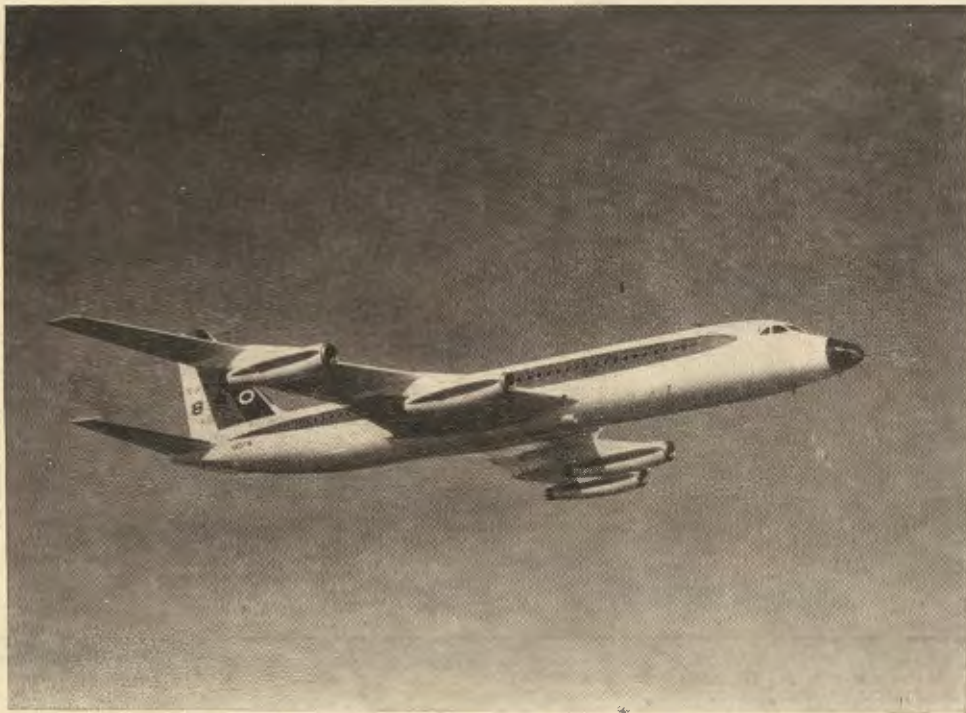


10

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
PAŹDZIERNIK 1961



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

(uzupełnienie)

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

W roku 1954—55, w ramach „Pomocy Konstruktorskich Techniki Lotniczej”, opublikowano szereg tabel i wykresów, zawierających dane o stalach, stopach metali kolorowych i lekkich, tworzywach sztucznych, drewnie, paliwach lotniczych itd.

Rozwój techniki związany jest jednak ze stosowaniem coraz to innych, doskonalszych materiałów konstrukcyjnych, charakteryzujących się nowymi, cennymi własnościami. Olszyście osiągnięcia ostatnich lat w dziedzinie techniki jądrowej, przemysłu lotniczego i samochodowego, chemicznego, a wreszcie techniki rakietowej, stały się możliwe tylko dzięki szerokiemu stosowaniu metali do niedawna mało wykorzystywanych, takich jak: tytan, cyrkon, magnez, molibden, beryl, tantal, niob oraz ich stopy. Niezależnie od tego opracowano i wprowadzono do produkcji cały szereg nowych stopów, opartych na bazie metali już dawniej stosowanych na skalę przemysłową, na przykład stali i stopów odpornych na działanie korozji i wysokich temperatur.

Osobny rozdział stanowią tak zwane cermyty, to jest materiały uzyskiwane przez splekanie proszków metali z proszkami ceramicznymi, niemetalicznymi, takimi jak tlenki, węgliki, azotki, borki, krzemki itp. Wyjątkowa odporność tych materiałów na działanie korozji i bardzo wysokich temperatur umożliwia podwyższenie sprawności silników cieplnych, zwłaszcza silników odrzutowych samolotów naddźwiękowych.

W związku z tym, dane o materiałach stosowanych w przemyśle lotniczym, opublikowane w „Technice Lotniczej” w ubiegłych latach, są już w chwili obecnej niewystarczające i wymagają na ogół gruntownego uzupełnienia.

Uzupełnienie to, którego druk rozpoczyna się w bieżącym zeszycie, obejmuje grupę materiałów, które w ostatnich latach osiągnęły największy rozwój, a mianowicie:

a) stale odporne na korozję (nierdzewne, kwasoodporne i żaroodporne),

- b) stopy aluminium do pracy w podwyższonych temperaturach,
c) stopy magnezu do pracy w podwyższonych temperaturach,
d) stopy żaroodporne i żarowytrzymałe na podstawie niklu, chromu i kobaltu,
e) stopy tytanu,
f) stopy molibdenu, cyrkonu, berylu, tantalu i niobu,
g) cermyty.

CZĘŚĆ I

Stale odporne na korozję

Część I uzupełnienia zawiera dane dotyczące stali odpornych na działanie korozji, to jest stali nierdzewnych, kwasoodpornych i żaroodpornych.

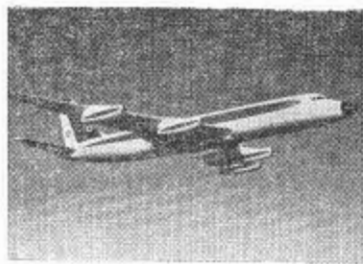
W tabeli 1 podano skład chemiczny, ważniejsze własności fizyczne, najwyższą dopuszczalną temperaturę pracy i ocenę spawalności (D-dobra, DD-dość dobra, TS-trudnospalna, N-niespalna) tego typu stali produkowanych w Polsce. Dla porównania, w tabeli 2 podano — obok oznaczeń polskich — odpowiednie oznaczenia radzieckie i amerykańskie.

Dla zorientowania Czytelnika w asortymencie stali odpornych na korozję, stosowanych za granicą, a nie mających odpowiedników w Polsce, w tabeli 2 podano oznaczenia, skład chemiczny i własności fizyczne ważniejszych stali radzieckich i amerykańskich.

W tabeli 3 podano postać i stan dostawy tych stali, własności mechaniczne zależnie od stanu materiału, warunki przeróbki plastycznej i obróbki cieplnej, typy elektrod stosowanych przy ich spawaniu, wreszcie charakterystyczne własności i przykłady zastosowania.

TREŚĆ

| | str. |
|---|------|
| Pół wieku zorganizowanej działalności Mechaników Polskich | 225 |
| Z. ŁAPIŃSKI: Wytrzymałość konstrukcji pracujących na zmęczenie | 226 |
| P. KWIATKOWSKI: Zastosowanie izotopów promieniotwórczych do pomiaru luzu między wirnikiem i kierownicą turbiny silników turbinowych | 237 |
| J. POLKOWSKI: Możliwości zwiększenia mocy stopnia turbiny gazowej | 238 |
| M. RABENDA: Kilka praktycznych zagadnień związanych z określeniem wartości obrotów krytycznych, cz. II | 243 |
| J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI: Problemy przy wprowadzaniu do produkcji obrabiarek sterowanych numerycznie | 245 |
| ST. MADEYSKI: Nasz głos w sprawie wynalazczości | 247 |
| Słownictwo: S. WITKOWSKI: Kilka uwag z dziedziny słownictwa | 250 |
| R. ORŁOWSKI: Plany rozwojowe komunikacji lotniczej w ZSRR | 250 |
| Nowości techniczne | 252 |
| Na półkach księgarskich | 254 |
| Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa | 255 |
| Pomoce Konstruktorskie — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych | okł. |



NASZA OKŁADKA

Samolot komunikacyjny
Convair 880

CONTENTS

| | page |
|---|----------|
| Half an age of organized activity of Polish Mechanicians | 225 |
| Z. ŁAPIŃSKI: Strength of constructions operating in fatigue conditions | 226 |
| P. KWIATKOWSKI: Radioisotopes applying for measurement of clearance between rotor and guide ring of turbine engines | 237 |
| J. POLKOWSKI: Possibilities of power increase of a gas turbine stage | 238 |
| M. RABENDA: Some practical problems connected with definition of critical speed value, part II | 243 |
| J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI: Problems of introducing of numerical controlled machine-tools into production | 245 |
| ST. MADEYSKI: Our voice in the matter of inventions | 247 |
| Vocabulary: S. WITKOWSKI: Some remarks from vocabulary domain | 250 |
| R. ORŁOWSKI: Evolutionary arrangements of air communication in USSR | 250 |
| Technical News | 252 |
| On Bookseller's Shelves | 254 |
| Aviation Documentation Review | 255 |
| Designer's Data Sheets: A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materials applied in aircraft constructions | on cover |

СОДЕРЖАНИЕ

| | Стр. |
|---|------|
| Полувековая деятельность | |
| Объединения польских механиков | 225 |
| Z. ŁAPIŃSKI: Прочность конструкции работающих на усталость | 226 |
| P. KWIATKOWSKI: Применение излучаемых изотопов для измерения зазора между ротором и направляющей турбины в турбинных двигателях | 237 |
| J. POLKOWSKI: Возможности увеличения мощности ступени газовой турбины | 238 |
| M. RABENDA: Несколько практических проблем связанных с определением значения критических оборотов — часть II | 243 |
| J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI: Проблемы при введении в производство станков управляемых численно | 245 |
| ST. MADEYSKI: Наш голос в деле изобретательства | 247 |
| Лексикология: S. WITKOWSKI: Несколько замечаний в области лексикологии | 250 |
| R. ORŁOWSKI: Планы развития авиационной коммуникации в СССР | 250 |
| Технические новости | 252 |
| На книжных полках | 254 |
| Документационный обзор авиации | 255 |
| Конструкторские пособия: A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Материалы применяемые в авиационных конструкциях | обл. |

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

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

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1961 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 750 egz. Papier druk. sat. kl. IV,
70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dzielowa — Zam. 190/A — T-10



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVI

PAŹDZIERNIK 1961 R.

ZESZYT 10

Pół wieku zorganizowanej działalności Mechaników Polskich

W dniach 8—10 października rb. odbędzie się w Warszawie Walny Zjazd Delegatów Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Zjazd, przewidziany statutem, będzie jednocześnie jubileuszowy, gdyż nasze stowarzyszenie naukowo-techniczne obchodzi w tym roku podwójny jubileusz. Pięćdziesiąt lat temu rozpoczęła się zorganizowana działalność społeczna mechaników w ramach Stowarzyszenia Techników w Warszawie, a trzydzieści pięć lat temu, w roku 1926, odbyło się zebranie konstytucyjne Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników.

Podstawowe znaczenie mechaniki i nauk mechanicznych we wszystkich dziedzinach techniki, jak również dominujące znaczenie konstrukcji i budowy maszyn we wszystkich gałęziach przemysłu sprawiły, że mechanicy odegrali doniosłą, wiodącą i kierowniczą rolę w rozwoju polskiej myśli technicznej już od zarania zespołowej działalności techników polskich.

Już w 1875 roku — mechanik — Stefan Kossuth, rozpoczyna regularne wydawanie, ukazującego się dotychczas systematycznie, czasopisma „Przegląd Techniczny”, a zorganizowane przy tym czasopiśmiennie cotygodniowe zebrania techniczne stały się zaczątkiem działalności późniejszych warszawskich stowarzyszeń technicznych.

Nazwiska mechaników Waleriana Górskiego, Józefa Spornego, Józefa Słowikowskiego, Kazimierza Obrębowicza, Stanisława Lilpopa, Konstantego Rudzkiego, Hipolita Cegielskiego i wielu, wielu ich następców sprawiły, że historia techniki polskiej i polskiego przemysłu to w dużej części historia polskiej mechaniki i mechaników polskich.

W roku 1912, a więc niemal 50 lat temu, w ramach VI Zjazdu Techników Polskich w Krakowie, odbył się pierwszy Ogólnopolski Zjazd Mechaników. Sekcja Mechaników Krakowskiego Towarzystwa Politechnicznego zrzeszała wówczas ponad 1000 członków ze wszystkich zarobków.

Zjazd w roku 1912 zapoczątkował intensywną działalność mechaników, będącą wyrazem tendencji do ich zrzeszania się w odrębnych grupach, a najważniejsze z nich było zorganizowane w roku 1913 — Koło Mechaników przy Stowarzyszeniu Techników w Warszawie. Koło to odegrało poważną rolę w działalności organizacyjnej mechaników, jednocząc w pierwszym okresie swego istnienia ok. 100 członków, najwybitniejszych w owych czasach techników — działaczy społecznych, wywierając równocześnie zasadniczy wpływ na działalność Stowarzyszenia Techników.

Mechanicy mają poważny udział również w rozwoju nauk technicznych i wyższych uczelni technicznych: byli oni organizatorami i pierwszymi rektorami odrodzonej w roku 1915 Politechniki Warszawskiej, a nazwiska mechaników, profesorów tej uczelni, są szeroko znane w kołach naukowych w kraju i za granicą.

Z inicjatywy prof. H. Mierzejewskiego, po trzech kolejnych zjazdach mechaników w latach 1923, 1925 i 1926, powstaje wreszcie 3. VI. 1926 r. ogólnokrajowe Stowarzyszenie Inżynierów Mechaników Polskich — SIMP. Pierwszym jego prezesem wybrano prof. H. Mierzejewskiego.

Stowarzyszenie, liczące w 1926 r. 37 członków, rozwija się szybko i w 1939 r. jednoczy już 1300 inżynierów.

W ciągu ostatnich lat międzywojennego 20-lecia Stowarzyszenie Inżynierów Mechaników odegrało poważną rolę w zakresie popierania i rozwoju nauk technicznych w kraju.

Zjazdy i konferencje naukowe SIMP stawały się doniosłymi naradami naukowymi, wywierając duży wpływ na rozwój przemysłu metalowego.

Po przerwie w działalności podczas okupacji, wyzwolenie stwarza możliwości reaktywowania SIMP na nowych, demokratycznych zasadach, obejmując w ramach jednej organizacji — inżynierów i techników. W roku 1946 Nadzwyczajne Walne Zebranie Mechaników wznawia działalność Stowarzyszenia już pod nową nazwą — Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Pierwszym prezesem odrodzonego Stowarzyszenia został prof. L. Uzarski.

Mechanicy polscy stanęli znów do pracy. Przystąpili natychmiast po wyzwoleniu do odbudowy z ruin przemysłowego i gospodarczego potencjału kraju, i dalej, w pełnym poczuciu ciężkości na nich obowiązków, realizują kolejne, narodowe plany gospodarcze, szkolą i doszkalają fachowe kadry techniczne, walczą o właściwą organizację produkcji, o nową postępową technikę.

Równocześnie następuje imponujący rozwój SIMP, które doskonali i rozwija coraz szerszą i coraz bardziej różnorodną działalność.

Pomimo bardzo wielkich osiągnięć i bardzo szybkiego rozwoju polskiego przemysłu maszynowego uważa się, że obecny udział jego w produkcji przemysłowej jest niewystarczający. Stoi więc przed przemysłem maszynowym, podstawą rozwoju wszystkich innych gałęzi przemysłu i całej gospodarki, trudne zadanie dalszego, szybkiego zwiększenia produkcji i dorównania bardziej przemysłowo rozwiniętym krajom, oraz bardzo trudne zagadnienie zwiększenia udziału w eksporcie.

Trzon kadry technicznej przemysłu maszynowego stanowią mechanicy. Na nich też spoczywa główny ciężar spróśowania postawionym zadaniom. Im też należy przypisać dużą część sukcesów, jakie dotychczas odniósł nie tylko przemysł maszynowy, ale i cała gospodarka narodowa. W tej działalności nie są oni dziś osamotnieni — pomaga im bowiem szeroki aktywny społeczny — technicy, racjonalizatorzy i wynalazcy, a także liczne kadry fachowców robotników.

SIMP zdobyło sobie swą ofiarną pracą zaufanie naczelnym władz partii i rządu, które oczekują od największej w ramach NOT organizacji polskiej inteligencji technicznej dalszych wysiłków przy budowie nowego, sprawiedliwego ustroju.

Z okazji święta i jubileuszu Mechaników Polskich zespół redakcyjny „Techniki Lotniczej” składa Koleżankom i Kolegom, członkom i kierownictwu Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich najlepsze i najserdeczniejsze życzenia dalszych, wielkich osiągnięć i sukcesów w trudnej i odpowiedzialnej pracy dla nauki i techniki polskiej, dla dobra naszej Ojczyzny.

W BIBLIOTECE KAŻDEGO MECHANIKA

powinna znaleźć się

Księga Jubileuszowa Mechaników

która ukaże się w początku 1962 r. Książka związana jest z pięćdziesięcioleciem zorganizowanej działalności mechaników w Polsce. W objętości ok. 500 stron zawierać ona będzie m.in.: historię podstawowych gałęzi przemysłu budowy maszyn w Polsce, sylwetki i działalność twórców tego przemysłu, rys historyczny działalności stowarzyszeniowej mechaników, aktualny spis mechaników.

Książkę można będzie otrzymać jedynie po dokonaniu przedpłaty (20 zł) lub opłaceniu całości (50 zł) na konto Zarządu Głównego SIMP — PKO Warszawa, nr 1-9-120065.

Wytrzymałość konstrukcji pracujących na zmęczenie

Wytrzymałość zmęczeniowa elementów, zespołów, bądź całej konstrukcji, może być określona na podstawie obliczeń teoretycznych, bądź też na drodze doświadczalnej. Celem określenia wytrzymałości zmęczeniowej na drodze teoretycznej konieczna jest znajomość krzywej Wöhlera $\sigma \rightarrow N$ dla rozważanego elementu, zespołu lub konstrukcji oraz znajomość spectrum obciążeń. Wytrzymałość zmęczeniową na drodze doświadczalnej elementu, zespołu lub konstrukcji wyznaczamy na podstawie badań zmęczeniowych na stanowisku badawczym, przy czym badania zmęczeniowe mogą być prowadzone dla trzech różnych sposobów realizacji obciążeń:

1. Badania ze stałą amplitudą obciążeń.
2. Badania ze zmienną amplitudą obciążeń według przyjętego do badań „schodkowego” spectrum obciążeń.
3. Badania prowadzone dla rzeczywistego spectrum obciążeń eksploatacyjnych za pomocą wzbudnika elektromagnetycznego.

Najmniej dokładne wyniki dają badania prowadzone dla pierwszego sposobu realizacji obciążeń. Najdokładniejsze wyniki z badań uzyskujemy stosując trzeci sposób realizacji obciążeń. Badając konstrukcję lub zespół według trzeciego sposobu realizacji obciążeń otrzymujemy wyniki, w których uwzględniony jest wpływ sztywności i tłumienia konstrukcji na wielkości naprężeń dynamicznych, wzbudzanych przez rozkład obciążeń eksploatacyjnych.

Badania według pierwszego sposobu realizacji obciążeń stosowane są dotychczas ze względu na prostotę badań oraz szybkość otrzymywanych wyników. Poza tym dla ich realizacji wystarczy jedna maszyna wytrzymałościowa, więc niemal każde laboratorium wytrzymałościowe może prowadzić tego rodzaju badania zmęczeniowe.

Badania według drugiego sposobu realizacji obciążeń wymagają większej ilości wytrzymałościowych maszyn zmęczeniowych jak również i tego, że każda maszyna musi mieć odpowiedni zakres możliwości zmian amplitud przykładowych obciążeń. Wymagają one ponadto wysoko kwalifikowanego personelu inżynierskiego celem właściwego doboru parametrów badań dla danego spectrum obciążeń eksploatacyjnych i dla danego rodzaju konstrukcji.

Badania według trzeciego sposobu realizacji obciążeń wymagają skomplikowanej aparatury elektronicznej, jak również wysoko kwalifikowanego personelu celem właściwego programowania badań oraz właściwego ich przebiegu. Biorąc jednak pod uwagę korzyści, jakie dają w dokładności wyników badań w porównaniu z dwoma pierwszymi sposobami realizacji obciążeń, należy się liczyć z tym, że w przyszłości będzie to podstawowy sposób badań zmęczeniowych.

Obecnie kolejno omówimy wyżej wymienione cztery sposoby określania wytrzymałości na zmęczenie.

Określanie wytrzymałości zmęczeniowej na drodze teoretycznej

Metoda ta polega na określeniu ilości zmian obciążeń do chwili zniszczenia zespołu czy też konstrukcji i określanie ją z zależności:

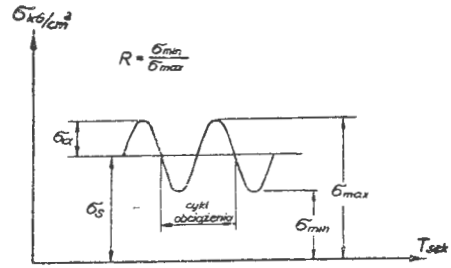
$$\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} + \dots + \frac{n_n}{N_n} = 1 \quad [1]$$

gdzie n_1 jest liczbą obciążeń o amplitudzie σ_{1a} rzeczywiście przyłożonych do zespołu (konstrukcji), a N_1 jest liczbą obciążeń niszczących zespół (konstrukcję), gdy obciążony jest on tylko naprężeniami zmiennymi o amplitudzie σ_{1a} . Równanie [1] jest znane jako zależność na kumulację uszkodzeń. Każdy człon równania [1] $D = \frac{n}{N}$ daje pewną

część uszkodzenia zmęczeniowego i gdy suma $\sum \frac{n}{N} = 1$, to wtedy powinno nastąpić zniszczenie konstrukcji. By określić ilość dopuszczalnych zmian obciążeń według zależności [1] dla danego zespołu konieczna jest znajomość krzywej Wöhlera $\sigma \rightarrow N$ przy danym σ_s dla danego zespołu oraz spectrum obciążeń eksploatacyjnych dla danego zespołu.

Pojęcia σ_a , σ_s pokazane są na rys. 1. Na rys. 2 pokazano graficznie sposób obliczania ilości dopuszczalnych zmian obciążeń skrzydła dla danego spectrum obciążeń i krzywej Wöhlera $\sigma \rightarrow N$.

Pojęcie uszkodzenia zmęczeniowego $D = \frac{n}{N}$ należy rozumieć w ten sposób, że każdy cykl obciążenia, począwszy



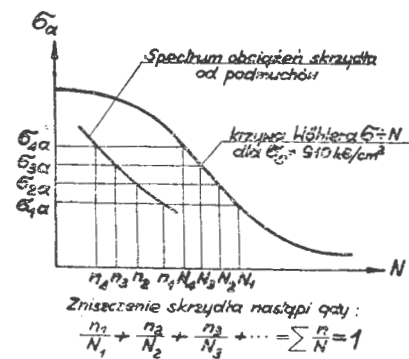
Rys. 1. Definicja obciążeń zmiennych

od pierwszego, powoduje pewne uszkodzenie zmęczeniowe, choćby na początku było ono niewidoczne i niewykrywalne.

W miarę wzrostu ilości przyłożonych cykli obciążeń uszkodzenie zmęczeniowe rośnie i osiąga taki stan, że możemy go wykryć jako pęknięcie. W związku z powyższymi uwagami rozróżniamy uszkodzenie zmęczeniowe niszczące i uszkodzenie zmęczeniowe, które powstaje już przy pierwszym cyklu obciążenia i rośnie w miarę jak wzrasta ilość cykli obciążenia i dla pewnej ilości cykli uszkodzenie zmęczeniowe staje się widoczne (pęknięcie). A dla pewnej, innej, wyższej ilości cykli uszkodzenie zmęczeniowe osiąga taki stan, że konstrukcja ulega zniszczeniu i wtedy mówimy, że jest to uszkodzenie zmęczeniowe niszczące.

Należy podkreślić, że powyższe definicje uszkodzenia zmęczeniowego i uszkodzenia niszczącego mają sens obliczeniowy a nie sens fizyczny. Pozwalają one w konstrukcjach w sposób możliwie prosty ująć zagadnienie zmęczenia konstrukcji.

W przypadku obciążeń o różnych amplitudach: σ_{1a} , σ_{2a} , σ_{3a} , ..., σ_{na} , ilość zmian obciążeń, przy których zespół ulegnie zniszczeniu, określamy z zależności [1] tak, jak to pokazano na rys. 2. Na podstawie powyższej definicji kumulacji uszkodzeń widzimy, że uszkodzenie dla danej amplitudy naprężeń σ_a rośnie liniowo wraz ze wzrostem ilości obciążeń i ponadto uszkodzenia pochodzące od różnych amplitud naprężeń mogą być dodawane do siebie liniowo.



Rys. 2. Graficzne przedstawienie obliczania ilości dopuszczalnych zmian obciążeń dla danego spectrum obciążeń i krzywej Wöhlera $\sigma \rightarrow N$

Należy stwierdzić, że zależność [1] definiująca kumulację uszkodzeń zmęczeniowych ma poważne braki, gdyż nie uwzględnia całego skomplikowanego procesu zmęczenia zarówno od strony fizycznej (tj. powstawanie i rozchodzenie się pęknięć zmęczeniowych), jak i warunków obciążenia, to znaczy wpływu postaci cyklu obciążenia, wpływu kolejności obciążenia, wpływu względnych stosunków gradientów naprężeń. Z badań laboratoryjnych znamy wiele przypadków, gdy badane zespoły ulegały zniszczeniu bądź dla $\sum \frac{n}{N} < 1$, lub też dla $\sum \frac{n}{N} > 1$ i tak np. elementy skrzydeł,

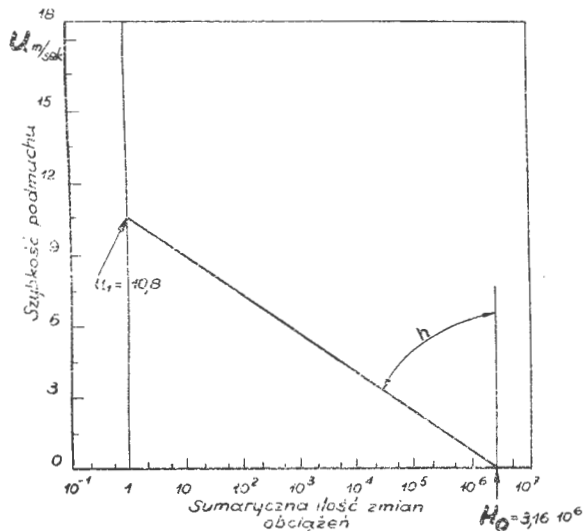
badane na stanowiskach badawczych dla czterech amplitud obciążenia, ulegały zniszczeniu przy $\sum \frac{n}{N} = 3,6$. Zdając sobie sprawę z niedoskonałości podanej zależności [1] na kumulację uszkodzeń zmęzeniowych stosujemy ją, gdyż w chwili obecnej nie mamy lepszej zależności.

Zagadnienie wyznaczania ilości dopuszczalnych zmian obciążeń w przypadku skrzydeł samolotów komunikacyjnych i transportowych, obciążonych ze względu na zmęczenie głównie podmuchami, może być znacznie uproszczone. Należy zaznaczyć, że przedstawiona metoda na przykładzie skrzydeł może być rozciągnięta i na inne zespoły lub elementy samolotów.

Mając spectrum obciążeń dla skrzydła samolotu komunikacyjnego dla całego czasu eksploatacji określamy tak zwane podstawowe spectrum obciążeń.

Podstawowe spectrum obciążeń otrzymujemy ze spectrum obciążeń dla całego czasu eksploatacji po odrzuceniu z niego obciążeń bardzo dużych i obciążeń bardzo małych.

Przez obciążenia bardzo małe należy rozumieć obciążenia, wywołujące w konstrukcji naprężenia mniejsze od wytrzymałości na zmęczenie Z . Przez obciążenia bardzo duże należy rozumieć obciążenia o bardzo wysokiej amplitudzie, działające bardzo rzadko na konstrukcję, należy to rozumieć następująco: dla danej liczby konstrukcji tylko niektóre z tych konstrukcji doznają obciążeń bardzo dużych w trakcie całego resursu eksploatacji. Odrzucenie



Rys. 3. Podstawowe spectrum obciążeń skrzydła od podmuchów dla samolotu komunikacyjnego

obciążeń bardzo dużych i obciążeń bardzo małych umożliwia przedstawienie podstawowego spectrum obciążeń jako zależności liniowej między amplitudą naprężeń zmiennych σ_a a ilością zmian obciążeń N , tak jak to pokazano na rys. 3. Spectrum obciążeń z rys. 3 jest podstawowym spectrum obciążeń skrzydła od podmuchów dla samolotu komunikacyjnego. W tym przypadku przez obciążenie bardzo duże od podmuchu należy rozumieć szybkość podmuchu powyżej 10 m/s. Podstawowe spectrum obciążeń z rys. 3, jako linia prosta, może być opisane zależnością:

$$\log H = \log H_0 - S_a \cdot h \cdot \log e \quad [2]$$

gdzie S_a jest bezwymiarowym zapisem amplitudy naprężeń i określone jest zależnością $S_a = \frac{\sigma_a}{R_r}$, h jest kątem nachylenia linii podstawowego spectrum obciążeń, a H_0 jest sumaryczną ilością zmian obciążeń dla $L = 1,6 \cdot 10^6$ km odłożoną w skali logarytmicznej na rys. 3. Podstawowe spectrum obciążeń z rys. 3 odpowiada resursowi eksploatacji odpowiadającemu $L = 1,6 \cdot 10^6$ km lotu w granicach wysokości 0-4000 m.

By móc wyznaczyć w sposób analityczny resurs eksploatacji w zależności od podstawowego spectrum obciążeń opisanego równaniem [2] i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$, musimy mieć równanie opisujące krzywą $\sigma \div N$. Krzywa Wöhlera może być opisana następującym równaniem:

$$N + B = a \cdot (S_a - S_z)^{-\beta} \quad [3]$$

N jest ilością zmian obciążeń, B jest parametrem, który musi być uwzględniony w opisie $\sigma \div N$ na lewo od punktu przegięcia krzywej $\sigma \div N$, tj. w tej części krzywej $\sigma \div N$, gdzie σ_a ma duże wartości i B ma takie same wymiary jak N . Parametr B musi być wyznaczony za każdym razem dla danego rodzaju badań i dla danego zespołu konstrukcyjnego (czy też elementu). Współczynniki a i β są liczbami oderwanymi i mają one inne wartości dla danej krzywej na lewo od punktu przegięcia tej krzywej i inne wartości na prawo od punktu przegięcia tej krzywej. Sposób wyznaczania tych współczynników będzie podany nieco dalej w tej pracy. W przypadku gdy równaniem [3] chcemy opisać tylko krzywą $\sigma \div N$ na prawo od punktu przegięcia krzywej $\sigma \div N$, tj. w tej części krzywej, gdzie amplitudy naprężeń są małe, parametr B jest bliski zeru i może być pominięty. W lotnictwie komunikacyjnym zmęczenie konstrukcji powodowane jest głównie podmuchami aerodynamicznymi, a obciążenia od wysokich podmuchów, (odpowiadające punktom krzywej $\sigma \div N$ na lewo od punktu przegięcia) są bardzo rzadkie i praktycznie rzecz biorąc nie ma potrzeby wykreślania krzywej $\sigma \div N$ dla tych wartości σ_a . Parametr B może być wtedy pominięty i równanie krzywej Wöhlera $\sigma \div N$ [3] może być zapisane w następującej postaci:

$$N = a \cdot (S_a - S_z)^{-\beta} \quad [4]$$

S_z jest bezwymiarowym zapisem wytrzymałości na zmęczenie i określone jest zależnością $S_z = \frac{Z}{R_r}$. Równanie [4] po zlogarytmowaniu możemy zapisać następująco:

$$\log (S_a - S_z) = \log b - c \cdot \log N \quad [5]$$

a stąd:

$$S_a = b \cdot N^{-c} + S_z \quad [6]$$

gdzie:

$$c = \frac{1}{\beta}, \quad b = a^c, \quad a = b^{-\frac{1}{c}}$$

Parametry b , c i S_z najwygodniej jest wyznaczyć wybierając trzy wartości N_1 , N_0 i N_2 i następnie biorąc z badań odpowiadające im wartości σ_1 , σ_0 i σ_2 .

Po podstawieniu tych wartości do równania [6] otrzymujemy układ trzech równań, które po rozwiązaniu dadzą wartości: c , b , S_z :

$$c = \frac{\log \frac{\Delta \sigma_1}{\Delta \sigma_2}}{\log n} \quad [7]$$

$$b = N_0^c \cdot d \quad [8]$$

$$S_z = \sigma_0 - d \quad [9]$$

gdzie:

$$\Delta \sigma_1 = \sigma_1 - \sigma_0, \quad \Delta \sigma_2 = \sigma_0 - \sigma_2$$

$$d = \frac{1}{\frac{1}{\Delta \sigma_1} - \frac{1}{\Delta \sigma_2}}; \quad n = \frac{N_0}{N_1} = \frac{N_2}{N_0}$$

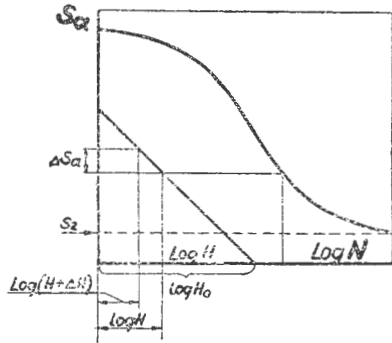
Należy pamiętać, że wybrane N_1 nie może leżeć w żadnym przypadku po lewej stronie punktu przegięcia na krzywej $\sigma \div N$, jak również N_2 nie może leżeć zbyt daleko na prawo od tegoż punktu przegięcia, gdyż w przypadku wybrania $N_2 = N \infty$ popełnimy zbyt duży błąd i wyznaczone przez nas parametry b i c nie odpowiadają rzeczywistej krzywej. W przypadku badań dla celów lotniczych najczęściej wybiera się $N_1 = 5 \cdot 10^4$, $N_0 = 5 \cdot 10^5$ i $N_2 = 5 \cdot 10^6$. Te wartości spełniają wyżej omówione warunki. Wybór tych wartości podyktowany jest i tym, że w lotnictwie maksymalna intensywność uszkodzeń od podmuchów zachodzi, jak zobaczymy w dalszej części tego rozdziału, dla $N = 5 \cdot 10^4 \div 5 \cdot 10^7$.

Mając równanie podstawowego spectrum obciążeń skrzydła [2] i równanie krzywej Wöhlera $\sigma \div N$ [4] możemy na podstawie zależności kumulacji uszkodzeń [1] obliczyć resurs eksploatacji skrzydła.

Uszkodzenie spowodowane przez pewną ilość cykli obciążeń o amplitudzie S_a może być zapisane następująco:

$$D = \frac{n}{N} \quad [10]$$

W przypadku obciążenia skrzydeł przez podmuchy nie można podać na przykład n cykli obciążeń dla stałej amplitudy naprężeń S_a . W takim przypadku wprowadzimy pojęcie małego przedziału ΔS_a , tak jak to pokazano na rys. 4.



Rys. 4. Krzywa Wöhlera $\sigma \div N$ i podstawowe spectrum obciążeń

Jeżeli ilość cykli podmuchów wewnątrz przedziału ΔS_a oznaczymy przez $-\Delta H$, to uszkodzenie ΔD , zgodnie z zależnością [10], będziemy mogli określić następującą zależnością:

$$\Delta D = - \frac{\Delta H}{N} \quad [11]$$

Zgodnie z zależnością [1] określającą kumulację uszkodzeń całkowite uszkodzenie we wszystkich przedziałach wyrazi się zależnością:

$$D = \sum \left(- \frac{\Delta H}{N} \right) \quad [12]$$

i gdy D osiągnie wartość $D = 1$, to skrzydło powinno ulec zniszczeniu. Doświadczenia wskazują, że w przypadku obciążeń od podmuchów zależność [12] nie daje zbyt dużego błędu. Intensywność zachodzenia uszkodzeń uzyskujemy dzieląc ΔD przez ΔS_a i po wykorzystaniu równanie [11] możemy zapisać następująco:

$$\frac{\Delta D}{\Delta S_a} = - \frac{\Delta H}{\Delta S_a} \cdot \frac{1}{N} \quad [13]$$

Gdy ΔS_a jest nieskończenie małe, to intensywność zachodzenia uszkodzeń możemy zapisać następująco:

$$D' = \frac{dD}{dS_a} = - \frac{dH}{dS_a} \cdot \frac{1}{N} \quad [14]$$

Równanie [2] podstawowego spectrum obciążeń możemy zapisać w następującej postaci:

$$H = H_0 \cdot e^{-h \cdot S_a} \quad [15]$$

Podstawiając do równania [14] wielkości N i H określone zależnościami [4] i [15] otrzymujemy następującą zależność na intensywność zachodzenia uszkodzeń:

$$D' = \frac{H_0 \cdot h}{\alpha} \cdot e^{-h \cdot S_a} \cdot (S_a - S_z) \quad [16]$$

Maksymalną wartość intensywności zachodzenia uszkodzeń otrzymujemy różniczkując równanie [16] względem S_a :

$$\frac{dD'}{dS_a} = \frac{H_0 \cdot h}{\alpha} \cdot e^{-h \cdot S_a} \cdot [h \cdot (S_a - S_z)^\beta - (S_a - S_z)^{\beta-1}]$$

Z warunku $\frac{dD'}{dS_a} = 0$ otrzymujemy $S_{a \max}$ odpowiadającą D'_{\max} to jest wyznaczamy amplitudę naprężeń, przy której dla danego spectrum obciążeń i dla danej krzywej

Wöhlera $\sigma \div N$ szybkość zachodzenia uszkodzeń jest największa:

$$h(S_{a \max} - S_z) = \beta$$

stąd

$$S_{a \max} = \frac{\beta}{h} + S_z \quad [17]$$

Po podstawieniu zależności [17] do równania [16] wyznaczamy wielkość D'_{\max} :

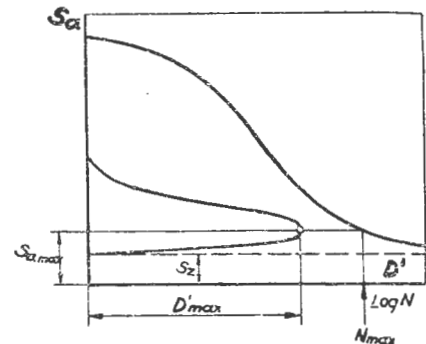
$$D'_{\max} = \frac{H_0 \cdot h}{\alpha} \cdot \left[e - \left(1 - \frac{h \cdot S_z}{\beta} \right) \cdot \frac{\beta}{h} \right]^\beta \quad [18]$$

Wielkość N_{\max} odpowiadającą D'_{\max} i $S_{a \max}$ uzyskujemy podstawiając do zależności [4] równanie [17]:

$$N_{\max} = \alpha \cdot \left(\frac{h}{\beta} \right)^\beta \quad [19]$$

Krzywa intensywności zachodzenia uszkodzeń D' w funkcji amplitudy naprężeń S_a , wielkości $S_{a \max}$, D'_{\max} i N_{\max} są pokazane na rys. 5.

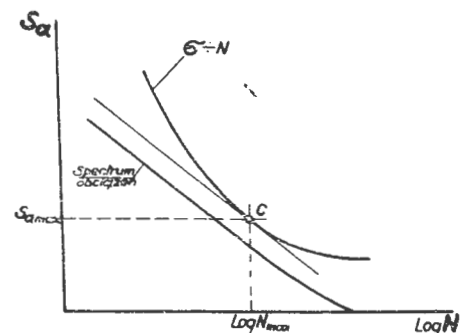
Jak widzimy z rys. 5 największa intensywność uszkodzeń D' zachodzi dla amplitudy naprężeń $S_{a \max}$, nieco większej od wytrzymałości na zmęczenie S_z . W przypad-



Rys. 5. Krzywa intensywności uszkodzeń D' w funkcji amplitudy naprężeń S_a

ku, gdy chcemy szybko, bez uciążliwych obliczeń wyznaczyć wartość naprężeń, dla których zachodzi największa intensywność uszkodzeń D' , to robimy tak, jak to pokazano na rys. 6.

Linie spectrum obciążeń dla danej konstrukcji przesuwamy równoległe do osi odciętych, aż zetknie się ona z krzywą Wöhlera $\sigma \div N$ dla danej konstrukcji. Punkt ze-



Rys. 6. Praktyczne wyznaczanie amplitudy naprężeń $S_{a \max}$ dającej największe uszkodzenie zmęczeniowe dla danego podstawowego spectrum obciążeń i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$

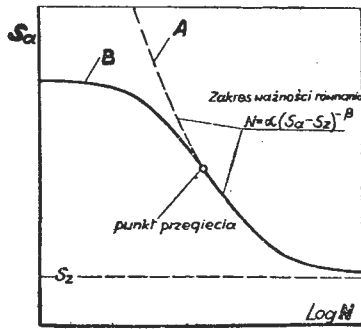
tknięcia się, to jest punkt styczności obu linii C daje nam $S_{a \max}$ i N_{\max} .

Całkowite uszkodzenie D od spectrum obciążeń uzyskujemy całkując funkcję D określoną zależnością [16]:

$$D = \int \frac{H_0 \cdot h}{\alpha} \cdot e^{-h \cdot S_a} \cdot (S_a - S_z) \quad [20]$$

Dla wartości $S_a \leq S_z$ uszkodzenie $D = 0$ i stąd jako dolną granicę całki [20] bierzemy S_z . Jako górną granicę tej całki możemy wziąć dowolny punkt położony na linii A począwszy od punktu przegięcia krzywej $\sigma \div N$ (patrz rys. 7) aż do nieskończoności.

Gdybyśmy scałkowali wzdłuż krzywej B na rys. 7, to jest rzeczywistej krzywej Wöhlera, to byśmy otrzymali większą wartość uszkodzenia D niż gdy scałkujemy wzdłuż krzywej A aż do nieskończoności. Ponieważ różnica w rzeczywistości między tymi dwiema granicami jest niewielka, a całkowanie do nieskończoności wzdłuż krzywej A na rys. 7 daje prostszą zależność, dlatego też całkujemy



Rys. 7. Wyznaczenie granic całkowania funkcji D

wzdłuż tej linii, przyjmując jako górną granicę nieskończoność i stąd mamy:

$$D = \frac{H_0 \cdot h}{\alpha} \cdot \int_{S_z}^{\infty} e^{-h \cdot S_a} \cdot (S_a - S_z)^\beta dS_a \quad [21]$$

Wprowadzając oznaczenia:

$$x = h(S_a - S_z) \\ e^{-h \cdot S_a} = e^{-x} \cdot e^{-h \cdot S_z}$$

$$dS_a = \frac{dx}{h}$$

równanie [21] możemy zapisać następująco:

$$D = \frac{H_0 \cdot e^{-h \cdot S_z}}{\alpha \cdot h^\beta} \cdot \int_0^{\infty} e^{-x} \cdot x^\beta dx \quad [22]$$

Całka

$$\int_0^{\infty} e^{-x} x^\beta dx = \Gamma(\beta + 1) \quad [23]$$

jest funkcją Gamma, która może być z łatwością obliczona z tablic matematycznych.

Na rys. 8 pokazano zmianę funkcji Gamma w zależności od $c = \frac{1}{\beta}$. Zależność, określająca całkowite uszkodzenie od podmuchów, tj. kumulację wszystkich uszkodzeń od podmuchów, wyrazi się równaniem:

$$D = \frac{H_0}{\alpha} \cdot h^\beta \cdot e^{-h \cdot S_z} \cdot \Gamma(\beta + 1) \quad [24]$$

Przypominamy, że zależność [24] odnosi się tylko do tzw. podstawowego spectrum obciążeń od podmuchów przedstawionego na rys. 3. Należy pamiętać, że sama metoda obliczania całkowitej kumulacji uszkodzeń może być stosowana do różnych linii, przedstawiających spectra obciążeń. Jak przypominamy z oznaczeń na rys. 3 $H_0 = 3,16 \cdot 10^6$ zmian obciążeń od podmuchów dla $L = 1,6 \cdot 10^6$ km lotu. Stąd rezsurs eksploatacji samolotu w zależności od ilości przelatanych kilometrów wyrazi się zależnością:

$$L = \frac{1,6 \cdot 10^6}{D} \text{ km} \quad [25]$$

Po wykorzystaniu zależności [24] możemy zależność [25] zapisać następująco:

$$L = \frac{1,6 \cdot 10^6}{H_0 \cdot \Gamma(\beta + 1)} \cdot \alpha \cdot h^\beta \cdot e^{-h \cdot S_z} \text{ km} \quad [26]$$

Zależność [26] w sposób prosty umożliwia nam obliczenie rezsursu eksploatacji samolotu w zależności od ilości

podmichów. Należy pamiętać, że rzeczywisty rezsurs eksploatacji będzie zmniejszony o wartość współczynnika bezpieczeństwa, którego wielkość zależy głównie od przeznaczenia samolotu oraz od tego, czy konstrukcja samolotu jest konstrukcją statyczną wyznaczalną, czy też jest konstrukcją statycznie niewyznaczalną.

Kąt nachylenia h podstawowego spectrum obciążeń od podmuchów określamy z zależności:

$$h = \frac{n_n \cdot k_F \cdot \omega_a}{0,03 \cdot \nu \cdot V \cdot \log c} \cdot \frac{\log H_0}{U_1} \quad [27]$$

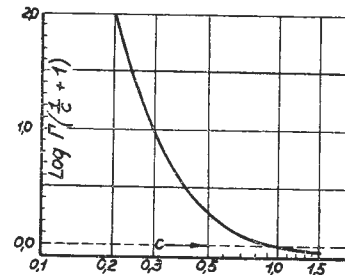
Współczynnik wpływu podmichu ν określamy następującą zależnością:

$$\nu = \frac{1,47 \cdot \rho_0 \cdot a \cdot K \cdot V_p}{0,06 \cdot \frac{W_p}{S}} \quad [28]$$

gdzie n_n jest współczynnikiem obciążenia niszczącego konstrukcję lotniczą od podmichów i określa się go z zależności:

$$n_n = n \cdot k_s \quad [29]$$

Wielkość n jest współczynnikiem przeciążenia. Sposób określenia n będzie podany nieco dalej. Dla skrzydeł samolotu transportowego maksymalne przeciążenie wywołane podmuchami wg spectrum przedstawione na rys. 3 wynosi $n = 2,5$. Celem uwzględnienia statystycznego charakteru spectrum obciążeń od podmichów przyjmuje się zawsze pewien współczynnik bezpieczeństwa k_s . Współczynnik k_s



Rys. 8. Zmiana funkcji Γ w funkcji parametru C

dla skrzydeł samolotów transportowych przyjmuje się $k_s = 1,5$. Stąd współczynnik obciążenia niszczącego skrzydła samolotu transportowego od podmichów wynosi:

$$n_n = k_s \cdot n = 1,5 \cdot 2,5 = 3,75$$

Wielkość k_F jest współczynnikiem bezpieczeństwa konstrukcji ze względu na zmęczenie i definiujemy go następującą zależnością:

$$\sigma_{obl.} = \frac{\sigma_n}{k_F} \quad [30]$$

gdzie σ_n jest naprężeniem niszczącym daną konstrukcję ze względu na wytrzymałość statyczną, a $\sigma_{obl.}$ jest naprężeniem obliczeniowym ze względu na wytrzymałość zmęczeniową. W najprostszym przypadku uzyskujemy $\sigma_{obl.}$ z krzywej Wöhlera $\sigma \div N$ zakładając rezsurs eksploatacji. Dla

skrzydeł samolotów transportowych, gdzie $S_s = \frac{\sigma_s}{R_p} = 0,135 \div \div 0,270$ i $n_n = 3,75$ współczynnik k_F waha się w granicach $k_F = 1,2 \div 2,0$. Wielkość ω_a jest współczynnikiem, uwzględniającym wpływ zmiany ciężaru samolotu w czasie lotu na wielkość amplitudy naprężeń S_a , oraz $\nu = \frac{V}{V_p}$, gdzie V prędkość rzeczywista samolotu, a V_p prędkość, dla której samolot był projektowany.

Wielkość a w zależności [27] jest kątem krzywej wyrwania dla danego samolotu, W_p ciężarem projektowanym

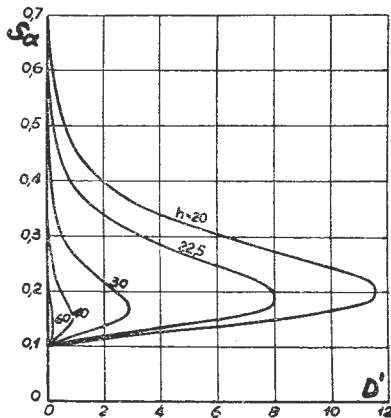
samolotu, S powierzchnią skrzydeł samolotu. Współczynnik k obliczamy z następujących zależności:

$$k = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W_p}{S} \right)^{\frac{1}{4}} \quad \text{gdy} \quad \frac{W_p}{S} \leq 78 \text{ kG/cm}^2$$

oraz

$$k = 1,33 - \frac{2,67}{\left(\frac{W_p}{S} \right)^{\frac{3}{4}}} \quad \text{gdy} \quad \frac{W_p}{S} > 78 \text{ kG/cm}^2$$

Na podstawie doświadczeń stwierdzono, że kąt nachylenia podstawowego spectrum h dla samolotów transportowych ma średnią wartość $h=52$, a dla samolotów myśliwskich $h=22$. Oczywiście podane średnie wielkości h należy rozumieć w ten sposób, że większość znanych samolotów w danej klasie ma wartości h zbliżone do podanych średnich. Na rys. 9 pokazano zmianę intensywności uszkodzeń D' w funkcji amplitudy naprężenia S_a , kąta nachylenia



Rys. 9. Zmiana intensywności uszkodzeń D' w funkcji kąta nachylenia h podstawowego spectrum obciążeń

lenia h podstawowego spectrum obciążeń z rys. 3. Krzywe z rys. 9 zostały sporządzone na podstawie zależności [18] dla różnych wartości h w funkcji amplitudy obciążenia S_a dla elementów wykonanych z duralu o $S_z=0,1$, $\alpha=1000$ i $\beta=2$. Jak widzimy, w miarę jak kąt nachylenia h podstawowego spectrum obciążeń rośnie to intensywność uszkodzenia D' maleje.

Jeśli do równania [27], określającego wielkość h , podstawimy na H_0 i U_1 wielkości wzięte z wykresu na rys. 3, tj. podstawowego spectrum obciążeń rozpatrywanego skrzydła: $H_0=3,16 \cdot 10^8$ cykli obciążeń i $U_1=10,8$ m/sek — to otrzymamy wielkość:

$$h = 13,8 \frac{n_n \cdot k_F \cdot \omega_n}{v \cdot V} \quad [31]$$

Podstawiając zależność [31] do równania [26] otrzymujemy zależność, pozwalającą studiować wpływ współczynników k_F i n_n na resurs eksploatacji samolotu:

$$L = \frac{1,6 \cdot 10^6 \cdot \alpha}{H_0 \cdot \Gamma(\beta + 1)} \cdot 13,8 \frac{n_n \cdot k_F \cdot \omega_n}{v \cdot V} \cdot e^{\frac{13,8 \cdot n_n \cdot k_F \cdot \omega_n \cdot S_z}{v \cdot V}} \quad \text{km} \quad [32]$$

Współczynnik przeciążenia n określamy następującą zależnością:

$$n = 1 + \Delta n \quad [33]$$

gdzie Δn jest współczynnikiem wzrostu obciążenia spowodowanego przez podmuch i określamy go z zależności:

$$\Delta n = \frac{\rho \cdot v}{2} \cdot \frac{S \cdot U_0}{m \cdot g} \cdot \frac{dC_z}{da} \quad [34]$$

Zależność [32], określająca resurs eksploatacji skrzydła L w zależności od prędkości samolotu V , współczynnika bezpieczeństwa k_F ze względu na zmęczenie, współczynnika obciążenia niszczącego n_n i wytrzymałości na zmęczenie S_z , jest bardzo wygodną zależnością przy ustalaniu wpływu poszczególnych parametrów na czas eksploatacji skrzydła.

Określanie wytrzymałości zmęczeniowej na podstawie badań ze stałą amplitudą obciążenia

Podstawowym zagadnieniem w badaniach zmęczeniowych z jedną amplitudą obciążenia jest wybór wielkości amplitudy obciążenia σ_a . Konstrukcja lub zespół w czasie eksploatacji poddane są działaniu obciążeń o różnych amplitudach. Powstaje zagadnienie, którą z tych amplitud obciążenia można przyjąć za najbardziej niebezpieczną, lub też za najbardziej miarodajną dla pracy zespołu lub konstrukcji. Jak dotychczas nie ma dokładnej teorii, na podstawie której można by w sposób ścisły i uzasadniony teoretycznie pod każdym względem wybrać zastępczą amplitudę obciążeń, która by odzwierciedlała wszystkie obciążenia w spectrum obciążeń. Istnieje natomiast wiele metod inżynierskich mniej lub więcej dokładnych, na podstawie których określa się zastępczą amplitudę badań.

Najbardziej rozpowszechniona i najbardziej teoretycznie uzasadniona — jak dotychczas — jest metoda wyznaczania amplitudy naprężeń z danego spectrum obciążeń, która daje największe uszkodzenie zmęczeniowe w zestawieniu z daną krzywą Wöhlera $\sigma \div N$, czyli po prostu określenie $S_{a \max}$ (patrz rys. 5 i rys. 6). Teoretyczne wyprowadzenie $S_{a \max}$ dla przykładu skrzydła zostało podane w poprzednim rozdziale i określa się zależnością

$$S_{a \max} = \frac{\beta}{h} + S_z$$

Oczywiście dla innych krzywych Wöhlera $\sigma \div N$ i spectrum obciążeń otrzymamy inne zależności, tym niemniej zasada wyprowadzania tej zależności pozostaje taka sama. W praktyce jednak zazwyczaj nie wyprowadzamy tej zależności, a tylko wprost otrzymujemy wielkość $S_{a \max}$ z nałożenia na siebie krzywej Wöhlera $\sigma \div N$ i spectrum obciążeń tak, jak to pokazano na rys. 6. Punkt C styczności tych dwu krzywych daje nam poszukiwaną wielkość $S_{a \max}$. Widzimy zarówno z zależności [17], jak i z rys. 5, że $S_{a \max}$ jest nieco większe od wytrzymałości na zmęczenie S_z . Po określeniu wielkości $S_{a \max}$ przeprowadzamy badania zespołu dla danej amplitudy aż do zniszczenia badanego zespołu. Należy dodać, że w przypadku skrzydeł samolotów komunikacyjnych $S_{a \max}$ odpowiada szybkości podmuchu $U_0=3,5$ m/sek. W przypadku skrzydeł lotniczych można przyjąć orientacyjnie, że $S_{a \max} = (7,5 \div 10\%) \cdot \sigma_{obl}$, gdzie σ_{obl} jest obliczeniowym naprężeniem niszczącym skrzydło ze względu na obciążenie statyczne.

Wytrzymałość zmęczeniową zespołu można określać ze względu na ilość zmian obciążeń do chwili zniszczenia $N_{niszcz.}$, lub też przez wyznaczenie wytrzymałości na zmęczenie Z dla praktycznie nieograniczonej ilości cykli obciążeń (tj. dla $N \rightarrow \infty$). Jednak dla wielu materiałów konstrukcyjnych, między innymi tak ważnych w lotnictwie stopów duralowych, pojęcie wytrzymałości na zmęczenie Z dla $N \rightarrow \infty$ nie istnieje, a mamy do czynienia tylko z pojęciem ograniczonej wytrzymałości zmęczeniowej dla określonej liczby N . W związku z tym wytrzymałość zmęczeniową stopów duralowych musimy określać jako ilość zmian obciążeń $N_{niszcz.}$ dla danej amplitudy obciążeń. Obecnie przedstawimy obydwa sposoby wyznaczania wytrzymałości na zmęczenie na podstawie badań z jedną amplitudą obciążenia.

Po wyznaczeniu Z badań na stanowisku doświadczalnym Z dla $N \rightarrow \infty$ (np. dla zespołów stalowych) albo $N_{niszcz.}$ dla danego σ_a (np. dla zespołów duralowych), nie możemy przyjąć ani Z ani $N_{niszcz.}$ do obliczeń wytrzymałościowych. Na skutek istnienia rozrzutu wytrzymałości zmęczeniowej (Z i $N_{niszcz.}$), nominalnie jednakowych zespołów poddanych jednakowym obciążeniom, musimy uzyskane wielkości Z i $N_{niszcz.}$ z doświadczeń zmniejszyć o pewien współczynnik $k_{roz.}$, uwzględniający rozrzut własności zmęczeniowych nominalnie jednakowych zespołów. Bez jakichkolwiek badań nasuwa nam się wniosek, że im większa będzie liczność n przebadanych zespołów na stanowisku badawczym, to współczynnik $k_{roz.}$, uwzględniający rozrzut wytrzymałości na zmęczenie badanych elementów, będzie coraz mniejszy. Musimy wykryć zależność między ilością przebadanych zespołów n na stanowisku doświadczalnym, a wielkością współczynnika $k_{roz.}$.

Zajmiemy się obecnie wyznaczaniem zależności między n i $k_{roz.}$ gdy wytrzymałość na zmęczenie badanego zespołu

określmy przez $N_{niszcz.}$ dla danego σ_a . Na podstawie całego szeregu doświadczeń stwierdzono, że z dokładnością wystarczającą w praktyce można przyjąć, że rozkład ilości zmian obciążeń $N_{niszcz.}$ dla danego σ_a da się przedstawić za pomocą rozkładu normalnego, określonego zależnością:

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{x^2}{2}}$$

gdzie w danym przypadku $x = N_{niszcz.}$ lub $x = \log N_{niszcz.}$. W tabeli I przedstawiono typowy rozkład $N_{niszcz.}$ dla $\sigma_a = \pm 750$ kG/cm² dla $n = 100$.

Tabela I

Rozkład $N_{niszcz.}$ dla 100 próbek $\sigma_s = 1100$ kG/cm²
 $\sigma_a = \pm 750$ kG/cm²

| Ilość zmian obc. do zniszczenia $N_{niszcz.}$ | Ilość próbek n | $(x_s - x)^2$ |
|---|------------------|-------------------------------|
| 10,06 · 10 ⁶ | 2 | 0,0361 |
| 10,07 · 10 ⁶ | 3 | 0,0324 |
| 10,08 · 10 ⁶ | 5 | 0,0389 |
| 10,19 · 10 ⁶ | 2 | 0,0036 |
| 10,20 · 10 ⁶ | 4 | 0,0025 |
| 10,21 · 10 ⁶ | 2 | 0,0016 |
| 10,22 · 10 ⁶ | 5 | 0,0009 |
| 10,23 · 10 ⁶ | 6 | 0,0004 |
| 10,24 · 10 ⁶ | 8 | 0,0001 |
| 10,25 · 10 ⁶ | 10 | 0,0000 |
| 10,26 · 10 ⁶ | 7 | 0,0001 |
| 10,27 · 10 ⁶ | 6 | 0,0004 |
| 10,28 · 10 ⁶ | 4 | 0,0009 |
| 10,29 · 10 ⁶ | 5 | 0,0016 |
| 10,30 · 10 ⁶ | 4 | 0,0025 |
| 10,31 · 10 ⁶ | 3 | 0,0036 |
| 10,32 · 10 ⁶ | 1 | 0,0049 |
| 10,42 · 10 ⁶ | 5 | 0,0289 |
| 10,43 · 10 ⁶ | 5 | 0,0324 |
| 10,44 · 10 ⁶ | 3 | 0,0361 |
| 10,46 · 10 ⁶ | 1 | 0,0441 |
| 10,59 · 10 ⁶ | 1 | 0,1156 |
| 10,60 · 10 ⁶ | 1 | 0,1225 |
| | 100 | $\Sigma (x_s - x)^2 = 1,3868$ |

Średnią wartość ilości zmian obciążeń dla danych, zestawionych w tabeli I, obliczamy z zależności:

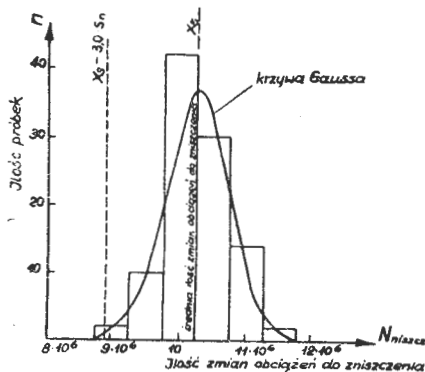
$$X_s = \frac{\Sigma N_{niszcz.}}{n} = 10,25 \cdot 10^6 \quad [35]$$

Średnie odchylenie rozkładu normalnego S_n , przedstawionego w tabeli I, obliczamy z zależności:

$$S_n = \sqrt{\frac{\Sigma (x_s - x)^2}{n}} = \sqrt{\frac{1,3868}{100}} = 0,1177 \quad [36]$$

gdzie $x = N_{niszcz.}$

Graficzne przedstawienie rozkładu z tabeli I pokazane jest na rys. 10. Jak widzimy z tego rysunku największa ilość zespołów miała $N_{niszcz.}$ zbliżone do średniej wartości $x_s = 10,25 \cdot 10^6$ określonej wg zależności [35]. Dla badań ze stałą amplitudą przyjmuje się, że najsłabszy zespół, prak-



Rys. 10. Graficzne przedstawienie rozkładu $N_{niszcz.}$ dla $\sigma_a = \pm 750$ kG/cm² z tabeli I

tycznie brany jeszcze pod uwagę, nie może mieć mniejszej ilości zmian obciążeń niż:

$$N_{niszcz. \min} \geq x_s - 3 \cdot S_n \quad [37]$$

Według „British Civil Airworthiness Requirements” (BCAR) największą wartość S_n dla materiałów stosowanych w lotnictwie można przyjąć: $S_n = 0,176$ lub też $S_n = \log 1,5$. Należy tu wyjaśnić, że wielkość $S_n = 0,176$ jest bardzo duża i w rzeczywistości, na podstawie badań zmęczeniowych ze stałą amplitudą, otrzymujemy wartości $S_n < 0,176$.

W tabeli II zestawiono wielkości współczynników k_{roz} , przez które należy podzielić średnią ilość zmian obciążeń otrzymaną z badań.

Wielkości współczynników k_{roz} w tabeli II są wyprowadzone dla rozkładu normalnego przy założeniu, że zachowany jest warunek [37] i $S_n = 0,176$.

Weźmy dla przykładu: wyniki badań 3 skrzydeł ze stałą amplitudą są następujące: $N = 5 \cdot 10^6$, $4,97 \cdot 10^6$, $4,98 \cdot 10^6$ zmian obciążeń. Stąd średnia ilość zmian obciążeń dla 3 skrzydeł: $X_s = \frac{4,97 + 4,98 + 5,0}{3} \cdot 10^6 = 4,983 \cdot 10^6$. Na podstawie tabeli II dla $n = 3$ $k_{roz} = 3,9$. Stąd do obliczeń przyjmujemy $\frac{4,983}{3,9} \cdot 10^6 = 1,275 \cdot 10^6$ zmian obciążeń.

Należy wyjaśnić jeszcze, jakie jest prawdopodobieństwo P zniszczenia przez zmęczenie tak obliczonego skrzydła. Otóż dla rozkładu normalnego możemy obliczyć, że

$$\begin{aligned} P = 0,1 & \text{ gdy } N_{\min} \geq X_s - 1,28 S_n \\ P = 0,01 & \text{ „ } N_{\min} \geq X_s - 2,33 S_n \\ P = 0,001 & \text{ „ } N_{\min} \geq X_s - 3,09 S_n \\ P = 0,0001 & \text{ „ } N_{\min} \geq X_s - 3,73 S_n \end{aligned}$$

W naszym przypadku $P = 0,001$. Techniczne znaczenie jest następujące: jedno skrzydło na 1000 obliczone w wyżej wymieniony sposób ulegnie zniszczeniu przez zmęczenie dla wartości N mniejszej od $N_{niszcz.}$

Biorąc pod uwagę, że spectrum obciążeń skrzydła od podmuchów bazuje na statystycznych danych dla pewnej grupy typów samolotów, dla indywidualnego samolotu wprowadzamy współczynnik k_s , uwzględniający statystyczny charakter spectrum obciążeń. Dla samolotów transportowych i komunikacyjnych przyjmuje się $k_s = 1,5$, tak że ostatecznie ilość niszczących zmian obciążeń na podstawie badań z jedną amplitudą określamy z zależności:

$$N_{niszcz.} = \frac{x_s}{k_{roz} \cdot k_s} \quad [38]$$

W naszym przypadku dla 3 skrzydeł będziemy mieli:

$$N_{niszcz.} = \frac{4,983}{3,9 \cdot 1,5} \cdot 10^6 = 0,85 \cdot 10^6 \text{ zmian obciążeń.}$$

Tak duże wartości k_{roz} , zestawionego w tabeli II, wynikają z przyjęcia zależności [37] i $S_n = 0,176$. Zależność [37] zakłada, że $N_{niszcz.}$ najsłabszego zespołu może osiągnąć wartość trzy średnie odchylenia S_n od średniej wartości $N_{niszcz.}$.

W przypadku, gdy rozrzut wytrzymałości na zmęczenie jest mniejszy, nie ma potrzeby przyjmować tak „ostrych” współczynników k_{roz} . Dla każdego badania możemy wyznaczyć S_n w sposób opisany w tej pracy (patrz tabela I) i dla warunku [37] możemy obliczyć k_{roz} , tak jak w tabeli II, przyjmując, że rozkład $N_{niszcz.}$ jest normalny. W przypadku, gdy zespół poddany jest dużej liczbie obciążeń o małej amplitudzie naprężeń σ_a , tj. gdy σ_a jest rzędu wielkości wytrzymałości na zmęczenie Z nie możemy obliczeń zmęczeniowych prowadzić odnośnie ilości dopu-

Tabela II

Współczynnik k_{roz} , uwzględniający rozrzut wytrzymałości na zmęczenie nominalnie jednakowych zespołów w funkcji liczności przebadanych zespołów

| Liczność przebadanych zespołów n | Współczynnik rozrzutu k_{roz} |
|------------------------------------|---------------------------------|
| 1 | 5,0 |
| 2 | 4,2 |
| 3 | 3,9 |
| 4 | 3,75 |
| 6 | 3,6 |
| 100 | 3,33 |

szczalnych zmian obciążeń N_{niszcz} . (patrz zależn. 38), a musimy prowadzić obliczenia względem naprężeń Z . Chodzi po prostu o to, że dla małych $\sigma_a N_{niszcz} \rightarrow \infty$ i wtedy rozkład N_{niszcz} nie może być przedstawiony jako rozkład normalny i zależność [38] traci ważność.

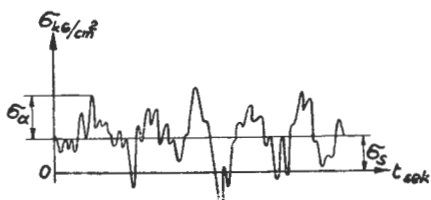
W tym przypadku naprężenia σ_{dop} określamy z następującej zależności:

$$\sigma_{dop} = \frac{Z}{k} \quad [39]$$

Gdzie Z jest wytrzymałością na zmęczenie otrzymaną z doświadczeń, a $k = 1,5 \div 2,0$. Wartość współczynnika $k = 2,0$ przyjmujemy wtedy, gdy spectrum obciążeń ma gwałtowny spadek, to znaczy gdy kąt nachylenia linii spectrum do linii poziomej ma dużą wartość.

Określanie wytrzymałości zmęczeniowej na podstawie badań ze zmienną amplitudą obciążenia

Na rys. 11 przedstawiono rozkład pomierzonych obciążeń eksploatacyjnych z uwzględnieniem wielkości amplitudy obciążeń zmiennych, częstości i czasu. Drgające obciążenia eksploatacyjne niemal zawsze mają przebieg nieuporządkowany (nieperiodyczny) wokół średniego obciążenia

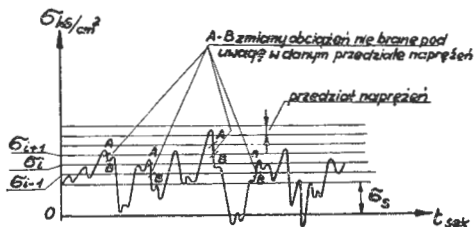


Rys. 11. Ciągłe spectrum obciążeń (otrzymane z pomiarów w trakcie eksploatacji)

nia statycznego. Każdy przebieg obciążeń eksploatacyjnych da się podporządkować metodom statystycznym: stąd też wywodzi się pojęcie obciążenia statystycznie zmiennego.

Mając spectrum obciążeń dla pewnego czasu t przystępujemy do sporządzenia krzywej sumarycznej zmian obciążeń, tj. krzywej ilości zmian obciążeń dla całego czasu eksploatacji T . Oczywiście pamiętamy o tym, że spectrum ciągłe z rys. 11 otrzymane na podstawie pomiarów eksploatacyjnych dla czasu t jest reprezentatywną próbką obciążeń eksploatacyjnych, a sumaryczną krzywą ilości zmian obciążeń dla całego czasu eksploatacji T otrzymujemy, mnożąc krzywą z rys. 11 przez n (gdzie $n = \frac{T}{t}$).

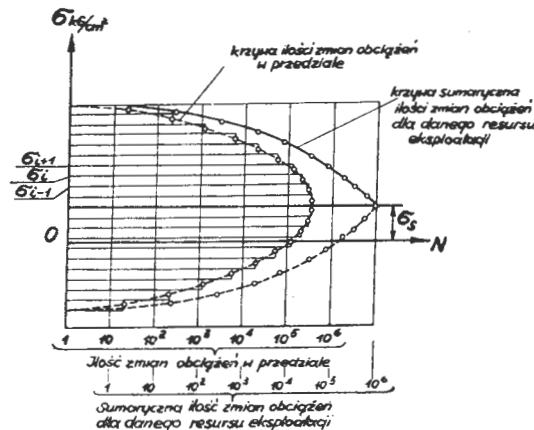
Praktycznie robi się to w sposób następujący. Cały zakres obciążeń zmiennych z rys. 11 dzieli się na wystarczająco dużą ilość przedziałów σ_i , tak jak to pokazano na rys. 12. W środku poszczególnych przedziałów nanosi się tylko obciążenia szczytowe w tych przedziałach, natomiast nie uwzględnia się w przedziale obciążeń innych, takich jak np. obciążenia odpowiadające odcinkom A—B na rys. 12. W ten sposób otrzymujemy ilość zmian obciążeń



Rys. 12. Podział spectrum obciążeń zmiennych na przedziały

w przedziale naprężeń σ_i i σ_{i+1} dla czasu t . Ilość zmian obciążeń w przedziale naprężeń σ_i i σ_{i+1} dla całego czasu eksploatacji T będzie równa ilości z rys. 12 pomnożonej przez n . Następnie ilość zmian obciążeń zmiennych w danym przedziale naprężeń $\sigma_i \div \sigma_{i+1}$ odkładamy w układzie współrzędnych (σ, N) , tak jak to pokazano na rys. 13. Łącząc obwiednią wszystkie punkty, otrzymujemy krzywą ilości zmian obciążeń w przedziale, albo inaczej — histogram obciążeń. Mnożąc przez n rzędne histogramu z rys. 13, otrzymujemy krzywą sumarycznej ilości zmian obciążeń dla całego czasu eksploatacji T . Na rys. 13 ilość zmian obciążeń N odłożona jest w skali logarytmicznej. Doświadczenia wykazują, że niemal zawsze rozkład ilości zmian

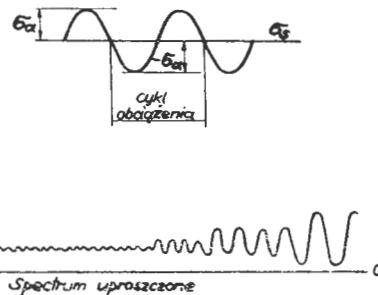
obciążeń dla całego czasu eksploatacji T da się przedstawić za pomocą rozkładu normalnego lub też rozkładu Pascala. Ten fakt jest nieraz bardzo pomocny przy wyznaczaniu krzywej sumarycznej ilości zmian obciążeń. Gdy krzywą sumaryczną ilości zmian obciążeń możemy opisać rozkładem normalnym lub rozkładem Pascala, to pomiary



Rys. 13. Histogram i krzywa sumaryczna ilości obciążeń dla całego czasu eksploatacji T

obciążeń eksploatacyjnych możemy przeprowadzić dla znacznie krótszego czasu t , np. możemy pomierzyć tylko zakresy obciążeń bardzo dużych i obciążeń bardzo małych. Pozostałe zakresy obciążeń wynikną z krzywej rozkładu.

Należy zwrócić uwagę, że każde przejście obciążenia przez granicę przedziałów σ_i i σ_{i+1} na rys. 12 jest liczone jako pełna zmiana obciążenia, niezależnie od tego, czy przebieg krzywej obciążenia między dwoma kolejnymi wierzchołkami na rys. 12 obniżył się do obciążenia średniego σ_s i przekroczył je w dół, to jest po prostu — czy krzywa obciążenia przeszła na drugą stronę σ_s . Przez pełne obciążenie należy rozumieć obciążenie pokazane na rys. 14.



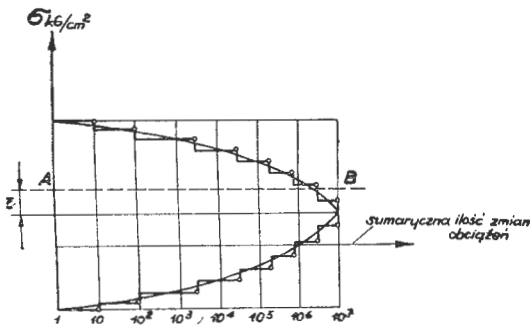
Rys. 14. Pełny cykl obciążenia realizowany na maszynie wytrzymałościowej i uproszczone spectrum obciążeń realizowane na maszynie wytrzymałościowej zamiast spectrum rzeczywistego z rys. 11

Obciążenia rzeczywiste, przedstawione na rys. 12, są zastąpione przez obciążenia uproszczone, tak jak to pokazano na rys. 14. Takie zastąpienie obciążenia rzeczywistego obciążeniem uproszczonym niewątpliwie ma wpływ na ilość dopuszczalnych zmian obciążeń dla danej konstrukcji. W chwili obecnej jest to najmniej zbadany i znany odcinek programowanych badań zmęczeniowych. Badacze niemieccy przyjmują (Gassner), że nie ma różnic między pełnymi zmianami obciążeń (rys. 14) i tzw. przerywanymi zmianami obciążeń z rys. 12 i przyjmują, że ta zamiana nie ma wpływu na ilość dopuszczalnych zmian obciążeń badanego zespołu. Nie wydaje się jednak, by to było w pełni słuszne. W badaniach na stanowisku doświadczalnym krzywą sumaryczną ilości zmian obciążeń eksploatacyjnych, przedstawioną na rys. 13, zastępujemy schematem obciążeń badawczych, tak jak to pokazano na rys. 15. Zastąpienie krzywej ciągłej spectrum obciążeń krzywą schodkową spowodowane jest możliwościami technicznymi maszyn zmęczeniowych. Na ogół niemal wszystkie laboratoria wytrzymałościowe posiadają maszyny wytrzymałościowe pozwalające zmieniać amplitudę przykadanego obciążenia w sposób skokowy, a nie w sposób ciągły.

Na podstawie doświadczeń stwierdzono, że przy schodkowym przybliżeniu wystarczy na ogół podział na 6÷8 schodków (tj. 6—8 poziomów obciążeń). Przy mniejszej ilości niż 6÷8 poziomów obciążeń przyjętych do badań, ilość przyjętych do badań „schodków” ma istotny wpływ na wytrzymałość zmęczeniową badanego elementu.

Powyżej 6÷8 poziomów obciążeń przyjętych do badań nie stwierdzono istotnego wpływu ilości „schodków” na wytrzymałość zmęczeniową badanego elementu. W badaniach programowych, które mają odwzorować spectrum obciążeń eksploatacyjnych nie można przyjmować mniej niż 6 poziomów obciążeń. Niektórzy, przeprowadzający programowane badania zmęczeniowe, odrzucają z programu badań amplitudy naprężeń zmiennych mniejsze od wytrzymałości na zmęczenie Z. Na rys. 15 odrzucone amplitudy naprężeń zaczynają się od linii AB. Odrzucenie amplitud naprężeń o wartościach mniejszych od wytrzymałości na zmęczenie Z powoduje wzrost czasu życia badanego elementu przeciętnie o 20% w porównaniu z czasem życia elementu bez odrzuconych małych amplitud. Ten znaczny wpływ małych amplitud naprężeń, to jest amplitud naprężeń poniżej Z, na ресурс eksploatacji badanego elementu należy tłumaczyć tym, że po powstaniu pęknięć zmęczeniowych na końcu pęknięcia wzrasta spiętrzenie naprężeń i te małe amplitudy naprężeń przyspieszają rozchodzenie się pęknięć, co pociąga za sobą szybsze zniszczenie badanego elementu.

Aby w trakcie badań uzyskać wpływ zbioru wszystkich amplitud naprężeń: dużych, średnich i małych, występujących w warunkach eksploatacyjnych, na ресурс eksploatacji, schodkowe spectrum obciążeń przyjęte do badań z rys. 15 dzielimy na okresy programu, tak jak to pokazano na rys. 16. Każdy okres programu badań posiada tę samą

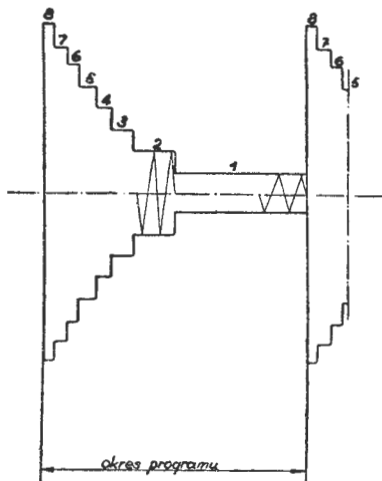


Rys. 15. Schodkowe spectrum obciążeń przyjęte do badań

ilość poziomów obciążeń co i schodkowe spectrum obciążeń. Względne częstości poziomów obciążeń w okresie programu muszą być takie same jak i w schodkowym spectrum obciążeń. Ilość przyjętych okresów programu dla danego schodkowego spectrum ma istotny wpływ na wyniki badań. Na podstawie całego szeregu badań stwierdzono, że ze wzrostem ilości okresów programu dla danego spectrum obciążeń szybko rośnie ресурс eksploatacji badanego elementu, to jest ilość dopuszczalnych zmian obciążeń. Wzrost ten zachodzi tylko do pewnej określonej ilości okresów programu dla danego spectrum obciążeń i po przekroczeniu tej ilości okresów programu już nie obserwujemy wzrostu ресурсu eksploatacji badanego elementu.

W przypadku przyjęcia 2÷10 okresów programu dla danego spectrum obciążeń, obserwujemy szybki wzrost ilości dopuszczalnych zmian obciążeń badanego elementu, przy

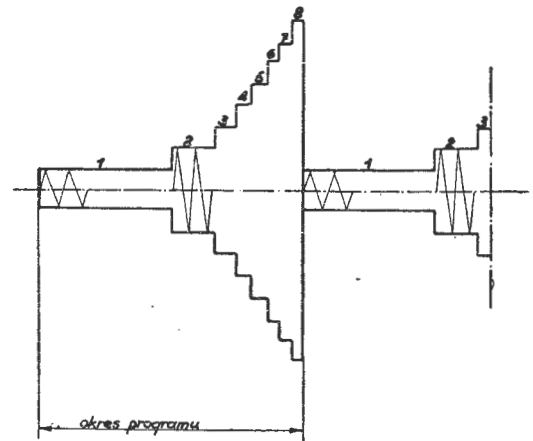
Względny ресурс eksploatacji=2



Rys. 16. Okres programu schodkowego spectrum obciążeń przyjętego do badań

10÷20 okresach programu wzrost ten jest nieznaczny, a już w zakresie 20÷30 okresów programu dla danego spectrum obciążeń ilość dopuszczalnych zmian obciążeń nie zależy od ilości przyjętych okresów programu.

Względny ресурс eksploatacji=0.5



Rys. 17. Okres programu schodkowego spectrum obciążeń przyjętego do badań

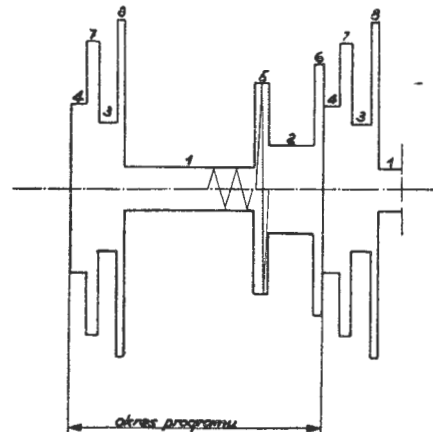
Należy podkreślić, że dla zakresu 20÷30 okresów programu otrzymujemy najmniejszy ресурс eksploatacji badanego zespołu, który zarazem, jak potwierdziły doświadczenia, jest najbliższy rzeczywistemu zasobowi eksploatacji.

Sekwencja przykładanych poziomów obciążeń w programowanych badaniach zmęczeniowych ma istotny wpływ na wyniki badań. Na rys. 16, 17, 18 mamy jednakowe okresy programu dla danego spectrum obciążeń, a różnią się między sobą tylko kolejnością przykładanych obciążeń.

Przeprowadzone badania według tych trzech okresów programów z rys. 16, 17, 18, na próbkach poddanych obciążeniom rozciągająco-ściskającym wykazały, że zasoby eksploatacji są różne dla wszystkich trzech typów okresów programu.

Jeśli się przyjmie zasób eksploatacji próbki obciążanej według programu z rys. 17, to jest programu obciążeń, zbliżonego najbardziej do warunków eksploatacji, za rów-

Względny zasób eksploatacji=10



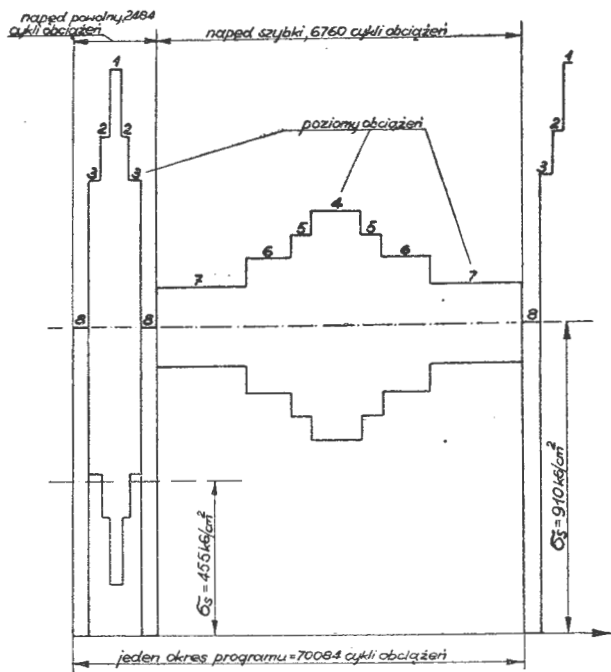
Rys. 18. Okres programu schodkowego spectrum obciążeń przyjętego do badań

ny 1, to zasób eksploatacyjny próbki obciążanej według okresu programu z rys. 17 będzie równy 0,5, a zasób eksploatacyjny według rys. 16 będzie równy 2,0. Widać stąd, że kolejność przykładanych obciążeń ma olbrzymi wpływ na zasób eksploatacyjny. W zależności od kolejności przykładanych obciążeń zasób eksploatacji może się zmieniać o wielkości rzędu 4. W rzeczywistości obciążenia eksploatacyjne mają charakter statystyczny (losowy), dlatego też i w badaniach laboratoryjnych należy je przykładać według rozkładu losowego, to jest tak, jak pokazano na rys. 17.

Obecnie, celem pokazania przewagi programowych badań zmęczeniowych nad badaniami zmęczeniowymi ze stałą amplitudą obciążeń, przedstawiony zostanie wynik badań 13 skrzydeł samolotu komunikacyjnego: 5 skrzydeł było

przebadanych według programowych badań zmęczeniowych dla 8 amplitud obciążenia według programu pokazanego na rys. 19, a 8 skrzydeł zbadano dla jednej amplitudy obciążenia.

Z obliczeń teoretycznych otrzymano, że skrzydło powinno wytrzymać 20 okresów programu, takich jak przedsta-



Rys. 19. Okres programu badanego skrzydła

wiono na rys. 19. Obliczenia teoretyczne przeprowadzono według metody podanej w rozdziale pierwszym tej pracy.

W tabeli III zestawiono amplitudy naprężeń zmiennych i ilości obciążeń poszczególnych poziomów obciążeń w jednym okresie programu z rys. 19. 8 skrzydeł było przebadanych dla jednej amplitudy obciążeń $\sigma_a = \pm 245 \text{ kg/cm}^2$

Tabela III

Charakterystyka okresu programu z rys. 19

| Nr poziomu obciążenia | Naprężenie średnie $\sigma_s \text{ kg/cm}^2$ | Amplituda naprężeń zmiennych $\pm \sigma_a \text{ kg/cm}^2$ | Ilość cykli naprężeń dla danego poziomu obciążenia |
|-----------------------|---|---|--|
| 1 | 910 | 740 | 44 |
| 2 | 910 | 545 | 2×170 |
| 3 | 910 | 410 | 2×500 |
| 4 | 910 | 330 | 2000 |
| 5 | 910 | 215 | 2×2300 |
| 6 | 910 | 200 | 2×5500 |
| 7 | 910 | 115 | 2×25000 |
| 8 | 455 | 455 | 2×550 |

Tabela IV

Wyniki badań 8 skrzydeł z jedną amplitudą obciążenia

| Nr porządkowy skrzydła | Ilość zmian obciążeń przy zniszczeniu skrzydła | Średnia log. ilości zmian obciążeń przy zniszczeniu skrzydła | Liczba odpowiadających okresów programu w chwili zniszczenia skrzydła | Średnie log. liczby, odpowiadających okresów programu w chwili zniszczenia skrzydła | Prawdopodobieństwo zniszczenia skrzydła P |
|------------------------|--|--|---|---|---|
| 1 | $0,721 \cdot 10^6$ | 0,597 $\cdot 10^6$ | 24,97 | 20,684 | 0,666 |
| 2 | $0,811 \cdot 10^6$ | | 28,05 | | 0,777 |
| 3 | $0,355 \cdot 10^6$ | | 12,29 | | 0,111 |
| 4 | $0,536 \cdot 10^6$ | | 18,55 | | 0,333 |
| 5 | $0,584 \cdot 10^6$ | | 20,2 | | 0,444 |
| 6 | $0,492 \cdot 10^6$ | | 17,0 | | 0,222 |
| 7 | $0,605 \cdot 10^6$ | | 20,92 | | 0,555 |
| 8 | $0,843 \cdot 10^6$ | | 29,15 | | 0,888 |

Tabela V

Zestawienie wyników badań dla 5 skrzydeł dla badań programowych

| Nr badanego skrzydła | Ilość zrealizowanych okresów programu od chwili zniszczenia skrzydła | Sumaryczna ilość zmian obciążeń do chwili zniszczenia skrzydła |
|----------------------|--|--|
| 9 | 14 | 981205 |
| 10 | 14,5 | 987440 |
| 11 | 18,5 | 1294976 |
| 12 | 15,5 | 1082724 |
| 13 | 15,5 | 1083724 |

Tabela VI

Porównanie wyników badań skrzydeł wg okresu programu z rys. 19 i badań z jedną amplitudą obciążeń

| Wielkości statystyczne | Badania 8 skrzydeł z jedną amplitudą obciążenia | Badania 5 skrzydeł wg okresu programu z rys. 19 |
|---|---|---|
| Średnia logarytmiczna ilości zmian obciążeń przy zniszczeniu skrzydła $N_{niszcz.}$ | $0,597 \cdot 10^6$ | $0,448 \cdot 10^6$ |
| Średnia logarytmiczna ilości okresów programu przy zniszczeniu skrzydła N_D | 20,684 | 15,527 |
| Średnie odchylenie S_n | 0,12374 | 0,0466 |
| Współczynnik zmienności ilości cykli obciążeń $\gamma = \frac{S_n}{X_S}$ | 0,02142 | 0,008241 |
| Współczynnik zmienności ilości okresów programu $\gamma = \frac{S_n}{X_S}$ | 0,0941 | 0,0391 |

i statycznego średniego naprężenia $\sigma_s = 910 \text{ kg/cm}^2$ (σ_s odpowiada naprężeniom statycznym w dźwigarze skrzydła, gdy samolot leci ze stałą prędkością i poddany jest przeciążeniu 1 g).

Wyniki badań 8 skrzydeł dla jednej amplitudy obciążeń są zestawione w tabeli IV.

Prawdopodobieństwo zniszczenia skrzydła oblicza się z zależności:

$$P = \frac{k}{n+1} \quad [40]$$

gdzie k jest liczbą porządkową skrzydła począwszy od wartości $k=1$ dla skrzydła z najmniejszym rezersem eksploatacji i rośnie do $k=n$ dla skrzydła z najdłuższym rezersem eksploatacji, n jest liczebnością próbki przyjętej do badań. W przypadku badań skrzydeł ze stałą amplitudą $n=8$. Dla przykładu obliczmy prawdopodobieństwo zniszczenia skrzydła nr 5 z tabeli IV. Widzimy, że skrzydło nr 5 wytrzymało do zniszczenia $0,584 \cdot 10^6$ zmian obciążeń, co stawia je na 4 miejscu pod względem wielkości, ilości zmian obciążeń, więc $k=4$ stąd

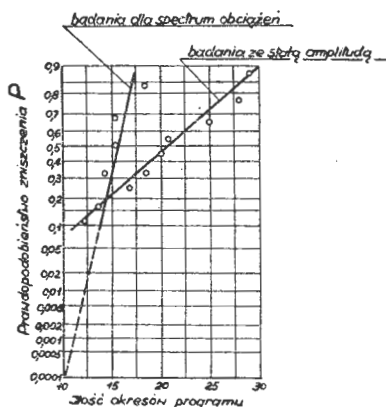
$$P = \frac{4}{8+1} = 0,444$$

Wyniki badań dla 5 skrzydeł według programu badań z rys. 19 zostały zestawione w tabeli V. W tabeli VI zestawiono porównanie wyników badań skrzydeł według programu obciążeń i badań z jedną amplitudą obciążeń. Średnia logarytmiczna ilości okresów programu do chwili zniszczenia skrzydła według badań ze zmienną amplitudą wynosi 15,53.

Dla 5 skrzydeł obciążonych według programu badań były dwa sposoby zniszczenia skrzydeł, dla 8 skrzydeł, obciążonych jedną amplitudą

obciążenia, był tylko jeden sposób zniszczenia, tj. zniszczenie skrzydła przez rozerwanie najpierw pokrycia dźwigara, a potem pasów dźwigara w miejscu, gdzie pokrycie zmienia przekrój.

Na rys. 20 przedstawiono porównanie resursów eksploatacji skrzydeł, otrzymanych na podstawie badań ze stałą amplitudą i badań programowych w funkcji prawdopodobo-



Rys. 20. Resurs eksploatacji skrzydła dla badań ze stałą amplitudą obciążenia i badań ze zmienną amplitudą obciążenia w funkcji prawdopodobieństwa zniszczenia skrzydła P

bieństwa zniszczenia skrzydła P , obliczono z zależności [40] na podstawie danych z tabeli IV i tabeli V. Jak widać z rys. 20 i tabeli VI, średni logarytmiczny resurs eksploatacji skrzydła, obciążonego wg programu badań, jest mniejszy o 25% w porównaniu z średnim logarytmicznym resem eksploatacji skrzydła, obciążonego ze stałą amplitudą. Współczynnik zmienności γ dla badań programowych (0,00824) jest mniejszy o 61,5% w porównaniu ze współczynnikiem zmienności γ dla badań ze stałą amplitudą obciążenia (0,0214). Badania programowane dają znacznie mniejszy rozrzut w wynikach badań w porównaniu z badaniami ze stałą amplitudą. Jak widać z tych badań, wyniki otrzymane z obliczeń teoretycznych i badań ze stałą amplitudą znajdują się po stronie niebezpiecznej zagadnienia, rzeczywisty resurs eksploatacji będzie znacznie mniejszy w porównaniu z resem otrzymanym na podstawie badań ze stałą amplitudą.

Różnica ta wynika stąd, że badania zmęczeniowe z jedną amplitudą obciążenia nie są w stanie odtworzyć eksploatacyjnych warunków obciążenia. Badania skrzydeł pokazały, że dla programowanych badań skrzydeł ilość pęknięć zmęczeniowych jest znacznie większa niż dla badań ze stałą amplitudą obciążenia, ponadto pęknięcia, które były bezpośrednią przyczyną zniszczenia, niemal zawsze były w innych miejscach dla badań programowanych i w innych miejscach dla badań ze stałą amplitudą. Jak już powiedzieliśmy poprzednio i pokazaliśmy na rys. 16, 17 i 18 kolejność przykładanych obciążeń ma bardzo duży wpływ na resurs eksploatacji. W badaniach ze stałą amplitudą nie możemy uwzględnić wpływu tego zjawiska.

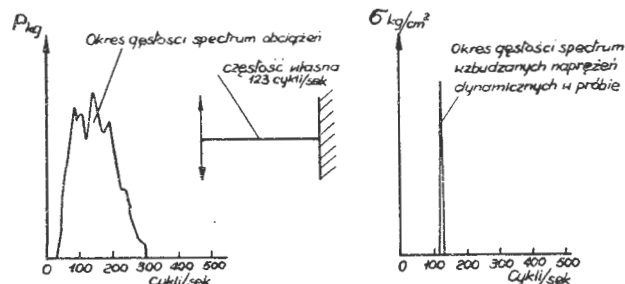
Powstaje pytanie, jak dalece można ufać wynikom doświadczeń badań programowanych, jak dalece programowane badania zmęczeniowe są reprezentatywne dla obciążeń eksploatacyjnych?

Freudenthal [lit. 1] w swych pracach i doświadczeniach z małymi próbkami dowiódł, że wyniki badań programowanych leżą po stronie bezpiecznej — w porównaniu z obciążeniami eksploatacyjnymi, podobnie Payne [lit. 2] po porównaniu wyników programowanych badań skrzydeł samolotu „Mustang” o naturalnej wielkości z wynikami uzyskanymi z eksploatacji tych samolotów stwierdził, że badania programowane i eksploatacja dały prawie jednakowy resurs eksploatacji skrzydła samolotu „Mustang”. Na rys. 20 drogą ekstrapolacji określono ilość okresów programu przy zniszczeniu skrzydła dla prawdopodobieństwa zniszczenia skrzydła $P = 0,0001$. Techniczne znaczenie $P = 0,0001$ i $N_p = 10$ jest następujące: dla floty samolotów złożonej z 10 000 samolotów przeciętnie jeden samolot ulegnie zniszczeniu dla 10 programów obciążeń według rys. 19. Powstaje pytanie, czy możemy na drodze takiej ekstrapolacji określać ilość cykli programu potrzebnych do zniszczenia skrzydła samolotu dla danego P ? Otóż Freudenthal w swych pracach [lit. 1 i 2] dowiódł, że powyższa ekstrapolacja jest konserwatywna i daje zbyt małe rebusy obliczeniowe w porównaniu z rzeczywistym resem eksploatacji. Należy pamiętać, że ten wniosek o ekstrapolacji może

być odniesiony do badań, w których liczebność próbki n jest reprezentatywna dla całego badanego zbioru. Na podstawie przedstawionych wyników badań widzimy, że rozrzut wytrzymałości zmęczeniowej dla badań ze zmienną amplitudą obciążeń jest znacznie mniejszy w porównaniu z rozrzutem wytrzymałości zmęczeniowej dla badań ze stałą amplitudą, stąd też dla badań ze zmienną amplitudą współczynnik k_{roz} możemy przyjmować znacznie mniejszy w porównaniu z k_{roz} dla badań ze stałą amplitudą.

Określanie wytrzymałości zmęczeniowej z uwzględnieniem tłumienia i sztywności konstrukcji na wielkość wzbudzonych naprężeń dynamicznych

Ten sam statystyczny rozkład obciążeń eksploatacyjnych będzie wzbudzał różne naprężenia dynamiczne w konstrukcjach, różniących się między sobą sztywnością i tłumieniem konstrukcji. Ponadto, w wyniku działania tłumienia i wpływu sztywności konstrukcji, spectrum wzbudzonych naprężeń dynamicznych w konstrukcji nie będzie identyczne ze spectrum obciążeń, które wywołało te naprężenia. Na rys. 21 dla przykładu przedstawiono prostą płaską próbkę zginaną według przedstawionego obok okresu spectrum obciążeń. Jak widzimy z rys. 21, każdy okres spectrum obciążeń zawiera się w granicach częstości 35–300 cykli obciążeń na sek. Szczytowe obciążenia okresu spectrum obciążeń przypadają w granicach częstości 85–200 cykli obciążeń na sek. Z tegoż rysunku widzimy, że okres spectrum wzbudzonych naprężeń dynamicznych mieści się w znacznie mniejszym przedziale częstości niż okres spectrum obciążeń wzbudzających te naprężenia. Okres spectrum wzbudzonych naprężeń dynamicznych zawiera się w granicach częstości 120–130 cykli obciążeń na sek. Częstość własna badanej próbki wynosiła 123 cykle/sek. Jak więc widzimy, próbka — w wyniku działania tłumienia — jest nieczuła na obciążenia, których częstość znacznie się różni od częstości własnej, choćby nawet te obciążenia miały dużą amplitudę. Dla ścisłości należy podać, że przedstawiony na rys. 21 okres wzbudzonych naprężeń dynamicznych odpowiada pod względem wytrzymałościowym układowi z lekkim tłumieniem wzbudzanym przez stosun-



Rys. 21. Okres spectrum obciążeń i odpowiadający mu okres naprężeń dynamicznych wzbudzonych w próbce zginanej

kowo płaskie spectrum obciążeń w pobliżu częstości własnej próbki i ponadto spectrum obciążeń nie ma więcej dużych amplitud obciążeń w zakresie innych częstości. Zagadnienie wyznaczania spectrum wzbudzonych naprężeń dynamicznych w elementach pracującej konstrukcji przez spectrum obciążeń eksploatacyjnych nabiera szczególnej wagi, gdy chcemy poprawnie określić rzeczywisty czas eksploatacji danego elementu. Chodzi po prostu o to, że obciążenia eksploatacyjne, działające na konstrukcję, rozpatrywane w odniesieniu do np. bardzo istotnych elementów ze względu na wytrzymałość pracujących wewnątrz konstrukcji, mają inny rozkład obciążeń — zarówno co do częstości jak i wielkości amplitud — ze względu na nieczułość na pewne zakresy częstości niektórych elementów pośrednich, przenoszących obciążenie zewnętrzne i tłumienie konstrukcji. Nieuwzględnienie tych czynników przy obliczeniu wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji zespółów tej konstrukcji może prowadzić do poważnych błędów. W badaniach zmęczeniowych powszechnie znaną rzeczą jest zjawisko, że zespoły badane oddzielnie, a następnie wraz z całą konstrukcją, wykazują inną ilość niszczących zmian obciążeń. Nieuwzględnienie tłumienia i sztywności przy obliczaniu obciążeń, które ma przejąć badany zespół z konstrukcji niewątpliwie ma poważny wpływ na otrzymane wyniki.

Obecnie podane zostaną zależności, przy pomocy których będziemy mogli uwzględnić wpływ tłumienia i sztywności konstrukcji na wielkość naprężeń dynamicznych, wzbudza-

nych przez spectrum obciążeń eksploatacyjnych. Zostanie rozpatrzony przypadek mechanicznego układu liniowego wzbudzanego np. siłą harmoniczną $P_0 \cdot \sin \omega t$. Równanie ruchu mechanicznego układu liniowego o masie m , współczynnikiem tłumienia β i sztywności K wzbudzanego, siłą $P_0 \cdot \sin \omega t$ można zapisać w następującej postaci:

$$m \cdot \frac{d^2 x}{dt^2} + \beta \cdot \frac{dx}{dt} + K \cdot x = P_0 \sin \omega t \quad [41]$$

Odkształcenie x układu opisanego równaniem [41] wzbudzanego siłą $P_0 \cdot \sin \omega t$ można wyrazić za pomocą następującej zależności:

$$x = \frac{P_0 \cdot \sin \omega t}{Z(i\omega)} \quad [42]$$

Gdzie $Z(i\omega)$ jest impedancją układu liniowego określonego równaniem [41] i ma następującą postać:

$$Z(i\omega) = K - m \cdot \omega^2 + \beta \cdot i \cdot \omega \quad [43]$$

Mając określone odkształcenie x badanego układu łatwo można wyznaczyć wielkość naprężeń.

W przypadku, gdy badany układ mechaniczny składa się z wielu elementów, to impedancja całego układu składa się z poszczególnych impedancji elementów. Prawidła określania impedancji złożonego układu mechanicznego są takie same jak prawo dodawania oporów w obwodzie elektrycznym. Jeśli badany układ mechaniczny zbudowany jest z n elementów, połączonych między sobą szeregowo pod względem sztywności, to impedancja układu wyrazi się zależnością:

$$Z = Z_1 + Z_2 + Z_3 + \dots + Z_n \quad [44]$$

Jeżeli badany układ mechaniczny zbudowany jest z n elementów, połączonych między sobą równolegle pod względem sztywności, to impedancja układu wyrazi się zależnością:

$$\frac{1}{Z} = \frac{1}{Z_1} + \frac{1}{Z_2} + \frac{1}{Z_3} + \dots + \frac{1}{Z_n} \quad [45]$$

Ogólnie można napisać, gdy układ liniowy wzbudzany jest siłą $P_0 \cdot e^{i \cdot \omega \cdot t}$, to odkształcenie układu x wyrazi się następującą zależnością:

$$x = \frac{P_0 \cdot e^{i \cdot \omega \cdot t}}{Z(i\omega)} \quad [46]$$

W praktyce badań zmęczeniowych bardzo ważnym czynnikiem jest możliwość sprawdzenia przedstawionej teorii. Chcąc np. sprawdzić wielkości naprężeń wzbudzanych przez eksploatacyjny rozkład obciążeń, z uwzględnieniem tłu-

mienia i sztywności konstrukcji, nie można tego dokonać za pomocą klasycznych maszyn zmęczeniowych, a trzeba zastosować specjalne układy elektroniczne. Na rys. 22a przedstawiono schemat układu wzbudzającego dowolny rozkład obciążeń eksploatacyjnych, a na rys. 22b schemat układu mierzącego dowolny rozkład wzbudzanych naprężeń dynamicznych.

Najpierw zostaną omówione zasady działania układu wzbudzającego z rys. 22a. Obciążenie eksploatacyjne, przykładane przez wzbudnik elektromagnetyczny do konstrukcji, są uzyskiwane z taśmy magnetycznej, na której zapisane jest spectrum obciążeń eksploatacyjnych. Dyskryminator impulsów w tym układzie działa jako filtr, gdyż nie przepuszcza innych sygnałów pochodzących z taśmy z zapisanym rozkładem obciążeń eksploatacyjnych.

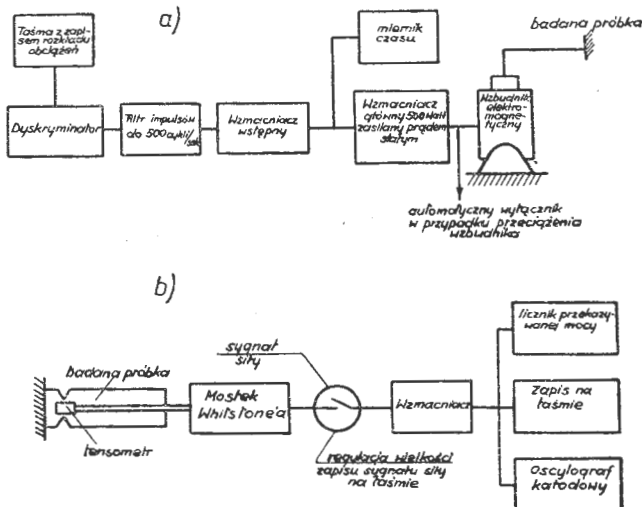
Dodatkowe impulsy mogą powstać stąd, że taśma podczas obróbki magnetycznej uzyskuje skazy wynikające z technologii i wtedy dyskryminator te dodatkowe impulsy wygasza i przepuszcza tylko czyste impulsy zapisanego obciążenia eksploatacyjnego. Wreszcie dyskryminator w pewnym sensie gra rolę wzmacniacza — na skutek zużywania się taśmy impulsy mogą być osłabione i wtedy dyskryminator wzmacnia impulsy zapisanego rozkładu obciążeń eksploatacyjnych. Zadaniem filtru impulsów z zaznaczeniem, że jest on do 500 cykli/sek, jest wygaszenie wszystkich impulsów, które miałyby częstotliwości powyżej 500 cykli/sek. Chodzi po prostu o to, że wzbudnik elektromagnetyczny ma również swoją własną częstotliwość drgań, równą w tym przypadku ok. 700 cykli/sek i gdyby nie było filtru impulsów, to mogłoby się zdarzyć, że na skutek uszkodzenia w obwodzie na wzbudnik elektromagnetyczny mogłyby pójść impulsy o wyższej częstotliwości od częstotliwości własnej wzbudnika i spowodowałyby zniszczenie wzbudnika. Wzmacniacz wstępny wzmacnia sygnał obciążeń eksploatacyjnych, wysyłanych przez taśmę magnetyczną, gdyż wzmacniacz główny, z którego impulsy wzbudzają duże siły we wzbudniku, nie byłby sam w stanie dać takich silnych impulsów. W związku z dużym wzmocnieniem sygnału, wzmacniacz główny najczęściej zasilany jest prądem stałym. Automatem wyłącznik ma za zadanie natychmiast przerwać obwód, gdy ze wzmacniacza głównego idzie zbyt duży impuls na wzbudnik, co groziłoby zniszczeniem wzbudnika elektromagnetycznego. Miernik czasu służy do pomiaru czasu trwania doświadczenia.

Obok, na rys. 22b, przedstawiony jest układ, który zapisuje naprężenia wzbudzone w konstrukcji przez układ opisany na rys. 22a. Tensometr nakleja się na badany element konstrukcji i dwoma przewodami łączy się z mostkiem Wheatstone'a. Badany element konstrukcji, odkształcając się, powoduje odkształcenie tensometru, co z kolei powoduje powstanie impulsu w obwodzie. Impuls — wzmocniony przez wzmacniacz — zapisywany jest na taśmie światłoczułej, ponadto na oscylografie katodowym można obserwować okiem wielkość impulsów naprężeń: licznik przekazywanej mocy przez cały czas trwania pomiaru pokazuje na skali średnią kwadratową impulsów z pierwiastka. Włączniki sygnału siły i regulacji wielkości zapisu sygnału siły przed rozpoczęciem doświadczenia. Chodzi po prostu o to, że znając mniej więcej wielkość wzbudzanych naprężeń, musimy dobrać taką skalę zapisu tych naprężeń na taśmie światłoczułej, żeby nie zdarzyło się w trakcie doświadczeń, że skala zapisu jest za duża i wierzchołki naprężeń nie mieszczą się na taśmie i są obcinane.

W ten sposób, mając aparaturę do badań i metodę teoretyczną, można dokładnie określić wpływ sztywności i tłumienia konstrukcji na wielkość naprężeń dynamicznych, wzbudzanych przez dany rozkład obciążeń eksploatacyjnych.

LITERATURA

1. Freudenthal A. M. i R. A. Heller „Accumulation of fatigue damage“. Proceedings, International Conference on „Fatigue in Aircraft Structures“, Columbia University, 1956 r.
2. A. O. Payne „Random and programmed load sequence fatigue tests on 24 ST aluminium alloy wings“. Report A. R. L./SM 244, Melbourne 1956 r.
3. Freudenthal A. M. i E. J. Gumbel „Minimum Life in fatigue“. Amer. Statist. Assoc. J. 1954 (Sept.).
4. T. Haas „Spectrum fatigue tests on typical wing joints“.



Rys. 22. a) układ wzbudzający dowolny rozkład obciążeń eksploatacyjnych, b) układ mierzący dowolny rozkład wzbudzanych naprężeń dynamicznych

Zastosowanie izotopów promieniotwórczych do pomiaru luzu między wirnikiem i kierownicą turbiny silników turbinowych

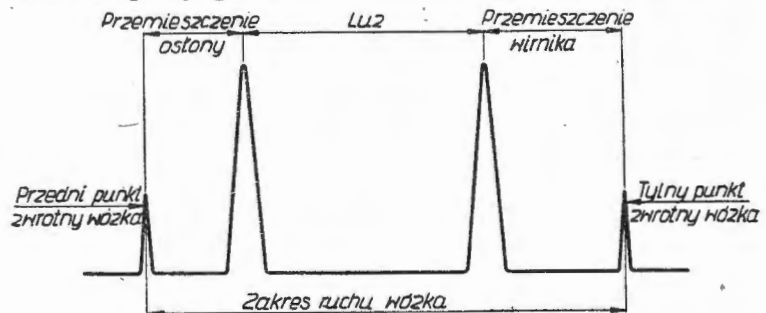
Pod wpływem wysokiej temperatury, panującej we wnętrzu pracującego silnika turbinowego, wirnik i kierownica turbiny ulegają przemieszczeniu. Wirnik i kierownica przemieszczają się w przeciwnych kierunkach, co powoduje zmniejszanie się wolnej przestrzeni między łopatkami wirnika i kierownicy, mogące doprowadzić do zniszczenia silnika.

Obliczenie zmiany luzu jest trudne z uwagi na skomplikowaną konstrukcję oraz na występowanie dużych gradientów temperatury.

Doświadczalne zmierzenie luzu pomiędzy wirnikiem a kierownicą pracującego silnika turbinowego nastęrcza bardzo znaczne trudności ze względu na niedostępność wewnętrznych części turbiny podczas jej pracy, wysoką temperaturę, dużą prędkość obrotową wirnika oraz drgania turbiny. Dodatkowe komplikacje wynikłyby z konieczności wprowadzania zmian konstrukcyjnych do turbiny w celu stworzenia warunków dla dokonania pomiaru.

W laboratorium konstrukcyjnym zakładów General Electric w USA opracowano urządzenie, umożliwiające dokonywanie pomiarów luzu pomiędzy wirnikiem a kierowni-

niku, jest oznaczane na osi Y krzywej częstotliwości impulsów (rys. 2); punkty na osi X odpowiadają położeniom wózka w jego ruchu pomiędzy ogranicznikami, określonym za pomocą potencjometru, przymocowanego do wózka. Gdy wózek osiąga któryś z punktów zwrotnych i jego silnik zaczyna obracać się w przeciwnym kierunku, do urządzenia samopiszącego zostaje wysłany sygnał, który pozwala

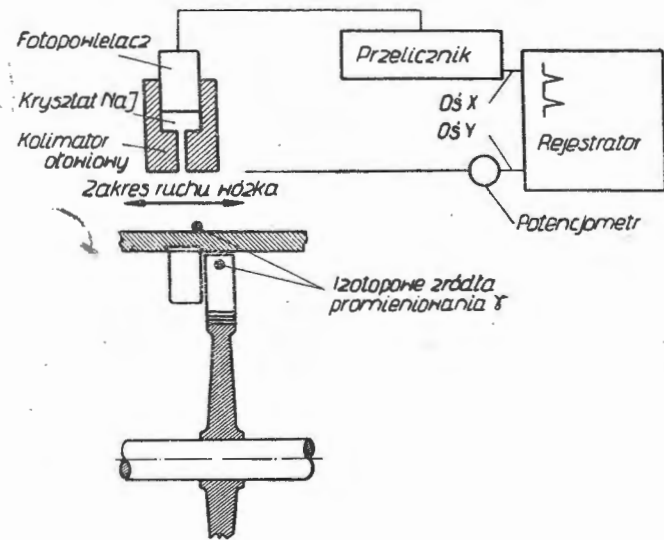


Rys. 2. Krzywa częstotliwości impulsów. Odległość między jej maksymalnymi jest miarą luzu pomiędzy wirnikiem a statorem

oznaczyć granice ruchu wózka. Odstęp pomiędzy maksymalnymi na krzywej częstości impulsów określa wielkość luzu pomiędzy łopatkami wirnika i kierownicy. Jako punkty odniesienia dla określenia wielkości luzu służą sygnały wysyłane w momentach osiągnięcia przez wózek punktów zmiany kierunku jego ruchu. Prowadzący doświadczenie ma możliwość dowolnego ustalania końcowych punktów ruchu wózka. Pozwala to na skrócenie ruchu wózka wtedy, gdy podczas pracy silnika luz między wirnikiem i kierownicą staje się niewielki i przestaje być potrzebna bieżąca informacja o początkowej odległości źródła. Daje to możliwość skrócenia czasu przebiegu wózka prawie o połowę.

Radioaktywne źródło promieniowania, będące odcinkiem drutu wykonanego z promieniotwórczego kobaltu Co^{60} , ukrytego w kapsułce z nierdzewnej stali, jest przyspawane do osłony turbiny.

Dla umieszczenia źródła promieniowania na łopatkę wirnika nie można posłużyć się tym samym sposobem, gdyż nieodczowna byłaby pewna zmiana konstrukcji łopatki, a prócz tego wystąpiłyby trudności ze znalezieniem materiału łączącego, wytrzymałego na wysokie temperatury i duże siły odśrodkowe. W dodatku możliwość „zgubienia” izotopowego źródła podczas pracy silnika i radioaktywnego



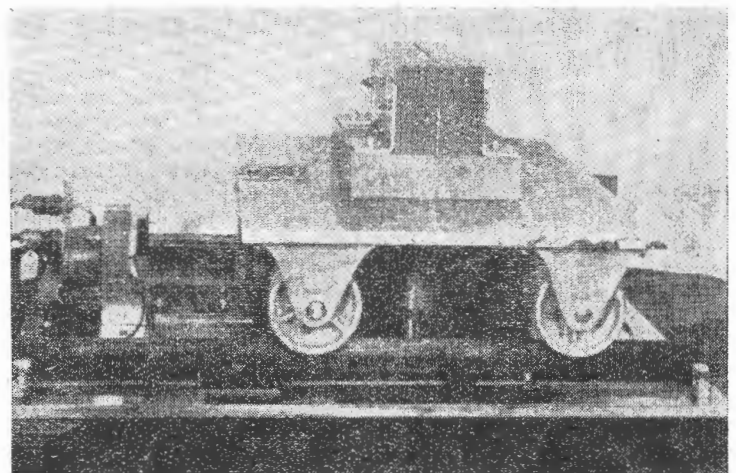
Rys. 1. Schemat urządzenia. Ruchomy czujnik mierzy odległość pomiędzy łopatką wirnika a statorem przez pomiar odległości pomiędzy źródłami promieniowania

ca w warunkach pracy silnika turbinowego. Urządzenie opiera się na wykorzystaniu izotopów promieniotwórczych.

Schemat urządzenia zaprojektowanego w tym celu jest pokazany na rys. 1. Izotopowe źródło promieniowania jest umieszczone na osłonie turbiny, drugie — na łopatkę wirnika. Maksima na krzywej częstotliwości rejestrowanego promieniowania (rys. 2) odpowiadają położeniom źródeł promieniowania, a więc odstęp między nimi przedstawia wielkość luzu pomiędzy kierownicą a wirnikiem.

Rejestrująca część urządzenia składa się z ołowianego kolimatora, czujnika wykonanego z kryształu jodku sodu aktywowanego talem, w którym każdy kwant promieniowania γ , trafiający doń przez szczelinę kolimatora, wywołuje impuls elektryczny fotopowielacza wzmacniającego te impulsy, licznika impulsów oraz przyrządu samopiszącego. Kolimator i czujnik ustawione są na wózku (rys. 3), napędzanym przez zwrotny silnik elektryczny i poruszającym się ze stałą prędkością. Miejsca zmiany kierunku ruchu wózka są wyznaczone ogranicznikami, powodującymi zmianę kierunku obrotu silnika elektrycznego. Wózek przebywa zazwyczaj odstęp pomiędzy ogranicznikami w ciągu 3 minut.

Kolimator zbudowany jest z ołowianych cegiełek o wymiarach $5 \times 10 \times 20$ cm. Szczelina kolimatora wynosi 1,6 mm. Kolimator zmniejsza wpływ tła promieniowania oraz wyklucza wzajemną interferencję obu źródeł promieniowania. Napięcie na wyjściu licznika impulsów, proporcjonalne do częstotliwości impulsów powstających w czuj-



Rys. 3. Wózek napędzany silnikiem elektrycznym, na którym umieszczony jest czujnik promieniowania. Widoczny jest kolimator ołowianowy

zakażenia wnętrza silnika musi być zupełnie wykluczona. Początkowo promieniotwórczość łopatki uzyskiwano przez naświetlenie jej końca strumieniem deuterionów*) w akce-

*) Deuteron — symbol d — jądro ciężkiego wodoru — deuteru — oznaczanego $2H$ lub D , składające się z jednego protonu i jednego neutronu.

leratorze cyklicznym. W wyniku wychwytu deuteronów przez jądra atomów kobaltu, znajdujące się w stopie, z którego wykonana została łopatką, i wyrzucenia przez nie protonu, w łopatkę pojawia się promieniotwórczy izotop kobaltu.

Sposób ten nie dawał jednak zadowalających rezultatów, gdyż trudno było za jego pomocą uzyskać dostatecznie mocne źródło promieniowania, aby podczas obracania się wirnika uzyskać wystarczająco silny strumień promieniowania po zewnętrznej stronie osłony turbiny, na łopatkę powinno znajdować się źródło o mocy co najmniej 50 microcurie**). Po szeregu prób przyjęto inną metodę umieszczenia źródła na łopatkę. Konstruktorzy urządzenia zdecydowali, że wywiercenie blisko końca łopatki otworu o średnicy 1 mm nie zmieni charakterystyki jej pracy. W otwór ten wprasowano kawałek drutu z radiokobaltu w kapsułce z nierdzewnej stali. Aktywność źródła wynosiła 300—700 microcurie.

Umocowanie źródła następuje w końcowej fazie montażu turbiny, co w praktyce pozwala na prowadzenie całego montażu silnika bez zachowywania specjalnych środków ostrożności, wymaganych przy obsłudze źródeł promieniowania jądrowego. Po wykonaniu pomiarów źródło można usunąć z łopatki, która jest w stanie dalej wypełniać swoje zadanie w turbinie.

Ponieważ łopatki są sztywno osadzone w wirniku, nie można zmieniać położenia osadzonego w łopatkę źródła promieniowania. Wzajemna odległość pomiędzy źródłami może być regulowana tylko przez przesuwanie źródła umieszczonego na osłonie turbiny.

Optymalna odległość pomiędzy źródłami jest określona przez następujące warunki: a) ponieważ luz między łopatkami kierownicy i wirnikiem wynosi w konkretnym przypadku w zimnym silniku 19,05 mm, odstęp pomiędzy izotopowymi źródłami promieniowania powinien być większy, aby przy wzroście temperatury i związanego z tym zbliżenia się do siebie kierownicy i wirnika, kontury maksimum na wykresie częstości impulsów wzbudzanych w kryształach NaJ nie zachodziły na siebie; b) jeżeli droga wózka przewożącego czujnik pomiędzy punktami zwrotnymi wynosi ok. 76 mm, to odległość między źródłami, wynosząca ok. 32 mm, jest zupełnie dostateczna, aby z wystarczającą

** Jednostką mocy źródła promieniotwórczego jest 1 curie (symbol — 1 C). Odpowiada on aktywności promieniotwórczej 1 grama radu, to jest aktywności spowodowanej rozpadem $3,6 \cdot 10^{10}$ jąder atomowych na sek., albo $2,12 \cdot 10^{12}$ jąder na min; 1 millicurie = 10^{-3} curie, 1 microcurie = 10^{-6} curie.

dokładnością rozróżnić przemieszczenia maksimumów, odpowiadające zarówno względnym, jak absolutnym zmianom położenia wirnika i kierownicy.

Dokładność wskazań urządzenia wynosi 1% zakresu ruchu wózka z czujnikiem. Można uzyskać większą dokładność, jednakże w danym przypadku położono szczególny nacisk na prostotę i niezawodność urządzenia.

Prostota urządzenia pozwala na obsługiwanie go przez pracowników o średnim technicznym wykształceniu i nie przeszkolonych w zakresie ochrony radiologicznej. Niezawodność działania urządzenia wynika z dwóch momentów: wielkość luzu pomiędzy kierownicą a wirnikiem jest mierzona odległością pomiędzy maksimumami na krzywej częstości impulsów, a przeto wyeliminowana jest możliwość błędów, wynikających ze zmiany częstości impulsów; wszystkie podstawowe części urządzenia są łatwo wymiennymi, znormalizowanymi elementami.

Ponieważ łopatką, a więc i izotopowe źródło, obraca się podczas dokonywania pomiarów z różnymi prędkościami, zbadano wpływ prędkości obrotowej wirnika na częstość impulsów rejestrowanych przez czujnik: przy mniejszej liczbie obrotów na minutę łopatką wraz z umieszczonym w niej źródłem znajduje się w pobliżu czujnika przez dłuższy okres czasu, ale za to mniejszą ilość razy w ciągu minuty niż przy większej prędkości obrotowej. Obliczono — i następnie stwierdzono doświadczalnie, że częstość impulsów wzbudzanych w czujniku przy obracaniu się wirnika z prędkością 100 obr/min jest 8-krotnie mniejsza niż podczas postoju wirnika. Nie zaobserwowano natomiast zmian w częstości odbieranych impulsów przy zwiększaniu prędkości obrotowej wirnika od 100 do 6000 obr/min.

Opisane urządzenie może być pod wieloma względami ulepszone. Przy obecnej konstrukcji należy podczas trwania pomiaru obserwować wskazania urządzenia samopiszącego i zatrzymywać silnik, gdy odległość łopatki od kierownicy staje się niebezpiecznie małą. Możliwe jest włączenie do układu automatycznego urządzenia, wiążącego licznik częstości impulsów z mechanizmem kompensującym. Czulość urządzenia może być zwiększona przez prawidłowe uwzględnienie takich parametrów, jak aktywność promieniotwórcza źródła izotopowego, energia wysyłanego przez promieniowania, grubość warstw pochłaniających promieniowanie przed osiągnięciem przez nie czujnika, sprawność czujnika i kolimatora. Prócz tego — w drodze przekonstruowania mechanicznej części urządzenia — można zwiększyć lub skrócić czas jazdy wózka pomiędzy punktami zwrotnymi oraz uzyskać dodatkowe punkty pomiarowe.

Mgr inż. JANUSZ POLKOWSKI

Możliwości zwiększenia mocy stopnia turbiny gazowej

Moc stopnia turbiny gazowej można zwiększyć bez powiększenia jej gabarytu przez zwiększenie powierzchni przepływu, to jest zwiększenie względnej długości łopatek, przez stosowanie większych spadków entalpii aż do nadkrytycznych prędkości w poszczególnym wieńcu łopatkowym oraz przez zwiększenie temperatury przed turbiną.

Omówiono wpływ tych czynników oraz warunki ograniczające ich podwyższenie. Omówiono również możliwości stosowania kierownic wylotowych, które pozwalają na zwiększenie współczynnika obciążenia stopnia.

Wstęp

Prace nad zastosowaniem turbinowo-odrzutowego napędu do samolotów, zapoczątkowane przed wojną, a doprowadzone do konkretnych technicznych rozwiązań i realnego zastosowania w końcowej fazie minionej wojny, związane są ściśle z rozwojem w dziedzinie przepływowych maszyn wirnikowych.

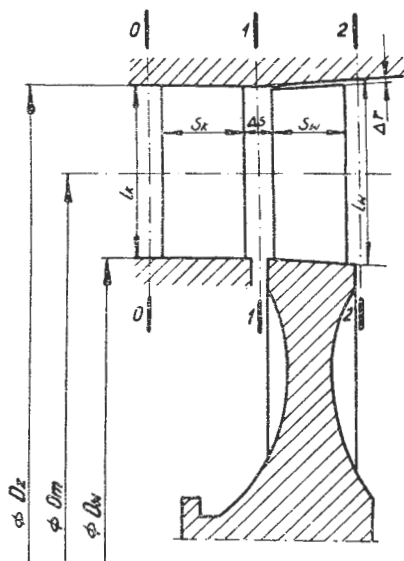
Uzyskiwane obecnie wydatki i stopnie sprężania w sprężarkach lotniczych oraz moce w stopniach turbin gazowych są wynikiem wielkiego postępu w dziedzinie aerologii i gazodynamiki oraz w dziedzinie technologii i metalurgii.

Poniżej przedstawiony zostanie pobieżnie aktualny stan, występujące tendencje rozwojowe oraz warunki ograniczające ten rozwój dla gazowych turbin typu lotniczego.

W początkowej fazie rozwoju przyjęto do turbin gazowych wszystkie tradycyjne schematy myślenia i metody obliczeniowe, jakie stosowano przy projektowaniu turbin parowych. Cały przebieg przemian gazodynamicznych czynnika rozpatrywano w sposób bardzo uproszczony na jednej powierzchni walcowej, stożkowej lub innej obrotowej, zależnej od kształtu kanału turbinowego i wyznaczonej przez średnie promienie r_m poszczególnych wieńców łopatkowych. (Wszystkie oznaczenia dotyczące wymiarów charakterystycznych stopnia, przemian termodynamicznych oraz trójkątów prędkości na wejściu i wyjściu z wieńca łopatkowego podano na rys. 1, 2, 3). Każdej szczeliny międzywieńcowej odpowiadał więc w przepływie ustalonym tylko jeden trójkąt prędkości.

Tego rodzaju uproszczenie było (i jest) wystarczające dla stopni o bardzo krótkich łopatkach, to jest o bardzo małym wymiarze \bar{l} ($\bar{l} = \frac{l}{D_m}$ patrz rys. 1).

Występuje to z reguły na przykład w początkowych stopniach wysokoprężnych turbin parowych. W ostatnich

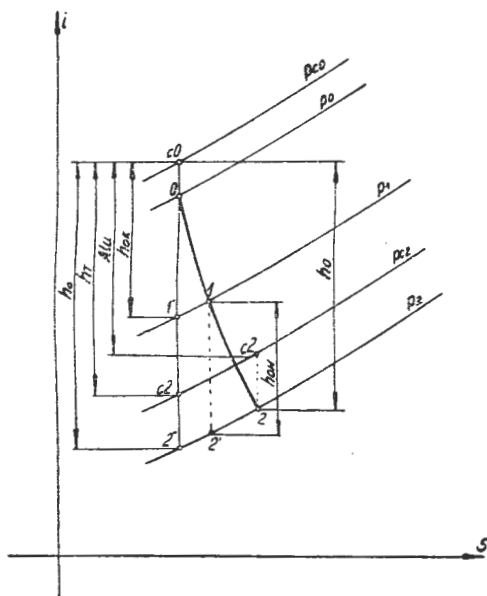


Rys. 1

stopniach kondensacyjnych turbin parowych występują już często bardzo duże wartości \bar{l} ($\bar{l} \leq \frac{1}{3}$). Mimo to przy obliczeniach tych stopni pomijano zmienność parametrów czynnika wzdłuż promienia w szczelinie międzywieńcowej, a przy budowaniu trójkątów prędkości brano pod uwagę jedynie zmienność prędkości obwodowej u wzdłuż promienia.

Budowa wysokosprawnych lotniczych turbin gazowych o dużych mocach wymagała już bardziej złożonego modelu, obrazującego przebieg zjawisk w stopniu.

Wysokie wymagania, stawiane poszczególnym elementom turbinowego silnika lotniczego, spowodowały pogłębienie



Rys. 2

oraz rozszerzenie prac teoretycznych i badań dotyczących teorii przepływów w ogóle, a maszyn wirnikowych w szczególności.

Cały zaawansowany aparat matematyczny, teoria pola z rachunkiem wektorowym i tensorowym, którymi posługiwano się w teoretycznej gazodynamice, został przejęty do teorii maszyn przepływowych — przede wszystkim do sprężarek, w stopniu nieco bardziej ograniczonym do turbin.

Przebieg zjawisk, zachodzących w stopniu maszyny wirnikowej, można traktować jako jeden z ogólniejszych prze-

biegów w specjalnym układzie odniesienia. Badania wszelkich zjawisk na tego rodzaju złożonym modelu, jakim jest maszyna wirnikowa, związane z matematycznie poprawnym zapisem stanów i przebiegu zjawisk, mają znaczenie ogólne, wykraczające poza techniczną przydatność dla sprężarek lub turbin, przyczyniając się do pogłębienia i pełniejszego ujęcia zagadnień ogólnej teorii przepływów.

Typowym i powszechnie znanym przykładem początków tej ewolucji poglądów jest następujące zagadnienie:

W tradycyjnej teorii turbin elementarnym obiektem analizy zjawisk był kanał międzyłopatkowy. Turbinę traktowano jako pewną ilość nieruchomych (dysze lub kierownice) i wirujących (wirnik) kanałów konfuzorowych. Obecnie wieńiec łopatkowy traktuje się jako zespół profili aerodynamicznych, stosując doń wszystkie zasady zaczerpnięte z aerodynamiki. Do pewnych wycinkowych zagadnień metoda kanałowa może w dalszym ciągu oddawać pewne usługi. Posługuje się nią np. Traupel przy obliczaniu kąta sływu z łopatek turbinowych.

Wspomniany wyżej rozwój teorii i badań podstawowych związany jest w dziedzinie turbin z dążnością do uzyskania możliwie największej mocy ze stopnia o możliwie najmniejszym gabarycie i przy odpowiednio wysokiej sprawności (dla turbin lotniczych $\eta_{cu} = 0,91 \div 0,94$).

Zwiększenie mocy stopnia przy danym gabarycie osiągnąć można kilkoma sposobami:

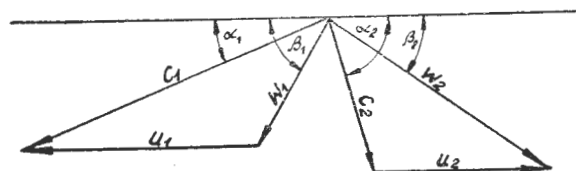
- 1) przez zwiększenie powierzchni przepływu $F = \frac{\pi}{4} (D_z^2 - D_w^2)$

a więc zwiększenie długości \bar{l} łopatek poprzez zmniejszenie D_w , co pozwala na zwiększenie wydatku G ;

- 2) przez zwiększenie spadku entalpii w stopniu, a więc zwiększenie prędkości przepływu;

- 3) przez stosowanie kierownicy wylotowych*);

- 4) przez podwyższenie temperatury T_{co} przed turbiną.



Rys. 3

Zwiększenie długości łopatek w stopniu

Istnieją warunki ograniczające możliwość zwiększenia wymiaru \bar{l} łopatek.

Warunek równowagi promieniowej w szczelinie międzywieńcowej, dający się przy wielu uproszczonych założeniach zapisać następująco:

$$dp = \frac{\gamma}{g} c^2 \cos^2 \alpha \frac{dr}{r}$$

powoduje wzrost ciśnienia statycznego p w kierunku rosnącego promienia r , czyli zmienności reakcyjności $\varrho = f(r)$ jako funkcję monotonicznie rosnącą.

Stopniem reakcyjności nazywać się będzie w tej pracy termodynamiczny stopień reakcyjności, tzn. $\varrho = \frac{h_{ow}}{h_o}$ (patrz rys. 2).

Na promieniu r_w przyjmuje się w praktyce turbinowej $\varrho \geq 0$, ponieważ dla wartości $\varrho < 0$ otrzymałoby się przepływ ze sprężaniem na odpowiedniej części kanału wirnikowego; przepływ taki obciążony byłby poważnie zwiększonymi stratami. Największa wartość stopnia reakcyjności, tj. ϱ_{max} występuje na promieniu zewnętrznym r_z .

Nie można tu wymienić jakiegokolwiek konkretnej wartości liczbowej ϱ , którą uważałoby się za maksymalną dopuszczalną, w każdym razie w turbinach omawianego typu z reguły wartości $\varrho_z \leq \sim 0,5$. Ograniczenie to jest spowodowane zwiększeniem (ze wzrostem ϱ) straty szczelinowej w promieniowej szczelinie (Δr) między wirnikiem a korpusem.

* Jakkolwiek kierownica wylotowa nie wpływa bezpośrednio na zmianę mocy stopnia, to jednak pozwala zwiększyć współczynnik obciążenia $\bar{H}_{tu} = \frac{C_{1u} + C_{2u}}{u}$ do takich wartości, które bez kierownicy z powodu znacznej wartości C_{2u} byłyby nie do przyjęcia ze względu na obniżenie sprawności stopnia turbiny i dalszych elementów przepływowych silnika.

Strata ta wynosi dla turbin lotniczych silników turbino-
wych około 1,0÷2,5% izentropowego spadku entalpii, od-
niesionego do parametrów całkowitych.

Warunek utrzymania odpowiednio wysokiej sprawności
stopnia turbiny ogranicza możliwy do przyjęcia przedział
zmienności do zakresu

$$0 \leq \varrho \leq \sim 0,5$$

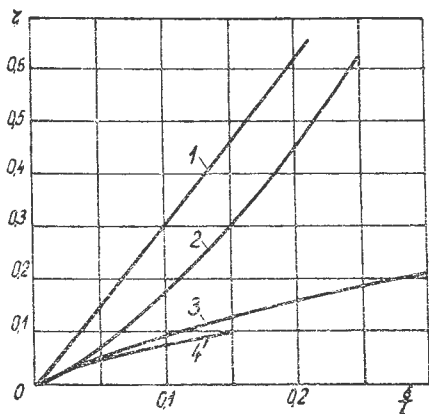
co wyznacza przy danym kącie α_1 i spadku entalpii w kie-
rownicy h_{ok} maksymalną wartość \bar{l} .

Rozszerzenie zakresu zmienności ϱ pozwoliłoby na zwięk-
szenie wielkości \bar{l} łopatek, a tym samym na zwiększenie
powierzchni przepływu F przy danej średnicy zewnętrznej
 D_z .

Wysiłki do tego zmierzające idą w następujących kie-
runkach:

a) opracowanie i przebadanie takiego profilowania, aby
przepływ ze sprężaniem, jaki występuje w obszarze blis-
kim stopy łopatki dla $\varrho < 0$, związany był z możliwie naj-
mniejszymi stratami, nie odbiegającymi zbytnio od strat
w typowym konfuzorowym kanale turbinowym przy roz-
prężaniu. W wielu ośrodkach badawczych prowadzone są
prace nad stopniem turbiny z $\varrho < 0$, nie zostały jednak
dotychczas opublikowane pełne wyniki tych badań.

Zaleca się — przy nieznacznej wartości ujemnej reak-
cyjności — przyjęcie kanału konfuzorowego, to jest przy-
jęcie $\beta_1 > \beta_2$, zakładając z góry pewien dodatni kąt na-
tarcia ($i \leq 5^\circ \div 7^\circ$). Następuje wtedy sprężanie czynnika
w obszarze wlotowym wieńca łopatek wirnikowych do ci-
śnienia $p'_1 > p_0$, i w dalszej części kanału rozprężanie.



Rys. 4

Przepływ taki przy niewielkiej różnicy między p_1 a p_2
jest obciążony nieco mniejszymi stratami niż przepływ
w kanale dyfuzorowym.

b) opracowanie metod obliczeniowych, pozwalających na
dokładniejsze uwzględnienie straty szczelinowej Δh_r
w szczelinie między wirnikiem a osłoną oraz zmniejszeniu
tej straty.

Stosowane w praktyce empiryczne wzory, służące do
obliczenia tych strat, dają wyniki bardzo różne, co ilustru-
je rys. 4. Krzywa 1 na tym rysunku przedstawia straty
szczelinowe obliczone wg doświadczeń firmy Brown-Boveri,
krzywa 2 — wg Andergruba, krzywa 3 — wg Abianca,
krzywa 4 — wg Szewiakowa.

We wzorach tych traktuje się wielkość Δh_r jako funk-
cję następujących wielkości:

- 1) różnicy ciśnień po obydwu stronach wirnika ($p_1 - p_2$),
- 2) wielkości $\frac{\Delta r}{l}$.

W rzeczywistości wielkość Δh_r zależy także od prędkości
obwodowej u i od kształtu profilu łopatki wirnikowej.

W interesujących nas konstrukcjach wartość $\frac{\Delta r}{l} < 0,05$,

w tym przedziale wartości obliczone wg 2, 3, 4 (patrz
rys. 4) są do siebie zbliżone; można sądzić, że rzeczywista
wartość Δh_r (trudna zresztą do odrębnego uchwycenia)
w znanych autorowi przypadkach była niższa od obliczo-
nej wg wzoru Andergruba.

Niezależnie od przyjętej metody obliczenia straty szcze-
linowej dla założonej wartości Δr występuje tu inna, za-
sadnicza trudność.

Wielkość Δr zmienia się zależnie od warunków pracy
i związanego z tym rozkładu temperatur w odpowiednich
elementach konstrukcyjnych silnika.

Należy tu wyróżnić wartości Δr dla trzech charaktery-
stycznych z punktu widzenia tego zagadnienia stanów sil-
nika:

- 1) w silniku zimnym,
- 2) przy pracy silnika w warunkach maksymalnej mocy
turbiny,
- 3) pewną wartość Δr_{min} , jaka wystąpi w chwilę po na-
głym odcięciu dopływu paliwa w stanie 2.

Wartości Δr w stanie 1 i 2 (tę ostatnią używa się do
obliczania straty szczelinowej) muszą być takie, aby za-
bezpieczyły turbinę przed zatarciem się w stanie 3.

Liczbowe określenie wartości Δr oraz zmiany tej wiel-
kości wraz ze zmianą warunków pracy silnika zależą od
znajomości pola temperatur i jego zmian w odpowiednich
elementach konstrukcyjnych.

Z powodu trudności w określeniu tych rzeczy wartość
 Δr przyjmuje się (w oparciu o doświadczenia ze znanych
konstrukcji) w przybliżeniu i raczej z pewnym nadmiarem.

Czynnikiem dodatkowo komplikującym tę sprawę jest
konieczność uwzględnienia zjawiska pełzania materiału
tarczy i łopatek turbiny.

Rozwiązaniem konstrukcyjnym, pozwalającym zmniej-
szyć stratę szczelinową do minimum, byłoby np. umiesz-
czenie pierścienia grafitowego (lub innego o podobnych
własnościach) w korpusie, w płaszczyźnie wirnika. Pozwo-
liłoby to na ustalenie się w czasie pracy niezbędnej mini-
malnej wartości Δr bez groźby następstw zatarcia.

Zwiększenie spadku entalpii w stopniu

Istnieją warunki ograniczające maksymalny, możliwy do
przyjęcia spadek entalpii w stopniu.

W turbinach silników turbino-odrzutowych przyjmuje
się dość często taki podział spadku entalpii w stopniu, że
prędkość wylotowa z kierownicy odpowiada wartości $\lambda_1 =$
 $= 1,0$ ($\lambda = \frac{c}{c_{kr}}$) na promieniu r_m . Odpowiada to wartościom
 $\lambda_1 > 1$ dla $r < r_m$.

Przy stosowaniu naddźwiękowych prędkości wylotowych
z kierownicy, końcowy proces rozprężania czynnika i jego
przyspieszenia (od $\lambda = 1$), odbywający się już na zewnątrz
kierownicy w tak zwanym „trójkącie wylotowym”, jest
ilościowo ograniczony i związany ze znacznym wzrostem
strat; nie dopuszcza się więc prędkości wyższych od $\lambda_1 \cong 1,2$,
ponieważ dla wyższych wartości λ , rozprężanie w trójką-
cie wylotowym jest już bardzo mało sprawne.

W stopniu o długich łopatkach występuje na ogół na
promieniu r_w wartość $\varrho \cong 0$, a zatem spadek entalpii w kie-
rownicy na tym promieniu jest w tym przypadku całko-
witym spadkiem w stopniu.

Wymieniona wartość $\lambda_1 \cong 1,2$ wyznacza więc wielkość
maksymalnego spadku w stopniu dla danej temperatury
przed turbiną T_{co} .

Niezależnym od powyższego czynnikiem, ograniczającym
spadek entalpii w stopniu i stopień reakcyjności, jest wa-
runek nieprzekroczenia wartości krytycznej dla prędko-
ści w_2 , to jest powinno być $\lambda_{w2} < 1$. Niespełnienie tego wa-
runku miałyby znacznie silniejszy ujemny wpływ na
sprawność stopnia niż w przypadku kierownicy.

Konieczność zachowania odpowiedniej sprawności prze-
pływu czynnika w dalszej części silnika, do dyszy odrzu-
towej włącznie, ogranicza wylotową prędkość bezwzględną
 c_2 do wartości odpowiadającej λ_2 około 0,65.

Dla turbin silników turbino-śmigłowych dopuszcza się
nieco wyższą wartość c_2 ($\lambda_2 \leq 0,85$).

Zwiększenie spadku w kierownicy powyżej wskazanych
wielkości ($\lambda_{1max} = 1,2$) byłoby możliwe przez takie sprofi-
lowanie łopatek kierowniczych, aby kanały międzyłopatko-
we miały kształt dysz naddźwiękowych; aczkolwiek dysza
naddźwiękowa nadaje się tylko do pewnych ustalonych
warunków pracy, to z drugiej strony znaczenie tego jest
osłabione przez fakt, że dla turbiny pracującej przy spad-
kach, odpowiadających prędkościom przydźwiękowym, bez-
wymiarowe parametry czynnika zmieniają się nieznacznie
w dość znacznym przedziale prędkości obrotowej silnika;
inaczej mówiąc — w pewnym przedziale rzeczywistej prę-
dkości obrotowej zachowane jest w przybliżeniu podobień-
stwo przepływu, a więc i dość płaski przebieg krzywej
sprawności.

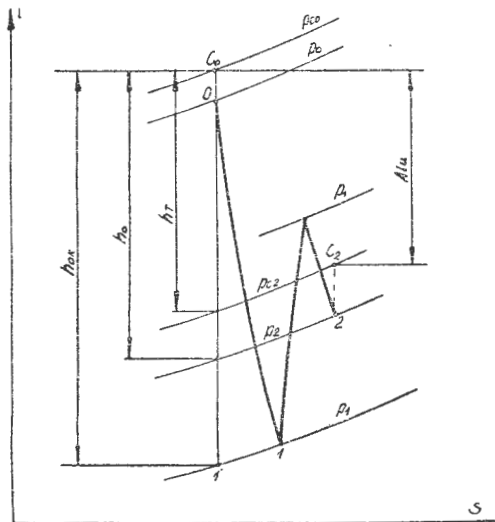
W związku z tendencją do zwiększania wymiaru \bar{l} łopa-
tek, zwiększenie λ_{1max} dla turbin o długich łopatkach zwią-
zane jest z rozszerzeniem przedziału zmienności stopnia

reakcyjności ρ i dotyczy przede wszystkim odcinka kierownicy w pobliżu wewnętrznego promienia r_w .

Powyższe wywody prowadzone były przy założeniu, że przepływ w ruchu względnym jest poddźwiękowy, to znaczy, że $\lambda_{w1} < 1$ i $\lambda_{w2} < 1$.

W pewnych ośrodkach badawczych, m.in. w M.A.I. (Moskiewskiej Awiacyjnyj Instytut) prowadzono doświadczenia z naddźwiękowym stopniem turbinowym.

Za stopień naddźwiękowy uważa się w tych rozważaniach taki, w którym występuje $\lambda_{w1} > 1$. Stopień taki pozwala na opanowanie znacznie większego spadku entalpii i podwyższenie współczynnika obciążenia \bar{H}_{tu} . Jak wiadomo $\lambda_{w1} = f(\lambda_1, \lambda_u, \alpha_1)$; stosowane w turbinach wartości α_1 i λ_u powodują, że $\lambda_{w1} > 1$ otrzymuje się dla $\lambda_1 > 1,3 \div 1,4$.



Rys. 5

Niezależnie od rzeczywistego procesu, zależnego od prędkości, gęstości palisady i kształtu profilu, przyjęto do obliczeń powstanie prostej fali zgęszczeniowej przed palisadą wirnikową.

Za falą przepływ jest poddźwiękowy. Zależnie od prędkości napływu skok gęstości może być tak duży, że ciśnienie p'_1 za falą będzie wyższe od ciśnienia za turbiną p_2 i wtedy w wirniku otrzymuje się przepływ z rozprężeniem, bądź też $p'_1 < p_2$ i wówczas w wirniku następuje zmniejszenie prędkości i sprężanie. Zależy to również od stopnia reakcyjności ρ . Pierwszy przypadek jest bardziej typowy dla większych wartości współczynnika obciążenia stopnia \bar{H}_{tu} .

Przebieg obydwóch procesów na wykresie I—S przedstawiono na rys. 5 i 6.

Dla turbin silników turbinowo-odrzutowych stosuje się następujące wartości tego współczynnika:

$$\begin{aligned} \bar{H}_{tu} &= 1,5 \div 1,7 \text{ — na średnim promieniu } r_m, \\ \bar{H}_{tu} &= 2,0 \div 2,3 \text{ — na wewnętrznym promieniu } r_w. \end{aligned}$$

W doświadczalnej turbinie M.A.I. stosowano $\bar{H}_{tu} = 2,4 \div 3,2$. Ze wzrostem \bar{H}_{tu} sprawność turbiny maleje, jednakże dla $\bar{H}_{tu} = 2,4$, co jest w porównaniu do stosowanej w normalnych konstrukcjach wartością bardzo wysoką, osiągnięto $\eta_{cu} = 0,89$; biorąc pod uwagę, że badania przeprowadzono na turbinie z krótkimi łopatkami, jest to bardzo wysoka wartość sprawności. Dla mniejszych wartości \bar{H}_{tu} z podanego przedziału można dobrać taką wartość stopnia reakcyjności ρ , przy którym uzyskuje się osiowy wylot z turbiny, to jest $\alpha_2 = 90^\circ$. Dla $\bar{H}_{tu} = 2,4$ odpowiada to $\rho = -0,2$, dla $\bar{H}_{tu} = 2,8$, $\rho = -0,4$. Jest to naturalnie czysto formalna wartość stopnia reakcyjności, ponieważ w rzeczywistości w wirniku występuje przyspieszenie czynnika i rozprężanie.

Interesująca byłaby możliwość przebadania tego rodzaju stopnia z długimi łopatkami i porównania jego pełnej charakterystyki z charakterystyką typowego stopnia poddźwiękowego.

W każdym razie widoczne jest, że stopień naddźwiękowy z dużym wymiarem \bar{l} pozwala na rozszerzenie dopuszczalnego przedziału zmienności stopnia reakcyjności w dół, pozwalając na znaczne ujemne wartości ρ i zachowując mimo to przepływ w wirniku z rozprężaniem.

Nie omówionym uprzednio czynnikiem, mającym pewien wpływ na rozkład spadku entalpii w kierownicy wzdłuż r , czyli na rozkład stopnia reakcyjności, jest wybór zasady profilowania łopatek, to jest przyjęcie dodatkowego założenia, które wraz z założeniem o równowadze promieniowej

$$dp = \frac{\gamma}{g} c^2 \cos^2 \alpha \frac{dr}{r}$$

wyznacza parametry czynnika w szczelinie międzywieńcowej, przy przyjętym spadku entalpii np. na promieniu r_m . Może tu być np. założenie określonego przebiegu $\alpha_1 = f(r)$ lub przyjęcie stałej cyrkulacji $c_u r = \text{const.}$

Najczęściej, aczkolwiek nie wyłącznie, jest stosowane założenie $c_u r = \text{const.}$ lub $\alpha_1(r) = \text{const.}$ Porównanie pracy stopni turbiny o łopatkach sprofilowanych wg zasady $c_u r = \text{const.}$ i $\alpha_1(r) = \text{const.}$ nie pozwala na uprzywilejowanie którejś z tych metod pod względem rzeczywistego przebiegu sprawności.

Przy profilowaniu według zasady $\alpha_1(r) = \text{const.}$ kąt β_1 i stopień reakcyjności (ρ) zmienia się w nieco mniejszym przedziale niż przy profilowaniu według zasady $c_u r = \text{const.}$, są to jednak w odniesieniu do ρ nieznaczne różnice i nie mogą być decydujące przy wyborze zasady profilowania.

Na wybór ten wpływają względy konstrukcyjne i wykonawcze łopatek.

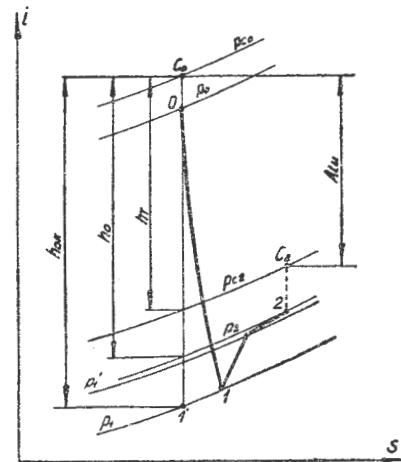
Dość często stosuje się nie skrócone łopatki kierownicze, to jest przyjmuje się $\alpha_{1konstr.} = \text{const.}$ Otrzymuje się wówczas nieznaczną zmienność α_1 wzdłuż promienia, a dla $\bar{l} \ll \sim 0,15$ i niezbyt dużych wartości α_1 ($\alpha_1 < \sim 30^\circ$) można całkiem zaniedbać tę zmienność i przyjąć, że $\alpha_{1konstr.}(r) = \text{const.}$ odpowiada $\alpha_1(r) = \text{const.}$

Wykonawstwo takich łopatek jest niezwykle uproszczone, mogą być one pozbawione części zamkowej, a tym samym otrzymywane na przykład metodą walcowania z długiej taśmy, ucinanej na odpowiedniej długości odcinki. Mocuje się je wówczas w dwóch (zewnątrznym i wewnętrznym) pierścieniach blaszanych z wyciętymi otworami o kształcie profilu łopatki. Jest to najtańsze, najprostsze i najłżejsze rozwiązanie węzła konstrukcyjnego wieńca kierownic. Tego typu konstrukcję kierownic zastosowano — między innymi — w silniku angielskim „Viper”.

Stosowanie kierownic wylotowych

Innym rozwiązaniem, umożliwiającym zwiększenie współczynnika obciążenia \bar{H}_{tu} (stosowanym zresztą również w omawianym stopniu naddźwiękowym), jest stosowanie kierownicy wylotowej, to jest stałego wieńca łopatek za wirnikiem, które zmieniają kierunek prędkości c_2 na bliższy osiowemu przy $\alpha_2 < 90^\circ$.

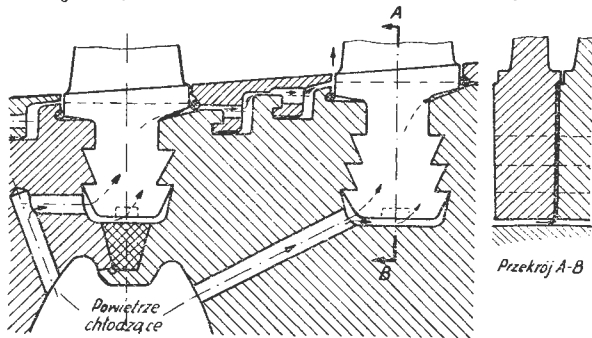
Normalna kierownica wylotowa ma charakter dyfuzora, następuje więc w niej wzrost ciśnienia statycznego ($p_3 > p_2$), natomiast w wyniku strat przepływu ciśnienie



Rys. 6

całkowite spada ($p_{c3} < p_{c2}$); wobec tego, jeżeli potraktujemy ją jako część składową turbiny, powoduje ona wzrost sprawności $\eta_u = \frac{A l_u}{h_0}$, natomiast spadek sprawności $\eta_{cu} = \frac{A l_u}{h t}$ (jeśli do obliczenia tej ostatniej przyjmujemy i_{c2} jako wartość związaną z prędkością c_2 , a nie ze składową c_{2a}).

Indeksem 2 oznaczono przekrój między wirnikiem a kierownicą wylotową, indeksem 3 — przekrój za kierownicą wylotową. Strata ciśnienia p_c w kierownicy jest m.in. funkcją kąta skręcenia strumienia w wieńcu; w dyszy wylotowej silnika wykorzystana jest tylko składowa osiowa prędkości c_a , wobec tego optymalny stopień „wyprostowania” strumienia odpowiada wartości $\left(\frac{p_c 3a}{p_{c2}}\right)_{max}$ i może to nastąpić dla $\alpha_3 < 90^\circ$. Jednakże istnienie składowej obwodowej



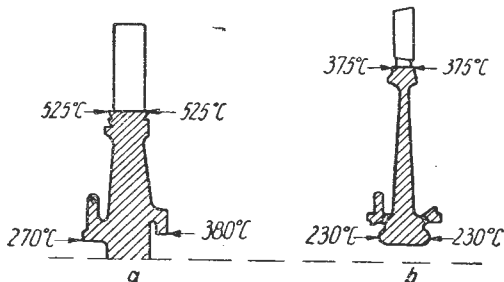
Rys. 7

obniża sprawność dyszy wylotowej, szczególnie przy zastosowaniu dopalacza odchylenie prędkości c od kierunku osiowego nie może przekraczać $2^\circ \div 3^\circ$, w związku z tym wybór stopnia „wyprostowania” strumienia musi zależeć od łącznego wpływu tych czynników na sprawność silnika.

Kierownica wylotowa powinna również dobrze pracować w zmiennych warunkach pracy silnika, ponieważ jej współczynnik straty prędkości φ ma bardzo płaski przebieg w dużym przedziale ujemnych kątów natarcia [$i = (-10^\circ) \div (-30^\circ)$], przekraczającym znacznie rzeczywisty przedział zmienności kąta α_2 w pełnym zakresie prędkości obrotowej silnika.

Wpływ temperatury przed turbiną na moc stopnia

Prowadzone wyżej rozważania, dotyczące warunków zwiększenia mocy stopnia turbiny, czynione były przy założeniu, że wszystkie procesy odbywają się w pewnym, stałym zakresie temperatur, a szczególnie przy pewnej stałej temperaturze przed turbiną. Omawiając zatem sprawę zwiększenia spadku entalpii w stopniu chodziło na przykład o zmniejszenie ilości stopni w turbinie kilkustopniowej.



Rys. 8

Jak wiadomo, temperatura przed turbiną jest istotnym czynnikiem, wpływającym na moc i sprawność turbiny oraz na osiągi silnika.

W silnikach turbinowo-odrzutowych podwyższenie temperatury przed turbiną T_{co} zwiększa ciąg jednostkowy niezależnie od zmiany stopnia sprężania.

We wszystkich innych silnikach turbinowych (silniki turbinowo-śmigłowe, stacjonarne silniki turbinowe itp.) podwyższenie temperatury początkowej zwiększa zarówno moc efektywną N_e , jak i jego sprawność ogólną η_o , będącą stosunkiem w odpowiednich jednostkach mocy efektywnej do energii dostarczonej w postaci paliwa.

W odniesieniu do pojedynczego stopnia turbiny można zauważyć, że wszystkie wymienione uprzednio ograniczenia liczbowe wartości bezwymiarowych współczynników prędkości odpowiadają przy wyższych temperaturach wyższym wartościom prędkości „bezwzględnej” *), a więc wyż-

*) Przez prędkość „bezwzględną” należy w tym zdaniu rozumieć prędkość czynnika w m/s bez względu na układ, do którego ta prędkość jest odniesiona, a więc prędkości c i w w turbinie, w odróżnieniu od prędkości bezwymiarowych M_a i λ .

szym mocom. W przypadku turbiny jednostopniowej dla zachowania odpowiedniej sprawności wiąże się to z koniecznością zwiększenia prędkości obwodowej u .

Wartość temperatury, jaką można założyć przed turbiną, zależy od rodzaju materiału łopatek, odpowiednio skutecznego systemu ich chłodzenia oraz od stopnia równomierności pola temperatur w płaszczyźnie przed kierownicą.

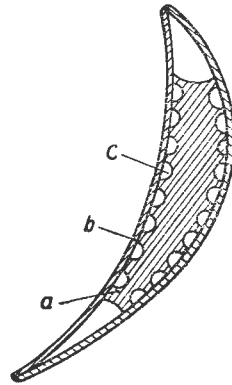
Ograniczenia temperatury i wymienione sposoby jej podwyższenia odnoszą się przede wszystkim do łopatek wirnikowych, których krawędzie natarcia poddane są działaniu temperatury na ogół zaledwie o kilkadziesiąt $^\circ C$ niższej od temperatury przed kierownicą, podlegają natomiast wielkim naprężeniom od siły odśrodkowej, spotęgowanym jeszcze przez drgania łopatek.

Stosowanie bardziej odpornych na wysokie temperatury materiałów, chłodzenie łopatek oraz lepsze wyrównanie pola temperatur przed turbiną pozwalają bądź na podwyższenie temperatury przed turbiną, bądź na przedłużenie żywotności silnika, lub też na jakiś pośredni efekt, zależnie od rodzaju i zastosowania silnika.

Dla turbinowo-odrzutowych samolotów bojowych, w których chodzi przede wszystkim o maksymalne zwiększenie ciągu jednostkowego, dąży się do podwyższenia temperatury T_{co} i przyjmuje się ją znacznie powyżej temperatury $T_{co\ opt.}$, odpowiadającej minimalnemu jednostkowemu zużyciu paliwa dla danego sprężu.

W samolotach komunikacyjnych, gdzie na czoło wysuwają się względy kosztów eksploatacyjnych, chodzi głównie o polepszenie wskaźników ekonomicznych.

Zastosowanie do samolotów komunikacyjnych silników dwuprzepływowych uzasadnia również i w tym przypadku tendencję do podwyższenia temperatury T_{co} ze względów ekonomicznych (jednostkowe zużycie paliwa). Firma Rolls-Royce przewiduje w ciągu najbliższych 7 lat dla tego typu silników podwyższenie temperatur przed turbiną do ok. $1100^\circ C$ dla warunków przelotowych i ok. $1200^\circ C$ dla warunków startowych.



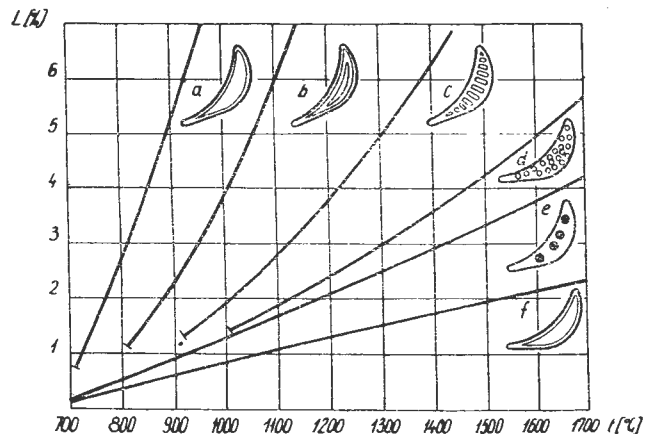
Rys. 9

Dla silników turbinowo-śmigłowych i innych silników turbinowych nielotniczych zwiększenie zarówno mocy N_e jak i sprawności ogólnej η_o związane jest ze wzrostem temperatury T_{co} .

Na rys. 7÷10 podano przykłady rozwiązań konstrukcyjnych i efektów chłodzenia łopatek i wirników różnych turbin.

Rys. 7 przedstawia chłodzenie wirnika i stopy łopatki stacjonarnej turbiny gazowej o mocy 6500 KM. Zewnętrzna powierzchnia wirnika osłania od bezpośredniego styku ze strumieniem gorących spalin pierścień z materiału żaroodpornego. Na rysunku widoczny jest przepływ powietrza chłodzącego. Przy ilości powietrza do chłodzenia, wynoszącej ok. 2% ogólnego wydatku powietrza, uzyskuje się tu obniżenie temperatury wirnika o około $250^\circ C$ (English Electric).

W konstrukcjach turbin lotniczych stosuje się często wydłużone stopy łopatki, a przez utworzone w ten sposób ka-



Rys. 10

nały między piórem łopatki a wirnikiem i zamkiem przechodzi powietrze, chłodząc intensywnie poddane największym naprężeniom obszary łopatki i izolując wirnik od oddziaływania wysokich temperatur. Ilustruje to rys. 8, na którym pokazano temperaturę wirnika turbiny silnika „Dart” (b), gdzie zastosowano łopatki z wydłużoną stopą oraz wirnika silników „Nene” i „Derwent” (a), w których tego rodzaju łopatek nie zastosowano (Rolls-Royce).

W pewnych przypadkach stosuje się chłodzenie pióra łopatki poprzez odpowiednio przeprowadzone w nim kanały.

Rys. 9 daje przykład konstrukcji chłodzonego pióra łopatki.

Rys. 10 przedstawia ilość powietrza chłodzącego (w % ogólnego wydatku powietrza) potrzebnego do chłodzenia wieńca łopatkowego pewnej turbiny, zależnie od systemu chłodzenia i konstrukcji pióra, w funkcji rzeczywistej temperatury gazu, przy następujących założeniach:

- temperatura powietrza chłodzącego na wejściu — 50 °C,
- temperatura pióra łopatki — 650 °C.

Krzywe a do e przedstawiają chłodzenie konwekcyjne dla różnych przekrojów kanałów powietrznych. Krzywa f

przedstawia chłodzenie perspiracyjne (przez „pocenie się” łopatki).

Przy obliczeniach turbiny zakłada się grad. $T = 0$, w każdej płaszczyźnie poprzecznej turbiny i całego silnika. Przebieg spalania i konstrukcje komór powodują, że w silnikach, w których temperatura średnia T_{osr} wynosi ~ 1100 °K, w przekroju przed turbiną wartości ΔT przekraczają w kierunku obwodowym 200 °C, a w kierunku promieniowym osiągają około 100 °C. Dzięki temu pewne obszary ołapkowania turbiny poddane są działaniu temperatury o ponad 100 °C wyższej od temperatury T_{osr} , odpowiadającej danemu wydatkowi powietrza oraz paliwa.

Turbina pracuje przy tym na znacznej części powierzchni przepływu w warunkach znacznie odbiegających od warunków obliczeniowych, co wydatnie obniża jej sprawność, a jak wiadomo 1% zmiany sprawności turbiny powoduje nawet 3 lub 4% zmianę sprawności ogólnej η_o silnika.

Prace nad konstrukcją komór spalania, zmierzające do uzyskania bardziej wyrównanego pola temperatur przed turbiną, mogą zatem dać poważne liczbowo podwyższenie sprawności silnika i obniżenie maksymalnej temperatury w stosunku do danej temperatury T_{osr} .

Mgr inż. MARIAN RABENDA

Kilka praktycznych zagadnień związanych z określeniem wartości obrotów krytycznych silników turbinowych

cz. II

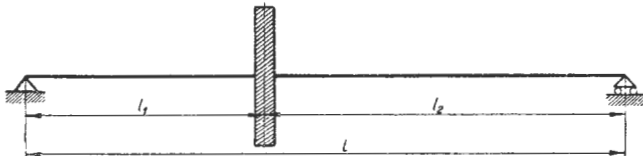
W części I podano rozważania na temat określania rzeczywistej sztywności wirnika koniecznej dla obliczenia obrotów krytycznych. Obecnie, podany sposób obliczania zilustrowano przykładem liczbowym.

Przykład liczbowy 1 [lit. 6, str. 65].

Wał na dwóch podporach (rys. 9). Rozpatrzono dwa przypadki:

- Tarcza znajduje się w równej odległości od podpór

$$l_1 = l_2 = 25 \text{ cm}$$



Rys. 9. Schemat wału na dwóch podporach, obciążonego tarczą

- Tarcza znajduje się w 1/4 odległości od jednego z łożysk

$$l_1 = 12,5 \text{ cm}$$

$$l_2 = 37,5 \text{ cm}$$

Dane wyjściowe:

$$mg = 75 \text{ kG}$$

$$I = 15 \text{ kG cm sek}^2$$

$$E = 2,0 \cdot 10^6 \text{ kG cm}^{-2}$$

$$l = 50 \text{ cm}$$

Wyniki obliczeń podano w tabeli 1.

Tabela 1

| Przypadek | $a \cdot 10^{-6}$ | $b \cdot 10^{-6}$ | $c \cdot 10^{-6}$ | Obroty krytyczne | | Częstość drgań giętnych | |
|-----------|-------------------|-------------------|-------------------|---|---|-------------------------|---------------------|
| | | | | Bez precesji $9,55 \omega_{kr}$ obr/min | Z precesją $9,55 \omega_{kr}$ obr/min | $9,55 p_1$ 1/min | $9,55 p_2$ 1/min |
| I | 0,154 | 0 | 96,0 | 13500 | 13500 | 5400 | 22700 |
| II | 0,637 | 6,82 | 128 | 18050 | 22200 | 7980 | 41400 |

$$n_{kr} = \frac{30}{\pi} \omega_{kr} = 9,55 \omega_{kr}$$

W pierwszym przypadku ($l_1 = l_2$) obroty krytyczne nie zależą od momentów giroskopowych, w drugim natomiast — znacznie się zmieniają. Częstości drgań giętnych nie wirującego wału (w obu przypadkach) różnią się znacznie od obrotów krytycznych.

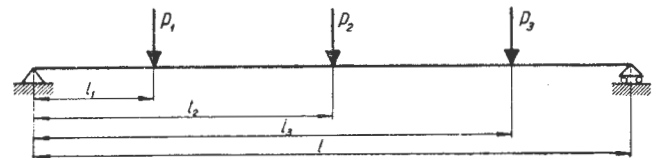
Przykład liczbowy 2.

Obliczyć obroty krytyczne wału na dwóch podporach (rys. 10) przy założeniu, że:

- siły są skupione w kilku przekrojach,
- siły są równomiernie rozłożone na odcinkach o określonej długości.

Długość wału wynosi $l = 1000$ mm.

a. Dla określenia linii ugięcia wału obciążono go w trzech przekrojach (rys. 10) siłami skupionymi P . W wy-



Rys. 10. Schemat obciążenia wału w trzech przekrojach siłami skupionymi P

Tabela 2

Wartość K_{ij} [μ /kG] wzięte z pomiaru

| $j \backslash i$ | 1 | 2 | 3 |
|------------------|-------|-------|-------|
| 1 | 0,48 | 0,415 | 0,224 |
| 2 | 0,415 | 0,415 | 0,286 |
| 3 | 0,256 | 0,272 | 0,224 |

niku pomiarów otrzymano następujące wartości dla współczynników wpływu K_{ij} (patrz tab. 2).

Do obliczeń przyjęto średnie wartości współczynników wpływu (tab. 3)

$$K_{ij} = K_{ji} = \frac{K_{ij} + K_{ji}}{2}$$

gdzie $i \neq j$

Ugięcie obliczono ze wzoru $y_j = \sum_i P_i K_{ij}$

Tabela 3
Srednie wartości K_{ij} [μ /kG]

| | | | |
|------------------|-------|-------|-------|
| $j \backslash i$ | 1 | 2 | 3 |
| 1 | 0,480 | 0,415 | 0,240 |
| 2 | 0,415 | 0,415 | 0,279 |
| 3 | 0,240 | 0,279 | 0,224 |

Wartość wypadkowych sił P_i oraz wyniki obliczeń y_j podano w tabeli 4.

Tabela 4
Obliczenie ugięć y_j [μ]

| | | | | |
|----------|----------------|-------|-------|------|
| P [kG] | j | 1 | 2 | 3 |
| 15,9 | $P_1 K_{1j}$ | 7,63 | 6,58 | 4,06 |
| 10,3 | $P_2 K_{2j}$ | 4,30 | 4,30 | 2,82 |
| 12,3 | $P_3 K_{3j}$ | 2,95 | 3,43 | 2,76 |
| | $y_j = \Sigma$ | 14,88 | 14,31 | 9,64 |

Pierwszą, przybliżoną wartość obrotów krytycznych otrzymuje się ze wzoru:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{\sum P_i y_i}{\sum P_i y_i^2}}$$

Wartość sum podpierwiastkowych obliczono w tabeli 5. Obroty krytyczne wynoszą:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{502 \cdot 10^{-4}}{6760 \cdot 10^{-8}}} = 8160 \text{ obr/min}$$

przy czym należy pamiętać, że wartość ugięć w tym wzorze musi być podstawiona w [cm].

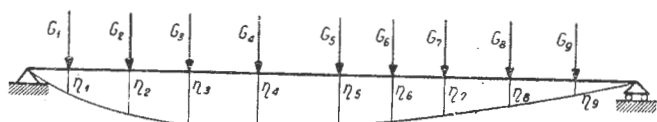
Tabela 5
Obliczenie sum podpierwiastkowych

| | | | | | |
|-----|------------|-----------------|-----------|------------|-------------|
| i | P_i [kG] | y_i [μ] | $P_i y_i$ | y_i^2 | $P_i y_i^2$ |
| 1 | 15,9 | 14,88 | 236 | 221 | 3520 |
| 2 | 10,3 | 14,31 | 147,5 | 204 | 2100 |
| 3 | 12,3 | 9,64 | 118,5 | 93 | 1140 |
| | | $\Sigma =$ | 502 | $\Sigma =$ | 6760 |

Bardziej dokładny wynik można otrzymać po podstawieniu do wzoru na obroty krytyczne sił skupionych G_i zamiast sił wypadkowych P_i .

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{\sum G_i \eta_i}{\sum G_i \eta_i^2}}$$

Ugięcie η odczytuje się z wykresu linii ugięcia (rys. 11) wykreślonego na podstawie obliczonych uprzednio warto-



Rys. 11. Schemat ugięcia wału pod działaniem sił skupionych G_i śco y_j . Obliczenie sum podpierwiastkowych przeprowadzono w tabeli 6 (gdzie x_i oznacza odległość od miejsca siły G_i do lewej podpory).

Obroty krytyczne obliczone tym sposobem równają się:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{436,9 \cdot 10^{-4}}{5369 \cdot 10^{-8}}} = 8540 \text{ obr/min}$$

Dla uwzględnienia wpływu precesji obliczono w tabeli 7 wartość sumy podpierwiastkowej $\sum I_k \varphi_k^2$

x_k — oznacza odległość od masy z momentem bezwładności I_k do lewej podpory.

Wartość obrotów krytycznych z uwzględnieniem precesji wynosi:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{\sum G_i \eta_i}{\sum G_i \eta_i^2 - g \sum I_k \varphi_k^2}} = 299 \sqrt{\frac{436,9 \cdot 10^{-4}}{(5369 - 2160) \cdot 10^{-8}}} = 11000 \text{ obr/min.}$$

Jest to wynik otrzymany przy założeniu, że wał jest obciążony siłami skupionymi. Wynik ten jest niższy od rzeczywistych obrotów krytycznych. Przy założeniu równomiernego rozłożenia sił wypadkowych P_i na odcinkach o określonej długości otrzymuje się inną wartość obrotów krytycznych, z reguły wyższą od rzeczywistej. Wynika to stąd, że ani siły P_i ani siły G_i nie są równomiernie rozłożone na całym odcinku obliczeniowym. (Siły G_i są w głównej mierze ciężarami tarcz wraz z łopatkami, które zaj-

Tabela 6

Obliczanie sum podpierwiastkowych

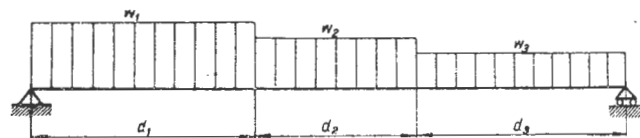
| | | | | | | |
|-----|------------|------------|--------------------|--------------|------------|----------------|
| i | x_i [cm] | G_i [kG] | η_i [μ] | $G_i \eta_i$ | η_i^2 | $G_i \eta_i^2$ |
| 1 | 7,5 | 6,9 | 7,65 | 52,8 | 58,5 | 403 |
| 2 | 20 | 5,4 | 13,70 | 74 | 187 | 1010 |
| 3 | 32,5 | 3,6 | 15,30 | 55 | 234 | 842 |
| 4 | 43 | 4,2 | 15,00 | 63 | 225 | 945 |
| 5 | 52 | 2,8 | 14,00 | 39,2 | 196 | 548 |
| 6 | 58 | 3,3 | 13,30 | 44 | 177 | 584 |
| 7 | 67 | 5,1 | 11,30 | 57,6 | 127 | 648 |
| 8 | 78 | 4,2 | 8,65 | 36,3 | 74,8 | 314 |
| 9 | 88 | 3,0 | 5,00 | 15 | 25 | 75 |
| | | | $\Sigma =$ | 436,9 | $\Sigma =$ | 5369 |

mują ograniczony odcinek długości wału). W ten sposób otrzymuje się dwie wartości, tworzące zakres, w którym znajduje się rzeczywista wartość obrotów krytycznych.

b. Dla obliczenia obrotów krytycznych wału, w przypadku gdy siły masowe są równomiernie rozłożone na odcinkach o określonej długości, wypadkowe siły P_i rozłożono na odcinkach d_i , tak jak pokazano na rys. 12.

Wartości odcinków d_i podano w tabeli 8. Tabela 8 zawiera ponadto poszczególne wielkości geometryczne konieczne do obliczenia współczynników A i B. Tabela 9 jest tabelą pomocniczą do obliczania współczynników A i B.

Po obliczeniu współczynników A i B określa się wartość sił zredukowanych S_i (tab. 10).



Rys. 12. Schemat rozłożenia sił wypadkowych P_i na odcinkach d_i

Na podstawie S_i i K_{ij} oblicza się wartość ugięć y_j (tabela 11)

$$y_j = \sum_i K_{ij} S_i$$

Dalszy tok obliczeń jest analogiczny do punktu a. Obliczenie wartości sum podpierwiastkowych podano w tabeli 12.

Tabela 7

Obliczenie sumy $\sum I_k \varphi_k^2$

| | | | | | |
|-----|------------|----------------------|-------|-----------------------------|---------------------------------|
| k | x_k [cm] | φ_k | I_k | $\varphi_k^2 \cdot 10^{10}$ | $I_k \varphi_k^2 \cdot 10^{18}$ |
| 1 | 6 | $8,3 \cdot 10^{-5}$ | 2,42 | 69,0 | 167 |
| 2 | 12 | $5,16 \cdot 10^{-5}$ | 0,95 | 26,6 | 25,3 |
| 3 | 18 | $3,17 \cdot 10^{-5}$ | 0,96 | 10,0 | 9,6 |
| 4 | 24 | $1,66 \cdot 10^{-5}$ | 0,98 | 2,75 | 2,7 |
| 5 | 50 | $1,0 \cdot 10^{-5}$ | 2,86 | 1,0 | 2,86 |
| 6 | 75 | $2,66 \cdot 10^{-5}$ | 1,84 | 7,1 | 13,05 |
| | | | | $\Sigma =$ | 220,5 |

Tabela 8
Dane wymiarowe [cm]

| Przekrój przyłożenia siły P_i | 1 | 2 | 3 |
|---------------------------------|------|------|------|
| a | 25 | 50 | 75 |
| b | 75 | 50 | 25 |
| a_1 | 0 | 37,5 | 62,5 |
| b_1 | 62,5 | 37,5 | 0 |
| l | 100 | 100 | 100 |
| d | 37,5 | 25 | 37,5 |

Tabela 9

Tabela pomocnicza do obliczenia współczynników A i B

| n | n^2 | n^3 | n^4 | n^5 | n^7 |
|------|---------|--------|----------|------------|------------------|
| 25 | 625 | 15625 | 390625 | 9765625 | 6103516 10^3 |
| 37,5 | 1406,25 | 52734 | 1977539 | 74144004 | 104246470 10^3 |
| 50 | 2500 | 125000 | 6250000 | 312500000 | 78125 10^7 |
| 62,5 | 3906,25 | 244140 | 15258789 | 953610840 | 372441334 10^3 |
| 75 | 5625 | 421875 | 31640625 | 2373046875 | 133483888 10^3 |

Uwaga: w tabeli n odpowiada wartościom a, b, a_1 i b_1 (patrz tab. 8).

Wartość obrotów krytycznych otrzymuje się ze wzoru:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{\sum_i S_i y_i}{\sum_i S_i y_i^2}} = 299 \sqrt{\frac{286 \cdot 10^{-4}}{2920 \cdot 10^{-8}}} = 9370 \text{ obr/min.}$$

Tabela 10

Obliczenie sił zredukowanych S_i [kG]

| i | A_i [cm] | B_i [cm] | $A_i + B_i$ [cm] | P_i [kG] | d_i [cm] | w_i [kG/cm] | S_i [kG] |
|---|------------|------------|------------------|------------|------------|---------------|------------|
| 1 | 9,506 | 15,96 | 25,47 | 15,9 | 37,5 | 0,424 | 10,80 |
| 2 | 11,76 | 11,76 | 23,52 | 10,3 | 25 | 0,412 | 9,69 |
| 3 | 15,96 | 9,506 | 25,47 | 12,3 | 37,5 | 0,328 | 8,38 |

Tabela 11

Obliczenie ugięć y_j [μ]

| S_i | j | | | |
|-------|----------------|-------|-------|------|
| | 1 | 2 | 3 | |
| 10,80 | $S_1 K_{11}$ | 5,18 | 4,48 | 2,59 |
| 9,69 | $S_2 K_{2j}$ | 4,02 | 4,02 | 2,70 |
| 8,38 | $S_3 K_{3j}$ | 2,01 | 2,34 | 1,88 |
| | $y_j = \Sigma$ | 11,21 | 10,84 | 7,17 |

Mgr inż. JERZY BUĆ
Mgr inż. RYSZARD ZIELIŃSKI
Politechnika Warszawska

Problemy przy wprowadzaniu do produkcji obrabiarek sterowanych numerycznie

Dynamiczny rozwój automatyki w przemyśle doprowadził do stwierdzenia, że na obecnym etapie nie jest możliwe inwestowanie zakładu lub projektowanie jego rozbudowy bez brania pod uwagę możliwości zainstalowania podstawowego elementu automatyzacji, jakim jest obrabiarka sterowana programowo. Fakt ten pociąga za sobą konieczność wstępnego rozeznania zagadnienia przez przyszłego użytkownika, rozpatrzenia realnych korzyści wynikających z zastosowania takich obrabiarek oraz odpowiedniego przygotowania się do właściwej ich eksploatacji.

Ogólnie można powiedzieć, że największą rentowność wykazują obrabiarki sterowane, programowo eksploato-

Tabela 12
Obliczenie sum podpierwiastkowych

| i | S_i [kG] | y_i [μ] | $S_i y_i$ | y_i^2 | $S_i y_i^2$ |
|---|------------|-----------------|-----------|------------|-------------|
| 1 | 10,8 | 11,21 | 121 | 126 | 1360 |
| 2 | 9,69 | 10,84 | 105 | 117 | 1130 |
| 3 | 8,38 | 7,17 | 60 | 51,3 | 430 |
| | | $\Sigma =$ | 286 | $\Sigma =$ | 2920 |

Tabela 13

Obliczenie sumy $\sum_k I_k \varphi_k^2$

| K | x_k [cm] | φ_k 10^5 | I_k kG [cm sek 2] | φ_k^2 10^{10} | $I_k \varphi_k^2$ 10^{10} |
|---|------------|--------------------|-------------------------|-------------------------|-----------------------------|
| 1 | 6 | 6,2 | 2,42 | 38,4 | 93 |
| 2 | 12 | 3,86 | 0,95 | 14,9 | 14,2 |
| 3 | 18 | 2,37 | 0,96 | 5,6 | 5,38 |
| 4 | 24 | 1,24 | 0,98 | 1,54 | 1,51 |
| 5 | 50 | 0,75 | 2,86 | 0,56 | 1,6 |
| 6 | 75 | 2 | 1,84 | 4 | 7,36 |
| | | | | $\Sigma =$ | 123,05 |

Dla uwzględnienia precesji należy odczytać z wykresu wartość kąta nachylenia φ_k linii ugięcia do osi geometrycznej przekroju momentu bezwładności I_k . Obliczenie sumy $\sum I_k \varphi_k^2$ przeprowadzono w tabeli 13.

Wartość obrotów krytycznych z uwzględnieniem precesji wynosi:

$$n_{kr} = 299 \sqrt{\frac{\sum_i S_i y_i}{\sum_i S_i y_i^2 - g \sum_k I_k \varphi_k^2}} = 299 \sqrt{\frac{286 \cdot 10^{-4}}{(2920 - 1206) \cdot 10^{-8}}} = 12220 \text{ obr/min}$$

Rzeczywista wartość obrotów krytycznych rozpatrywanego wału leży więc w zakresie:

$$11000 \leq n_{kr} \leq 12220 \text{ obr/min.}$$

LITERATURA

1. I. A. Birger, Szopp, Szejderowicz — Rasczot na procznost detalej maszyn, Maszgiz 1959 r.
2. S. D. Ponomariow i inni — Osnovy sowremiennych metod rasczota na procznost w maszynostrojenni, część II, 1952 r.
3. G. S. Ziricki — Konstrukcja i rasczot na procznost detalej parowych turbin, Gosenergoizdat 1955 r.
4. S. W. Serensen — Konstrukcionnaja procznost metalow, Oborongiz 1955 r.
5. S. Timoshenko — Theorie des vibrations, 1947 r.
6. W. J. Natanson — Kriticzeskije skorosti rotorow, Oborongiz 1955 r.

konstrukcje wyrobów pod kątem nowej technologii, poczyni odpowiednie zmiany organizacyjne i przeszkoli bezpośrednich użytkowników. Przykładem właściwego przygotowania się może być firma „Warner & Swasey Co.”, która w obecnej chwili przystępuje do instalowania 12 obrabiarek z układami sterowania programowego, a do tychczas dysponowała dwoma: wiertarką koordynatową i szlifierką ze sterowaniem ruchów ustawczych*). Już sześć lat temu firma ta zdecydowała inwestycję tych dwunastu obrabiarek i od tego czasu rozpoczęła analizę ich pracy.

- Przygotowanie to objęło szereg prac, jak:
- analiza technologii i zmiany konstrukcyjne wyrobów,
 - konstrukcja oprzyrządowania,
 - normalizacja ostrzenia narzędzi,
 - analiza technologii montażu,
 - zmiany organizacyjne na wydziałach produkcyjnych,
 - przygotowanie danych początkowych dla programowania i wytwarzania taśm sterujących,
 - przygotowanie i przyuczenie personelu.

Prace powyższe firma ta powierzyła zespołowi ekspertów, których specjalnością była z jednej strony technologia wytwarzania, z drugiej — eksploatacja i konstrukcja obrabiarek oraz właściwości systemów sterowania. W obecnej chwili istnieje na świecie około 50 systemów sterowania, wytwarzanych seryjnie. Każdy z nich posiada różne charakterystyki, a w związku z tym wymaga właściwego zastosowania. W tabeli 1 zebrano kilka różnych systemów

produkcji dojdzie do sytuacji, w której posiadanie maszyny cyfrowej stanie się nieodzowne.

Aby użytkownik zdał sobie w pełni sprawę z konsekwencji wprowadzenia do produkcji układów numerycznych, wydaje się najważniejsze polecić mu adaptowanie na początek jednej lub dwu obrabiarek do sterowania programowego uproszczonego. W zasadzie każda maszyna nadaje się do zaopatrzenia jej w układ automatyczny, jednak rentowność ich jest różna i powinna być rozważana przez użytkownika i eksperta. Dla przykładu podać można, iż niektóre systemy sterowania zastosowane do danej obrabiarki, mogą być nieopłacalne ze względu na zbyt wysoką — w porównaniu z maszyną — dokładność. Z drugiej strony może się zdarzyć, że przy granicznej, ale wystarczającej, dokładności maszyny i systemu trzeba by wykonać bardzo dokładne układy pomiarowe, które dominowałyby w koszcie urządzenia.

Okres eksploatacji tych obrabiarek powinien być wykorzystany do analizy ich pracy oraz do poczynienia odpowiednich przygotowań i zmian organizacyjno-produkcyjnych celem przystosowania się do adaptacji następnym układów. Szczegóły tych zmian i przygotowań różnią się dla każdego zakładu, dlatego wymagają one generalnego studium wszystkich problemów produkcyjnych wytwarzania. Ogólnie można powiedzieć, że pierwszą podstawową czynnością jest odpowiednie ułożenie planu technologicznego. Obrabiarki sterowane automatycznie charakteryzują

Tabela 1

| Lp. | Wytwórca | Koszt urządzenia w dolarach | Rodzaj urządzenia | Dokładność w μ | Element sterujący | System kodowania | Typ układu pomiarowego |
|-----|----------------------------------|---|--|--------------------|--|---------------------|--|
| 1 | Fosdick Machine Tool Co. | 109 000 | Wiertarka koordynatowa ze sterowaniem w 2 osiach, automatyczna wymiana narzędzia, szybkość skrawania, posuw wrzeczona. | 2,5 | Karty dziurkowane (I.B.M.) | Dziesiętny | Tarcze kodowe, przymiary |
| 2 | Pratt & Whitney Co. Inc. | 60 000 | Wiertarka koordynatowa ze sterowaniem w 2 osiach | 2,5 | Taśma dziurk. 12-kanalowa | Dziesiętny | Potencjometr obrotowy, ukl. elektro-optyczny |
| 3 | Farrand Controls Inc. | 5000-15 000 na 1 oś w zależności od długości przesuwu i ukl. napęd. | Całkowity układ sterowania (bez obrabiarki) z ukl. serwowilnika | 5 | Taśma dziurk. 8-kanalowa, karty dziurk., przełączniki dekadowe | Dwójkowo-dziesiętny | „Induktoryn” |
| 4 | Mullard Ltd. | 15 000 | Układ sterowania w 2 osiach (bez obrab. i bez serwowilnika) | 2,5 | Przełączniki dekadowe | Dziesiętny | Listwa magnetyczna i interpolacja |
| 5 | Ferranti Ltd. | 3000 na 1 oś | Układ ster. w 2 osiach (bez obrab. i serwowilnika) | 5 | Taśma dziurk. 5-kanalowa | Dwójkowo-dziesiętny | Siatka dyfrakcyjna (ukł. elektro-optyczny) |
| 6 | ENIMS (ZSRR) | Koszt nie ustalony | Układ ster. w 2 osiach na tokarkę z układem napęd. hydraulicznym. | 20 | Taśma dziurk. 6-kanalowa | Dwójkowo-dziesiętny | Listwa magnetyczna |
| 7 | Fuji Tsushinki Manufacturing Co. | 4100 | Układ sterowania w 2 osiach (bez obrab., bez ukl. napędowego) | 60 | Taśma dziurk. 6-kanalowa | Dwójkowo-dziesiętny | Tarcze kodowe |

sterowania programowego ruchów ustawczych z podaniem kosztu i krótkiej charakterystyki.

Pierwszym pytaniem, dla użytkownika decydującego się na automatyzację produkcji, jest: czy konieczne jest posiadanie maszyny cyfrowej. Na pytanie to nie da się odpowiedzieć wprost. Po pierwsze — zależy to od stopnia przewidzianej automatyzacji, po drugie — od poziomu technicznego zakładu. Zakładając w naszym przypadku stopniowe adaptowanie systemów sterowania można założyć, że na razie maszyna cyfrowa nie będzie potrzebna. W przypadku sterowania ciągłego będzie można korzystać z istniejącego ośrodka obliczeniowego. Jeśli chodzi o sterowanie pozycyjne, wytwarzanie taśm, możliwe jest ono we własnym zakresie przy posiadaniu dalekopisu, ręcznej dziurkarki i arytmometru. Oczywiście, w miarę automatyzacji

się zwiększeniem wydajności poprzez zmiany szybkości skrawania, posuwów, większe przekroje zbieranego materiału itd. Wiąże się to oczywiście od razu ze zwiększonym zapotrzebowaniem na narzędzia, a więc ze zmianą normalizacji ostrzenia ich. Następną sprawą jest oprzyrządowanie. Aby uzyskać maksymalną wydajność, należy w miarę możliwości komasować operacje na jednej obrabiarce przy użyciu minimum różnych narzędzi. Stosuje się również tak zwane łańcuchy części mocując kilka sztuk na przykład na stole frezarki tak, że po całkowitej obróbce pierwszej sztuki powtarza się program na drugiej — mocując w tym czasie w poprzednim uchwycie następną. Oczywiście wymaga to uproszczonego, niemniej nowego zupełnie oprzyrządowania.

Niejednokrotnie wprowadzenie automatyki do produkcji wymaga analizy konstrukcji samego wyrobu, a już z reguły analizy rysunku konstrukcyjnego, który musi być w od-

*) Ang.: „positioning control”; franc.: „le positionnement a commande numerique”.

powiedni sposób wymiarowany i stolerowany. Pociąga to za sobą konieczność przeprowadzenia analizy wymiarowej części i zespołów montażowych, a w konsekwencji upraszcza technologię montażu.

Reasumując powyższe postarano się poniżej ułożyć punktami podstawowe problemy kierownictwa zakładu, który zdecydował się na wprowadzenie do produkcji obrabiarek sterowanych numerycznie:

1. Analiza przydatności i dobór odpowiedniego systemu sterowania do wytypowanych obrabiarek.
2. Określenie zakresu zautomatyzowania, kolejność adaptacji, etapy wprowadzania do produkcji.
3. Analiza ekonomiczna wprowadzenia do produkcji urządzeń automatycznych.
4. Przygotowanie organizacyjne i techniczne do adaptowania urządzeń automatycznych.
5. Analiza przydatności i wykorzystania maszyny cyfrowej dla optymalizacji ustawienia produkcji przy użyciu obrabiarek automatycznych.

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

Nasz głos w sprawie wynalazczości

Zarządzeniem nr 236 Prezesa Rady Ministrów z dnia 18 października 1957 r. powołano komisję dla opracowania jednolitego prawa wynalazczego, której zadaniem było przeprowadzenie analizy stanu obecnego wynalazczości i racjonalizacji w kraju, przedyskutowanie trudności w ich rozwoju, opracowanie projektu o częściowej zmianie przepisów o wynalazczości pracowniczey z uwzględnieniem najpilniejszych problemów wynalazczości, opracowanie projektu ustawy porządkującej całokształt prawa patentowego.

Projekt nowej ustawy patentowej jest dotychczas w opracowaniu. Nie wszedł on jeszcze pod obrady Sejmu PRL w ubiegłej kadencji. Zainteresowanie społeczności technicznej sprawą zmiany obowiązującego prawodawstwa, dotyczącego wynalazczości i racjonalizacji, jest bardzo duże. Świadczą o tym najlepiej ukazujące się na łamach różnych czasopism fachowych od czasu do czasu głosy w sprawie zamierzonych zmian, uzasadniające ich konieczność.

Poniżej zamieszczamy nasz głos w tej sprawie.

W polskim prawie patentowym, a ściślej — w Rozporządzeniu Prezydenta Rzeczypospolitej z dnia 22 marca 1928 r. o ochronie wynalazków, wzorów i znaków towarowych (Dz. U. R. P. z dnia 26.3.1928 r., nr 39, poz. 384) wraz z wszystkimi późniejszymi zmianami, istnieje przepis zawarty w artykule 39 (4), który głosi: „Urząd (Patentowy PRL) nie ma prawa odmówić udzielenia patentu dlatego, że uważa wynalazek za bezwartościowy”. Artykuł ten — pomimo licznych zmian, jakim w ogóle w ostatnich latach podlegało wymienione rozporządzenie — pozostaje w pierwotnym brzmieniu.

Istnienie podobnego przepisu nie może nikogo dziwić. Tyle razy zdarzały się w historii techniki przypadki, że rzecz uważana przez najmędrszego „areopag” za niemożliwą do zrealizowania i bezwartościową, po latach — niekiedy nawet niewielu — była realizowana, wywołując przeobrażenie danej dziedziny techniki lub życia. Dlatego też orzeczenie referenta wydziału zgłoszeń wynalazków Urzędu Patentowego, w przypadku odmowy udzielenia patentu z powodu uważania wynalazku za bezwartościowy, mogłoby być często mylne, błędne, a przez to mogłoby mimowolnie działać na szkodę gospodarki narodowej. Jednakże zbytnia ostrożność z tego powodu prowadzi do drugiej ostateczności, która wywołuje — zrozumiałe zresztą — niezadowolenie. Urząd Patentowy udzielał przed wojną bardzo często patentów na wynalazki, które były oczywistym technicznym, a zwłaszcza gospodarczym nonsensem. Pozornie obniżało to powagę i ciężar gatunkowy badań poszczególnych wydziałów zgłoszeń wynalazków, którym czyniono zarzuty niewłaściwego stosunku do tych istotnych problemów. Zarzuty, bardzo często, były zresztą bezpodstawne, ale robiły „złą krew”, stwarzały niezbyt pochlebną opinię o pracy Urzędu Patentowego.

Należy się tu kilka słów wyjaśnienia.

Zgodnie z postanowieniem artykułu 3, punkt 1, cytowanego powyżej rozporządzenia, „ważny jest tylko patent, uzyskany na „wynalazek nowy”, przy czym punkt 2 tego

6. Przeszkolenie personelu bezpośrednio obsługującego obrabiarki sterowane programowo i personelu pomocniczego.

Jasne jest, że rozwiązania wymienionych wyżej problemów nie należy spodziewać się w krótkim czasie i bez włożenia odpowiedniej ilości pracy specjalistów.

Sterowanie programowe charakteryzuje się tym, że w znacznym stopniu w stosunku do metod konwencjonalnych uwypukla wszystkie słabe strony organizacji produkcji. Dlatego, aby obrabiarki sterowane numerycznie przyniosły oczekiwane korzyści, eksploatacja ich musi być drobiazgowo przemyślana, a zakład przygotowany do ich adaptacji.

LITERATURA

1. Aircraft Production, 1957/1, str. 23
2. Aircraft Production, 1957/4, str. 128
3. Machinery (L), 1956/88, str. 519—524
4. Wiestnik Maszynostrojenija, 1956/5, str. 87—90
5. Wiestnik Maszynostrojenija, 1956/8, str. 71—74.

artykułu określa, że „nie uważa się wynalazku za nowy”, gdy między innymi „w czasie zgłaszania go w Urzędzie Patentowym był już opublikowany”. Podczas merytorycznego badania zgłoszenia w wydziale zgłoszeń wynalazków stwierdzenie tej nowości polega na przejrzaniu odpowiedniej literatury technicznej. Jako materiał do ewentualnego przeciwstawienia służy przede wszystkim literatura patentowa, zgromadzona w zbiorach Biblioteki Urzędu Patentowego PRL, następnie zaś publikacje książkowe z tej dziedziny, artykuły w czasopismach lub wreszcie katalogi i prospekty wyrobów, wydawane przez poszczególne zakłady wytwórcze. Książki i czasopisma techniczne z reguły zajmują się rozwiązaniami „wartościowymi”, rozwiązaniami, które spełniają szereg postulatów naukowych i teoretycznych oraz stanowią konkretne projekty, przeznaczone do realizacji lub już zrealizowane. Znaleźnienie zatem w takim obfitym źródle materiału dowodowego dla przeciwstawienia pomysłu, częstokroć bardzo jeszcze prymitywnemu, który określamy jako „bezwartościowy”, jest bardzo trudne lub wręcz niemożliwe.

Dużo łatwiejsze jest już, przy tym badaniu, spełnienie wymagań artykułu 5 cytowanego rozporządzenia. Punkt 1 tego artykułu określa, że „naukowe zasady i naukowe odkrycia nie podlegają opatentowaniu”, punkt 2a zaś ustala, iż „wyłącza się od opatentowania... pomysły, które oczywiście nie nadają się do zastosowania w przemyśle”. Tym dwu punktom „ulegają” więc podczas merytorycznego badania zgłoszeń wynalazków wszelkie pomysły, które przynależą do ogromnej rodziny „perpetuummobilowców”. Ponieważ zazwyczaj podczas wywodów takich „wynalazców” nie mogą się oni obronić przed argumentami opartymi na obowiązujących podstawach naukowych, tworzą oni własne zasady „naukowe”, wyjaśniające naturalnie najbardziej nonsensowne i zawiłe szczegóły ich pomysłów. Jednakże, jako „nowe zasady naukowe” nie mogą te zasady być przedmiotem patentu i w ten sposób znikają w ogromnej masie zgłoszeń, załatwionych definitywnie w sposób negatywny.

Należy na marginesie zaznaczyć, że prace, które rzeczywiście można uznać za poważne naukowe odkrycie lub zasadę naukową — nie posiadające na mocy cytowanych postanowień obowiązującego prawa patentowego zdolności patentowej — są kierowane do instytucji naukowych, na przykład do poszczególnych instytutów Polskiej Akademii Nauk, gdzie mogą być we właściwy sposób przyjęte i ocenione, przy czym — jako dorobek naukowy polskiej myśli technicznej — bywają publikowane w odpowiednich wydawnictwach naukowych.

I teraz dochodzimy do sedna sprawy.

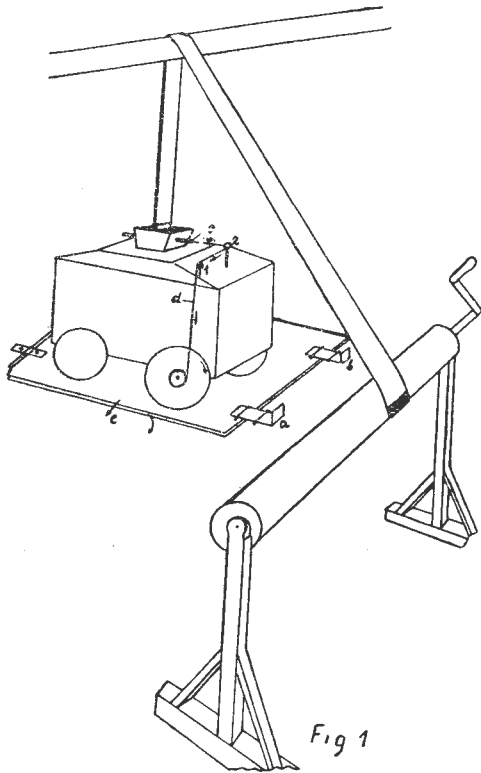
Zgłoszenie, badane we właściwym wydziale zgłoszeń wynalazków przez referenta, będącego fachowcem w dziedzinie techniki, do której przynależy projekt przedstawiony w zgłoszeniu, pomimo całkowitej pewności referenta o słuszności swej oceny projektu jako „bezwartościowy” — przechodzi pozytywnie próby wymagane przez wskazane uprzednio artykuły 3 i 5 rozporządzenia. Zgodnie z posta-

nowieniami tego prawa patentowego nie istnieją już żadne przeszkody w udzieleniu patentu na taki „wynalazek”, pomimo że referent na podstawie posiadanego doświadczenia fachowego oraz zdrowego rozsądku kwalifikuje go jako „bezwartościowy”. Drukowany opis takiego patentu zaśmieca następnie zbiory patentowe w kraju i za granicą, stając przykładem niewłaściwej pracy Urzędu Patentowego. Siabą bowiem pociechą może być stwierdzenie, że również liczne zagraniczne urzędy patentowe wydają niekiedy patenty tego rodzaju.

Poniżej zamieszczamy kilka przykładów zaczerpniętych z polskich patentów klasy 62, dotyczących lotnictwa, które pozwolą na łatwe sprecyzowanie przez Czytelników „Techniki Lotniczej” własnego osądu i zakwalifikowanie cytowanych patentów jako... bezwartościowe.

Według patentu nr 19480¹⁾ (z roku 1933) śmigło samolotu znamienne jest tym, że wykonane jest z gumy lub podobnego elastycznego materiału w tym celu, aby uniknąć złamania lub uszkodzenia, przy czym w razie uderzenia takie elastyczne śmigło powraca do stanu pierwotnego. Czy jednak śmigło to wykona wymagane odeń zadanie przejścia momentu obrotowego silnika, o to wynalazca nie dbał.

Patent nr 21140²⁾ (z roku 1935) dotyczy urządzenia umożliwiającego wsiadanie i wysiadanie pasażerów oraz przyjmowanie i oddawanie bagażu podczas ruchu samolotu. Zamieszczony rysunek (rys. 1) zawiera figurę 1 zaczerpniętą z tego patentu, która ilustruje istotę tego pomysłu i pozwala całkowicie zrozumieć jego „zalety” i wartość. W opisie znajdujemy zaś następujące informacje: „...Przed przybyciem samolotu na lotnisko, zwalnia się jego szybkość... Po odsunięciu rygli a i b, drzwiczki c samolotu otwierają się w kierunku strzałki i jednocześnie wagonik zaczyna opaść. Gdy wagonik znajdzie się na ziemi, to zaczyna się poruszać w kierunku ruchu samolotu, a sznur d, połączony z prętem e za pomocą dwóch pierścieni 1 i 2, nawija się na oś kół wagonika i wyciąga pręt e, przerywając połączenie



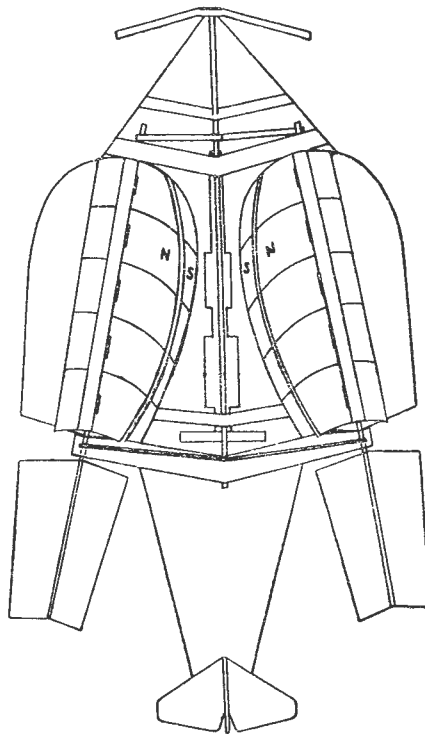
Rys. 1. Patent polski nr 21140 — fig. 1 z rysunku dołączonego do opisu

wagonika z taśmą, ...wagonik zostaje samoczynnie odłączony od taśmy, a tym samym od samolotu. Wtedy taśmę szybko łączy się z innym wagonikiem z pasażerami lub bagażem i wciąga się wagonik za pomocą kołowrotu na samo-

¹⁾ Patent polski nr 19480; klasa 62c, 8; Śmigło samolotu lub śruba okrętowa wykonane z gumy; Stanisław Bodzoń, Jarosław, Polska; zgłoszony dnia 4 marca 1933 r., udzielony dnia 20 grudnia 1933 r., opublikowany dnia 10 marca 1934 r.

²⁾ Patent polski nr 21140; klasa 62c, 20/01; Urządzenie umożliwiający wsiadanie i wysiadanie pasażerów oraz przyjmowanie i oddawanie bagażu podczas ruchu samolotów, sterowców lub pociągów; Hirsch Flattau, Łódź, Polska; zgłoszony dnia 7 września 1933 r., udzielony dnia 22 lutego 1935 r., opublikowany dnia 6 kwietnia 1935 r.

lot. Wszystko to odbywa się, gdy samolot znajduje się w powietrzu i w ruchu...”. Jako jedyny komentarz do tego patentu podajemy, że prędkość minimalna samolotów komunikacyjnych z tego okresu wynosiła około 100 km/h, co stanowi około 28 metrów na sekundę(!).



Rys. 2. Patent polski nr 23329 — rysunek z opisu patentowego

Przedmiotem wynalazku według patentu nr 23329³⁾ (z roku 1936) jest samolot z obrotowymi skrzydłami (rys. 2), których ruch obrotowy zostaje częściowo wykorzystany do wytwarzania prądu elektrycznego. Sięgamy do tekstu opisu patentowego: „...Skrzydła t, stanowiące jednocześnie tworniki, składają się z aluminiowych cewek (czteroramiennych gwiazd uzwojonych drutem izolowanym), połączonych ze sobą wałem i stanowiących skrzydła obrotowe w postaci dwu wydłużonych płaszczyzn, przecinających się pod kątem prostym, których krawędzie są stopniowo skrócone wzdłuż linii śrubowych. Statory składają się z aluminiowych nasad biegunowych kształtu paraboli z wystającymi licznymi rdzennymi magnesów, których bieguny oddzielnie izolowane ogólnie tworzą dwa duże przeciwległe bieguny...”. Czy taki twór będzie w ogóle latał, o tym „drobnym” szczególe Wynalazca nie myślał wcale. A może działał pod wpływem świetnego niemieckiego określenia, charakteryzującego określony typ wynalazców — poco prosto, jeżeli i skomplikowane będzie działać.

W patencie nr 14492⁴⁾ (z roku 1931) samolot (rys. 3) posiadający skrzydła dające się obracać, umożliwia — według wynalazcy — pilotowi wynalezienie odpowiedniego miejsca do lądowania w razie uszkodzenia silnika, ponieważ zmniejsza szybkość spadania samolotu. Jedną z podłużnic skrzydeł 5 stanowi wał 2, osadzony w łożyskach 3 wewnątrz kadłuba samolotu i unieruchamiany za pomocą jakiegokolwiek urządzenia ryglującego, wobec czego po odryglowaniu wału skrzydła wraz z nim pod działaniem siły oporu powietrza zaczynają się obracać, zmniejszając przez to szybkość spadania samolotu (brrr!).

Istota patentu nr 34086⁵⁾ (z roku 1950) wynika jasno z zamieszczonego rysunku, zaczerpniętego z tego patentu (rysunek 4). Według wynalazcy, dzięki zastosowaniu podwozia będącego przedmiotem tego patentu, będzie znacznie ułatwiony zarówno start jak i lądowanie samolotu. Przed startem samolot znajduje się w położeniu wskazanym na fig. 2

³⁾ Patent polski nr 23329; klasa 62b, 35/01; Samolot z obrotowymi skrzydłami; Bronisław Surowiec, Kamieniec Litewski, Polska; zgłoszony dnia 24 czerwca 1935 r., udzielony dnia 6 czerwca 1936 r., opublikowany dnia 5 września 1936 r.

⁴⁾ Patent polski nr 14492; klasa 62b, 5; Samolot lub podobny aparat do latania; Adrijan Rappaport, Warszawa, Polska; zgłoszony dnia 25 października 1929 r., udzielony dnia 11 września 1931 r., opublikowany dnia 10 listopada 1931 r.

⁵⁾ Patent polski nr 34086; klasa 62b, 41/02; Podwozie samolotu; Władysław Stanecki, Ziębice, Polska; zgłoszony dnia 6 kwietnia 1933 r., udzielony dnia 28 kwietnia 1950 r., opublikowany dnia 28 marca 1951 r.

i 7. Przy starcie samolot kołuje początkowo na dwóch tylnych kołach, w miarę jednak zwiększania prędkości, a tym samym przy zwiększającej się sile nośnej, pod działaniem sprężyny 8 podwozie obraca się tak, że w końcu startu samolot toczy się już tylko na przednim kole. Niestety, jedyną dodatnią cechą tego wynalazku jest... staranny, pracowicie przez wynalazcę wykonany rysunek.

Samo wskazanie błędu jednak nie wystarcza!

Musimy znaleźć życiową, przydatną propozycję usunięcia wymienionego w niniejszym artykule niedomagania naszej ustawy patentowej.

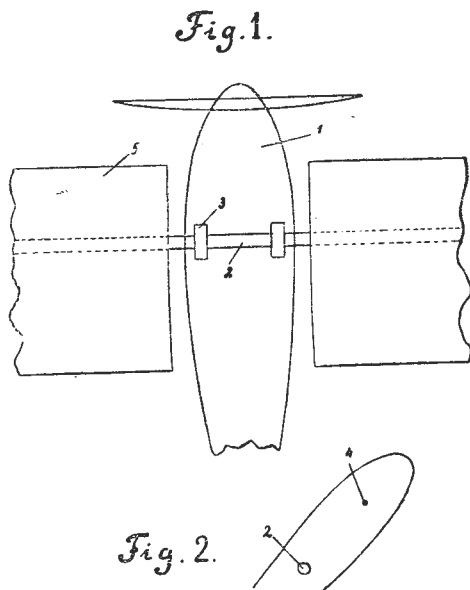
Sięgnijmy do przepisów prawnych, dotyczących wynalazczości pracowniczej, ponieważ zawierają one wiele postanowień, które są dostosowane do warunków naszej obecnej rzeczywistości polityczno-gospodarczej.

Już w Uchwale Komitetu Ekonomicznego Rady Ministrów z dnia 9 sierpnia 1949 r. w sprawie sposobu ogłaszania i rozpowszechniania usprawnień pracowniczych, w paragrafie 3, czytamy: „Wydział Usprawnień Pracowniczych może w przypadkach wątpliwych badać przydatność usprawnienia dla życia gospodarczego z pomocą instytutów naukowo-badawczych, innych instytucji i przedsiębiorstw państwowych oraz rzeczoznawców”.

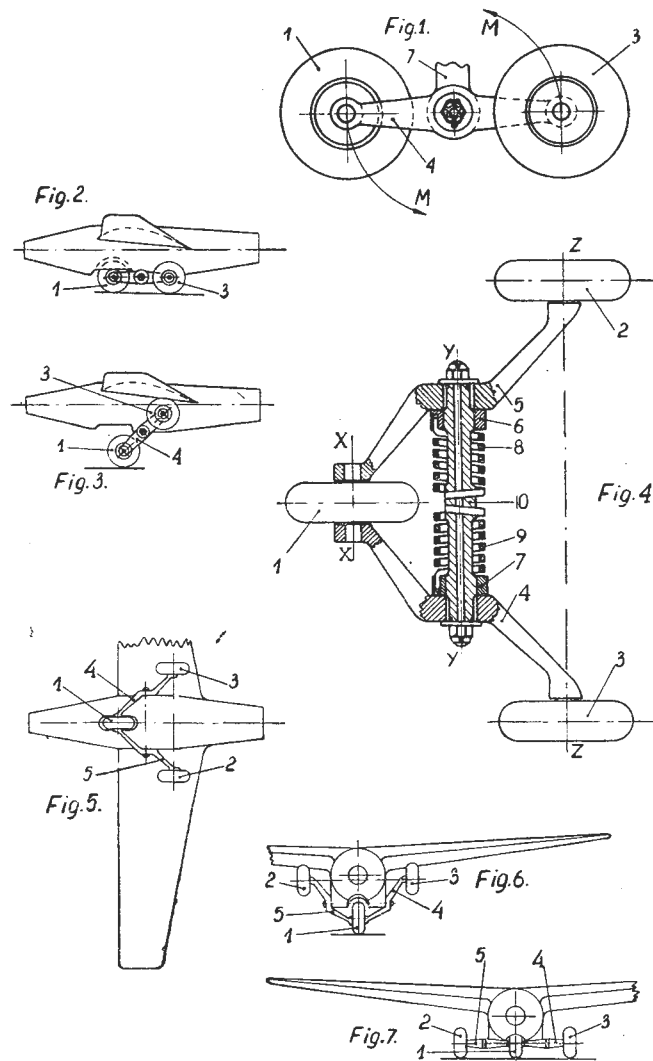
Również w zarządzeniu Przewodniczącego PKPG z dnia 7 lipca 1951 r. w sprawie określenia organów właściwych do przyjmowania i oceniania wynalazków pracowniczych, udoskonaleń technicznych i usprawnień, znajdujemy szereg ciekawych postanowień. I tak na przykład w paragrafach 35, p. 3 oraz 36, p. 1, określających zasady pracy komisji wynalazczości, czytamy między innymi, że: „...komisja wynalazczości decyduje o przyjęciu projektu po stwierdzeniu, że projekt ten ...jest wartościowy pod względem technicznym oraz że celowe jest zastosowanie go w produkcji”.

Zacytowane powyżej przepisy wyraźnie określają, że stwierdzenie wartości technicznej i przydatności projektu jest istotne w przypadku nie tylko wynalazków pracowniczych, ale i usprawnień oraz udoskonaleń technicznych, które wówczas do Urzędu Patentowego PRL mogły wpływać dopiero po przyjęciu ich do wykorzystania.

Wśród wynalazków zgłaszanych do opatentowania, nadchodzących do Urzędu Patentowego PRL, istnieje dość pokaźny procent takich, których nie dotyczą postanowienia wskazanych przepisów wynalazczości pracowniczej. Są to zgłoszenia wynalazców, których projekty nie znalazły bezpośredniego zastosowania w produkcji uspołecznionych zakładów wytwórczych, chociaż posiadają wszelkie cechy wy-



Rys. 3. Patent polski nr 14492 — fig. 1 z rysunku dołączonego do opisu



Rys. 4. Patent polski nr 34036 — rysunek z opisu patentowego

nalazcze, warunkujące udzielenie patentu. Wiele z nich stanowi poważny wkład do postępu technicznego. Jednakże obok nich znajdują się także takie, które określić możemy jako „bezwartościowe”.

Wskutek istnienia przepisu artykułu 39 punkt 4 Rozporządzenia Prezydenta Rzeczypospolitej o ochronie wynalazków, ...wśród udzielanych i wydrukowanych patentów polskich znajdujemy „śmiecie”, które nie posiadają żadnej przydatności w gospodarce narodowej. Prowadząc na licznych odcinkach pracy i życia walkę z marnotrawstwem, musimy zdecydowanie wystąpić, aby usunąć z obowiązującego prawa patentowego ten szkodliwy przepis.

Uważamy, że należy wprowadzić do Rozporządzenia Prezydenta Rzeczypospolitej z dnia 22.3.1928 r. szereg zmian lub odpowiednio uwzględnić w nowo opracowywanej ustawie poniższe postulaty:

- 1) usunąć dotychczasowy przepis artykułu 39, punkt 4;
- 2) wprowadzić przepis ustalający, że nie nadaje się do opatentowania wynalazek „bezwartościowy”;
- 3) uzupełnić przepisy szczegółowymi postanowieniami określającymi sposób stwierdzania przydatności i wartości zgłoszonego projektu, na przykład przez wprowadzenie zasady kolegiałnego opiniowania, wzywania rzeczoznawców, korzystania z pomocy branżowych instytutów naukowo-badawczych itp.

Mgr inż. STANISŁAW WITKOWSKI

Kilka uwag z dziedziny słownictwa

Iniektor — nie inżektor
Ejektora — nie eżektor
Giroskop — nie żyroskop

Redaktorzy czasopism lotniczych napotykają u autorów dosyć często skłonności do używania wyrazów „inżektor” i „eżektor” na skutek fonetycznego naśladownictwa wymowy francuskiej i angielskiej. Wypada zaznaczyć, że Galloowie zaczerpnęli te wyrazy od Rzymian, Francuzi piszą je jednak przez „j”, a tylko wymawiają „j” jako „ż” — według właściwości swego języka. Od Galloów przejęli te wyrazy Brytyjczycy.

Podług obowiązujących zasad ortografii polskiej (np. St. Jodłowski i W. Taszycki „Słownik ortograficzny i prawa pisma polskiej”) należy pisać wyraz „iniekcja” przez „i” (środkowe), a wyraz „ejekcja” przez „j”; podobnie należy tedy pisać wyrazy „iniektor” i „ejektora”, oraz wymawiać je tak, jak się pisze. Wyrazy te wywodzą się z łaciny, która nie znała dźwięku ani litery „ż”. Używanie w tych ra-

zach pisowni fonetycznej (przez „ż”), naśladującej wymowę francuską i angielską, sprzyjałoby tylko niepoehlebnym dla nas posądeniom, że nie znamy łacińskiego rodowodu omawianych wyrazów; brak jest bowiem w naszym języku rzeczowych przesłanek przeciw stosowaniu obowiązującej obecnie pisowni, opartej na pisowni źródłowej — na łacinie.

Wypada z kolei poświęcić nieco uwagi wyrazowi „giroskop”, który czasem nasuwa zbędne wątpliwości.

We wspomnianym słowniku ortograficznym Jodłowskiego i Taszyckiego nie ma w ogóle wyrazu „żyroskop”; figuruje tylko wyraz „giroskop”. Uzasadnienie tej pisowni jest nader podobne do poprzedniego, z tym, że „giroskop” wywodzi się z greki, nie z łaciny. Obowiązuje nas tedy pisownia i wymowa „giroskop”, a nie „żyroskop” — bez żadnych wątpliwości.

Z LOTNICTWA KOMUNIKACYJNEGO

Mgr inż. RYSZARD ORŁOWSKI
Warszawa

Plany rozwojowe komunikacji lotniczej w ZSRR

Komunikacja jest problemem o zasadniczym znaczeniu dla Państwa. Narasta ważność oszczędzania czasu ludzkiego, który jest najistotniejszym czynnikiem postępu. Rozbudowa komunikacji lotniczej w radykalny sposób wpływa na przyspieszenie przewozów ludzi. Dlatego rozwój nowoczesnej komunikacji powinien być bazowany głównie na rozbudowie pasażerskich linii lotniczych. Autor pragnie poinformować Czytelników o wycinkach planów rozwoju linii lotniczych w ZSRR, gdzie całkowicie doceniono dodatni wpływ przyspieszenia przewozu na całokształt zagadnień państwowych.

Dane do artykułu zostały zaczerpnięte z czasopisma „Interavia” nr 1/1960, str. 36 oraz „Aviation Magazin” nr 232/1957 str. 12.

Związek Socjalistycznych Republik Radzieckich zajmuje prawie 1/6 powierzchni kuli ziemskiej. Różnorodność ukształtowania powierzchni, właściwości klimatyczne i gwałtowny rozwój gospodarczy stawiają przed komunikacją lotniczą wielkie wymagania. W roku 1959 ZSRR wkroczył w 7-letni plan rozwoju gospodarczego. Założono w nim, że w roku 1965 samoloty mają być głównym środkiem komunikacji pasażerskiej. W związku z tym przyrost objętości przewozowej samolotów będzie w latach siedmiolatki o wiele szybszy, niż innych środków komunikacji. Przyrost ten ma wynieść około 31% rocznie. W cyfrach względnych znaczy to, że w 1964 roku sam przyrost zdolności przewozowej (w tonkilometrach) będzie równy przewozowi z roku 1958 na wszystkich liniach w ZSRR. Aeroflot ma przewozić w 1965 r. sześć razy tyle pasażerów i cztery razy tyle ładunków, co w 1958 r. Podane cyfry rozwoju komunikacji lotniczej świadczą o olbrzymim rozmachu przedsięwzięć. Celem ich jest zapewnienie ludności i gospodarce ZSRR najszybszego i najwygodniejszego środka komunikacji.

Jednocześnie z rozwojem linii pasażerskich lotniczych zakłada się poważny wzrost usług lotniczych. Obejmują one prace w rolnictwie, leśnictwie, dozór przeciwpożarowy i zwalczanie pożarów lasów za pomocą samolotów.

W roku 1958 samoloty rolnicze wykonały prace na 17*) milionach hektarów. Na rok 1965 zaplanowano, że samoloty wykonają prace na 35 milionach hektarów*). Dla służby dozoru przeciwpożarowego i zwalczania pożarów wielkich ma-

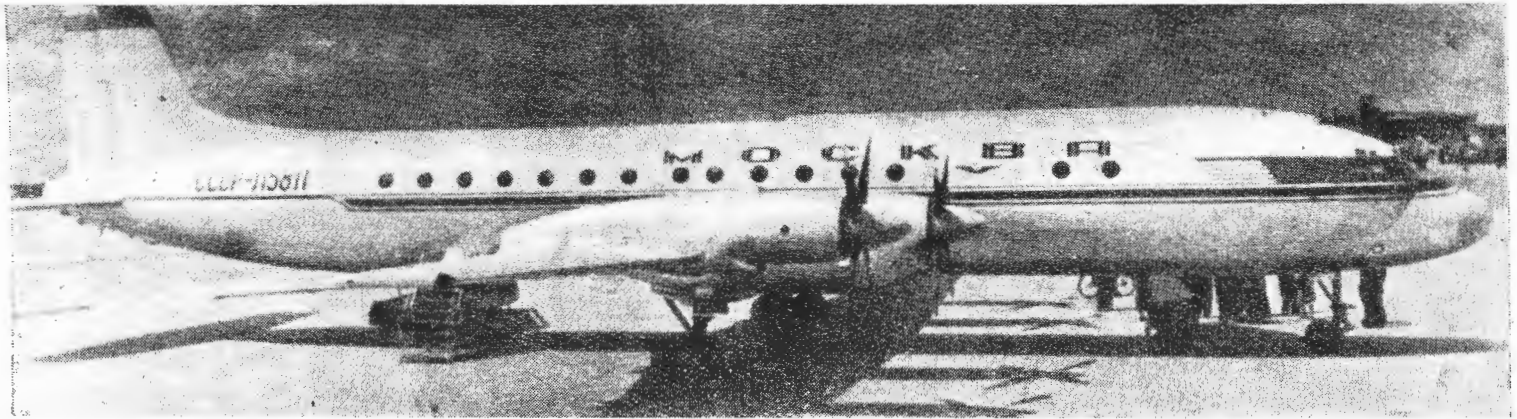
sywów leśnych opracowuje się specjalne urządzenia do samolotów i śmigłowców. Plan 7-letni zakłada również, że samoloty będą przeprowadzały prace pomocnicze dla geologii i kartografii.

Linie lotnicze ZSRR cechuje wielka różnorodność. Najdłuższa linia posiada więcej niż 3000 km. Linia ta przebiega nad obszarami o dużym znaczeniu gospodarczym. Łączy ona wielkie miasta Federacji Rosyjskiej, Uralu i Syberii. Wliczając w tę linię liczne jej rozgałęzienia, należy przyjąć, że jest ona dwa lub trzy razy dłuższa, niż odległość między skrajnymi lądowiskami.

Najkrótszą linią jest szlak Moskwa—Leningrad. Należy ona do linii o wielkim nasileniu ruchu. Każda z Republik ma liczne linie ruchu wahadłowego, łączące ośrodki o znaczeniu kulturalnym, gospodarczym i administracyjnym. Aeroflot obsługuje ponadto linie zagraniczne na podstawie umów międzynarodowych.

Zrozumiałe jest, że przewidywany rozwój przewozów na i tak już bogato rozbudowanych liniach i to przy założeniu, że komunikacja lotnicza jest głównym środkiem przewozów osobowych, wymaga potężnej rozbudowy zaplecza technicznego, lotnisk i obsługi naziemnej. Założono, że w 1965 r. zostanie zbudowane lub całkowicie zmodernizowane 90 portów lotniczych. Modernizacja obejmuje porty w Irkucku, Chabarowsku, Alma-Ata i innych. Nowe dworce lotnicze mają powstać w Baku, Odessie, Władywostoku, Krasnodarsku itd. Wielki nacisk kładzie się obecnie na zapewnienie bezpieczeństwa ruchu. Realizuje się to przez rozbudowę sieci radiolokalizacji. Wygodę pasażerów zapewnić mają liczne

*) Obszar Polski wynosi 32 miliony ha.



hotele portowe. Rozbudowuje się znacznie biura miejskie z zapewnieniem szybkiej komunikacji między miastem, a lotniskiem. W miastach, gdzie jest kilka portów lotniczych zaprowadzono komunikację okrężną za pomocą samolotów Li-2.

W wielkim skrócie wyliczono gigantyczne zamierzenia rozbudowy komunikacji lotniczej. Realizację ich oparto na kilku podstawowych typach samolotów. Są to maszyny: TU-104, TU-104A, IŁ-18, An-10 i TU-114. Samoloty te, jako prototypy pokazano w Tuszyńcu w 1957 roku. Nie pokazano wówczas jedynie TU-114, ale zapowiedziano jego demonstrację i podano charakterystyki. Znamienne były wówczas głosy prasy zachodniej. Francuskie czasopismo „Aviation Magazin” (l.c.) pisząc o tych samolotach sugerowało wówczas, że licząc się z olbrzymią łatwością uruchomienia produkcji przez przemysł ZSRR, należy spodziewać się, że samoloty te będą szybko wprowadzone na linie komunikacyjne.

Rzeczywiście, pisząc te słowa w roku 1961 — nie można odmówić redakcji „Aviation Magazin” słuszności przewidywania i rozeznania. Samoloty te stanowią podstawę bazy sprzętowej nowego programu ZSRR. Za „Aviation Magazin” kilka uwag o tych samolotach.

IŁ-18 Moskwa, konstrukcji Iliuszyna. Czterosilnikowy samolot, niezwykle czysty w linii. Tej samej klasy, co Bristol-Brytania i Lockheed-Elektra. „Moskwa” ma przewidziane cztery wersje:

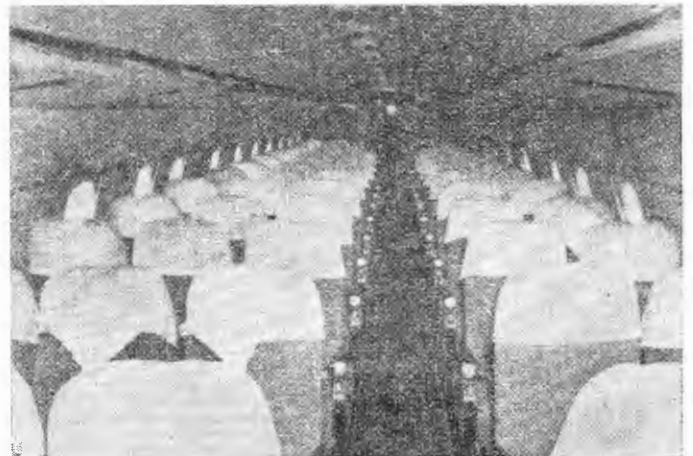
- 1) turystyczna — 100 osobowa,
- 2) pasażerska 1 klasy — 75 osobowa,
- 3) wersja dyspozycyjna dla dostojników (dosłownie for V. I. P.),
- 4) transportowiec o udźwigu 14 ton.

Samolot jest bardzo nowoczesnie skonstruowany. Kabina jest hermetyzowana i zapewnione jest normalne ciśnienie do wysokości lotu 5200 m. Ciśnienie, odpowiadające wysokości 1500 m, jest utrzymywane do wysokości lotu 8000 m. Urządzenia radiowe zlokalizowano w przedniej części kadłuba. Obloty samolotu prowadził znany pilot Włodzimierz Korkinaki, posiadacz licznych rekordów i stary towarzysz pracy Iliuszyna. Samolot jest wyposażony w cztery turbiny Kuźniecowa o mocy 4000 KM każda. Śmigła czteropłatowe, metalowe, przestawialne, o stałych obrotach.

Ciążar całkowity w locie 58 ton, przy ciężarze pustej maszyny 28 ton. Prędkość maksymalna lotu podróznego 650 km/h. Zasięg 5000 km przy locie na wysokości 3100 m. Pułap praktyczny 8000 m, osiągalny również na 3 silnikach. Na dwóch silnikach można uzyskać pułap 5000 m.

AN-10 „Ukraina” konstrukcji Antonowa. Samolot jest wyposażony w te same silniki, co IŁ-18. Kadłub mieści trzy oddzielne kabiny, w których ustawiono 84 fotele pasażerskie po sześć w jednym szeregu. Samolot, demonstrowany przez znakomitego pilota Vernikowa, startuje na długości 650 m. Bezpieczna prędkość minimalna wynosi zaledwie 170 km/h. Na pokazie samolot wykonywał swój 27 lot. Przewidywano, że samolot odbędzie po pokazie okrężny lot demonstracyjny.

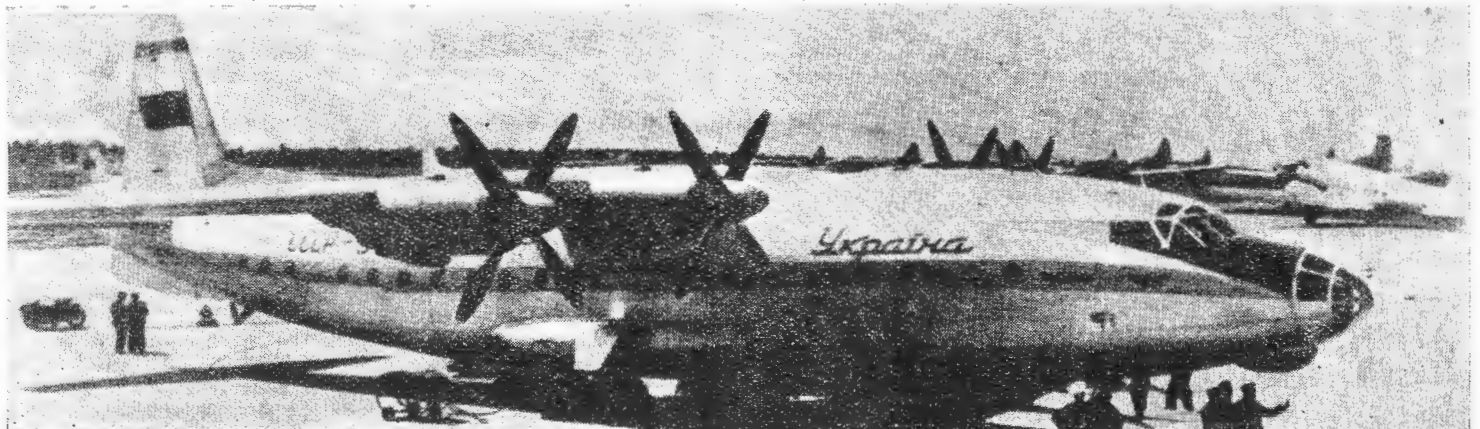
Konstrukcja Tupolewa Tu-110 — uważany jest za czterosilnikową wersję znanego Tu-104. Kadłub w stosunku do Tu-104 został przedłużony przez wstawienie segmentu w par-

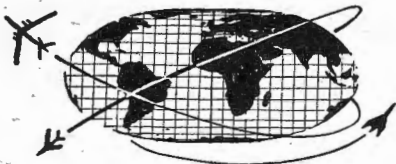


ty przed krawędzią natarcia skrzydła. Cztery silniki odrzutowe (konstrukcji Lulka) mają o wiele mniejsze wloty powietrza, niż na Tu-104. Rozpiętość i powierzchnia skrzydeł oraz usterzenia takie same, jak na Tu-104. Kabina Tu-110 mieści 78 do 100 pasażerów — zależnie od klasy.

Znany samolot Tu-104 został zmodernizowany i posiada obecnie kabinę, mieszczącą 70 pasażerów. Wersja ta nosi oznaczenie Tu-104A.

Uzupełnieniem nowego programu komunikacyjnego jest wówczas (1957) nie pokazany samolot Rosja Tu-114. Ukazanie się tego samolotu zostało zapowiedziane przez gen. N. A. Zacharowa. Samolot zabiera 180 pasażerów i przewozi ich z prędkością 900 km/h. Samolot jest wyposażony w cztery silniki turbinowe „k” o mocy 12 000 KM każdy.

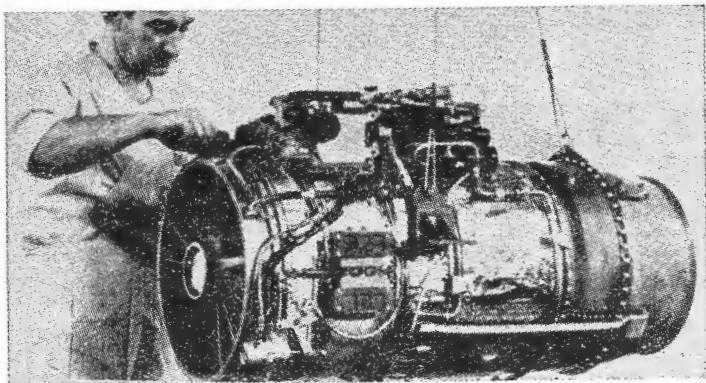




NOWOŚCI TECHNICZNE

TURBINOWY SILNIK ODRZUTOWY O STOSUNKU CIĄGU DO CIĘŻARU 10 : 1

Nowa odmiana turbinowego silnika odrzutowego General Electric J85 wykazuje wyjątkowo niski stosunek ciągu do ciężaru — wynoszący 10 : 1. Uzyskano to przez usunięcie niektórych elementów osprzętu, co spowodowało zmniejsze-



nie ciężaru silnika z 147 kG do 135 kG, oraz przez podwyższenie temperatury przed turbiną i prędkości obrotowej silnika. Nowa odmiana silnika J85 ma być stosowana na samolotach pionowego startu.

W. K.

NOWA ODMIANA RAKIETY „TITAN”

Wytwórnia Martin w Denver pracuje nad raketą międzykontynentalną „Titan” II. Długość jej będzie wynosić ok. 33 m, a ciąg silników — 200 000 kG. Paliwo i utleniacz (prawdopodobnie hydrazyna i trójtlenek azotu) nowej odmiany rakiety „Titan” nadaje się do magazynowania, co skróci czas przygotowania rakiety do wystąpienia do kilku sekund i uczyni raketę łatwiejszą w obsłudze i bardziej niezawodną w działaniu; przyczynią się do tego również prostsze silniki, które buduje firma Aerojet-General. Dodatkową zaletą rakiety „Titan” II będzie większy ładunek wybuchowy, całkowicie bezwładnościowy układ sterowania i możliwość wyrzucania salwami z podziemnych silosów.

W. K.

ODPORNE NA WYSOKIE TEMPERATURY OPONY DO SAMOŁOTU BRISTOL T. 188

Firma Goodyear Tire and Rubber wyprodukowała do doświadczalnego samolotu Bristol T.188 specjalne opony do kół, wytrzymujące temperatury, które normalnie powodują zniszczenie opon. Opony odporne na wysokie temperatury zmniejszają ciężar i koszt samolotu, ponieważ urządzenia do chłodzenia opon przy naddźwiękowych prędkościach lotu stają się zbędne.

W. K.

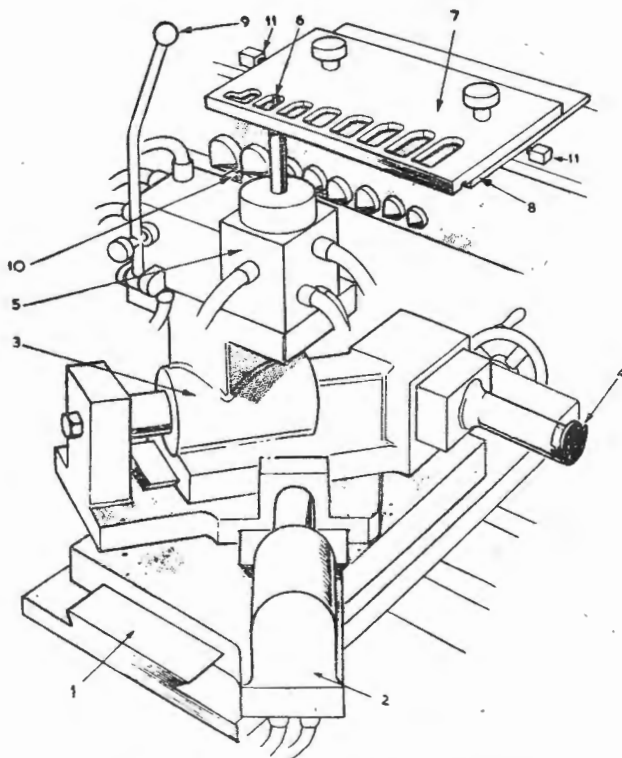
NOWY SPOSÓB OBRÓBKİ BĘBNA SPRĘŻARKI

Firma de Havilland Engine Co. opracowała ciekawy proces technologiczny, z zastosowaniem oryginalnych urządzeń sterujących i kontrolnych. Proces dotyczy całkowicie obrabianego bębna sprężarki silnika turbinowo-śmigłowego „Gnome” o mocy 1000 KM. Wymiary bębna: długość — 204 mm i średnica — 194 mm. Prędkość obrotowa wynosi 28 000 obr./min. Materiał bębna D.H.E. 301. Bęben posiada bardzo ciasne tolerancje wykonawcze, a szczególnie wóśrodkowości, które mają zagwarantować wyważenie bębna w granicach 5 Gcm (podczas gdy ostateczne wyważenie mieści się w 0,25 Gcm). Prawie cały bęben wykonany jest w operacjach tokarskich, których jest 25, podzielonych na 3 fazy: zgrubne, półwykańczające i wykańczające. W fazie wykańczającej ostateczne wykonanie profilu wewnętrznego, który jest ukształtowany w formie szeregu grzebieni, następuje na tokarce kopiowej, ze specjalną przystawką, jak to widać na rysunku. Na rysunku tym niektóre wskaźniki

znaczą: 4 — nóż krążkowy, 2 i 3 — cylindry kopiujące, 6 — wodzik i 7 — płyta wzorcowa. Z kolei zewnętrzna strona bębna nastęrcza istotne trudności z uwagi na ukształtowanie rowków dla osadzenia łopatek. Tolerancje kształtu rowków dochodzą do $\pm 0,0076$ mm, a rozstawienia do 0,05 mm.

Dla spełnienia tych i innych wymagań adoptowano tokarke Holbrook, uzupełniając ją dodatkowym pokrętelem do przesuwu wzdłużnego suportu, z redukcją wielkości posuwu w stosunku 30 : 1, oraz zaopatrując ją w układ optyczny. Dzięki wprowadzeniu tych urządzeń, można było bez trudu spełnić wymagania rysunkowe. Nowością są również specjalne zestawy narzędziowe (narzędzi kształtowych), urządzenia do roboczego ich ustawiania oraz zastosowanie do kontroli identycznego układu optycznego, jak stosowany na tokarce.

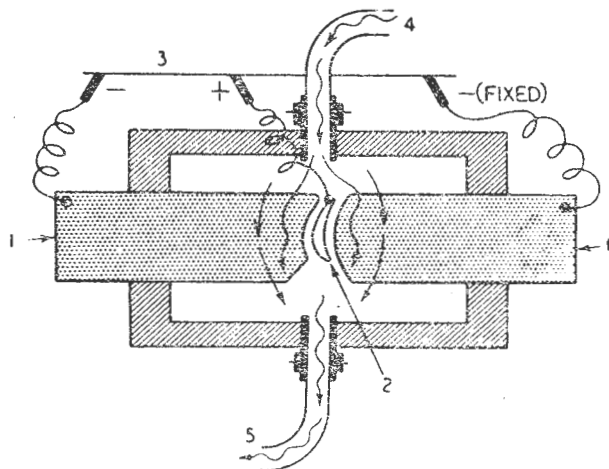
A. G.



OBRÓBKA ELEKTROCHEMICZNA

W amerykańskim instytucie The Battelle Memorial Institute, Columbus, Ohio, USA opracowano nową metodę obróbki elektrochemicznej, która opiera się na podobnej zasadzie, jak nakładanie powłok galwanicznych lub elektropolerowanie. Istotną różnicą polega na tym, że natężenia prądu sięgają tu do 235 A/cm², przy napięciu 3—12 V. Jednocześnie zwiększono szybkość przepływu elektrolitu, zwiększając w ten sposób wydajność 200—500 razy w stosunku do elektropolerowania. Ilość usuwanego materiału może dochodzić do 1,6 cm³/min i więcej. Proces ten nosi nazwę „Sifco”, a zasadę jego pracy w zastosowaniu do obróbki łopatek obrazuje rysunek (1 — narzędzie, jako katoda, 2 — przedmiot obrabiany, jako anoda, 3 — prąd stały z prostownika, 4 — elektrolit z pompy, 5 — elektrolit do zbiornika). Zastosowanie procesu jest bardzo szerokie: wykonywanie powierzchni profilowych, wewnętrznych i zewnętrznych, a szczególnie matryc np. łopatek (w ciągu 50 min, zamiast w 7 lub więcej godzin, i to zarówno w stanie wyżarzonym, jak i zahartowanym); łopatek turbinowych i sprężarkowych; wieloklinów spiralnych wewnętrznych itp. Podstawowe korzyści to: możliwość obróbki nawet bardzo cienkich przekrojów, bez deformacji, z uwagi na brak rzeczywistego styku narzędzia z przedmiotem; nieobecność zadziórów i ostrych krawędzi — z tych samych powodów; proces jest bezgłośny — brak iskrzenia

i powstawania łuku; konstrukcja narzędzi jest prosta, jak również sama obsługa procesu. W zastosowaniu do obróbki łopatek pozwala na zrezygnowanie z kucia dokładnego i drogich matryc, na rzecz kucia zgrubnego i obróbki elektrochemicznej. Poza wymienionymi już korzyściami, proces zapewnia wysoką gładkość powierzchni, eliminuje naprężenie np. zmieniające kąt skreću, wreszcie umożliwia wyko-



nanie łopatek o bardzo cienkich krawędziach natarcia i spływu, do grubości 0,12 mm. W miarę udoskonalania proces ten staje się poważnym konkurentem dla dotychczasowych metod wytwarzania łopatek, jak odlewanie precyzyjne, dokładne walcowanie, kucie precyzyjne, obróbka mechaniczna itp. A. G.

TŁOCZENIE WYBUCHOWE

Firma amerykańska Ryan Aeronautical Company, San Diego, Kalifornia, opracowała nową metodę kształtowania elementów z blach, tak zwaną metodę tłoczenia „wybuchowego”. Polega ona na formowaniu przedmiotów z blach za pomocą wody, w której ciśnienie wywołane jest wybuchem ładunku dynamitu lub innego środka. Operacje te przeprowadza się w basenie wodnym na otwartym powietrzu.

Metoda ta służy do tłoczenia blach takich materiałów, jak stopy tytanu, stale nierdzewne, stopy żaroodporne i inne, jak również stopy lekkie. Podstawowe zalety to: wysoka dokładność tłoczonych przedmiotów, niskie koszty eksploatacyjne (tylko matryca bez stempla), a przede wszystkim rozszerzenie możliwości technicznych na przedmioty, których wykonanie w całości metodami konwencjonalnymi było niemożliwe. Wreszcie przedmiot kształtowany jest w jednej operacji bez pośrednich obróbek cieplnych. W niektórych przypadkach koszt wytwarzania przedmiotów zredukowano do 12%.

A. G.

BĘBNOWANIE WIBRACYJNE

Dobłą i szeroko rozpowszechnioną metodą wykańczania powierzchni, usuwania nierówności, tępienia ostrych krawędzi oraz wprowadzania korzystnego układu naprężeń powierzchniowych jest bębnowanie. Dotychczas proces ten przeprowadzany był w bębnach obrotowych o różnym ukształtowaniu. Obecnie firma American Roto-Finish Company opracowała nową metodę bębnowania, która polega na zastąpieniu obrotów bębna zamkniętego przez wielokierunkowe drgania w bębnie otwartym. Zaletą tego układu jest: 4÷6-krotne skrócenie cyklu pracy, możliwość większego załadowania bębnowanych przedmiotami obrabianymi oraz najważniejsze — jednokrowa skuteczność procesu dla powierzchni zewnętrznych i wewnętrznych.

Wreszcie istotnym zyskiem jest jeszcze zmniejszenie możliwości uszkodzenia przedmiotu w procesie bębnowania.

A. G.

CO NOWEGO W PRZEMYSŁE ZAGRANICZNYM?

Ostatnio generalni dyrektorzy francuskiego kombinatu przemysłu lotniczego Sud Aviation i amerykańskiej firmy Douglas zawarli umowę o współpracy obu przedsiębiorstw. Douglas Aircraft Co. otrzymało prawo budowy znanego odrzutowego, średniodystansowego samolotu komunikacyjnego SE.210 Caravelle w Stanach Zjednoczonych AP oraz sprzedaży we wszystkich częściach świata z wyjątkiem Europy. Równocześnie Douglas wyraził się realizacji budowy następnego z rodziny samolotów komunikacyjnych DC.9, natomiast wspólnie z Sud Aviation przystąpi do opracowania rozwojowej wersji 200-osobowego Super DC.8 oraz odmiany Caravelle na krótkie zasięgi.

Na marginesie przytoczonej wzmianki warto zauważyć, że w państwach kapitalistycznych o dużym lotniczym potencjale przemysłowym zarysowuje się dwójaka tendencja.

Z uwagi na ogromne koszty nakładowe dla współczesnych samolotów komunikacyjnych, zaś kilkakrotnie wyższe dla projektowanych wielkich naddźwiękowych transportowców drugiej połowy bieżącego dziesięciolecia *) — poszczególne koncerny przemysłowe nawiązują współpracę. Jeden przykład przytoczono powyżej. Następny — to układ między Anglią (zakładami Armstrong-Vickers) a Stanami Zjednoczonymi, obejmujący projekt samolotu „Swallow” (z ruchomym skrzydłem o zmiennej rozpiętości). Dalej wymienić można współpracę angielskich firm Short i Hawker z niemieckimi Messerschmitt i Heinkel, w zakresie budowy samolotów myśliwskich o krótkim lub pionowym starcie.

Nową, bardzo symptomatyczną tendencją stanowi fuzjowanie poszczególnych przemysłowych przedsiębiorstw lotniczych w krajach kapitalistycznych. Tendencja ta ma na celu zmniejszenie olbrzymich kosztów nakładowych rozwoju i przygotowania produkcji **, następnie zaś względy organizacyjne, przyspieszające terminy wykonywania prototypów i egzemplarzy seryjnych.

Można tu przytoczyć przykłady z Wielkiej Brytanii: scalono przemysł śmigłowcowy (zakłady Westland i oddział Fairey), połączono zakłady Bristol, Vickers-Armstrong i English Electric, sfuzjowano De Havilland, Hunting Aircraft i Fairey w koncern Airco. W przemyśle amerykańskim potężny koncern Boeing Airplane wchłonią zakłady Vertol, rozpoczęło działalność towarzystwo General Dynamics Corporation (zakłady Convair, Lockheed i in.), znana w Polsce firma Pratt & Whitney weszła do koncernu United Aircraft; koncern North American Aviation (scentralizowana produkcja samolotów bojowych, pocisków kierowanych, silników odrzutowych do rakiet i pilotów automatycznych) został już wcześniej zorganizowany. Kombinaty przemysłu lotniczego działają również we Francji.

W. Z.

O MIARACH METRYCZNYCH W WIELKIEJ BRYTANII

W Anglii obserwuje się wypowiedzi o konieczności powszechnego wprowadzenia miar metrycznych. Jednostki metryczne są już używane w elektrotechnice i elektronice, w pracach związanych z astronautyką i w farmakologii. Czasopismo „Aeronautics” domaga się pełnej adaptacji systemu metrycznego w lotnictwie. W czasopiśmie tym już obecnie miary anglosaskie podaje się jedynie w nawiasach.

W. Z.

*) Cena samolotu Caravelle VI (z silnikami Rolls Royce Avon) wynosi 2,65 milionów dolarów, zaś całkowity nakład na koszty ewolucji i przygotowania produkcji DC.8, firma Douglas szacuje na 286 milionów dolarów. Natomiast powyższe koszty dla samolotów Ma=3, przewidywanych w okresie 1965—1970, wyniosą ok. 1 miliarda dolarów.

***) Przykładowo: cena samolotu bombowego B58 — do 20 mln dolarów, B70 (Valyrie) 50—60 mln. Obecnie koszt 1 kg samolotu bombowego wynosi ok. 1400 dol.; cena pocisku Atlas — 35 mln, nakłady na pocisk balistyczny Minuteman — 4 miliardy dol. (tylko w 1960 r. rząd amerykański wyasygnował 500 miliardów dolarów).

Za granicą czasopisma techniczne oraz wszystkie inne czasopisma polskie zamawiać można w Przedsiębiorstwie Eksportu i Importu „RUCH”, Warszawa, ul. Wilcza 46, skrót telegraficzny „Exprimruch” — Warszawa, konto bankowe: Narodowy Bank Polski, Warszawa, ul. Warecka 10, nr 2-6-71.



na półkach księgarskich

Konstruowanie elementów radiopieredatek ustawianych na podwójnych obiektach, M. N. Andriejewskij, Oborongiz, 1959 r., stron 264.

W książce opisane są zasady konstruowania współczesnych aparatów radiowych nadawczych i odbiorczych oraz konstruowania ich elementów. Uwzględniając potrzeby praktyków, autor zebrał w książce szereg zagadnień związanych z projektowaniem, wymaganiami stawianymi aparatom radiowym umieszczanym na obiektach ruchomych. Omówił też, po przedstawieniu ogólnych wskazań projektowania, zagadnienia ciężaru, wymiarów, kształtu aparatów, odprowadzenie ciepła, hermetyzacji, zabezpieczenia przed wilgocią, amortyzacji, sterowania i napraw. W dalszej treści przedstawiono zagadnienia technologii drukowanych schematów i konstruowania funkcjonalnych podzespołów (bloków) oraz szczegółowy opis zasad budowy różnych elektrycznych i mechanicznych elementów, detali i podzespołów, elementów mocowania przyrządów i wskaźników, przewodów, oporników, kondensatorów, transformatorów, elementów łączenia, ręczek i uchwyty sterowania, wyłączników, przycisków, elementów blokujących i bezpieczników. Treść uzupełniona jest dwustupięćdziesięcioma rysunkami oraz wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych, może być też wykorzystana przez inżynierów i techników.

L. S.

Tęchnologia mechaniczkiej obróbki zwiacianych dietelej, A. A. Zorochowicz i M. A. Kołosow, Oborongiz, 1959, stron 299.

W książce znajdują się wiadomości niezbędne do analizy i oceny procesów technologicznych, charakterystyki stosowanego oprzyrządowania, wskazówki doboru oprzyrządowania, narzędzi i sposobu obróbki. W kolejnych rozdziałach podana jest też technologiczna terminologia, ogólne zasady opracowania technologicznych procesów, tolerancje i odchyłki kolejnych operacji obróbki, dokładność obróbki mechanicznej, zagadnienia przygotowania i zakresu dokumentacji technologicznej, zagadnienia doboru oprzyrządowania, narzędzi obróbki i uchwyty obróbczych. Dany jest też opis obróbki części obrotowych na tokarkach, obróbki płaszczyzn, powierzchni kształtowych, sposobów nacinania zębów kół zębatych, rowków wieloklinowych i gwintów. Treść uzupełniona jest ponad dwustupięćdziesięciu rysunkami, wykresami, schematami i fotografiami oraz dwudziestuczerema tabelami. Podano również wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla robotników i mistrzów wydziałów mechanicznych zakładów lotniczych.

L. S.

Tęcria polota i pilotowania samolota, A. A. Zabrow, Izdatielstwo DOSAAF, 1959 r., stron 412.

Podręcznik ten opracowano zgodnie z wymaganiami programów aeroklubów w zakresie teorii lotu i pilotowania samolotów śmigłowych. Mimo to w książce podano też w zarysie teorie lotu i zasady pilotowania myśliwców odrzutowych. Autor uwzględnił uwagi krytyczne instruktorów pilotażu w aeroklubach oraz uwagi prasy odnoszące się do poprzedniego wydania książki. W książce podana jest w niezbędnym w tym celu zakresie aerodynamika samolotu, począwszy od podstawowych własności powietrza, sił aerodynamicznych, omawiając kolejno aerodynamikę skrzydła, charakterystykę samolotu i jego grupy silnikowej, lot poziomy, wznoszenie, lot ślizgowy, zagadnienia stateczności i sterowności samolotu, start i lądowanie, zakręt i korkociąg oraz loty figurowe. Te same zagadnienia w skróconym zarysie podane są również dla samolotów odrzutowych. Autor starał się opracować podręcznik przystępny do samodzielnego posługiwania się nim przez słuchaczy kursów i młodych pilotów. W tym celu treść podana jest w formie jasnej i wzięłej i uzupełniona dużą liczbą rysunków, schematów i wykresów.

L. S.

Tęczenie gaza s balszej swierchzhlukowej skorostiu, G. G. Cziereny, Fizmatgiz, 1959 r., stron 229.

Autor omawia w pracy tej zagadnienia ruchu ciał z prędkościami naddźwiękowymi. We wstępie daje krótką wzmiankę historyczną i specyficzne własności aerodynamiki dużych prędkości naddźwiękowych, podstawowe zagadnienia aerodynamiczne związane z ruchem aparatów latających przy dużych prędkościach naddźwiękowych, związanych z takim ruchem własności powietrza przy wysokich temperaturach oraz metod badań doświadczalnych przepływu gazu z prędkościami bardzo dużymi. W treści właściwej dano ogólne wiadomości o wpływie ciał gazem idealnym z dużymi prędkościami naddźwiękowymi, wpływ ciał cienkich od przodu zastrzonych z prędkością naddźwiękową, prawo oporów Newtona oparte na metodzie stycznych stozków lub klinów, wzór Busemana i metodę warstwy przyciennej, ogólne uwagi o metodach obliczania naddźwiękowych opływów profili, uogólnienie zasad opływu na przypadki opływu ciał obrotowych oraz wpływ małego przycięcia przedniego końca ciała na charakter jego opływu strumieniem powietrza o dużej prędkości naddźwiękowej. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów naukowych oraz pracowników biur konstrukcyjnych zajmujących się podobnymi zagadnieniami.

L. S.

Aerodinamiczkiej rascziot protocznoj czasti osiowych kompresorow, A. P. Gofin, Maszgiz, 1959 r., stron 304.

W książce podana jest metoda obliczania sprężarek osiowych dla podstawowego i zmiennych stanów pracy, podstawowe zależności dla elementarnego stopnia, jak napór osiowy, sprawność, liczba Macha, współczynnik przepływu i oporu, wpływ stopnia reakcyjności na charakterystykę i zakres stateczności pracy. Podano też podstawowe zależności dla stopnia sprężarki osiowej, podstawy obliczania stopnia sprężarki metodą charakterystyk piaskich paład, warunki przenieszenia wyników badań modelu stopnia na wielkości rzeczywiste, wpływ pewnych parametrów konstrukcyjnych na charakterystykę stopnia, wpływ gazodynamicznej budowy strumienia na charakterystykę stopnia, metody projektowania przepływowej części wielostopniowych sprężarek osiowych, wpływ rozkładu współczynnika przepływu na poszczególne stopnie dla podstawowego stanu pracy na charakterystykę osiowej sprężarki, obliczanie wielostopniowej sprężarki dla podstawowego stanu pracy na podstawie doświadczalnych charakterystyk izolowa-

nego stopnia oraz obliczanie tą samą metodą charakterystyk osiowej sprężarki wielostopniowej. Załączony dodatek daje przykłady obliczeń. Książka przeznaczona jest dla pracowników biur konstrukcyjnych.

L. S.

Elektriczestkije sistemy zażigania, obogriewa i oswiezczenia samolotow, W. S. Kulebakin, P. D. Dawidow, B. F. Fiedorow, Oborongiz, 1950 r., stron 372.

Autorzy dali opis zasad działania i budowy układów elektrycznych służących do zapłonu gorących mieszanek w silnikach tłokowych, odrzutowych i raketowych, ogrzewania załogi i poszczególnych agregatów wyposażenia samolotu oraz oświetlenia i sygnalizacji świetlnej na samolotach. W rozdziale o zapłonach opisano zasady zapłonu gorących mieszanek, budowę świec zapłonowych oraz układy zapłonowe tłokowych i odrzutowych silników lotniczych. W następnym podano opis podstawowych elementów elektrycznych układów ogrzewania, procesy cieplne w urządzeniach ogrzewczych, elektryczne ogrzewanie kabin i pomieszczeń samolotu i elektryczne układy ogrzewcze przeciwbloedzeniowe. Trzecia część książki daje opis oświetleniowych przyrządów samolotu, wewnętrznego oświetlenia samolotu, sygnalizacji świetlnej, oświetlenia na samolotach do lądowania i kołowania oraz metod badania wyposażenia oświetleniowego. Książka przeznaczona jest dla pracowników biur konstrukcyjnych.

L. S.

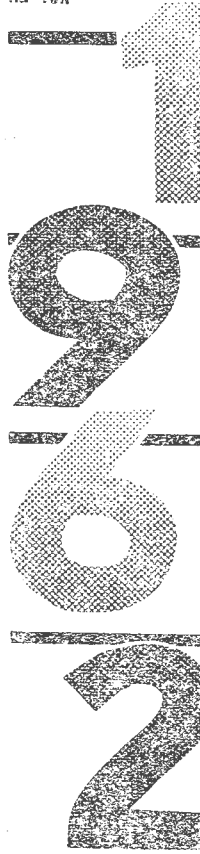
Gidrawliczewskie mechanizmy, Z. Fiezdandje, Oborongiz, 1960 r., stron 192.

Jest to tłumaczenie książki J. Faisandiera wykonane z języka francuskiego przez E. G. Podwidza i R. A. Matrosową. Książka zawiera krótki kurs lotniczych przekładni hydraulicznych, wykładany przez autora w Wyższej Szkole Lotniczej we Francji. Podano opis konstrukcji pomp hydraulicznych zębatych oraz pomp z kinematyką przestrzenną i płaską, konstrukcji silników hydraulicznych o ruchu obrotowym i zwrotno-postępowym. Podano również schematy odległościowego sterowania nimi, metody rozwiązywania szeregu zadań stateczności regulacji wzmacniaczy hydraulicznych. Opisano też szereg urządzeń rozdzielających i armaturę, jak zawory, rozdzielacze, urządzenia dozujące, zawory elektromagnetyczne, filtry i urządzenia pomocnicze. Książka zawiera również opisy lotniczych instalacji hydraulicznych i pewnych specjalnych urządzeń, jak amortyzatorów, hamulców, oraz daje przegląd istniejących przekładni hydraulicznych, pneumatycznych i elektrycznych, jak i przypadki stosowania poszczególnych typów przekładni. W uzupełnieniu podano wskazówki doboru materiałów, opisy stanowisk doświadczalnych i metodyki badania zasadniczych agregatów hydraulicznych. Treść uzupełniona jest rysunkami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników danej specjalności.

L. S.

TECHNIKA

na rok



- podreczne vodacecum dla praktykow
- wybor informacji i danych technicznych najbardziej uzytecznych w codziennej pracy zawodowej
- pomoc w pracy dla inzynierow, technikow oraz wszystkich pracujacych w roznych dziedzinach techniki

dziesiąty, edycja, wydawana przez Naczelną Organizację Techniczną kierunkowego kalendarza technicznego

w 22 mutacjach branżowych:

- BUDOWNICTWO • ARCHITEKTURA • CHEMIA • ENERGOELEKTRYKA • GEOLOGIA • GÓRNICICTWO • HUTNICICTWO • KOMUNIKACJA • LEPIENICTWO • PRZEMISŁOWO • MATERIAŁY BUDOWLANE • MECHANIKA • METALURGIA • BUDOWNICTWO WODNE • GOSPODARSTWO • OGRÓDNICICTWO • TERENY ZIELONE • OKRETOUWNICTWO • POLIGRAFIA • PAPIERNICTWO • PRZEMYSŁ CUKROWNICZY • PRZEMYSŁ NAFTOWY • PRZEMYSŁ SPOŻYWCZY • ROLNICTWO • TECHNIKA SANITARNA • GAZOWNICTWO • TELEELEKTRYKA • WŁÓKIENICTWO

Cena za egzemplarz: w przedpłacie - 20 zł po ukazaniu się - 25 zł

Przedpłate w cenie 20 zł od członków stowarzyszeń naukowo-technicznych indywidualną i zbiorową (przez kółka zakładowe) przyjmując wyłącznie bura kernewe NOT do 4 listopada br.

Sprzednia w cenie 25 zł odbywać się będzie od 5 listopada br.

- ai w księgarniach „Domu Książki” prowadzących działy techniczne,
- bi w księgach „Ruch” na dworcach kolejowych większych miast,
- ci w biurach terenowych NOT,
- di w dziale zbytu Wydawnictw Czasopism Technicznych (W-wa, ul. Czackiego 35)

HYDROAEROMECHANIKA

158* 533.6.07 ILOT
 Jungowski W.: Analiza wpływu tarcia gazu i masy tłoka na temperaturę spiętrzenia w hiperdźwiękowym tunelu aerodynamicznym z ruchomym tłokiem. Arch. Bud. Maszyn, 1961, t. 8, z. 1, s. 3—20, rys. 12, ods. 16.
 Podano metodę i wyniki obliczenia zmiennych parametrów gazu, tzn. prędkości, ciśnienia i temperatury, przy uwzględnieniu masy tłoka i tarcia gazu. Obliczenia wykonane odnoszą się do początkowej fazy działania tunełu.
 W oparciu o analizę wyników podano uproszczoną metodę obliczenia temperatury spiętrzenia w tunelu w okresie jego ustalonego działania. W końcowej części pracy omówiono na podstawie wyników obliczeń i doświadczeń zależność temperatury spiętrzenia od masy tłoka i stosunku ciśnień po obu stronach przepony przed jej przerwaniem.

159* 533.6.07 ILOT
 Meyer K.: Neuzettlicher Windkanalbau. Budowa nowoczesnych tunelów aerodynamicznych. Luftfahrttechnik 1960, t. 6 nr 4, s. 105—112, rys. 15.
 Po przeglądzie tunelów aerodynamicznych, zbudowanych w Niemczech do drugiej wojny światowej, podano typowe cechy techniczne nowoczesnych tuneli aerodynamicznych przydźwiękowych i naddźwiękowych, wykonanych przez niemieckiego przedsiębiorcę budowy tuneli. W szczególności omówiono zagadnienia napędu i przestrzeni pomiarowej (dyszy pomiarowej). Również wspomniano o tunelu i działaniu nieciągłym.

160* 533.69.045,2 ILOT
 Pritulo M. F.: Obtekanje kryjiew letiaszczich so skolzenjem. Skośny opływ skrzydeł. Prikl. Matem. Mieczh, 1960, t. 24, nr 5, s. 873—878, rys. 2 ods. 2.
 Przedstawiono metodę wyznaczenia dodatkowego obciążenia, wywołanego skośnym ustawieniem skrzydła. Metoda oparta jest na badaniu nieliniowego równania dla potencjału prędkości. Rozpatrzono przypadek, gdy przy M1 metoda małego parametru prowadzi przy drugim przybliżeniu do rozwiązania z nieskończeniem wielkimi pierwszymi pochodnymi. Rozwiązano szereg zadań o opływie skrzydeł w locie skośnym.

161* 633.695.3 ILOT
 Garland D. B.: Studies of ground effect on an inwardly inclined annular jet. Par 1. Studium wpływu Ziemi na nachylony do wnętrza strumień pierścieniowy. UTIA Technical note nr 37 (Inw. 24 242) sierpień 1960, ss. 55, rys. 23, ods. 14.
 Dokonano systematycznych, lecz nie wyczerpujących badań dyszy pierścieniowej nachylonej do wnętrza o kąt 60°. w szerokim zakresie wydłużeń dyszy ($67 \leq AR \leq 524$) i stosunków ciśnień (do 3,0), w obecności i bez obecności imitacji Ziemi. Mierzono całkowity ciąg i przeliczono go na stosunek powiększenia, posługując się ciągiem idealnym równoważnej dyszy kołowej w wolnym powietrzu jako wartością odniesienia. Stwierdzono jedynie skromną zgodność pomiędzy wynikami doświadczeń i znaną teorią. Zaobserwowano zjawisko bardzo nagłego zogniskowania strumienia przy wysokich wydłużeniach dyszy ($AR > 250$) jak również bardzo wyraźny efekt histerezy w obszarze pomiędzy zogniskowaniem i niezogniskowaniem.

162* 533.695.5 ILOT
 Richter W.: Berechnung der Druckverteilung von ebenen Schaufelgittern mit stark gewölbten dicken Profilen bei inkompressibler Strömung. Obliczenie rozkładu ciśnienia na konturze łopatk palisady płaskiej, złożonej z grubych, mocno zgiętych profili opływanych przez czynnik nieściśliwy. Ing. Arch. 1960, t. 29, nr 5, s. 351—372, rys. 14, tabl. 8.
 Dzięki zastosowaniu rozkładu osobliwości (źródeł, ujść i wirowości) na szkieletowej profilu zamiast, jak to miało miejsce w metodzie H. Schlichtinga „V. D. I.-Forsch.-Heft 447” r. 1955, na jego cięciwie, uzyskano możliwość obliczenia rozkładu prędkości (a tym samym i ciśnienia) wzdłuż zarysu profilu łopatki, umieszczonej w płaskiej palisadzie złożonej z grubych, mocno wygiętych profili. W celu ilustracji metody podano obliczenie prędkości oraz współczynników siły nośnej i oporu dla jednego punktu profilu.

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

163* 533.6.013.422 ILOT
 Smith, A.D.N.: The effects of various parameters on wing-torsion aileron-rotation flutter. Wpływ różnych parametrów na flutter

skróconego skrzydła i wychylonej lotki. A. R. C. Rep. a. Mem. nr 3168, 1960 (maj 1958), s. 14, rys. 5.
 Zagadnienie flatteru o dwu stopniach swobody, to jest skrócenia skrzydła i wychylenia lotki. Na tego rodzaju flatter następujące parametry mają zasadniczy wpływ: sztywność przekroju profilu lotki, masa równoważąca lotkę, wysokość lotu i tłumienie konstrukcji. Na podstawie przeprowadzonych rozważań autor stwierdza, że dla uniknięcia tego rodzaju flatteru należy konstruować lotkę tak sztywną, by jej częstość własna była wyższa od podstawowej częstości drgań skretnych skrzydła. W przypadku, gdy zastosujemy podwójny układ sterowania lotki, to wtedy nie musimy dawać mas wyrównowazających lotkę. Tłumienie konstrukcji ma znaczny wpływ na skrzydła, natomiast w przypadku lotek wpływ tłumienia konstrukcji jest znacznie mniejszy.

Z. Łapiński

164* 533.6.013.422:539.433:629.13.012 ILOT
 Johns D. J.: Effect of structural damping on panel flutter. Wpływ tłumienia konstrukcji na flatter płyty. Aircraft Engng., 1960, październik, t. 32, nr 380, s. 304—308, rys. 7, tabl. 1, poz. bibl. 69.
 Na przykładzie płyty prostokątnej o stałej grubości h rozpatrzono zagadnienie wpływu tłumienia konstrukcji na drgania samowzbudne płyty. Użyta płyta w doświadczeniach miała długość nieskończenie wielką w kierunku prostopadłym do przepływu strumienia powietrza. Płyta była obciążona w płaszczyźnie środkowej naprężeniami rozłożonymi równomiernie wzdłuż krawędzi i wykonywała drgania harmoniczne w kierunku prostopadłym do swej powierzchni. Na podstawie rozważań teoretycznych, potwierdzonych następnie doświadczeniem — stwierdzono, że jest współzależność między tłumieniem aerodynamicznym i konstrukcyjnym; w zakresie ważności przyjętego rozkładu sił aerodynamicznych i sposobu ugięć udowodniono, że tłumienie konstrukcyjne ma charakter niestacyczny. Badania i doświadczenia zostały przeprowadzone dla płyt wyboconych oraz dla płyt niewyboconych.

Z. Łapiński

165* 629.13.012:531.224.4:539.4.019.2 ILOT
 Yusuff S.: Design for minimum weight. Dobór minimalnego ciężaru elementu konstrukcyjnego dla danego rodzaju obciążenia. Aircr. Engng. 1960, październik, t. 32, nr 380, s. 288—294, rys. 11, tabl. 3, ods. 16.
 W pracy tej przedstawiono zależności pozwalające dla danych obciążeń ściskających określić minimalny ciężar usztywnionej płyty. Rozpatrzono dwa rodzaje płyt: a — płyty o integralnym usztywnieniu symetrycznym ze względu na zginanie, b — płyty usztywnione podłużniczkami o profilu Z.
 W rozważaniach wzięto pod uwagę następujące postacie wyboczeń: 1 — wyboczenie miejscowe usztywnień, 2 — wyboczenie skretno usztywnienia, 3 — wyboczenie giętkie usztywnienia, 4 — wyboczenie skretno-giętkie usztywnienia. Obliczenia teoretyczne porównano z danymi doświadczalnymi. Wyniki uzyskane na drodze obliczeniowej dają dobrą zgodność z wynikami doświadczalnymi.

Z. Łapiński

166* 539.433:621—253 ILOT
 Chronin D. W.: Rasczet kolebanij i kriticzeskich czisiel oborotow diskow turbomaszin s ucetom wlianzja łopatok. Obliczanie drgań i krytycznych obrotów dysków maszyn wirnikowych z uwzględnieniem wpływu łopatek. Izv. Wyssh. Ucz. Zawied. Awiacionnaja Technika, 1960, nr 1, s. 140—148, rys. 6, ods. 11.
 Drgania własne obracających się dysków, charakteryzujące się prędkością fazową oraz metoda obliczania prędkości fazowych drgań własnych i obrotów krytycznych z uwzględnieniem wpływu łopatek. Proponowana metoda oparta jest na analitycznych rozwiązaniach równania drgań dysku, co umożliwia obliczanie złożonych form drgań. Uwzględnienie wpływu drgań łopatek przeprowadzono metodą dynamicznych sztywności, która pozwala na rozwiązanie teoretycznych rozwiązań z danymi doświadczalnymi. Autor zajmuje się trzema zagadnieniami: rozwiązaniem równania różniczkowego drgań dysku, wyborem warunków granicznych i budową funkcji przedstawiających te warunki oraz obliczeniem fazowych i krytycznych obrotów.

J. Kolarzyk

167* 621—253.5:621.438 ILOT
 Sztynlin, A. F.: Teorieticzeskoje issledowanie processa nagriewia raboczich łopatok i diskow parcialnych turbin. Teoretyczne badania procesu nagrzewania się łopatek wirnikowych i dysków parcjalnych turbin. Izv. Wyssh. Ucz. Zawied., Awiacionnaja Technika, 1960 nr 1, s. 127—139, rys. 6, ods. 5.
 Zagadnienie rozkładu temperatur w łopatkach i dyskach turbin parcjalnych z uwzględnieniem wpływu pokryć na nagrzewanie się wirnika turbiny. Rozwiązując równania różniczkowe przewodnictwa cieplnego dla łopatki, dysku oraz podstawy łopatki, autor otrzymał teoretyczne zależności umożliwiające zarówno jakościową jak i ilościową ocenę nagrzewania się elementów wirnika turbiny. Czas nagrzewania się wirnika zależy od wielu czynników, z których głównymi są: parcjalność turbiny, intensywność wymiany ciepłej między łopatką i dyskiem a otoczeniem, przewodnictwo cieplne, masa wirnika. W pracy rozważa się jakościowy i ilościowy wpływ tych czynników na proces nagrzewania się wirnika.

J. Kolarzyk

AERODYNY

168* 629.135.2:533.652.1 ILot
Grumman A2F-1 Intruder-Ein Schulbeispiel moderner Aerodynamik. Przykład nowoczesnej aerodynamiki samolotu Grumman A2F-1 Intruder. Flugwelt, styczeń 1961, r. 13, nr 1, s. 46-49, rys. 8. Samolot Grumman A2F-1 przeznaczony jest do lotów z dużą prędkością poddźwiękową. Dla zmniejszenia oporów skrzydła posiada ono skos 25° a przy nasadzie 55° dla zmniejszenia wpływu ściśliwości, występującego w pobliżu kadłuba. Kadłub ukształtowany jest według zasad aerodynamiki poddźwiękowej. Posiada kształt wydłużonej kropki, nos dość tępy, ogon przechodzi w usterzenie. Chwyty powietrza leżą blisko kadłuba. W samolocie Grumman Intruder zastosowano nacylenie wylotów silników dla uzyskania stromego startu.

169* 629.135.9 ILot
Boehler, G. D., Ground — effect machines. Urządzenie wykorzystujące oddziaływanie Ziemi. (Poduszkowe). Aircr. Engng., maj 1960, t. 32, nr 375, s. 132-136, rys. 8. ods. 31. Przeprowadzona analiza podstawowych zasad działania stałków z tzw. „poduszką powietrzną”. Większość z nich działa w bezpośredniej bliskości ziemi bez dotykania jej — oddzielone poduszką powietrza lub jego cienką warstwą — z tej racji napęd i sterowanie jest aerodynamiczne. Nie podpadają pod zasadę jedynie urządzenia nawodne. Autor dzieli stałki tego rodzaju na 6 odmian: I grupa: skrzydła z poduszką powietrzną (1); II grupa: obwodowa kurtyna powietrzna; a — bez recyrkulacji (2) — z dyszą pierścieniową, z osobnym napędem poziomym lub z wewnętrznym napędem poziomym; b — z cyrkulacją; z labiryntową kurtyną (3) lub z dyfuzorami (4). III. Obwodowy wpływ: komora wyrównawcza: (5) Lewapad, (6) z warstwą powietrza. Według autora dysza pierścieniowa przedstawia najlepszy kompromis pomiędzy wszechstronnością, prostotą i osiąganiami.

ŚMIGŁA

170* 629.13.038.1:533.662.3 ILot
Hamilton - Standard baut eine Luftschraube mit veränderlicher Wölbung. Hamilton - Standard buduje śmigła o zmiennej strzałce profilu. Der Flieger, październik, 1960, nr 10, s. 343, rys. 2. Przeprowadzono próby ze zmienianiem profilu łopatki śmigła w czasie pracy. Najlepszy okazał się układ, w którym 2 łopatki umieszczono na dwóch piastach — jedna za drugą mogą zmieniać swe kąty ustawienia tworząc jeden profil — jakby skrzydła z wysuniętą klapą. W ten sposób można redukować powstałą na profilu siłę nośną. Według konstruktorów można uzyskać w ten sposób znaczne polepszenie osiągnięć. Z. Brodzki

SILNIKI LOTNICZE

171* 533.46:621.455 ILot
Iijaszenko, S. M.: Isparienje i gorienie odnokomponentnowo topliwa w kamierie Z. R. D. Odparowanie i spalanie jednoskładnikowego paliwa w komorze silnika rakietowego. Izv. Wyssh. Ucz. Zawied. Awiac. Tiekhnika, 1960, nr 4, s. 72-82, rys. 4, ods. 8. Autor artykułu, opierając się na założeniach, że:
1 — procesy odparowania są czynnikiem określającym kinetykę spalania i parametry komory,
2 — temperatura produktów spalania jest stała wzdłuż długości komory,
3 — odparowanie kropel paliwa następuje przy jednostajnie zmniejszającej się prędkości względnej, przedstawia teorię odparowania i spalania paliwa ciekłego jednoskładnikowego w komorze silnika rakietowego.
Przedstawiona teoria pozwala wyciągnąć wnioski o wpływie parametrów rozpylenia i fizycznych własności paliwa oraz produktów spalania na parametry komory i jej charakterystyki. R. Łapucha

172* 621.45.004 ILot
Factors that affect operational reliability of turbojet engines. Czynniki, które wpływają na niezawodność w użytkowaniu silników turboodrzutowych. NASA TR- R-54, 1960, s. 211, rys. 165, tabl. 29, ods. 124. Zagadnienie zwiększenia niezawodności w użytkowaniu silników turboodrzutowych. Przedstawiono statystykę uszkodzeń w tych silnikach. Opisano teorię i dowody z prób, dlaczego następują uszkodzenia silnika. Przedyskutowano dostępne metody, służące unikaniu uszkodzeń w użytkowaniu.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

173* 629.13.002.53:621.357.8 ILot
Elektroshaping. Obróbka elektrochemiczna. Aircr. Prod., marzec 1961, t. 23, nr 3, s. 88-96, rys. 15. Na przestrzeni ostatnich 15 lat tylko cztery istotnie nowe metody obróbki zyskały praktyczne zastosowanie w kształtowaniu materiałów trudnoobrabialnych. Są to: technika elektrochemiczna erozji molekularnej; erozja czysto chemiczna; erozja molekularna; erozja czysto chemiczna; obróbka elektroiskrowa i obróbka ultradźwiękiem. Proces obróbki elektrochemicznej jest pokrewny elektropolowaniu. Zasadnicze różnice to: zmniejszenie odległości do 0,25 mm między anodą — przedmiotem i katodą — narzędziem z rzędu 100 mm przy elektropolowaniu. W procesie elektrochemicznym; natężenie prądu, odpowiednio 0,0025 A/dcm² i 230 A/cm² i w tej proporcji wydajność. Obróbka elektrochemiczna znalazła szersze zastosowanie niż oczekiwano, m.in. do obróbki wykańczającej łopatek turbinowych kutch z nadładkiem 0,5-0,07 mm. na

co potrzeba około 3-5 min.; a czas ten można skrócić do 50 sek. Powtarzalność kształtu $\pm 0,02$ mm dla obróbki kształtowej. Inne zastosowania to: wycinanie otworów kształtowych, głębokie wiercenie otworów na raz, „szlifowanie wewnętrzne”, nacinanie rowków kształtowych wewnątrz i zewnątrz itp. Artykuł zawiera opis stoiska do obróbki elektrochemicznej „Sifco”, opis samego procesu, jego zasady, charakterystyki i możliwości oraz niektóre parametry. A. Gołędzinowski

174* 629.13.002.53:621.923:621.253.5 ILot
Blade — polishing. Polerowanie łopatek. Aircr. Prod., marzec 1961, t. 23, nr 3, s. 109-114, rys. 9. Polerowanie łopatek dla uzyskania właściwej gładkości powierzchni przeprowadzane było ręcznie i zawierało wiele trudności, szczególnie dla łopatek turbinowych, typu bandażowego. Artykuł zawiera opis specjalnej polerki taśmowej, pracującej ruchami posuwisto-zwrotnymi. Polerowaniem usuwa się warstwę rzędu 0,4 mm. Osiągana gładkość wynosi 0,5-0,7 μ ; dla równoczesnego zagwarantowania dokładności profilu stosuje się specjalne dociski kształtowe, dociskającej taśmie do łopatki. Konstrukcja ich gwarantuje poprawny poślizg taśmy przez wprowadzenie sprężonego powietrza między poduszkę i taśmę. Opis zawiera ponadto szczegóły konstrukcyjne napędu, kinematykę, schematy oprzyrządowania pomocniczego, opis samego procesu i kolejność półautomatycznego cyklu pracy obrabiarki. Szereg zdjęć uzupełnia omawiany materiał. A. Gołędzinowski

175* 629.13.002.53:621.923:621-253 ILot
Szaskolskij, B. W.: Woprosy kinematiki wibrokontaktno polirowanja łopatek s bolszoj głubinoj profila. Zagadnienia kinematyki o dużym wygięciu profilu. Trudy M.A.T.I. nr 45, Issledowaniej procesow obrabotki mietalłow riezaniem 1960, s. 139-149, rys. 9. Polerowanie łopatek silników turbinowych stanowiło zawsze poważną trudność wykonawczą, a szczególnie łopatek turbinowych o dużym wygięciu. Autor przedstawia nowy, ciekawy sposób wibracyjnego polerowania. Łopátka umieszczona jest samonastawnie między dwoma gumowymi dociskami, na których opiera się taśma ścierna. Łopátka wykonuje ruchy posuwisto-zwrotne w dwóch kierunkach wzajemnie prostopadłych, z częstotliwością 900-1500 podwójnych ruchów na minutę; autor podaje również metodę na określenie położenia łopatki w uchwycie. Praca ta wymaga dalszych badań dla usunięcia istniejących jeszcze usterek. A. Gołędzinowski

176* 629.13.002:621.9-43 ILot
Dunin-Barkowskij, I. W., Kartuszewa, A. N.: O toczności metodow opriedielenja położenia sredniej linii profila powierzchnosti. O dokładności metod określenia położenia średniej linii profilu powierzchni. Trudy M.A.T.I. nr 45, Issledowaniej procesow obrabotki mietalłow riezaniem, 1960, s. 27-47, rys. 6. Do wyznaczania podstawowych parametrów gładkości powierzchni R_a i R_z , konieczne jest przyjęcie bazy — linii odniesienia. Zwykle jest nią tzw. linia środkowa. Dokładność określenia parametrów jest związana z dokładnością przyjętej bazy. Autorzy omawiają trzy metody określenia linii środkowej: najmniejszej sumy kwadratów — jako metoda podstawowa, najbardziej dokładna i pracochłonna, planimetrowania pół po obu stronach linii środkowej — mniej pracochłonna i mniej dokładna. Poza tym w pracy podano sposoby obliczania błędów i wreszcie zamieszczono kilka przykładów, obrazujących metodę obliczenia i wyznaczania parametrów oraz określenia wielkości błędów. A. Gołędzinowski

177* 629.13.002:621.91.07 ILot
Dunin-Barkowskij, Woprosy analiza splektrow profilej realnych powierzchnostej, potuczajemych pri miechanicznej obrabotkie. Zagadnienia analizy kolejnych harmonicznych profili powierzchni realnych, uzyskanych przy obróbce skrawaniem. Trudy M.A.T.I. nr 45, Issledowaniej procesow obrabotki mietalłow riezaniem, 1960, s. 48-73, rys. 17. Charakter profilu powierzchni rzeczywitej ma zasadniczy wpływ na takie ważne wskaźniki mechanizmów, jak tarcie, zużycie, wytrzymałość zmęczeniowa i wiele innych. Autor zajmuje się istotnym zagadnieniem analizy profilu i przedstawia próbę rozkładu wykresu realnego na szeregi kolejnych harmonicznych. Autor wprowadza wiele współczynników, nowych oznaczeń, wzorów i pojęć. Podane zostały również schematy do wydzielenia kolejnych harmonicznych przy analizie profili rzeczywistych. Przeprowadzono również analizę błędów takich aparatów. Próby tych analiz dokonane zostały na bazie wielu wykresów rzeczywistych dla różnych obróbek, od toczenia, do docierania i polerowania włącznie. A. Gołędzinowski

178* 629.13.002.53:621.91.07-523 ILot
Numerical control. Sterowanie numeryczne. Aircraft Prod., kwiecień 1961, t. 23, nr 4, s. 124-137, rys. 20, tabl. 1. Sterowanie numeryczne jest jednym z rozwiązań w automatyzacji procesów obróbki skrawaniem. Program obróbki, naniesiony na taśmę perforowaną, w formie zakodowanej, wprowadzony jest do szafy sterującej, skąd przekazywane są sygnały wykonawcze do obrabiarki. W artykule zebrane są obserwacje i doświadczenia firmy Short Brothers and Harland Ltd., poczynione w pięcioletniej eksploatacji obrabiarek programowych. Cincinnati z instalacjami sterującymi E.M.I. Rozważania obejmują: wykonywanie poszczególnych czynności w formie roboczej, jak programowanie, ustawianie przedmiotu na obrabiarkę i inne. Poza tym znajdują się opisy poszczególnych urządzeń wchodzących w skład systemu oraz sposoby ich działania. Wreszcie analiza przygotowania technologii dla obróbki programowej w oparciu o konkretny przykład. Z udoskonalenia — opisana jest maszyna matematyczna, ułatwiająca programowanie. A. Gołędzinowski

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

Tabela 1 Oznaczenia, skład chemiczny i własności fizyczne stali nierdzewnych, kwasoodpornych i żaroodpornych

| Lp | Rodzaj stali | Oznaczenie stali | | | Skład chemiczny % | | | | | | | | Własności fizyczne | | | | | | | Temperatura pracy °C | Spawalność |
|----|---------------------------------------|------------------|----------|------|---|-----|---------|---------|-----------|-------|-------|-----------------------------|--------------------|-------------------------|---|---|-----------------------|---|--------------------------|----------------------|------------|
| | | polskie | | ZSSR | USA | C | Mn max | Si max | Cr | Ni | P max | S max | Jnne | Ciepłota właściwa G/cm³ | Ciepłota właściwa w temp. 20°C kal/16°C | Przewodność cieplna w temp. 20°C kal/cm sek | Opór właściwy α mm²/m | Współczynniki rozszerzalności liniowej α 10⁻⁶ w zakresie temperatur | Temperatura topnienia °C | | |
| | | PN | GOST | AISI | Ciepłota właściwa w temp. 20°C kal/16°C | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 1 | chromowa | 1H13 | 1X13 | 410 | max 0,15 | 0,6 | 0,6 | 120-140 | max 0,6 | 0,035 | 0,030 | — | 7,75 | 0,11 | 0,06 | 0,60 | 10,2 | 12,1 | 1500 | 500 | DD |
| 2 | chromowa | 2H13 | 2X13 | — | max 0,20 | 0,6 | 0,6 | 120-140 | max 0,6 | 0,035 | 0,030 | — | 7,75 | 0,11 | 0,06 | 0,58 | 10,6 | 11,6 | 1500 | 600 | T.S |
| 3 | chromowa | 3H13 | 3X13 | 420 | max 0,34 | 0,6 | 0,6 | 120-140 | max 0,6 | 0,035 | 0,030 | — | 7,76 | 0,11 | 0,06 | 0,60 | 9,9 | 12,5 | 1500 | 600 | T.S |
| 4 | chromowa | 4H13 | 4X13 | — | max 0,45 | 0,6 | 0,6 | 120-140 | max 0,6 | 0,035 | 0,030 | — | 7,68 | 0,11 | 0,06 | 0,55 | 10,0 | 12,6 | 1470 | 400 | N |
| 5 | chromowa | H17 | X17 | 430 | max 0,12 | 0,7 | 0,8 | 160-180 | max 0,6 | 0,035 | 0,030 | — | 7,68 | 0,11 | 0,06 | 0,65 | 9,6 | 11,4 | 1500 | 800 | DD |
| 6 | chromowo-niklowa | H17N2 | X17H2 | — | max 0,11 | 0,8 | 0,8 | 130-180 | 1,5-2,5 | 0,035 | 0,030 | — | 7,67 | 0,11 | 0,055 | 0,73 | 10,7 | — | 1500 | 600 | T.S |
| 7 | chromowa | H18 | X18 | — | 0,9-1,0 | 0,7 | 0,8 | 170-190 | max 0,6 | 0,030 | 0,030 | — | 7,70 | 0,11 | 0,06 | 0,65 | — | — | 1500 | — | N |
| 8 | chromowo-manganowo-niklowa | H18N4G9 | X18H4G9 | — | 0,15-0,30 | 1,2 | 1,2 | 120-140 | 3,7-5,0 | 0,060 | 0,030 | — | 7,90 | 0,12 | 0,045 | — | — | 1400 | 400 | D | |
| 9 | chromowo-niklowa | H18N9 | 1X18H9 | 303 | max 0,14 | 2,0 | 1,2 | 170-200 | 8,0-11,0 | 0,035 | 0,030 | — | 7,90 | 0,12 | 0,05 | 0,70 | 15,0 | 17,4 | 1410 | 800 | D |
| 10 | chromowo-niklowa | 2H18N9 | 2X18H9 | 302 | max 0,25 | 2,0 | 1,2 | 170-200 | 8,0-11,0 | 0,035 | 0,030 | — | 7,90 | 0,12 | 0,05 | 0,70 | 15,0 | 17,4 | 1400 | 800 | D |
| 11 | chromowo-niklowa | 0H18N9 | 0X18H9 | 304 | max 0,07 | 2,0 | 1,2 | 170-200 | 8,0-11,0 | 0,035 | 0,030 | — | 7,90 | 0,12 | 0,05 | 0,70 | 15,0 | 17,4 | 1410 | 400 | D |
| 12 | chromowo-niklowo-tytanowa | H18N9T | 1X18H9T | 321 | max 0,12 | 2,0 | 1,2 | 170-200 | 8,0-11,0 | 0,035 | 0,030 | Ti 5, C 0,03-0,8 | 7,90 | 0,12 | 0,05 | 0,80 | 14,9 | 17,8 | 1400 | 800 | D |
| 13 | chromowo-niklowo-molibdenowo-tytanowa | H18N10MT | — | — | max 0,12 | 2,0 | 1,2 | 170-200 | 9,0-11,0 | 0,035 | 0,030 | Ti 5, C 0,03-0,8 Mo 1,5-2,2 | 7,90 | 0,12 | 0,05 | 0,74 | 15,0 | 17,3 | — | 800 | D |
| 14 | chromowo-niklowo-molibdenowa | H18N10M | — | 316 | max 0,07 | 2,0 | 1,2 | 170-200 | 9,0-11,0 | 0,035 | 0,030 | Mo 1,5-2,2 | 7,90 | 0,12 | 0,05 | 0,72 | 15,0 | 17,4 | — | 800 | D |
| 15 | chromowo-niklowo-molibdenowo-tytanowa | H18N12MT | X18H12MT | — | max 0,12 | 2,0 | 1,2 | 160-190 | 11,0-14,0 | 0,035 | 0,030 | Ti 0,3-0,6 Mo 2,0-3,0 | 7,95 | 0,12 | 0,05 | 0,74 | 15,0 | 18,0 | 1400 | 800 | D |
| 16 | chromowa | 2H17 | — | — | max 0,20 | 0,7 | 1,2 | 160-180 | max 0,6 | 0,035 | 0,030 | — | 7,75 | 0,11 | 0,05 | 0,64 | 9,6 | 11,4 | — | 950 | T.S |
| 17 | chromowa | H25 | X25 | 446 | max 0,20 | 0,8 | 1,0 | 230-270 | max 0,7 | 0,035 | 0,030 | — | 7,55 | 0,11 | 0,04 | 0,70 | 7,8 | 10,8 | 1500 | 1100 | T.S |
| 18 | chromowo-tytanowa | H25T | X25T | — | max 0,15 | 0,8 | 1,0 | 230-270 | max 0,6 | 0,035 | 0,030 | Ti 4, C-0,8 | 7,60 | 0,11 | 0,04 | 0,70 | 7,8 | 10,8 | 1500 | 1100 | T.S |
| 19 | chromowo-niklowa | H18N9S | — | 305 | max 0,20 | 2,0 | 0,8-1,5 | 170-200 | 8,0-11,0 | 0,035 | 0,030 | — | 7,90 | 0,12 | 0,035 | 0,82 | 11,3 | 17,9 | — | 950 | D |
| 20 | chromowo-niklowa | H23N13 | X23H13 | 309 | max 0,20 | 2,0 | 1,0 | 220-250 | 12,0-15,0 | 0,035 | 0,030 | — | 7,90 | 0,12 | 0,035 | 0,88 | 15,8 | 17,3 | 1440 | 1000 | D |
| 21 | chromowo-niklowa | H23N18 | X23H18 | — | max 0,20 | 2,0 | 1,0 | 220-250 | 17,0-20,0 | 0,035 | 0,030 | — | 7,95 | 0,12 | 0,035 | 0,90 | 16,0 | 17,6 | 1410 | 1050 | D |
| 22 | chromowo-niklowo-krzemowa | H25N20S2 | X25H20C2 | 310 | max 0,20 | 1,5 | 1,5-2,5 | 230-270 | 13,0-21,0 | 0,035 | 0,030 | — | 7,90 | 0,12 | 0,035 | 0,92 | 16,0 | 18,1 | 1400 | 1150 | D |

Tabela 2 Oznaczenia, skład chemiczny i własności fizyczne stali specjalnych

| Lp | Rodzaj stali | Oznaczenie stali | | Skład chemiczny % | | | | | | Własności fizyczne | | | | | | | | |
|----|---------------------------------------|------------------|-------------|-------------------|-----------|---------|-----------|-----------|--------------------------------------|-------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|------------------------------------|---|--|-----------------------|--------------------------|-----------|
| | | ZSSR GOST | USA AISI | C | Mn max | Si max | Cr | Ni | Jnne | Ciepłota właściwa G/cm³ | Ciepłota właściwa w temp. 0-100°C | Przewodność cieplna w temp. 100°C | Opór właściwy w temperaturze 500°C | Współczynniki rozszerzalności liniowej α 10⁻⁶ w temperaturze 20-100°C | Współczynniki rozszerzalności liniowej α 10⁻⁶ w temperaturze 20°C do wartości podanej w nawiasie | Opór właściwy α mm²/m | Temperatura topnienia °C | |
| 1 | chromowa | X28 | — | max 0,15 | 0,8 | 1,0 | 270-30,0 | max 0,6 | — | 7,6 | 0,11 | — | — | — | — | — | 0,70 | 1500 |
| 2 | chromowo-niklowo-krzemowa | X20H4C2 | — | max 0,20 | 1,5 | 2,0-3,0 | 190-22,0 | 12,0-15,0 | — | 7,8 | 0,12 | 0,031 | — | — | — | — | 0,76 | 1400 |
| 3 | chromowo-niklowo-niobowa | X18H11B | 347 | max 0,10 | 2,0 | 1,0 | 170-20,0 | 9,0-13,0 | Nb od 8% C do 1,5 | 7,9 | 0,13 | — | — | — | — | — | 0,76 | 1400 |
| 4 | chromowo-niklowo-molibdenowo-tytanowa | X18H12M3T | — | max 0,12 | 2,0 | 0,8 | 160-19,0 | 11,0-14,0 | Mo 3,0-4,0 Ti 0,3-0,6 | 7,9 | 0,12 | — | — | — | — | — | 0,72 | 1440 |
| 5 | chromowo-niklowa | — | 414 | max 0,15 | 1,0 | 1,0 | 11,5-13,5 | 1,25-2,5 | — | 7,75 | 0,11 | 0,059 | 0,068 | 9,9 | 11,5(700) | — | 0,70 | 1425-1485 |
| 6 | chromowa z dodatkiem Mo | — | 440C | 0,95-1,2 | 1,0 | 1,0 | 16,0-18,0 | max 0,5 | Mo 0,75 max | 7,75 | 0,11 | 0,058 | — | 10,4 | 11,1(870) | — | 0,60 | 1370-1510 |
| 7 | chromowa z dodatkiem Se | — | 440F | 0,95-1,2 | 1,0 | 1,0 | 16,0-18,0 | max 0,5 | Se 0,07 min | 7,75 | 0,11 | 0,058 | — | 10,4 | 11,1(870) | — | 0,60 | 1370-1510 |
| 8 | chromowo-wolframowa | — | 418 | max 0,15 | 1,0 | 1,0 | 12,0-14,0 | max 0,5 | W 2,5-3,5 | 7,75 | 0,11 | 0,059 | — | 9,9 | 12,2(700) | — | 0,57 | 1454-1510 |
| 9 | chromowa z dodatkiem W, Mo i V | — | AL 419 | 0,12-0,3 | 1,5 | 0,75 | 11,0-12,5 | 0,5-1,5 | W 2,5-3,5; Mo 0,35-0,75; V 0,25-0,65 | 7,75 | — | — | — | 11,1 | 12,0(650) | — | — | — |
| 10 | chromowa z dodatkiem W, Mo i V | — | 422 | 0,15-0,25 | 1,0 | 1,0 | 11,5-13,5 | max 1,0 | W 0,75-1,25; Mo 0,75-1,25; V 0,2-0,4 | 7,75 | — | — | — | 10,6 | 12,0(650) | — | — | — |
| 11 | chromowo-niklowa | — | 304 L | max 0,03 | 2,0 | 1,0 | 18,0-20,0 | 8,0-12,0 | — | 8,0 | 0,12 | 0,038 | 0,051 | 16,5 | 19,8(870) | — | 0,72 | 1400-1455 |
| 12 | chromowo-niklowa | — | 302 B | max 0,15 | 2,0 | 2,0-3,0 | 17,0-19,0 | 8,0-10,0 | — | 8,0 | 0,12 | 0,038 | 0,051 | — | — | — | 0,72 | 1370-1400 |
| 13 | chromowo-niklowo-molibdenowo-niobowa | — | 318 | max 0,08 | 2,5 | 1,0 | 17,0-19,0 | 13,0-15,0 | Mo 2-2,75 Nb 10 % C min | 8,0 | 0,12 | 0,04 | 0,05 | — | — | — | — | 1370-1400 |
| 14 | chromowo-niklowo-molibdenowa | — | AL 350 | max 0,1 | 0,5 | 0,4 | 16,5-17,5 | 4,0-4,5 | Mo 2,5-3,0 | 7,90 | — | — | — | 14,6 | 16,2(540) | — | 0,71 | — |
| 15 | chromowo-niklowo-aluminiowa | — | 17-7 PH | max 0,09 | 1,0 | 1,0 | 16,0-18,0 | 6,5-7,75 | Al 0,75-1,25 | 7,80 | — | 0,04 temp 150°C | 0,05 | 15,3 | 17,3(430) | — | 0,81 | — |
| 16 | chromowo-niklowo-miedziowa | — | 17-4 PH | 0,04 | — | — | 16,5 | 3,5-4 | Cu 3,5-4,0 | 7,75 | — | 0,043 temp 150°C | 0,053 | 10,8 | 11,3(430) | — | 0,98 | — |
| 17 | chromowo-niklowo-tytanowo-aluminiowa | — | Stainless W | 0,07 | 0,5 | 0,5 | 17,0 | 7,0 | Ti 0,7; Al 0,2 | 7,75 | — | 0,045 | 0,056 temp 400°C | 9,9 | 11,3(500) | — | 1,00 | — |
| 18 | chromowo-manganowa | — | 16-14-1 | max 0,15 | 13,0-17,0 | 1,0 | 14,0-16,0 | 1,0 | N₂ 0,3 max | 7,90 | — | — | — | 15,3 | 21,6(980) | — | 0,69 | — |
| 19 | chromowo-manganowo-niklowa | — | 17-4-6 | max 0,15 | 5,5-7,5 | 1,0 | 16,0-18,0 | 3,5-5,5 | N₂ 0,25 max | 7,95 | — | — | — | 15,6 | 20,3(760) | — | — | — |
| 20 | chromowo-manganowo-niklowa | — | 18-5-8 | max 0,15 | 7,5-10,0 | 1,0 | 17,0-19,0 | 4,0-6,0 | N₂ 0,25 max | 7,95 | — | — | — | 15,6 | 20,3(760) | — | — | — |

Tabela 3

| Polskie oznaczenie stali | Postać i stan dostawy Stal walc. na gorąco - W " " na zimno - Z " " ciągniona - C " " kuta - K " " tuszczona - Ł " " ciągniona i szlif. - CIS Stan: zmiękczony - M hartowany - H przesycony - D ulepszony - T Stopień utwardzenia: twarda - Z1; podtwarda - Z1/2 | Własności mechaniczne | | | | | | | Warunki przerobki plastycznej | | Temperatura obr. cieplnej °C | | | Sposób chłodzenia | Wyzaranie zmiękczające | Hartowanie lub przesycanie | Odpuszczanie | Stosowane elektrody przy spawaniu | Własności charakterystyczne | Przykłady zastosowania | |
|--------------------------|--|--------------------------------------|--------------------------------------|--------------------------|----------------------|----------------|--------------------------------------|-----------------------------|-------------------------------|-------------|------------------------------|------------------------------|-----------------------|---------------------------|---|-------------------------------|--------------|-----------------------------------|-----------------------------|---|--|
| | | W stanie | Granica plastyczności | Wytrzymałość | Wydłużenie | Względne | Przewężenie | Ułamność | Twardość | Tłoczliwość | Temperatura kucia °C | Wyzaranie | Hartowanie | | | | | | | | Odpuszczanie |
| | | Q _r kg/mm ² | R _p kg/mm ² | a ₅ % | a ₁₀ % | % | H _B kg/mm ² | Tłoczliwość wg. Erichsen | | | | | | | | | | | | | |
| 1H13 | Pr.-W,Ł,C,CIS; łasmy-Z w st. M lub T; bl.-W,Z w st. M traw. lub nietraw.; K-w st. M lub T | M T | 30-40 45-55 | 55-65 60-70 | — min20 | 16-22 15-20 | 55-65 55-65 | — min9 | 121-187 — | ok.8 — | 1150-900 | w piasku lub ziemi okrężkowo | 750-800 | 950-1000 olej lub pow. | 600-700 olej lub pow. | ES13 Cr ES18-8 ES18-8-2 | — | — | — | — | Łopalki turbin parowych, zawory pras hydraulicznych, aparatura urządzeń crackingowych, sworznie, nakrętki, przedmioty gospodarstwa domowego itp. |
| 2H13 | Pr.-W,Ł,C,CIS; łasmy-Z w st. M lub T; bl.-W,Z w st. M traw. lub nietraw.; K-w st. M lub T | M T | 35-45 60-70 | 60-70 80-90 | — min16 | 11-16 8-12 | 45-55 45-55 | — min8 | 126-197 — | — | 1150-900 | z piecem lub w popiele | 750-800 powietrze | 950-1000 olej lub pow. | 600-700 olej lub pow. | ES13 Cr ES18-8 ES18-8-2 | — | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną na działanie wód naturalnych, pary wodnej, roztworów alkalicznych i rozcieńczonych kwasów organicznych |
| 3H13 | Pr.-W,Ł,C,CIS; łasmy-Z w st. M lub T; bl.-W,Z w st. M traw. lub nietraw.; K-w st. M lub T | M H T | 45-55 68-78 60-70 | 68-78 80-90 80-90 | — — — | 10-15 8-12 | 35-45 45-55 | — — — | 131-207 Hrc>48 — | — | 1150-900 | z piecem lub w popiele | 750-800 powietrze | 950-1000 olej | 200-350 noże 350-400 sprężyny 600-700 części maszyn | — | — | — | — | — | |
| 4H13 | Pr.-W,Ł,C,CIS w st. M; bl.-W,Z w st. M, traw. lub nietraw.; K-w st. M | M H T | min40 120-140 | 70-80 140-160 | — — | — 3-5 | — 15-25 | — — | 143-229 Hrc>50 | — | 1100-850 | z piecem lub w popiele | 740-780 powietrze | 950-1000 olej | 100-200 narzędzia ok.600 części maszyn | — | — | — | — | Narzędzia skrawające, narzędzia pomiarowe, igły karburatorów, łożyska kulkowe, przyrządy i narzędzia chirurgiczne itp. | |
| H17 | Pr.-W,Ł,C,CIS; łasmy-Z w st. M; bl.-W,Z w st. M; K-w st. M | sur. M | min25 min25 | min45 min40 | — — | — — | — min50 | — — | max200 126-197 | ok.7 — | 1050-800 | na powietrzu lub w piasku | 760-780 powietrze | — | — | ES18-8 ES18-8-2 | — | — | — | Urządzenia do wyrobu kwasu azotowego (wieże absorpcyjne, wymienniki ciepła, zbiorniki i rurociągi kwasu azotowego), urządzenia kuchenne, wytwórni konserw itp. | |
| H17N2 | Pr.-W,Ł,C,CIS w st. M; bl.-W,Z w st. M, traw. lub nietraw.; K-w st. M | M T | min50 min65 | min80 100 | — — | — — | — — | — — | 126-197 — | — | 1150-900 | w piasku lub ziemi okrężkowo | 620-625 powietrze | 950-975 olej | 650-700 | ES13 Cr ES18-8 ES18-8-2 | — | — | — | — | Čzści maszyn dla przemysłu kwasu azotowego i przemysłu spożywczege. Čzści maszyn narażone na korozję wody morskiej (čzści pomp) |
| H18 | Pr.-W,Ł,CIS, w st. M; bl.-W,Z w st. M, traw. lub nietraw.; K-w st. M | M H | — — | — — | — — | — — | — — | — — | max255 Hrc>55 | — | 1150-850 | z piecem lub w popiele | 850-900 piec-pow. | 1000-1050 olej | 200-300 olej, pow. | — | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną i na działanie czynników wymienionych przy stali 4H13, lecz w mniejszym stopniu | |
| H13N460 | Bl. i łasmy Z w st. T lub utwardzonym. | P Z1/2 Z1/1 | min25 — — | min65 min80 min100 | — — — | — — — | — — — | — — — | — — — | — | 1150-900 | — | — | 1100-1150 woda | — | ES18-8-6 | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną | |
| H18N9 | Pr.-W,Ł,C,CIS w st. P lub sur.; łasmy-Z, drut w st. P lub utwardz. bl.-W,Z, w st. P traw.; K-w st. P | D Z1/1 | min20 — | min55 min100 | — — | — — | — — | — — | — — | — | 1150-900 | na powietrzu | — | 1080-1120 woda | — | ES18-8 ES18-8-2 | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną, na działanie słabych kwasów organicznych, na działanie kwasu siarkowego na zimno, kwasu azotowego i innych środków chemicznych | |
| 2H18N9 | Pr.-W,Ł,C,CIS w st. P lub sur.; łasmy-Z, drut w st. P lub utwardz. bl.-W,Z, w st. P traw.; K-w st. P | D Z1/1 | min22 — | min58 min100 | — — | — — | — — | — — | — — | — | 1150-900 | na powietrzu | — | 1100-1150 woda | — | ES18-8 ES18-8-2 | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną i na działanie niektórych kwasów oraz na korozję miedzykrystaliczną | |
| 0H18N9 | Pr.-W,Ł,C,CIS w st. T lub sur.; łasmy-Z, drut w st. P lub utwardz. bl.-W,Z, w st. P traw.; K-w st. P | P Z1/2 | min20 — | min55 75-95 | — — | — — | — min25 | — — | — — | ok.11 | 1050-900 | na powietrzu | — | 1000-1050 woda | — | — | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną i na działanie niektórych kwasów oraz na korozję miedzykrystaliczną | |
| H18N9T | Pr.-W,Ł,C,CIS w st. sur. lub T; łasmy-Z, drut w st. P lub utwardz. bl.-W,Z, w st. P traw.; K-w st. P | D Z1/1 | min20 — | min55 min110 | — — | — — | — — | — — | — — | ok.11 | 1150-900 | na powietrzu | — | 1020-1070 woda | — | ES18-8 ES18-8-2 | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną i na działanie niektórych kwasów oraz na korozję miedzykrystaliczną | |
| H18N10MT | Pr.-W,Ł,C,CIS w st. sur. lub T; łasmy-Z, drut w st. P lub utwardz. bl.-W,Z, w st. T, traw.; K-w st. P | D P | min22 — | min55 min100 | — — | — — | — — | — — | — — | ok.12 | 1150-900 | na powietrzu | — | 1020-1070 woda | — | ES18-8-2 | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną, na działanie niektórych kwasów organicznych i nieorganicznych na zimno i na gorąco oraz odporna na działanie korozji miedzykrystalicznej | |
| H18N10M | Pr.-W,Ł,C,CIS w st. sur. lub T; łasmy-Z, drut w st. P lub utwardz. bl.-W,Z, w st. T traw.; K-w st. P | D P | min22 — | min55 min100 | — — | — — | — — | — — | — — | ok.12 | 1150-900 | na powietrzu | — | 1050-1100 woda | — | ES18-8-2 | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną, na działanie niektórych kwasów organicznych i nieorganicznych na zimno i na gorąco oraz odporna na działanie korozji miedzykrystalicznej | |
| H18N2M2T | Pr.-W,Ł,C,CIS w st. sur. lub T; łasmy-Z, drut w st. P lub utwardz. bl.-W,Z, w st. T traw.; K-w st. P | D P | min22 — | min55 min100 | — — | — — | — — | — — | — — | ok.12 | 1150-900 | na powietrzu | — | 1020-1070 woda | — | ES18-8-2 | — | — | — | Oporna na korozję atmosferyczną, na działanie niektórych kwasów organicznych i nieorganicznych na zimno i na gorąco oraz odporna na działanie korozji miedzykrystalicznej | |
| 2H17 | Pr.-W,Ł w st. sur. lub M; łasmy-Z w st. M; bl.-W; K-w st. M | M | ok.30 | ok.50 | ok.18 | — | — | — | max220 | — | 1100-800 | w popiele | 800-850 powietrze | — | — | ES18-8-6 ES24-18 | — | — | — | Zaroodporna do 950°C, zarowytrzymała do około 600°C, odporna na działanie atmosfery ze związkami siarki | |
| H25 | Pr.-W,Ł w st. sur. lub M; łasmy-Z w st. M; bl.-W; K-w st. P | M | ok.30 | ok.50 | ok.18 | — | — | — | max220 | — | 1100-800 | w popiele | 750-800 woda, olej | — | — | — | — | — | — | Zaroodporna do 1100°C; odporna na działanie gazów zawierających związki siarki | |
| H25T | Pr.-W,Ł w st. sur. lub M; łasmy-Z w st. M; bl.-W; K-w st. P | M | ok.30 | ok.50 | ok.18 | — | — | — | max220 | — | 1100-800 | w popiele | 750-800 | — | — | ES24-18 | — | — | — | Zaroodporna do 1100°C; odporna na działanie gazów zawierających związki siarki | |
| H18N9S | Pr.-W,Ł w st. sur. lub M; łasmy-Z w st. M; bl.-W,Z; K-w st. P | P | ok.20 | ok.60 | ok.45 | — | — | — | — | — | 1150-900 | na powietrzu | — | 1050-1100 woda | — | ES18-8-6 ES24-18 | — | — | — | Zaroodporna do około 950°C; mała odporność na działanie gazów zawierających związki siarki | |
| H23N13 | Pr.-W,Ł,C; łasmy-Z w st. P, bl.-W,Z; K-w st. P | P | ok.30 | ok.60 | ok.35 | — | — | — | — | — | 1150-900 | na powietrzu | — | 1050-1100 woda | — | ES24-18 | — | — | — | Zaroodporna do 1000°C; mała odporność na działanie gazów zawierających związki siarki | |
| H23N18 | Pr.-W,Ł,C; łasmy-Z w st. P, bl.-W,Z; K-w st. P | P | ok.30 | ok.60 | ok.35 | — | — | — | — | — | 1150-900 | na powietrzu | — | 1050-1100 woda | — | ES24-18 | — | — | — | Zaroodporna do temperatury 1050°C; zarowytrzymała do ok.700°C. Mała odporność na działanie gazów zawierających związki siarki | |
| H25N20S2 | Pr.-W,Ł,C; łasmy-Z w st. P, bl.-W,Z; K-w st. P | P | ok.30 | ok.60 | ok.35 | — | — | — | — | — | 1150-800 | na powietrzu | — | 1050-1100 woda | — | ES24-18 | — | — | — | Zaroodporna do temperatury 1050°C; zarowytrzymała do ok.700°C; mała odporność na działanie gazów zawierających związki siarki | |