, wówczas jako bazę kątową można wykorzystać płaszczyznę przedmiotu. Sposoby ustalenia są, w tym przypadku, technologom doskonale znane.

Drugi wariant przedstawiono na rys. 21. Różni się od poprzednio omawianego przyrządu tylko tym, że posiada rowki teowe wzdłuż i w poprzek przyrządu, a otwory ustalające są wewnątrz rowków. Przedmiot ustalany jest na trzpieniu osadzonym w specjalnej ruchomej oprawce przesuwającej się w rowku teowym. Oprawka z kolei ustalana jest w żądanym położeniu na otworze znajdującym się w rowku teowym. Współrzędne tych otworów i rowków w układzie X_0, Y_0 podane są w odpowiedniej karcie przyrządu. Sposób ustalania, mocowania i obliczania współrzędnych powierzchni programowanej przedmiotu w układzie X_0, Y_0 jest taki sam, jak opisano w wariantcie pierwszym.

Powyższe sposoby ustalania przedmiotu w układzie X_0, Y_0 obrabiarki nie obejmują oczywiście całości zagadnienia, będą jednak stosowane w większości przypadków. Ustalenie przyrządu specjalnego względem X_0, Y_0 , jeżeli będzie wymagał tego charakter przedmiotu, nie przedstawia większych trudności. Przyrządów takich należy jednak unikać ze względu na wzrost kosztów produkcji przy ich zastosowaniu. Prowadzone są prace nad przyrządami typu magnetycznego, napotykać one jednak na duże trudności (konieczność izolacji układu sterującego od oddziaływania pola magnetycznego, wąski zakres zastosowania — tylko dla stali). Jeżeli frezarka sterowana programowo jest specjalnie projektowana dla tego typu sterowania, wówczas stół może być od razu przyrządem, na przykład takim, jak opisany w wariantcie II — z tym, że nie można wówczas dokonywać jego obrotu.

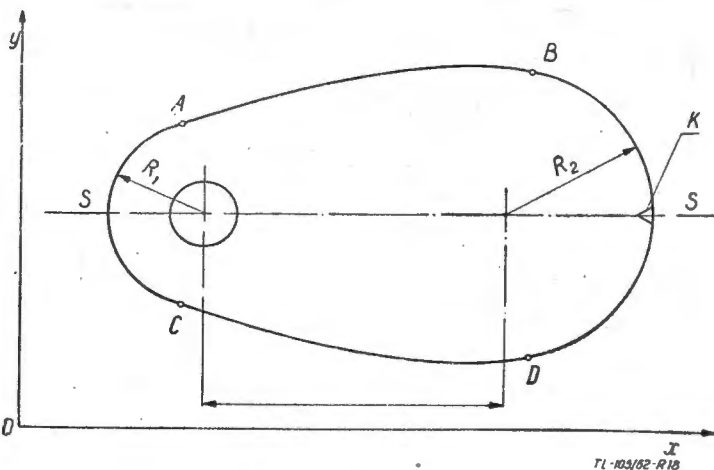
Zautomatyzowanie cyklu — założenie — zdjęcie elementu — transport — jest możliwe w liniach automatycznych, natomiast w przypadku obrabiarek sterowanych programowo pozostanie się prawdopodobnie przy ręcznej obsłudze lub tylko mechanizacji. Wynika to zarówno z przeznaczenia tych obrabiarek (produkcja jednostkowa lub małoseryjna, często zmienna), jak i samej trudności ustawienia nie tylko w trzech współrzędnych, lecz i w 3 kątach. Jest to znacznie trudniejsze niż nawet samo sterowanie obrabiarką.

7. Karta ustawienia obrabiarki

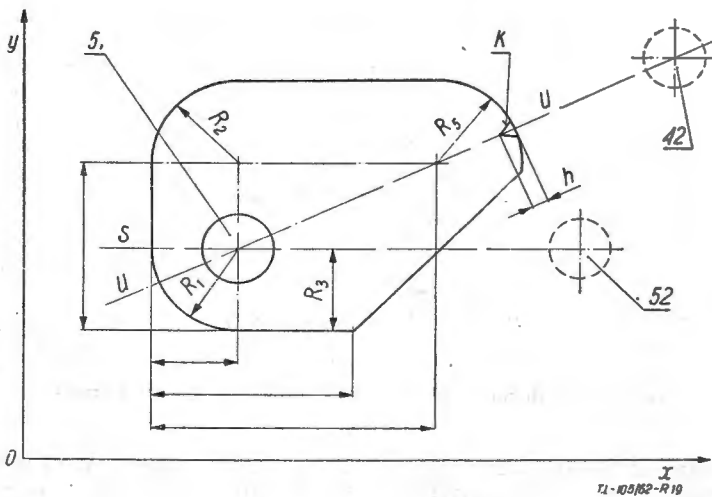
Obróbka elementów bez takiej karty, przy istnieniu tylko programu, jest na razie niemożliwa. Ustawiacz oraz operator pracujący na obrabiarce musi znać nie tylko warunki, z których wychodził technolog-programista, ale także czynności i warunki, które nie zostały zapisane na taśmie.

Karta ustawienia powinna zawierać następujące informacje:

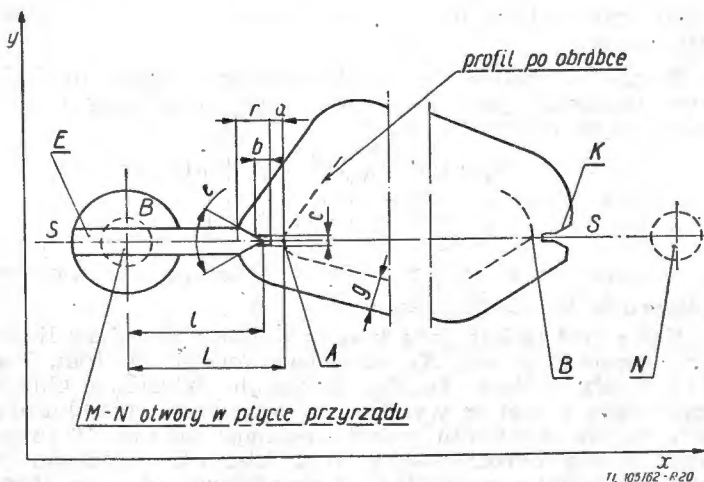
1. Rysunek przedmiotu — właściwy dla danej operacji.
2. Sposób ustalenia przedmiotu na obrabiarce, na przykład odpowiednie współrzędne, kąty itp.
3. Wyposażenie — przyrząd, rodzaj, sposób ustawienia go na stole obrabiarki.
4. Narzędzie — typ, wymiar oprawki mocującej. Informacja o czasie jego wymiany.
5. Dane o ustawieniu zakresu przesuwu pionowego (w kierunku osi Z). Numer odpowiedniego przyrządu.
6. Chłodziwo — jeżeli pompa podająca ciecz smarującą-chłodziącą nie jest włączona z taśmy, wówczas musi być podana informacja o czasie jej włączenia.
7. Szybkość skrawania — jeżeli wrzeczono nie posiada ciągłej zmiany obrotów sterowanej z taśmy, wówczas podaje się obroty właściwe dla danej operacji, które ustawia pracownik.
8. Dla każdej operacji należy podać numer taśmy. Szczególnie ważne, gdy program jest realizowany za pomocą kilku lub kilkunastu taśm.



Rys. 18. Przykład ustalenia przedmiotu z jednym otworem ustalającym na płycie przyrządu



Rys. 19. Przykład ustalenia przedmiotu z jednym otworem ustalającym na płycie przyrządu

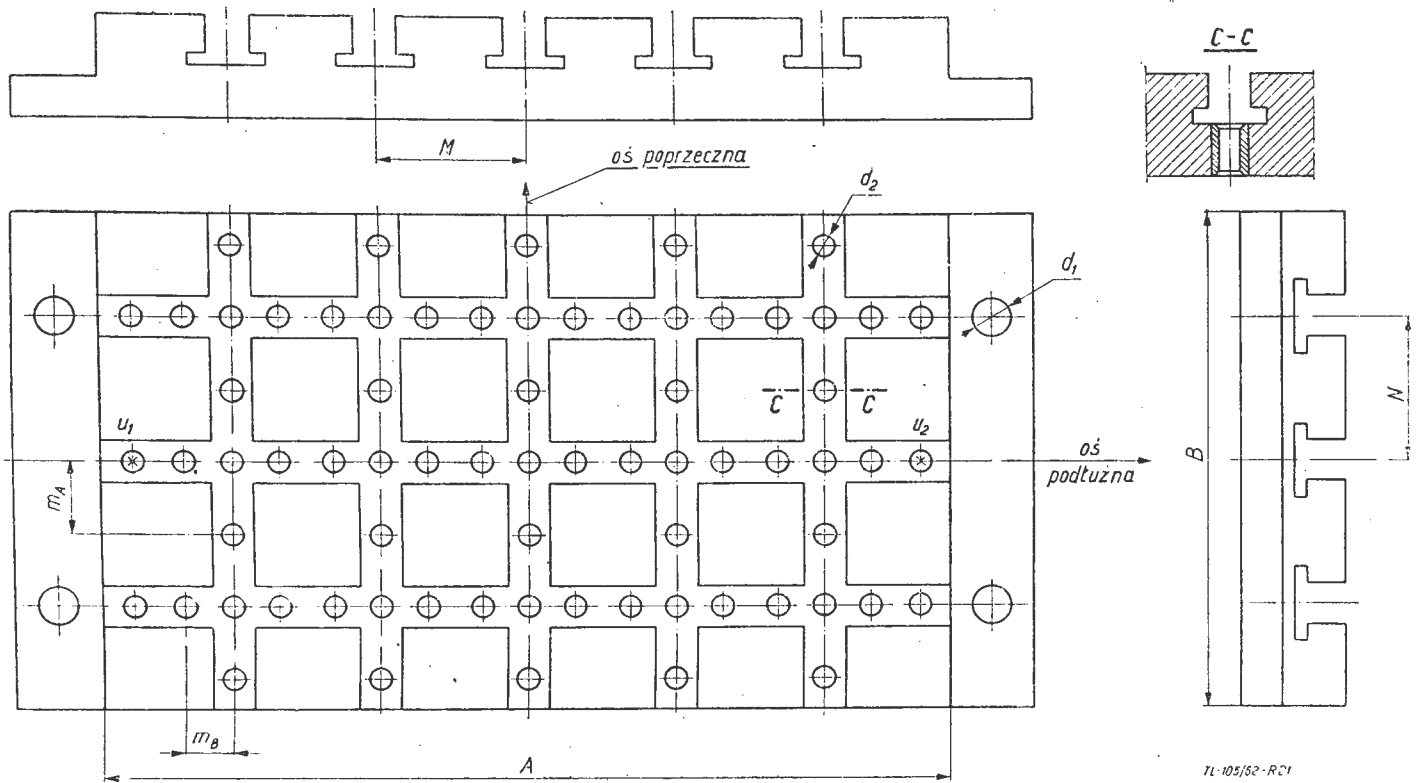


Rys. 20. Przykład ustalenia przedmiotu bez otworów ustalających na płycie przyrządu

elementu ze środkiem odpowiedniego otworu w przyrządzie, leżącego poza konturem elementu (patrz przykład na rys. 19).

Przykład mocowania przedmiotu bez otworów przedstawiono na rys. 20.

W obu powyżej przedstawionych przypadkach należy unikać obrotu przyrządu przez odpowiedni dobór baz



Rys. 21. Drugi wariant przyrządu uniwersalnego do ustalenia elementów obrabianych na frezarce sterowanej programowo

Obok karty ustawienia należałoby wprowadzić, szczególnie w pierwszym etapie stosowania obrabiarek sterowanych programowo w przemyśle, dziennik obrabiarki — w którym byłyby notowane czasy pracy obrabiarki oraz uwagi odnośnie jej eksploatacji.

8. Kontrola obróbki

Zapewniona jest w zasadzie przez układ pomiarowo-kontrolny. Proces technologiczny przedmiotów obrabianych w całości na obrabiarkach sterowanych programowo nie zawiera kontroli międzyoperacyjnej, jedynie kontrolę ostateczną sprowadzoną do niezbędnego minimum. Wszelkie możliwe błędy należy przewidzieć w trakcie układania samego programu, który musi być — ze wzrostem żądanej dokładności — odpowiednio dokładniej opracowany i realizowany. Dokładność obliczenia samego programu (drogi narzędzia) jest w zasadzie dowolnie wysoka, zwiększenie jej wpływa jedynie na wzrost objętości operacji matematycznych (co jest zresztą bardzo istotne — przedłuża się bowiem czas pracy maszyny liczącej).

W kontroli ostatecznej są już obecnie stosowane przyrządy kontrolne, które bardzo szybko mierzą element i otrzymane wyniki porównują z zapisem na taśmie magnetycznej.

9. Inne informacje

Przy programowaniu należy mieć na uwadze, że praca maszyny liczącej przebiega według wcześniej założonej w niej logiki. Nie jest ona zatem przystosowana do dowolnych obliczeń według wprowadzonych danych. Dlatego technolog programujący proces technologiczny przedmiotu powinien uwzględniać wewnętrzną logikę maszyny liczącej, w przeciwnym przypadku mogą powstać błędy. Na przykład błąd może zaistnieć przy niewłaściwym programowaniu okręgu. Rzecz w tym, że — jak już wspomniano poprzednio — dla zadania okręgu należy podać współrzędne jego środka i dwu punktów przejścia, między którymi jest on poprowadzony — to w przypadku obróbki pełnego okręgu koniec i początek pokrywa się. Maszyna licząca pracuje w taki sposób, że jeżeli współrzędne początku i końca obróbki pokrywają

się (w przypadku okręgu każdy punkt jest jednocześnie początkiem i końcem), wówczas nie będzie obliczać wartości między tymi punktami. Dlatego przy programowaniu pełnego okręgu należy przedstawić go w postaci dwu półokręgów, aby w punktach ich styku nie zaszło zwolnienie posuwu. Podobnych przykładów świadczących, że przy programowaniu niezbędna jest znajomość logiki maszyny oraz jej możliwości, można przytoczyć znacznie więcej.

Należy zaznaczyć, że obok wymienionych w poprzednich punktach danych, do programu wprowadza się dodatkowe rozkazy, uwarunkowane specyfiką pracy maszyny liczącej. Na przykład „opróżnić wszystkie rejestry pamięci”, „zapamiętać informację”, itp.

Po wypełnieniu karty przedstawionej na rys. 4, przekazuje się ją operatorowi, który za pomocą perforatora zapisze informacje zawarte w karcie na taśmie dziurkowanej w kodzie: dwójkowym, dziesiętnym lub dwójkowo-dziesiętnym (zależnie od maszyny cyfrowej i przyjętego systemu sterowania).

10. Eksploatacja obrabiarek sterowanych programowo

Przy ustawianiu obrabiarki sterowanej programowo na fundamencie większą uwagę należy zwrócić na dokładność jej wypoziomowania. Układy sterujące pracują bez zakłóceń w bardzo szerokim zakresie temperatur (od -10°C do $+40^{\circ}\text{C}$), nie ma więc potrzeby stosowania klimatyzacji, z wyjątkiem oczywiście obrabiarek o najwyższej dokładności. Układy sterujące są natomiast wrażliwe na drgania, szczególnie układy pomiarowe. Zatem amortyzacja i miejsce na ustawienie muszą być dobrane bardzo starannie, aby w maksymalnym stopniu uniknąć wpływu drgań zewnętrznych na obrabiarkę.

Plan kontroli profilaktycznej obrabiarek sterowanych programowo musi być bardzo ściśle przestrzegany. Każda obrabiarka powinna posiadać program kontrolny, nagrany na taśmie magnetyczną. Program ten, zgodnie z planem przeglądów profilaktycznych, jest okresowo zakładany na obrabiarkę. Przy jego pomocy sprawdza się prawidłowość reagowania obrabiarki na sygnały sterujące, określa się prędkość tej reakcji, a także kontroluje się, czy błędy statyczne i dynamiczne nie wykraczają poza wielkości dopuszczalne. Zapis kontrolny

pozwała także na bardzo dokładne określenie innych charakterystyk roboczych obrabiarki, wynikających z narzuconych jej wymagań.

Konserwacja i przeglądy obrabiarek sterowanych programowo pochłaniają więcej czasu aniżeli obrabiarek konwencjonalnych. Do czasu przeznaczanego na konserwację mechanizmów napędowych (przekładnie, prowadnice itp.), który dla obu rodzajów obrabiarek jest prawie taki sam, dochodzi czas na przeglądy i wymianę elementów układu elektronicznego. Układ sterujący powinien więc dzielić się na niewielką ilość szybko wymiennych bloków. Pozwoli to w wypadku awarii lub planowej konserwacji wymienić uszkodzony czy zużyty element bez zbędnych przestojów obrabiarki.

Przy odpowiedniej konserwacji obrabiarka sterowana programowo powinna w 99 na 100 wypadków pracować bez remontów i uszkodzeń około 20 lat.

Można przypuszczać, że w fabryce przyszłości posiadającej znaczną ilość obrabiarek sterowanych programowo wszystkie te obrabiarki będą połączone przewodami z centralnym ośrodkiem dyspozycyjno-sterującym wyposażonym w perforatory, czytniki, urządzenia do przegrtywania taśm, maszyny liczące itp. Program sporządzony w tym ośrodku będzie przekazywany odpowiednim przewodem bezpośrednio do obrabiarki.

Przy sporządzaniu programów sterujących na maszynie liczącej najbardziej pracochłonną operacją jest przygotowanie algorytmów dla obliczenia drogi narzędzia. Aby uniknąć wykonywania tej czynności dla każdego przedmiotu, obecnie dąży się do stypizowania konturów. Jedną z amerykańskich firm lotniczych zestawiała elementy kadłuba i szablony w albumach konturów, które są wykorzystywane przy programowaniu. Mając tego rodzaju albumy algorytmy układu się tylko dla tych elementów konturu, które różnią się od stypizowanych.

Optymalne wykorzystanie obrabiarek sterowanych programowo jest możliwe przy odpowiedniej organizacji przedsiębiorstwa. Zmieni się wówczas obecna struktura opierająca się na wydziałach, na bardziej elastyczną, której podstawą będą brygady inżynierjno-techniczne.

Trudno omówić w ramach jednego artykułu wszystkie zagadnienia związane z zastosowaniem obrabiarek sterowanych programowo nawet trudno jest wszystkie je wymienić. Jedno jest niewątpliwe, że sterowanie obejmuje obecnie wszystkie typy obrabiarek, począwszy od młotów i pras do frezarek ze sterowaniem ciągłym, co stwarza coraz to nowe problemy i możliwości. Większość problemów konstrukcyjnych i technologicznych z tym związanych jest jeszcze nie rozpracowana.

11. Kadry

Wbrew szeroko rozpowszechnionemu mniemaniu, systemy sterowania programowego są niejednokrotnie znacznie prostsze od obrabiarek, na których są zainstalowane. Obsługa tych systemów nie nastęrcza żadnych trudności.

Prostsze układy, realizujące tylko przemieszczenie suportów lub stołu do zadanego punktu po linii prostej (sterowanie odcinkowe), można obsługiwać posługując się tylko instrukcją obrabiarki. W tym przypadku znaczna część programowania może być wykonana przez operatora, obsługującego obrabiarkę.

Ułożenie programu dla obrabiarek sterowanych programowo nie wymaga w większości przypadków posiadania wyższego wykształcenia. Znajomość wyższej matematyki jest niezbędna przy programowaniu pracy obrabiarek specjalnych (o bardzo złożonym cyklu) oraz wyposażonych w układy sterowania ciągłego.

Podstawą dobrej obsługi oraz rozumienia pracy systemu sterowania programowego jest znajomość zasad jego działania oraz samej obrabiarki. Budowę układu oraz poszczególne jego elementy muszą znać przede wszystkim konserwatorzy wykonujący naprawy oraz okresowe przeglądy.

Najlepsze wyniki w produkcji można osiągnąć przez organizowanie brygad, obsługujących obrabiarki ze sterowaniem programowym. Brygady takie powinny składać się z technologów, konstruktorów, programistów,

operatorów i konserwatorów. Wszyscy członkowie takich brygad powinni być wspólnie przeszkoleni na odpowiednim kursie tak, aby ich współpraca była jak najściślejsza.

Kurs taki powinien obejmować: zasady pracy systemów sterowania, sposób przygotowania rysunku obrabianego przedmiotu, opracowanie programu, programowanie pracy maszyny liczącej, sporządzenie podprogramów, sporządzenie nośnika programu (taśmy lub karty dziurkowanej, taśmy magnetycznej) dla sterowania obrabiarką, obchodzenie się z nośnikami programu, konstrukcję obrabiarki, obsługę, profilaktyczne sprawdzanie obrabiarki, remont i wymiana odpowiednich części układu sterowania.

Kursy takie trwają na ogół powyżej dwu miesięcy i są prowadzone, na przykład w Stanach Zjednoczonych, przez odpowiednie placówki oraz wyższe uczelnie.

Czas trwania kursu i jego program będzie zależał od systemu sterowania i obrabiarki. Zrozumiałe jest, że w przypadku prostych systemów sterowania, na przykład sekwencyjnych i odcinkowych, proces przygotowania kadr będzie znacznie krótszy.

Proces przygotowania kadr głównie inżynierjno-technicznych w USA, Anglii, Francji, NRF, ZSRR jest bardzo intensywny. Do krajów tych dołącza się obecnie Czechosłowacja, która zaczyna wprowadzać na szeroką skalę sterowanie sekwencyjne i odcinkowe obrabiarek. W wyżej wymienionych krajach plany produkcji obrabiarek ze sterowaniem programowym nakreślone są bardzo szeroko, na przykład w USA do 1970 r. większość obrabiarek ma być wyposażona w odpowiednie systemy sterujące. Zarówno w USA, jak i w ZSRR prowadzone są prace nad sterowaniem linii automatycznych z kart dziurkowanych lub taśm magnetycznych.

W warunkach polskich kształceniem kadr powinny zająć się odpowiednie branżowe ośrodki automatyzacji, wyższe uczelnie lub instytuty resortowe.

Przy coraz szerszym wprowadzaniu automatyki do fabryk, zmieni się w sposób zasadniczy ich struktura demograficzna. Będzie rosła kadra inżynierjno-techniczna; wzrośnie ilość specjalistów takich jak: automatycy, elektronicy, matematycy — których nie zatrudnia jeszcze dzisiaj większość zakładów produkcyjnych. Zmalaje natomiast bardzo znacznie liczba pracowników zatrudnionych w bezpośredniej produkcji.

Nowoczesne metody wytwarzania stworzyły także zapotrzebowanie na nowy typ inżyniera mechanika i technologa, który powinien posiadać znacznie szersze podstawy teoretyczne niż obecnie.

Do tego rodzaju zmian oraz do jak najszerszego wprowadzenia automatyki zakłady produkcyjne powinny przygotowywać się już dzisiaj.

12. Zakończenie

Właściwe przygotowanie części technologicznej programu wymaga ścisłej współpracy konstruktorów, technologów, narzędziowców itp.

Niedopuszczalne jest, aby fabryki stosowały tak zwaną „swoją technologię”.

Cały cykl przygotowania programu powinien być opracowany przez fabrykę przed wprowadzeniem obrabiarek sterowanych programowo do produkcji. W innym przypadku należy liczyć się z tym, że nie osiągnie się założonych efektów.

Niewątpliwe jest, że istnieje jeszcze cały szereg problemów technologicznych, wynikających z zastosowania omawianych obrabiarek, które należy rozwiązać. Rozpracowanie ich będzie możliwe, gdy będzie się dysponować odpowiednim materiałem doświadczalnym.

Powyższe omówienie etapu technologicznego programowania ma oczywiście charakter ogólny. Przedstawiono w nim główne problemy oraz kolejność opracowywania. Na szczegółowe opracowanie sporządzone dla określonego typu sterowania i obrabiarki będzie składało się szereg instrukcji, określających dokładnie tok postępowania przy programowaniu.

Instrukcje takie są w opracowaniu.

Pomiar oraz analiza hałasu i drgań

Część I

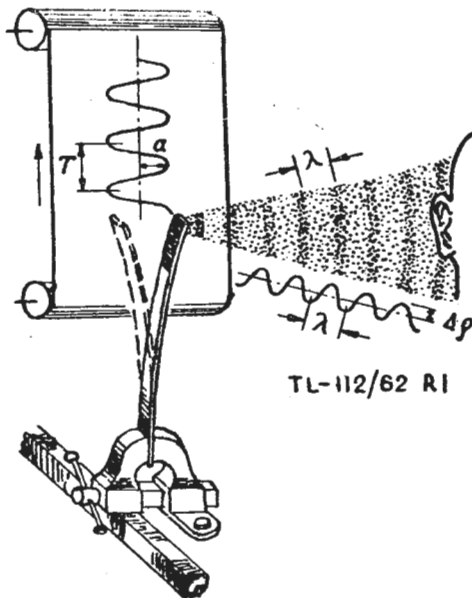
1. Wstęp

Olbrzymi wzrost uprzemysłowienia i mechanizacji w różnych dziedzinach gospodarki posiada uboczną cechą ujemną w postaci wywoływanego hałasu i wibracji dźwiękowej. Zjawisko hałasu i wibracji dźwiękowej na przestrzeni ostatnich lat, w kraju i za granicą, stało się szczególnie popularnym tematem społecznym. Problem ten poruszają codzienne czasopisma, szereg czasopism naukowych i technicznych, specjalistyczne wydawnictwa naukowe i techniczne. Nad problemem hałasu i wibracji dźwiękowej oraz urządzeniami i metodami zapobiegającymi ujemnym wpływom ich oddziaływania na organizm obradują teoretycy i praktycy różnych dziedzin nauki, bardzo często na szczeblu międzynarodowym.

Wśród całej gamy problemów związanych z hałasami i wibracją dźwiękową należy wyróżnić bardzo istotne zagadnienie pomiaru i analizy, szczególnie aktualne w warunkach krajowych, a zwłaszcza w dziedzinie hałasów lotniczych.

2. Wiadomości wprowadzające

W przyrodzie i technice oddziaływanie jakiegokolwiek zewnętrznej lub wewnętrznej siły pobudzającej na stałe, płynne lub gazowe ciało sprężyste powoduje drgania mechaniczne cząsteczek wewnętrznych tego ciała. Powstające drgania oddziałują na otaczające dane ciało powietrze, przez wydzielanie do ośrodka otaczającego energii o określonej wielkości. Energia ta bardzo często jest przyczyną powstania i rozprzestrzeniania się w swobodnej atmosferze sprężystych fal powietrznych, które są odbierane przez nas jako dźwięk. Powstają one wówczas, jeżeli w ośrodku powietrznym istnieje ciśnienie jednej atmosfery. Na rys. 1 przedstawiono graficznie



Rys. 1. Ruch drgający, jego powstawanie i parametry

nie ruch drgający fali powietrznej w postaci sinusoidy, z której można określić podstawowe parametry fizyczne. Z rysunku tego wynika, że dźwiękowa fala powietrzna składa się z dwóch periodycznych warstw, a mianowicie ze zgęszczonej warstwy wywoływanej działaniem ciśnienia przez ciało drgające i warstwy rozrzedzonej.

Poniżej omówiono podstawowe parametry fizyczne ruchu drgającego fal powietrznych, wykorzystywane w dalszej treści artykułu (rys. 1).

Amplituda drgań (a) jest to największe odchylenie od stanu swobodnego, mierzone w milimetrach. Amplituda drgań rzutuje na wielkość największego przyrostu ciśnienia powietrznego, powstającego pod wpływem działania impulsu mechanicznego.

Ciśnienie powietrzne (Δp), nazywane również ciśnieniem dźwiękowym lub akustycznym, jest to różnica pomiędzy rzeczywistym ciśnieniem fali dźwiękowej p i ciśnieniem atmosferycznym p . Jednostką pomiarową ciśnienia dźwiękowego jest $\mu \text{ bar} = 1 \text{ dyna/cm}^2$ (w przybliżeniu 0,000001 ciśnienia atmosferycznego, czyli ciśnienie równe 1 mg/cm^2)¹⁾.

Długość fali (λ) jest to odległość pomiędzy dwoma punktami, umieszczonymi symetrycznie na dwóch sąsiednich falach dźwiękowych, które dokonały jednego pełnego cyklu. Jednostką pomiarową długości fali jest miara liniowa.

Okres (T) jest to czas, w którym nastąpił jeden pełny cykl drgań. Jednostką pomiarową okresu jest sek.

Częstotliwość drgań fali dźwiękowej jest to ilość okresów powtarzających się w ciągu sek. Jednostką pomiarową częstotliwości jest herc (Hz). Jeden Hz odpowiada jednemu drganiu w ciągu sekundy. Ilość drgań określa ton dźwięku.

Długość fal dźwiękowych jest wielkością zależną od częstotliwości drgań. Im częstotliwość drgań jest większa, tym krótsza jest długość fali. Przy najmniejszej liczbie drgań długość fali powietrznej posiada maksymalną wielkość, dlatego też dźwięki o wysokiej częstotliwości nazywa się krótkofalowymi, zaś dźwięki o niskiej częstotliwości — długofalowymi. Zależności pomiędzy częstotliwością i długością fali, przy temperaturze $t = 20^\circ \text{C}$ podaje tabela 1.

TABELA 1

Częstotliwość w Hz	50	100	200	300	500	1000	2000	3000	5000	10000
Długość fali w cm ($t = 20^\circ \text{C}$)	680	340	170	113	68	34	17	11,3	6,8	3,4

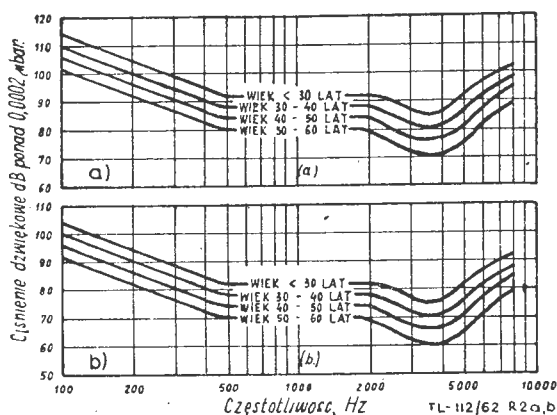
Intensywność albo siła dźwięku jest pojęciem fizycznym, dającym ocenę siły dźwięku pod względem energii, którą przenosi powietrzna lub dźwiękowa fala. Za jednostkę pomiarową intensywności przyjmuje się ilość energii, wyrażoną w ergach, przepływającej w czasie 1 sek przez 1 cm^2 powierzchni prostopadłej do kierunku fali dźwiękowej. Intensywność albo siłę dźwięku mierzy się w $\text{erg/cm}^2 \text{ sek}$ lub $\text{W/cm}^2 = 10 \text{ erg/cm}^2 \text{ sek}$.

3. Potrzeba prowadzenie pomiarów i analizy dźwięków i hałasów oraz wibracji dźwiękowej

a. Zagadnienia fizjologiczne. Ucho ludzkie, spełniające rolę organu odbioru drgań dźwiękowych, posiada ograniczony zakres czułości pod względem częstotliwości i intensywności odbieranych drgań. Na podstawie przeprowadzonych doświadczeń ustalono, że czułość ucha ludzkiego zależy przede wszystkim od często-

¹⁾ W literaturze zachodniej ciśnienie dźwiękowe określa się w mikrobarach. W literaturze radzieckiej wielkość 1 dyna/cm^2 określa się barem akustycznym. Jednakże w wypadkach, gdy wielkość ta nie może budzić żadnych wątpliwości, słowo akustyczny jest opuszczane i bardzo często można spotkać określenie bar.

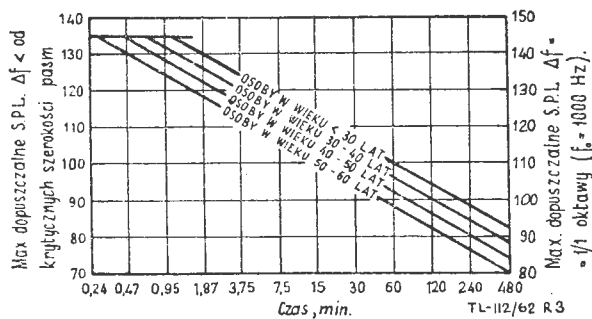
tlivości dźwięku i reaguje na dźwięki o częstotliwości drgań zawartych w granicach od 16—20 Hz do 16—20 000 Hz (16—20 kHz), jeżeli ciśnienie akustyczne fali dźwiękowej przekracza najmniejszą granicę nazwaną progiem słyszalności (rys. 4). Czułość ucha jest bardzo duża dla średnich częstotliwości, np. przy częstotliwości



Rys. 2. Kryterium niebezpieczeństwa uszkodzeń, opracowane przez dra Krytera

drgań 1000 Hz, dla wywoływania uczucia słuchowego wystarczy ciśnienie akustyczne fali dźwiękowej 2.10^{-4} dyn/cm², podczas gdy przy częstotliwości poniżej 40 Hz lub powyżej 15 kHz do wywoływania takiego uczucia wymagane jest ciśnienie akustyczne około 1 dyn/cm². Ucho ludzkie jest najbardziej czułe przy częstotliwości dźwięku w granicach od 1 do 5 kHz (rys. 4). Przeważające badania wykazały, że ucho ludzkie nie odczuwa w zasadzie mniejszych częstotliwości drgań od wyżej przytoczonej dolnej granicy, natomiast górna granica odczuwalności zależy od właściwości i wieku danego ucha, przy czym dla młodych ludzi osiąga 20 kHz i progresywnie zmniejsza się z wiekiem do 12 kHz. Przy długotrwałym oddziaływaniu intensywnych hałasów górna granica czułości słuchu może obniżyć się do 5—6 kHz. Z drugiej strony stwierdzono, że dźwięki o częstotliwości aż do 200 kHz doprowadzone do ślimaka ucha wewnętrznego, z pominięciem ucha zewnętrznego i środkowego, są słyszalne przez zdrowego człowieka. Wynika to z tego, że energia fali głosowej jest w bardzo poważnym stopniu pochłaniana przez ucho środkowe. W efekcie tego, czułość organu słuchowego na wysokie tony szybko maleje i np. z uwagi na 100% pochłanianie przez ucho środkowe ultradźwięków, są one niesłyszalne.

Na rys. 2 a i b przedstawiono proponowane przez Krytera kryterium niebezpieczeństwa uszkodzeń organów słuchu w zależności od wieku. Krzywe przedstawione na rys. a dotyczą kryterium niebezpieczeństwa uszko-



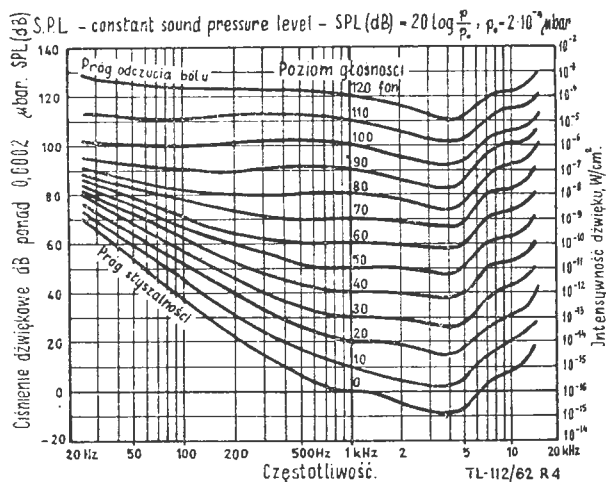
Rys. 3. Kryterium niebezpieczeństwa uszkodzeń dla krótkotrwałych oddziaływań, opracowane przez dra Krytera

żeń dla szerokiego pasma hałasu zmierzonego w oktawie, dla organu słuchu wystawionego na działanie w ciągu 8 godzin. Krzywe przedstawione na rys. b dotyczą kryterium niebezpieczeństwa uszkodzeń wywołanych przez działanie czystych tonów lub krytycznych pasm hałasu.

Na rys. 3 przedstawiono krzywe proponowanego kryterium (Kryter) niebezpieczeństwa uszkodzeń dla krótkotrwałego wystawienia organu słuchu na działanie hałasu trwającego w ciągu 8 lub mniejszej ilości godzin. W kryterium tym, podobnie jak z poprzednim parametrem, jest wiek. Z prawej strony wykresu przedstawiono rzędne, stosowane dla dźwięków, w celu uzyskania szerokości pasm większych od pasma krytycznego. W kryterium tym natężenie ciśnienia dźwiękowego nie może przekraczać 135 dB w żadnym wypadku oddziaływania na organ słuchu czystych tonów lub krytycznych pasm widma hałasu, względnie 145 dB dla oktawy pasm hałasu.

Gdyby ucho ludzkie było bardziej czułe, wówczas stałoby się nieprzydatne dla potrzeb człowieka, gdyż odbierałoby ono ruch molekuł powietrza i bez przerwy przyjmowałoby oddziaływanie przeszkadzających szmerów i hałasów. Przy niskich częstotliwościach układ kosteczek słuchowych przestaje pracować jako dźwignia kątowa, lecz drga w kierunku najmniejszego oporu, w wyniku czego czułość ucha poważnie zmniejsza się. Właściwość ta jest niezbędna i dzięki temu stają się niesłyszalne dla ucha szumy powodowane przez przepływ w krwi, bicie serca i stale istniejące drgania o niskiej częstotliwości organizmu. Przy wysokich częstotliwościach opór inercji układu kosteczek słuchowych staje się coraz bardziej zauważalny i powoduje spadek czułości ucha.

Zakres słyszalności dźwięków przez ucho ludzkie ogranicza się nie tylko podanymi granicami częstotli-



Rys. 4. Krzywe równych poziomów głośności Fletchera

wości drgań, lecz również określonymi wielkościami ciśnienia akustycznego fali dźwiękowej względnie natężenia (intensywności) dźwięku. Na rys. 4 przedstawiono wykres, na którym dwie krzywe zewnętrzne określają graniczne wielkości ciśnienia akustycznego fali dźwiękowej w zakresie dźwięków słyszalnych.

Dolna krzywa tego wykresu odpowiada progowi słyszalności, zaś górna krzywa progowi odczucia bólu. Rozpatrując krzywą progów słyszalności należy stwierdzić, że w zakresie częstotliwości 1—5 kHz jest mniejsza wartość ciśnienia (przyjęto umownie dla częstotliwości 1 kHz ciśnienie dźwiękowe:

$P_0 = 0,0002 \mu \text{ bar} = 2 \cdot 10^{-4} \text{ dyn/cm}^2$, siła dźwięku $I_0 = 10^{-16} \text{ W/cm}^2$, jak to przedstawiono na wykresie rys. 8), potrzebnego do usłyszenia dźwięku (pobudzenia normalnej pracy ucha). W miarę oddalania się od podanego zakresu częstotliwości na lewo lub prawo (na osi odciętych) następuje (na osi rzędnych) poważny wzrost ciśnienia dźwiękowego, niezbędnie potrzebnego do odebrania dźwięku. Świadczy to o zmniejszeniu się czułości ucha na innych częstotliwościach drgań. Dźwięki, których wielkości ciśnienia akustycznego przekraczają dla poszczególnych częstotliwości wielkości ciśnienia progów odczucia bólu (przyjęto dla częstotliwości 1 kHz ciśnienie dźwiękowe:

$P_0 = 200 \text{ bar} = 2 \cdot 10^2 \text{ dyn/cm}^2$, siła dźwięku $I_0 = 10^{-4} \text{ W/cm}^2$, patrz rys. 4, mogą spowodować krwotoki uszne, zawroty

głowy, duszności i uszkodzenie lub nawet zniszczenie aparatu słuchowego, równoznaczne z utratą słuchu.

W celu odróżnienia siły dźwięków słyszalnych wprowadzono specjalną skalę logarymiczną poziomu intensywności (natężenia) siły dźwięku lub ciśnienia dźwiękowego. Niezależnie od częstotliwości i tonu, poziom intensywności lub poziomu siły β , dźwięku I w stosunku do dźwięku I_0 , z którym przeprowadza się porównanie dźwięku badanego, wyraża się ze wzoru:

$$\beta = \lg \frac{I}{I_0} = \lg I - \lg I_0 \text{ [bel]} \quad (1)$$

W praktyce akustycznej przyjęto posługiwanie się mniejszą jednostką, równą 0,1 bel, nazwaną 1 decybel (dB). Wówczas wzór (1) przyjmie postać:

$$\beta = 10 \lg \frac{I}{I_0} \text{ [dB]} \quad (2)$$

Siła dźwięku jest proporcjonalna do kwadratu amplitudy ciśnienia dźwiękowego. Opierając się na wielkości ciśnienia dźwiękowego można również określić poziom siły dźwięku ze wzoru:

$$\beta = 10 \lg \frac{I}{I_0} = 10 \lg \left(\frac{p}{p_0} \right)^2 = 20 \lg \frac{p}{p_0} \text{ [dB]} \quad (3)$$

W celu ustalenia skali logarymicznej siły dźwięku, jako stałej wyjściowej wielkości I_0 lub p_0 , dla zerowego poziomu skali przyjęto umownie natężenie siły dźwięku $I_0 = 10^{-9}$ erg/sek $\text{cm}^2 = 10^{-16}$ W/ cm^2 , a ciśnienia dźwiękowego $p_0 = 0,0002 \mu \text{ bar} = 2 \cdot 10^{-4}$ dyn/ cm^2 . Wartości te, jak już wyżej wspomniano, odpowiadają progowi słyszalności tonu o częstotliwości 1 kHz.

Przy tym założeniu poziomy intensywności siły dźwięku lub ciśnienia dźwiękowego nazwano poziomami absolutnymi, gdyż określają one absolutne wielkości I i p . Poziomy intensywności siły lub ciśnienia dowolnego dźwięku nad progiem zerowym może być określony ze wzoru:

$$\beta = 20 \lg \left(\frac{p}{2 \cdot 10^{-4}} \right) = 10 \lg \left(\frac{I}{10^{-16}} \right) \text{ [dB]} \quad (4)$$

gdzie: p — efektywna wielkość ciśnienia dźwiękowego dyn/ cm^2 ;

I — efektywna wielkość jego intensywności W/ cm^2 .

Jednostka decybel jest jednostką fizyczną. Natężenie siły dźwięku, wyrażone w jednostkach fizycznych, nie pozwala wnioskować o fizjologicznym odczuciu głośności, wywoływanym przez badany dźwięk. Ustalono na podstawie obserwacji, że:

— czułość ucha na dźwięki o różnej częstotliwości jest niejednakowa i np. jednakowe dźwięki pod względem swej siły, lecz różne pod względem częstotliwości, mogą przy ich odbiorze okazać się niejednakowo głośne;

— równość pod względem głośności różnych dźwięków można ustalać drogą słuchu nawet wówczas, gdy różnią się one wysokością i barwą tonu.

Opierając się na tych właściwościach słuchu, przez analogię do poziomu siły dźwięku, wprowadzono w akustyce nowe pojęcie poziomu głośności, którego jednostką pomiarową jest fon. Poziom głośności określa się ze wzoru:

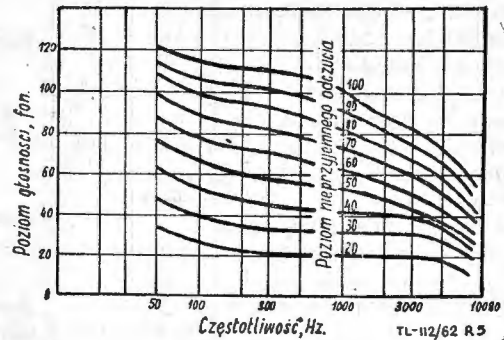
$$L = 20 \lg \frac{p_w}{2 \cdot 10^{-4}} \text{ [fon]} \quad (5)$$

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

Poziom głośności jakiegokolwiek hałasu, wyrażony w fonach, określa się w drodze subiektywnego porównania głośności badanego hałasu z czystym dźwiękiem o częstotliwości 1 kHz, dla którego poziom siły β w dB umownie przyjęto za poziom głośności L w fonach (patrz rys. 4).

Zakres słyszalności ucha ludzkiego określają krzywe graniczne przedstawione na rys. 4 — próg słyszalności

i próg odczucia bólu. Krzywe te ograniczają równocześnie tzw. powierzchnię słyszalności, która podzielona jest rodziną krzywych równej głośności na obszary równej głośności. Każda z krzywych, przedstawionych na rys. 4, odpowiada różnym dźwiękom pod względem częstotliwości i siły oraz jednakowym dźwiękom pod względem głośności. Z powierzchni słyszalności można z łatwością zauważyć, że w zakresie niskich częstotliwości,



Rys. 5. Krzywe równej nieprzyjemności odbioru dźwięków

poniżej 500 Hz i wielkości poziomu intensywności poniżej 60 dB, krzywe równej głośności posiadają największe krzywizny, największe zagęszczenie i najbardziej zbliżają się ku sobie. Świadczy to o tym, że:

— w obszarze tym ucho jest najbardziej czułe na zmiany częstotliwości i siły dźwięku;

— przy niskich częstotliwościach ucho jest tym mniej czułe, im mniejsza jest głośność;

— wielkość absolutnej odczuwalności słuchu w tym obszarze jest nieznaczna (próg słyszalności leży o 20—60 dB powyżej niż na częstotliwości 1 kHz);

— dźwiękowe zabarwienie sumy tonów w sposób istotny zależy od siły dźwięku, a szczególnie ze zmniejszeniem się siły dźwięku wiąże się stosunkowo duże osłabienie niskich tonów;

— w obszarze tym jest największa rozbieżność pomiędzy liczbą fon i dB, dla częstotliwości niższych i wyższych od 1 kHz²⁾.

W ostatnich latach zwraca się szczególną uwagę na rozdrażniające i nużące oddziaływanie dźwięków na organizm. Na rys. 5 przedstawiono udoskonaloną rodzinę krzywych, nazwanych „krzywymi równej nieprzyjemności”, opracowanych przez Parkinsona i opublikowanych w nr 1 Noise Control z 1954 roku. Krzywe te przedstawiają poziomy nieprzyjemnego oddziaływania dźwięków o różnej częstotliwości, przy czym dla częstotliwości 1000 Hz przyjęto wielkości poziomu nieprzyjemnego oddziaływania równe wielkościom poziomu głośności. W zasadzie dla poziomów nieprzyjemnego oddziaływania dźwięków nie przyjęto żadnych jednostek, jednak niektórzy autorzy sugerują używanie w tym celu jednostek logarymicznych dB.

Przykładem nieprzyjemnego oddziaływania dźwięku może być skrzypnięcie sznurka w czasie naciągnięcia go przy pakowaniu paczki, względnie skrzypnięcie noża po talerzu. U ludzi posiadających zepsute zęby z otwartym nerwem, tego rodzaju dźwięki powodują nagłe uczucia

²⁾ W licznych publikacjach i pracach spotyka się często stwierdzenie, że wielkość fon pokrywa się z wielkością dB. Stwierdzenie, takie jest błędne. Z rys. 4 wynika, że dla częstotliwości 1000 Hz (1 kHz) wielkości poziomu siły dźwięku i poziomu głośności pokrywają się, a więc np. w wypadku poziomu siły dźwięku 80 dB poziom głośności będzie wynosił również 80 fon. Zasadę równości poziomu siły dźwięku i poziomu głośności z dokładnością $\pm 1-2$ dB można przyjąć w skali częstotliwości 700—1500 Hz. W stosunku do wszystkich pozostałych częstotliwości, dla tych samych tonów istnieją poważne rozbieżności pomiędzy ich poziomem głośności w fon i poziomem siły dźwięku, wyrażonym w dB i tak np. ton, o częstotliwości drgań 50 Hz przy poziomie siły dźwięku 78 dB, posiada poziom głośności 60 fon; przy osłabieniu siły tego dźwięku, o 10 dB, tj. do poziomu siły dźwięku 68 dB, poziom głośności dźwięku obniży się do 30 fon (podczas gdy dla dźwięków o częstotliwości 1000 Hz obniżenie poziomu siły o 10 dB odpowiada obniżeniu poziomu głośności o 10 fon, a dla dźwięków o częstotliwości 700—1500 Hz obniżenie poziomu siły o 10 dB odpowiada obniżeniu poziomu głośności o 10 fon z dokładnością $\pm 1-2$ fon).

TABELA 2

Źródło hałasu	Poziom głośności fon	Głośność gro	Charakterystyka głośności hałasu
Próg słyszalności	0	0,001	Cisza
Praca zegarka kieszonego, słyszana z odległości 1 m	20	0,1	
Szept w odległości 1 m, czytelnia, ciche mieszkanie	30	0,4	
Szept w odległości 0,3 m	40	1	Słaby hałas
Rozmowa półgłosem w odległości 1 m	50	2	
Rozmowa średniej głośności w odległości 1 m	60-65	4-6	Umiarkowany hałas
Średni hałas uliczny przy intensywnym ruchu, hala maszyn do pisania	70-75	8-12	
Głośna mowa w odległości 1 m, pomieszczenia aparatury telegraficznej	80	18	Głośny hałas
Hałas od przejeżdżającego samochodu ciężarowego w odległości 1 m, tokarki automaty	80-85	18-28	
Głośny krzyk w odległości 1 m, silny wentylator	90	40	Bardzo głośny hałas
Wagon metro, hale z urządzeniami automatycznymi -rewolwerowymi	90-95	40-65	
Tartaki drewnne, hałas w kabynie samolotu	100	90	Ogłuszająco głośny hałas
Pneumatyczne kucie żelaza, hałas od silników pneumatycznych bez tłumików, wieloobrotowe silniki dieselskie	110-115	200-320	
Hałas w pobliżu pracującego silnika samolotowego, próg bólu	120-130	500-1200	

bólu zęba. Z wykresu przedstawionego na rys. 5 wynika, że pod względem nieprzyjemnego odczucia powinno się brać pod uwagę przede wszystkim dźwięki wysokie i stosunkowo ciche.

Przytoczone właściwości słuchu, wynikające z krzywych równej głośności i krzywych równej nieprzyjemności odczucia należy uwzględniać ze szczególną uwagą przy rozpatrywaniu różnych problemów związanych z walką z hałasem, a przede wszystkim przy opracowywaniu konstrukcji służących do tłumienia hałasu. W pracach tych powinno się mieć na uwadze to, że:

— stosunkowo nieduże zmniejszenie siły dźwięków o niskiej częstotliwości powoduje znaczne osłabienie ich głośności (rys. 4);

— należy dążyć przede wszystkim do zmniejszenia w miarę możliwości w największym stopniu poziomów hałasów w obszarze wysokich częstotliwości, poczynając od częstotliwości 700—800 Hz, a w szczególności w zakresie częstotliwości powyżej 2000 Hz (rys. 5).

Przy rozważaniu urządzeń tłumiących hałasy należy oceniać ich efektywność działania, wychodząc z określenia uzyskiwanego przy pomocy tych urządzeń stopnia zmniejszenia fizjologicznego odczucia głośności tłumionego hałasu. Omówione, skale dB i fon nie dają bezpośredniej możliwości określenia jakościowego związku pomiędzy fizjologicznym odczuciem głośności i poziomem głośności. Wynika to z tego, że liczba fon wyraża tylko liczbę dB nad progiem słyszalności dla tonu o częstotliwości 1000 Hz, określonego jako równogłośnym. W celu uniknięcia wspomnianej niedogodności wprowadzono nową jednostkę głośności nazwaną gro.

Za jednostkę głośności — 1 gro — prof. Sławin przyjął głośność dźwięku o poziomie głośności 40 fon.

W tabeli 2 podano dla różnych źródeł hałasu poziomy głośności w fon i odpowiadające im głośności w gro (wg Sławina), a w tabeli 3 zależności przeliczeniowe z wielkości fon na wielkość gro.

TABELA 3

Poziom głośności fon	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100	110	120	130
Głośność gro	1	1,5	2	3	4	6	8	12	18	28	40	65	90	200	500	1200

W ostatnich latach wprowadzono nową jednostkę głośności (większą od gro), nazwaną son.

Według pierwotnych założeń amerykańskich jednostkę głośności — son wybrano tak, że głośność równą 1 son posiadał dźwięk o natężeniu głośności równym 40 fon, zaś głośność równą 100 son posiadał dźwięk o natężeniu głośności równym 100 fon.

Zależność pomiędzy poziomem głośności wyrażonym w fon i głośnością wyrażoną w son według starej zasady przyjętej w USA ilustruje krzywa przedstawiona na rys. 6. W tabeli 4 podano wartości liczbowe, umożliwiające przeliczenia z jednostek wyrażonych w fon na jednostki wyrażone w son i odwrotnie. Przeliczenia podane w tabeli 4 oparte są na zasadzie zależności określonej na rys. 6.

W 1957 roku strona angielska przedstawiła w Międzynarodowym Komitecie Normalizacyjnym nową zasa-

TABELA 4

Fon	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	10^{-3} son									
0	1,00	1,42	1,95	2,58	3,36	4,32	5,57	7,10	9,00	11,4
10	14,4	18,7	23,3	28,9	35,1	42,2	50,6	60,3	71,6	85,0
20	100	120	142	165	198	214	242	272	307	340
30	380	421	470	522	577	635	700	763	835	915
	son									
40	1,00	1,08	1,17	1,26	1,36	1,47	1,59	1,71	1,85	2,00
50	2,15	2,33	2,51	2,71	2,93	3,16	3,41	3,69	3,98	4,30
60	4,65	5,01	5,41	5,84	6,31	6,81	7,36	7,94	8,58	9,26
70	10,0	10,8	11,7	12,6	13,6	14,7	15,9	17,1	18,5	20,0
80	21,5	23,3	25,1	27,1	29,3	31,6	34,1	36,9	39,8	43,0
90	46,5	50,1	54,1	58,4	63,1	68,1	73,6	79,4	85,8	92,6
100	100	108	117	126	136	147	159	171	185	200
110	(220)				(320)					
120	(470)				(1000)					
130	(2000)									

Przykłady: 32 fon = $470 \cdot 10^{-3}$ son; 45 fon = 1,47 son

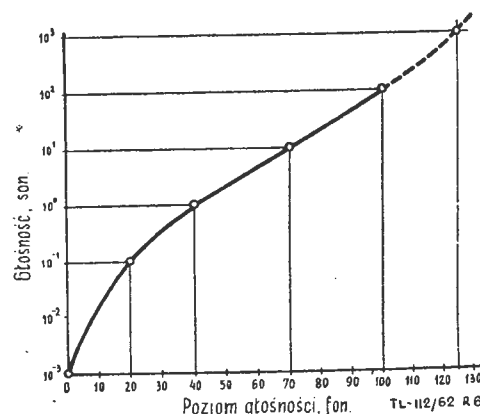
dę zależności pomiędzy jednostkami fon i son. Wyjściowym założeniem było dziesięciofonowe stopniowanie.

Za punkt wyjściowy nowej zależności przyjęto, że: 40 fon = 1 son. Zależność pomiędzy poziomem głośności L — wyrażonym w fon i głośnością S — wyrażoną w son określono następującym wzorem:

$$S = 2^{0.1(L - 40)} \text{ [son]} \quad (6)$$

Podstawiając za L do wzoru (6) odpowiednie wartości poziomu głośności otrzymamy, że 40 fon = 1 son, 50 fon = 2 son, 60 fon = 4 son, 70 fon = 8 son, 80 fon = 16 son, 90 fon = 32 son i 100 fon = 64 son. Z tego wynika, że głośność S zmienia się podwójnie przy zmianie natężenia głośności o 10 fon.

W tabeli 5 podano wartości liczbowe, umożliwiające przeliczenie wielkości podanych w fon na wielkości w sonach przy zachowaniu aktualności wzoru (6), ujmu-



Rys. 6. Krzywa zależności pomiędzy głośnością i poziomem głośności, opracowana na podstawie starej zależności amerykańskiej (patrz tabela 4)

jącego nową zasadę zależności tych jednostek. Podane w tabeli 5 wartości przeliczeniowe uwzględniają w niektórych przypadkach aż trzy miejsca po przecinku, jednak w praktyce stosuje się przeważnie dwa miejsca. Wykreślenie nową zasadą zależności pomiędzy jednostkami fon i son przedstawiono na rys. 7.

W artykule przytoczono obie zasady przyjmowanych zależności pomiędzy jednostkami fon i son, gdyż w pu-

blifikacjach można spotkać się przeważnie tylko z jedną i to często starą, co ułatwi ich konfrontację³⁾.

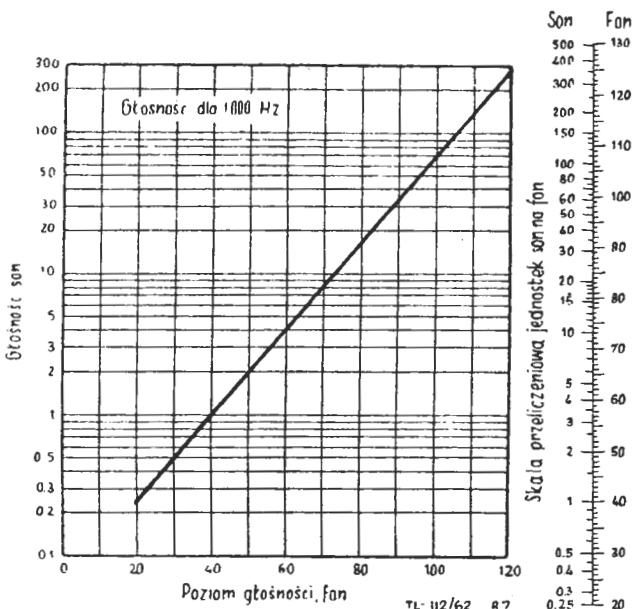
W celu umożliwienia ilościowej oceny oddziaływania hałasu samolotowego na organizm ludzki wprowadzono metodę oceny tzw. odczuwalnego poziomu hałasu. Odczu-

TABELA 5

Fon	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	S o n									
20	0,250	0,268	0,287	0,308	0,330	0,354	0,379	0,406	0,435	0,467
30	0,500	0,536	0,574	0,616	0,660	0,707	0,758	0,812	0,871	0,933
40	1,00	1,07	1,15	1,23	1,32	1,41	1,52	1,62	1,74	1,87
50	2,00	2,14	2,30	2,46	2,64	2,83	3,03	3,25	3,48	3,73
60	4,00	4,29	4,59	4,92	5,28	5,66	6,06	6,50	6,96	7,46
70	8,00	8,57	9,19	9,85	10,6	11,3	12,1	13,0	13,9	14,9
80	16,0	17,1	18,4	19,7	21,1	22,6	24,3	26,0	27,9	29,9
90	32,0	34,3	36,8	39,4	42,2	45,3	48,5	52,0	55,7	59,7
100	64,0	68,6	73,5	78,8	84,4	90,5	97,0	104	111	119
110	128	137	147	158	169	181	194	208	223	239
120	256					(363)				(479)

walny poziom hałasu wyraża się wielkością stopnia reakcji człowieka na hałas i umożliwia porównanie z zasadniczymi wielkościami fizycznego pomiaru hałasu.

Przy określeniu wielkości poziomu odczuwalnego uwzględnia się ogólną moc akustyczną dźwięku oraz rozkład mocy akustycznej w poszczególnych pasmach częstotliwości.



Rys. 7. Krzywa zależności pomiędzy głośnością i poziomem głośności, opracowana na podstawie wzoru $S = 2 \cdot 0,1(L - 40)$, zalecona przez ISO dokumentem ISO/R 131-1959(E) — patrz tabela 5

Określenie wielkości odczuwalnego poziomu hałasu przeprowadza się w sposób następujący:

— rozpatrywany hałas lotniczy bada się w ośmiu pasmach częstotliwości np. 20—75 Hz, 75—150 Hz, 150—300 Hz, 300—600 Hz, 600—1200 Hz, 1200—2400 Hz, 2400—4800 Hz, 4800—10 000 Hz;

— dla każdego pasma częstotliwości określa się poziom ciśnienia dźwiękowego w dB;

— ustalone poziomy ciśnienia dźwiękowego w dB (dla każdego pasma częstotliwości) przy użyciu tabeli 6

³⁾ Prócz przytoczonych jednostek głośności (gro, son, fon) istnieją jeszcze inne jednostki, takie jak kalandyk, jednostki głośności Gernerera (jednostki z Gernerera) i louty nie omawiane w artykule. Polską jednostką głośności wprowadzoną przez prof. dr Marka Kwieka w ulepszonych krzywych równej głośności jest kalandyk. Metoda prof. dra Marka Kwieka polega na wprowadzeniu krzywych równej głośności rozmieszczonych w odstępach, odpowiadających skokom równej głośności. W metodzie prof. Kwieka powierzchnię słyszalności, zawartą pomiędzy krzywą progów słyszalności i progów odczucia bólu, podzielono (dla częstotliwości 1 kHz) na 120 jednostek — kalandyków, wykreślając rodzinę krzywych równej głośności (dla częstotliwości 20 Hz — 20 kHz) co 10 kalandyków.

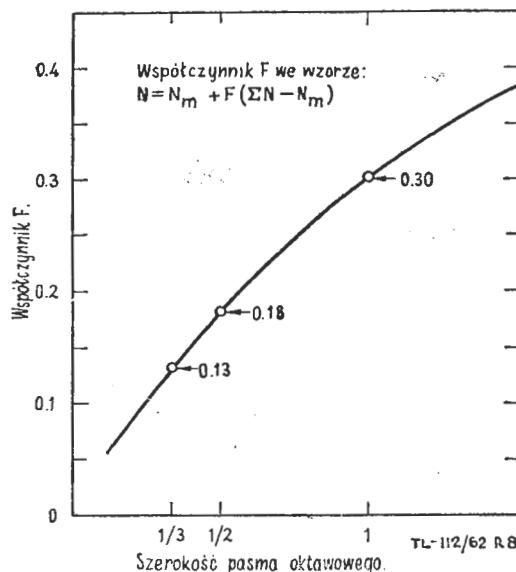
zamienia się na nowe wielkości umowne, nazwane „Noys”;

— uzyskane wielkości Noys dla każdego pasma częstotliwości sumuje się wg wzoru:

$$\sum N = N_1 + N_2 + N_3 + \dots + N_8 \text{ [Noys]} \quad (7)$$

Całkowity poziom hałasu, wyrażony w Noys określa się ze wzoru, który posiada następującą formę oryginalną:

$$N_t = N_m + F(\sum N - N_m) \text{ [Noys]} \quad (8)$$



Rys. 8. Wartości współczynnika F dla pasm różnych szerokości wg Stevensa

Współczynnik F jest zależny od pasm częstotliwości, w oktawie. Zależność współczynnika F od szerokości pasm w oktawie wg Stevensa przedstawia wykres, podany na rys. 12. Dla wyżej wspomnianych częstotliwości współczynnik $F = 0,30$ i w związku z tym wzór (8) przyjmie postać:

$$N_t = N_m + 0,3(\sum N - N_m) \text{ [Noys]} \quad (9)$$

Zależność, według której określa się całkowity poziom hałasu w Noys występuje w praktyce najczęściej w postaci przedstawionej we wzorze (9). Według nowych koncepcji istnieje próba zamiany wielkości 0,13 (rys. 8) na 0,15; 0,18 na 0,2 i pozostawienia bez zmian wielkości 0,3.

Wielkość N_m podana we wzorze (8) i (9) jest największym poziomem hałaśliwości w Noys spośród określonych poziomów dla poszczególnych pasm częstotliwości badanego hałasu lotniczego, tak więc np. jeżeli ilość Noys w poszczególnych pasmach częstotliwości wynosiła 24, 32, 59, 75, 80, 105, 159 i 150, to wielkość $N_m = 159$ Noys.

Określenie wielkości odczuwalnego poziomu hałasu (OPH) dokonuje się ze wzoru:

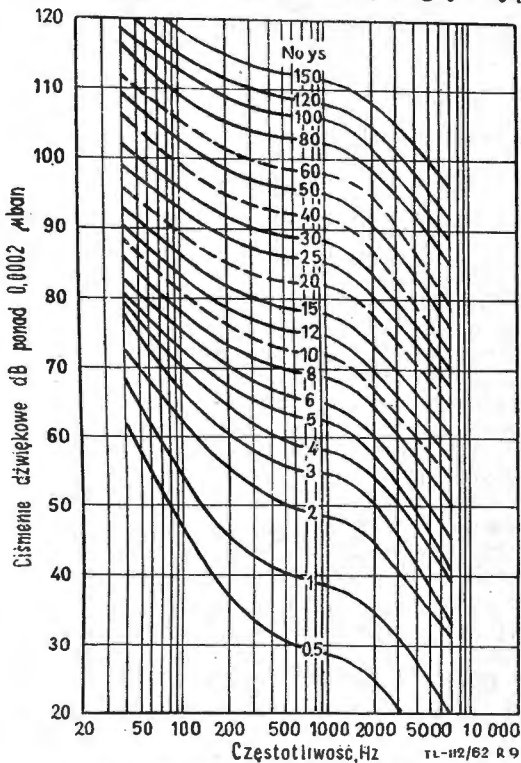
$$OPH \text{ (dB)} = 40 + 33,3 \lg N_t \quad (10)$$

Wyznaczone w ten sposób wielkości OPH odpowiadają w tabeli 6 wielkościom podanym w kolumnie dla pasma częstotliwości 600—1200 Hz.

Na rys. 9 przedstawiono opracowaną przez Krytera rodzinę krzywych hałaśliwości jako funkcję poziomu natężenia ciśnienia dźwiękowego. Na wykresie hałaśliwość w Noys jest podana jako parametr krzywych hałaśliwości dla częstotliwości drgań 1000 Hz. Na rys. 10 pokazano opracowany przez Krytera wykres zrewidowanych krzywych równej hałaśliwości. Zrewidowane krzywe równej hałaśliwości, przedstawione na rys. 10, w celu umożliwienia bezpośredniego ich porównania z krzywymi, przedstawionymi na rys. 9, wykonano dla tych samych częstotliwości drgań i tych samych wielkości natężenia ciśnienia dźwiękowego. Gałęzie krzywych, zaznaczone linią przerywaną na rys. 10, pokrywają się z krzywymi, przedstawionymi na wykresie rys. 9.

Poziom hałasu dB $2 \cdot 10^{-4} \mu\text{bar}$	Pasma częstotliwości, Hz							
	20—75	75—150	150—300	300—600	600—1200	1200—2400	2400—4800	4800—10 000
	Noys							
20				0,5	0,5	0,7	0,6	1,0
30				1,0	1,0	1,4	1,2	2,1
40			0,6	1,5	1,5	2,0	2,4	4,3
45			0,9	2,1	2,1	2,9	3,3	6,0
50		0,6	1,4	2,2	2,2	3,0	4,7	8,5
51		0,6	1,6	2,4	2,4	3,2	5,1	9,0
52		0,7	1,7	2,6	2,6	3,5	5,4	9,7
53		0,8	1,8	2,8	2,8	3,7	5,8	10,5
54		0,9	2,0	3,0	3,0	4,0	6,2	11,0
55		1,0	2,2	3,2	3,2	4,3	6,7	11,8
56		1,1	2,4	3,4	3,4	4,6	7,2	12,5
57	0,5	1,2	2,6	3,6	3,6	5,0	7,7	13,4
58	0,6	1,3	2,7	3,9	3,9	5,3	8,2	14,4
59	0,6	1,5	3,0	4,2	4,2	5,7	8,7	15,4
60	0,7	1,6	3,2	4,5	4,5	6,1	9,3	16,5
61	0,8	1,8	3,4	4,8	4,8	6,5	10,0	17,6
62	0,9	2,0	3,7	5,2	5,2	7,0	10,7	18,8
63	1,0	2,2	4,0	5,6	5,6	7,5	11,5	20,0
64	1,1	2,4	4,3	6,0	6,0	8,0	12,3	21,3
65	1,2	2,6	4,7	6,5	6,5	8,6	13,1	22,7
66	1,4	2,9	5,1	7,0	7,0	9,2	14,0	24,0
67	1,6	3,2	5,5	7,5	7,5	9,9	15,0	25,6
68	1,8	3,5	5,9	7,9	7,9	10,7	16,0	27,4
69	2,0	3,9	6,3	8,4	8,4	11,5	17,2	29,3
70	2,2	4,3	6,8	9,0	9,0	12,2	18,5	31,3
71	2,5	4,7	7,3	9,6	9,6	13,0	19,8	33,4
72	2,7	5,1	7,8	10,3	10,3	14,0	21,0	35,5
73	3,0	5,6	8,4	11,0	11,0	15,0	22,5	38,0
74	3,4	6,1	9,0	11,8	11,8	16,0	24,0	40,5
75	3,8	6,6	9,7	12,7	12,7	17,0	25,7	43
76	4,2	7,3	10,5	13,7	13,7	18,3	27,5	46
77	4,6	7,9	11,2	14,7	14,7	19,5	29,5	49
78	5,0	8,5	12,0	15,3	15,3	21,0	31,5	51
79	5,5	9,2	13,0	17,0	17,0	22,5	33,7	55
80	6,2	9,9	14,0	18,3	18,3	24,0	36	59
81	6,7	10,8	15,0	19,5	19,5	25,5	38	63
82	7,3	11,7	16,0	21,0	21,0	27,5	41	67
83	8,0	12,7	17,1	22,5	22,5	29,5	44	71
84	8,7	13,8	18,3	24,5	24,5	31	47	76
85	9,4	14,8	19,5	26	26	34	50	81
86	10,2	15,9	21,0	28	28	36	53	86
87	11,1	17,0	22,5	30	30	38	57	92
88	12,1	18,3	24	32	32	41	61	97
89	13,1	19,5	26	34	34	44	65	103
90	14,2	21	28	37	37	47	70	110
91	15,3	22	30	40	40	50	75	117
92	16,5	24	32	43	43	53	80	124
93	17,0	26	34	46	46	57	85	132
94	19,5	28	36	49	49	61	91	141
95	21,0	30	39	53	53	66	97	150
96	22,5	32	42	57	57	71	104	160
97	24,0	34	46	61	61	75	111	170
98	26,5	37	48	65	65	80	119	180
99	28,0	40	51	70	70	86	127	191
100	30,5	42	55	75	75	92	135	203
101	32,5	45	59	80	80	98	144	215
102	35	49	63	86	86	105	159	228
103	38	53	67	92	92	113	165	242
104	41	56	71	98	98	120	175	256
105	43	60	76	106	106	128	187	273
106	46	64	82	113	113	136	200	290
107	50	68	88	120	120	145	213	310
108	53	73	94	129	129	155	226	328
109	57	78	100	139	139	165	240	348
110	61	84	106	150	150	177	260	370
111	66	90	114	166	166	190	275	395
112	71	96	122	170	170	203	293	420
113	76	103	130	181	181	215	315	445
114	82	111	139	192	192	230	335	470
115	87	119	148	205	205	245	360	500
116	93	125	158	220	220	260	380	
117	100	134	169	237	237	280	405	
118	106	145	180	255	255	300	435	
119	113	155	192	275	275	320	465	
120	120	165	204	385	385	440	500	
125	170	225	280					
130	235	315	390					
135	325	425						
140	450							

Praktyka życia codziennego wykazuje, że przy rozwiązywaniu problemów zwalczania hałasu, jak również środków i sposobów ochrony przed jego oddziaływaniem, oprócz poznania mechaniki i przyczyn jego powstawania (przy ustaleniu których poważną rolę odgrywają pomia-



Rys. 9. Krzywe hałaśliwości wg dra Krytera

ry natężenia i analizy hałasów), należy w równym stopniu uwzględnić właściwości ucha ludzkiego, które jest głównym, lecz nie jedynym odbiornikiem, oraz wpływ hałasu na fizjologiczne funkcje człowieka.

Do niedawna nie zwracano zbyt dużej uwagi na wpływ hałasu na organizm ludzki, z wyjątkiem badań oddziaływania hałasu na organ słuchu. Obecnie, gdy człowiek stale znajduje się pod wpływem oddziaływania hałasu o poważnej intensywności w czasie przebywania na lotnisku, w budynkach lotniskowych, w fabrykach, biurach, na ulicy i we własnych mieszkaniach, a szczególnie zlokalizowanych w strefach przylotniskowych (przede wszystkim w strefie podejść powietrznych do lotniska), przy zajezdniach samochodowych, tramwajowych, dużych garażach, stacjach obsługi technicznej, stacjach remontowych, stacjach kolejowych itp., staje się nieodwzajemnione badanie kompleksowe i analiza dynamiki hałasów oraz odkształceń we wszystkich wzajemnie powiązanych funkcjach organizmu, powstających pod wpływem oddziaływania hałasu.

Z ostatnio publikowanych informacji i rezultatów badań wynika, że wszelkiego rodzaju hałasy, przy dłuższym i ciągłym oddziaływaniu na człowieka, stają się szkodliwe dla zdrowia i samopoczucia. Hałas wywołuje u człowieka podwyższone rozdrażnienie, stan nerwowości, nastroj przygnębienia. Pod wpływem długotrwałego oddziaływania hałasu, a szczególnie w okresie nocnym obserwuje się ból głowy, bicie serca, bezsilność. Hałasy w bardzo poważnym stopniu przeszkadzają w pracy umysłowej, rozpraszają uwagę i tym samym obniżają zdolność do pracy oraz stwarzają przesłanki do nieszczęśliwych wypadków.

b. Fizjologiczna odczuwalność wibracji

Zostało wielokrotnie stwierdzone przez licznych naukowców i praktyków, że zjawisko wibracji wywołuje nieprzyjemne oddziaływanie fizjologiczne na organizm ludzki. Niezależnie od powyższego, wibracja niewątpliwie staje się nowym źródłem hałasów przenoszonych w powietrzu. Bardzo często, co szczególnie ma miejsce w lotnictwie, wibracja jest wywoływana nie tylko pracą np. silnika samolotowego, elektrycznego itp. lecz działaniem fal dźwiękowych, strumieni spalin itp. Większość autorów badała oddziaływanie sztucznie wywołanej wi-

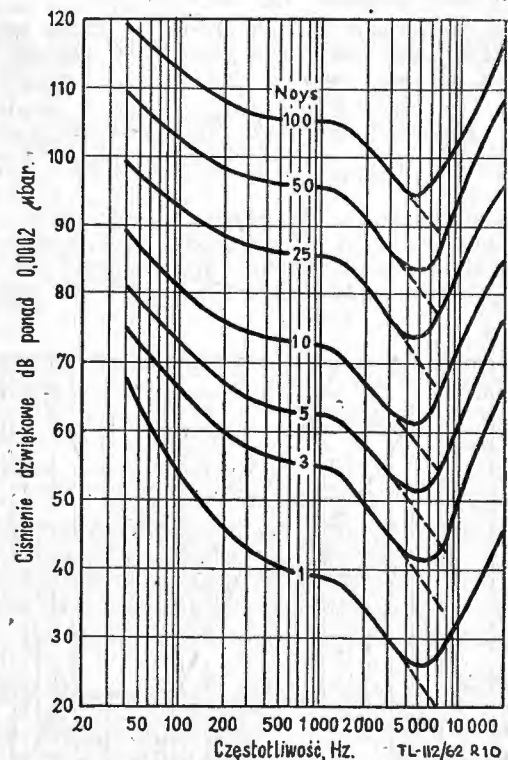
bracji na poszczególne elementy organizmu ludzkiego. Przy dostatecznie dużych amplitudach przesunięć, drgania ciała mogą być przyjmowane przez człowieka niejako bezpośrednie wstrząsy. Drgania takie zazwyczaj mają miejsce przy ultradźwiękach i niskich częstotliwościach dźwiękowych, od ułamka herca do 150—200 Hz. Stwierdzono, że im jest wyższa częstotliwość drgań oddzielnych elementów silnika, agregatu itp., tym mniejsze są ich amplitudy.

Przy ocenie złożonych drgań, jakie powstają np. w samolocie, samochodzie, ciągniku itp. należy uwzględnić następujące parametry: przemieszczenie s , prędkość $v = ds/dt$, przyspieszenie $b = d^2s/dt^2$ i prędkość zmian przyspieszenia $r = d^3s/dt^3$. Uwzględnianie jednego tylko ze wspomnianych parametrów, przy ocenie złożonych drgań w szerokim pasmie częstotliwości wydaje się niemożliwe.

Przy ocenie odbioru i fizjologicznego oddziaływania drgań i wibracji na człowieka najwygodniej wychodzić z dwóch elementów odczucia:

- progu rozdrażniającego oddziaływania wibracji;
- granicy, po przekroczeniu której drgania i wibracja stają się nieżożne dla organizmu.

Stopień oddziaływania wibracji na fizjologiczne odczucia przez człowieka w głównej mierze określa się wielkościami prędkości drgań i przyspieszeniami. Z porównania danych różnych autorów zajmujących się problemem rozdrażniającego oddziaływania wibracji wynika, że przy harmonijnych drganiach w pasmie małych częstotliwości (1—4 Hz) przy dużych amplitudach, odczucia przez organizm w przybliżeniu są proporcjonalne do przyspieszeń w czasie drgań. Innymi słowy mówiąc odczucia zależą (w przybliżeniu) od wielkości $a\omega^2$, podczas gdy przy dużych częstotliwościach (od 8 i więcej Hz) oraz stosunkowo małych amplitudach od prędkości drgań, a więc od wielkości $a\omega$. Odczucie wibracji zależy również w bardzo poważnym stopniu od położenia ciała ludzkiego odbierającego wibrację i kierunku drgań i tak np. biorąc w absolutnych wielkościach, przy częstotliwości drgań 2 Hz, próg rozdrażniającego oddziaływania wibracji odpowiada amplitudzie od $a = 0,004$ cm, przy

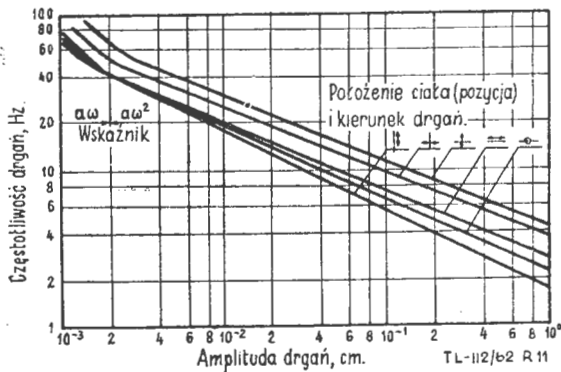


Rys. 10. Zrewidowane krzywe hałaśliwości wg dra Krytera (porównaj z rys. 9)

stojącej pozycji ciała i pionowych drganiach, do $a = 0,015$ cm, przy leżącej pozycji ciała i pionowych drganiach.

Na rys. 11 przedstawiono krzywe odczucia wibracji przez ludzi, w zależności od położenia ciała i kierunku drgań, odpowiadające górnej granicy dopuszczalnego oddziaływania wibracji, po przekroczeniu której wibra-

cja staje się nieznosna dla organizmu. Zasady zmian odczucia wibracji w wypadku przedstawionym na rys. 11 są zupełnie inne niż w wypadku słabych drgań. Jak wynika z rys. 11, do granicznej wielkości amplitudy $a = 2 \cdot 10^{-3}$ cm odczucia są proporcjonalne do wielkości



Rys. 11. Zależność częstotliwości drgań harmoniczych od amplitudy, przy której odbiór wibracji przez organizm jest szczególnie nieprzyjemny. Linia prostą oznaczono położenie ciała, strzałką kierunek wibracji

$a\omega$, a przy dużych amplitudach do wielkości $a\omega^2$. Przy częstotliwościach nie przekraczających 40 Hz parametrem pomiarowym jest przyspieszenie.

Na rys. 12 pokazano krzywe poziomów wibracji, ustalone w USA na podstawie przeprowadzonych prób i obserwacji skrajnych elementów kabin samolotów Boeing 707, 1649-A Constellation, Viscount w odniesieniu do krzywej poziomu standardowego komfortu w budownictwie samochodowym i krzywej poziomu odbieralności wibracji przez człowieka. Wykres opracowano z uwzględnieniem naturalnej częstotliwości drgań ciała ludzkiego 4,3 Hz i podwójnej amplitudy drgań 0,055 mm.

W czasie odbierania drgań odczucia ludzkie można dosyć wyraźnie podzielić na dwie grupy:

- grupę o zakresie małych amplitud, która ma miejsce wówczas, gdy odczucia zależą od rozmieszczenia pozycji ciała, a za receptor służy skóra i mięśnie;

- grupę o zakresie dużych amplitud, kiedy ciało wyczuwa znaczne przemieszczenia, rozdrażniające centralny układ nerwowy, a szczególnie aparat przedsionkowy.

Zakładając analogię pomiaru intensywności drgań wibracyjnych z drganiami pomiarów akustycznych, często zaleca się określać odczucie fizjologiczne dla małych amplitud wielkością stosunku V/V_0 , gdzie V_0 odpowiada

progowi rozdrażniającego oddziaływania wibracji. Kwadrat tego ilorazu charakteryzuje energię drgań. Po przejściu na skalę logarytmiczną wielkość odczucia przy amplitudach mniejszych od $2 \cdot 10^{-3}$ cm wyraża się wzorem:

$$K_1 = 10 \lg \left(\frac{V}{V_0} \right)^2 = 20 \lg \frac{V}{V_0} \text{ [dB]} \quad (11)$$

gdzie $V_0 = 4 \cdot 10^{-2}$ cm/sek, a przy amplitudach większych od $2 \cdot 10^{-3}$ cm, wzorem:

$$K_2 = 10 \lg \frac{b}{b_0} \text{ [dB]} \quad (12)$$

gdzie $b_0 = 0,8$ cm/sek² — próg odczucia przyspieszeń przy częstotliwości poniżej 3 Hz.

Problem wibracji nie jest mniej ważny od problemu hałasu. Liczne badania przeprowadzone nad pomiarem i oddziaływaniem wibracji, a szczególnie wśród kierowców samochodowych i ciągnikowych (ciągniki z podwoziem pneumatycznym i gąsienicowym) wykazały, że najczęściej spotykane częstotliwości wibracji 1–7 Hz w kierunku podłużnym, poprzecznym i pionowym w stosunku do badanej osoby, przy długim ich oddziaływaniu mogą spowodować uszkodzenie wzroku, odbić się na zdolnościach kierowania pojazdem, na szybkości reakcji oraz na reakcjach psychologicznych i emocjonalnych.

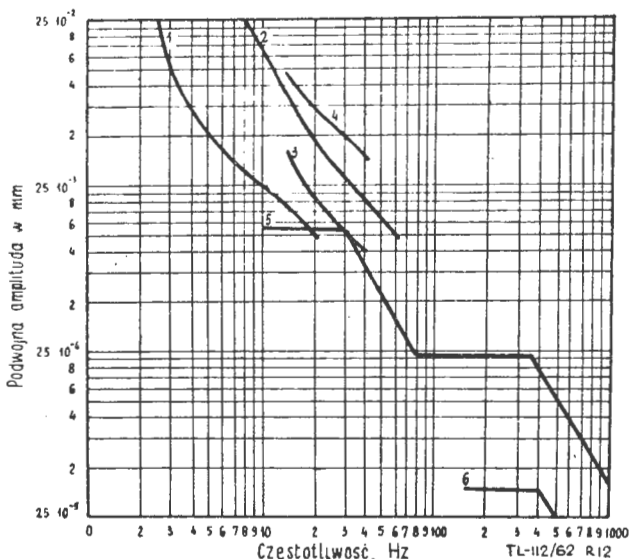
Należy nadmienić, że wibrację o małej amplitudzie drgań charakterystyczną dla samolotu o napędzie turbodrutowym jest znacznie łatwiej i dokładniej wytłumaczyć przy pomocy specjalnej izolacji, dywanów wyściełających i obszyć siedzeń, niż w samolotach o napędzie turbośmigłowym.

c. Potrzeba techniczna pomiarów dźwięków i wibracji. W ostatnim okresie, dzięki szerokiemu rozwojowi przyrządów pomiarowych, powstała nowa możliwość ich zastosowania, a mianowicie w akustyce przemysłowej do pomiarów i analizy dźwięków, wytwarzanych przez różne nowoczesne urządzenia maszyn. Akustyka przemysłowa zajmuje się pomiarem i analizą dźwięków w ramach zwalczania hałasu oraz w ramach kontroli produkcji, celem wykrycia uszkodzeń badanych urządzeń.

Na podstawie obserwacji stwierdzono, że poprawne lub wadliwe działanie jakiegoś urządzenia, np. silnika, można określić w oparciu o wydawane dźwięki. W związku z tym w licznych fabrykach istnieją kontrole przesłuchiwania, które analizując wydawane dźwięki stwierdzają, czy badane urządzenie jest wykonane dobrze czy wadliwie. Do niedawna kontrolę przesłuchiwania przeprowadzali różni pracownicy nieuzbrojonym uchem, opierając się wyłącznie na swym doświadczeniu. Dzięki zastosowaniu współczesnych akustycznych urządzeń pomiarowych, zastępujących doświadczenie ludzkie, uzyskuje się wyniki pomiarów obiektywne.

Oprócz konieczności prowadzenia pomiarów i analizy drgań ze względów ich fizjologicznego oddziaływania na organizm, we współczesnej technice dużą rolę odgrywają pomiary drgań silników i maszyn. Pomiary drgań silników i maszyn przeprowadzane są zarówno w czasie ich konstrukcji i badań konstrukcyjnych, jak również i w czasie montażu tych urządzeń. Ostatnio wprowadzono nowy sposób kontroli konstrukcji, polegający na poddawaniu drganiami wymuszonym biernych części konstrukcji, które w związku ze swym przeznaczeniem w czasie eksploatacji mogą ulegać drganiom. Części takie często nie drgają same mogą z powodu szkodliwych rezonansów własnych powodować niebezpieczne wzmocnienie istniejących drgań. Szczególnym przykładem możliwości powstania tych zjawisk są elementy konstrukcji samolotów i rakiet.

d. Charakterystyka i wielkość hałasów wywoływanych przez różne źródła. Na skutek działania najbardziej znikomych drgań ciała, w powietrzu następuje rozprzestrzenianie się różnego rodzaju dźwięków jak np. szmery, świsty, skrzypnięcia, stuki, hałasy itp. Dźwięki te posiadają różną częstotliwość i długość fal, różną intensywność i kierunkowość rozprzestrzeniania się, różną formę drgań. Powietrze jest w stanie równocześnie przenieść i przekazywać wszyst-



Rys. 12. Wykres danych porównawczych o poziomach wibracji. 1—poziom odbieralności wibracji przez człowieka; 2—poziom standardowego komfortu w budownictwie samochodowym; 3—samolot 1649-A Constellation; 4—Viscount; 5—Boeing B-707 w tylnej części kabiny; 6—Boeing B-707 w przedniej części kabiny

kie te dźwięki. Bardzo często równocześnie z nieuporządkowanymi dźwiękami, takimi jak hałas, w powietrzu przenoszone są dźwięki uporządkowane, takie jak śpiew, mowa, muzyka i inne.

Istotnym zagadnieniem jest ustalenie charakteru hałasu. Każdy z obserwujących hałasy z łatwością zauważy, że hałas wywołany przez pracujące silniki samolotu turboodrzutowego lub turbośmigłowego jest zupełnie inny od hałasu wywołanego przez pracujący silnik samochodu lub śmigłowca, czy też hałas ulicznego lub przemysłowego. Poszczególne hałasy posiadają swoje charakterystyczne osobliwości, które przede wszystkim można wykryć w widmie akustycznym, uzyskiwanym z analizy dźwięków. Cechy charakterystyczne hałasu uwypuklają się przez podkreślenie lub osłabienie pewnych częstotliwości dźwiękowych, związanych z tym czy innym rodzajem źródła hałasu. Ażeby wytłumić dźwięki wywołane np. gazami spalinowymi samolotu, samochodu, motocykla itp. musimy przede wszystkim poznać częstotliwości i amplitudy drgań tworzących dźwięki podlegające wytłumieniu. Należy przy tym pamiętać, że jedno źródło hałasu może mieć kilka, a nawet często kilkanaście „podźródeł” wywołujących odrębne hałasy o własnych charakterystykach, które są składowymi hałasami wypadkowego. Silnik samolotu odrzutowego dysponuje całym szeregiem źródeł hałasu i tak np.:

— obracające się łopatki sprężarki i turbiny wywołują charakterystyczne wycie;

— nieregularne, burzliwe spalanie materiału pędnego w czasie pracy silnika wywołuje hałas;

— spalanie materiału pędnego w silniku w niektórych wypadkach może wywoływać drgania rezonansowe, odczuwane przez obserwatora w postaci przenikliwego gwizdu;

— strumień gazów spalinowych, wychodzących z dyszy silnika z bardzo dużą prędkością, na skutek mieszania się z otaczającą atmosferą poza obrębem silnika, wytwarza ruchy burzliwe i zmienność ciśnienia, stając się generatorem hałasu o znacznej sile;

— innymi źródłami wywołującymi hałas o nieznanym natężeniu, jak np. przez wibrację silnika, pompy, otwory do przepuszczenia powietrza itp.

Zmniejszenie hałasu jakiegokolwiek agregatu lub silnika o wielokrotnych źródłach hałasu w sposób dający pożądaną efekt wiąże się przede wszystkim z ustaleniem podstawowych źródeł hałasu, w celu zastosowania odpowiednich rozwiązań i konstrukcji tłumiących w pierwszym rzędzie w stosunku do najintensywniejszych spośród rozpoznanych źródeł.

Pod względem częstotliwości drgań, hałasy podzielono na trzy grupy, a mianowicie: hałasy o niskiej częstotliwości, do których należą hałasy posiadające w widmie akustycznym najintensywniejsze dźwięki w pasmie częstotliwości do 200—300 Hz, hałasy o średniej częstotliwości z panującymi dźwiękami w pasmie częstotliwości 300—1000 Hz i hałasy o wysokiej częstotliwości, z panującym pasmem częstotliwości powyżej 800—1000 Hz. Przy prowadzeniu analizy hałasów i określeniu ich charakterystyk zalecane jest stosowanie przytoczonej klasyfikacji.

Niezależnie od rozpoznania charakterystyki częstotliwości hałasów jest konieczne dokładne poznawanie poziomów natężenia dźwięków lub pomiarów głośności w celu ustalenia, czy dane źródło hałasu przekracza normy dopuszczalnej hałaśliwości. W tabeli 7 podano przykładowo poziomy głośności niektórych hałasów przemysłowych, komunikacyjnych i innych.

Przy pomiarach i analizie dźwięków powinno się obowiązkowo uwzględnić charakterystykę kierunkowości źródła dźwięku określającą rozkład energii w przestrzeni wokół generatora dźwięków. Charakterystykę kierunkowości źródła dźwięku przedstawia się w postaci wykresu. Uwzględnia on wielkości ciśnienia akustycznego, jakie wytwarzają się w pewnej odległości od badanego źródła, określone w funkcji kąta, liczonego od dowolnie wybranego kierunku. Przeważnie, a szczególnie w pomiarach ciśnienia akustycznych wytwarzanych wokół silników samolotowych, za kierunek wyjściowy pomiarów przyjmuje się oś symetrii źródła. Na podstawie prac doświadczalnych stwierdzono, że przy podwyższeniu częstotliwości dźwięku, czyli zmniejszeniu

długości fali, kąt rozchodzenia się fal dźwiękowych, zmniejsza się (wypromieniowanie staje się bardziej kierunkowe) i odwrotnie przy zmniejszeniu częstotliwości i zwiększeniu długości fali, kąt ten zwiększa się. Ustalono również, że kształt krzywych charakterystyki kierunkowości uzależnia się od wpływu interferencji. Jednakże każdemu wypromieniowaniu towarzyszy również zjawisko dyfrakcji i w związku z tym kierunkowość wypromieniowania określa się łącznym działaniem interferencji i dyfrakcji.

Bardzo często właściwości kierunkowe źródła dźwięku charakteryzowane są w sposób ilościowy współczynnikiem kierunkowości. Pod pojęciem współczynnika kierunkowości rozumie się stosunek ciśnienia akustycznego

TABELA 7

Źródło hałasu	Poziom głośności fon
Stacje badawcze silników (hamownie)	130-135
Kanaty aerodynamiczne	110-120
Wypływ strumienia powietrza z dyszy o średnicy 4-5 cm z prędkością ponaddźwiękową	124
Przedmuchiwanie łopatek turbinowych (badania laboratoryjne)	107
Interferometr do badania optyku ciał przy dużych prędkościach strumienia powietrza	115
Silniki pneumatyczne bez tłumików	110-115
Silniki pneumatyczne z tłumikami	90-95
Ręczne kucie metalu	105-110
Młot pneumatyczny	105
Nożyce mechaniczne	100
Przenośniki pneumatyczne	95-105
Maszyna do pisania na miękiej poduszce (np. podkładka filcowa)	68-70
Maszyna do pisania ustawiona bezpośrednio na stole	74
Silniki elektryczne o dużej mocy	85-100
Silniki elektryczne typu zakrytego, o małej mocy	40-60
Okrętowe silniki parowe	90
Okrętowe silniki dieselskie	100-115
Samochodowe silniki benzynowe	80-90
Hałas w wagonie metro	85-95
Hałas w 4-roosowym wagonie tramwajowym	83-85
Hałas w przedziale wagonu kolejowego	70-75
Hałas w samochodzie osobowym „Warszawa” przy prędkości 50 km/h pierwsze rozwiązania	100
Hałas w samochodzie „ZIM” przy prędkości 50 km/h	96
Hałas w kabine 4-roosinikowego bombowca	120
Tramwaj w odległości 7-10 m	77-88
Autobus	74
Trolejbus	70
Motocykl	80-84
Radioodbiornik	80
Dzwonek telefonu	60
Stuknięcie drzwiami	70-80
Kanalizacja	70-75

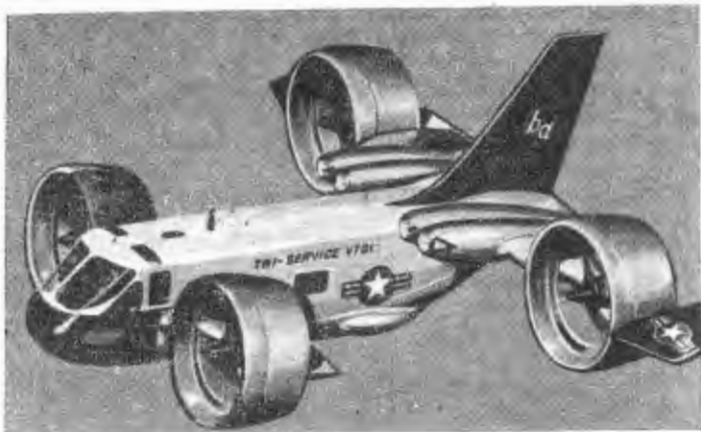
(lub natężenia dźwięku), jakie wytwarza się w określonej odległości od osi badanego źródła do ciśnienia akustycznego (lub natężenia dźwięku), jakie byłoby wytworzone w tym samym punkcie przestrzeni przez nieskończenie małą kulę pulsującą, promieniującą taką samą moc akustyczną.

Podobnie do źródła dźwięku, przyrząd odbierający dźwięk, np. mikrofon posiada kierunkowość odbioru, przy czym wszystko, co miało zastosowanie do kierunkowości źródła, ma zastosowanie i do odbiorników dźwięku. Źródło i odbiornik dźwięku, które posiadają jednakowe wymiary, posiadają jednakowe charakterystyki kierunkowości. Ucho ludzkie jest również odbiornikiem kierunkowym, posiadającym zdolność lokalizowania źródła dźwięku w przestrzeni. Kierunkowości słuchu są dwie i pierwsza z nich wynika z przesunięcia czasowego pomiędzy przebiegami odbieranych dźwięków przez każde ucho oddzielnie (fala dźwiękowa biegnie z kierunku nie leżącego w kierunku płaszczyzny symetrii) a druga z zacieniającego działania głowy (zjawisko powstawania cienia akustycznego).

Nowości techniczne

BELL D2127 — DOŚWIADCZALNY SAMOŁOT TRANSPORTOWY PIONOWEGO STARTU

Samoloty pionowego startu znajdują się w dalszym ciągu w centrum zainteresowania szeregu wytwórni i specjalistów. Ostatnio wytwórnia Textron's Bell Aero-systems zaprojektowała doświadczalny samolot transportowy pionowego startu Bell D 2127, którego cechą charakterystyczną jest zastosowanie osłoniętych śmigieł o przestawialnych osiach obrotu. Projekt powstał w ramach programu badawczego, opracowanego przez amerykańską marynarkę wojenną i obejmującego zagad-



nienia konstrukcyjne i aerodynamiczne samolotów z osłoniętymi śmigłami oraz analizę ich przydatności do celów wojskowych.

Samolot D 2127 jest zaopatrzone w cztery osłonięte śmigła umieszczone na krótkich skrzydłach w przedniej i tylnej części kadłuba. Śmigła są napędzane przez cztery silniki turbinowe General Electric T58 o mocy 1250 KM każdy, zabudowane po bokach tylnej części kadłuba i połączone ze śmigłami za pomocą układu wałów. W czasie pionowego startu osie śmigieł są ustawione pionowo, przy czym pierścieniowe osłony zwiększają ich ciąg, natomiast w locie poziomym śmigła znajdują się w normalnym położeniu, a pierścieniowe osłony działają jako powierzchnie nośne.

Samolot ma rozpiętość 11,9 m, długość 11 m i wysokość 5,0 m, waży 6800 kG i może rozwijać prędkość 560 km/h. Zabiera on oprócz dwóch ludzi załogi sześciu pasażerów lub 545 kG ładunku.

W. K.

SAMOŁOT TURYSTYCZNY Z OSŁONIĘTYM ŚMIGŁEM

Wytwórnia Bede Aircraft w Springfield (Ohio) przeprowadza próby z prototypem samolotu turystycznego XBD-2. Dwa tłokowe silniki o układzie „bokser”, Continental O-300 o mocy 145 KM każdy, są zabudowane jeden nad drugim w kadłubie samolotu i napędzają za pomocą pasów klinowych osłonięte śmigło pchające o trzech łopatach. Samolot jest wyposażony w urządzenie do odsysania warstwy przyściennej. W konstrukcji skrzydła i kadłuba zastosowano płyty przekładkowe z pokryciem aluminiowym. Stery kierunku i wysokości są umieszczone w strumieniu zaśmigłowym, co zapewnia im dużą skuteczność przy małych prędkościach lotu. Seryjna odmiana tego samolotu, nosząca oznaczenie BD-3, będzie zaopatrzona w dwa silniki Lycoming IO-540 o mocy 290 KM każdy i będzie zabierać na pokład sześć osób.

W. K.

(Rys. poniżej)

PRÓBY SILNIKA RAKIETOWEGO NA CIEKŁY WODÓR I TLEN

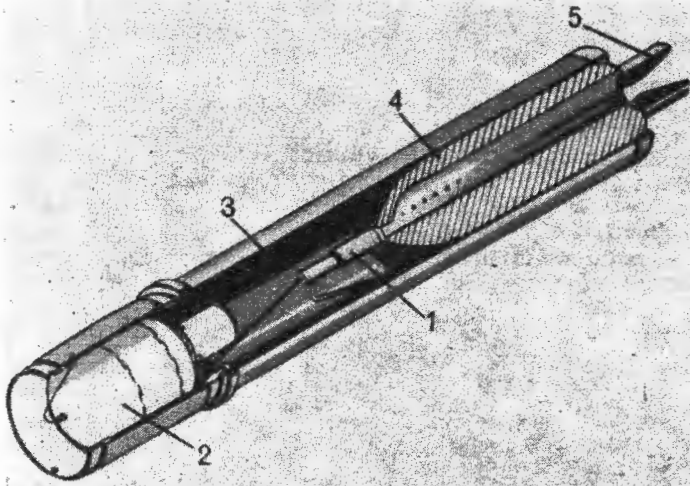
W Lewis Research Center (NASA) w Cleveland przeprowadza się próby silnika raketowego zbudowanego przez wytwórnię Pratt and Whitney i pracującego na ciekłym wodorze i tlenie. Silnik ten odznacza się możliwością rozruchu na dużych wysokościach lotu i szerokim zakresem regulacji ciągu. W czasie dotychczasowych prób udało się zdławić silnik do 20% ciągu nominalnego (6800 kG), po czym ponownie osiągnięto ciąg nominalny. Silnik jest przeznaczony do napędu wyższych stopni szeregu rakiet nośnych, między innymi czwartego stopnia S-4 rakiety „Saturn” C-1.

W. K.

AMERYKAŃSKI SILNIK RAKIETOWY NA MIESZANE MATERIAŁY PĘDNE

W doświadczalnej bazie amerykańskiej marynarki wojennej w China Lake (Kalifornia) zbudowano silnik raketowy na mieszane materiały pędne, tj. silnik pracujący na ciekłym utleniaczu i stałym paliwie. Próby z podobnym silnikiem przeprowadzono już wcześniej we Francji (o czym pisano w „Nowościach technicznych”), jednak w China Lake przeprowadzono po raz pierwszy próby w locie. Średnica silnika wynosi 305 mm, brak natomiast danych na temat ciągu i składu materiałów pędnych. Należy zaznaczyć, że paliwo stałe nie





zawierające utleniacza bardziej nadaje się do magazynowania, jest bezpieczniejsze w użytkowaniu i pozwala na budowę bardzo dużych silników.

Objaśnienia do rysunku:

- 1 — wtryskiwacz
- 2 — zbiornik ze sprężonym gazem do podawania utleniacza
- 3 — ciekły utleniacz
- 4 — stałe paliwo
- 5 — dysza wylotowa.

W. K.

621.453/6

STUDIA NAD UKŁADAMI NAPĘDOWYMI Z AKUMULATORAMI POWIETRZA

Duże wymiary obecnych rakiet nośnych wynikają przede wszystkim z potrzeby zabierania ogromnych ilości materiałów pędnych. Możliwość czerpania z otoczenia i magazynowania czynnika „odrzutowego” zmniejszyłaby znacznie wymiary rakiet bez potrzeby zwiększenia prędkości wylotowej gazów. Tego rodzaju układy napędowe — z akumulatorem czerpanego z zewnątrz czynnika „odrzutowego” i z wewnętrznym źródłem energii — są oznaczane skrótem PROFAC (Propulsive Fluid Accumulator) i dzieli się na trzy podstawowe typy:

1) PROFAC — A (A od „accelerating”). Układ ten służy do napędu rakiety nośnej w fazie lotu podorbitalnego. Składa się z silnika strumieniowego zasilanego ciekłym wodorem lub innym paliwem chemicznym. Część czerpanego z zewnątrz powietrza jest magazynowana i wykorzystywana następnie do dalszych zadań. Wadą tego układu jest konieczność magazynowania dużych ilości powietrza i stosowania w związku z tym dużych wymienników ciepła, służących do jego skroplenia. Na przykład, w przypadku zastosowania ciekłego wodoru jako paliwa i czynnika chłodzącego na 1 kg zużywanego paliwa przypadają 4 kg magazynowanego powietrza, co oznacza konieczność magazynowania i skraplania w ciągu sekundy 230 kg powietrza.

2) PROFAC — S (S od „stationary”). Jest to automatyczny akumulator powietrza umieszczony na powierzchni sztucznego satelity lub planety.

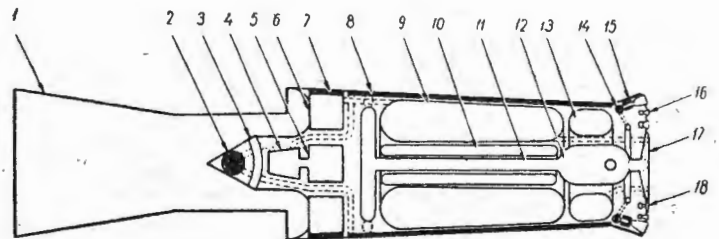
3) PROFAC — C (C od „constant velocity”). Na orbitę kołową, oddaloną od Ziemi o około 100 km, zostaje wyniesione tylko źródło energii. Na orbicie rozpoczyna się magazynowanie powietrza potrzebnego do kontynuowania podróży w kosmos lub do manewrowania satelitą względnie statkiem kosmicznym. Stosowanie napędu PROFAC-C do różnych zadań zapewnia duże korzyści, ponieważ wymaga on magazynowania tylko niewielkich ilości powietrza — około 0,45 kg/sek.

Doprowadzane do układu PROFAC powietrze dzieli się na powietrze magazynowane i na powietrze służące bezpośrednio do wytwarzania ciągu w silniku strumieniowym. Powietrze magazynowane jest całkowicie wyhamowywane w stosunku do statku, natomiast powie-

trze napędowe może być wyhamowywane całkowicie lub tylko częściowo. W związku z tym odróżnia się układy o przepływie przerywanym i o przepływie ciągłym.

Najwięcej uwagi poświęca się napędowi PROFAC-C. Opór aerodynamiczny na wysokości 100 km wynosi — przy założeniu, że cała ilość powietrza jest całkowicie wyhamowywana — około 4,5 kg/m²; wymagana ilość powietrza, doprowadzanego do układu w ciągu dnia — 150 kg/m. Prędkość wylotowa, potrzebna do pokonania oporu aerodynamicznego, jest odwrotnie proporcjonalna do ilości powietrza napędowego. W przypadku gdy połowa całej ilości powietrza jest używana do napędu (druga połowa jest magazynowana), wymagana prędkość wylotowa wynosi 16 500 m/sek. Obliczono, że atomowa rakietka nośna o dużej sprawności będzie wymagała 1000 razy większej energii do umieszczenia określonego ciężaru na orbicie, niż układ PROFAC-C do zmagazynowania ładunku powietrza o tym samym ciężarze w ciągu 25 dni krążenia po orbicie. Poza tym sprawność układu PROFAC jest większa niż sprawność raketowego silnika atomowego: 450 kg jądrowego paliwa zastosowanego do układu PROFAC może zmagazynować 0,73 · 10⁶ ÷ 0,45 · 10⁷ kg powietrza, podczas gdy ta sama ilość paliwa w silniku raketowym może wynieść na orbitę ciężar mniejszy od 0,45 · 10⁶ kg.

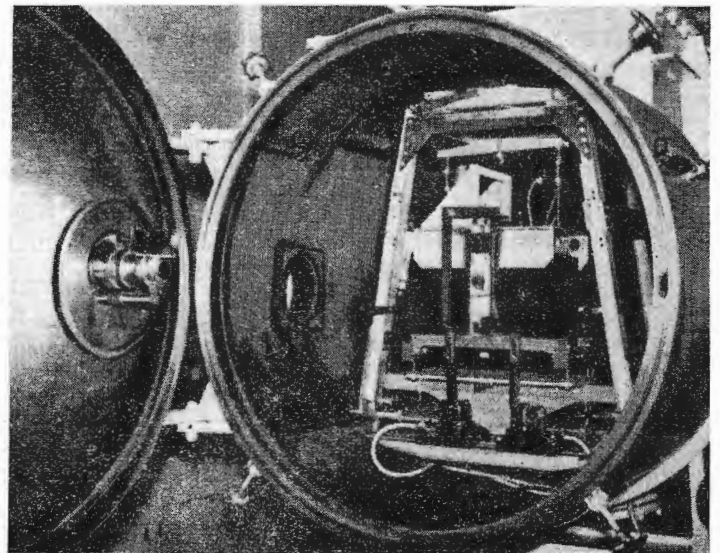
Atomowy magneto-gazo-dynamiczny silnik strumieniowy (MGD) w układzie PROFAC jest obecnie rokującym największe nadzieje napędem w przypadku długotrwałego lotu orbitalnego na małej wysokości. Na rysunku pokazano schemat statku orbitalnego wyposażonego w układ PROFAC z silnikiem strumieniowym MGD.



Oznaczenia na rysunku:

- 1 — wlot; 2 — reaktor atomowy, 3 — osłona antyradiacyjna; 4 — turbina; 5 — prądnica; 6 — pompa czynnika chłodzącego; 7 — wymiennik ciepła w układzie chłodzącym; 8 — wymiennik ciepła reaktora; 9 — zbiornik ciekłego powietrza; 10 — zbiornik ciekłego tlenu; 11 — tunel łączący pomieszczenie załogi z pozostałą częścią statku; 12 — pomieszczenie załogi; 13 — zbiornik ciekłego wodoru; 14 — wylot strumienia plazmy; 15 — silnik MGD; 16 — pomocniczy silnik raketowy na paliwo chemiczne; 17 i 18 — urządzenia do „rendevous”.

Zasada pracy silnika MGD polega na tym, że powietrze podgrzewa się w reaktorze atomowym do wysokich



temperatur i wytworzoną w ten sposób plazmę przyspiesza się między elektrodami. Prace doświadczalne wykazały, że tego rodzaju urządzenie może zapewnić impuls jednostkowy 1600 kGsek/kG, przy zastosowaniu jako plazmy powietrza, azotu lub argonu. Przy wydatku czynnika roboczego około 1 G/sek otrzymywano ciąg 1,8 kG. Fotografia przedstawia urządzenie MGD (zwane inaczej akceleratomem Lorentza) zabudowane na wadze do pomiaru ciągu w komorze podciśnieniowej. Na pokrywie komory widać wytwornicę plazmy.

Prace teoretyczne nad zastosowaniem układu PROFAC do różnych zadań kosmicznych wykazały, że w przypadku „miękkiego” lądowania na księżycu ciężar zabranego ładunku może wynosić 9000 kG lub

20 000 kG, zależnie od tego, czy ładunek ten ma wrócić na ziemię czy też nie. Na orbicie konieczne będzie magazynowanie 180 000—320 000 kG powietrza. Ciężar pułstego układu nośnego (statek orbitalny i statek kosmiczny) nie będzie przekraczał 110 000 kG. W przypadku podróży w kierunku Marsa, trwającej 170 dni, będzie można zabrać ładunek o ciężarze 32 000 kG. Dla większości lotów załogowych w układzie słonecznym prędkości wylotowe powietrza z dyszy silnika będą mniejsze od 30 000 m/sek.

Zagadnieniami układu PROFAC zajmuje się Sterge T. Demetriades z NORAIR Division, Northrop Corporation (USA).

W. K.

Kronika

Tragiczna katastrofa samolotu Viscount na Okęciu wstrząsnęła całym społeczeństwem w kraju i okryła żałobą pracowników lotnictwa. W największej — w historii polskiego lotnictwa komunikacyjnego — katastrofie w dn. 19 grudnia ub. r. zginęli na służbie pracownicy PLL „Lot”: kapitanowie — Makarczyk i Rzepecki, II pilot — Kafarski, stewardesy — Breitkopf-Kierzkowska i Kowalik oraz zastępca kierownika działu — Grzybowski. Umiłowali pracę w lotnictwie i ofiarowali mu co mieli najcenniejszego — życie.

Staraniem Skrzydła Chicago, Stowarzyszenia Lotników Polskich w Stanach Zjednoczonych i Kanadzie (którego prezesem jest pułkownik pilot Tadeusz Czołowski, wielokrotnie odznaczony najwyższymi odznaczeniami polskimi i obcymi za bojowe loty w II wojnie światowej), w Muzeum Polskim w Chicago u schyłku ub. r. odbyło się otwarcie wystawy pamiątek lotnictwa polskiego. Wystawa obrazuje dzieje lotnictwa polskiego przed II wojną światową, bohaterskie walki 1939 r. oraz wkład bojowy lotników polskich w zwycięskie bitwy ostatniej wojny. Prawdziwym unikatem są pokazane na wystawie dwa dzienniki pokładowe: jeden z nich zawiera notatki z pierwszego nalotu lotników polskich na Berlin (marzec 1941), drugi zaś z nalotu w kwietniu 1945 r. na główną siedzibę Hitlera, Berchtesgaden. Wzruszenie wywołuje sztandar z orłem i szachownicą.

Na marginesie powyższej wiadomości informujemy, że w USA istnieją trzy polskie koła (Skrzydła) lotnicze, zaś w Kanadzie — cztery.

W celu zapewnienia planowego i skutecznego współdziałania w zakresie prac społecznych o charakterze obronnym — powołany został Główny Komitet Koordynacyjny działalności Ligi Obrony Kraju, Polskiego Czerwonego Krzyża, Związku Ochotniczych Straży Pożarnych i Aeroklubu PRL. Przewodniczącym Komitetu został dyrektor ZG LOK płk. mgr A. Aponowicz. Analogicznie powołane zostaną komitety koordynacyjne wojewódzkie i powiatowe.

Na półkach księgarskich

WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY, Sierpień 1962 r.

Płk pil. J. Czownicki rozpatruje problemy rozwoju komunikacji lotniczej w Polsce. Analiza czasu trwania podróży doprowadza do wniosku, że już powyżej trzystu km opłaca się korzystanie z samolotu. Wyliczenia wskazują, że bilet na przelot 390 km powinien kosztować około 200 zł, jeżeli sprzęt będzie stanowił dotację państwową dla linii lotniczych. Cena ta może znacznie się obniżyć przy zwiększeniu ilości portów i połączeń na dobę. Autor zamieszcza mapę proponowanych połączeń krajowych (promieniowych i obwodowych) przy czym ocenia ilość samolotów potrzebnych w 1975 r. na 30—40. Postuluje wprowadzenie jednostek 20- i 40-osobowych.

Kpt. inż. E. Cichosz zamieścił obszerną monografię rozruszników silników turboodrzutowych, opisując kolejno rozruszniki: spalinowe tłokowe, pneumatyczne, turbinowe i elektryczne. Niestety w zakresie tych ostatnich, zaledwie kilka zdań poświęcono powszechnie dziś wprowadzanym prądorozrusznikom.

Mjr inż. R. Staniszewski omawia zagadnienie niestatecznej pracy silników rakietowych na ciekły materiał pędny.

W recenzowanym zeszycie wydrukowano ponadto interesujący przegląd samolotów szkolno-treningowych państw kapi-

talistycznych. Wśród zestawionych 14 pozycji, 10 ma napęd odrzutowy.

Poza wymienionymi materiałami zeszyt VIII WPL zawiera artykuły z taktyki wojskowej, notatki historyczne oraz nowości lotnicze.

WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY, Wrzesień 1962 r.

Kpt. mgr inż. E. Cichosz zaznajamia czytelników z postępem w budowie płatowców. W artykule omówiono: usterzenia typu płytowego oraz nowości w zakresie konstrukcji skrzydła: rozdwojona krawędź spływu, uskok krawędzi natarcia, spoiler, zakrzywienie noska profilu, wreszcie projekt skrzydła samolotu B-70 „Valkyrie” (jako przykład wykorzystania fali uderzeniowej dla zwiększenia siły nośnej skrzydła).

Kpt. Bielski opisuje zrzucanie ciężkich ładunków na spadachronach.

Zeszyt zawiera ponadto obszerną część taktyczną, historyczno-taktyczną, nowości lotnicze i przegląd wydawnictw.

HYDROAEROMECHANIKA

MECHANIKA LOTU

532.542.1 ILot

Suszczich M. W., Suszczich N. P.: Rasczot gidrawliczeskowo udara pri produwkie szatym wozduchom magistralnej zidkosti. Obliczenie hydraulicznego uderzenia podczas przedmuchiwania sprężonym powietrzem rurociągu dla cieczy. Izw. Wys. Uczeb. Zaw., Awiacionnaja Technika, 1962, nr 3, s. 54—61, rys. 6, ods. 2.

Rozpatrzono zwiększenie ciśnienia w rurze zapełnionej wodą, której jeden koniec połączony był z przestrzenią o wielkiej objętości, a przez drugi podawano sprężone powietrze. Równania nieustalonego przepływu cieczy w przewodzie o stałym przekroju sprowadzono do postaci równania telegraficznego i rozwiązano przybliżoną metodą.

Porównanie obliczeniowych i doświadczalnych danych pozwoliło stwierdzić zadowalającą zgodność wyników obliczeń z eksperymentem.

R. Ł.

533.697.3 ILot

Zariankin A. Je.: K rasczot potier w biezotrywnych diffuzorach. O obliczeniach strat w dyfuzorach bez oderwania warstwy przysięennej. Izw. Wys. Uczeb. Zaw., Awiacionnaja Technika, 1962, nr 3, s. 157—165, rys. 5, ods. 4.

Obecnie przyjęte jest, że straty w dyfuzorach ocenia się w oparciu o tzw. współczynnik strat, który jest sumą strat na tarcie i strat związanych z odrywaniem się warstwy przysięennej, bez względu na to, czy odrywanie się warstwy przysięennej występuje czy nie. Autor artykułu wykazał, że wykorzystując charakterystykę warstwy przysięennej w przypadku przepływu bez zawirów, straty w dyfuzorach dowolnego kształtu mogą być obliczone dostatecznie dokładnie i określone tylko wielkością strat tarcia.

R. Ł.

537.527.1 ILot

Popow N. N.: Nowaja model prowadiaszczewo gaza. Nowy model przewodzącego gazu. Izw. Wys. Uczeb. Zaw., Awiacionnaja Technika 1962, nr 3, s. 46—53, rys. 1, ods. 4.

Rozpatrzono nowy model plazmy, w której podawany czynnik rozpatruje się jako mieszaninę dwu składników: 1) zjonizowaną część gazu (jony i elektrony) oddziałującą z polem elektromagnetycznym i 2) bezładne molekule.

Między składnikami występują siły wzajemnego oddziaływania. Przy temperaturach 5000—15000 °K jonizacja plazmy jest rzędu 5—20%. Traktując składniki jako ośrodki ciągłe, wyprawdano równania ruchu plazmy.

R. Ł.

533.6.013.412:533.691.152 ILot

Taylor A. S.: A theoretical investigation of the longitudinal stability, control and response characteristics of jet-flap aircraft. Teoretyczne badanie stateczności podłużnej, sterowania i charakterystyk zachowania się samolotu z kłapami strumieniowymi. A. R. C., R. a. M., 1960, nr 3272, ss. 100, rys. 39, tabl. 8, ods. 15.

W pracy przedstawiono dwa etapy badania podłużnej stateczności, sterowania i charakterystyk zachowania się samolotu z kłapami strumieniowymi o rozsądnie/dużym wydłużeniu, opartego na teoretycznych danych o sile nośnej i momentach Spence'a. Rozważono zalety sterów konwencjonalnych (ogonowych) i sterów z kłapą strumieniową (zawór dławiaczy, wychylenie kłap). W części I ograniczono się do rozważenia pochylenia, stateczności statycznej i quasi ustalonej manewrowości stwierdzając, że stery strumieniowe wydają się być nieco mniej dogodne od sterów ogonowych. W części II przeprowadzono studium stateczności dynamicznej i względnych charakterystyk zachowania się przy impulsach skokowych poszczególnych sterów. Stwierdzono, że w warunkach wysokiej siły nośnej, kryterium quasi ustalonej manewrowości nie może stanowić właściwej bazy dla porównania efektywności sterów, ponieważ rozbieżna fugoida o stosunkowo krótkim okresie, sprzężona z szybkim drganiem o okresie dość długim, zapobiegają utworzeniu się warunków quasi ustalonych. Ponieważ początkowa reakcja jest znacznie powolniejsza dla sterów ogonowych od sterów strumieniowych, możliwe jest, że dla tego przypadku stery strumieniowe mogą być bardziej skuteczne. Kryterium manewrowości pozostaje jednakże ważne dla warunków przelotowych i wyższość sterów konwencjonalnych nad strumieniowymi dla tego przypadku została potwierdzona.

J. Ch.

629.135.4.072/075:533.661 ILot

Witkowski R.: Uniwersalna metoda wyznaczania podstawowych osiągnięć śmigłowca. Prace Inst. Lotn., 1962, nr 17, s. 8—21, rys. 16, tabl. 10, ods. 6.

W oparciu o wyniki pomiarów dokonanych w locie poziomym i w zawisie śmigłowca, metoda pozwala — przy użyciu prostych przeliczeń — na wyznaczenie najważniejszych osiągnięć śmigłowca dla dowolnego ciężaru odniesienia i dowolnych

warunków klimatycznych. Stosowalność metody ograniczona jest do pionowej i ukośnej prędkości wznoszenia śmigłowca, oraz do typowych pułapów śmigłowca: pułapu praktycznego, pułapu zawisu i pułapu zawisu w wpływie ziemi.

Warunkiem uzyskania dokładnych wyników jest posiadanie krzywych zależności mocy silnika śmigłowca od prędkości obrotowej i ciśnienia ładowania dla warunków odpowiadających poziomowi morza Atmosfery Wzorcowej, jak również dysponowanie możliwością dokładnego zapisu parametrów pracy silnika w locie. Nie jest natomiast potrzebne zapewnienie ścisłego pomiaru prędkości zerowej względem ośrodka.

Metoda pozwala na opracowanie tablic zależności osiągnięć śmigłowca od zmian wysokości, temperatury otoczenia i ciężaru w locie. Tablice takie stanowią nieodłączną część instrukcji pilotażowych nowoczesnych śmigłowców.

AERODYNY, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

533.662.6 ILot

Head R. E.: A comparison of rotor blade loads measured in flight and on a quarter-scale wind tunnel model. Porównanie obciążeń łopaty wirnika zmierzonych w locie i na czterokrotnie zmniejszonym modelu aerodynamicznym. J. Amer. Helicop. Soc., 1962, t. 7, nr 3, s. 28—35, fot. 3, rys. 11.

W artykule przeprowadzone jest porównanie wyników pomiarów zginania w okolicy nasady łopaty w płaszczyźnie cięciwej i prostopadłej do niej oraz skreślenia, dokonanych na modelu wirnika w skali 1:4 w czasie serii badań tunelowych — z wynikami pomiarów na śmigłowcu w locie. Wykazane jest, iż można otrzymać dobre przybliżenie wartości obciążeń w krytycznym obszarze łopaty z prostego modelu wirnika, o ile jego łopaty są odpowiednio „nastrojone” na częstotliwość drgań giętnych i skrętnych pierwszej postaci, ale mają jednocześnie nadmiar sztywności w stosunku do wyższych postaci.

Badania prowadzone były na wirniku stosowanym w śmigłowcu doświadczalnym XV-I i śmigłowcu-dźwigu Mc Donnell 120D oraz jego modelu.

R. W.

533.662.6 ILot

Young M. I.: On the kinematics and dynamics of large amplitude forced lead — lag rotor systems. O kinematyce i dynamice układów wirników z wymuszonymi dużymi ruchami łopat w płaszczyźnie obrotu. J. Amer. Helicop. Soc., 1962, t. 7, nr 3, s. 10—16, rys. 7.

Asymetria przepływu przez wirnik śmigłowca w locie do przodu i związany z tym wpływ ściśłości i oderwania na wysokich prędkościach mogą być poważnie zmniejszone przez zmuszenie łopat wirnika do wykonywania ruchów w płaszczyźnie obrotów (płaszczyźnie azymutalnej) z odpowiednią fazą i dużą amplitudą. W artykule dokonano przeglądu kinematyki i dynamiki takiego układu i otrzymano związki określające wypadkowe obciążenia, zmiennie działające na mechanizm wzbudzający, ważność których sięga amplitud jednego radiana. Pokrywa to zakres współczynników prędkości do $\mu = 0.6$. Ruch łopat daje w wyniku osycylacyjny ruch środka ciężkości wirnika i siłę „potrzebującą” śmigłowca, która maleje przy zwiększonej ilości łopat. Wyprowadzone zależności odnoszą się do wirników mających od dwóch do sześciu łopat.

R. W.

533.662.6 ILot

Miller R. H.: On the computation of airloads acting on rotor blades in forward flight. O obliczaniu obciążeń aerodynamicznych działających na łopaty wirnika w locie do przodu. J. Amer. Helicop. Soc., 1962, t. 7, nr 2, s. 56—66, rys. 8, ods. 2.

Prawdopodobnie jednym z najtrudniejszych zagadnień, wobec których stoi konstruktor wiroplatów, jest obecnie sprawa określenia obciążeń aerodynamicznych a w szczególności składowej tych obciążeń pochodzącej od drgań. Od precyzyjnego rozwiązania tego zadania zależy bowiem możliwość przedłużenia resursów łopat i podwyższenie osiągnięć śmigłowców.

Biorąc pod uwagę pewne podobieństwo skrzydła o skończonym rozpiętości i łopaty wirnika, autor proponuje metodę względnie szybkiego określania rozkładu obciążenia wzdłuż łopaty. Kolejne etapy obliczenia obejmują: obliczenie składowych przepływu indukowanego przez wirnik dla różnych azymutalnych położeni łopaty, obliczenie natężenia wirów schodzących z łopaty, obliczenie współczynników obciążeń harmonicznych — przy czym w całości obliczenia użyta jest metoda kolejnych przybliżeń. Zanimowane jest sprzężenie między różnymi harmonicznymi.

Zestawiono wyniki otrzymane na zaproponowanej drodze teoretycznej z wynikami badań praktycznych. Zgodność jest bardzo duża.

R. W.

629.13.053:621.396.93 ILot

Hornor R. J.: A refined method of compass adjustment for aircraft fitted with Doppler radar navigation equipment. Ele-gancka metoda dostosowania kompasu do samolotu wyposażo-

Tabela 6 Skład chemiczny różnych stopów żarowytrzymałych których głównym składnikiem jest nikiel

L.p.	Oznaczenie stopu	Producent	Skład chemiczny, %												
			C	Si	Mn	Cr	Ni	Co	Mo	Ti	Nb	Al	W	Fe	Inne
1	X20H80T (3A435)	ZSRR	≤0,12	≤0,8	≤0,7	19-23	≥75	—	—	≤0,4	—	≤0,2	—	reszta	—
2	X20H80T3 (3A437)	ZSRR	≤0,08	≤1,0	≤0,5	19-23	reszta	—	—	2,0-2,9	—	0,4-1,1	—	—	
3	X18H67B5M5T2HP (3A445P)	ZSRR	≤0,08	≤0,6	≤0,5	17-20	reszta	—	4-5	2,2-2,8	—	0,7-1,7	4-5	—	B ≤ 0,01 Ce ≤ 0,01
4	X16H80T6HP (3A607)	ZSRR	≤0,08	≤0,8	≤1,0	15-17	reszta	—	—	1,8-2,3	1,0-1,5	0,5-1,0	—	≤3,0	—
5	3A607A	ZSRR	≤0,08	≤0,8	≤1,0	15-17	reszta	—	—	1,4-1,8	1,0-1,5	0,5-1,0	—	≤3,0	—
6	3A869	ZSRR	≤0,08	≤0,8	≤1,0	14-17	reszta	—	—	1,5-1,9	1,0-1,5	1,1-1,4	—	≤3,0	B ≤ 0,005 Zr ≤ 0,003
7	X15H70B5M4HP2TP (3A765)	ZSRR	0,10-0,15	≤0,5	≤0,5	13-16	reszta	—	3,5	0,9-1,4	—	1,7-2,3	4-6	≤3,0	B ≤ 0,01
8	X15H70B6M3T2HP (3A617)	ZSRR	0,08	≤0,5	≤0,6	15,0	reszta	—	3,0	2,0	—	2,0	7,0	≤5,0	V 0,3 B 0,008
9	X16H60HP3 (3A559A)	ZSRR	≤0,10	≤0,8	≤0,3	15-18	55-60	—	—	—	—	2,8-3,6	—	reszta	—
10	G.39	Anglia	0,5	1,0	—	20	65	—	3,0	—	1,5	—	3,0	3,0	Ta 1,5
11	Refractaloy A	USA	0,07	0,3	0,6	20	49	—	1,5	—	—	—	—	reszta	—
12	Refractaloy B	USA	0,1	—	2,0	25	30	—	8	—	—	—	—	reszta	—
13	Refractaloy 26	USA	≤0,06	0,5-1,5	0,4-1,0	16-20	35-39	18-22	3	2,9	—	≤0,5	—	1,8	—
14	Incoloy T	USA	0,1	0,4	1,0	21	32	—	—	1,0	—	—	—	reszta	—
15	Incoloy 901	USA	0,05	0,2	0,5	13	43	—	6	2,5	—	0,2	—	reszta	B 0,03
16	Hastelloy A	USA	≤0,15	1,0	2,0	—	57	—	18-22	—	—	—	—	18-22	—
17	Hastelloy B	USA	≤0,12	≤1,0	≤1,0	1,0	62-68	—	26-30	—	—	—	—	4-7	V 0,25-0,5
18	Hastelloy C	USA	≤0,15	≤1,0	≤1,0	13-16	55	—	15-19	—	—	—	35-55	4-7	—
19	Hastelloy D	USA	0,1	1,0	1,0	—	85	—	—	—	—	—	—	1,0	Cu 3
20	Hastelloy F	USA	≤0,08	—	—	21-23	44-47	2,5	5,5-7,5	—	1,75-2,5	—	—	reszta	—
21	Hastelloy R-235	USA	0,12	≤1,0	≤1,0	1,5	reszta	≤2,5	4-7	2,5	—	2,0	—	8-10	—
22	Hastelloy W	USA	≤0,12	≤1,0	≤1,0	4-6	reszta	—	23-26	—	—	—	—	4-7	—
23	Hastelloy X	USA	≤0,15	—	—	20-23	reszta	0,5-2,5	8-10	—	—	—	0,2-1,0	17-20	—
24	K-42B	USA	0,05	0,7	0,7	18	43	2,2	—	2,5	—	0,6	—	1,3	N ₂ 0,15
25	HE-2043	USA	0,4	—	—	26	30	1,5	4,0	—	—	—	2,0	reszta	B 0,15
26	100NT-2	USA	1,0	0,5	1,5	20	30	20	3,0	—	—	—	2,2	reszta	Ta 2,0
27	Inconel	USA	0,04	0,2	0,35	14-17	≥72	—	—	—	—	—	—	≤9,0	—
28	Inconel X	USA	0,04	0,3	0,7	14-16	≥70	—	—	2,5	1,0	0,4-1,0	—	5-9	—
29	Inconel W	USA	0,04	0,2	0,6	1,5	75	—	—	2,5	—	0,6-0,9	—	7,0	—
30	Inconel X-550	USA	0,03	0,3	0,5	1,5	73	—	—	2,5	0,6	1,1	—	6,5	—
31	Inconel 700	USA	0,10	0,2	0,5	1,5	49	2,8	3,0	2,0	—	3,0	—	0,5	—
32	Inconel 702	USA	0,04	0,25	0,10	15,5	reszta	—	—	—	—	3,0	—	0,5	—
33	Inconel 739	USA	0,07	0,2	0,5	1,5	reszta	—	—	1,7	—	2,7	—	1,0	—
34	Inconel 713	USA	0,12	0,4	0,15	1,3	reszta	—	4,5	0,6	2,3	6,0	—	1,0	—
35	Waspalloy	USA	0,10	0,75	1,0	1,9	reszta	1,3	4,0	2,5	—	1,25	—	≤2,0	—
36	Udimet 500	USA	0,10	—	—	1,9	reszta	1,4	4,0	3,0	—	3,0	—	1,0	B 0,008
37	Udimet 700	USA	0,15	—	—	1,5	reszta	1,75	5,0	3,5	—	4,25	—	1,0	B ≤ 0,10
38	Nicrotung	USA	0,10	—	—	1,2	reszta	1,0	—	4,0	—	4,0	8,0	—	B 0,05; Zr 0,05
39	Rene 41	USA	0,12	0,5	0,1	1,9	reszta	1,1	1,0	3,1	—	1,5	—	—	—
40	Cosmaloy	USA	≤0,04	≤0,10	≤0,10	1,5	reszta	—	3,8	3,4	—	4,7	2,2	≤0,2	B 0,08; Zr 0,07
41	M-252	USA	0,10	0,7	1,0	1,9	5,4	1,0	1,0	2,5	—	0,9	—	≤2,0	B 0,005
42	GMR-235	USA	0,15	0,6	0,25	1,5	6,5	—	4,5-6,0	2,0	—	2,5-3,0	—	8-12	B 0,05
43	J-1360	USA	0,1	—	—	1,0	7,0	—	5,0	—	2,0	6,0	—	6,0	B 0,05
44	1753	USA	0,24	0,1	0,05	16,25	reszta	7,2	1,6	3,15	—	1,9	8,4	9,5	B 0,008 Zr 0,06

nego w radarowe urządzenia nawigacyjne Dopplera. J. Soc. lic. Aircr. Eng., t. 10, nr 10, s. 14-16, ods. 2.

Opisana metoda posługuje się szeregiem Fouriera do określenia krzywej pozostałości odchyłań (residual deviation curve) i analiza najmniejszych kwadratów celem sprawdzenia dokładności operacji. W ten sposób, możliwe jest zmniejszenie odchyłań do mniej niż $0,5^\circ$ z maksymalnym błędem rzędu $\pm 0,1^\circ$.
A. K.

629.13.056.38 ILOt

Nickel E.: Über pneumatisch-elektronische verfahren zur Messung des Kraftstoffvorrats. Teil I: Pneumatik. O pneumatycznych-elektronowych metodach pomiaru zapasu paliwa. I część: Pneumatyka. D.F.L. — Bericht, nr 109, 1960, ss. 63.

Podano metodę pośredniego określenia zapasu paliwa, opartą na zasadzie pomiaru różnicy między znaną objętością zbiornika i termodynamicznie wg adiabaty ustaloną objętością nad powierzchnią paliwa zajęta przez gaz. Wyniki pomiaru nie zależą od położenia zbiornika, jego ukształtowania i przyspieszeń. Ponieważ leżąca u podstawy metody adiabatyczna przemiana zachodzi jedynie w bardzo krótkim czasie, impuls wystarczająco mało bezwładnej membrany może być przeniesiony i zmierzony jedynie metodą elektronową. O części elektronicznej urządzenia opublikowana zostanie odrębna praca.
J. Ch.

629.13.05:532.575.57 ILOt

Rucz A.: Paliwomierz pojemnościowy. Prace Inst. Lotn., 1962, nr 17, s. 35-42, rys. 15, ods. 3.

Zasada działania i metoda obliczeń układu pomiarowego paliwomierzy pojemnościowych oraz podano niektóre dane dotyczące konstrukcji tych przyrządów, w oparciu o prace prowadzone na ten temat w Instytucie Lotnictwa.

629.13.001:628.8 ILOt

Dettmann G.: Ergänzung zum DFL-Bericht, nr 74: Beschreibung der Höhen- und Klimaprüfanlagen. Uzupełnienie do sprawozdania DFL — nr 74: Opis stoisk do badań urządzeń wysokościowych i klimatyzacyjnych. DFL-Bericht, nr 134, 1960, ss. 39, rys. 13.

Znajdujące się w użytkowaniu od pięciu lat stoiska do badania urządzeń wysokościowych i klimatyzacyjnych Instytutu Lotnictwa DFL zostały uzupełnione nowoczesnym układem sprężarkowym „Copeland” i komorą niskich ciśnień o pojemności 12 m³. Opisano rozszerzone w ten sposób możliwości doświadczalne, szczególnie odnośnie szybkości głębokiego zamrażania i naśladowania dużych prędkości wznoszenia. Osiągi urządzeń w poszczególnych zakresach zostały przedstawione w postaci graficznej, co ułatwia przeprowadzenie określonych programów prób.
J. Ch.

SILNIKI LOTNICZE

621.438:534.242:539.433 ILOt

Stankiewicz E.: Model dynamiczny silnika turbinowego do wyznaczenia jego częstości rezonansowych. Prace Inst. Lotn., 1962, nr 17, s. 3-7, rys. 10, ods. 3.

Metoda wyznaczenia częstości rezonansowych silnika turbinowego przy pomocy modelowania dynamicznego. Uwzględnia się przy tym podatność podpór wirnika, wpływ korpusu silnika i efekt giroskopowy dysków.

Zastosowanie modelowania do wyznaczenia obrotów krytycznych nie jest rzeczą nową (Kurt Fink und Christof Rohrbach, Handbuch der Spannungs- und Dehnungsmessung (3) — patrz rozdział poświęcony modelowaniu), jednak autorowi nie udało się znaleźć w literaturze technicznej opisu odwzorowania modelowego efektu giroskopowego, przy precesji synchronicznej i dowolnej precesji asynchronicznej.

Grzegorzewski J.: Badania komór spalania lotniczych silników turbinowych. Prace Inst. Lotn., 1962, nr 17, s. 22-34, rys. 23, ods. 10.

Podano metody określenia podstawowych charakterystyk komory i stosowaną do tego celu aparaturę naukowo-badawczą. Krótko przedstawiono metodę oceny błędów występujących przy obliczaniu współczynnika wydzielania ciepła, na podstawie parametrów zmierzonych w czasie prób.

621.431.75:621.438 ILOt

Löhner K.: Gedanken über ein Triebwerk für Schul- und Sportflugzeuge. Rozważania o silniku dla samolotów szkolnych i sportowych. DFL-Bericht, nr 124, 1960, ss. 34, rys. 20, tab. 4.

Omówiono zagadnienia celowego doboru i rozwoju silnika dla samolotów szkolnych i sportowych. Za pomocą tabel i wykresów porównano silnik tłokowy i turbosmigłowy odnośnie zachowania się w czasie pracy, ciężaru, kosztów i eksploatacji. Na koniec przedstawiono zagadnienia ulepszeń i kosztów rozwoju silników tłokowych, zanotowano nowe konstrukcje i przedstawiono linie rozwoju.
J. Ch.

621.454:536.8:34:533.6:011.5 ILOt

Lutz O., Alvermann W., Dietze W.: Beitrag zur Thermodynamik der Überschallströmung. Przyczynek do termodynamiki przepływu naddźwiękowego. DFL-Bericht, nr 123, 1960, ss. 15, rys. 12.

W pracy rozszerzono znane przedstawienie procesów za pomocą wykresów p.w. na naddźwiękowe przepływy powietrza z do- i odprowadzeniem ciepła. Rozważono przy tym jedynie

oba przypadki graniczne, w których chłodzony lub ogrzewany jest strumień powietrza bez fali uderzeniowej lub za prostopadłą falą uderzeniową. Przedstawiono w postaci wykresów gazodynamiczne straty ciśnienia przy do- i odprowadzeniu ciepła oraz całkowite sprawności i współczynniki ciągu fikcyjnego, składającego się z cylindrycznej rury i dyszy o całkowitym rozprężaniu silnika strumieniowego.
J. Ch.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

621.315.61:629.13.06 ILOt

Potter D. M.: Insulation-blankets. Koce izolacyjne. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 12, s. 427-433, rys. 15.

Głównym celem kocy izolacyjnych jest osłona konstrukcji płatowca od promieniowania ciepła z dysz wylotowych lub osłona przewodów systemu przeciwbłodzeniowego, czy osłony kabiny. Dla osłony materiałów izolacyjnych od wchłaniania olejów i benzyny stosuje się dwustronne okrycie ich folią o grubości 0,07-0,1 mm.

W artykule omówiono zastosowanie tych materiałów do osłony podwójnego wylotu silnika pionowego startu, Bristol Siddeley Pegasus. Artykuł zawiera opis procesu technologicznego wykonania omawianej osłony.
A. G.

621.51 ILOt

Stainless — steel compressor — casings. Korpusy sprężarek ze stali nierdzewnych. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 11, s. 377-378, rys. 4, tab. 2.

Wobec ciągłego wzrostu wymagań stawianych elementom lotniczym, istnieje potrzeba wprowadzania nowych, wytrzymałych materiałów. Tak więc ostatnio zaczęto stosować stale nierdzewne, o bardzo wysokiej wytrzymałości, na kadłuby sprężarek wysokiego ciśnienia. Elementy te wykonuje się metodą odlewania odśrodkowego. W artykule podane są duże trudności i ciekawe zagadnienia z tym związane, wraz z podłożem technicznym i ekonomicznym stosowania omawianego sposobu wytwarzania.
A. G.

621.986 ILOt

Heavy flow-forming. Kształtowanie rolką ciężkich detali. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 11, s. 374-376, rys. 2.

Kształtowanie rolką jest procesem złożonym polegającym na deformowaniu przedmiotu nałożonego na trzpień za pomocą rolki. W artykule omówiono przypadki zastosowania tej metody do wykonywania korpusów silników rakietowych o średnicy rzędu 1500 mm. Zamieszczono opis obrabiarki dwurołkowej i opis procesu formowania. Podano również analizę efektów technicznych i ekonomicznych w porównaniu z procesem obróbki mechanicznej.
A. G.

KONTROLA TECHNICZNA W PRODUKCJI LOTNICZEJ

621.753.1:629.13.002 ILOt

Precision in production. Dokładność w produkcji. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 11, s. 388-394, rys. 13.

Artykuł omawia niektóre eksponaty wystawiane na wystawie przyrządów pomiarowych, narzędzi i pras mechanicznych w Kensington. M.in. omówiono przyrząd do pomiaru kołowości kształtów, mierzący z dokładnością 0,00025 mm, firmy O.M.T., stoły podziałowe tej samej firmy z odczytem 0,1 sekundy i 1 sekunda, przyrządy wskazujące moment styku tarczy ściernej z przedmiotem, jednostki samobieżne o napędzie pneumatycznym, projektorzy, oświetlacze narzędziowe, drążarkę elektrochemiczną i inne.
A. G.

621.75:629.13.002 ILOt

Conway H. G.: Measurement problems in the aircraft industry. Zagadnienia miernicze w przemyśle lotniczym. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 11, s. 395-401, rys. 10.

Autor omawia problemy pomiarów w lotnictwie, od pomiarów przyrządów montażowych zespołów płatowca do małych zaworów hydraulicznych serwo mechanizmów pocisków sterowanych. Wiele miejsca poświęcono praktyce metrologicznej w przemyśle oraz zagadnieniu gładkości powierzchni. Poruszono również sprawę analizy wymiarowej, dla wymiarów tolerowanych, jak również rozrzutu wymiarów uzyskiwanych na obrabiarkach sterowanych programowo.
A. G.

621.315.5:629.13.06 ILOt

Reynolds J. E.: Pipe-checking. Kontrola przewodów. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 12, s. 415-417, rys. 5.

Przewody zabudowywane na płatowcach posiadają złożony kształt przebiegu osi. Do kontroli poprawności wygięć muszą istnieć przyrządy odtwarzające fragmenty płatowca, w których mają być zamontowane przewody.

W artykule podano przykłady i możliwości budowy przyrządów do kontroli dowolnie wygiętych przewodów, wykonane z elementów znormalizowanych — uniwersalnych, przedstawiono zastosowanie zasad racjonalnej normalizacji elementów przyrządowych, możliwe do wykorzystania nie tylko w produkcji małoseryjnej.
A. G.

Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIINTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy. CIINTE wykonuje odpłatnie (wg Cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

