

technika lotnicza i astronautyczna

Znaczenie astronautyki dla rozwoju nauki i techniki

Klimatyzacja kabiny samolotu „Concorde”

Obliczenie optymalnych parametrów skrawania

Pomiary drgań w technice lotniczej

W dniach

18. III — 7. IV 1968 r.

będzie czynna

II WYSTAWA OSIĄGNIĘĆ POLSKIEJ MYŚLI BADAWCZEJ

zorganizowana przez

KOMITET NAUKI I TECHNIKI

W Pałacu Kultury i Nauki w Warszawie, która popularyzuje najważniejsze opracowania naukowo-techniczne krajowych placówek zaplecza naukowo-badawczego.

Na wystawie znajdują się eksponaty z geologii, górnictwa, hutnictwa, maszyn i aparatów przemysłu chemicznego oraz spożywczego, nowej techniki projektowania oraz stosowania metod matematycznych w gospodarce. W czasie trwania wystawy współtwórcy opracowań będą wygłaszać odczyty ilustrowane filmami i przezroczami. Przewiduje się wygłoszenie ok. 60 referatów naukowych w następujących dniach branżowych.

19.3-21.3	Geologia
22.3-26.3	Górnictwo Chemiczne, Węgla i Metali Nieżelaznych
28.3	Dzień Informacji, w którym prezes CIINTE mgr inż. W. Piróg wygłosi odczyt pt. „Rola i znaczenie informacji w świecie współczesnym”
29.3	Hutnictwo Stali i Metali Nieżelaznych
2.4	Technologia produkcji materiałów budowlanych
2.4	Aparatura Chemiczna, Aparatura Przemysłu Spożywczego
5.4	Metody matematyczne w gospodarce wraz z omówieniem elementów nowej techniki w projektowaniu i konstruowaniu.

TREŚĆ ZESZYTU

CONTENTS

Page

СОДЕРЖАНИЕ

	Str.		Page		Стр.
Z. Pączkowski: Znaczenie astronautyki dla rozwoju nauki i techniki	1	Z. Pączkowski: The importance of the astronautics for science and technology development	1	Z. Pączkowski: Значение astronautyki для развития науки и техники	1
S. Szczeciński: Specyfika obciążeń działających na zespoły i części turbinowych silników dwuwałowych i dwuprzepływowych	5	S. Szczeciński: Loadings acting on components of two-spool and ducted fan or by-pass turbine engines	5	S. Szczeciński: Особенности нагрузок действующих на узлы и детали турбинных двухваловых и двухконтурных двигателей	5
S. Kołodyński: Klimatyzacja kabiny samolotu „Concorde”	9	S. Kołodyński: The air conditioning system of the „Concorde” aircraft	9	S. Kołodyński: Кондиционирование воздуха кабины самолета „Concorde”	9
R. Filipowski: Obliczanie optymalnych parametrów skrawania	11	R. Filipowski: Calculating of optimum parameters for machining	11	R. Filipowski: Вычисление оптимальных параметров резания	11
W. Makulski: Pomiar drgań w technice lotniczej	15	W. Makulski: Vibration measurements in aviation technics	15	W. Makulski: Измерения вибрации в авиационной технике	15
NOWOŚCI TECHNICZNE	21	TECHNICAL NEWS	21	Технические новости	21
KRONIKA	27	CHRONICLE	27	Хроника	27
POMOCE KONSTRUKTORSKIE		DESIGNER'S DATA SHEETS: Machining, forming, heat treatment and joining of titanium alloys, part II, Forming of titanium and titanium alloys on cover elab. by. A. Ciszewski i T. Radomski		Конструкторские Пособия: Авиационной и Астроавиационной техники; Обработка и соединение титана и его сплавов. Часть II. Пластическая обработка титана и его сплавов — обр. А. Ciszewski, i T. Radomski.	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI

Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK

Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAN-
SKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż.
A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJ-
CIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1153/C — R-2. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.--

Prenumerata roczna zł 144.--



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Prof. ZBIGNIEW PĄCZKOWSKI

Politechnika Warszawska

629.19

Znaczenie astronautyki dla rozwoju nauki i techniki

Wielkie wynalazki i odkrycia, wielkie osiągnięcia geniuszu ludzkiego w przemożny sposób wpływają nie tylko na formy bytowania ludzkiego stwarzając nowe możliwości, a tym samym rodząc także nowe potrzeby, ale również na sposób myślenia i światopogląd człowieka. Ich daleko sięgające konsekwencje są zazwyczaj trudne początkowo do odgadnięcia, otwierają one bowiem nowe epoki w życiu ludzkości.

Zapoczątkowana pamiętnym wyrzuceniem w przestrzeń kosmiczną pierwszego sputnika radzieckiego i trwająca już dziesięć lat konkretna realizacja lotów kosmicznych należy niewątpliwie do osiągnięć mających szczególne znaczenie dla rozwoju całej naszej cywilizacji. Pozwoliła ona po raz pierwszy zerwać więzy przykuwające człowieka do Ziemi od zarania ludzkości i rozszerzyć niewspółmiernie, dwuwymiarową niemal dotychczas, przestrzeń bytowania ludzkiego i działalności człowieka, aż do granic sięgających innych planet.

Trudno byłoby na tym miejscu wymienić bardziej szczegółowo wszystkie praktyczne korzyści, jakie ludzkość już zdołała wyciągnąć z rozwoju lotów kosmicznych czy też zdoła wyciągnąć w najbliższym czasie w dziedzinie łączności, meteorologii, geodezji i kartografii, nawigacji morskiej i lotniczej czy wreszcie technologii i medycyny. W tych ostatnich przypadkach będą mogły zostać wykorzystane takie własności przestrzeni kosmicznej, jak niezwykle wysoka próżnia, nieosiągalna w warunkach ziemskich, nawet w laboratoriach naukowych, mała siła ciężarowa, obecność różnorodnego pro-

mieniowania i dużych różnic temperatur.

Wymienione wyżej korzyści zostaną niewątpliwie uzupełnione w przyszłości możliwościami wykorzystania zasobów energetycznych przestrzeni kosmicznej, zasobów surowcowych innych planet, możliwościami przeprowadzenia określonych reakcji jądrowych poza sferą normalnego bytowania człowieka, nie mówiąc już o dalekich perspektywach uchronienia od zagłady gatunku ludzkiego w okresie wzmagającej się aktywności słonecznej, w wyniku której nasza rodzima Ziemia znajdzie się poza granicami ekosfery, czyli poza granicami możliwości istnienia życia organicznego.

Nie wdając się w dyskusję nad szeroką problematyką wyżej wspomnianych zagadnień, ograniczymy się jedynie do krótkiego scharakteryzowania wpływu, jaki rozwój astronautyki wywiera na ogólny postęp nauki i techniki.

Zatrzymajmy się najpierw nad pytaniem, czy rzeczywiście rozwój astronautyki może oddziaływać na to, co zwykliśmy nazywać rozwojem nauki, w szczególności czy można się spodziewać, iż może on doprowadzić nawet do ustalenia nowych, nieznanych dotychczas praw naukowych?

Najistotniejszy wpływ astronautyki na rozwój nauki polega na niezmiernym rozszerzaniu możliwości dokonywania nowych spostrzeżeń, nowych obserwacji w środowisku dotychczas dla bezpośredniego eksperymentu niedostępnym. Wyniki tych eksperymentów mogą, rzecz oczywista, prowadzić do opracowania nowych interpretacji naukowych badanych zjawisk, do nowych dosko-

nalszych uogólnień przekształcających dotychczasowe wyobrażenia o prawach przyrody.

A oto przykłady mogące wskazać, w jaki sposób na gruncie astronautyki realizowane mogą być wyżej wypowiedziane zasady.

Przed przeszło pięćdziesięciu laty fizyk norweski *Carl Störmer* przedstawił pogląd, iż ziemskie pole magnetyczne może stanowić pułapkę dla poruszających się w przestrzeni kosmicznej cząstek naładowanych. Nie istniało jednak dotychczas potwierdzenie, czy w przestrzeni otaczającej Ziemię znajdują się rzeczywiście cząstki o energiach, które umożliwiałyby wychwytywanie tego rodzaju cząstek przez stosunkowo słabe pole geomagnetyczne. Dopiero badania przeprowadzone przez *Van Allena* i uczonych radzieckich z *Wiernowem* na czele pozwoliły ostatecznie opracować teorię pierścieni silnego stężenia promieniowania otaczającego Ziemię. Nadal jednak nie wyjaśniono jeszcze ostatecznie, jakie jest pochodzenie cząstek tworzących wymienione pierścienie. Stwierdzono jedynie, że istnieje dość ścisła synchronizacja zjawisk zachodzących na Słońcu i w obszarach objętych omawianymi pierścieniami. Na tej podstawie skrytykował się pogląd, iż cząstki tworzące pierścienie, a będące protonami i elektronami, są, przynajmniej w swojej większości, pochodzenia słonecznego. Zdaniem innych znowu uczonych wspomniane wyżej cząstki w dużej mierze miałyby powstawać w wyniku rozpadu neutronów, uwalnianych w atmosferze ziemskiej przez pierwotne promieniowanie kosmiczne pochodzenia pozasłonecznego.

Właściwą odpowiedź, wolną od domniemań i dowolnych przypuszczeń, dać mogą w tym przypadku rzeczywiście tylko systematyczne i kompleksowo przeprowadzone badania w przestrzeni kosmicznej mające na celu ściśle ustalenie wzajemnej współzależności oraz całej dynamiki zjawisk zachodzących w tej przestrzeni i na Słońcu. Celom tych badań służą liczne satelity Ziemi wysyłane systematycznie zarówno przez Związek Radziecki, jak i Stany Zjednoczone. Szczegółne znaczenie będzie miał tu fakt wprowadzenia na orbity okołoziemskie przez uczonych radzieckich, według z góry ustalonego planu, licznych satelitów typu „Kosmos” które słusznie w Związku Radzieckim nazwano „sputnikami w roboczym kombiniezonie” albo „kombajnami przestrzeni kosmicznej”, gdyż służą one rozmaitym celom badawczym, w głównej jednak mierze — badaniom własności przestrzeni kosmicznej i zachodzącym w niej zjawiskom.

Równie interesujące prace doświadczone podjęte zostały dla bliższego określenia pochodzenia i właściwości pierwotnego promieniowania kosmicznego dochodzącego do nas z Galaktyki, a być może i z jeszcze bardziej odległych przestrzeni pozagalaktycznych. Częstki tego promieniowania są, jak wiadomo, obdarzone niezwykle wielkimi energiami, miliony razy przewyższającymi te energie, które uzyskać można w przypadku znanych dotychczas reakcji jądrowych lub w najpotężniejszych na świecie akceleratorach cząstek naładowanych. Wysłanie przez uczonych radzieckich cięższych satelitów Ziemi typu „Proton”, zaopatrzonych w specjalnego rodzaju spektrometr do badania szczególnie szybkich cząstek, miało właśnie na celu głównie bliższe zbadanie fizyki tego rodzaju promieniowania. W istocie bowiem cząstki pierwotnego promieniowania kosmicznego stanowią do dzisiaj jedną z największych zagadek naukowych. Należy sądzić, iż bliższe ich zbadanie możliwe między innymi dzięki urządzeniom pomiarowym umieszczonym na sztucznych satelitach Ziemi doprowadzi wkrótce do wyjaśnienia właściwego źródła ich wielkich energii, których nie mogą dostarczyć im jedynie tylko pola magnetyczne występujące w obrębie Galaktyki. Źródłem tych energii mogą być także nieznane nam bliżej jeszcze zjawiska tego typu, co na przykład zjawiska mające rzekomo zachodzić w obrębie tzw. quazi-gwiazd, w skrócie nazywanych kwazarami.

Wydaje się słuszne, aby uważać, iż w świetle tego rodzaju faktów nie gmem współczesnej fizyki miał być już całkowicie wykończoną i zamkniętą budowlą, mogącą się wzbogacić tylko o drugorzędne znaczenia szczegółów.

Podobne przykłady moglibyśmy przytoczyć z wielu innych jeszcze dziedzin wiedzy, do których rozwoju w poważnym stopniu przyczyniła się astronautyka i potrzeby wynikające z realizacji lotów kosmicznych.

Szczegółnie decydujące wpływy astronautyki uwiaryściły się w za-

kresie takich nauk ścisłych lub ich dziedzin, jak dynamika układów o zmiennej masie, teoria stateczności układów nieliniowych, teoria drgań, chemia fizyczna i teoria spalania, wreszcie aerodynamika prędkości hipersonicznych, aerodynamika molekularna i magnetodynamika płynów, których złożone problemy można łącznie traktować jako należące do tzw. superaerodynamiki, aerologia, geodezja planetarna, teoria magnetyzmu ziemskiego lub teoria propagacji fal radiowych. Studia w zakresie techniki raketowej i astronautyki dały także impuls do rozwoju nowych dziedzin matematyki. Tak na przykład konieczność wszechstronnego rozpatrywania oddziaływań optymalnych i tzw. procesów adaptacyjnych przy kierowaniu pojazdami kosmicznymi, które trudno rozwiązać na bazie klasycznej teorii ekstremów funkcji wielu zmiennych i rachunku wariacyjnego, doprowadziła do opracowania niezwykle interesujących metody, tzw. programowania dynamicznego.

Zupełnie wyjątkowe znaczenie miał rozwój lotów kosmicznych dla spraw astronomii. Wynosząc urządzenia badawcze w przestrzeń kosmiczną i na inne planety oraz stwarzając możliwości dokonywania obserwacji wizualnych z miejsc położonych poza granicami atmosfery ziemskiej można było przeistoczyć astronomię w naukę w pełni eksperymentalną. Jakkolwiek dotychczasowymi badaniami kosmicznymi została objęta zaledwie drobna część naszego Układu Słonecznego, stanowiąca skądinąd tylko niewielki fragment przestrzeni Wszechświata poddany obserwacjom astronomicznym, w czasie których rejestrowane są sygnały dochodzące z odległości miliardów lat świetlnych, to jednak badania kosmiczne w dużej mierze pozwalają już dzisiaj na ustalenie obrazu zjawisk zachodzących i w znacznie bardziej odległych przestrzeniach kosmicznych.

Należy wreszcie stwierdzić, że, wbrew pozorom, znakomita większość badań przeprowadzonych za pomocą pojazdów kosmicznych służy celom jeszcze lepszemu, niż to dotychczas było możliwe, poznania samej Ziemi, na którą obecnie po raz pierwszy możemy spojrzeć z oddalonych od niej punktów przestrzeni kosmicznej.

W ślad za wysłanymi dotąd blisko ośmiuset obiektami badawczymi wyruszą wkrótce następne. Trudno bowiem przewidzieć, by dalszy rozwój astronautyki mógł zostać w jakikolwiek sposób zahamowany. Na pokładach statków orbitalnych i na inne planety zostaną wysłane również ekipy uczonych dla dokonania niezbędnych pomiarów i przesłania ich wyników na Ziemię.

Dokąd jednak zdoła dotrzeć sam człowiek?

Wyposażony przez fizjologów w dodatkowe sztuczne organy uzupełniające pracę naturalnych, człowiek — cyborg będzie niewątpliwie odbywać dalekie podróże kosmiczne. Największe niebezpieczeństwo w tych podróżach stanowi dotychczas promieniowanie korpuskularne, po-

wstające w chwili rozbłysków na Słońcu, grożące natychmiastową zagrądką człowiekowi odpowiednio niezabezpieczonemu. Przed skutkami tego rodzaju napromieniowania, poważnie jeszcze ograniczającemu odbywanie wszelkich dłuższych lub bardziej oddalonych lotów kosmicznych człowieka, mają przyszłych kosmonautów uchronić różnego rodzaju środki farmakologiczne, odpowiedniego typu zasłony czy też odpowiednio silne pola magnetyczne wytwarzane dookoła statku kosmicznego. Nauka szuka równocześnie sposobów możliwości przewidywania rozbłysków na drodze obserwacji szybko zmieniających się gradientów pola magnetycznego w pobliżu plam słonecznych.

Niezwykle szybki rozwój astronautyki nie może być oczywiście traktowany jako zapisywanie dalszych rozdziałów fascynujących fantastycznych powieści Verne'a. Najbardziej realne konsekwencje tego postępu uwiaryściwiają się zresztą nie tylko w dziedzinie techniki czy biologii i fizjologii, ale także w dziedzinie prawa, ekonomii, socjologii, filozofii, a nawet ogólnej polityki światowej. Wskazuje na to chociażby ilościowe zaangażowanie ludzkości w sprawy astronautyki. W skali światowej liczba pracowników nauki, zajmujących się zagadnieniami związanymi z realizacją lotów kosmicznych, znacznie przekracza już obecnie 100 000. Dla przykładu można również przytoczyć, że tylko amerykański przemysł raketowy i astronautyczny zatrudnia łącznie 600 000 pracowników. Na terenie tego przemysłu zorganizowane zostały najrozmaitszego rodzaju ośrodki badawcze. Pozostawiono również temu przemysłowi do dyspozycji liczne centralne państwowe instytuty naukowo-badawcze, łącznie z główną bazą w Cape Kennedy, która sama jedna zatrudnia około 35 000 pracowników. Na rzecz przemysłu raketowego i astronautycznego pracuje w Stanach Zjednoczonych ponad 60 wyższych uczelni, na których zorganizowane zostały odpowiednie kierunki nauczania.

Z działalnością przemysłu astronautycznego wiąże się nierozłącznie realizacja szczególnie awangardowych rozwiązań konstrukcyjnych oraz wdrażania do codziennej praktyki najbardziej nowoczesnych metod technologicznych. Wiele z opracowanych konstrukcji i stosowanych procesów technologicznych opiera się na uprzednich głębokich studiach z dziedziny fizyki oraz wymaga wielkiej precyzji i umiejętności w zakresie wykonawstwa, które często może być realizowane jedynie w warunkach laboratoryjnych. Prace przemysłu astronautycznego obejmują budowę urządzeń o wysokim stopniu automatyzacji, co z kolei poważnie wpływa na ogólny rozwój automatyki i doskonałość układów automatycznych, zwłaszcza zaś układów służących do kierowania metodą inercyjną oraz do astronawigacji. Wystarczy chociażby przytoczyć przykład żyroskopu pływakowego, wyposażonego w łożysko gazowe, opracowanego zresztą dla potrzeb

techniki raketowej, którego wielkość derywacji udało się ograniczyć do pięciu dziesięciotysięcznych stopnia na godzinę. Rozwijanie tego rodzaju prac nie pozostaje również bez wpływu na ogólną automatyzację procesów produkcyjnych, prowadzi do coraz dalszego ograniczania ilości pracowników zatrudnionych bezpośrednio w produkcji, stawiając równocześnie coraz wyższe wymagania co do kwalifikacji zawodowych tych pracowników.

Jeśli chodzi o dziedziny pracy przemysłu astronautycznego, warto pokrótce scharakteryzować bodaj najważniejsze z nich.

Tak więc, przy realizacji coraz to bardziej śmiałych i dalej sięgających projektów kosmicznych szczególnie duży wysiłek należało położyć w pierwszym rzędzie na odpowiedni rozwój techniki raketowej. Doprowadził on dzisiaj do budowy układów rakietowych o wielkości, którą z uwagi na trudności transportu, montażu i kontroli trzeba już chyba uznać za graniczną z punktu widzenia możliwości inżynierskich. W szczególności na przykład urządzenia startowe tych układów mogą być zaliczane do największych pod względem kubatury budowli wzniesionych przez człowieka.

Wykorzystując, jak dotychczas tylko klasyczne reakcje egzotermiczne spalania, ale stosując coraz doskonalsze materiały pędne, aż do obecnie praktycznie już stosowanego zestawu „ciekły wodór — ciekły tlen” uzyskano łączną siłę ciągu układu rakietowego przekraczającą już, jak w przypadku rakiety „Saturn”-5, 33 300 kiloniuutonów (3400 T). Równocześnie w zakresie silników rakietowych na stałe materiały pędne zdolano z powodzeniem uzyskać maksymalny ciąg z pojedynczego tylko silnika-giganta dochodzący do 15 900 kiloniuutonów (1620 T).

Przy budowie tego rodzaju potężnych silników trzeba było zapewnić szczególnie wielką intensywność i niezmiernie wysoką stabilność procesów chemicznych, mimo bardzo dużych wymiarów samych komór spalania i szybkości przemian, które to, od chwili rozpylenia paliwa i utleniacza aż do osiągnięcia przez spaliny prędkości kilku tysięcy metrów na sekundę u wylotu dyszy, nie trwają dłużej niż 1 do 3 setnych sekundy. Dla zdania sobie sprawy z rzeczywistych rozmiarów środowiska, w których przebiegają te procesy, wystarczy przytoczyć, iż do baterii silników, wspomnianej już, rakiety „Saturn”-5 trzeba będzie w ciągu tylko jednej sekundy przetłaczać 5000 kG paliwa i 9000 kG tlenu.

Rozwojowi samego silnika rakietowego towarzyszyły równocześnie prace nad udoskonaleniem konstrukcji całej rakiety. Dzięki tym właśnie udoskonaleniom udało się ciężar wszystkich części metalowych rakiety sprowadzić z $\frac{1}{4}$ do $\frac{1}{10}$ całkowitego ciężaru startowego. W wyniku powyższego, jak dowcipnie określono, sama konstrukcja metalowa stała się właściwie tylko pewnego rodzaju cienkim „opakowaniem” dla niesionej przez raketę masy materiałów pędnych. Równocześnie, w przypad-

ku pojazdów kosmicznych będących satelitami Ziemi, udało się stosunek masy użytecznej, wynoszonej na orbitę okołoziemską, do całkowitej masy startowej zwiększyć z początkowej wartości równej około 1 : 1000 do wartości równej 1 : 50, a nawet w szczególnych przypadkach do 1 : 25.

Uczni i technicy nie ograniczają się oczywiście do prac nad udoskonaleniem klasycznych metod napędu rakietowego, ale dzisiaj już nie tylko myślą, ale i stopniowo realizują bardziej doskonałe rodzaje napędu rakietowego, oparte, ogólnie biorąc, na wykorzystaniu energii jądrowej. Należy do nich napęd jądrowy, w którym lekki gaz roboczy jest ogrzewany w reaktorze jądrowym, napęd jonowy, wykorzystujący przyspieszenie jonów w polu elektrycznym czy też napęd plazmowy opierający się na przyspieszeniu plazmy w polu magnetycznym. Zupełnie odrębny pomysł zmierza do zrealizowania napędu polegającego na bezpośrednim wykorzystaniu systematycznie następujących małych wybuchów jądrowych wewnątrz zbiornika, wypełnionego odpowiednią substancją roboczą umożliwiającą uzyskanie efektu odrzutu.

O ile zastosowanie napędu typu chemicznego może ostatecznie pozwolić na dotarcie przez automatyczne stacje kosmiczne do planet najbliższych Ziemi z planetą Jowisz włącznie, a bezpośrednio samemu człowiekowi co najwyżej na zrealizowanie podróży księżycowej, o tyle wszelkie dalsze podróże, aż po krańce naszego Układu Słonecznego, wymagać muszą już bezwzględnie zastosowania napędu jądrowego, wykorzystującego bądź to rozszczepienie jądra, bądź jego syntezę. Wreszcie, sensownie w czasie zaprojektowanego, podróże międzygwiazdne wymagałyby urządzeń napędowych wykorzystujących w znacznie wyższym stopniu energię spoczynkową czynnika roboczego, a więc na przykład zastosowanie napędu fotonowego opartego na zjawisku anihilacji materii. Trudno sobie dzisiaj jeszcze wyobrazić nawet budowę tego rodzaju urządzeń, dlatego też realnie biorąc wypada uznać, iż eksploracja przestrzeni kosmicznej przez człowieka, przynajmniej na bazie współczesnej nam cywilizacji, nie może jeszcze przekroczyć Układu Słonecznego.

Dla ogólnego rozwoju techniki szczególnie duże znaczenie mogą mieć prowadzone w związku z budową pojazdów kosmicznych prace nad źródłami energii odpowiednio portatywnymi i działającymi długotrwale, na przykład przez okres kilku lat.

Do najciekawszych w tym względzie rozwiązań należą źródła oparte na wykorzystaniu izotopów promieniotwórczych tego rodzaju pierwiastków co polon, cer lub stront, w których energię elektryczną uzyskuje się bądź to za pośrednictwem generatora termoelektrycznego, turbiny sprzężonej z prądnicą, bądź wreszcie na drodze procesu plazmowego.

Konieczność zachowania stałej łączności z pojazdami poruszającymi się w odległych od Ziemi obsza-

rach przestrzeni kosmicznej zrodziła potrzebę szczególnie wnikliwego zjęcia się stosunkowo mało dotychczas zbadanymi sprawami propagacji fal radiowych w przestrzeni kosmicznej. Dzięki usilnym studiom, prowadzonym w tym kierunku, udało się osiągnąć rezultaty wręcz niezwykłe, czego dowodem może być chociażby odebranie przez stację w Goldstone sygnałów o mocy zaledwie 10^{-18} wata, pochodzących od wysłanej w kierunku Marsa automatycznej stacji kosmicznej „Mariner” 4 z rekordowej odległości 340 milionów kilometrów. Do poważnych osiągnięć w tej dziedzinie należy zaliczyć również fakt utrzymania pełnej łączności radiowej z umieszczoną na powierzchni planety Wenus radziecką stacją automatyczną „Wenus” 4 poprzez gęste warstwy atmosfery wenusjańskiej i przy wzajemnej odległości stacji równej 78 milionom kilometrów. Można więc słusznie mieć nadzieję, iż w czasie planowanych na lata siedemdziesiąte lotów podobnych stacji aż do planety Jowisz, kiedy to odległość między Ziemią a stacją kosmiczną będzie dochodziła do około miliarda kilometrów, uda się również z powodzeniem zachować obustronną łączność radiową.

Dla właściwej konstrukcji pojazdu kosmicznego zasadnicze znaczenie ma zarówno mała objętość i lekkość, jak i niezawodność, duża czułość i selektywność wszelkich układów elektronicznych. Dążenie do miniaturyzacji sprzętu elektronicznego poprzez tranzystoryzację, stosowanie układów monoblokowych i drukowanych, umożliwiło osiągnięcie zgoła nieoczekiwanych rezultatów, które pozwoliły na przykład objętość skomplikowanych układów kierowania inercyjnego lub układów zdalnego kierowania pojazdami kosmicznymi sprowadzić do wielkości decymetrów sześciennych. Zastosowanie w przyszłości układów monokrystalicznych, wreszcie szersze zastosowanie maszyn i laserów pozwoli niewątpliwie osiągnięte już korzyści jeszcze uwielokrotnić.

Trzeba przyznać, że o ile same elementy robocze elektroniczne zajmują już obecnie stosunkowo mało miejsca, to sprawa objętości całkowitych urządzeń i ich niezawodności wiąże się głównie z właściwą strukturą połączeń wiążących te elementy. Stąd też właśnie w dużej mierze, na podłożu potrzeb astronautyki, rozwinęła się nauka zajmująca się samą techniką upakowania układów elektronicznych, strukturą i doborem właściwych minimodułów, zapewniających zarówno niezawodność działania, łatwą kontrolę i wymiennność poszczególnych elementów, jak też dostateczną ich uniwersalność.

Myślę, iż w tym krótkim przeglądzie problemów, jakie wynikają z rozwoju astronautyki, nie powinno zabraknąć krótkiej bodaj wzmianki o sprawach materiałowych. Trudno bowiem nie doceniać ich podstawowego znaczenia. Ubiegłe epoki naszej cywilizacji określamy przecież, nie bez słuszności, nazwą tworzywa, którego w tych czasach używał człowiek na swoje narzędzia. Przy obec-

nym rozwoju cywilizacji możemy sobie już pozwolić na szukanie bardziej przydatnych tworzyw do budowanych przez nas dzieł technicznych. Przykładem powyższego może być szczególnie rozwój stopów lekkich, spowodowany wymaganiami lotnictwa.

Materiałom stosowanym przy budowie pojazdów kosmicznych są stawiane szczególnie wysokie wymagania, już to z uwagi na wysokie temperatury, rzędu 6000 °K, powstające w otaczającej pojazd kosmiczny fali uderzeniowej i warstwie przysięcnej w czasie przechodzenia przez gęstsze warstwy atmosfery ziemskiej, wreszcie wysokie wymagania odnośnie samego ciężaru konstrukcji. Przy budowie pojazdów kosmicznych walczy się dosłownie o pomniejszenie ciężaru o każdy niemal gram. Wzrost tego ciężaru na przykład o kilogram wskutek konieczności odpowiedniego powiększenia urządzeń napędowych, na przykład w przypadku międzyplanetarnych sond kosmicznych, kosztuje znacznie więcej niż kilogram złota. Z tych też względów gama tworzyw stosowanych przy budowie pojazdów kosmicznych jest niezwykle urozmaicona. Materiałami najbardziej uniwersalnymi i spełniającymi najwyższe wymagania pozostają, mimo wszystko, stale specjalne o dużej wytrzymałości, chromowe stale nierdzewne oraz metale lub stopy oparte na osnowie żelaza i niklu zawierające spory procent chromu oraz stopy niklu i kobaltu. Dużą uwagę poświęcona jest również stopom lekkim, zwłaszcza stopom aluminium o dużej drobnoziarnistości, dużej stabilności wtrąceń faz trwałych i prawidłowym rozmieszczeniu tych faz.

Ważny problem przy budowie pojazdów kosmicznych stanowią również wszelkiego rodzaju pokrycia ochronne ceramiczne, ceramiczno-metalowe albo też zbudowane z materiałów trudno topliwych w rodzaju stopów niobu, molibdenu, grafitu, wreszcie tworzywa sztuczne, zwłaszcza tworzywa wzmocnione włóknom metalowym lub szklanym.

Nowe tworzywa i wysokie wymagania konstrukcyjne stworzyły

przy budowie pojazdów kosmicznych potrzebę opracowania nowych, odpowiednio do nich dostosowanych metod technologicznych. W sposób specjalny z budową rakiet i pojazdów kosmicznych związane zostało wprowadzenie licznych procesów kształtowania materiałów przez ich róbki metodą iskrową, ultradźwiękową, głębokie tłoczenie i przeciąganie, obmi, różnych specyficznych metod spawania, zwłaszcza spawania cienkiej folii metalowej, wreszcie metod obróbki drogą chemiczną. Dla uzyskania lepszych efektów ekonomicznych zastosowano tutaj także szeroko metody wytłaczania i cięcia drogą wybuchową przy użyciu materiałów wybuchowych bądź też fali uderzeniowej, powstającej przy wyładowaniu elektrycznym w wodzie.

W przypadku operacji cięcia szerzej zastosowanie znalazły metody oparte na wykorzystaniu strumienia elektronów lub plazmy. Dużą uwagę poświęcono również metodom napyłania powierzchni metalem i materiałami ceramicznymi. Wprowadzenie wielu oryginalnych zabiegów technologicznych wypłynęło wreszcie z konieczności wykonania elementów o budowie typu woszczyny lub o budowie przekładkowej.

Wysoce interesujący wydaje się sam problem konstruowania pojazdów kosmicznych, które stało się wyodrębnioną dziedziną sztuki inżynierskiej. Cechą wyróżniającą pojazd kosmiczny i jego zespół nośny jest całkowita automatyzacja wszelkich urządzeń prowadząca do niezwykle daleko posuniętej współzależności dających się tu wyodrębnić układów. Muszą więc one być projektowane równocześnie, a wyniki pracy konstrukcyjnej muszą być na każdym etapie ściśle koordynowane.

Nie może nas zatem dziwić, że do realizacji tego rodzaju prac konstrukcyjnych zaprzęgnięto cały arsenał współczesnej nauki o organizacji pracy. Zastosowanie tych środków nie pomniejszyło jednak roli głównego konstruktora, którego nie tylko wszechstronna wiedza i doświadczenie, umiejętność wykorzy-

stania współpracy różnych specjalistów, ale również po prostu intuicja i stojąca na pograniczu artyzmu inwencja twórcza stają się głównym czynnikiem ostatecznej prawidłowości i celowości konstrukcji i jej najbardziej optymalnego doboru z punktu widzenia niezliczonej ilości różnych możliwości, potrzeb i wymagań.

Przeprowadzone przez nas rozważania pozwoliły zorientować się pokrótce, w jakim stopniu rozwój astronautyki stał się równocześnie kuźnią ogólnego postępu nauki i techniki.

W tym wielkim dziele uczestniczą przede wszystkim największe dwa mocarstwa światowe: Związek Radziecki i Stany Zjednoczone, które w przestrzeni kosmicznej wysłały liczne obiekty badawcze, a także zdołały zrealizować, wymagający szczególnie dużego nakładu sił i środków, lot kosmiczny człowieka. Trzecim państwem, które już zupełnie samodzielnie zrealizowało próbę kosmiczną jest Francja. Na progu włączenia do tego dzieła znajduje się także Wielka Brytania i Japonia. Niezależnie od tego istnieje ścisła wzajemna współpraca na polu astronautyki między krajami Europy Zachodniej. Obok tego zarysowuje się już konkretna współpraca między Związkiem Radzieckim a Francją.

Ze szczególną satysfakcją możemy stwierdzić, iż w tym szlachetnym współzawodnictwie przoduje Związek Radziecki, wytyczając całą ludzkości coraz to nowe, dalsze szlaki opanowania Kosmosu.

Stosownie do zawartych już umów międzypaństwowych mamy pełną możliwość włączenia się wraz z innymi krajami obozu socjalistycznego do pełnej współpracy ze Związkiem Radzieckim zarówno w dziedzinie badania przestrzeni kosmicznej, jak też i realizacji konkretnych prób kosmicznych. Ta wielka szansa, tak ważna dla rozwoju całej naszej rodzimej nauki i techniki, powinna być przez nas w pełni doceniona i wykorzystana.

INŻYNIEROWIE I TECHNICY, PRACOWNICY SŁUŻBY INFORMACYJNEJ — CZYTELNICY

Biblioteka Główna NOT oraz 27 bibliotek oddziałowych stawiają do Waszej dyspozycji bogate zbiory czasopism polskich i zagranicznych, najnowsze dzieła podstawowe i monograficzne archiwa wydawnictw stowarzyszeń naukowo-technicznych, sprawozdania z podróży służbowych za granicę.

Specyfika obciążeń działających na zespoły i części turbinowych silników dwuwałowych i dwuprzepływowych

Mimo znacznej złożoności konstrukcji silniki dwuwałowe i dwuprzepływowe znajdują coraz szersze zastosowanie w lotnictwie ze względu na swoje osiągi i korzystne właściwości eksploatacyjne. Złożoność konstrukcji pociąga za sobą szereg problemów konstrukcyjnych i technologicznych, jak np. problem doboru właściwego pasowania łożysk o wirujących obydwu bieżniach oraz problem walki z drganiami wywołanymi krytycznymi prędkościami obrotowymi zespołów wirujących.

Dotyczy to w szczególności silników dwuprzepływowych, które charakteryzują się długimi łopatkami wentylatorowymi, co powoduje działanie na zamki łopatek i tarcze wirników znacznych sił odśrodkowych, o wartościach niespotykanych w „klasycznych” sprężarkach. Długie łopatki mają niższe częstotliwości drgań własnych i duże amplitudy w rezonansie. Działanie dużych sił odśrodkowych od łopatek wentylatorowych wymaga odpowiedniego wzmacniania tarcz nośnych. Inny problem stanowi dobór właściwych luzów wierzchołkowych łopatek wentylatorowych, gdyż długie łopatki wykazują znaczne odkształcenia promieniowe pod wpływem działania sił odśrodkowych i temperatury.

Wały i wirniki

Złożoność konstrukcji zespołów wirujących silników dwuwałowych i dwuprzepływowych ilustruje przykładowo rys. 1, na którym przedstawiono schematy konstrukcji:

- a) dwuwałowego silnika odrzutowego Bristol Siddeley „Olympus”,
- b) silnika dwuprzepływowego Rolls-Royce „Spey”,
- c) silnika dwuprzepływowego Pratt and Whitney JT9D,
- d) dwuwałowego silnika śmigłowego Rolls-Royce „Tyne”,
- e) dwuprzepływowego silnika nośnego Bristol Siddeley BS. 59,
- f) trójwałowego silnika dwuprzepływowego Rolls-Royce RB. 203.

Zespoły wirujące tych silników muszą mieć dostateczną sztywność, co przy ich znacznej długości i ograniczonych średnicach (ograniczenie to jest szczególnie wyraźne dla wałów łączących turbinę ze sprężarką niskiego ciśnienia) stanowi istotną trudność. Powstałe ugięcia muszą się mieścić w granicach luzów, przewidzianych konstrukcją między zespołami wirującymi a nieruchomymi lub wirującymi z innymi prędkościami obrotowymi.

O wyborze luzów między częściami wirującymi a nieruchomymi, np. w labiryntach uszczelniających, decyduje nie tylko ugięcie wirnika, ale również promieniowe odkształcenia termiczne oraz odkształcenia sprężyste i trwałe pod działaniem sił odśrodkowych. Wynikłe stąd zbliżenie, np. labiryntu wirnika do nieruchomej części korpusu wynosi:

$$\delta_r = y_{\Sigma} + \delta(\sigma) + \delta(T)$$

gdzie:

y_{Σ} — ugięcie wirnika powstałe w wyniku działania przeciążeń y_1 i momentów giroskopowych y_2 . Wynosi ono

$$y_{\Sigma} = \sqrt{y_1^2 + y_2^2}$$

$\delta(\sigma)$ — promieniowe odkształcenie wirnika w wyniku działania naprężeń wywołanych siłami odśrodkowymi,

$\delta(T)$ — promieniowe odkształcenie termiczne wywołane wzrostem temperatury wirnika podczas pracy silnika.

Odształcenie całkowite δ_r zależne jest od warunków pracy silnika (przede wszystkim od prędkości obrotowej silnika), od prędkości i wysokości lotu, a także od toru samolotu i wynikających stąd przeciążeń i momentów giroskopowych.

Wały zewnętrzne silników dwuwałowych, a zwłaszcza trójwałowych muszą mieć ze względów konstrukcyjnych znaczne średnice. Grubości ścianek wałów są niewielkie, co wy-

nika z dążenia do zmniejszenia ciężaru konstrukcji. Prędkości obwodowe wałów zewnętrznych mogą osiągać wartości 100 m/sek, a nawet i wyższe. Dlatego, oprócz obliczeń naprężeń pod działaniem obciążeń zginających i skręcających, należy uwzględnić powstanie w wale naprężeń obwodowych pod działaniem sił odśrodkowych.

Naprężenia obwodowe w pierścieniu (w tym przypadku w wale) wirującym wynoszą:

$$\sigma_u = \rho u^2$$

gdzie:

- ρ — gęstość materiału wału,
 u — prędkość obwodowa wału.

Na rysunku 2 pokazano naprężenia działające na wydzielony element wału. Miarą obciążenia wału są naprężenia zastępcze wyliczone z zależności:

$$\sigma_z = \sqrt{\sigma_{\Sigma}^2 + 4\tau^2}$$

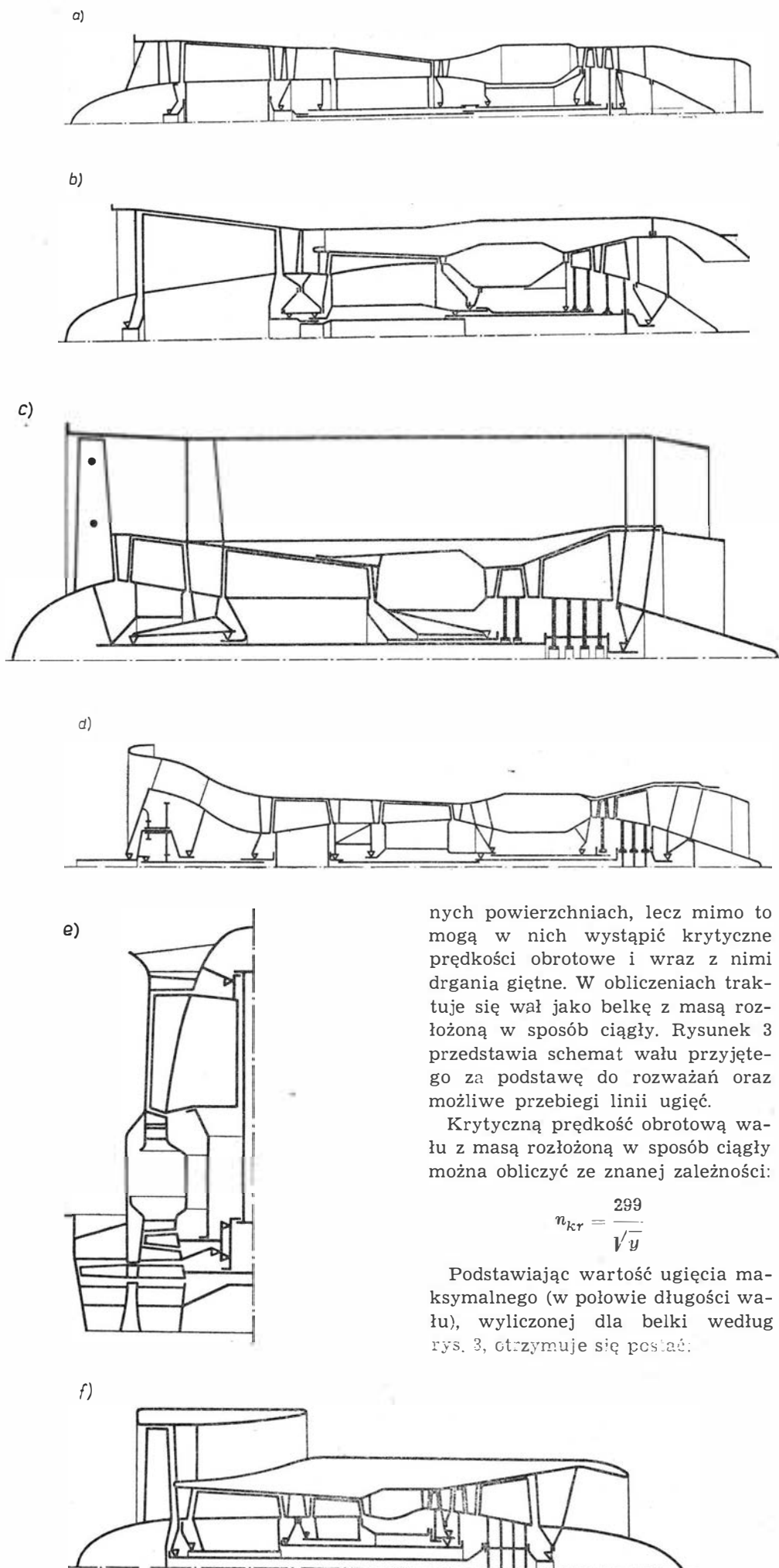
gdzie:

$$\sigma_{\Sigma} = \sqrt{(\sigma_g + \sigma_w)^2 - (\sigma_g + \sigma_w)\sigma_u + \sigma_u^2}$$

— zastępcze naprężenia normalne dla płaskiego stanu napięcia wg rys. 2,
 σ_g — naprężenia gnące, od momentu M_g ,
 σ_w — naprężenia rozrywające, od siły wzdłużnej P_w ,
 τ — naprężenia tnące, od momentu skręcającego M_s .

W przypadku cienkościennej konstrukcji wału może zaistnieć potrzeba oceny stateczności ściany w strefie ściskanej. Obliczenia należy wówczas przeprowadzać według metody stosowanej dla powłok cienkościennych.

Sprężarki niskiego ciśnienia silników dwuwałowych lub wentylatory w silnikach dwuprzepływowych są napędzane za pośrednictwem długich wałów, których duże odcinki są podparte jedynie na sprężkach wielowypustowych końcówek wałów turbiny i sprężarki. Wały te są środkowane na odpowiednio zaprojektowa-



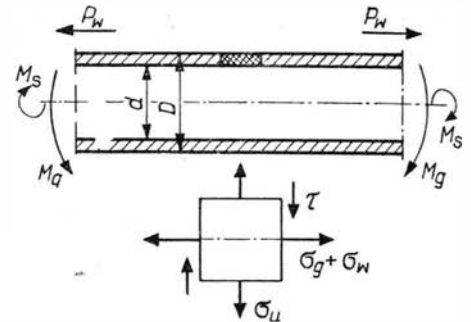
Rys. 1

$$n_{kr} = 927 \sqrt{\frac{EJ}{ml^3}}$$

Krytyczne prędkości wyższych rzędów w stosunku do podstawowej ($i = 1$) można ocenić z zależności:

$$n_{ikr} = i^2 n_{kr}$$

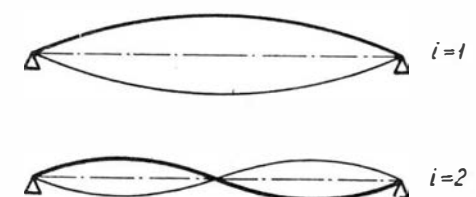
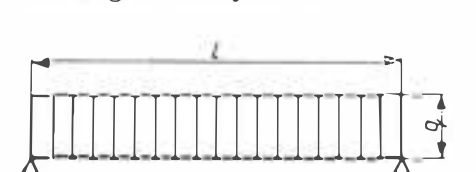
Sprężą łączące ze sobą odcinki wału mogą mieć wielowypustki skośne, wytwarzające w wałach — pod działaniem momentu obrotowego — naprężenia rozciągające, które zwiększają jego sztywność. Konstrukcja ze skośnymi wielowypustami pozwala również na rozłożenie obciążeń wzdłużnych turbiny na dwa łożyska (jedno turbiny, drugie — sprężarki).



Rys. 2

Obciążenie wzdłużne działające na wał lub wirnik wpływa na częstości giętych drgań własnych, a więc i na krytyczne prędkości obrotowe. Obciążenie rozciągające podwyższa sztywność konstrukcji i podwyższa częstość drgań własnych, obciążenie ściskające — przeciwnie, obniża częstość drgań własnych. Dla obliczenia

szają jego sztywność. Konstrukcja ze skośnymi wielowypustami pozwala również na rozłożenie obciążeń wzdłużnych turbiny na dwa łożyska (jedno turbiny, drugie — sprężarki).



Rys. 3

podstawowej częstości drgań własnych wału obciążonego wzdłużnie można posłużyć się zależnością:

$$f = f_0 \sqrt{1 \pm \frac{P_w}{P_{wkr}}}$$

gdzie:

f_0 — częstość drgań własnych wału w stanie swobodnym,

nych powierzchni, lecz mimo to mogą w nich wystąpić krytyczne prędkości obrotowe i wraz z nimi drgania gięte. W obliczeniach traktuje się wał jako belkę z masą rozłożoną w sposób ciągły. Rysunek 3 przedstawia schemat wału przyjętego za podstawę do rozważań oraz możliwe przebiegi linii ugięć.

Krytyczną prędkość obrotową wału z masą rozłożoną w sposób ciągły można obliczyć ze znanej zależności:

$$n_{kr} = \frac{299}{\sqrt{y}}$$

Podstawiając wartość ugięcia maksymalnego (w połowie długości wału), wyliczonej dla belki według rys. 3, otrzymuje się postać:

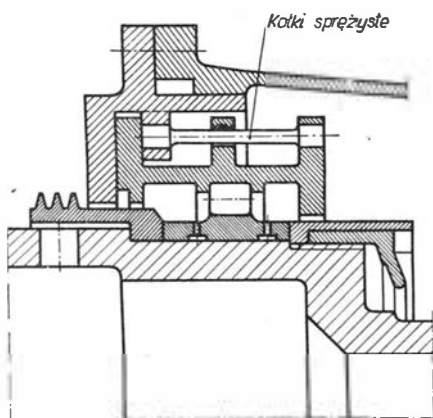
P_w — siła wzdłużna obciążająca wał,
 $P_{wkr} = \frac{\pi^2 EJ}{l^2}$ — krytyczna siła
wzdłużna powodująca wy-
boczenie.

W powyższej zależności znak +
odpowiada sile rozciągającej, znak —
sile ściskającej.

W niektórych konstrukcjach w ce-
lu zabezpieczenia się przed wystą-
pieniem prędkości obrotowej o okre-
ślonej wartości (niebezpiecznej dla
konstrukcji) stosuje się podpórę swo-
bodną, która zaczyna podpirać wał
dopiero po powstaniu ugięcia. Miej-
sce podpory dobiera się tak, aby po
wystąpieniu krytycznej prędkości
pierwszego rzędu ($i = 1$, rys. 3), wał
oparł się o podpórę swobodną. Od
tej chwili mogą występować tylko
takie krytyczne prędkości obrotowe
i drgania giętne, podczas których
węzeł drgań leży w miejscu podpar-
cia, a to odpowiada znacznie wyż-
szym prędkościom obrotowym i
znacznie wyższym częstościom.

W celu przesunięcia zakresu kry-
tycznych prędkości obrotowych w
wielu współczesnych silnikach sto-
suje się podatne podpory lub pod-
pory podatne z hydraulicznym tłum-
ieniem ugięć.

Rysunek 4 przedstawia konstruk-
cję podatnej podpory wału turbiny
silnika „Spey”. Elementy sprężyste
podpory to specjalnie ukształtowana
bieżnia zewnętrzna i najbardziej po-



Rys. 4

datny element konstrukcyjny: kołki
sprężyste osadzone jednym końcem
w kołnierzu bieżni, a drugim koń-
cem — w kołnierzu korpusu łożyska.
Rysunek 5 przedstawia schemat kon-
strukcji podpory z tłumieniem hy-
draulicznym za pomocą warstwy
tłoczonego oleju.

Krytyczną prędkość obrotową wir-
nika podpartego na nieskończenie
sztywnych podporach oblicza się z
zależności:

$$n_{kr} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{C}{m}}$$

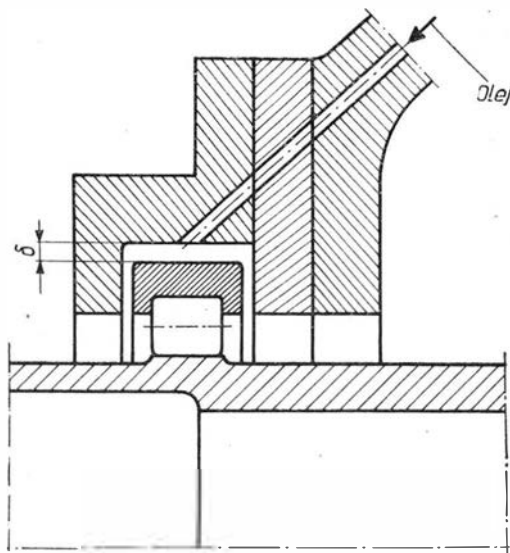
Krytyczną prędkość obrotową wir-
nika podpartego na podatnych pod-
porach obliczyć można z analogicz-
nej zależności:

$$n_{kzp} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{C_p}{m}}$$

gdzie:

C_p — sztywność wirnika z podat-
nymi podporami względem
nieskończenie sztywnego pod-
łoża.

Rysunek 6 wyjaśnia wpływ ugięcia
statycznego podpory na ugięcie



Rys. 5

wirnika w miejscu zawieszenia ma-
sy skupionej. Sztywność wirnika z
podatnymi podporami można wyzna-
czyć z zależności:

$$C_p = \frac{P}{y_p}$$

gdzie:

$$y_p = y_1 + y_2$$

Przesunięcia y_1 i y_2 można wyrazić
dla schematu na rys. 6 zależnościami:

$$y_1 = \frac{P}{C_1} \quad y_2 = y_1 \frac{a}{l}$$

gdzie:

C_1 — sztywność wirnika.

Z drugiej strony odkształcenie pod-
pory y_1 w wyniku działania reakcji
 R_B na podporze wynosi:

$$y_1 = \frac{R_B}{C_l} = \frac{P \cdot a}{C_l \cdot l}$$

gdzie:

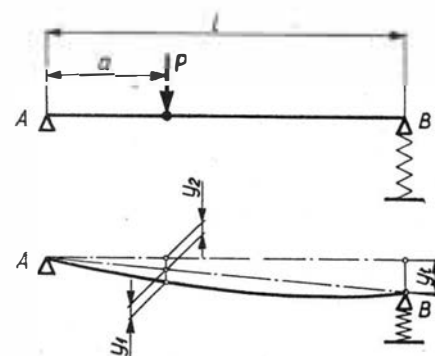
C_l — sztywność podpory.

W oparciu o powyższe zależności
można wyznaczyć zależność między
krytyczną prędkością obrotową wir-
nika z podatną podporą a krytycz-
ną prędkością obrotową wirnika ze
sztywnymi podporami:

$$n_{kzp} = n_{krl} \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{C_1}{C_l} \left(\frac{a}{l}\right)^2}}$$

Z zależności tej widać, że krytyczna
prędkość obrotowa wirnika z podat-
ną podporą jest mniejsza od kry-
tycznej prędkości obrotowej sztyw-
no podpartego wirnika. Z przytocz-
nej zależności nie można wprost wy-
ciągnąć ścisłych wniosków liczbo-
wych, gdyż do rozważań przyjęto
jedynie podatności statyczne wirni-
ka i podpór. Decydujący wpływ na
wartość liczbową krytycznej prę-
dkości obrotowej ma podatność dy-
namiczna, różna od podatności sta-
tycznej i zależna nie tylko od ampli-

tudy ugięć, ale i od ich częstotli-
wości.



Rys. 6

Stosowanie tłumienia w podporach
wirników ma na celu przede wszyst-
kim zmniejszenie amplitud w całym
zakresie prędkości obrotowych, a
zwłaszcza w zakresie krytycznych
prędkości obrotowych. Od intensy-
wności tłumienia jest zależna wartość
ugięcia zespołu wirującego. Ponie-
waż ugięcia wirników silników tur-
binowych są ograniczone między in-
nymi wartościami luzu wierzchołko-
wego łopatek sprężarek i turbin, in-
tensywność tłumienia dobiera się w
zależności od wartości granicznie
dopuszczalnego ugięcia.

Koncepcja tzw. wiotkich wirników, tj. takich, których krytyczna prędkość obrotowa leży poniżej zakresu roboczego, ma tę zaletę, że w zakresie nadkrytycznym wirnik dąży do obracania się wokół osi przechodzącej przez środek masy wirnika. W przypadku wirowania dokoła środka masy i przy właściwym doborze luzu promieniowego łożyska podpory praktycznie są obciążone jedynie siłami ciężkości w kierunku poprzecznym i ewentualnie siłami wzdłużnymi. Siły odśrodkowe nie obciążają łożysk, jeśli mimośród środka masy jest mniejszy od luzów promieniowych. Wadę wiotkich konstrukcji stanowi przechodzenie przez zakres krytyczny w okresie rozpędzania lub zatrzymywania silnika.

Łożyska wirników

Niektóre łożyska silników dwuwałowych pracują w zupełnie odmiennych warunkach niż łożyska silników jednowałowych. Różnica w warunkach pracy polega na tym, że wirują obydwie bieżnie tych łożysk — z różnymi prędkościami obrotowymi, w kierunkach zgodnych lub przeciwnych. Drugi problem, to zapewnienie właściwego olejenia i chłodzenia łożysk osadzonych we wnętrzu wałów. Zagadnienie olejenia i chłodzenia łożysk pracujących w takich warunkach stanowi jeden z ważniejszych (i trudniejszych) problemów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych.

W chwili obecnej nie dysponuje się ścisłymi metodami obliczeń łożysk dla tak wysokich prędkości obrotowych, jakie występują w lotniczych silnikach turbinowych. Brak jest również metod obliczeniowych dla łożysk o stosunkowo niewielkiej prędkości względnej obu bieżni (względem siebie), lecz znajdujących się w polu działania dużych sił odśrodkowych. Dla zapewnienia możliwie korzystnych warunków pracy tych łożysk konieczne jest zastosowanie właściwych pasowań obu bieżni na czopie i w otworze.

Przy dobieraniu tolerancji wykonawczych, zwłaszcza dla otworu pod bieżnię zewnętrzną wirującą wraz z wirnikiem wysokiego ciśnienia, należy w sposób właściwy dobrać wymiar nominalny otworu. Dobór wymiaru nominalnego otworu opiera się na ocenie odkształceń promieniowych bieżni zewnętrznej w warunkach jej wirowania wraz z wirnikiem wysokiego ciśnienia. Tym sposobem bieżnia w warunkach monta-

żowych może być osadzona przylgowo, suwliwie (lub nawet jeszcze luźniej), osiągając właściwe pasowanie, tj. lekki wcisk, dopiero w warunkach wirowania.

W przypadku zastosowania w konstrukcji dwuwałowej klasycznego pasowania łożyska (lekki wcisk) może ono podczas pracy ulec zakleszczeniu. Dlatego wydaje się rzeczą celową przyjęcie jako wymiaru nominalnego otworu pod bieżnię zewnętrzną łożyska średnicy zewnętrznej łożyska powiększonej o wartość odkształcenia sprężystego pierścienia bieżni, powstałego pod działaniem sił odśrodkowych.

W przypadku zastosowania podpór podatnych z hydraulicznym tłumieniem drgań kryteria doboru właściwych pasowań są zupełnie inne i zależą od wymaganej podatności podpory.

W celu zapewnienia właściwego chłodzenia łożysk z wirującymi obu bieżniami stosuje się przedmuch powietrza przez łożyska i kanał utworzony między ściankami obu wirujących wałów. Powietrze przepływające tym kanałem porywa wtryskiwany tam olej i zapewnia jednocześnie niezbędne olejenie.

Ostatecznej oceny prawidłowości doboru łożysk, ich pasowań, chłodzenia i olejenia, można dokonać dopiero w stadium badań prototypowych, a ocenę trwałości łożysk — najczęściej dopiero w okresie eksploatacji.

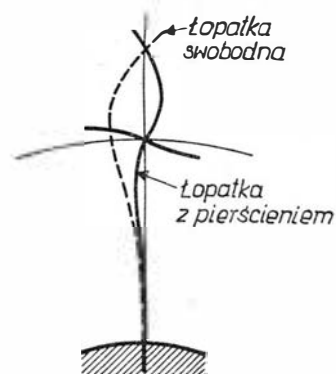
Łopatki wentylatorów i turbin

W ostatnich latach pojawiło się szereg konstrukcji dwuprzepływowych o dużym ciągu i bardzo dużym wydatku powietrza przez kanał zewnętrzny, w których długości łopatek wentylatorów osiągnęły (a nawet przekroczyły) 750 mm. Każda łopatka wentylatora poddana jest działaniu ogromnych sił odśrodkowych sięgających kilkunastu lub nawet kilkudziesięciu tysięcy kilogramów. Obciążenie wymiarujące powierzchnie przekrojów poprzecznych łopatek stanowią siły odśrodkowe i pochodzące od nich naprężenia rozciągające.

Łopatki przydźwiękowych wentylatorów poddane są poza tym działaniu znacznych obciążeń zginających siłami aerodynamicznymi. Ugięcie łopatki, spowodowane tymi obciążeniami, wywołuje powstanie momentu od sił odśrodkowych przeciwnie skierowanego do momentu od sił zginających, dzięki czemu w długich łopatkach wentyla-

torowych, które są stosunkowo wiotkie, możliwa jest samoczynna kompensacja momentów. Kompensację tę ułatwia mocowanie łopatek za pomocą zamków sworzniowych — wahliwych, które poza tym mają własności tłumienia drgań. Oczywiście, wszystkie rozważania i obliczenia przeprowadza się względem głównej osi bezwładności przekroju poprzecznego podstawy łopatki równoległej do cięciwy profilu.

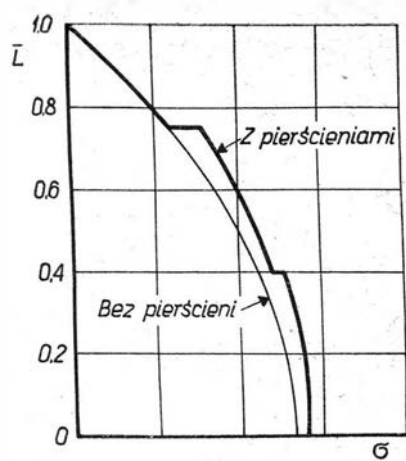
W celu zmniejszenia drgań łopatek wentylatorowych, zwłaszcza długich, w zakresie użytkowych prędkości obrotowych wirnika, stosuje się często wzajemne łączenie wszystkich łopatek na jednym lub nawet dwóch — przy bardzo długich łopatkach — obwodach. Połączenia dokonuje się na promieniu, na którym w przypadku swobodnej łopatki konstruktor spodziewa się największej amplitudy drgań. Ponieważ każda łopatka jest wzbudzana w innym czasie, przy mijaniu, np. strefy zakłócenia od kierownic, wartości amplitud sąsiednich łopatek są różne w tym samym czasie i obecność pierścienia łączącego łopatki rozsynchronizowuje drgania. Rysunek 7 przedstawia schemat łopatki połączonej z sąsiednimi łopatkami za pomocą pierścienia w miejscu największych amplitud przy drganiach drugiego



Rys. 7

rzędu. Obecność tego połączenia pozwala na drgania łopatki tylko z taką harmoniczną, przy której w miejscu połączenia wystąpi węzeł drgań. Częstość tych drgań jest wielokrotnie wyższa (i mniej niebezpieczna ze względu na mniejsze amplitudy) od częstości wytłumionej obecnością pierścienia.

Pierścień łączący ze sobą łopatki obciążają je powodując przyrost naprężeń rozciągających. Rysunek 8 przedstawia rozkład naprężeń rozciągających w łopacie bez pierścienia łączących oraz rozkład naprężeń w łopacie z dwoma wieńcami pierście-



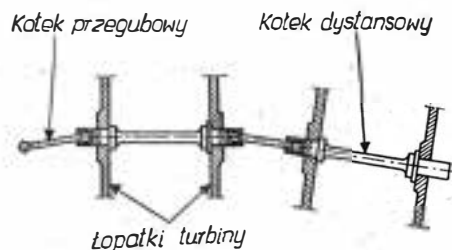
Rys. 8

ni. Spowodowany pierścieniami przyrost naprężeń jest stosunkowo niewielki, gdyż masy pierścieni są niewielkie w porównaniu z masą pióra łopatki. Naprężenia w łopatkach

wentylatorowych mogą być nieco wyższe niż w łopatkach sprężarkowych, gdyż można dla nich stosować mniejsze zapasy przewidywane ze względu na ewentualne uszkodzenia mechaniczne powierzchni łopatki w warunkach eksploatacji. Jest to możliwe dlatego, że cała łopatka wentylatora jest masywniejsza od sprężarkowej i udział uszkodzonej powierzchni w stosunku do dużej powierzchni przekroju poprzecznego łopatki wentylatorowej jest niewielki. Ze względu na wymaganą trwałość łopatki wentylatorowe, a często również łopatki sprężarek, wykonuje się ze stali.

Przy okazji należy przypomnieć, że niektórzy konstruktorzy stosują „wiązanie” łopatek wirnikowych również i w turbinach. Schemat na rys. 9 przedstawia sposób łączenia

łopatek turbinowych jednego z nowocześniejszych silników radzieckich średniego ciągu.



Rys. 9

Specyfika konstrukcji silników dwuprzepływowych i dwuwałowych i związana z nią specyfika obliczeń wytrzymałościowych i dynamicznych uwzględnia przede wszystkim ogólną dążność współczesnego lotnictwa do dużej niezawodności pracy i dużej trwałości eksploatowanych konstrukcji.

629.13.012.59:629.8:629.138.5

Klimatyzacja kabiny samolotu „Concorde”

Klimatyzację kabiny naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Concorde” komplikują występujące na wysokościach przelotowych (18—20 km) duże ilości ozonu, mała wilgotność powietrza, możliwość napotkania na tych wysokościach obłoków promieniotwórczych oraz konieczność chłodzenia powietrza doprowadzanego do kabiny w czasie lotu naddźwiękowego i podgrzewania go w czasie lotu poddźwiękowego.

Objętość pomieszczenia pasażerskiego i pomieszczenia załogi wynosi łącznie ok. 142 m³, a zawarte w tych pomieszczeniach powietrze waży na wysokości przelotowej ok. 152 kG. Powietrze jest wymieniane co dwie minuty, gdyż tylko w ten sposób możliwe jest obniżenie temperatury w kabinie o ok. 130 °C w stosunku do temperatury kadłuba i zapewnienie jej równomiernego rozkładu we wszystkich częściach kabiny.

Powietrze do klimatyzacji dostarczane jest przez sprężarki czterech silników napędowych zasilające cztery oddzielne podukłady, które składają się na układ klimatyzacyj-

ny samolotu, przy czym każda z czterech sprężarek zasilą inny podukład. Ogólny wydatek powietrza wykorzystywanego do klimatyzacji wynosi 1,53 kG/sek (wg „Aeroplane” z dn. 12 kwietnia 1967 r.). Według „Engineering” z dnia 19 sierpnia 1966 r. samolot jest wyposażony tylko w trzy podukłady o łącznym wydatku powietrza ok. 1,36 kG/sek, zasilane przez trzy sprężarki.

Schemat jednego z podukładów klimatyzacyjnych przedstawia rys. 1. Powietrze, nagrzane prawie do 600 °C w ostatnim stopniu sprężarki silnika, jest doprowadzane do podukładu przez podwójny zawór redukcyjny i odcinający (1). Przechodzi następnie przez zawór regulacji wydatku powietrza (2), przetwornik ozonu na tlen (3) i pierwszy wymiennik ciepła (4) chłodzony powietrzem z otaczającej atmosfery. Pierwszy wymiennik ciepła chłodzi doprowadzane do kabiny powietrze tylko do 200 °C, gdyż powietrze chłodzące wskutek efektu spiętrzenia aerodynamicznego i tarcia, jest nagrzane do temperatury 150 °C. W przetworniku ozonu wykorzy-

stuje się związek niklowy jako katalizator powodujący dysocjację ozonu na tlen normalny. Ponieważ materiał, z którego jest wykonany pierwszy wymiennik ciepła, zawiera duży procent niklu, jest rzeczą możliwą, że wymiennik ten przejmie również zadanie przetwornika ozonu. Następnie powietrze ochłodzone do 200 °C doprowadzane jest poprzez filtr cząstek promieniotwórczych (6) do sprężarki odśrodkowej (7), stanowiącej część chłodziarki sprężarkowo-turbinowej, w której nagrzewa się wskutek sprężania do temperatury 310 °C. Celem tego procesu jest zwiększenie efektywności późniejszego procesu chłodzenia powietrza w turbinie (12) napędzającej sprężarkę (7). Po opuszczeniu sprężarki powietrze przepływa przez wstępny oddzielacz pary wodnej (8), drugi wymiennik ciepła powietrze-powietrze (9), w którym ponownie zostaje ochłodzone do temperatury 200 °C, i w końcu przez wymiennik ciepła (10). W tym ostatnim wymienniku czynnikiem chłodzącym jest paliwo silników napędowych, dzięki czemu temperatura powietrza może być w nim obniżona do 90 °C.



Na mniejszych wysokościach lotu powietrze zawiera dużą ilość pary wodnej, która wskutek ochłodzenia

Powietrze z podukładów klimaty-



podukład. W porównaniu z pomieszczeniem pasażerskim ma ono dużą objętość w stosunku do przebywających w niej osób (pilot, drugi pilot i inżynier pokładowy), w wyniku czego wypacane przez załogę ilości wilgoci nie wystarczają do zapewnienia w warunkach przelotowych

wymaganej wilgotności powietrza. Sytuację pogarsza wysoki poziom promieniowania podczerwonego, wydzielanego przez gorącą warstwę przysięnną na zewnątrz kadłuba i przenikającego do wnętrza przez okna kabiny. Problem ten rozwiązano przez umieszczenie na linii zasilania pomieszczenia załogi nawilżacza powietrza, włączanego na dużych wysokościach lotu.

Przy projektowaniu układu klimatyzacyjnego musiano pokonać znaczne trudności związane z dużą prędkością obrotową zespołu sprężarko-turbina, niebezpieczeństwem korozji i erozji elementów układu, koniecznością zapewnienia dużej nie-

zawodności i trwałości (6000 godz. — odpowiednik dwuletniej eksploatacji samolotu) zaworów i innych ruchomych części oraz dużą częstotliwością lotów i wynikającymi stąd zmianami ciśnienia w przewodach oraz temperatury w wymiennikach ciepła, co powoduje zmęczenie mechaniczne i cieplne elementów układu klimatyzacyjnego.

Z uwagi na bezpieczeństwo pasażerów i załogi układ klimatyzacyjny samolotu „Concorde” został tak zaprojektowany, że w przypadku uszkodzenia jednego z podukładów pozostałe podukłady umożliwiają lot samolotu na nominalnej wysokości

przy nominalnym ciśnieniu i temperaturze w kabinie. Również uszkodzenie dwóch podukładów klimatyzacyjnych nie stwarza niebezpieczeństwa dla pasażerów, jednak wówczas prędkość lotu musi być zmniejszona, w przypadku wersji z trzema podukładami, do prędkości poddźwiękowej. Poza tym samolot jest wyposażony w instalację tlenową — na wypadek dekompresji kabiny — przy czym tlen w stanie gazowym przechowywany jest w lekkich butlach, które znajdują się w kabinie.

Na podstawie Masters D.: „A place to live in...”, Hawker Siddeley Review, vol. 3, nr 3 opracował *Stefan M. Kołodzyński*

Mgr inż. RYSZARD FILIPOWSKI

Politechnika Warszawska
Katedra Technologii Mechanicznej
Ogólnej i Lotniczej

621.9.01

Obliczanie Optymalnych Parametrów Skrawania (OPS) przy wykorzystaniu zasad programowania liniowego

Matematyczna analiza problemu

Standardowe zadanie programowania liniowego jest zdefiniowane następująco: dany jest układ m nierówności z n niewiadomymi:

$$\begin{aligned} a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + \dots + a_{1n}x_n &\geq b_1 \\ a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + \dots + a_{2n}x_n &\geq b_2 \end{aligned} \quad (1)$$

$$a_{m1}x_1 + a_{m2}x_2 + \dots + a_{mn}x_n \geq b_m$$

oraz forma liniowa:

$$f = c_1x_1 + c_2x_2 + \dots + c_nx_n \quad (2)$$

Poszukuje się wśród nieujemnych rozwiązań układu (1) takie, które dają minimum formy liniowej (2).

Dobór optymalnych parametrów skrawania sprowadza się w praktyce do rozwiązania zadania, które jest w analogiczny sposób zdefiniowane.

Układ (1) oraz forma liniowa (2) z powyższym warunkiem rozwiązania nazywa się matematycznym modelem doboru OPS.

Zestawienie układu ograniczeń (1) matematycznego modelu doboru OPS

Proces skrawania nadaje przedmiotom obrabianym w kolejności:

- kształt geometryczny,
- dokładność wymiarów i chropowatość powierzchni,
- stan naprężeń w warstwie powierzchniowej.

Wielkościami niewiadomymi x_i w rozpatrywanym przez nas modelu są:

- x_1 — obroty lub prędkość skrawania — n (V),
- x_2 — posuw narzędzia (mm/obr); (mm/ząb) — p ,
- x_3 — głębokość skrawania (mm) — g .

W zależności od stosunku x_1 , x_2 , x_3 przedmioty będące cechowały się określonym kształtem geometrycznym, ale dokładność, chropowatość i stan naprężeń będą różne.

Rysunek techniczny wyrobu definiuje dla niego zarówno punkt a), jak również b) i c). Oznacza to, że gotowy wyrób nie może odbiegać od założonych warunków technicznych.

Proces obróbki dzieli się w przybliżeniu na:

- 1) obróbkę zgrubną,
- 2) obróbkę półwykańczającą,
- 3) obróbkę wykańczającą.

Obróbka wykańczająca usuwa zarówno błędy kształtu, jak i nadmierne naprężenia, które pozostawiają obróbki poprzednie.

Z wyżej przytoczonych rozważań wynika, że stosunek x_1 , x_2 , x_3 w wyżej wymienionych etapach obróbki będzie różny. Niezmiernie ważny w procesie produkcji jest wskaźnik wydajności i kosztu własnego wykonania wyrobu. Dobór x_i musi być tak pomyślany, aby przy innych zachowanych warunkach wydajność była największa, a koszt wykonania najmniejszy. W praktyce oba warunki, tj. najmniejszy koszt wykonania i największa wydajność opisują się tym samym rów-

naniem. Zatem wartości niewiadomych x_i będą limitowane następującymi ograniczeniami:

warunkami technicznymi wykonania wyrobu, charakterystyką układu: obrabiarka, przedmiot obrabiany i narzędzie, wydajnością, tj. ilością wykonanych sztuk/godz., etapem obróbki.

Zadania programowania liniowego są rozwiązywane na maszynie cyfrowej. Prędkość obliczeń na MC jest na tyle wystarczająca, że istnieje możliwość przeliczenia x_1, x_2, x_3 na poszczególnych etapach obróbki, przy uwzględnieniu wszystkich ograniczeń.

Dlatego też układ nierówności (1) powinien obejmować możliwie pełną ilość zależności, które możliwie dokładnie charakteryzują proces skrawania i warunki, w jakich się ona odbywa.

Nierówności układu (1) nazywa się ograniczeniami. Większość ograniczeń w teorii skrawania podana jest w postaci funkcji przestępnej. Teoria programowania liniowego stosuje się do funkcji algebraicznych. Dlatego też postać przestępną należy sprowadzić do postaci algebraicznej. Wystarczającym przekształceniem jest logarytmowanie.

Postać wykładnicza ograniczeń modelu matematycznego doboru OPS

Ponieważ wynikiem obliczeń ma być wyznaczenie wartości parametrów n, p, g , zatem wszystkie równania wykładnicze określające poszczególne parametry i warunki skrawania przekształca się względem tych wielkości.

Ograniczenie I

Przez porównanie ekonomicznej prędkości skrawania z prędkością określoną kinematyką obrabiarki otrzymuje się:

$$n p^{\frac{Y_v}{g}} g^{\frac{X_v}{g}} \leq \frac{318 C_v K_v}{T_e k^m D^{1-Z_v} \left(\frac{H_B}{K_{nB}} \right)^{n_v} Z^{u_v} B^{r_v}} = b'_1$$

Ograniczenie II

Przez porównanie mocy niezbędnej do skrawania, z momentem rozwijanym przez silnik na wrzecionie obrabiarki otrzymuje się:

$$n p^{\frac{Y_z}{g}} g^{\frac{X_z}{g}} \leq \frac{975 \cdot 10^3 K_{Cz} N_n \eta}{C_z K_z D^{Z_z} H_B^{n_z} Z^{u_z} B^{r_z}} = b'_2$$

Ograniczenie III

Przez porównanie czasu obróbki i cyklu obrabiarki otrzymuje się:

$$n p g \geq \frac{L_{skr} a}{k \varphi \left[\frac{60 K_{obc} \cdot r_R}{R} - t_p \right]} = b'_3$$

Ograniczenie IV

Przez wybór **większej** z dwóch prędkości: minimalnej określonej kinematyką obrabiarki i minimalnej dla danego materiału obrabianego uzyskuje się:

$$n \geq \max \left(\frac{318 V_{\min}}{D}; n_{\text{obr.min}} \right) = b'_4$$

Ograniczenie V

Przez wybór **mniej** z dwóch prędkości: maksymalnej określonej kinematyką obrabiarki i maksymalnej dla danego materiału obrabianego otrzymuje się:

$$n \leq \min \left(\frac{318 V_{\max}}{D}; n_{\text{obr.max}} \right) = b'_5$$

Ograniczenie VI

Ograniczenie to charakteryzują:

- 1) warunki techniczne dla wyrobu: dokładność kształtów, chropowatość powierzchni,
- 2) układ: obrabiarka, przedmiot obrabiany i narzędzie (OPN),
- 3) naprężenia w warstwie powierzchniowej.

Warunki techniczne, układ i naprężenia wyrażają się równaniami I i II:

Równania I wyrażają się następująco:

$$\frac{Y_s}{p} \frac{X_s}{g} \leq \min (\alpha \neq 0; \beta \neq 0; \gamma \neq 0; \zeta \neq 0; \varepsilon \neq 0; \xi \neq 0; \Psi \neq 0; \nu \neq 0) = b'_6$$

Równania II wyrażają się:

$$\frac{Z_n}{n} \frac{Y_n}{p} \frac{X_n}{g} \leq \min (\delta \neq 0; \Delta \neq 0) = b'_7$$

Równania I i II oznaczają:

obliczyć $\alpha, \beta, \dots, \nu$ oraz δ i Δ . Z obliczonych wartości wybrać najmniejszą.

Ograniczenie VII

$$p \geq p_{\text{obr.min}} = b'_8$$

Nierównomierność wynika z kinematyki obrabiarki.

Ograniczenie VIII

$$p \leq p_{\text{obr.max}} = b'_9$$

Nierównomierność wynika z kinematyki obrabiarki.

Ograniczenie IX

$$g \geq g_{\min} = b'_{10}$$

Równanie określa najmniejszą technologicznie stosowaną głębokość skrawania dla określonego materiału.

Ograniczenie X

$$g \leq a = b'_{11}$$

Głębokość skrawania równa jest naddatkowi na obróbkę. Odpowiada to obróbce z jednym przejściem.

Kryterium optymalności doboru parametrów skrawania (dla obróbki jednonarzędziowej)

Za kryterium optymalności, dla zagadnienia doboru OPS przyjmuje się bądź koszt własny wyrobu, bądź największą wydajność procesu.

Koszt własny procesu wyraża się zależnością:

$$K = \frac{c_1}{n p g}; \quad c_1 = \text{const}$$

Największa wydajność procesu wyraża się zależnością:

$$W = \frac{c_2}{n p g}; \quad c_2 = \text{const}$$

Zatem za kryterium optymalności przyjąć można funkcję w postaci:

$$f = \frac{c}{n p g}; \quad c = \text{const}$$

Model matematyczny doboru OPS przedstawiony w postaci zadania programowania liniowego

Postać przestępną zależności $b'_1, \dots, b'_{11}$ sprowadza się do postaci algebraicznej, przez logarytmowanie. Przyjmuje się logarytm naturalny. Wielkości posuwu i głębokości mnoży się przez 100, aby uniknąć ujemnych wartości niewiadomych x_2, x_3 .

Wprowadza się następujące oznaczenia:

$$\ln n = x_1; \ln(100 p) = x_2; \ln(100 g) = x_3; \ln f = f_0; \\ \ln(100^2 c) = c_0.$$

Współczynniki przy niewiadomych oznaczamy odpowiednio do kolejności równania i numeru niewiadomej przez a_{ij} .

W wyniku tych podstawień otrzyma się następującą postać układu nierówności:

$$\begin{array}{lll} (1) & x_1 + a_{12} & x_2 + a_{13} x_3 \leq b_1 \\ (2) & x_1 + a_{22} & x_2 + a_{23} x_3 \leq b_2 \\ (3) & x_1 + & x_2 + x_3 \geq b_3 \\ (4) & x_1 & \geq b_4 \\ (5) & x_1 & \leq b_5 \\ (6) & a_{62} & x_2 + a_{63} x_3 \leq b_6 \\ (7) & a_{71} x_1 + a_{72} & x_2 + a_{73} x_3 \leq b_7 \\ (8) & & x_2 \geq b_8 \\ (9) & & x_2 \leq b_9 \\ (10) & & x_3 \geq b_{10} \\ (11) & & x_3 \leq b_{11} \end{array} \quad (1)$$

$$f_0 = c_0 - x_1 - x_2 - x_3 - \text{minimum} \quad (2)$$

Równanie f_0 jest formą liniową standardowego zadania programowania liniowego.

Wprowadzamy oznaczenie:

$$G_0 = x_1 + x_2 + x_3 \quad (2')$$

Z równania f_0 wynika bezpośrednio, że $f_0 = \text{minimum}$, wtedy gdy $G_0 = \text{maksimum}$.

Model matematyczny doboru OPS jest zatem zadany układem nierówności (1) oraz formą liniową (2').

Okres trwałości przy jednonarzędziowej obróbce

Do stałej b_1 (patrz ograniczenie I) wchodzi okres trwałości narzędzia. Trwałość narzędzia jest parametrem w pewnym sensie zmiennym. Trwałość narzędzia będzie określana z ekonomii wykonania wyrobu lub z założenia największej wydajności, tj. Tek lub T_m .

Metody rozwiązania zadania doboru OPS zadanego układem (1) i formą liniową (2')

Dobór OPS, jak wynika z przytoczonych zależności, jest typowym zadaniem programowania liniowego. Do rozwiązania zadania stosują się typowe metody stosowane w teorii programowania liniowego, do których zalicza się: metodę algebraiczną Simplex oraz metodę opartą na geometrycznej interpretacji zadania programowania liniowego.

Wymienione metody umożliwiają odpowiedź na następujące pytania, czy:

a) układ nierówności (1) jest układem zbieżnym (niesprzecznym),

b) forma liniowa (2) nie ma minimum ($f = -\infty$), czyli zadanie nie ma rozwiązania,

c) forma liniowa (2) osiąga minimum, czyli zadanie ma rozwiązanie, wówczas wyznacza się wartości niewiadomych x_1, x_2, x_3 , które wyznaczają wektor $X(x_1, x_2, x_3)$ optymalnego rozwiązania zadania doboru OPS.

Odpowiedzi na pytania a) i b) być może zadowalają matematyka, ale technicznie nie rozwiązują problemu. Pytający dowiadyuje się, że zadanie jest niewłaściwie postawione ale nie otrzymuje informacji odnośnie ta-

kiego poprawienia warunków wyjściowych zadania, aby otrzymać przypadek (c), czyli rozwiązanie optymalne.

Prace [1], [2] rozwiązują ten problem następująco:

a) w przypadku rozbieżności układu nierówności (1), stałe b_i ($i = 1, \dots, 11$), tak się zmienia, aby wielokąt rozwiązań, który wyznacza układ (1) przynajmniej (układ sprzeczny takiego wielokąta rozwiązań nie wyznacza) sprowadzić do jednego punktu, kosztem możliwie niewielkich i możliwych zmian stałych b_i ($i = 1, \dots, 11$);

b) obliczone wartości b_i są podstawą do wykonania niezbędnych zmian konstrukcyjnych, technologicznych bądź organizacyjnych dla właściwego postawienia zadania doboru OPS;

c) do układu ograniczeń (1) wchodzi ograniczenie wydajności obróbki. W przypadku kiedy pozostałe 10 ograniczeń stanowią układ niesprzeczny, a ograniczenie III nie jest spełnione dla przynajmniej jednego punktu wielokąta rozwiązań, oznacza to co następuje:

założona wydajność R obróbki jest niewłaściwie przyjęta dla określonych możliwości technicznych stanowiska produkcyjnego,

należy dostosować program produkcyjny do możliwości technicznych stanowiska produkcyjnego,

dla zapewnienia założonego tempa produkcyjnego należy zastosować kilka stanowisk lub zastosować zmiany w oprzyrządowaniu, pozwalające na zmiany wydajności.

Zadania programowania liniowego, jak również metody ich rozwiązania mają przejrzystą interpretację geometryczną. Prostsze przypadki (układ nierówności (1) o dwóch niewiadomych lub sprowadzony do układu o dwóch niewiadomych) można rozwiązać wykreślnie na płaszczyźnie.

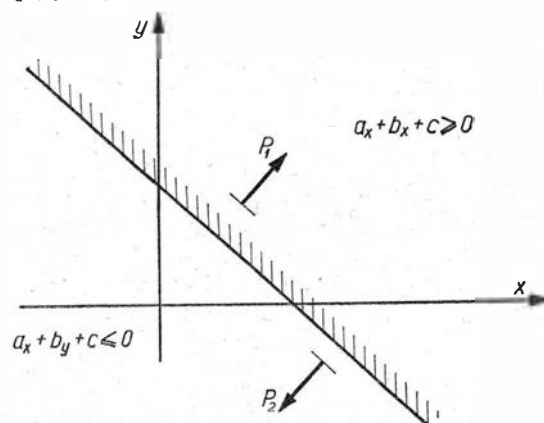
Znajomość geometrycznej strony zadania jest pożyteczna, gdyż pozwala na pogładowe określenie sensu zadania i skuteczne opanowanie trudności interpretacji wyników w przypadku komplikacji przy otrzymaniu rozwiązania.

Istota geometrycznego sposobu rozwiązania zadania doboru OPS

Matematyczny model doboru OPS za pomocą równania (1) ograniczenie I można sprowadzić do układu nierówności o dwóch niewiadomych. Każde równanie o dwóch niewiadomych:

$$ax + by + c = 0$$

geometrycznie rozбивa płaszczyznę na dwie płaszczyzny P_1 i P_2 (rys. 1).

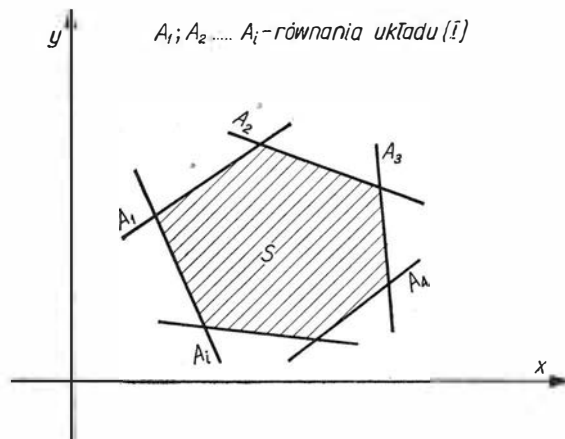


Rys. 1

Układ nierówności

$$\begin{aligned} (A_1) \quad a_1x + b_1y + c_1 &\geq 0 \\ (A_m) \quad a_mx + b_my + c_m &\geq 0 \end{aligned} \quad (I)$$

wyznacza wielokąt na płaszczyźnie. Jest to powierzchnia, która jest wynikiem przecięcia się płaszczyzn $P_1, P_2, \dots, P_m$. Wielokąt ten jest wypukły oraz stanowi zbiór punktów rozwiązujących układ. Obszar rozwiązań w przypadku gdy układ nierówności jest niesprzeczny pokazano na rys. 2. Obszar S nazywa się zbiorem dopuszczalnych rozwiązań układu nierówności (I).



Rys. 2

Forma liniowa:

$$f = c_1x + c_2y$$

służy do wyszukania ze zbioru S takiego punktu $P(x, y)$, który daje maksymalną wartość funkcji f .

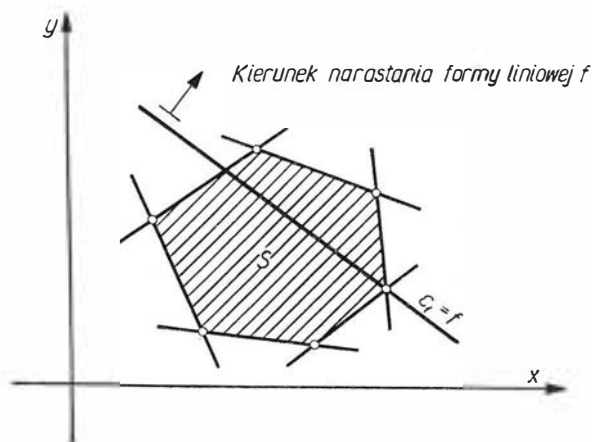
Jeżeli przyjmiemy $f = c_1$

to równanie

$$c_1x + c_2y = c_1$$

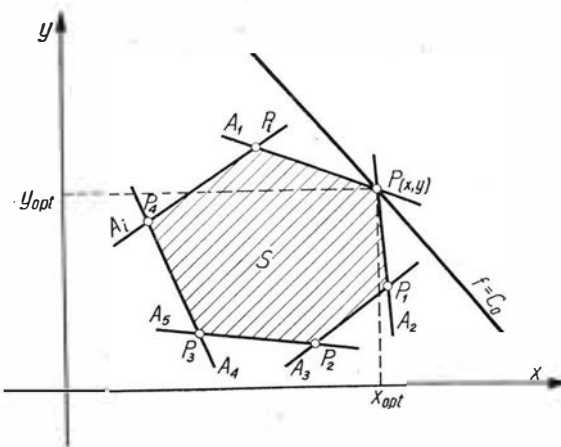
przedstawia prostą na płaszczyźnie (xy) . c_1 — nazywa się poziomem funkcji f . Prostą poziomu ilustruje rys. 3.

Z rys. 3 wynika, że wartość c_1 będzie maksymalna, gdy prostą poziomu c przesunie się równolegle tak, aby z obszarem miała jeden punkt wspólny. Położenie prostej, gdy obszar rozwiązań jest po jednej stronie, nazywa się oporowym.



Rys. 3

Na rys. 4 pokazano przypadek oporowego położenia prostej poziomu c , które wyznacza punkt szukany $P(x, y)$ optymalnego rozwiązania zadania.



Rys. 4

Matematycznie znalezienie punktu $P(x, y)$ sprowadzać się będzie do następujących czynności:

rozwiązanie równań A_i układu (I) parami i znalezienie punktów przecięcia się prostych $P_1, P_2, \dots, P_i, \dots, P_n$;

wyznaczenie obszaru S (wielokąt) rozwiązań układu nierówności (I). Punkty $P_1, P_2, \dots, P_i$, które są wierzchołkami wielokąta S muszą spełniać wszystkie równania układu (I). Jeżeli punkt P_j nie spełnia choćby jednego równania układu I, przyjmuje się jego współrzędne $x_j = 0$ i $y_j = 0$. Oznacza to, że punkt P_j nie leży w obszarze S ;

punkt $P(x_{opt}, y_{opt})$ wyznacza się przez kolejne podstawianie wartości współrzędnych punktów $P_1, P_2, P_3, \dots, P_i$ (wierzchołki obszaru S) do formy liniowej f . Punkt P_i , dla którego c osiąga maksimum jest szukanym punktem optymalnego rozwiązania zadania doboru PS .

Geometryczna ilustracja ograniczeń (I) i formy liniowej f , pozwala określić wykreślnie punkt optymalnego doboru PS . Dodatkowo można ustalić kierunek niezbędnych zmian konstrukcyjnych, technologicznych i organizacyjnych, w przypadku gdy układ nierówności (I) jest sprzeczny, tzn. obszar S rozwiązań dopuszczalnych układu nierówności (I) nie istnieje. W ten sposób można bezpośrednio rozwiązać zadanie doboru OPS na podstawie geometrii.

Obliczenie optymalnych parametrów skrawania i technicznej normy czasu

Na podstawie wzorów podanych w pkt 5, oblicza się optymalne parametry skrawania:

$$n_{opt} = e^{x_{opt}} \quad p_{opt} = \frac{e^{x_{opt}}}{100} \quad g_{opt} = \frac{e^{x_{opt}}}{100}$$

Ilość zgrubnych przejść:

$$i_{zgr} = \text{entier} \left(\frac{a}{g_{opt}} \right)$$

gdzie:

entier — część całkowita, a — naddatek na obróbkę.

Głębokość przejścia wykańczającego:

$$g_{wyk} = a - g_{opt} \cdot i$$

Techniczna norma czasu:

$$t = (t_g + t_p) 1,06 ;$$

$$t_g = \frac{L \cdot i}{n_{opt} \cdot p_{opt} z} ;$$

gdzie:

- t_p — czas pomocniczy,
- t_g — czas główny,
- L — droga ruchu roboczego,
- z — liczba zębów freza.

Dla obróbki różnej od frezowania $z = 1$.

Przytoczone w rozważaniach zależności są uogólnieniem wzorów statystyczno-doświadczalnych opracowanych dla obróbki: toczeniem, wierceniem, powiercaniem, rozwiercaniem, pogłębianiem, frezowaniem czołowym, frezowaniem obwodowym.

Dlatego też przytoczone zależności mogą być wykorzystane do obliczenia OPS dla wyżej wymienionych typów obróbek.

Zadanie to należy rozwiązywać na maszynie cyfrowej, która gwarantuje otrzymanie dokładnego wyniku w krótkim czasie, mimo dużej ilości danych wejściowych.

Obliczenia takie wykonane w pracach [1], [2] wskazują się kilkakrotne i kilkunastokrotne obniżenie czasu obliczania OPS.

W niniejszym opracowaniu podano ogólne zasady rozwiązania problemu, nie wdając się w szczegóły schematu blokowego algorytmu rozwiązującego problem tą czy inną metodą.

Wyżej przytoczona metoda mniej efektywna dla jednonarzędziowej obróbki daje duże oszczędności czasowe w przypadku wykorzystania jej do obliczania OPS dla agregatów i linii automatycznych.

Ten sposób obliczenia wymaga znacznej ilości informacji, która powinna być w zasięgu operatora (technologa) posługującego się tą techniką. Jeżeli urządzenie

(maszyna cyfrowa lub urządzenie tego typu) jest w dużym stopniu wykorzystywane do obliczania OPS znaczna ilość informacji można wprowadzić do pamięci zewnętrznej MC, z której informacje są wybierane w trakcie obliczeń.

Dodatkowo proces przygotowania danych można uprościć przez opracowanie kart typowych dla danego typu obróbki. Dzięki temu część informacji będzie wcześniej wpisana, uniknie się zbędnej pracy przygotowawczej oraz uzyska się znaczne zmniejszenie czasu obliczenia OPS.

W Katedrze Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej prowadzone są m.in. aktualne prace zmierzające do: a) ustalenia dokładności metody numerycznego doboru optymalnych parametrów skrawania; b) opracowania uniwersalnej metody programowania, opartej o specjalne urządzenia cyfrowe, bez konieczności korzystania z cyfrowych maszyn liczących.

Literatura

1. „Strojirenstvi”, nr 3, 1965 r. s. 197. J. Saska. „Zastosowanie programowania liniowego na MC do obliczenia OPS”.
2. Goranskij G. K.: „Algorytm na obliczenie OPS przy pomocy MC”. Mińsk 1963 r.
3. Reznikow N. I.: „Wiestnik Maszynostrojenia”, nr 12, 1966 r., str. 59. „Wykorzystanie MC dla określenia OPS”.
4. Sołodownikow A. S.: „Wprowadzenie do algebry liniowej i programowania liniowego”. Moskwa 1966 r.
5. Wulfson U. A., Derjadin A. Ł.: „Wiestnik Maszynostrojenia”, nr 4, z 1966 r., str. 69. „Algorytm obliczenia PS przy przygotowywaniu na MC programów dla tokarek ze sterowaniem programowym”.

Mgr inż. WALDEMAR MAKULSKI

534.15:629.13.001

Pomiary drgań w technice lotniczej

Artykuł niniejszy zamyka zbiór wiadomości z dziedziny pomiaru drgań omawiany na naszych łamach w zeszytach 4 z 1966 r. i 4 z 1967 r.

Układy pomiarowe

Uzyskany z czujnika drgań sygnał, najczęściej w postaci zmiennego napięcia, jest nośnikiem wielu informacji, które odpowiednio wyzyskane, mogą wyczerpująco scharakteryzować zjawiska dynamiczne zachodzące w badanym drgającym układzie mechanicznym. I tak na przykład:

wielkość amplitudy sygnału określa amplitudy występujących przemieszczeń, prędkości lub przyspieszeń,

częstotliwość sygnału zawiera informacje o częstotliwości drgań układu,

kształt sygnału odwzorowuje przebieg drgań układu, określając jedno-

cześnie, czy przebieg ten wywołany jest przez jedno źródło drgań, czy też jest efektem złożenia się kilku drgań niezależnych,

faza sygnału informuje o kierunku powstających drgań.

Rolę deszyfratorów—tłumaczy, które dokonują przełożenia zawartych w sygnale elektrycznym informacji na cechowane sygnały wizualne w postaci wychyleń wskazówek przyrządów pomiarowych, obrazy przebiegów na ekranach lamp oscylograficznych lub w postaci zapisów na papierze światłoczułym, spełniają układy pomiarowe w mowie potocznej nazywane miernikami.

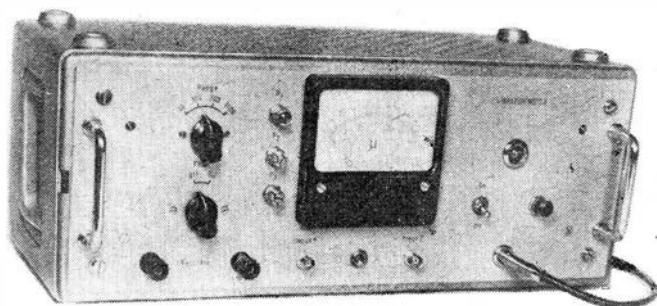
W zależności od przeznaczenia różni się mierniki przemieszczeń, mierniki prędkości, mierniki przy-

śpieszeń, mierniki częstotliwości i analizatory częstotliwości lub w szczególnym przypadku wyważarki.

Mierniki drgań

Miernikami drgań są: mierniki przemieszczeń, prędkości i przyspieszeń. Połączenie pod jednym mianem różnych mierników uzasadnione jest tym, że przez różniczkowanie lub całkowanie sygnału można otrzymać dowolnie jedną z trzech wymienionych wielkości. Należy pamiętać, że przyspieszenie jest pierwszą pochodną prędkości lub drugą pochodną przemieszczenia, a więc dwukrotnie różniczkując przemieszczenie otrzymać można przyspieszenie lub odwrotnie, dwukrotnie cał-

kując przyspieszenie otrzymać można przemieszczenie. Ma to tę dobrą stronę, że wyposażając miernik w układy całkujące lub różniczkujące włączane na żądanie, przy użyciu



Rys. 1. Miernik drgań typu RN-14 wykonany na eksport przez Instytut Lotnictwa

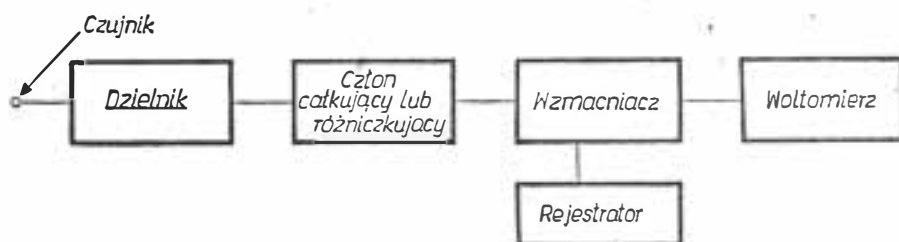
jednego rodzaju czujnika (najwygodniej czujnika prędkości) uzyskuje się uniwersalny miernik drgań. Tak też w praktyce najczęściej czyni się i stąd największe rozpowszechnienie elektrodynamicznych czujników drgań, które z swej zasady działania są czujnikami prędkości.

Pewnym odstępstwem od tej reguły są współpracujące z czujnikami piezoelektrycznymi mierniki przyspieszeń, które ze względu na specyfikę czujników różnią się pod pewnymi względami konstrukcyjnymi, ale i w tym przypadku na drodze całkowania uzyskać można pozostałe parametry ruchu, a więc prędkość i przemieszczenie. Ponieważ jednak podwójne całkowanie nastęrcza niekiedy trudności w rozwiązaniu technicznym układu pomiarowego (podwójne całkowanie sygnału obniża bardzo silnie jego poziom, a to prowadzi do konieczności stosowania znacznych wzmocnień i stwarza podatność na szumy i zakłócenia) w praktyce zachował się podział na uniwersalne mierniki z elektrodynamicznymi czujnikami prędkości i wyodrębnione jednoparametrowe mierniki przyspieszeń z czujnikami przyspieszeń, najczęściej piezoelektrycznymi. Ze względu na charakter czujników, które mogą być czujnikami czynnymi lub czujnikami biernymi rozróżnić należy dwa zasadnicze typy mierników: mierniki współpracujące z czujnikami czynnymi oraz mierniki pracujące z czujnikami biernymi.

Czujniki czynne, na przykład elektrodynamiczne lub piezoelektryczne, omówione w poprzednim artykule, generują samoistne napięcie elektryczne pod wpływem oddziaływania ruchu układu mechanicznego. Zatem, zadaniem układu pomiarowego jest odebrane z czujnika napięcie odpowiednio znaną i stałą ilość razy

wzmocnić, poddać całkowaniu lub różniczkowaniu, zmierzyć bezwzględną wartość, przełożyć na jednostki parametru mierzonego (np μ cm/sek, g) uwidoczniając pomiar na cecho-

wanej skali wskaźnika, a równocześnie dostarczyć sygnał do rejestratora. Schemat blokowy miernika pokazany jest na rys. 2. Poszczególne człony miernika: dzielnik napięcia, człon całkujący lub różniczkujący, wzmacniacz napięciowy, wzmacniacz mocy i woltomierz spełniają następujące zadania, które pokrótce omówimy.



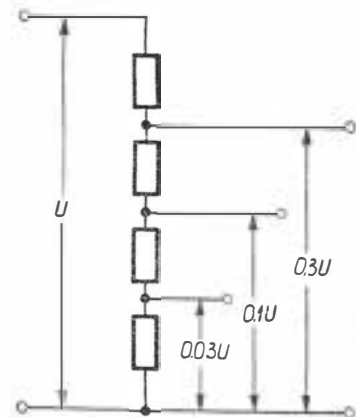
Rys. 2. Schemat blokowy miernika współpracującego z czujnikami czynnymi

Dzielnik napięcia. Wobec dużej dynamiki sygnałów, dostarczonych przez czujnik w zależności od amplitudy drgania i od częstotliwości, który dochodzi do 60 dB (oznacza to, że największy sygnał mierzony może być 1000 razy większy od najmniejszego sygnału mierzonego, np. drganie o amplitudach 1 i 1000 μ) niemożliwe jest uzyskanie liniowego przenoszenia przez wzmacniacze. Z tego względu powstaje konieczność realizacji pomiarów w określonych zakresach, np.: 0 — 30 μ , 0 — 300 μ i 0 — 1000 μ . Zakresy te otrzymuje się przez odpowiedni podział napięcia dostarczonego przez czujnik za pomocą dzielnika oporowego pokazanego na rys. 3.

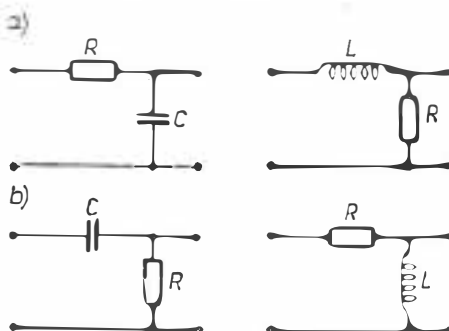
Człon całkujący lub człon różniczkujący. Ponieważ napięcie dostarczone przez czujnik elektrodynamiczny jest proporcjonalne do prędkości ruchu drgającego, należy poddać go całkowaniu, gdy trzeba zmierzyć przemieszczenie, lub zróżniczkowaniu, gdy trzeba zmierzyć przyspieszenie. Proste obwody całkujące i

różniczkujące są przedstawione na rys. 4. Stała czasu $\tau = RC$ członu całkującego musi być tak dobrana, aby jego charakterystyka kompensowała charakterystykę wzrastającą z częstotliwością czujnika, co w konsekwencji prowadzi do uzyskania wypadkowej równomiernej charakterystyki miernika w szerokim zakresie częstotliwości, jak to ilustruje rys. 5.

Wzmacniacz napięciowy. W układzie miernika niezbędny jest wzmacniacz napięciowy pomimo dość znacznych napięć przychodzących z czujnika, ze względu na silne tłumienie wnoszone bądź przez człon całkujący dla wielkich częstotliwości, bądź przez człon różniczkujący dla małych częstotliwości. Dlatego sygnał po przejściu przez te człony jest zwykle zbyt mały, aby mógł wystarować wzmacniacz mocy i woltomierz. Wzmacniacze te są wzmacniaczami prądu zmiennego o płaskiej charakterystyce częstotliwości od 10 Hz do 2000 Hz. Wymaga się, aby wzmocnienie tych wzmacniaczy oznaczało się wysoką stałością niez-

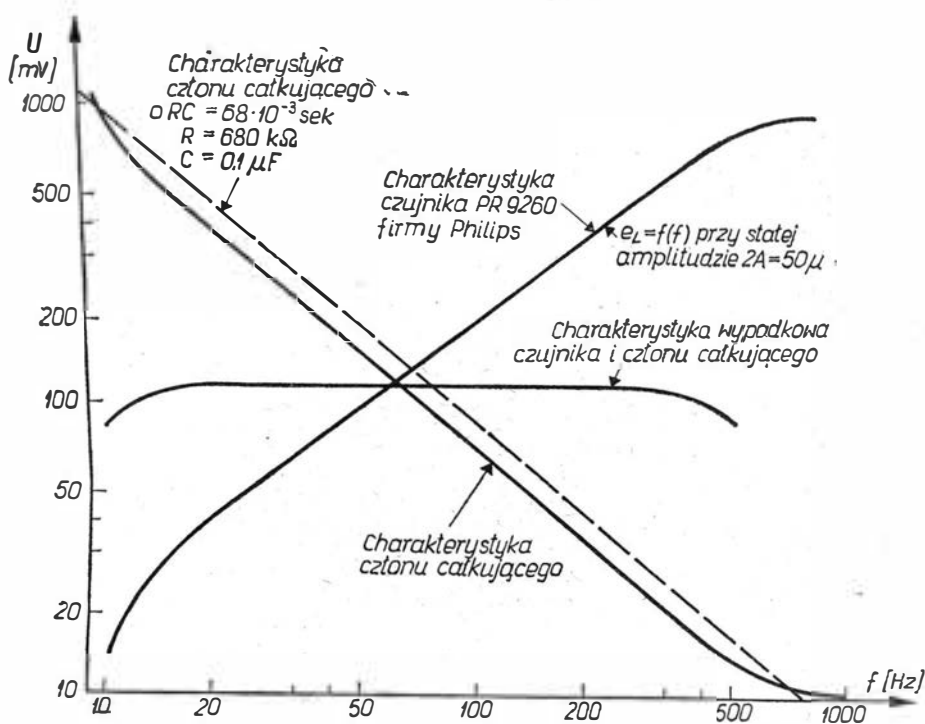


Rys. 3. Oporowy dzielnik napięcia



Rys. 4.

a — schematy obwodów całkujących
b — schematy obwodów różniczkujących



Rys. 5. Charakterystyki częstotliwościowe elektrodynamicznego czujnika drgań i obwodów całkujących

leżną od zmian napięć zasilających i temperatury otoczenia. Dlatego też zaopatrzone są w obwody bardzo silnego ujemnego sprzężenia zwrotnego stabilizującego wzmacnienie. W pewnych szczególnych przypadkach realizując ujemne sprzężenie zwrotne za pomocą filtrów nadać można charakterystyce przenoszenia miernika pożądaną kształt, można np. zrealizować charakterystykę pasmową przepuszczającą tylko wąskie pasmo częstotliwości lub stosując selektywny filtr przestrajany uzyskać analizator częstotliwości mierzonych drgań.

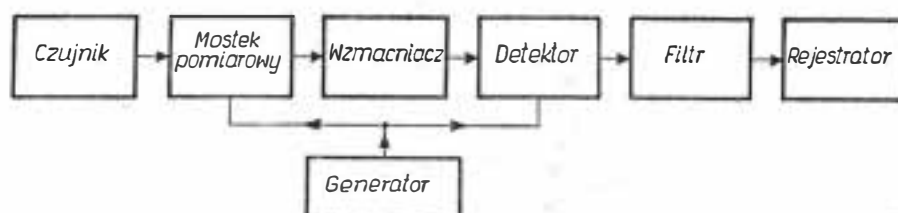
Wzmacniacz mocy z reguły przystosowany jest do zasilania rejestratora, którym najczęściej jest oscylograf pętlicowy, wymagający przy niezbyt dużych pętlicach znacznych prądów sterujących rzędu 10—50 mA. Z tej właśnie przyczyny wynika konieczność obecności wzmacniacza mocy w układzie miernika. Powierzono mu też zadanie dostarczania dodatkowo jeszcze wzmacnionego napięcia do woltomierza. Od wzmacniacza mocy, podobnie jak od napięciowego, wymaga się dużej stałości wzmacnienia.

Woltomierz jest ostatnim członem miernika z zadaniem przetworzenia sygnału pomiarowego na wskazanie przyrządu wskazówkowego. Zawiera więc detektor i mikroamperomierz. W zależności od potrzeby woltomierz może być zaopatrzone w układ umożliwiający pomiar wartości szczytowej, wartości skutecznej lub wartości średniej napięcia sygnału. Skala mikroamperomierza najczęściej wy-

skalowana jest wprost w μ , cm/sek lub g (przyspieszenie ziemskie).

Opisany wyżej blokowy schemat odnosi się do miernika współpracującego z czujnikiem elektrodynamicznym. Mierniki przyspieszeń współpracujące z czujnikami piezoelektrycznymi różnią się tym od opisanego, że mają wejścia o bardzo wysokiej oporności i nie mają członów całkujących lub różniczkujących.

Czujniki bierne, np. transformatorowe wymagają zasilania. W układzie miernika w porównaniu z wyżej opisanym dojdzie generator zasilający, zaś detektor ulegnie istotnej zmianie. O ile w poprzednim przypadku zadaniem detektora było, w uproszczeniu mówiąc, wyprostowanie napięcia zmiennego, o tyle w tym przypadku zadaniem detektora jest wydzielenie z przebiegu modulowanego jego obwiedni, wytłumienie zaś fali nośnej. Stąd też w układzie miernika znajduje się filtr dolnoprzepustowy. Schemat blokowy miernika do współpracy z transformatorem różnicowym jako czujnikiem przedstawia rys. 6. Produkcją mierników drgań zajmuje się szereg znanych



Rys. 6. Schemat blokowy miernika do współpracy z czujnikami biernymi

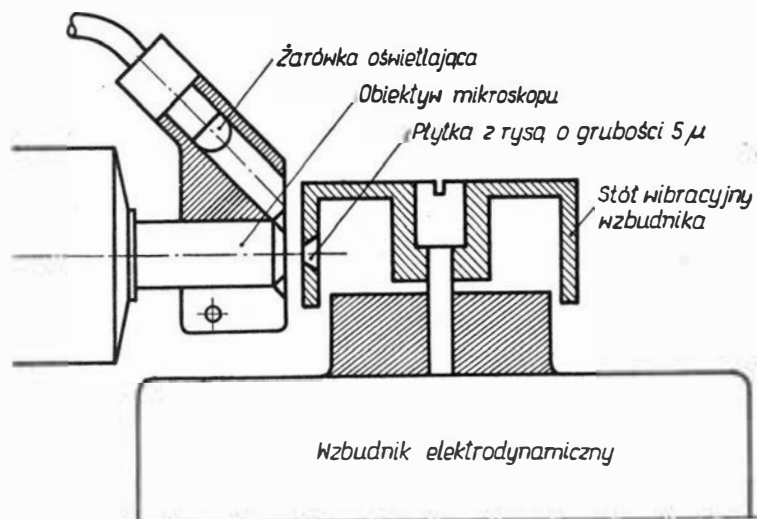
firm o marce światowej, jak Philips, Brüel & Kjaer, Vibrometer, Hottinger i inne. W Polsce jak dotąd, jedynym producentem czujników i mierników drgań jest Instytut Lotnictwa, który opracował a ostatnio produkuje także w krótkich seriach kilka typów mierników. Są to: miernik wielkości mechanicznych RF-01, miernik drgań RN-14 (lampowy), miernik drgań RNT-20 (tranzystorowy). Dane techniczne mierników zestawione są w tablicy.

Metody, aparatura do wzorcowania i dokładność pomiarów

Zarówno mierniki jak i czujniki drgań nie stanowią przyrządów będących miernikami wartości bezwzględnej, lecz są miernikami wtórnymi dokonującymi pomiaru aktualnie mierzonej wartości amplitudy drgania z wzorcem. Wobec tego tak czujnik jak i miernik wymagają wzorcowania poprzedzającego pomiar. Można więc stwierdzić, że dokładność pomiarów drgań zależy od błędów miernika wraz z czujnikiem a także od dokładności samego wzorca, za pomocą którego wyskalowano miernik. W trakcie pomiaru dokładność wzorca stanowić będzie błąd systematyczny, którego wartość należy znać i uwzględnić przy skalowaniu miernika.

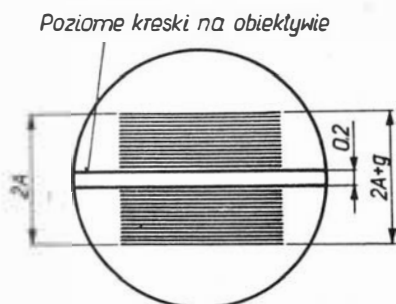
Wzorcem amplitudy przemieszczenia o określonej częstotliwości jest wzbudnik elektrodynamiczny zaopatrzone w optyczny wskaźnik odczytywany za pomocą mikroskopu i śruby mikrometrycznej. Typowe rozwiązanie układu wzbudnika przedstawia rys. 7. W celu wzorcowania do stołu wibracyjnego wzbudnika mocuje się czujnik połączony z miernikiem drgań. Wzbudnik zasilany sygnałem o żądanej częstotliwości z generatora akustycznego poprzez wzmacniacz mocy. Drgania wzbudzone we wzbudniku powodują wibrację stołu, na poboczu którego znajduje się płytka szklana z naniesioną poziomą ryską o grubości 5 μ . Płytkę oświetlona jest przez żarówkę, wskutek czego w okularze mikroskopu obserwować można ruch ryski stanowiącej jaśniejszą wstęgę na ciem-

nym tle, jak to ilustruje rys. 8. Pomiar amplitudy przemieszczenia wzorcowego 2A wykonuje się przez pionowe przesunięcie obiektywu mikroskopu z naniesionymi na nim dwoma poziomymi kreskami za pomocą śruby mikrometrycznej. Przesuwając obiektyw od dolnej do górnej granicy jaśniejszego pasma i odczytując ze skali śruby mikrome-



Rys. 7. Układ pomiarowy wzbudnika drgań

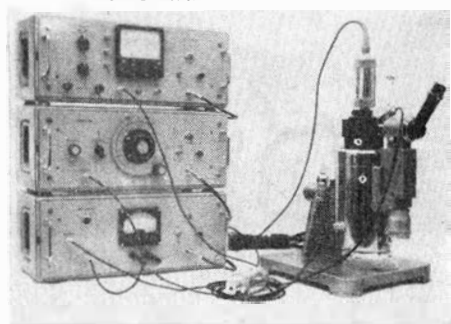
trycznej różnicę położenia otrzymuje się wartość amplitudy przemieszczenia. Na tę wartość należy wyregulować wskazanie miernika drgań za pomocą przeznaczonych do tego ce-



Rys. 8. Obraz widziany w okularze mikroskopu

lu pokręteł. Opisana metoda wzorcowania dotyczy mierników drgań współpracujących z czujnikami elektrodynamicznymi. Rysunek 9 przedstawia zestaw aparatury wykonanej w Instytucie Lotnictwa, przeznaczony do skalowania czujników i mier-

Rys. 9. Zestaw aparatury do skalowania czujników i mierników drgań wykonany na eksport przez Instytut Lotnictwa



ników drgań. Czujniki bierne, np. typu transformatora różnicowego wzorcowane są statycznie jedynie przy użyciu śruby mikrometrycznej, zewnętrznej lub wewnętrznej wbudowanej w czujnik, jak to ma miejsce w przypadku czujnika OT-25. Maksymalny błąd elektrodynamicznego wzorca drgań z mikroskopem nie przekracza na ogół $\pm 5 \mu$.

Dokładność miernika określają następujące parametry:

- stabilność wzmocnienia,
- liniowość członów różniczkującego lub całkującego,
- nierównomierność częstotliwości charakterystyki przenoszenia wzmacniaczy,
- nieliniowość detekcji,
- klasa dokładności wskaźnika.

Ogólny maksymalny błąd pomiaru jest sumą błędów wszystkich zespołów miernika i czujnika, wynikłych z niestabilności pracy aparatury w czasie, nieliniowości i zmian warunków pracy, a szczególnie zmian temperatury. Błąd ten dochodzi do 10%.

Bardzo silny wpływ temperatury ujawnia się szczególnie silnie w przypadku czujników tłumionych cieczami. Np. czujnik tłumiony olejem silikonowym przy temperaturze 20°C ma tłumienie 0,6, przy temperaturze -30°C wzrasta do 2, zaś przy temperaturze $+70^\circ\text{C}$ spada do wartości 0,2 [1].

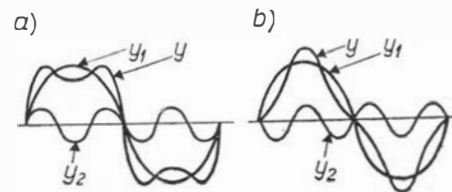
Poza błędem wzorcowania, błędami aparatury, wpływem warunków otoczenia i subiektywnymi własnościami odczytującego, dodatkowym źródłem błędów jest zjawisko rezonansu mechanicznego systemu zamocowania czujnika do badanego elementu. Częstotliwość drgań własnych układu sprężystego należy dobrać dostatecznie wysoką, wykonując bardzo sztywne połączenia czujnika

z obiektem badanym. Przy pomiarach na częstotliwościach $1/3$ częstotliwości rezonansowej systemu zamocowania czujnika błąd może osiągać wartość 13,5%. Dopiero przy częstotliwościach $1/10$ częstotliwości rezonansowej spada do wartości 1% [1].

Jak widać, pomiary drgań obarczone są poważnymi błędami, które mogą potęgować się przez niedokładne ich wykonywanie, stawiając pod znakiem zapytania użyteczność takich pomiarów. Przeciwnie, przy starannym przeprowadzeniu pomiarów całkowity błąd sprowadzić można do rzędu 3–5%.

Zagadnienie analizy częstotliwościowej przy pomiarach drgań

W konstrukcjach mechanicznych nieraz występują jednoczesne drgania harmoniczne o różnych amplitudach, częstotliwościach i przesunięciach fazowych. Te różne drgania harmoniczne podlegają prawu geometrycznego sumowania dając w wyniku złożenia drganie wypadkowe, które przyjmuje postać zależną od charakteru jego składowych. Na rys. 10 przedstawiono przykładowo dwa najczęściej spotykane przypadki. Przebiegów złożonych nie można mierzyć przyrządem z miernikiem wskazówkowym. W takich przypadkach należy posługiwać się rejestratorami względnie analizatorami częstotliwości, załączonymi na prądowe lub napięciowe wyjścia mierników drgań. Przy użyciu rejestratorów należy zawsze tak dobrać pętliczki, aby częstotliwość ich drgań własnych była 3–5 większa od częstotliwości podstawowej przebiegu badanego. W przeciwnym bowiem przypadku zarejestrowany przebieg będzie zubożony o wielkie częstotliwości i będzie się wydatnie różnił od przebiegu faktycznego.

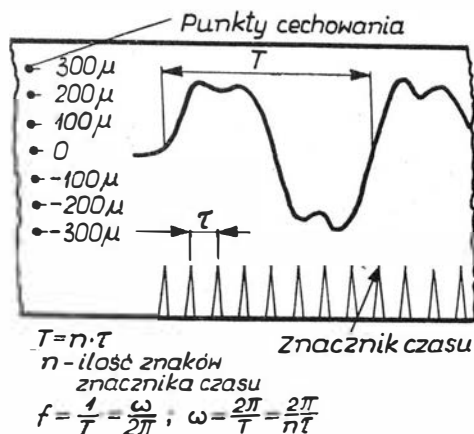


Rys. 10. Przykłady złożenia dwóch harmonicznych drgań o różnych częstotliwościach i fazach

W celu wyznaczenia składowych drgań złożonych, tzn. określenia amplitud przemieszczeń i częstotliwości występujących drgań, w przypadku braku analizatora harmonicznego dającego odczyty bezpośrednie, posłużyć się można analizą graficzną przebiegu zarejestrowanego w po-

staci cechowanego wykresu na taśmie oscylograficznej, jak na rys. 11.

Na ogół przebieg drgania złożonego jest funkcją okresową $F(x)$ o okresie 2π , tzn. że dla każdego x jest spełnione równanie $F(x) = F(x + 2\pi)$. Z



Rys. 11. Przykład cechowanego wykresu

matematyki znane jest twierdzenie, że każdy przebieg okresowo zmienny można rozłożyć na szereg trygonometryczny noszący miano szeregu Fouriera mającego postać [3]:

$$F(x) = a_0 + a_1 \cos x + b_1 \sin x + a_2 \cos 2x + b_2 \sin 2x + a_n \cos nx + b_n \sin nx + \dots \quad (1)$$

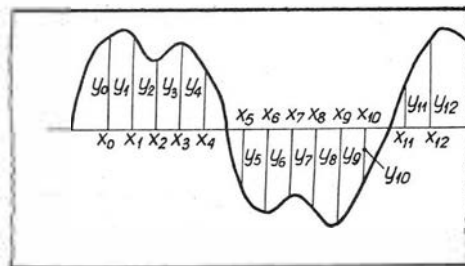
gdzie:

$$n = 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6 \quad x = \frac{2\pi t}{T}$$

$$a_n = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} F(x) \cos nx \, dx \quad (2)$$

$$b_n = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} F(x) \sin nx \, dx \quad (2)$$

Z ogólnych rozważań matematycznych w tym miejscu pominiętych wynika, że dla obliczenia współczynników a_n i b_n z zadanego wykresu wyprowadzić można $2n + 1$ równań normalnych, których rozwiązanie daje poszukiwane współczynniki. W tym celu wykres należy podzielić tak jak wskazuje rys. 12.



Rys. 12. Przykład podziału przebiegu do celów analizy graficznej

Odczytane współczynniki y_n należy wpisać do tablic i dokonać w kolumnach sumowania i odejmowania.

±	y_0	y_1	y_2	y_3	y_4	y_5	y_6	s_0	s_1	s_2	s_3	d_1	d_2	d_3
	y_{11}	y_{10}	y_9	y_8	y_7			s_6	s_5	s_4	s_3	d_5	d_4	d_3
Sumy	s_6	s_1	s_2	s_3	s_4	s_5	s_6	σ_0	σ_1	σ_2	σ_3	δ_1	δ_2	δ_3
Różnice		d_1	d_2	d_3	d_4	d_5		τ_0	τ_1	τ_2		γ_1	γ_2	

Poszczególne współczynniki oblicza się przez podstawienie odpowiednich danych do poniższych równań:

$$a_0 = 1/12 (\sigma_0 + \sigma_3 + \sigma_1 + \sigma_2)$$

$$a_1 = 1/6 (\tau_0 + 0,866 \tau_1 + 0,5 \tau_2)$$

$$a_2 = 1/6 (\sigma_0 - \sigma_3 + 0,5 \sigma_1 - 0,5 \sigma_2)$$

$$a_3 = 1/6 (\tau_0 - \tau_2)$$

$$a_4 = 1/6 (\sigma_0 + \sigma_3 - 0,5 \sigma_1 - 0,5 \sigma_2)$$

$$a_5 = 1/6 (\tau_0 - 0,866 \tau_1 + 0,5 \tau_2)$$

$$a_6 = 1/12 (\sigma_0 + \sigma_3 - \sigma_1 - \sigma_2)$$

$$b_1 = 1/6 (0,5 \delta_1 + 0,866 \delta_2 + \delta_3)$$

$$b_2 = 1/6 (0,866 \gamma_1 + 0,866 \gamma_2)$$

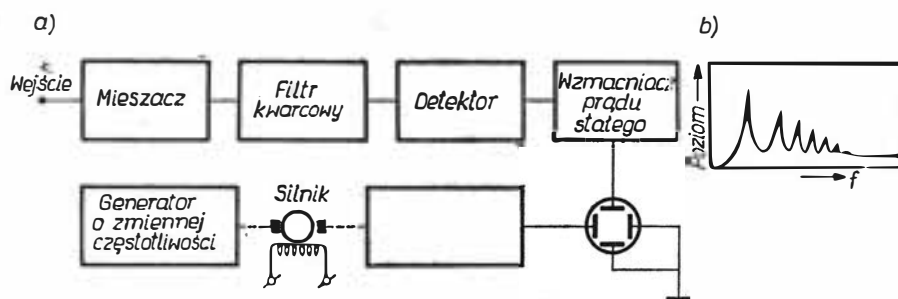
$$b_3 = 1/6 (\delta_1 - \delta_3)$$

$$b_4 = 1/6 (0,866 \gamma_1 - 0,866 \gamma_2)$$

$$b_5 = 1/6 (0,5 \delta_1 - 0,866 \delta_2 + \delta_3)$$

Obliczone współczynniki należy wpisać do równania (1), otrzymując w ten sposób określenie wartości poszczególnych składowych drgania harmonicznego. Metoda ta następcza sporo żmudnych obliczeń, a ponadto zawodzi, gdy w badanym obiekcie występuje więcej niż jedno źródło

kresie. Ponieważ na wyjściu mieszacza znajduje się filtr kwarcowy o bardzo wąskiej wstępie 3 Hz i nastrojony na jedną stałą częstotliwości, do dalszych stopni analizatora przepuszczone są sygnały jedynie wtedy, gdy kolejne częstotliwości składowe badanego przebiegu dadzą w efekcie interferencji z sygnałem z generatora wewnętrznego sygnał różnicowy równy częstotliwości nastrojenia filtru. Sygnały te po przejściu kolejnych stopni, gdzie ulegają wzmocnieniu i detekcji, podawane są na pionową parę płytek odchylających katodowej lampy oscylograficznej. Pozioma para płytek lampy zasilana jest napięciem, które tworzy jakby logarytmiczną oś częstotliwości i jest zsynchronizowane z przestrajaniem generatora wewnętrznego. Wskutek tego każdemu położeniu plamki świetlnej na ekranie lampy wzdłuż osi poziomej odpowiada jednoznacznie określona częstotliwość. Przestrajanie generatora wewnętrznego i zmiana napięcia na poziomych płytkach odchylających strumień odbywa się automatycznie, w efekcie czego plamka świetlna rysuje na ekranie lampy widmo quasi-prążko-



Rys. 13.

a — blokowy schemat działania analizatora typu AF10s
b — przykładowy obraz widma badanego przebiegu

drgań. Analizę bardzo upraszczają i nie mają opisanych wad specjalne urządzenia zwane analizatorami harmonicznymi. Przykładem takiego urządzenia może być analizator częstotliwości typu A.F. 10.s francuskiej firmy LEA [5]. Przebieg badany w postaci przebiegu napięciowego podawany jest do mieszacza, w którym poszczególne jego składowe zostają zdudnione z napięciem sinusoidalnym dostarczonym z wewnętrznego generatora o płynnie zmieniającej się częstotliwości w pomiarowym za-

we. Zasada działania tego miernika i przykładowy obraz powstający na ekranie lampy pokazano na rys. 13.

Zastosowany w mierniku RNT-20 filtr selektywny również umożliwia analizę częstotliwości, lecz w znacznie węższym zakresie i nie w sposób automatyczny, lecz ręczny.

Pomiary ilościowe zjawisk fizycznych towarzyszących każdemu procesowi powstawania drgań stanowią nową bardzo obszerną dziedzinę techniki, charakteryzującą się dynamicznym rozwojem. Zagadnienia te-

Wyszczególnienie	Jednostki	RF-01	RN-14	RNT-20	Uwagi
Miernik współpracuje z czujnikami		oijernymi (transformator różnicowy) typu: OT-05, OT-06, OT-08, OT-12, OT-14, OT-18, OT-09, OT-20 i OT-25	czynnymi (elektrodynamicznymi) typu: PR-9260 f-my Philips i OT-19	jak RN-14	
Miernik umożliwia pomiar		drgań względnych i bezwzględnych przyspieszeń amplitud przemieszczeń wzgl. i bezwzgl. oraz amplitud przyspieszeń	tylko drgań bezwzględnych, amplitud przemieszczeń	tylko drgań bezwzględnych, w tym amplitud przemieszczeń prędkości, przyspieszeń o wartości średniej, skutecznej i szczytowej	miernik RF-01 jest miernikiem uniwersalnym. Oprócz wymienionych umożliwia pomiar ciśnień i przemieszczeń liniowych
Zakres mierzonych amplitud przemieszczeń	μ	w zależności od zastosowanego czujnika (TLiA z 1967 r.)	0—1000	0—1000	
Zakres mierzonych amplitud prędkości	cm/sek	—	—	0—10	
Zakres mierzonych amplitud przyspieszeń	g	10—100	—	0—30	
Zakres mierzonych częstotliwości	Hz	0—1200	20—500	3—2000	
Maksymalny prąd wyjściowy (wartość maksymalna)	mA	10	50	50	
Maksymalne napięcie wyjściowe (wartość maksymalna)	V	5	0,15	0,5	
Częstotliwość fali nośnej	Hz	5000 ± 5%	—	—	
Napięcie zasilania czujników	V	5	—	—	
Ilość kanałów pomiarowych		8 (równocześnie)	2 (przełączane)	2 (przełączane)	
Napięcie zasilania	V	220 + 10%/50 Hz	220 + 10%/50 Hz	24 V z (własnego akumulatora)	

go nie sposób wyczerpać na łamach czasopisma. Dlatego też autor wybrał jedynie te zagadnienia, których omówienie może przynieść praktyczną korzyść pomiarowym komórkom zakładów przemysłowych, które stykają się z tym ciekawym zagadnieniem.

Niniejszy artykuł kończy cykl traktujący o pomiarach drgań. Czytel-

nicy, którzy chcieliby pogłębić znajomość zagadnienia, mają do dyspozycji obszerną literaturę.

Literatura

1. *Fórmaniak J.*: „Metody i aparatura elektroniczna do pomiaru drgań mechanicznych”, Referat z Konferencji Naukowo-Technicznej, Instytut Lotnictwa, Warszawa 1964.
2. *Makulski W.*: „Analiza częstotliwościowa i amplitudowa przy pomiarach drgań”, Referat z Konferencji Naukowo-Technicznej.

wa i amplitudowa przy pomiarach drgań”, Referat z Konferencji Naukowo-Technicznej.

3. *Łukasiewicz J., Warmus M.*: „Metody numeryczne i graficzne”, PWN, Warszawa 1956
4. *Zimmerman R.*: „Pomiary naprężeń i drgań metodami elektrycznymi”, PWT, Warszawa 1959
5. *Analyseur de frequences A.F. 10.s.* Laboratoire Electroacoustique. Opis techniczny.

Z prasy technicznej

PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 1 z 1968 r.

Od pierwszego zeszytu wprowadził pewne zmiany w redagowaniu, a mianowicie na pierwszych czterech stronach w dziale „Problemy — Nowości — Informacje” zamieszcza ciekawe informacje z różnych dziedzin techniki.

W nr 1 z 1968 r. warto przeczytać artykuł „Kształtowanie maszyn z uwzględnieniem zasad ergonomii. Przestrzeń pracy, informacje, układy, działania”, w którym mgr inż. J. Schymalla podaje wskazówki do projektowania maszyn i urządzeń z uwzględnieniem zasad ergonomii. Omówione zagadnienia kształtowania przestrzeni pracy oraz informacji realizowanej przez urządzenia sygnalizacyjne i układy działania powstające przez łączenie systemów sygnalizacyjnych z układami urządzeń sterujących mogą być praktycznie wykorzystane przez konstruktorów w celu przystosowania

maszyn do obsługujących je ludzi.

W artykule „Interpolatory liniowe dla obrabiarek” mgr inż. T. Lewandowski omawia zasadę działania interpolatora liniowego, zbudowanego z integratorów cyfrowych z przeniesieniem szeregowym lub równoległym w systemie dwójkowym i dziesiętnym. Omawia też sposób działania integratorów z przeniesieniem szeregowym i równoległym działających w systemie dwójkowym oraz integratorów działających w systemie dziesiętnym. Artykuł zawiera też schematy interpolatorów zbudowanych z opisanych integratorów oraz analizę błędów w oparciu o badania własne.

MECHANIK, nr 1 z 1968 r.

W tym numerze warto przeczytać m.in. następujące artykuły. O możliwości szybkiej oceny (w sensie jakościowym) wpływu najważniejszych cech materiału na graniczne odkształcenia blachy w niektórych operacjach tłoczenia pi-

sze doc. dr Z. Marciniak w artykule „Cechy blach przeznaczonych do różnych operacji tłoczenia”.

O kierunkach badań czołowych firm światowych nad możliwością podniesienia jakości wytwarzanych narzędzi ściernych, o aktualnych osiągnięciach badań nad podniesieniem jakości stosowanych materiałów ściernych lub spoiw używanych do ich związania w gotowe narzędzia pisze mgr A. Szymański w artykule „Nowe tendencje w światowym przemyśle ściernym”.

Zagadnienie opłacalności stosowania różnego rodzaju uchwytów obróbkowych, uniwersalnych, składanych, specjalnych itd. w zależności od wielkości produkcji, ilości serii i innych czynników omawia mgr inż. S. Romanowski w artykule „Analiza ekonomiczna uchwytów obróbkowych”. Podane zostały metody analityczne i graficzne określenia wyników finansowych zastosowania różnych uchwytów oraz wskaźniki i

współczynniki charakteryzujące jakość stosowanego oprzyrządowania.

O osiągnięciach współczesnej radzieckiej technologii budowy maszyn, o tendencjach rozwoju technologii wytapiania metali i metalurgii proszków, technologii odlewnictwa, obróbki ciśnieniowej plastycznej i cieplno-chemicznej a także o aktualnych problemach dalszego rozwoju tego przemysłu pisze prof. dr E. P. Unkasow w artykule „Rozwój współczesnej technologii budowy maszyn”.

WYNALAZCZOŚĆ I RACJONALIZACJA, nr 1 z 1968 r.

W czasopiśmie zwróciliśmy uwagę na następujące artykuły: „Istota zmian dokonanych w 1967 r. w przepisach z zakresu wynalazczości” mgr inż. Cz. Stańskiego, „Zarys instytucji prawa patentowego”, J. Dąbrowskiego i W. Walewskiego oraz „Ekonomiczne aspekty postępu technicznego” dra Z. Bąbrowskiego i dra Z. Bosiakowskiego.

PERSPEKTYWY ROZWOJU PASAŻERSKICH SAMOLOTÓW HIPERSONICZNYCH

Już od dłuższego czasu wszystkie większe wytwórnie lotnicze zajmują się studiami projektowymi samolotów hipersonicznych, m.in. również studiami projektowymi pasażerskich samolotów hipersonicznych.

W lutym 1967 r. trzy firmy — Lockheed, North American Aviation i McDonnell — otrzymały od USAF zlecenie na przeprowadzenie w ciągu 12 miesięcy studiów w dziedzinie silników strumieniowych o spalaniu nadźwiękowym (silniki Scramjet - Supersonic Combustion Ramjet). Silniki te będą umożliwiać loty z prędkościami powyżej $Ma = 5$ na wysokości 30 000 m, wykazując przy tym stosunkowo dużą sprawność (dzięki małym stratom ciśnienia na wlocie).

Jeszcze przed zawarciem tej umowy inżynierowie firmy Lockheed opracowali projekty wstępne załogowych samolotów hipersonicznych o ciężarach całkowitych od 72 do 450 T i o prędkościach od $Ma = 6$ do $Ma = 14$. Typowy projekt firmy Lockheed przedstawia ciało opływowe, wytwarzające siłę nośną i napędzane silnikami na ciekły wodór. Za najkorzystniejsze rozwiązanie konstrukcyjne uważa się zastosowanie chłodzonej strumieniowo osłony cieplnej, przy czym obciążenia aerodynamiczne przenoszone są za pośrednictwem zastrzałów na izolowany cieplnie i chłodzony zbiornik paliwowy. Zbiornik ten, o kształcie eliptycznym, stanowi główny element nośny. Jako napęd przewiduje się silniki przepływowe.

Kilka zleceń na badania w dziedzinie pasażerskich samolotów hipersonicznych wydanych zostało również przez NASA. Firma Convair, jedna z firm, z którymi zawarto umowę, doszła do wniosku, że w przypadku samolotu przeznaczonego do lotów z prędkością $Ma = 6$ najkorzystniejszy jest układ dwustopniowego skrzydła „delta”. Samolot taki powinien przewozić ok. 200 pasażerów na trasach o długości 9000 km, powinien mieć ciężar całkowity powyżej 230 T, długość 100 m, rozpiętość 30 m i wysokość 25 m. Ciąg — wynoszący w warunkach startowych 162 T — wytwarzałyby silniki turbionowo-strumieniowe; paliwo (ciekły wodór) znajdowałoby się w zbiornikach kadłubowych, które ze względów bezpieczeństwa powinny być osłonięte koszulką helową. Poważne zagadnienie stanowi hałas wytwarzany przez silniki w czasie startu.

Firma Douglas Aircraft Co. po przeprowadzeniu studiów samolotu o prędkości $Ma = 6$ sformułowała następujące wnioski: — Jako paliwo powinien być stosowany ciekły wodór (lub inne paliwo wysokoenerge-

tyczne), który może zapewnić duży zasięg. Stawia to jednak poważne wymagania konstrukcyjne, gdyż zbiorniki muszą być nie tylko lekkie, lecz również posiadać izolację cieplną i w pełni zabezpieczać przed możliwością powstania pożaru i przed eksplozją. Podwójny układ napędowy, a mianowicie turbinowe silniki odrzutowe do startu i do lotu z mniejszymi prędkościami oraz silniki strumieniowe, np. silniki Scramjet, do przelotu, stwarza szereg trudności, które mogą być rozwiązane tylko przez szeroko zakrojone prace badawcze. Poważny problem stanowią również materiały, które nie tylko muszą wytrzymywać wysokie temperatury, lecz również wykazywać dobrą obrabialność.

Wydaje się, że budowa nadającego się do eksploatacji i ekonomicznego pasażerskiego samolotu hipersonicznego nie będzie możliwa przed upływem 15–20 lat. Podjęcie decyzji budowy samolotu będą w poważnym stopniu utrudniać wysokie koszty rozwojowe i związane z tym ryzyko finansowe, tym bardziej, że tylko b. kosztowne próby eksploatacyjne mogą wykazać, czy seryjna produkcja

pasażerskiego samolotu hipersonicznego jest celowa.

Można poza tym mieć wątpliwości, czy pasażerski samolot hipersoniczny z jednym stopniem napędowym spełni wymagania stawiane mu pod względem zasięgu, który powinien być jak największy z uwagi na ekonomię eksploatacji. Jest rzeczą możliwą, że rozwiązanie optymalne będzie stanowił układ dwustopniowy (na wzór transportowców kosmicznych): pierwszy stopień, napędzany silnikami przepływowymi, będzie służył do startu i osiągnięcia prędkości naddźwiękowej, drugi stopień, z napędem raketowym, będzie służył do przelotu z prędkością orbitalną, zapewniając nieograniczony zasięg.

W każdym razie z dużą pewnością można powiedzieć, że następny krok w komunikacji lotniczej po wprowadzeniu do eksploatacji samolotów naddźwiękowych — budowa pasażerskiego samolotu hipersonicznego — będzie tak trudnym przedsięwzięciem, że na razie nie może on zagrażać obecnie stosowanym samolotom poddźwiękowym i przyszłym samolotom naddźwiękowym. **W.K.**

SAMOLOT WIELOZADANIOWY PILATUS „TWIN PORTER”

W ostatnich latach zaznacza się coraz większe zapotrzebowanie na lekkie dwusilnikowe samoloty wielozadaniowe o właściwościach skróconego startu i lądowania. Obok wcześniejszych samolotów tego typu, jak angielski Britten-Norman „Islander” i niemiecki Dornier „Sky servant” na uwagę zasługuje samolot szwajcarski Pilatus PC-8 „Twin Porter”, którego prosta i mocna konstrukcja nawiązuje do znanego samolotu „Porter” (stosowanego m.in. w Alpach do przewożenia narciarzy na terenach zjazdowych).

Napędzany dwoma silnikami tłokowymi Lycoming IO-540-G1B5 o mocy 290 KM samolot „Twin Porter” przy maksymalnym ciężarze całkowitym wykazuje — nawet na lotniskach trawiastych — wyjątkowo dobre właściwości startu i lądowania. Osiągnięto to głównie dzięki „czyszczeniu” skrzydła, którego profil na ca-

łej rozpiętości jest stały, a gondole silnikowe są umieszczone przed i nad krawędzią natarcia.

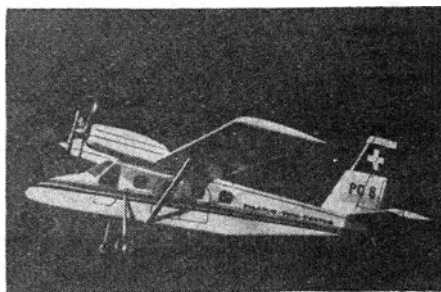
Dzięki swojej wielostronności i dobrym osiągom samolot nadaje się do licznych zadań, np. do przewozu pasażerów i towarów, do lądowania na lodowcach, jako samolot ratunkowy i sanitarny, do pomiarów meteorologicznych, do celów rolniczych i do przewożenia skoczków spadochronowych. Opracowuje się również wersję pływakową.

Wymiary

Rozpiętość	15,60 m
Długość	10,50 m
Wysokość	3,60 m
Powierzchnia skrzydła	32,40 m ²
Powierzchnia kabiny	3,50 m ²
Objętość kabiny	4,40 m ³

Obliczeniowe ciężary i obciążenia

Ciężar własny łącznie z wyposażeniem radiowym	1550 kG
Ciężar użyteczny	1150 kG
Ciężar całkowity	2700 kG
Paliwo	350 kG
Ciężar handlowy	720 kG
Obciążenie powierzchni nośnej	83,30 kG/m ²
Obciążenie mocy	4,65 kG/KM



Obliczeniowe osiągi

Rozbieg	160 m
Długość startu na wysokość 15 m	260 m
Dobieg	130 m
Długość lądowania z wysokości 15 m	250 m
Prędkość wznoszenia nrm	6 m/sek

Maks. prędkość prze- lotowa na wyso- kości 2500 m	260 km/h
Prędkość przelotowa na 70% mocy	230 km/h
Zasięg na 65% mocy	1100 km

Uwaga: dane startu i lądowania odnoszą się do pasa utwardzonego.

W.K.

FRANCUSKI SAMOŁOT DOŚWIADCZALNY VTOL Z OBUADOWANYMI ŚMIGŁAMI

Firma Nord Aviation zbudowała jednoosobowy samolot doświadczalny pionowego startu i lądowania N.500 „Cadet”. Ma on służyć do badania zagadnień związanych z obudowanymi śmigłami. Jak widać z załączonej fotografii samolot jest zaopatrzony w dwa obudowane śmigła (lub raczej wentylatory), których strumienie wylotowe są sterowane za pomocą układu klap. Napęd sta-



nowią dwa silniki turbinowe Allison T63-A-5A o mocy 250 KM.

W.K.

PRÓBY RAKIETY „EUROPA” 1

W należącym do VFW (Vereinigte Flugtechnische Werke) zakładzie w Lemwerder przeprowadzono statyczną próbę niszczącą rakiety nośnej „Europa” 1 (ELDO-A). Rakieta składała się z górnej części drugiego stopnia, z trzeciego stopnia oraz z satelity i jego osłony. Rakieta została poddana obciążeniu wynoszącemu 1,25 obciążenia nominalnego, tj. obciążeniu maksymalnemu od sił aerodynamicznych podczas lotu wznoszącego na wysokości 11 km przy maksymalnym wietrze bocznym. Wiejący na tej wysokości wiatr (tzw. jet-stream) wywołuje w rakiecie największe obciążenia zginające. Przy

dalszym wzroście obciążenia nastąpiło zniszczenie rakiety. Przed próbą niszczącą przeprowadzono próbę z symulowanym spadkiem obciążenia, występującym przy końcu pracy pierwszego stopnia. W tej fazie lotu powstają największe obciążenia osiowe górnej części rakiety, które przy współczynniku bezpieczeństwa 1,25 dają obciążenie próbne wynoszące ok. 36 000 kG.

Jakkolwiek celem prób statycznych było sprawdzenie poprawności zaprojektowania i wykonania trzeciego stopnia (który został zbudowany przez firmę Bölkow GmbH), to jednak równocześnie pozwoliły one zbadać wytrzymałość i sztywność połączeń między drugim a trzecim stopniem oraz między trzecim stopniem a satelitą i jego osłoną. Z tego powodu próba ta miała duże znaczenie również dla inżynierów firmy Nord-Aviation, która buduje drugi stopień rakiety (stopień ten nosi nazwę „Coralie”) oraz firmy Fiat, która buduje satelitę i jego osłonę.

W czasie prób obciążenie było sterowane przez maszynę matematyczną, za pośrednictwem układu hydraulicznego. Pomiar miejscowych naprężeń odbywał się za pomocą 600 tensometrów, przy czym wyniki były przekazywane podziemnym kablem bezpośrednio do maszyny matematycznej, która natychmiast je opracowywała. Dzięki temu jeszcze w czasie realizowania każdego z etapów obciążeń był znany chwilowy stan napięcia konstrukcji. Warto zauważyć, że trzeci stopień rakiety „Europa” 1 jest wykonany z blach stalowych i tytanowych o grubości 0,15 mm.

Na pionowym stoisku w Trauen przeprowadzono próbę pracy trzeciego stopnia. Stopień ten był tak wyposażony, jak wyposażony będzie stopień przeznaczony do próby w locie. W czasie próby pracowały wszystkie elementy układu zasilania. Przebieg próby był następujący: 0 sek — włączenie silnika sterującego, 30 sek — włączenie silnika głównego, 370 sek — wyłączenie silnika głównego, 400 sek — wyłączenie silnika sterującego. Wyniki próby uznano za zadowalające. Trzeci stopień ma być wypróbowany wraz z całą rakieta „Europa” 1 w kwietniu 1968 r. w australijskiej bazie Woomera.

Próba wystrzelenia w Woomera dwóch połączonych stopni rakiety „Europa” 1 — pierwszego stopnia „Black Knight” i drugiego stopnia „Coralie” — zakończyła się tylko częściowo powodzeniem, ponieważ drugi stopień nie odpalił, wskutek czego rakietą przeleciała tylko 960 km. Następną próbą miała odbyć się w listopadzie 1967 r.

Jak wiadomo, rakiet „Europa” 1 jest rozwijana w ramach europejskiego programu kosmicznego ELDO.

W.K.

RAKIETA NOŚNA „SUPER DIAMANT”

We Francji zapadła decyzja budowy rakiety nośnej „Super Diamant” (nazywanej też „Diamant” B). Początkowo istniały dwa projekty rakiety — jeden z pierwszym stopniem P.16 na stały materiał pędny, drugi z pierwszym stopniem L.17 na ciekłe materiały pędne. Wybór padł na drugi projekt. Rakietą będzie się składać z trzech stopni:

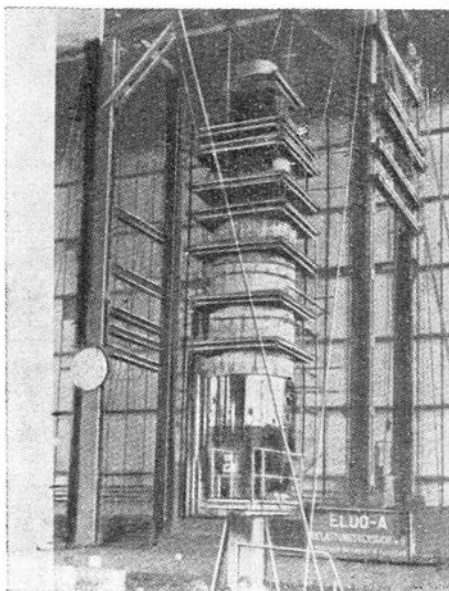
I stopień L.17 „Amethyste” — ciężar własny 2154 kG, ciężar paliwa 17 867 kG, impuls jednostkowy n.p.m. 227 sek, w próżni 265 sek, czas spalania 108 sek, ciąg n.p.m. 35 200 kG, w próżni 41 085 kG. Jako paliwo zastosowano (podobnie jak w „Coralie”, drugim stopniu rakiety „Europa” 1) asymetryczną dimetylohydrazynę, a jako utleniacz — nadtlenuk azotu;

II stopień P.2 — ciężar własny 456 kG, ciężar paliwa 2260 kG, impuls jednostkowy w próżni 259 sek, czas spalania 44 sek, ciąg maksymalny w próżni 15 500 kG, ciąg średni 15 000 kG, paliwo stałe;

III stopień P.06 — ciężar własny 77 kG, ciężar paliwa 640 kG, impuls jednostkowy w próżni 273 sek, czas spalania 45 sek, ciąg maksymalny w próżni 5200 kG, paliwo stałe.

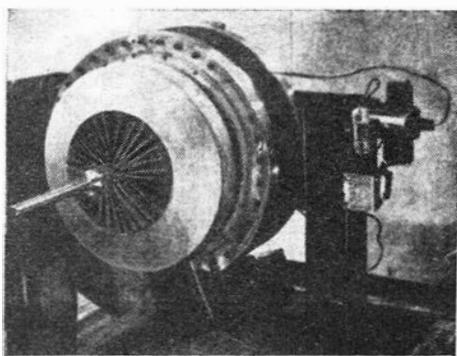
Ciężar całkowity rakiety „Super Diamant” będzie wynosił w czasie startu 24 063 kG, ciężar użyteczny 95 kG plus pojemnik o ciężarze 10 kG i osłona nosowa o ciężarze 75 kG. Za pomocą tej rakiety wystrzelony będzie na orbitę kołową, oddaloną od Ziemi o 700 km, satelita D.2, a następnie satelita badawczy FR.2. Rakiety tego typu będą również użyte — w ramach programu ELDO-PAS — do umieszczenia na orbitach stacjonarnych satelitów łącznościowych o ciężarze 150—200 kG. Pierwsze odpalenie rakiety ma się odbyć w 1969 r.

W.K.



SILNIK Z WIRUJĄCYM TŁOKIEM FIRMY MALLORY

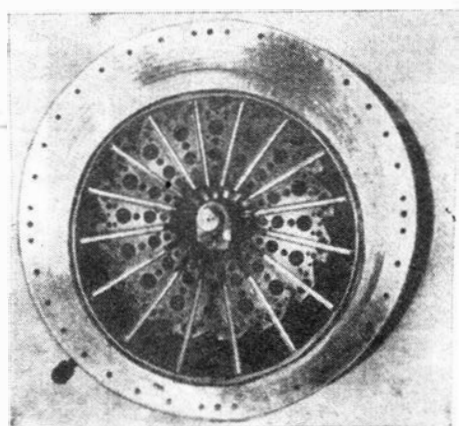
Amerykańska firma Mallory and Co. zbudowała i przebadła silnik z wirującym tłokiem typu łopatkowego, który może podobno osiągnąć stosunek mocy do ciężaru 4÷5 KM/kG. Jeden z prototypów, wykonany ze stopu miedź-aluminium, ma ciężar 72 kG i rozwija moc 400 KM przy obliczeniowej prędkości obrotowej 5000 obr/min. Jego ciężar mógłby być zmniejszony do 36 kG w przypadku zastosowania stopu aluminium. Podobnie jak silnik Wankla (firma Curtiss-Wright oferuje do zastosowań lotniczych silnik Wankla, w wersji chłodzonej powietrzem, o mocy 310 KM i ciężarze 129 kG) silnik Mallory jest bardzo atrakcyjny jako napęd samolotów dzięki dużemu stosunkowi mocy do ciężaru i małym gabarytom.



Silnik składa się z obudowy, wirnika z łopatkami, nieruchomego wału korbowego, wału napędowego, układu zapłonowego na tranzystorach, gaźnika, elektrycznego rozrusznika i odśrodkowej sprężarki.

Komora silnika jest lekko eliptyczna (rys. 2). Łopatki wirnika są tak zamocowane, że mogą przesunąć się o 3,8 cm w szczelinach wirnika. Nieruchomy wał jest osadzony w środkowym punkcie komory, natomiast wirnik obraca się względem osi umieszczonej mimośrodowo. Patrząc od przodu silnika wirnik obraca się zgodnie ze wskazówkami zegara. Najmniejsza odległość między wirnikiem a ścianą komory występuje w

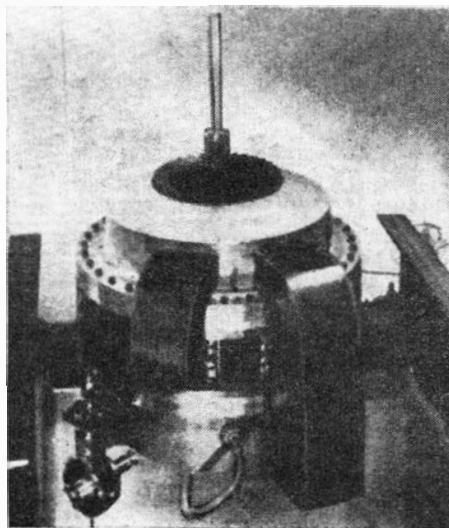
2



miejszu odpowiadającym godzinie 12, największa — w miejscu odpowiadającym godzinie 6. Odśrodkowa sprężarka wciąga powietrze wraz z paliwem w położeniu odpowiadającym godzinie 7. Największe sprężenie mieszanki następuje na odcinku odpowiadającym przedziałowi między godziną 12 i 1, a zapłon — w miejscu odpowiadającym godzinie 2. Rozprężające się gazy (napędzające wirnik na zasadzie różnicy powierzchni wystających ponad wirnik części sąsiednich łopatek) uchodzą w miejscu, które odpowiada godzinie 5. W układzie wylotowym powstaje podciśnienie dzięki efektowi Venturi wytwarzanemu przez sprężarkę. Przyczynia się to do lepszego oczyszczenia komór międzyłopatkowych ze spalin.

Jak widać z powyższego opisu, silnik Mallory pracuje jako silnik dwusuwowy.

Podobnie jak silniki turbinowe, silnik Mallory może pracować bez zapłonu od świecy (po rozruchu świeca jest wyłączana). Spalanie jest podtrzymywane przez dwa rowki w ścianie komory w pobliżu świecy zapłonowej, które łączą ze sobą trzy komory międzyłopatkowe. W celu utrzymania silnika należy więc odciąć dopływ paliwa. Rozruch silnika następuje za pomocą elektrycznego rozrusznika, rozkręcającego silnik do prędkości obrotowej 500 obr/min.

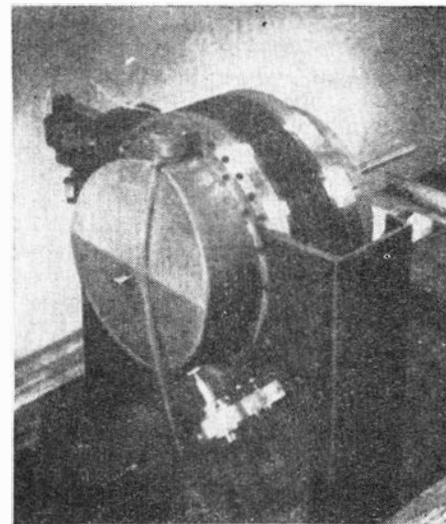


3

Firma zbudowała trzy prototypy. Jeden z nich, z żeliwną obudową, uległ zniszczeniu na stoisku po osiągnięciu 18 000 obr/min. Dwa pozostałe prototypy różnią się od pierwszego tylko obudową wykonaną ze stopu miedź-aluminium. Silniki mają średnicę 41,9 cm i długość 35,5 cm, bez wału napędowego i zbiornika olejowego. Pojemność silnika, przypadająca na jeden obrót wirnika, wynosi 3767 cm³. Silniki wykazują bardzo niskie jednostkowe zużycie paliwa wynoszące 0,18÷0,20 kG/KMh (paliwem może być gazolina lub nafta, ponieważ jednak na gazolinie łatwiejszy jest rozruch, do

rozruchu stosuje się gazolinę, a następnie układ zasilania przełącza się na naftę).

Silniki są chłodzone powietrzem, zamierza się jednak zastosować na jednym z nich chłodzenie wodne. Obecnie temperatura głowicy w pobliżu świecy wynosi 300 °C. W przypadku silnika lotniczego temperatura ta byłaby niższa dzięki intensywniejszemu chłodzeniu. Chłodzenie wodne pozwoli na pracę silnika przy dowolnej temperaturze i umożliwi określenie temperatury optymalnej. Zamierza się poza tym udoskonalić system olejenia przez zastosowanie dodatkowej pompy odsysającej i zwiększenie w ten sposób cyrkulacji oleju, co obniży temperatury silnika.



4

Poważną wadą silnika jest mały moment obrotowy w dolnym zakresie prędkości obrotowej. W zakresie między 2000 a 5000 obr/min przebieg momentu jest prawie prostoliniowy; poniżej 1000 obr/min moment spada do zera. Problem ten będzie można prawdopodobnie rozwiązać przez dodanie drugiego stopnia silnika. Stopień ten działałby tylko jako sprężarka wciągająca powietrze do właściwego silnika i umożliwiająca w ten sposób wytwarzanie momentu obrotowego przy małych prędkościach obrotowych, przy których sprężarka odśrodkowa nie może zapewnić dostatecznego napełnienia komór międzyłopatkowych silnika.

Cechą silnika Mallory jest również duża hałaśliwość. Zostanie ona jednak zmniejszona przez zastąpienie obecnej krótkiej rury wylotowej rurą z tłumikiem.

Natomiast uszczelnienia nie stanowią — w przeciwieństwie do innych silników z wirującym tłokiem — poważniejszego problemu, ponieważ przecieki gazów z jednej komory do drugiej odbywają się w tym samym kierunku co ruch całej masy gazów; poza tym różnice ciśnienia między sąsiednimi komorami nie są duże.

Firma Mallory nie będąc wytwórczynią silnikową jest zainteresowana w sprzedaży licencji opracowanego przez siebie silnika. Ocenia się, że koszty dalszego rozwoju silnika wyniosą 2÷3 miliony dolarów.

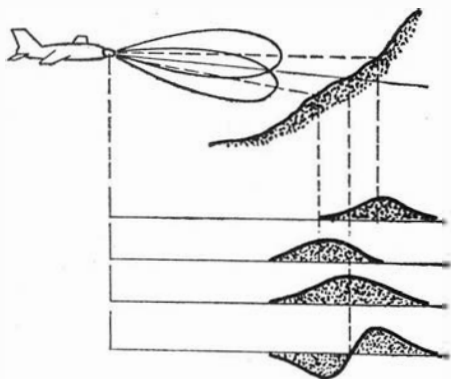
W.K.

RADAR DO LOTÓW PRZY ZIEMI

Kierowane radarem działa przeciwlotnicze i samonaprowadzające się pociski ziemia-powietrze stwarzają poważne niebezpieczeństwo dla samolotów lecących na średnich i dużych wysokościach, zmuszając je do lotów przy ziemi i wykorzystywania osłony terenowej. Występuje jednak przy tym inne niebezpieczeństwo, a mianowicie możliwość zderzenia z przeszkodą naziemną. Loty na małych wysokościach ułatwia radar wielozadaniowy, który łączy w sobie cechy urządzenia ostrzegającego przed przeszkodami terenowymi. Specjalne urządzenia do tego celu są dopiero w stadium rozwoju, który został zresztą ostatnio przyspieszony w związku z cywilnymi zastosowaniami tych urządzeń.

Z analizy niebezpieczeństwa zderzenia z przeszkodą naziemną i niebezpieczeństwa zestrzelenia przez obronę przeciwlotniczą wynika, że optymalną wysokością lotu jest wysokość 60 m. Ręczne sterowanie samolotu na tej wysokości i przy prędkości 1300 km/h stwarza poważne trudności, w związku z czym powstała koncepcja połączenia radaru terenowego z automatycznym pilotem.

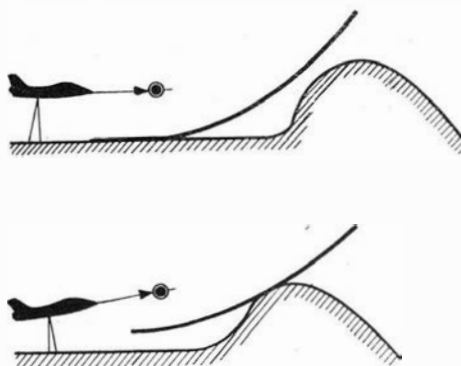
W najprostszym przypadku radar terenowy wysyła w kierunku lotu pojedynczą wiązkę fal. Przedmioty w zasięgu wiązki dają echo, które radar przetwarza na wartości odległości i wysokości. Ponieważ jednak błędy w określeniu tych wartości zależą od pola przekroju wiązki, konieczne jest zastosowanie dwóch wiązek promieniowania, które zachodzą na siebie, a ich osie symetrii w płaszczyźnie pionowej tworzą między sobą niewielki kąt. Obie wiązki są wysyłane przez jedną antenę jako jeden ciąg impulsów. Ponieważ odległości oblicza się tylko z jednego impulsu, system ten nazywa się monoimpulsowym. Dwie wiązki pozwalają na dokładniejsze wyznaczenie kąta między kierunkiem lotu a prostą, na końcu której leży określony punkt terenu. Decydujące znaczenie ma tu przetwarzanie echa obu kanałów w celu określenia wartości średniej (rys. 1). Metoda ta pozwala na obliczanie odległości i kierunku względem określonego punktu na ziemi z dokładnością, którą w przypadku konwencjonalnego radaru można by osiągnąć tylko przy zastosowaniu 20-krotnie większej anteny.



Rys. 1

Nad terenem płaskim lub nad morzem echo radaru jest tak słabe, że konieczne jest określanie wysokości. Służy do tego wysokościomierz radiowy współpracujący z radarem.

Antena radaru jest stabilizowana w kierunku wektora prędkości samolotu w celu poprawnego „oświetlenia” toru lotu. Do sterowania anteny względem osi pionowej służą sygnały odniesienia dostarczane przez radar Dopplera w postaci kąta znośzenia, względem osi poprzecznej — sygnały pochodzące z miernika kąta



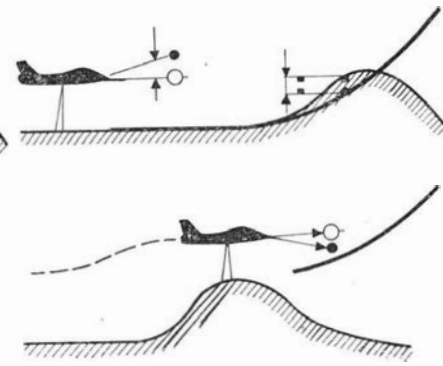
Rys. 2

natarcia i względem osi podłużnej — sygnały ze sztucznego horyzontu lub z centrali giroskopowej.

Sposób pracy radaru terenowego jest następujący. Antena radaru wykonuje ruch wahadłowy w płaszczyźnie pionowej mierząc w sposób ciągły odległość samolotu od punktu na ziemi znajdującego się w danej chwili na linii środkowej obu wiązek radaru oraz kąt między wektorem prędkości samolotu a prostą łączącą wspomniany punkt z samolotem. Wysokość lotu przelicznik radaru wyznacza z funkcji sinusowej tego kąta i odległości. Praca radaru opiera się na wyimaginowanym torze lotu o kształcie „ski” rzutowanym na odległość 6 km przed samolotem (rys. 2). Przelicznik porównuje profil terenu w odległości 6 km przed samolotem z profilem wzorcowym. Pionowa odległość samolotu od podstawy wyimaginowanego toru lotu jest dowolnie wybraną przez pilota wysokością lotu. W przypadku, gdy samolot leci nad równiną, radar wysyła tak długo sygnały nakazujące zmniejszanie wysokości, aż podstawa wzorca zetknie się z ziemią. Gdy w polu widzenia radaru znajdzie się przeszkoda, a wzorec toru lotu zetknie się z nią, radar zaczyna wysyłać sygnały odpowiadające kątowi, o jaki należy nachylić do góry wzorec toru lotu, aby utworzył on styczność z przeszkodą. Po przelecie nad przeszkodą wzorec traci kontakt z ziemią i radar zaczyna nadawać sygnały obniżenia lotu, aż samolot przejdzie do lotu poziomego. Pilot może wybierać nie tylko wysokość lotu, lecz również przyspieszenia (między 2 g a 0), które występują przy wznoszeniu się ponad przeszkodę. W przypadku ręcznego sterowania sygnały radaru są rzutowane na przednią szybę kabiny w

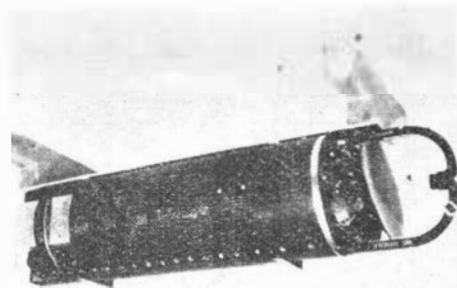
postaci pewnych symboli. Najczęściej wektor prędkości jest przedstawiany jako kółko, a wzorec toru lotu jako punkt, podobnie jak to pokazano na rys. 2. Zadaniem pilota jest doprowadzać każdorazowo do pokrywania się obu symboli.

Poza wyżej opisanym systemem (Terrain following) radar terenowy może jeszcze pracować na dwóch innych, mniej doskonałych zasadach, a mianowicie ostrzegać tylko przed wzniesieniami terenu za pomocą sygnałów zwiększania wysokości lotu (Terrain clearance) lub wykonując ruchy wahadłowe w płaszczyźnie po-



ziomej wskazywać przeszkody wystające ponad tą płaszczyznę (Terrain avoidance).

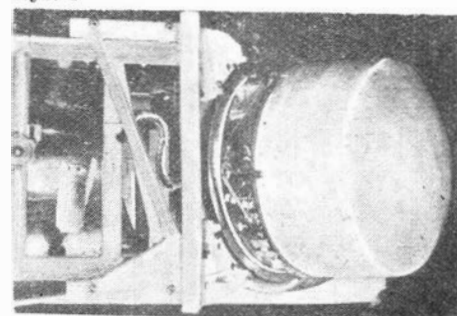
Spośród dużej ilości radarów wielozadaniowych, spełniających równocześnie rolę radaru terenowego, tylko dwa mogą automatycznie sterować samolotem. Jest to radar APQ-99 na samolocie McDonnell RF-4C



Rys. 3

i radar APQ-110 na samolocie General Dynamics F-111A. Oba zostały opracowane przez firmę Texas Instruments i znajdują się jeszcze w próbach. Poza tym zbudowano urządzenia służące wyłącznie jako radar do lotów przy ziemi, a mianowicie: Autonetics R-47, General Dynamics TFR (rys. 3) i CSF „Cobra” (rys. 4) do samolotu „Mirage” IV. W rozwo-

Rys. 4



ju znajdują się dalsze urządzenia radarowe tego typu, łącznie z urządzeniami do śmigłowców i samolotów transportowych.

Poważny problem w budowie radaru z automatycznym sterowaniem stanowi konieczność zapewnienia odpowiedniej niezawodności jego pracy. Na samolocie F-111A zagadnienie to rozwiązano stosując trzy niezależne kanały automatycznego pilota oraz dublując radar APQ-110 łącznie z wysokościomierzem radiowym. Dodatkowe zabezpieczenie stanowi sygnał wznoszenia, wysyłany w przypadku uszkodzenia urządzenia.

W.K.

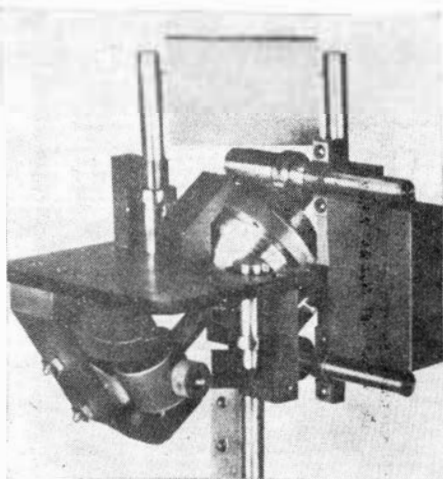
KATAPULTOWANIE POD WODĄ

Wypróbowano system katapultowania pilota pod wodą opracowany przez Fairley Aviation Division firmy Westland dla bazujących na lotniskowcach samolotów „Gannet”. Próby przeprowadzono na głębokości 30 m przy wszystkich położeniach kadłuba. W związku z układem kabiny samolotu „Gannet” nie było możliwe katapultowanie pilota wraz z fotelem, wobec czego musiało zastosować zupełnie nowe urządzenie, które wyrzuci pilota bez fotela. Problem ten rozwiązano przez zastosowanie dwóch niezależnych układów pneumatycznych, z których jeden odrzuca osłonę kabiny, a drugi katapultuje pilota, po uprzednim zerwaniu połączeń z instalacjami pokładowymi. Przy automatycznym przebiegu katapultowania osłona kabiny zostaje odrzucona — za pomocą sprężonego powietrza z butli — gdy ciśnienie działające na manometryczny wyłącznik odpowiada głębokości zanurzenia $4,5 \pm 1,5$ m. Osłona może być również odrzucona ręcznie za pomocą uchwytu na tablicy pokładowej. Przy głębokości zanurzenia 30 cm obie tylne szyby kabiny zostają wgniecione do środka, co zapewnia wyrównanie ciśnienia wewnętrznego i zewnętrznego. Pilot jest zamocowany plecami do kabłąkowatej rury, która jest wyrzucana — za pomocą sprężonego powietrza z oddzielnej butli — przy głębokości zanurzenia samolotu $7,5 \pm 0,75$ m. Aby zapewnić szybkie odłączenie pilota od instalacji pokładowych, wszystkie złącza zebrano w jednym elemencie zbiorczym, który jest wyzwalany automatycznie lub ręcznie.

W.K.

CZUŁY TRÓJOSIOWY PRZYSPIESZENIOMIERZ

Podróże kosmiczne stwarzają szerokie możliwości zastosowań przyrządu do pomiarów kierunku i wartości bardzo słabych przyspieszeń, np. przyspieszeń powodowanych przez ciąg mikrosilników lub ciśnienie promieni słonecznych oraz opóźnień satelitów w czasie lotu przez rozrzedzoną atmosferę. Tego rodzaju pomiary wymagają czułości wynoszącej 10^{-9} g (g — przyspieszenie



ziemskie). Przyrząd odpowiadający tym wymaganiom został niedawno opracowany przez ONERA (Office Nationale d'Etudes et de Recherches Aérospatiales). Wykorzystano w nim zasadę pomiaru przesunięcia — wy-

wołanego działającym przyspieszeniem — kuli berylowej o średnicy 40 mm. Kula jest zawieszona w polu elektrycznym i połączona z trzema serwomechanizmami. Aby można było uzyskać wymaganą czułość przyrządu, należało zapewnić dokładność pomiaru przesunięć wynoszącą milionowe części milimetra. Było to możliwe dzięki bardzo dokładnemu wykonaniu przyrządu i zastosowaniu elektronicznych urządzeń o dużej mocy. Montaż przyrządu jest wykonywany w atmosferze całkowicie wolnej od zanieczyszczeń i w stałej temperaturze otoczenia. Zbudowanie przyrządu było możliwe m.in. dzięki temu, że ONERA rozporządza od 1966 r. urządzeniem do symulowania stanu nieważkości (składa się ono z pionowo ustawionej rury próżniowej, w której możliwy jest swobodny spadek na odcinku 40 m). Fotografia przedstawia makietę przyspieszeniomierza.

W.K.

PIONOWA ROZCIĄGARKA DO PŁYT

Firma Goodyear Aerospace Corp. zainstalowała w wytwórni w Akron (Ohio) rozciągarkę pionową, za pomocą której wytwarza się cienkie



płyty z tworzyw akrylowych o grubościach 1,016, 1,270 i 1,524 mm i o znormalizowanych wielkościach (największa płyta ma 2,44 m²). Płyty te są używane do pokrywania kabin śmigłowców i lekkich samolotów. Są one odporniejsze na uderzenia i mają większą trwałość niż płyty odlewane.

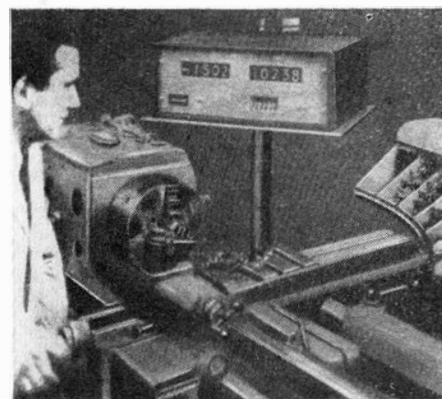
Rozciągarka ma wysokość dwóch pięter i daleko posuniętą automatyzację. Do rozciągania służą 32 szczęki. Ruch każdej szczęki jest tak sterowany, że podczas procesu rozciągania w płycie powstają równomierne odkształcenia we wszystkich kierunkach. Do podgrzewania płyt zastosowano promienniki podczerwone, proces studzenia jest przyspieszony przez nadmuch powietrza. Maszyna jest wyposażona w urządzenie kontroli grubości w czasie studzenia oraz kontrolne urządzenie optyczne.

Cały proces rozciągania, w czasie którego płyta zostaje powiększona o 150%, trwa tylko dwie minuty, podczas gdy przy rozciąganiu konwencjonalnym potrzeba na to 15 minut.

W.K.

WSKAŹNIKI CYFROWE NA OBRABIARKACH

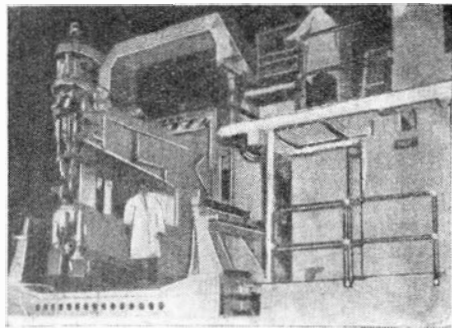
Przy prototypowej i jednostkowej produkcji dokładnych części czas maszynowy operacji obróbkowych wynosi zaledwie 20%. Większość pozostałego czasu tracą na próbne przejścia i pomiary dla uchwycenia żądanych wymiarów przedmiotu obrabianego. Znacznie lepsze wykorzystanie czasu maszynowego oraz zmniejszenie ilości braków osiąga się po zainstalowaniu na obrabiarkach aparatury cyfrowej. Aparatura taka, wykonana przez firmę Ferranti Electric Inc. i zastosowana na toкарке uniwersalnej, pokazana jest na zdjęciu. Aparatura składa się z



dwóch nadajników przesunąć linowych, montowanych na suporcie podłużnym i poprzecznym, oraz wskaźnika cyfrowego. Po zamocowaniu przedmiotu i wykonaniu próbnych przejść wskaźniki są zerowane i następnie wykazują już rzeczywiste wymiary przedmiotu, aktualnie wykonywane. Dokładność wskazań w

ADAPTACYJNE STEROWANIE ZGRZEWANIEM PUNKTOWYM

W Firmie Boeing zainstalowano urządzenie do zgrzewania firmy Sciaky, jedno z najpotężniejszych spośród zbudowanych na świecie, o najwyższym stopniu kompletności wyposażenia i automatyzacji (fot.). Stoisko charakteryzuje się ruchami w pięciu osiach, sterowanymi licz-



bowo, a ponadto ruchami przechyłowymi, umożliwiającymi zgrzewanie krzywych powierzchni przestrzennych. Ma również układ sterowania ze sprzężeniem zwrotnym korygującym odchylenia od zadanego programu. Dzięki temu może automatycznie zgrzewać konstrukcje wykonane niemal z dowolnych metali.

Układ mechaniczny stoiska oparty jest na ramie w kształcie litery U. Szerokość prześwitu ramy wynosi

kierunku średnicowym wynosi 0,005 mm, a w kierunku wzdłużnym 0,025 mm. Czasy ustawienia i pomiarów kontrolnych skracają się o 65%. Aparatura jest stosunkowo tania, szybka w obsłudze i może być instalowana na dowolnym typie obrabiarki.

A.G.

2,2 m, ruch w kierunku osi X — 25 m, w kierunku osi Y — 2,5 m i w kierunku osi Z — 1,7 mm, ciężar stoiska około 100 ton, docisk elektrody do 9000 kG, dokładność rozstawienia punktów do 0,4 mm, prędkość przesuwu do 5 m/min.

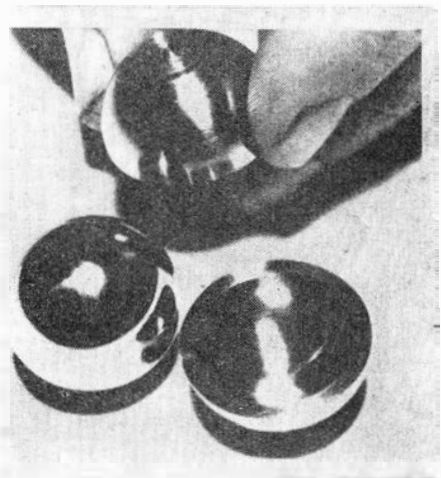
Układ sprzężenia zwrotnego sterowania procesem zgrzewania gwarantuje prawidłowość procesu i jego zgodność z wartościami zadanymi, nawet jeśli jakieś czynniki zaburzają ustalone warunki. Stoisko ma kontrolę wszystkich parametrów, jak docisk elektrody, napięcie źródła, napięcie wtórne, wielkość zgrzeiny i inne. Sygnały wartości tych parametrów przekazywane są do układu sterowania i tam porównywane z wartościami zadanymi programem. W przypadku jakichkolwiek niezgodności następuje automatyczne zablokowanie włączenia cyklu zgrzewania. Wartości tych parametrów są w sposób ciągły rejestrowane na taśmach oscylografu, a w połączeniu z zapisem na taśmie dziurkowanej położenia przedmiotu stanowią dokumentację jakości zgrzewania. Dzięki takiemu układowi sprzężeń, kontroli i rejestracji można uzyskiwać prawidłowe, powtarzalne złącza.

Stoisko to używane jest do zgrzewania skrzydeł oraz kadłubów dużych samolotów.

A.G.

PUSTE KULKI ŁOŻYSKOWE

Lotnictwo amerykańskie rozpoczęło próby z pustymi stalowymi kulkami łożysk tocznych. Kulki takie pozwalają na zmniejszenie cię-



żaru łożysk stosowanych w rakietach i pojazdach kosmicznych. Kulki, wykonane (przez firmę Ling-Temco-Vought) ze stali AISI-52100, mają średnicę 25,4 mm i grubość ścianki 2,03 mm. Składają się one z dwóch połówek, które są ze sobą połączone za pomocą klejenia w wysokich temperaturach i pod dużym ciśnieniem. Proces klejenia trwa tylko 30 sek, co umożliwia masową produkcję. Ciężar kulek pustych wynosi tylko połowę ciężaru kulek pełnych, jednak ich wytrzymałość jest równa wytrzymałości zwykłych kulek, a trwałość jest nawet większa dzięki większej sprężystości; poza tym kulki puste nie wykazują tendencji do pęknięcia pod działaniem obciążeń dynamicznych. Próby przeprowadza się zarówno z oddzielnymi kulkami, jak i kompletnymi łożyskami.

W.K.

RYSIK STEROWANY MASZYNĄ MATEMATYCZNĄ

Wprowadzenie do technologii lotniczej zestawu maszyna matematyczna — koordynatograf z rysikiem miało na celu nie tylko przyspieszenie prac na etapie konstruowania i wykonywania płatowca, ale również zagwarantowanie wyższej dokładności i pewności. Niedawno firma Grumman Aircraft Engineering Corp. opracowała zestaw rysowniczy, w którym mała maszyna cyfrowa steruje bezpośrednio koordynatografem. Tysiące elementów konstrukcyjnych w pojedynczym samolocie może być reprezentowane geometrycznie na taśmie jednym podstawowym modelem wymiarowym. Pamięć maszyny matematycznej może zawierać wiele takich programów, a możliwość stosowania różnych skal w każdej osi z osobna pozwala na generowanie rodzin profili pochodnych. Można również uzyskiwać fazy technologiczne, jak tory obwiedni dla narzędzi, wymiary pośrednie z naddatkami technologicznymi itp. Ten zestaw rysowniczy pozwala zacieśnić tolerancje wykonawcze z 0,62 mm do 0,125 lub 0,250 mm, zależnie od wymiaru części. Posługując się tym układem można również uzyskać taśmy do sterowania obróbką profili. W ten sposób cykl konstruowania i wykonania prototypu ulega wybitnemu skróceniu, a wykorzystując system kontrolny maszyny matematycznej unika się wielu pomyłek i odchyleń spotykanych przy stosowaniu innej techniki.

A. G.

Jedynie prenumerata zapewnia systematyczne otrzymywanie

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

W tym celu należy złożyć zamówienie na specjalnym druku lub też nadać zamówienie w formie listu, który będzie zawierać następujące dane:

nazwę i adres zakładu pracy, ilość egzemplarzy oraz okres (roczny, półroczny, kwartalny), na jaki prenumerata zostaje zamówiona.

Zamówienie podpisane przez dyrektora i głównego księgowego należy przesłać pod adresem:

**Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT
Warszawa, ul. Mazowiecka 12**

● Zarząd Główny APRL na plenarnym posiedzeniu wyraził uznanie Zarządowi Klubu Seniorów Lotnictwa za owocną i pożyteczną działalność w 1967 r. Starania Klubu o powstanie Muzeum Lotnictwa i o przywrócenie Warszawie Pomnika Lotnika zostały uwieńczone sukcesem. Teraz trzeba realizować projekt ufundowania Domu Lotnika, gdyż obchodzone w latach 1967—1968 liczne jubileusze lotnicze stworzyły dobrą atmosferę do skutecznego działania w tym kierunku.

● Po raz czwarty redakcja „Skrzydła Polski” przyznała zespołowe i indywidualne Wyróżnienia Roku pod nazwą „Błękitne Skrzydła”. Otrzymały je następujące zespoły:

*Zakład Badań Rakietowych i Satelitar-
nych PIHM w Krakowie* — za stały son-
daz rakiety i łączność z satelitami me-
teorologicznymi

Zespół Instytutu Lotnictwa — za opra-
cowanie silnika turbodrzutowego SO.1
*Zespół Zakładu Doświadczalnego Insty-
tutu Tele- i Radiotechnicznego* — za
opracowanie tranzystorowych radiostacji
szybowcowych RS.3

Aeroklub Robotniczy w Świdniku — za
wprowadzenie zawodów śmigłowcowych
Wrocławski Oddział LZUG — za cało-
kształt działalności.

Wśród nazwisk indywidualnych laure-
atów „Wyróżnienia Roku” znajdujemy
wielu znanych i popularnych:

milionerów lotu (*Dąbrowskiego, Stręka
i Wędzika*), działaczy Lotnictwa Sanitar-
nego (*Kopacz z Białegostoku i Malinow-
skiego z Wrocławia*), konstruktora-ama-
tora (*J. Borzęckiego z Wrocławia*), pilo-
ta śmigłowcowego WP (sierż. *Chmiela z
Dębina*), rekordzisty szybowcowej (*A.
Dankowskiej*), skoczka spadochronowego
(*E. Łigockiego*), pisarza lotniczego (*J.
Meissnera*) i publicysty (*A. Marksa*).

Szczególne informacje opublikowała
o wyróżnionych ludziach i zespołach
„Skrzydła Polska” w numerach 52/53
z 1967 r.

● U schyłku ubiegłego roku odbyło się
spotkanie wybitnych sportowców lotni-
czych z władzami Aeroklubu PRL i
dziennikarzami. Momentem kulminacyj-
nym spotkania było wręczenie *A. Dan-
kowskiej* dyplomów FAI za jej trzy re-
kordy międzynarodowe w szybownic-
twie.

● Z terminarza centralnych imprez lot-
nicznych organizowanych w 1968 r. przez
APRL podaliśmy ważniejsze:

VII Rajd Dziennikarzy i Pilotów, Aero-
klub Wrocławski. 1—9.V.

XI Szybowcowe Mistrzostwa Świata,
Leszno, 9—23.VI.

III Ogólnopolskie Zawody Szybowcowe
Kobiet, Lisie Kąty, 1—14.VII.

VI Szybowcowe Mistrzostwa Juniorów,
Zar. 15—28.VII.

VIII Jeźzowskie Zawody Szybowcowe
o puchar redakcji „Skrzydła Polska”,
4—18.VIII.

III Ogólnopolskie Zawody Akrobacji
Samolotowej, Aeroklub Gliwicki, 5—11.
VIII.

● Aeroklub PRL jako organizator XI
Szybowcowych Mistrzostw Świata otrzy-
mał już wstępne zgłoszenia 108 zawodni-
ków, reprezentujących 31 państw. Re-
gulamin ustala, że kierownicy poszcze-
gólnych ekip nie będą mogli mieć włas-
nych środków łączności radiowej z za-
wodnikami w powietrzu.

● Niestety, historia się powtarza, bo-
wiem, tak jak było przed startem do po-
przednich mistrzostw świata w Anglii,
tak i teraz przed XI Szybowcowymi Mi-
strzostwami Świata zawodnicy otrzyma-
ją szybowce „Foka-5” (klasa standard)
i „Zefir-4” (klasa otwarta), dopiero w
ostatnim okresie — tuż przed rozpocze-
ciem mistrzostw. A przecież wielu zagra-
nicznych pilotów zgłasza chęć startu na
polskich szybowcach za dewizy.

● Komisja samolotowa APRL postulu-
je organizowanie zawodów regionalnych,
które dla lotniczej młodzieży stanowią
będą szkołę latania zawodniczego i da-
wać jej będą szansę wybiecia się. Pozy-
tywnie ocenia się projekt nowego pro-
gramu wyszkolenia samolotowego, który
przewiduje wprowadzenie do szkolenia
pilota wielu elementów sportowo-zawo-
dniczych, radiokomunikacyjnych i radio-
nawigacyjnych, specjalne szkolenie pilo-
ta lotnictwa gospodarczego i inne.

● APRL w bieżącym roku zakupuje 20
samolotów „Wilga 35A”. Pierwsze pięć
wejdzie do eksploatacji w I kwartale br.,
zaś pozostałe w III kwartale br. i I kwar-
tale 1968 r.

● Na podstawie uchwały Zarządu
Głównego APRL powołany został do ży-
cia 37 aeroklub „Aeroklub Zagłębia Mie-
dziolego” z siedzibą w Lubinie.

● Tegoroczny VII Rajd Dziennikarzy
i Pilotów będzie miał szczególne znacze-
nie, gdyż będzie się odbywał z okazji 25
rocznicy powstania Ludowego Wojska
Polskiego. Trasa rajdu przebiegać będzie
szlakiem walk z Zamościa w kierunku
Warszawy, Piły i Kołobrzegu z metą we
Wrocławiu. W rajdzie weźmie udział 35
załóg, w tym zawodnicy z zagranicy. Kie-
rownikiem rajdu jest wiceprezes Aero-
klubu Wrocławskiego inż. *A. Chocjcin*.

● W celu podniesienia poziomu dzia-
łalności propagandowej APRL powołane
zostało kolegium redakcyjne do redago-
wania Biuletynu Informacyjnego Zarzą-
du Głównego Aeroklubu PRL. Lotnicze-
go Przeglądu Filmowego i in. wydaw-
nictw. W skład kolegium wchodzi: *B.
Arabski* (przewodniczący), *M. Szyk* (se-
kretarz) oraz *Z. Plezia*, *E. Pujsz*, *T. Rej-
niak*, *S. Kielczyński* i red. *J. R. Ko-
niecny*.

● Mgr inż. *Jerzy Grzegorzewski*, prze-
wodniczący Kolegium „Biuletynu Infor-
macyjnego Instytutu Lotnictwa” otrzy-
mał pierwszą nagrodę z sześciu przyzna-
nych przez Zarząd Główny Polskiego To-

warzystwa Astronautycznego za prace
popularyzatorskie o tematyce astrona-
utycznej w 1967 r.

● Wśród załogi PLL „Lot” jest trzech
5-milionowych jubilatów (kapitanowie
piloci: *R. Dąbrowski* i *M. Wędzik* oraz
radiotelegrafista: *P. Stręk*) oraz 23 cze-
tomilionowych.

● PLL „Lot” organizuje kurs stewar-
dess. Wymagania od kandydatek są na-
stępujące: stałe zameldowanie w War-
szawie, wiek do 25 lat, średnie wykształ-
cenie, dobra prezencja, znajomość dwóch
języków i zdanie egzaminu konkursowe-
go. Po ukończeniu 6-tygodniowych zajęć
teoretycznych i praktycznych oraz zło-
żeniu egzaminów kandydatka przechodzi
półroczny staż w porcie lotniczym na
Okęciu.

● Można przyjąć, że obecnie co piąty
pasażer „Lotu” z krajów Europy Zachod-
niej i Północnej, to uczestnik wycieczki
„Inclusive Tour”. Ryczałtowa cena ta-
kich wycieczek obejmuje zarówno koszty
przelotu, jak i usług turystycznych. Po
wprowadzeniu obniżonych taryf dla wy-
cieczkowiczów tego typu ich ilość co-
rocznie wzrastała, od 340 osób w 1964 r.
aż do ok. 3000 w 1967 r. Łączne wpływy
dewizowe dla kraju wynoszą średnio 190
dolarów od osoby (w tym za przelot 90
dol.), 60% turystów przybywa z Francji.

● Plan działalności PLL „Lot” na bie-
żący rok przewiduje przewiezienie 505
tys. pasażerów na trasach krajowych, a
267 tys. na zagranicznych (ogółem 772 tys.
osób).

W 1968 r. skorzysta z usług przedsię-
biorstwa „Lot” 5-milionowy pasażer.

W lecie wznowione zostaną połączenia:
z Rzeszowa do Gdańska i z Koszalina do
Krakowa (ewentualnie do Katowic) oraz
uruchomione zostaną nowe połączenia
krajowe omijające stolicę: ze Szczecina
przez Wrocław do Krakowa lub Katowic
oraz ze Szczecina do Gdańska.

Za granicą wprowadzi się linię War-
szawa—Kijów oraz ladowanie w Bengha-
zi (Libia) na trasie Warszawa—Kair.

Do próbnej eksploatacji w PLL „Lot”
wejdą w br. dwa pierwsze samoloty od-
rzutowe produkcji radzieckiej TU-134 (na
72 pasażerów).

● Już dziś frekwencja na liniach lotni-
cznych do Wrocławia należy do najwięk-
szych w kraju; ponadto planuje się uru-
chomienie przez Wrocław linii zagranic-
znej do Dreznia i Berlina, lecz płyta lot-
niska wrocławskiego jest mała, budynek
zaś nieodpowiedni. W związku z tym
ogłoszony został konkurs na projekt no-
woczesnego portu i dworca lotniczego.

● Zrzeszenie Studentów Polskich zor-
ganizowało we Wrocławiu w grudniu
ub.r. Sympozjum Medycyny Lotniczej i
Kosmicznej. Referat wygłosił doc. dr
Z. Jethon oraz *A. Wolniak* i *A. Dził*.

NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Przedsiębiorstwa komunikacji lotni-
czej są w przededniu wprowadzenia sa-
molotów naddźwiękowych. W 1970 r. prze-
lot przez Atlantyk trwać będzie 3 godzi-
ny. A przecież obecnie przelatuje się ten
obszar w 6 godzin, przed 10 laty zaś prze-
lot wymagał 14 godzin. (Przypomnijmy:
w 1927 r. *Lindbergh* z Nowego Jorku do
Paryża leciał 33 i 1/2 godziny). Naddźwię-
kowe prócz rewolucji w rozkładach lot-
ów, wielkich nakładów w portach i za-
gadnień ekonomiki eksploatacji — przy-
noszą społeczny problem oddziaływania

fali uderzeniowej na zaludnione tereny.
W kilku krajach przeprowadzono już
szereg badań związanych z działaniem
fali uderzeniowej. Eksperymenty rozpo-
częły Stany Zjednoczone w 1964 r., po-
czątkowo w dwóch miejscowościach
(Oklahoma i White Sands), później zaś
w 30 większych miastach (m.in. w Nowym
Jorku i Waszyngtonie). W 1967 r. próby
podjęły Francja i Anglia. Oklahoma by-
ła prawdziwym poligonem doświadczal-
nym, gdyż przez pół roku była poddawa-
na działaniu fali — codziennie — 7 do 10

razy. Ludność wniosła w tym czasie 9500
skarg, żaląc się na zawałanie się słabych
budynków, uszkodzenia mocniejszych,
wypadanie szyb, spadanie obrazów a na-
wet pańce. Wiele osób doznawało wstrzą-
su nerwowego, ulegało atakom strachu a
nawet panice. Władze lotnicze pozytyw-
nie oceniły 4600 skarg.

We Francji zanotowano poważniejsze
straty, a liczba skarg z powodu różnego
rodzaju uszkodzeń materialnych i zdro-
wotnych wynosi ponad 1000 rocznie. Z
powodu tych uszkodzeń władze musiały

już wypłacić odszkodowania w wysokości ok. 2 mln franków w samych tylko regionach południowo-zachodnich. Równocześnie stwierdzono, iż było 10 wypadków śmierci, 4 z nich w wyniku ataku serca, inne zaś wskutek katastrof budowlanych, stratowania przez konie itp.

W Anglii przeprowadzono 11 doświadczeń w lecie ub.r., które spowodowały napływ skarg od ludności. Skarżono się głównie na wstrząsy nerwowe, strach i panikę, a także na straty materialne w postaci uszkodzeń budynków i urządzeń gospodarskich, a nawet straty pogłowia zwierząt.

W wyniku eksperymentów okazało się, że trzeba opracować i wprowadzić w życie szereg przepisów zabezpieczających zaludnione tereny. Stwierdzono, że najważniejszą wysokością lotu jest 15–20 tys. metrów, gdyż wtedy działanie fal uderzeniowych jest najslabsze, choć obejmują one obszar ziemi o szerokości ok. 20 kilometrów po obu stronach od linii lotu. Trzeba też dostosować budownictwo do nowych warunków. Należy unikać instalowania wielkich szyb, stosować grube szkło, umieszczać krawędzie szyb w izolacji gumowej, wzmocnić konstrukcje budynków, szczególnie starych i słabych (dotyczy to głównie zabytków).

■ Zwraca uwagę na Zachodzie fakt, że stosunkowo duża liczba katastrof lotniczych ma miejsce nie na regularnych liniach lotniczych, ale w czasie lotów charterowych. Dotyczy to samolotów wynajętych do przewozu grupy turystów na określone miejsce, tam i z powrotem. ICAO oblicza, że w latach 1960–1966 na 192 maszyny, które uległy tragicznym wypadkom, tylko sześć obsługiwało stałe linie lotnicze. Mnożą się więc oskarżenia towarzystw lotniczych, że trasy dodatkowe obsługują samoloty w złym stanie technicznym i z przeciążonym pracą personelem.

■ Amerykańska firma „Petroleum Helicopters” zakupiła radzieckie śmigłowce „Mi-8” i „Mi-10”. Śmigłowiec „Mi-10” (o udźwigu 25 ton) kosztował 2 mln dolarów.

■ Otwarta w połowie grudnia ub.r. trasa Moskwa—Nowy Jork liczy 8200 km. Obsługują ją 18-miejscowy „IL-62”, „Aeroflot” oraz Boeing-727 towarzystwa „Panamerican World Airways”. Lot trwa 11 godzin z lądowaniem w Montrealu. Obecnie odbywa się jeden przelot na tydzień, w lecie ilość rejsów zostanie zwiększona do 2 tygodniowo. Umowa w sprawie komunikacji lotniczej zawarta została między Moskwą i Nowym Jorkiem i obowiązuje przez rok.

■ Na wiosnę 1968 r. otwarta zostanie nowa linia lotnicza Leningrad—Londyn. Będą ją obsługiwać w poolu samoloty towarzystw BEA i „Aeroflot”. W Leningradzie, drugim co do wielkości i znaczenia mieście ZSRR, lądują już regularnie samoloty towarzystw zagranicznych „Finnair” — od 1955 r. i SAS od 1967 r.

■ Holenderskie towarzystwo lotnicze KLM poważnie rozwija sieć przewozu towarów. Ostatnio uruchomiona została linia z Amsterdamu do Manili. Samoloty „DC-8F” zatrudnione na nowej trasie lądować będą we Frankfurcie n.Menem, Ghahrn (Zatoka Perska), w Karaczi i Bangkoku. KLM ma zamiar uruchomić połączenie Amsterdam—Madryt. Samoloty towarowe z Holandii lądują 6 razy na tydzień w Montrealu i 8 razy w Nowym Jorku.

■ Ostatnio zainteresowano się możliwościami transportowymi, które mogą dać sterowce w komunikacji lotniczej. Biura konstrukcyjne w ZSRR, USA i NR podjęły prace, które doprowadziły do unowocześnienia i do nowej kariery sterowców. Usunięto mankamenty, które powstrzymywały w przeszłości rozwój tych maszyn. Zastąpiono łatwopalny wodór helem, wprowadzono do wnętrza lekką konstrukcję metalową, na powłokę użyto włókna syntetyczne, a do napędu turbiny, które mogą być w przyszłości zastąpione reaktorami nuklearnymi. W ubiegłym roku prototyp nowoczesnego sterowca odbył pomyślnie próbne loty nad lotniskiem kalifornijskim.

■ Dwaj inżynierowie z zakładów Bell-Aerosystem w Buffalo opatentowali wynalazek polegający na zastosowaniu do samolotów poduszki powietrznej zamiast kół. Prototyp urządzenia zainstalowanego na samolocie sportowym przeszedł już próby w locie. Ocenia się, że szczególnie korzystne będzie stosowanie tego rodzaju podwozia w samolotach niezbyt szybkich, przeznaczonych do celów gospodarczych, dla pogotowia ratunkowego, transportu — tam, gdzie jest możliwość startu i lądowania poza normalnym lotniskiem.

■ Koleje brytyjskie, które przodują w eksperymentach z poduszkowcami (pojazd „Levacar” Forda, modele poduszkowców jednorozowych Cockerella) zamierzają w sierpniu br. uruchomić połączenie przez Kanał la Manche z Francją za pomocą wielkich poduszkowców pasażersko-transportowych. 165-tonowy poduszkowiec będzie robił 14 kursów dziennie między Dover i Boulogne, zabierając za każdym razem 254 pasażerów i 30 samochodów. Czas przejazdu przez kanał wyniesie 30 minut (trzy razy krócej niż najszybszym statkiem).

■ Francuzi rozwijają doświadczenia w zakresie komunikacji „poduszkowej”.

W projekcie jest linia eksperymentalna o długości 85 km, która będzie oddana do eksploatacji za dwa lata. Jako pierwsze normalne połączenie przewiduje się Paryż—Orlean, Lyon—Grenoble lub Rouen—Havre. Koszt budowy jednoszynowego toru wynosi ok. 1 mln dolarów za milę (łącznie ze stacjami i całym wyposażeniem dodatkowym). Ciężar elektrowozu, przypadający na jednego pasażera ok. 250 kG. Analogiczny wskaźnik dla szybkich kolei japońskich jest blisko 3-krotnie większy. Spodziewana prędkość — w granicach od 210 do 425 km/godz.

■ W bieżącym roku dwa autobusy — poduszkowce typu „Naviplan” mają połączyć Cannes z Niceą i Monte Carlo. Poduszkowiec tego typu o gabarycie 24×10,5 m zabiera 80–100 pasażerów i rozwija prędkość do 100 km/godz.

Od naszego korespondenta...

Chlubnie zapisał się rok ubiegły w pracy Koła Zakładowego SIMP przy WSK w Świdniku. Wzrost ilości członków Koła z 73 do 138 na dzień 31.XII.67 r., to wynik akcji propagandowej. Całkowite zlikwidowanie zaległości w opłatach składek członkowskich, to rezultat pracy skarbnika.

Zarząd Koła brał czynny udział w pracach organizacyjnych krajowych zawodów śmigłowcowych. Zorganizowano na radę naukowo-techniczną, w której uczestniczyły następujące instytucje: Centralny Zespół Lotnictwa Sanitarnego, WAT, ZPL oraz Instytut Lotnictwa, opracowano i ogłoszono ciekawe referaty na Sympozjum Lotniczym, wyświetlono filmy o najnowszych konstrukcjach lotniczych. A oto tematy niektórych referatów wygłoszonych w Świdniku:

Śmigłowce w służbie sanitarnej i ratownictwie — dyr. Więckowski.

Śmigłowce na uzbrojeniu współczesnej armii — mgr inż. Kierkowski.

Bezpieczeństwo lotów śmigłowców — mgr inż. Witkowski.

Tendencje rozwojowe techniki śmigłowcowej w świecie — mgr inż. Romanowski.

Perspektywy rozwoju śmigłowców w Polsce — ppłk. inż. Woliński.

Zarząd Koła SIMP zorganizował poza tym w 1967 r. zamiast przewidywanych 4 odczytów — 12 odczytów.

Pożytecznym elementem pracy Koła były wycieczki zorganizowane z myślą zdobywania korzyści technicznych i jednocześnie rozwijania wiedzy krajoznawczej uczestników.

Podczas wycieczki do Huty Ludwików w Kielcach odbyło się spotkanie z pracownikami Biura Konstrukcyjnego, uczestnicy poznali produkcję oraz zwiedziли ruiny zamku w Chęcinach;

Program wycieczki do zakładów H. Cegielskiego obejmował spotkanie z członkami Klubu KTiR zwiedzanie działów produkcyjnych, a także zwiedzanie Targów Poznańskich i Zamku w Kurniku k. Poznania;

Wycieczka do Wojewódzkiego Ośrodka Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej pozwoliła na zwiedzenie Wystawy Postępu Technicznego i kopalni węgla;

Wyjazd do Nowej Huty umożliwił poznanie produkcji i rozbudowy kombinatu oraz zwiedzenie Kopalni Soli w Wieliczce.

W dziedzinie kontaktów z innymi kołami i organizacjami należy odnotować

dwukrotne spotkanie Zarządu Koła z członkami Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa, w których uczestniczył Naczelny Redaktor „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” oraz przedstawiciel Sekcji Lotniczej SIMP.

Koło SIMP nawiązało także ścisłą współpracę z Aeroklubem Robotycznym WSK w Świdniku.

Inną formą działalności simpowców Zakładu im. Z. Puławskiego było zorganizowanie Sekcji Lotniczej przy Oddziale SIMP w Lublinie, nawiązanie kontaktów ze Szkołą Inżynierską oraz UMCS w Lublinie. Z okazji pobytu w Świdniku koledzy z Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa zwiedzili Zakład Fizyki Doświadczalnej i Separator Izotopów zbudowany w Lublinie pod kierunkiem prof. dra Żuka, obecnego Prorektora Uniwersytetu Marii Curie-Skłodowskiej.

Członkowie Koła SIMP brali też udział w szkoleniu załogi WSK i w pracach społecznych.

Na wyróżnienie zasługuje dynamiczna i pełna inwencji działalność mgra inż. S. Romanowskiego, przewodniczącego Koła, który potrafił wciągnąć do pracy cały zespół zarządu Koła.

Adam Hadrawa

POMOCE KONSTRUKTORSKIE «TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ»

Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów

Część II

Obróbka plastyczna tytanu i jego stopów

opracowali: mgr inż. Andrzej Ciszewski i mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zestawie tablic podano dane dotyczące obróbki plastycznej radzieckiego tytanu technicznego i radzieckich stopów tytanu.

W tablicy 2.1 podano warunki nagrzewania do kucia swobodnego, w tablicy 2.2 — zakresy temperatur kucia matrycowego na młotach, a w tablicy 2.3 — zakresy temperatur kucia matrycowego na prasach. Następna tablica 2.4 zawiera dopuszczalne promienie gięcia blach w matrycach, a tablica 2.5 wielkości kątów sprężynowania przy gięciu blach.

Ostatnia tablica 2.6 tego zestawu podaje wielkości jednostkowych nacisków do-ciskaczy przy ciągnięciu tytanu technicznego BTI-1.

Literatura

1. Galickij B. A. i inni: „Titan i jego spawy w chemicznym maszynostrojeniu. Maszgiz. Moskwa 1963.

2. Konstrukcionnye materialy. Enciklopedija Sowriemiennoj Tiehnikii. Tom 1, 2 i 3. Sowietskaja Enciklopedija. Moskwa 1965.

3. Nowyje issliedowanija titanowych spławow. Akadiemija Nauk SSSR, Institut Mieżałhurgii im. A. A. Bajkowa. Nauka. Moskwa 1965.

Tablica 2.1. Warunki nagrzewania tytanu i jego stopów do kucia swobodnego

Średnica lub bok kwadratu materiału wyjściowego [mm]	30	40	60	80	100	120	140	160	180	200	225	250	300	350	450	550
Czas wygrzewania w temp. 800 ± 50°C, [min]	—	—	—	—	—	—	—	—	—	50	55	60	75	90	120	150
Czas nagrzewania od temp. 800 ± 50°C do temp. początku kucia [min]	10	10	15	20	25	35	50	60	70	35	35	40	60	80	120	140
Czas wygrzewania w temp. początku kucia [min]	5	8	10	10	15	15	20	20	25	30	30	35	40	45	55	65

Tablica 2.2. Zakresy temperatur kucia matrycowego tytanu i jego stopów na młotach

Oznaczenie materiału	Ciężar odkuwki							
	poniżej 1 kG		1 do 5 kG		5 do 25 kG		powyżej 25 kG	
	Temperatura kucia w °C							
	górna	dolna	górna	dolna	górna	dolna	górna	dolna
BT1	850	700	900	700	950	700	1000	700
BT3, BT3-1	960	850	1000	850	1020	850	1030	850
BT4	980	800	1000	800	1020	850	1030	850
OT4	950	800	980	800	1000	800	1020	800
BT5	1000	900	1030	900	1070	900	1100	900
BT5-1	1000	880	1020	880	1050	880	1080	880
BT6	930	800	950	800	960	800	980	800
BT8	980	850	1000	850	1020	850	1040	850
BT10	980	850	1000	850	1020	850	1050	850
BT14	900	800	920	800	940	800	950	800

Tablica 2.3. Zakresy temperatur kucia matrycowego tytanu i jego stopów na prasach

Oznaczenie materiału	Ciężar odkuwki					
	poniżej 5 kG		5 do 25 kG		powyżej 25 kG	
	Temperatura kucia w °C					
	górna	dolna	górna	dolna	górna	dolna
BT1	850	700	900	700	950	700
BT3, BT3-1	950	850	970	850	980	850
BT4	950	800	980	800	1000	800
OT4	900	800	930	800	950	800
BT5	1000	850	1050	850	1100	850
BT5-1	980	850	1020	850	1050	850
BT6	920	800	940	800	960	800
BT8	970	850	980	850	1000	850
BT10	970	850	1000	850	1020	850
BT14	900	800	920	800	940	800

Tablica 2.5 Wielkości kątów sprężynowania przy gięciu blach

Oznaczenie materiału	Grubość blachy [mm]	Temperatura gięcia w °C			
		20	300	750	800
		Kąt sprężynowania			
BT1-1	1	5°	4°	1,5°	—
BT1-1	3	4°	3°	1°	—
BT1-1	6	4°	3°	1°	—
BT1-1	8	3°	2°	1°	—
OT4	1	8°	6°	—	2°
OT4	3	6°	4°	—	1°
OT4	5	5°	4°	—	1°

Promień gięcia równy trzem grubościom blachy.

Tablica 2.4. Dopuszczalne promienie gięcia blach w matrycach

Oznaczenie materiału	Grubość blachy g [mm]	Temperatura gięcia w °C			
		20	300	750	800
		Minimalny promień gięcia [mm]			
BT1-1	do 2,5	4,0g	3,5g	3,0g	—
BT1-1	3—5	3,5g	3,0g	2,5g	—
BT1-1	6—8	3,0g	2,5g	2,0g	—
BT1-1	pow. 8	2,5g	2,5g	2,0g	—
OT4	do 2,5	6,0g	4,0g	—	3,0g
OT4	3—5	5,0g	3,5g	—	3,0g
OT4	pow. 5	4,0g	3,0g	—	2,5g

Tablica 2.6. Wielkości jednostkowych nacisków dociskaczy przy ciągnięciu technicznego tytanu BT1-1

Grubość materiału [mm]	Temperatura ciągnięcia w °C				
	20	200	300	400	500
	Nacisk jednostkowy [w kG/mm²]				
0,5	0,30	0,23	0,16	0,11	0,085
1,0	0,25	0,19	0,135	0,09	0,07
1,5	0,225	0,17	0,12	0,08	0,06
2,0	0,20	0,15	0,11	0,07	0,055
3,0	0,175	0,135	0,095	0,065	0,05