


1967

7

technika
lotnicza
i astronautyczna



POMOCE INŻYNIERA PRÓB W LOCIE
Nomogram Krzywej Dnia

(ciąg dalszy)

Część III na III i IV stronie okładki

oprac. mgr inż. Janusz Perliński

SPIS TREŚCI

CONTENTS

СОДЕРЖАНИЕ

	Str.		Page		Стр.
A. Marks: Następni ludzie na Księżycu	1	A. Marks: Next men on the Moon	1	A. Marks: Следующие люди на луне	1
J. Maryniak: Konfiguracja liny holowniczej szybowca z uwzględnieniem sił aerodynamicznych	4	J. Maryniak: The configuration of glider towing cable respecting aerodynamic forces	4	J. Maryniak: Конфигурация буксирного троса планера с взятием во внимание аэродинамических сил	4
S. Sękowski: Badania jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium	8	S. Sękowski: Quality tests of oxide coats on aluminium and aluminium alloys	8	S. Sękowski: Исследование качества окисных пленок на алюминии и на алюминиевых сплавах	8
A. Sendyk, T. Skwirczyński: Wzbudnik elektrodynamiczny	12	A. Sendyk, T. Skwirczyński: Electrodynamic exciter	12	A. Sendyk, T. Skwirczyński: Электродинамический возбуждатель	12
NOWOŚCI TECHNICZNE	17	TECHNICAL NEWS	17	ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ	17
KRONIKA	23	CHRONICLE	23	ХРОНИКА	23
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	24	ON BOOKSELLER SHELVES	24	Конструкторские пособия Авиационной и Астронавтической Техники. Пособия инженера для испытаний в полете. Номограмма кривой дня (продолжение) обр. I. Perliński	24
POMOCE KONSTRUKTORSKIE: Pomoce inżyniera prób w locie — Nomogram Krzywej Dnia — dokończenie — oprac. mgr inż. J. Perliński		DESIGNER'S DATA SHEETS: Data sheets for flight test engineer (cont.) — elab. by J. Perliński		III, IV cov.	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZYMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, 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. WOJCIECHOWSKI

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. 507/C — D-10. 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

Mgr inż. ANDRZEJ MARKS

Następni ludzie na Księżycu

Zdumiewająco szybki rozwój techniki kosmonautycznej już przed mniej więcej pięciu laty umożliwił rozpoczęcie realizacji najbardziej ambitnego i niezwykłego przedsięwzięcia kosmonautycznego, a mianowicie załogowej wyprawy na Księżyc. Uzyskane w tym czasie w Związku Radzieckim i Stanach Zjednoczonych wyniki pozwalają obecnie mniemać, że wyprawę tę uda się urzeczywistnić prawdopodobnie jeszcze w obecnym dziesięcioleciu naszego stulecia, chociaż większość prac uczonych amerykańskich mimo dużego nakładu wysiłków opóźniona jest w stosunku do pierwotnych planów o dwa a nawet trzy lata, a jednocześnie uczeni radzieccy z dużą oględnością wypowiadają się na temat możliwości urzeczywistnienia wyprawy jeszcze w obecnym dziesięcioleciu.

Realizowany przez amerykańskich uczonych projekt załogowej wyprawy na Księżyc o nazwie *Apollo* został szeroko spopularyzowany, a nawet można powiedzieć rozreklamowany. Zakłada on wysłanie na Księżyc kolejno 6 wypraw, z udziałem 18 selenonautów, z których 12 wyląduje na powierzchni Księżyca. W czasie pierwszej amerykańskiej wyprawy pobyt selenonautów na Księżycu trwać będzie bardzo krótko, prawdopodobnie nie dłużej niż 4 godziny, a w czasie następnych pięciu lotów nie będzie on dłuższy niż 48 godzin. Pomimo to technologiczne i naukowe znaczenie tych wypraw będzie oczywiście ogromne.

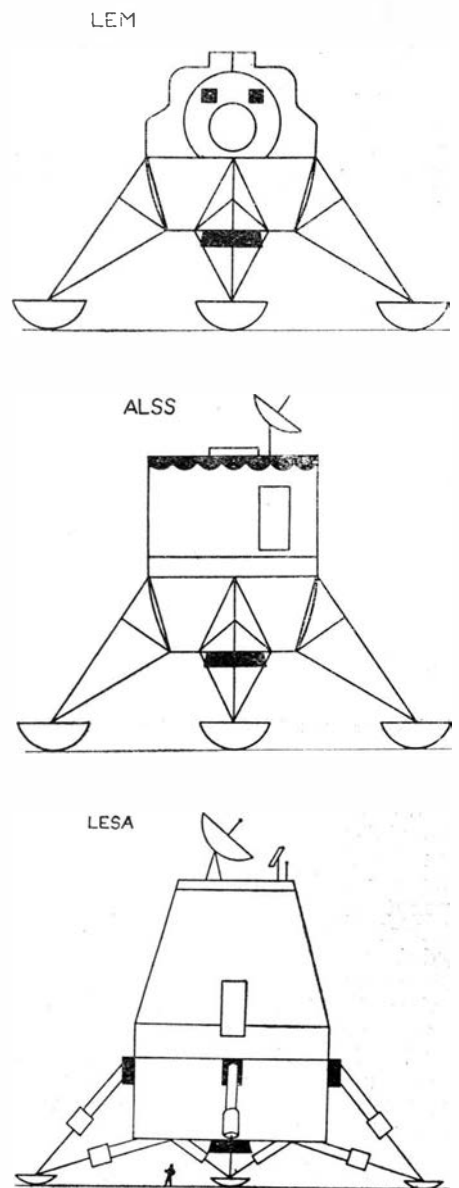
Tak to już jednak jest ze wszystkimi osiągnięciami i zamierzeniami ludzkimi, że szybko przestają one nam wystarczać i zaczynamy opracowywać i urzeczywistniać nowe przedsięwzięcia. Taki los spotkał realizowany obecnie projekt, gdyż równolegle zaczęto opracowywać projekty permanentnego badania i opanowywania Księżyca przez ludzi. Jest to zrozumiałe, bo w tym właśnie kierunku następować będzie rozwój selenonautyki.

Pierwsze skonkretyzowane i realne plany techniczne dalszego opanowywania Księżyca przez ludzi opublikowali uczeni amerykańscy w czasie Warszawskiego Kongresu Międzynarodowej Federacji Astronautycznej we wrześniu 1964 r. Stanowią one konsekwentną kontynuację obecnie realizowanego projektu *Apollo*. Bazując na rakiiecie *Saturn V* planuje się wysłanie na Księżyc zmodyfikowanych wersji statków *Apollo* i *LEM* (Lunar Excursion Module — Księżycowy Zespół Wyprawowy) umożliwiających coraz dłuższy pobyt ludzi na Księżycu.

Pierwszym urządzeniem tego rodzaju ma być przekonstruowany statek kosmiczny *LEM* o nazwie *STEM* (Stay Time Excursion Module — Podojowy Zespół Wyprawowy). Zmiany konstrukcyjne mają zmierzać głównie w kierunku zwiększenia wyposażenia zawartego w statku *STEM* w porównaniu ze statkiem *LEM*, w wyniku czego umożliwiłoby on pobyt na Księżycu dwóm selenonautom w czasie 3 do 7 dób a nie 2 dób jak statek *LEM* (naturalnie dób ziemskich). Oczywiście dla przetransportowania na Księżyc masywniejszego statku *STEM* (które wykonywane byłoby w sposób identyczny jak mniej masywnego statku *LEM*) trzeba by posłużyć się ulepszoną rakieta *Saturn V* o udźwigu około 50% większym. Możliwości takiego zwiększenia udźwigu tej rakiety zarysowują się już obecnie.

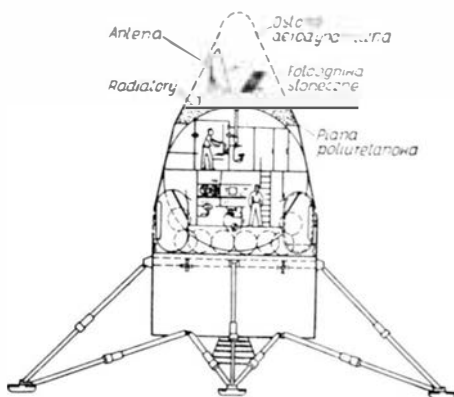
W następnej kolejności wysłano by na Księżyc przekonstruowany statek *LEM* o nazwie *ALSS* (Apollo Lunar Support System — Księżycowy System Podtrzymujący Apollo). Zmiany konstrukcyjne polegałyby na tym, że pozbawiony by on był silnika raketowego i zapasów materiału pędnego umożliwiających wzlot z Księżyca a mających łączną masę 1,8 t. Dzięki temu zwiększono by wymiary i wyposażenie kabiny mieszkalnej zwiększając jej masę z 1,8 t (w statku *LEM*) do 3,6 t. Kabina miałaby wtedy wysokość 6,25 m, średnicę 4,30 m i objętość 24 m³, co

umożliwiłoby pobyt na Księżycu dwóch selenonautów przez 14—60 dób.



1. Księżycowe pomieszczenia mieszkalne

Tak przekonstruowany statek LEM (ALSS) leciałby na Księżyc w zespole Saturn V — Apollo, ale lądowałby na Srebrnym Globie bez załogi z wykorzystaniem pilota automatycznego i zdalnego sterowania ze statku Apollo. Po zrealizowaniu zadania Apollo (który ma być tylko wprawiony w wokółksiężycowy ruch satelitalny) wracałby na Ziemię, a ku Księżycowi odlatywałaby druga wyprawa złożona tym razem z zespołu Saturn V — Apollo — LEM. Wykorzystując statek LEM dwóch selenonautów opuściłoby się na Księżyc i to w ten sposób, aby wylądować w bezpośredniej bliskości spoczywającego tam statku ALSS, który wykorzystaliby oni jako stosunkowo wygodne pomieszczenie mieszkalne umożliwiające długotrwały pobyt, a ich trzeci kolega znajdujący się w krążącym wokół Księżycza statku Apollo mógłby powrócić wraz z tym statkiem na Ziemię. Pod koniec planowanego okresu pobytu na Księżycu załogi statku ALSS (lub też na jej wezwanie radiowe) z Ziemi wysłano by w kierunku Księżycza zespół Saturn V — Apollo z jednym tylko selenonautą. Ten statek Apollo zostałby wprawiony w wokółksiężycowy ruch satelitalny i teraz znajdujący się na Księżycu dwaj selenauaci wznieśli by się w statku LEM, w którym przylecieli na Księżyc, ku krążącemu wokół Księżycza statkowi Apollo (gdyż statek ALSS nie mógłby oczywiście wlecieć z Księżycza), a następnie w statku Apollo powróciłoby na Ziemię.



2. Wewnętrzna kabina statku LESA

Wykorzystanie przekonstruowanego statku LEM jako dostarczanego na Księżyc pomieszczenia mieszkalnego umożliwiającego długotrwały pobyt na nim selenonautów nie jest jednak najlepszym rozwiązaniem, gdyż statek ten nawet po przekonstruowaniu ma bardzo skromne wymiary i ładunek użyteczny. Z tego powodu o wiele lepszy wynik można będzie uzyskać odpowiednio przekonstruowując sam statek Apollo w statek o nazwie LESA I (Lunar Exploration System for Apollo — Księżycowy System Badawczy dla Apollo). Ma to być statek Apollo wyposażony w rakietę hamującą umożliwiającą nie tylko wprawienie go w

wokółksiężycowy ruch satelitalny ale także i miękkie lądowanie na Księżycu. Jednocześnie ma on być pozbawiony statku wyprawowego LEM i silników umożliwiających wylot z Księżycza. Niesiony przez rakiety Saturn V statek kosmiczny LESA I będzie więc mógł miękko wylądować na Księżycu, ale nie będzie już mógł stamtąd powrócić na Ziemię. Statek LESA byłby więc wysyłany na Księżyc bez załogi, a jej czterej członkowie byłoby do niego dosyłani później za pomocą dwóch zespołów Saturn V — Apollo — LEM. Wykorzystując statki LEM startowałyby oni następnie po zakończeniu badań ku wysyłanym po nich i wprawionym w wokółksiężycowy ruch satelitalny dwóm statkom Apollo, w których powracaliby na Ziemię.

Wysokość statku LESA nad statkiem ALSS polega na tym, że mieć on będzie znacznie większą masę użyteczną, rzędu 12—15 ton (a nie niecałych 4 t jak ALSS), a tym samym mieć będzie znacznie obfitsze wyposażenie i większe wymiary. (Statek LESA I ma mieć wysokość 9,12 m, średnicę 6,60 m, objętość 81 m³ i ma umożliwiać pobyt na Księżycu 3—4 selenonautom w okresie 90—130 dob).

Uczeni amerykańscy zakładają w swych planach, że statki LESA o modyfikowanej stosownie do potrzeb konstrukcji i ulepszone rakiety Saturn V (a także ulepszone statki Apollo zdolne do bezpośredniego lądowania na Księżycu i wylotu z niego służące jako urządzenia umożliwiające transport ludzi na Księżyc i z powrotem) przez bardzo długi okres czasu będą podstawowymi urządzeniami pozwalającymi na coraz szerszą eksplorację Księżycza. Według tych planów ku określonemu miejscu na powierzchni Księżycza wyśle się kilka a nawet kilkanaście statków LESA o zmodyfikowanej konstrukcji, które umieszczane będą blisko siebie i łączone krótkimi korytarzykami wykonanymi z cienkościennych i lekkich rur metalowych. W ten sposób na Księżycu mają być tworzone duże kolonie mieszkalne, przy czym obecnie sądzi się, że za zupełnie realny termin zbudowania pierwszych z nich można uważać siedemdziesiąt lat obecnego stulecia. Być może, iż pierwsza z tych baz zostanie zbudowana w rejonie krateru Alfons, w którym według badań uczonych radzieckich istnieją przejawy czynnej działalności wulkanicznej.

W amerykańskich wizjach graficznych przedstawiających wygląd baz na Księżycu na ogół jako miejsce ich umieszczenia przedstawia się powierzchnię Księżycza. Najprawdopodobniej jednak w rzeczywistości stałe bazy mieszkalne umieszczane będą na pewnej, niezbyt dużej głębokości w gruncie Księżycza, przede wszystkim dlatego, aby zabezpieczyć ich załogi przed bardzo niebezpiecznymi promieniowaniami jonizującymi wysyłanymi przez rozbłyski słoneczne. Jednocześnie umieszczenie tych pomieszczeń w gruncie korzystne będzie ze względów termicznych (istnieje w nim niezmienna tempera-

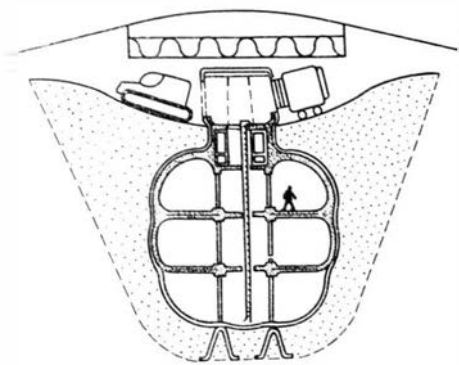
tura rzędu -50°C), a jak wiadomo, na powierzchni Księżycza w okolicach równikowych temperatura zmienia się od -160°C do $+130^{\circ}\text{C}$. Co prawda zmian tych nie należy utożsamiać z analogicznymi zmianami temperatury na Ziemi, jak to się powszechnie czyni, dlatego, że wokół Księżycza praktycznie nie ma atmosfery, ale faktem jest, że w czasie mniej więcej dwutygodniowego dnia księżycowego w pomieszczeniach powierzchniowych trzeba by stosować osłony — „parasole” — zabezpieczające je przed nadmiernym nagrzewaniem przez Słońce, a w czasie również dwutygodniowej nocy trzeba by skrupulatnie osłaniać ściany pomieszczeń mieszkalnych materiałami źle przewodzącymi ciepło dla przeciwdziałania jego wypromieniowywaniu na zewnątrz.

Umieszczenie księżycowych pomieszczeń mieszkalnych wewnątrz gruntu korzystne będzie także z tego względu, że zabezpieczy ich załogi przed ostrzałem mikrometeorowym i meteorowym. Prawdopodobieństwo trafienia większego meteoru w niewielkie urządzenie jest oczywiście znikome (wykazały to już przed kilkudziesięcioletni badania astronomiczne), ale w przypadku długich okresów nie można go całkowicie ignorować.

Oczywiście w pierwszej chwili poważne obawy może nastęrczać pytanie, czy możliwe będzie w warunkach księżycowych wykonywanie, bez nadmiernie dużego wysiłku, odpowiednich wykopów. W rzeczywistości jednak tego typu prace będą stosunkowo łatwe do wykonania, gdyż na Księżycu powszechnie stosować się będzie ładunki wybuchowe do wykonywania wykopów czy ich zasypywania. Pamiętać przy tym trzeba, że w warunkach księżycowych wykonywanie w niepoitym gruncie jakiegoś wykopu czy nasypu wymagać będzie mniej więcej 6 razy mniejszego nakładu pracy niż na Ziemi ze względu na 6 razy mniejszy ciężar urobku.

Również przesuwanie dość dużych nawet urządzeń nie będzie na Księżycu specjalnie trudne, ponieważ statek kosmiczny o ciężarze przykładowo 12 ton będzie tam mieć ciężar tylko 2 tony, czyli tyle, ile na Ziemi duży samochód osobowy, a jak wiadomo, posługując się lekkimi i prymitywnymi podnośnikami, a także systemem wielokrążków i lin, zespół kilku ludzi z łatwością może tej wielkości ciężary podnosić i przesuwać z miejsca na miejsce.

Również uczeni radzieccy przedstawili na Warszawskim Kongresie Astronautycznym ciekawy projekt utworzenia na Księżycu stałej bazy naukowej. Według tego projektu pomieszczenie mieszkalne umieszczono by w wykopie w gruncie Księżycza, przy czym wykonano by je jako konstrukcję pneumatyczną sporządzoną ze specjalnej powłoki plastikowej wypełnionej powietrzem o odpowiednim ciśnieniu (z butli przyniesionych z Ziemi). Po wypełnieniu powietrzem zostałoby ono zasypane. Wielką zaletą tego pomysłu jest to, że nawet stosunkowo duże pomie-



3. Radziecki projekt wewnątrzgruntowego pneumatycznego pomieszczenia mieszkalnego na Księżycu

szczenia miałyby małą masę i że można by dostarczać je na Księżyc w postaci zwiniętej. Wbrew pozorom mogą one mieć bardzo urozmaiconą konstrukcję i można w nich розміścić różnorodne urządzenia wewnętrzne umożliwiające zróżnicowane funkcjonalne ich wykorzystanie.

Załogowe bazy na Księżycu początkowo uzależnione będą całkowicie od dostaw z Ziemi, w szczególności od dostaw tlenu, wody i pożywienia, a prawdopodobnie tylko pod względem energetycznym będą samowystarczalne. Jako źródło energii będzie bowiem można wykorzystać umieszczone na powierzchni Księżyca fotoogniwa słoneczne. Ogromną wadą tego rozwiązania byłoby jednak to, że w czasie nocy baza pozabawiona byłaby energii elektrycznej, ponieważ zgromadzenie odpowiedniego zapasu w akumulatorach byłoby nie do przyjęcia ze względu na dużą masę akumulatorów. Z tego powodu za podstawowe i najbardziej racjonalne źródło energii elektrycznej w bazach księżycowych uważać należy jądrowe ogniwa elektryczne lub nawet miniaturowe elektrownie jądrowe. Takie źródła energii elektrycznej umieszczać się będzie w dużej odległości od pomieszczeń mieszkalnych, w odpowiednich wykopach, gdyż zrozumiałą jest rzeczą, że nie będzie się dostarczać z Ziemi na Księżyc bardzo masywnych osłon przeciwpromiennych.

Już obecnie projektuje się także urządzenia, które uniezależnią od Ziemi bazy naukowe na Księżycu pod względem zaopatrzenia w

tlenu i wodę, a mianowicie poprzez wydobywanie ich z minerałów księżycowych. Wykorzysta się w tym celu prawdopodobnie najprostsze rozwiązanie techniczne, a mianowicie niewielki piec słoneczny, w którym promienie słoneczne skupiane będą przez wklęsłe zwierciadło na niewielkiej zamkniętej retortce, wypełnionej minerałami księżycowymi. W czasie nagrzewania do wysokiej temperatury wydzielają się z nich będą różne gazy, a między innymi para wodna (gdyż woda stanowi składnik cząstek wielu minerałów) o wysokim ciśnieniu i temperaturze, którą przed skropleniem można będzie wykorzystać do celów energetycznych. Uzyskana z pary woda będzie następnie używana do celów spożywczych, a w przypadku rozłożenia jej poprzez elektrolizę uzyskiwać się będzie tlen do oddychania, a jednocześnie otrzymany w tym procesie wodór można będzie wykorzystać do celów energetycznych.

Umiejętnie wykorzystując minerały księżycowe można nawet będzie założyć na Księżycu prawdziwe choć miniaturowe fabryki chemiczne, gdyż biorąc pod uwagę olbrzymie koszty transportu z Ziemi dążyć się będzie do tego, aby w coraz większej mierze wykorzystywać w bazie środki możliwe do uzyskania na Księżycu.

Niektórzy autorzy tych projektów posuwają się nawet do tego, że uważają za realne i racjonalne umieszczenie w bazach księżycowych hydroponicznych oranżerii (oczywiście w hermetycznych pomieszczeniach nakrytych przezroczystymi dachami nieprzenikliwymi jednak dla promieniowań jonizujących). W oranżeriach tych hodowano by rośliny dostarczające selenonautom pożywienia. Obecnie jednak zdania na temat niezawodności i przydatności tego rozwiązania problemu żywienia załóg baz księżycowych są podzielone, gdyż wielu badaczy skłania się raczej do poglądu, że zastosowanie z czasem wydajniejszych rakiet radykalnie zmniejszy koszty podróży na trasie między Ziemią i Księżycem i wówczas nie będzie konieczna całkowita samodzielność baz księżycowych.

Oczywiście członkowie załóg nie będą ograniczać się tylko do pobytu w obrębie bazy, ale realizować będą na powierzchni Księżyca różnorodne

wyprawy naukowe. W tym celu posługiwać się oni będą różnego rodzaju pojazdami, głównie kołowymi i gąsienicowymi. Obecnie istnieje już wiele projektów tych pojazdów o różnorodnej wielkości, komfortie wyposażenia kabin i zasięgu ruchu. Znaną są nawet projekty, że całe bazy będą ruchome, gdyż poszczególne ich przemieszczenia zmontowane będą na ruchomych podwoziach. Biorąc pod uwagę charakter powierzchni Księżyca pokazany przez urządzenia obserwacyjne *Łuny 9* i *Surveyora 1* i uwzględniając jednocześnie słabość pola grawitacyjnego Srebrnego Globu stwierdzić można, że dla przemieszczania tych pojazdów na powierzchni Księżyca nie będzie potrzebna dużego nakładu energii. Najprawdopodobniej zastępuje się silniki elektryczne zasilane z wodorotlenowych ogniw paliwowych, aczkolwiek istnieją także projekty posłużenia się ogniwami jądrowymi, które holowane byłyby na długiej linie na osobnym podwoziu za pojazdem załogowym (w celu zabezpieczenia załogi przed promieniowaniem) i połączone z nim kablem energetycznym.

Istnieją także projekty niewielkich jedno- lub kilkuosobowych stateczków raketowych (z zamkniętymi lub otwartymi kabinami) umożliwiających wykonanie lotów wokół bazy księżycowej. Dla bliskich lotów szczególnie selenonauca będą mogli stosować nakładane na plecy niewielkie silniki raketowe, które obecnie z powodzeniem wypróbowywane są na Ziemi.

Cennym uzupełnieniem tych mechanicznych środków transportu będą na Księżycu tak „staroświeckie” urządzenia, jak lekkie rowery i ręczne wózki, zwłaszcza jeżeli weźmiemy pod uwagę fakt, że ubrany w skafander selenonauta mający na Ziemi ciężar 90 kG, na Księżycu będzie miał ciężar tylko 15 kG, toteż nie do pogardzenia będzie w tych warunkach posługiwanie się przez ludzi wcale nie tak małą siłą własnych mięśni.

Wydaje się, że już wkrótce opisane tu projekty zostaną skonkretyzowane i przystąpi się do ich technicznej realizacji, być może, nawet jeszcze przed pierwszą wyprawą ludzi na Księżyc, gdyż zrozumiałe jest, że nawet przy obecnym stanie techniki ich realizacja musi trwać dość długo.

Staraniem Komisji Historii i Zabytków Hutnictwa przy ZARZĄDZIE GŁÓWNYM STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW i TECHNIKÓW PRZEMYSŁU HUTNICZEGO wydano przewodnik turystyczny

ZAGŁĘBIE STAROPOLSKIE, PRZEWODNIK PO ZABYTKACH HUTNICTWA cena zł 20

Przewodnik poza opisem historycznym rozwoju hutnictwa w Zagłębiu Staropolskim (woj. kieleckie) zawiera szczegółowe trasy wycieczkowe z historią poszczególnych zabytków, informator turystyczny, fotografie ważniejszych obiektów oraz dwie mapy.

Zabytki hutnictwa Zagłębia Staropolskiego reprezentują różne etapy rozwoju techniki hutniczej, od prymitywnego procesu dymarskiego z początków naszej ery do procesu wielkopiecowego z końca XIX wieku.

Przewodnik można zamawiać w Biurze Zarządu Głównego, Katowice, ul. Podgórna 4, przekazując wpłatę na konto ZG SITPH, PKO Katowice nr 3-9-40.

Konfiguracja liny holowniczej szybowca z uwzględnieniem sił aerodynamicznych

W wielu pracach dotyczących lin i ich zastosowania w transporcie linowym, w konstrukcjach wiszących i tym podobnych zagadnieniach siły aerodynamiczne mogły być pomijane [2], [4] i [5].

W zagadnieniach lin holowniczych stosowanych w lotnictwie, siły aerodynamiczne działające na jednostkę długości liny mogą równać się jednostkowemu ciężarowi liny i nie mogą być pominięte.

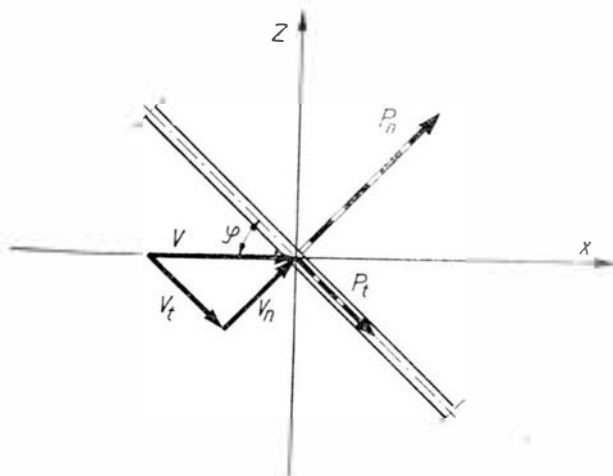
S. Neumark w pracy [6] rozpatrywał konfigurację nierozciągliwej liny balonu w oparciu o dmuchania tunelowe wykonane w roku 1934 w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie. S. Neumark rozpatrując konfigurację liny [7] nadal pomijał siły aerodynamiczne wynikające z tarcia. Uproszczenie to może być stosowane w przypadku lin tworzących z kierunkiem przepływu duże kąty (φ), na przykład dla lin balonowych i latawców. W przypadku holu szybowca zwis liny jest mały i opory tarcia aerodynamicznego mogą być równorzędne sile aerodynamicznej normalnej do liny i nie powinny być pomijane.

W roku 1933 F. Janik [3] określił konfigurację liny holowniczej przyjmując przybliżoną zmianę współczynników aerodynamicznych w funkcji kąta nachylenia liny nie popartą doświadczeniem.

W niniejszej pracy opierając się na pracach [6], [7], [8] określono konfigurację liny holowniczej z uwzględnieniem oporów tarcia aerodynamicznego. Przykładowe obliczenia numeryczne wykonano na elektronowej maszynie cyfrowej GIER według programu w języku GIER-ALGOL III. Funkcje długości liny (u) i współrzędnych (δ i v) obliczono rozwiązując całki numerycznie metodą kwadratur Gaussa.

Aerodynamika liny holowniczej

Do określenia konfiguracji liny holowniczej, oprócz danych o ciężarze jednostkowym i własnościach elastycznych liny, niezbędna jest znajomość sił aerody-



1. Rozkład prędkości i sił aerodynamicznych działających na element liny o długości l i średnicy d

namicznych. Ze względu na zmienny kąt nachylenia liny w stosunku do linii lotu należy określić zależność współczynnika siły nośnej C_{zt} i współczynnika oporu C_{xt} od kąta nachylenia liny φ .

Współczynnik oporu aerodynamicznego liny ustawionej prostopadle do przepływu powietrza ($\varphi = 90^\circ$) oznaczono przez C_n , a współczynnik oporu tarcia aerodynamicznego liny ustawionej równolegle w przepływie ($\varphi = 0^\circ$) oznaczono przez C_t . Rozpatrzono siły aerodynamiczne działające na element liny o długości l i średnicy d nachylonej pod kątem φ do przepływu o prędkości V (rys. 1).

Siły aerodynamiczne określone przez współczynniki mają postać:

$$P_n = \frac{1}{2} \rho l d V^2 C_n \sin^2 \varphi$$

$$P_t = \frac{1}{2} \rho l d V^2 C_t \cos^2 \varphi$$

Rozkładając siły P_n i P_t na kierunek normalny i styczny do przepływu otrzymano:

$$P_{zt} = P_n \cos \varphi - P_t \sin \varphi = \frac{1}{2} \rho l d V^2 \cdot (C_n \sin^2 \varphi \cos \varphi - C_t \sin \varphi \cos^2 \varphi)$$

$$P_{xt} = P_n \sin \varphi + P_t \cos \varphi = \frac{1}{2} \rho l d V^2 (C_n \sin^3 \varphi + C_t \cos^3 \varphi) \quad (1)$$

Silę nośną działającą na element liny P_{zt} i siłę oporu P_{xt} określono za pomocą współczynników C_{zt} i C_{xt} :

$$P_{zt} = \frac{1}{2} \rho l d V^2 C_{zt}$$

$$P_{xt} = \frac{1}{2} \rho l d V^2 C_{xt} \quad (2)$$

Z równań (1) i (2) wynika, że współczynniki C_{zt} i C_{xt} w zależności od kąta pochylenia liny mają postać:

$$C_{zt} = C_n \sin^2 \varphi \cos \varphi - C_t \sin \varphi \cos^2 \varphi \quad (3)$$

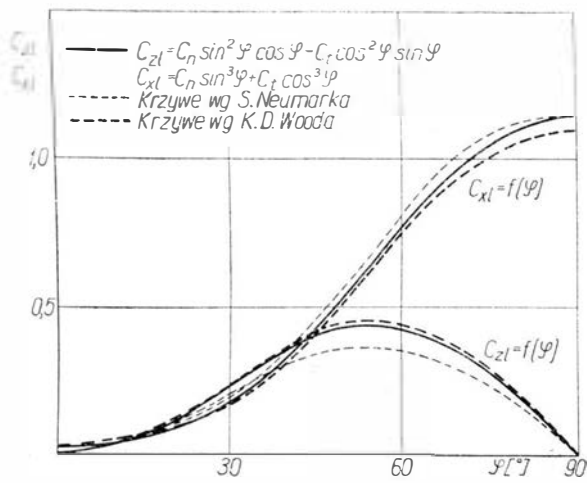
$$C_{xt} = C_n \sin^3 \varphi + C_t \cos^3 \varphi$$

gdzie C_n i C_t tak dobrano, aby zależności (3) były zgodne z doświadczeniem [6], [8] rys. 2:

$$C_n = 1,15 \quad C_t = 0,035$$

Na rys. 2 krzywe wykreślone linią kropkowaną zostały otrzymane przez S. Neumarka w czasie dmuchań tunelowych lin balonowych w roku 1934 w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie [6]. Natomiast krzywe oznaczone linią przerywaną zostały podane przez K. D. Wooda [8].

Otrzymane zależności (3) na współczynniki aerodynamiczne mogą być stosowane dla lin holowniczych w całym zakresie prędkości używanych przy holowaniu szybowców. Zakres liczb Reynoldsa dla lin holowniczych osiąga wartości $Re = 1 \div 6 \cdot 10^4$. Maksymalne wartości liczby Re w przypadku holu są dużo niższe od krytycznej liczby $Re_{kr} = 1,8 \div 5 \cdot 10^5$ [1], [8]. Da-



2. Doświadczalne i teoretyczne zależności aerodynamicznych współczynników siły nośnej i oporu w funkcji zmiany kąta pochylenia

je nam to pewność, że zawsze znajdujemy się w zakresie podkrytycznym i przy obliczeniach nie ma potrzeby dokonywania dmuchań dla poszczególnych linii holowniczych [6].

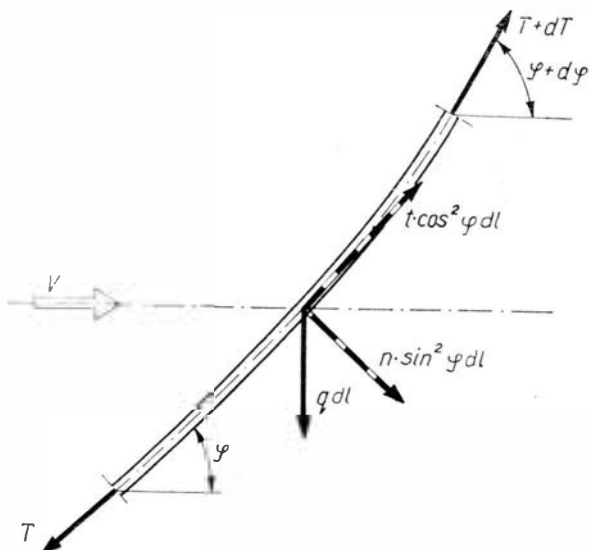
Charakterystyka linii holowniczej

Poniżej w tabelicy podano ciężary jednostkowe q linii holowniczych, współczynniki wydłużalności określone $\lambda = \frac{\Delta l}{Pl_0}$ i średnic d używanych obecnie w Polsce do holowania szybowców.

Typ linii	Opis linii	d (m)	q (kG/m)	λ (1/kG)
A	stylonowa zwijana	0,0070	0,0308	0,00117
B	stylonowa w oplocie	0,0067	0,0326	0,00025
C	stylonowa w oplocie	0,0083	0,0462	0,00035
D	konopna zwijana	0,0113	0,0771	0,00021

Konfiguracja linii holowniczej

Rozpatrzmy przypadek holu szybowca, gdy samolot holujący znajduje się w ustalonym, poziomym lo-



3. Rozkład sił działających na element linii o długości dl

cie prostoliniowym, natomiast szybowiec może zajmować dowolne położenie w płaszczyźnie pionowej zgodnej z linią lotu.

Linę holowniczą traktujemy jako ciągnio idealnie wiotkie, ciężkie, obciążone siłami aerodynamicznymi. W przypadku linii holowniczej można pominąć momenty zginające wynikające ze sztywności linii [2], [4], [5].

Rozpatrzone element linii dl obciążony siłą naciągu linii T i $T + dT$, ciężarem własnym $q_2 dl$, siłami aerodynamicznymi: styczną $t \cos^2 \varphi dl$ i normalną $n \sin^2 \varphi dl$ (rys. 3).

Wprowadzono zależności:

$$n = \frac{1}{2} \rho d V^2 C_n$$

$$t = \frac{1}{2} \rho d V^2 C_t$$

Równania sił na kierunku styczny i normalny do elementu linii mają postać:

$$\begin{aligned} -T + (T + dT) \cos(d\varphi) + t \cos^2 \varphi dl - q \sin \varphi dl &= 0 \\ -(T + dT) d\varphi + n \sin^2 \varphi dl + q \cos \varphi dl &= 0 \end{aligned} \quad (4)$$

Po przekształceniach, pominięciu małych wyższego rzędu i wprowadzeniu bezwymiarowego współczynnika ciężarowego linii:

$$C_q = \frac{q}{\frac{1}{2} \rho d V^2}$$

otrzymano:

$$\frac{dT}{T} = \frac{\frac{C_q}{C_n} \sin \varphi - \frac{C_t}{C_n} \cos^2 \varphi}{\frac{C_q}{C_n} \cos \varphi + \sin^2 \varphi} d\varphi \quad (5)$$

Po wprowadzeniu nowych stałych analogicznie do [7]:

$$\frac{C_q}{C_n} = 2 \operatorname{ctg} 2\psi \quad \frac{C_t}{C_n} = 2 \frac{C_t}{C_q} \operatorname{ctg} 2\psi$$

i scałkowaniu (5) otrzymano zależność:

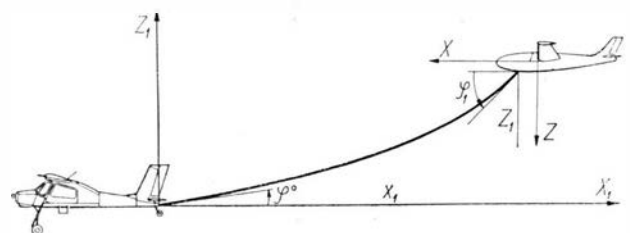
$$\frac{T e^\eta}{\tau} = \frac{T_1 e^{\eta_1}}{\tau_1} = K_1 \quad (6)$$

gdzie:

$$\tau = \left(\frac{\operatorname{ctg} \psi - \cos \varphi}{\operatorname{tg} \psi + \cos \varphi} \right) \cos 2\psi \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \eta = \frac{C_t}{C_q} \cos 2\psi \left[-\frac{2\varphi}{\sin 2\psi} + \frac{\operatorname{tg}^2 \psi}{\sqrt{1 - \operatorname{tg}^2 \psi}} \operatorname{arc} \operatorname{tgh} \right. \\ \left. \cdot \left(\sqrt{\frac{1 - \operatorname{tg} \psi \operatorname{tg} \frac{\varphi}{2}}{1 + \operatorname{tg} \psi}} \right) \right] + \frac{2 \operatorname{ctg}^2 \psi}{\sqrt{\operatorname{ctg}^2 \psi - 1}} \\ \cdot \operatorname{arc} \operatorname{tg} \left(\sqrt{\frac{\operatorname{ctg} \psi - 1}{\operatorname{ctg} \psi + 1}} \operatorname{tg} \frac{\varphi}{2} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

i analogicznie do τ i η otrzymamy zależności na τ_1 i η_1 podstawiając zamiast φ do (7) i (8) φ_1 (rys. 4).



4. Wielkości geometryczne charakteryzujące konfigurację linii holowniczej w czasie holu szybowca za samolotem

Stosując zależność (6) możemy obliczyć naciąg liny w dowolnym jej punkcie, o ile znamy wielkości φ i T na jednym z jej końców. Z drugiego równania (1) otrzymamy:

$$T d\varphi = (q \cos \varphi + n \sin^2 \varphi) dl \quad (9)$$

Po podstawieniu do (9) zależności (6) otrzymamy długość liny holowniczej w postaci całkowej:

$$l_1 = \frac{T_1 e^{\eta_1}}{r_1} \frac{2}{\rho d V^2} \int_{\varphi_0}^{\varphi_1} \frac{\tau e^{-\eta}}{C_q \cos \varphi + C_n \sin^2 \varphi} d\varphi \quad (10)$$

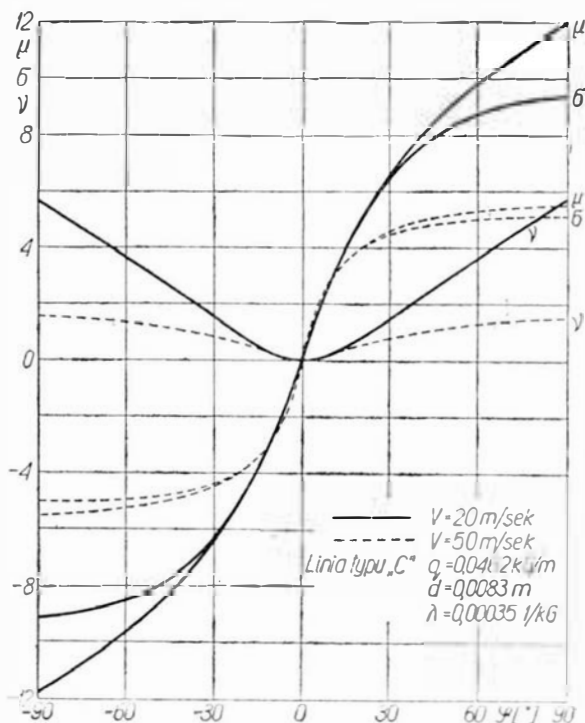
Współrzędne końców liny holowniczej x_1 i z_1 (rys. 4) obliczymy wychodząc z zależności geometrycznych:

$$dx_1 = dl \cos \varphi$$

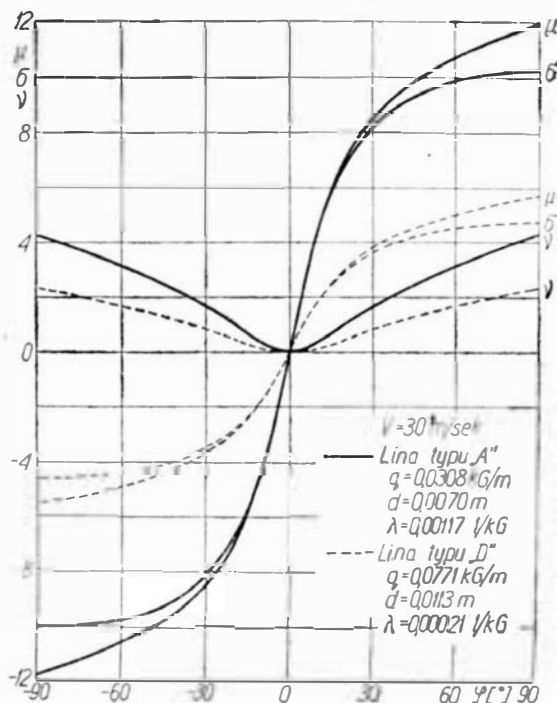
$$dz_1 = dl \sin \varphi$$

otrzymamy:

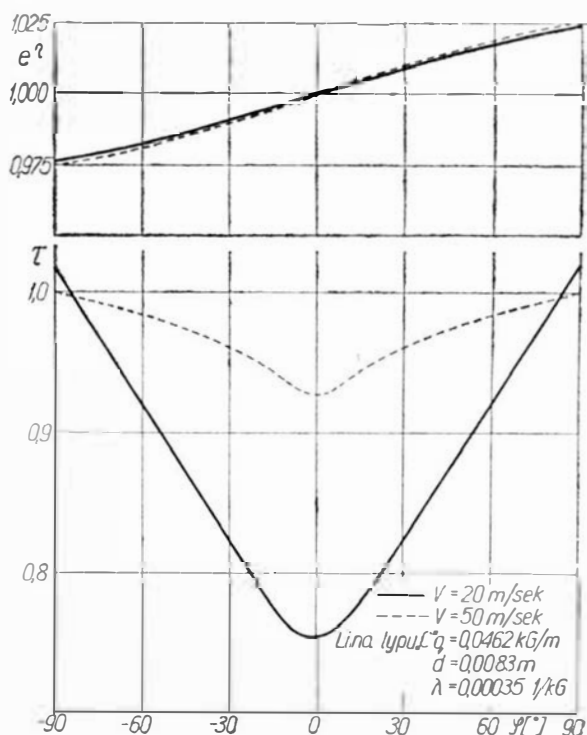
$$x_1 = \frac{T_1 e^{\eta_1}}{r_1} \frac{2}{\rho d V^2} \int_{\varphi_0}^{\varphi_1} \frac{\tau e^{-\eta} \cos \varphi}{C_q \cos \varphi + C_n \sin^2 \varphi} d\varphi \quad (11)$$



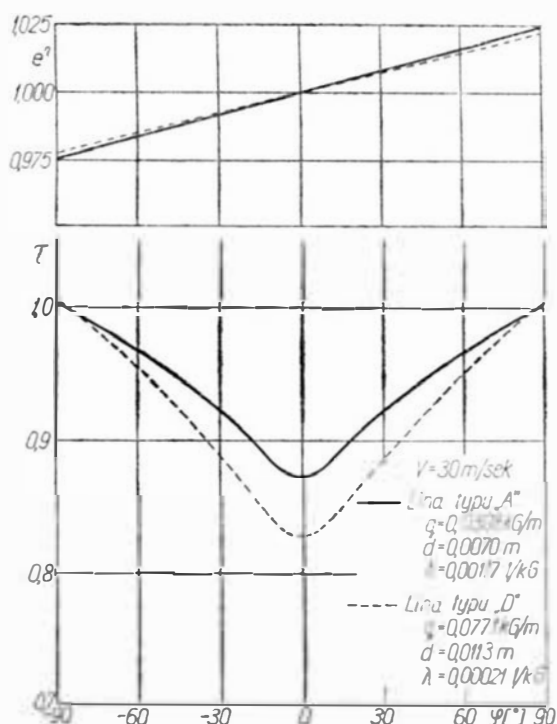
5. Funkcje długości (l) i współrzędnych końców liny holowniczej (δ i ν) dla liny typu C przy prędkości holu 20 m/sec i 50 m/sec



7. Funkcje długości (l) i współrzędnych końców liny holowniczej (δ i ν) dla lin typów A i D przy prędkości holu 30 m/sec



6. Funkcje τ i e^{η} dla liny holowniczej typu C przy prędkości holu 20 m/sec i 50 m/sec



8. Funkcje τ i e^{η} dla lin holowniczych typów A i D przy prędkości holu 30 m/sec

$$z_1 = \frac{T_1 e^{\eta_1}}{\tau_1} \frac{2}{\rho d V^2} \int_{\varphi_0}^{\varphi_1} \frac{\tau e^{-\eta} \sin \varphi}{C_q \cos \varphi + C_n \sin^2 \varphi} d\varphi \quad (12)$$

Zmieniono granice całkowania w celu wprowadzenia nowych funkcji w postaci:

$$\mu = \frac{2}{\rho d V^2} \int_0^{\varphi} \frac{\tau e^{-\eta}}{C_q \cos \varphi + C_n \sin^2 \varphi} d\varphi \quad (13)$$

$$\delta = \frac{2}{\rho d V^2} \int_0^{\varphi} \frac{\tau e^{-\eta} \cos \varphi}{C_q \cos \varphi + C_n \sin^2 \varphi} d\varphi \quad (14)$$

$$v = \frac{2}{\rho d V^2} \int_0^{\varphi} \frac{\tau e^{-\eta} \sin \varphi}{C_q \cos \varphi + C_n \sin^2 \varphi} d\varphi \quad (15)$$

Korzystając z funkcji (13)—(15) i zależności (6) określono długość linii holowniczej w postaci:

$$l_1 = K_1 (\mu_1 - \mu_0) \quad (16)$$

i współrzędne końca linii na zaczepie szybowca względem zaczepu holującego (rys. 4):

$$x_1 = K_1 (\delta - \delta_0) \quad (17)$$

$$z_1 = K_1 (v_1 - v_0) \quad (18)$$

Dla lin wydłużalnych stosowanych do holu szybowców przyjęto:

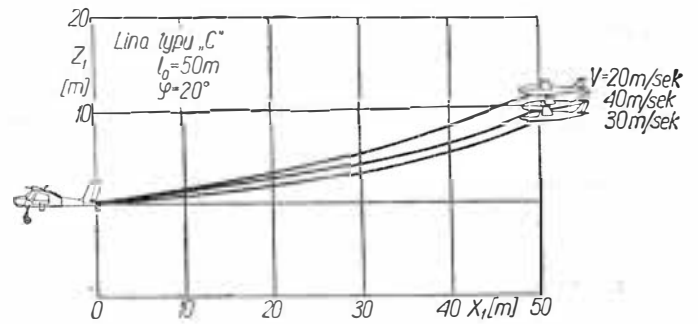
$$l_1 = l_0 (1 + \lambda T_1) \quad (19)$$

uwzględnienie zmiany naciągu T wzdłuż linii daje różnice w stosunku do l_1 obliczonej z (19) $\sim 0,01\%$ a w stosunku do l_1 (wydłużenia) $\sim 3\%$.

Przykład liczbowy

Stosując metodę kwadratur Gaussa scałkowano numerycznie funkcje μ , v i δ według wzorów (13)—(15). Na rys. 5 i rys. 6 podano przykładowo funkcje μ , δ , v , τ i e^{η} dla linii typu C dla dwóch prędkości holu 20 m/sec i 50 m/sec. Na rys. 7 i 8 podano przykładowo powyższe funkcje dla dwóch lin typu A i D przy prędkości holu 30 m/sec.

W przypadku holu szybowca ważnym czynnikiem wpływającym na stateczność jest określenie konfiguracji linii holowniczej. Niejednokrotnie małe przemieszczenia szybowca względem samolotu holującego



10. Konfiguracja linii holowniczej w czasie holu z różnymi prędkościami przy stałym kącie holu $\varphi_1 = 20^\circ$

powodują znaczne zmiany sił na zaczepie szybowca pochodzących od linii.

Z warunków równowagi szybowca w locie holowanym można określić kąt holu φ_1 , jaki tworzy linia holownicza z kierunkiem lotu, oraz siłę naciągu linii na zaczepie szybowca T_1 . Z zależności obliczymy całkowitą długość linii l_1 i z wykresów rys. 5 i rys. 6 dla znanej wartości φ_1 znajdziemy funkcje μ_1 , δ_1 , v_1 , τ_1 , e^{η_1} , co pozwala ze wzorów (6) i (16) obliczyć μ_0 . Z wykresów rys. 5 znajdziemy dla wartości μ_0 kąt φ_0 oraz δ_0 i v_0 . Stosując (17) i (18) obliczymy współrzędne końców linii x_1 i z_1 (rys. 4, 9 i 10).

Znając parametry końców linii holowniczej x_1 , z_1 , l_1 , T_1 , φ_1 i φ_0 możemy rozpatrywać stateczność szybowca w locie holowanym.

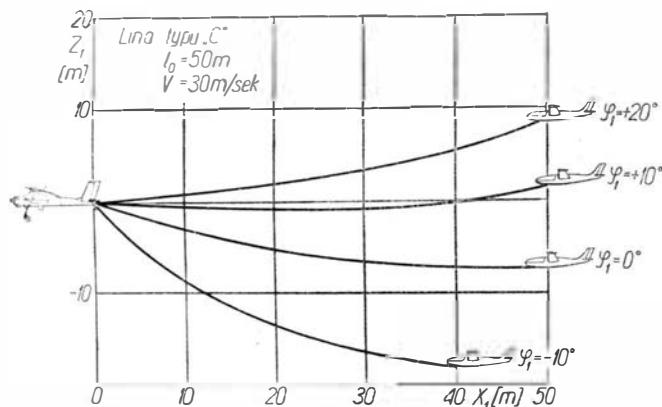
W celu wykreślenia konfiguracji linii holowniczej należy określić współrzędne kilku punktów linii. Znając stałą linii K_1 z (6) i δ z zależności (17) dla przyjętej współrzędnej x obliczymy δ i z rys. 5 określimy v , a następnie ze wzoru (18) obliczymy współrzędną z odpowiadającą przyjętej wartości x . W ten sposób można określić konfigurację linii z uwzględnieniem sił aerodynamicznych, co przykładowo pokazano na rys. 9 i rys. 10.

Posługując się wyżej wyprowadzonymi zależnościami można również określić zmianę naciągu linii wzdłuż jej długości. Powyższe zależności wyprowadzone z niniejszej pracy zostały wykorzystane jako dane wyjściowe do analizy stateczności szybowca w locie holowanym, jak również stateczności zespołu holowniczego: samolot + szybowiec.

Ważniejsze oznaczenia

- C_n, C_t — współczynniki aerodynamiczne siły normalnej i stycznej do linii określone w stosunku do jej średnicy i długości jednostkowej
- C_{z_l} — współczynnik aerodynamiczny siły nośnej linii
- C_{x_l} — współczynnik aerodynamiczny oporu linii
- C_q — współczynnik bezwymiarowy ciężaru jednostkowego linii
- d (m) — średnica linii holowniczej
- l_0, l_1 (m) — długość linii holowniczej swobodnej i obciążonej
- n (kG/m) — siła aerodynamiczna normalna do linii działająca na 1 m długości linii
- P_n (kG) — siła aerodynamiczna normalna do linii
- P_t (kG) — siła aerodynamiczna styczna do linii
- P_{x_l} (kG) — siła aerodynamiczna oporu linii
- P_{z_l} (kG) — siła aerodynamiczna wyporu linii (nośna)
- q (kG/m) — ciężar jednostkowy 1 m linii holowniczej

$$R_e = \frac{dV}{\nu} = \text{liczba Reynoldsa}$$



9. Konfiguracje linii holowniczej przy różnych położeniach szybowca względem samolotu holującego w czasie holu z prędkością 30 m/sec.

- t (kG/m) — siła aerodynamiczna styczna do liny działająca na 1 m długości liny
- T (kG) — naciąg bieżący liny
- T_1 (kG) — siła pochodząca od liny holowniczej działająca na zaczepie szybowca
- V (m/s) — prędkość lotu (holu)
- x_1 (m) — odległość pozioma między końcami liny holowniczej
- z_1 (m) — odległość pionowa między końcami liny holowniczej
- φ_1, φ_0 (rad) — kąt nachylenia liny holowniczej w stosunku do linii lotu mierzony na zaczepie szybowca i samolotu
- λ (1/kG) — współczynnik wydłużalności liny
- ρ (kG s²/m⁴) — gęstość powietrza.

Literatura

1. Bukowski J.: „Mechanika Płynów”, PWN, Warszawa, 1959.
2. Hajduk J.: „Wybrane działy transportu linowego”, Warszawa, 1961 r.
3. Janik F.: „O obciążeniach w locie holowanym”, Sprawozdanie Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa, nr 11, Warszawa, 1933 r.
4. Качурин К. В. „Линки пилт с малыми стрелками” — Москва 1956.
5. Качурин В. К.: „Теория висячих систем” — Ленинград—Москва, 1962.
6. Neumark S.: „Działanie wiatru na linę balonu na uwięzi”, Sprawozdanie Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa, nr 1 (19), Warszawa, 1936 r.
7. Neumark S.: „Equilibrium Configurations of Flying Cables of Captive Balloons, and Cable Derivatives for Stability Calculations”, Reports and Memoranda nr 3333/1953.
8. Wood K. D.: „Technical Aerodynamics” — Michigan 1955.

Mgr S. SĘKOWSKI

Instytut Mechaniki Precyzyjnej

620.197.22:669.718

Badania jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminiowych

Do roku 1970 w kraju będziemy wytwarzać około 7 milionów m² powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminiowych.

Największymi odbiorcami anodowanych wyrobów aluminiowych jest dziś budownictwo (np. Strona Wschodnia ul. Marszałkowskiej w Warszawie — ponad 100 ton anodowych wyrobów) oraz przemysł lotniczy i motoryzacyjny.

Elektrolitycznie wytwarzana warstewka tlenku Al₂O₃ odznacza się bardzo dużą twardością, znaczną odpornością chemiczną, wysokimi właściwościami elektroizolacyjnymi, może być bardzo łatwo barwiona na dowolny żądany kolor, a ponadto do powłok takich — w przeciwieństwie do aluminium — mają doskonałą przyczepność wszelkie materiały malarskie.

Wytwarzane na aluminium i stopach aluminiowych powłoki tlenkowe spełniają więc rolę dekoracyjną bądź ochronną.

Czynnikiem decydującym o jakości powłok tlenkowych jest ich grubość i szczelność. Dlatego też dużego znaczenia nabierają kryteria oceny jakości wytwarzanych powłok tlenkowych.

Przedmiotem niniejszego artykułu będzie omówienie najważniejszych metod badania grubości powłok tlenkowych w oparciu o doświadczenia Instytutu Mechaniki Precyzyjnej, który jest jednostką wiodącą w tej dziedzinie.

W drugiej części artykułu omówione zostaną metody badań szczelności powłok tlenkowych.

Proces elektrolitycznego utleniania aluminium przeprowadzany jest w przemyśle najczęściej w 10—20% wodnych roztworach kwasu siarkowego. Utleniany przedmiot stanowi anodę, katodami zaś są płyty ołowiane.

Grubość oraz struktura, a co za tym idzie i jakość wytwarzającej się powłoki tlenkowej, zależą od szeregu czynników, a mianowicie od składu kąpicli, jej temperatury, gęstości prądu, chemicznego składu stopu podłoża itp.

Niezależnie od swej grubości, wytwarzana na glinie i jego stopach powłoka Al₂O₃ jest porowata. Powłoka tlenkowa usiana jest znaczną ilością mikroskopijnych kanalików, oddzielających od siebie poszczególne kryształy Al₂O₃. Przeciętnie na 1 cm² powłoki tlenkowej przypada 4 miliony mikroporów.

Zależnie od składu i rodzaju kąpicli stosowanej do anodowego utleniania pory te po skończonym procesie są w większym lub mniejszym stopniu wypełnione elektrolitem. Fakt ten jest bardzo ważny, gdyż

w znacznej mierze decyduje o własnościach przeciwkorozyjnych i izolacyjnych powłoki tlenkowej oraz wpływa często na pomiar grubości. Następną czynnością, w równej mierze decydującą o własnościach powłoki, jest uszczelnianie warstewki tlenkowej. Uszczelnianie polega na ogrzewaniu utlenionych przedmiotów we wrzącej wodzie. Zachodzi wówczas wymywanie elektrolitu z mikroporów oraz następuje wzrost wytwarzanych uprzednio kryształów Al₂O₃. Prowadzi to do zamykania się mikroporów w warstewce tlenkowej.

Ilość porów zamkniętych podczas uszczelniania zależy od temperatury wody i czasu trwania procesu.

Niszczące metody pomiaru grubości

Grubość powłok tlenkowych sposobem niszczącym wyznaczać można

- a) metodą mikroskopową,
- b) metodą całkowitego rozpuszczania.

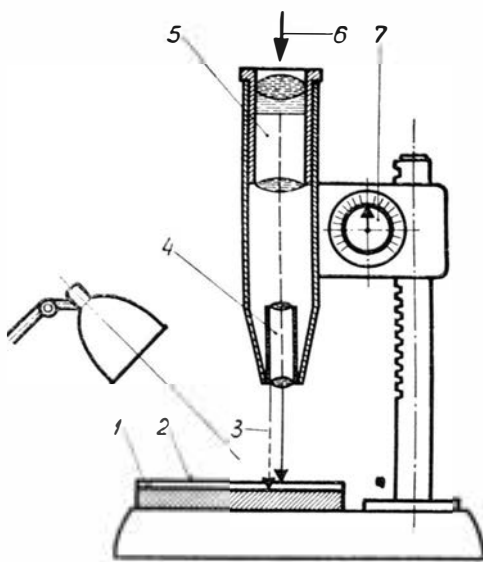
Metoda mikroskopowa

Przebadana w Instytucie Mechaniki Precyzyjnej metoda mikroskopowa polega na zatopieniu badanej próbki w żywicy, wykonaniu szlif poprzecznego i pomiarze grubości powłoki przy użyciu mikroskopu metalograficznego.

Metoda ta, uznana powszechnie za obiektywną i rozjemczą, jest jednak niszczącą, bardzo pracochłonna, trudna do wykonania a ponadto wymagająca drogiego mikroskopu metalograficznego.

Jak wykazały badania, najlepsze wyniki uzyskuje się zatapiając badane próbki na gorąco w żywicy polistyrenowej [1].

Przy starannym wykonaniu próbki, stosując zatapianie w polistyrenie, dokładność metody szlif mikroskopowego w zakresie 3—30 μm wynosi $\pm 0,5 \mu\text{m}$. Natomiast przy zatapianiu w stopie Wooda bądź szlifowaniu próbek tylko w uchwytach śrubowych dokładność metody wynosi $\pm 3 \mu\text{m}$.



1. Zasada oznaczania grubości powłok tlenkowych różnicową metodą mikroskopową:

- 1 — podłoże aluminiowe,
- 2 — powłoka tlenkowa,
- 3 — wiązki światła,
- 4 — obiektyw,
- 5 — okular,
- 6 — obserwacja obrazu,
- 7 — bęben z podziałką do odczytu przesuwu

Metoda całkowitego rozpuszczania

Oznaczanie tą metodą średniej grubości powłoki polega na jej rozpuszczeniu w roztworze o działaniu selektywnym (roztwór nie trawi metalu podłoża). Następnie, znając powierzchnię próbki, z różnicy jej ciężarów przed i po rozpuszczeniu powłoki, oblicza się grubość powłoki w mikrometrach.

Z uwagi na sposób prowadzenia pomiarów metodą całkowitego rozpuszczania wyznaczać można średnią grubość powłok tlenkowych jedynie na przedmiotach o prostych kształtach (a więc łatwych do wyznaczenia powierzchni) i których ciężar nie przekracza 200 G (konieczność ważenia na wadze analitycznej).

W metodzie całkowitego rozpuszczania grubość powłok oblicza się ze wzoru:

$$D = \frac{G \cdot 10\,000}{d \cdot A}$$

gdzie:

- D — grubość powłoki tlenkowej w μm ,
- G — różnica ciężarów próbki przed i po rozpuszczeniu powłoki w G,
- A — powierzchnia powłoki tlenkowej próbki w cm^2 ,
- d — pozorny ciężar właściwy powłoki tlenkowej w G/cm^3 , jest to ciężar właściwy mikroporowatej warstwy Al_2O_3 o różnym stopniu hydratacji.

W wielu normach zagranicznych, a więc angielskich, czeskich, francuskich czy niemieckich, przyjmujących tę metodę oznaczania grubości powłok tlenkowych, pozorny ciężar powłok tlenkowych przyjęty jest jako równy 2,5 dla powłok nie uszczelnionych i 2,7 dla powłok uszczelnionych.

Jak wykazały badania przeprowadzone w IMP, pozorny ciężar właściwy powłok tlenkowych w dużej mierze zależy od składu chemicznego materiału podłoża oraz od rodzaju stosowanej technologii anodowania i zawierać się może w granicach 1,8 do 3,7 G/cm^3 .

Stwierdzono dalej, że stosowanie do obliczeń nieodpowiedniego, pozornego ciężaru właściwego powłok tlenkowych powoduje błąd metody chemiczno-wagowej (całkowitego rozpuszczania) dochodzący do 60% wyznaczonej grubości.

W związku z tym wyznaczono doświadczalnie i ułożono tabelarycznie pozorne ciężary właściwe utrwalanych i nie utrwalanych powłok tlenkowych wytwarzanych na czystym aluminium i na stopach aluminium.

Tak wyznaczone pozorne ciężary właściwe różnych powłok tlenkowych podane są w opracowanej przez IMP normie państwowej PN-63/H-04606 „Badanie grubości powłok tlenkowych na aluminium. Metoda całkowitego rozpuszczania”.

Nieniszczące metody pomiaru grubości

W przeciwieństwie do poprzednio opisanej, metody nieniszczące są z reguły szybkie, dokładne a tym samym w uzasadnionych przypadkach umożliwiające dokonywanie badań czy też odbioru 100%.

Do najważniejszych i najbardziej rozpowszechnionych metod nieniszczących należą:

- a) metody optyczne,
- b) metoda prądów wirowych,
- c) metoda pomiaru oporności,
- d) metoda pomiaru napięcia przebicia.

Metody optyczne

Najprostszą metodą optyczną jest różnicowe badanie mikroskopowe.

Pomiar grubości tą metodą polega na mikroskopowym prostopadłym obserwowaniu badanej próbki i kolejnym ustawianiu ostrości obrazu raz na powierzchni powłoki, a drugi raz na metalu podłoża.

Z bębna śruby mikrometrycznej sprzężonej z tubusem mikroskopu odczytuje się kolejno położenie tubusu.

Sposób prowadzenia pomiarów (ustawianie poprzez powłokę ostrości obrazu na powierzchni metalu podłoża), ogranicza zastosowanie tej metody tylko do cienkich (do 15 μm) i nie barwionych powłok dekoracyjnych.

Pomiaru grubości powłoki dokonuje się przy całkowitym powiększeniu równym $1000\times$ i uzyskuje dokładność $\pm 2\ \mu\text{m}$.

Istnieją jeszcze ponadto i inne metody optyczne, jak interferencyjne i przekroju świetlnego, lecz z racji wąskiego zakresu zastosowania (powłoki nie barwione do $10\ \mu\text{m}$) bądź wymaganej drogiej aparatury (specjalne mikroskopy) nie mają one większego zastosowania.

Metoda prądów wirowych

Metoda ta, opracowana w latach pięćdziesiątych przez Förstera, opiera się na oddziaływaniu prądów wirowych na cewkę stanowiącą zasadniczy element czujnika.

Teoretyczne podstawy tej metody są następujące:

Małą cewką, przez którą przepływa prąd wielkiej częstotliwości, charakteryzują dwa parametry: samoindukcja i oporność czynna. Oba te parametry ulegają zmianie z chwilą, gdy cewka postawiona zostanie na powierzchni jakiegokolwiek metalu niemagnetycznego. Pod wpływem pola cewki w metalu podłoża powstają prądy wirowe, które z kolei oddziałują na wymienione podstawowe parametry cewki.

Im grubsza jest warstwa tlenkowa (warstwa izolacyjna), tym mniejsze jest oddziaływanie prądów wirowych na parametry cewki.

Na opisanej metodzie pomiarowej opiera się konstrukcja następujących przyrządów:

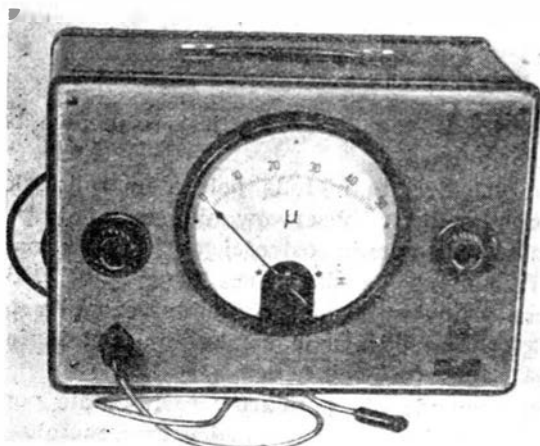
Izometr — produkcja Instytutu dra Förstera, NRF,

Permascop — produkcja Instytutu Fischera NRF (licencja amerykańska),

Dermatron — produkcja Stanów Zjednoczonych.

Powyższe warstwowierze znajdują się w prowadzonej przez autora Pracowni Badań Powłok IMP.

Wymienione warstwowierze składają się z zasilacza zawierającego generator wielkiej częstotliwości, elektronicznego układu pomiarowego oraz czujnika z cewką. Po włączeniu warstwowierza, czujnik ustawia się na danym metalu podłoża (bez powłoki tlenkowej) i za pomocą pokrętki potencjometru ustawia wskazówkę w pozycji „0”. Następnie na metal podłoża kładzie się folię wzorcową o znanej grubości i za pomocą pokrętki drugiego potencjometru ustawia wskazówkę na wskazanie odpowiedniej grubości tej folii wzorcowej.



2. Warstwowierz na prądy wirowe Izometr produkcji Instytutu Förstera, NRF, do pomiarów grubości powłok tlenkowych

Warstwowierzami na prądy wirowe można mierzyć grubość powłok tlenkowych w zakresie $0-300\ \mu\text{m}$.

Ponieważ firmy produkujące warstwowierze na prądy wirowe podają różną dokładność ich wskazań, a również i w literaturze fachowej brak jest zgodnych i obiektywnych danych co do dokładności tych warstwowierzy, w IMP przeprowadzono serię pomiarów porównawczych.

Na podstawie tych badań stwierdzono, iż w warunkach laboratoryjnych dokładność wskazań warstwowierzy Izometr, Permascop i Dermatron wynosi $\pm 3\%$.

Należy tu wyraźnie podkreślić, iż metodą prądów wirowych można mierzyć z równą dokładnością grubość powłok tlenkowych uszczelnionych, nie uszczelnionych, barwionych, impregnowanych czy też grubszych technicznych (powyżej $50\ \mu\text{m}$).

W roku 1965 w CSRS opracowany został mały tranzystorowy baterijny, przenośny warstwowierz EIT-1 na prądy wirowe, przeznaczony do pomiarów grubości powłok tlenkowych.

Po przebadaniu tego przyrządu przez IMP, w roku 1967 przewiduje się zaopatrzenie naszego przemysłu w warstwowierze EIT-1.



3. Warstwowierz na prądy wirowe Permascop produkcji Instytutu Fischera, NRF, do pomiarów grubości powłok tlenkowych

Metoda pomiaru oporności

Skoro są dostępne obie powierzchnie badanej powłoki tlenkowej, jej grubość można wyznaczyć mierząc oporność elektryczną powłoki R . Przykładając do powłoki elektrodę i wykorzystując jako drugą elektrodę metal podłoża, można zmierzyć oporność elektryczną powłoki, która wyrazi się wzorem:

$$R = \frac{d}{a \cdot \gamma}$$

gdzie:

- R — oporność elektryczna powłoki tlenkowej,
- d — grubość badanej powłoki tlenkowej,
- γ — oporność właściwa badanej powłoki tlenkowej,
- a — powierzchnia poprzecznego przekroju badanej powłoki (wartość a zbliżona jest do powierzchni przyłożonej elektrody)

stąd:

$$d = \frac{a \cdot R}{\gamma}$$



4. Warstwomierz na prądy wirowe Dermitron produkcji Unit Process Assemblies, USA, do pomiarów grubości powłok tlenkowych

Niestety, posługując się tym wzorem, nie jesteśmy w stanie mierząc R i przy znanej powierzchni a wyznaczyć grubości powłoki tlenkowej. Na przeszkodzie stoi tu bowiem nie znana nam wielkość γ , oporność właściwa powłoki tlenkowej. γ powłok tlenkowych może się zmieniać w szerokich granicach i zależy od wielu czynników, a więc składu chemicznego metalu podłoża, zastosowanej technologii anodowania, uszczelniania, suszenia itd.

Dlatego to do wyznaczania grubości powłok tlenkowych stosuje się nie bezpośrednią, lecz pośrednią metodę pomiaru oporności.

Metoda ta polega na stopniowym podnoszeniu napięcia prądu zmiennego przyłożonego do elektrod aż do uzyskania przepływu przez powłokę tlenkową określonego, bardzo słabego prądu (rzędu setnych części mA). Następnie z krzywej wzorcowania odczytuje się grubość powłoki.

Napięcie potrzebne do uzyskania przepływu prądu o założonym natężeniu zależy od grubości powłoki tlenkowej oraz jej struktury.

Ponieważ struktura powłoki tlenkowej jest z kolei zależna od składu chemicznego materiału podłoża, jak też i stosowanych parametrów anodowania, należy dla danego materiału podłoża oraz danych parametrów anodowania sporządzić odpowiednią krzywą wzorcowania. Krzywa taka wyraża grubość powłoki w funkcji napięcia potrzebnego do uzyskania przepływu prądu o założonym natężeniu.

Badając w IMP tę metodę stwierdzono, iż ze względu na powstawanie prądów pojemnościowych konieczne jest zastosowanie przesuwника fazowego oraz prostownika z detektorem fazowym. Zdobyte w ten sposób doświadczenia wykorzystano do budowy opisanego w następnym punkcie przyrządu „Eloksametr”.

Metoda pomiaru napięcia przebicia

Grubość powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium można wyznaczyć mierząc ich napięcie przebicia. Badając daną powłokę wyznacza się jej napięcie przebicia, po czym z krzywej wzorcowania oblicza się grubość w mikrometrach.

Metoda ta została przebadana w IMP i opracowano do niej odpowiedni układ pomiarowy (patenty).

Na wstępie stwierdzono, że przy odpowiednim układzie pomiarowym metoda pomiaru napięcia przebi-

cia jest praktycznie biorąc nieniszcząca. Jak wykazały przeprowadzone badania, już po 2—3 minutach miejsce, w którym uprzednio dokonano pomiaru napięcia przebicia, wykazuje 70—80% poprzedniej wartości napięcia przebicia.

Miejsce przebicia powłoki po badaniu tą metodą jej grubości jest niewidoczne gołym okiem.

Również i przeprowadzone badania korozyjne nie pozwoliły stwierdzić obniżenia odporności korozyjnej powłok tlenkowych w miejscach uprzedniego ich pomiaru metodą napięcia przebicia.

W oparciu o doświadczenia zdobyte na układzie laboratoryjnym zaprojektowano i wykonano, wspólnie z katedrą Fizyki Politechniki Warszawskiej, przyrząd o nazwie Eloksametr. Został on zaprojektowany i wykonany tak, aby umożliwić szybkie, możliwie dokładne i nieniszczące pomiary grubości powłok tlenkowych dwiema metodami:

- a) metodą pomiaru oporności,
- b) metodą pomiaru napięcia przebicia.

Specjalnej konstrukcji czujnik zapewnia docisk półkolistej elektrody do mierzonej powłoki zawsze z jednakową siłą, niezależną od położenia czujnika. System przekładników i zabezpieczeń uniemożliwia porażenie prądem nawet przy niewłaściwej obsłudze przyrządu.

Przebiecie powłoki sygnalizowane jest zapaleniem się lampki kontrolnej. Wartość napięcia odczytywana jest z miernika.

W przypadku, gdy Eloksametr stosowany ma być do badań zawsze tego samego rodzaju powłok, na miernik można nakładać dodatkową skalę, umożliwiającą bezpośredni odczyt w mikrometrach.

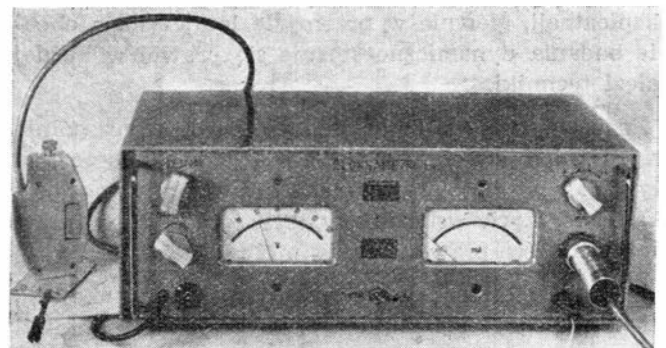
Do chwili obecnej wyprodukowanych już zostało kilkanaście sztuk Eloksametrów typ BCS-2. Pracują one w paru zakładach WSK oraz dużych anodowniach.

Między innymi tą metodą dokonywany był 100% odbiór 35 ton aluminiowych elementów budowlanych, przeznaczonych na wieżowce i domy towarowe Strony Wschodniej ulicy Marszałkowskiej w Warszawie.

Na podstawie już ponad dwuletnich doświadczeń można stwierdzić, iż Eloksametr jest przyrządem typowym dla seryjnych pomiarów przemysłowych. Konstrukcja i dane metrologiczne tego przyrządu są zgodne z PN-65/H-97023.

Wybór metody pomiarowej

Wybór metody pomiaru grubości powłok tlenkowych na aluminium zależy od rodzaju i ilości wyro-



5. Warstwomierz Eloksametr produkcji krajowej do wyznaczania grubości powłok tlenkowych metodą pomiaru napięcia przebicia, metodą pomiaru oporności oraz do szybkiego seryjnego sortowania wyrobów

bów, ich oceny, przeznaczenia oraz żądanej dokładności oznaczania.

Dlatego też w przypadkach produkcji unikalnej bądź też mało seryjnej nie zawsze opłaca się nabywanie drogiego warstwomierza. Wówczas, jeżeli kształt i wielkość przedmiotu na to pozwalają, grubość powłoki należy wyznaczyć metodą całkowitego rozpuszczenia.

Należy jednak pamiętać, iż metoda ta pozwala jedynie na wyznaczenie średniej grubości powłoki. Jeżeli więc wymagana jest np. kontrola minimalnej miejscowej grubości powłok tlenkowych (np. względy korozyjne lub izolacyjne), wówczas należy posługiwać się warstwomierzem umożliwiającym dokonywanie pomiarów punktowych.

Warstwomierze na prądy wirowe są urządzeniami drogimi (cena ok. 50 000 zł) i delikatnymi. Wymagają one starannej i fachowej obsługi, a tym samym powinny być stosowane przede wszystkim w laboratoriach. To samo dotyczy pomiarów prowadzonych metodą mikroskopową.

Natomiast w warunkach produkcyjnych do ciągłych, seryjnych pomiarów najodpowiedniejsze są przyrządy do pomiaru napięcia przebicia. Są one znacznie tań-

sze i nie tak delikatne jak warstwomierze na prądy wirowe.

Przyrządami do pomiaru napięcia przebicia można zarówno wyznaczać bezwzględną grubość powłok jak też sortować wyroby, badając tylko, czy dana powłoka wytrzyma bez przebicia przyłożone napięcie.

Badania takie są bardzo szybkie, proste i szczególnie wygodne przy 100% kontroli poszczególnych wyrobów.

Literatura

1. Biestek T., Sękowski S.: „Metody badań powłok metalowych”, WNT, 1965.
2. Borkowski J., Sękowski S.: „Eloksal, przyrząd do nieniszczących pomiarów grubości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium”, „Pomiary, Automatyka, Kontrola”, 1 (1966).
3. Sękowski S., Zawadzka M.: „Badania grubości powłok tlenkowych na aluminium metodą pomiaru napięcia przebicia”, Prace Instytutu Mechaniki Precyzyjnej XI, zeszyt 40, 2 (1963).
4. Sękowski S., Zawadzka M.: „Wyznaczanie pozornego ciężaru właściwego anodowych powłok tlenkowych na aluminium i stopie PA 6”. Prace Instytutu Mechaniki Precyzyjnej XI, zeszyt 42, 4 (1963).

Mgr inż. ANDRZEJ SENDYK
mgr inż. TADEUSZ SKWIRCZYNSKI

681.892

Wzbudnik elektrodynamiczny

W artykule omówiono celowość i konieczność przeprowadzania badań dynamicznych urządzeń technicznych, a następnie budowę, działanie i charakterystyki wzbudnika elektrodynamicznego. Podano zastosowania wzbudników w przemyśle lotniczym i innych przemyślach. W zakończeniu dokonano przeglądu wzbudników produkcji krajowej i znanych firm zagranicznych.

Badania dynamiczne znalazły szersze zastosowania po II wojnie światowej, w okresie szybkiego rozwoju badań naukowych i przemysłu. Badania te są odpowiedzią na potrzebę zwiększenia sprawności i niezawodności maszyn i urządzeń, a także potaniania opracowań nowych konstrukcji.

Początkowo badano odporność na drgania urządzeń pracujących w szczególnie trudnych warunkach eksploatacji, głównie w przemyśle lotniczym, a obecnie badania dynamiczne stosuje się prawie w każdej gałęzi techniki.

Znaczenie badań dynamicznych wzrosło szczególnie w ostatnich latach, co ma związek z podnoszeniem wymagań na maszyny i urządzenia; dąży się do uzyskania lepszych wskaźników technicznych i większej niezawodności przy możliwie małym ciężarze.

Drgania mechaniczne występują w konstrukcjach, które podlegają działaniu zmiennych sił. Zależnie od przyczyn wywołujących te siły rozróżniamy drgania okresowe lub nieokresowe. Gdy wielkości zmiennych sił działających na jakiś obiekt są wystarczająco duże, obiekt ten może być zniszczony. Aby temu zapo-

bić, należy zorientować się, jaki wpływ na daną konstrukcję mają drgania, występujące w czasie eksploatacji.

W przypadku prostych konstrukcji możemy — na drodze teoretycznej — przewidzieć efekty działania drgań. Gdy konstrukcje są złożone, a warunki w jakich one pracują trudne, przewidzenie zachowania się układu mechanicznego w warunkach drgań byłoby skomplikowane, a czasem praktycznie niemożliwe. W tych ostatnich przypadkach jedynym realnym wyjściem jest eksperymentalne wyznaczenie zachowania się danego układu w warunkach działania zmiennych obciążeń.

Istotne znaczenie mają korzyści ekonomiczne, jakie dają badania dynamiczne. Mając np. model urządzenia możemy zbadać zachowanie się jego w określonych warunkach, poddając go działaniu drgań i badając go na zmęczenie. Badania takie pozwalają usunąć błędy w konstrukcji już w laboratorium wytwórcy.

Dla przeprowadzenia badań dynamicznych konieczne jest zrealizowanie zmiennego obciążenia o odpo-

wiedniej amplitudzie, częstotliwości oraz odpowiednim przebiegu w czasie. Do tego celu służą wstrząsarki i wzbudniki drgań mechanicznych*).

Opracowano wiele rodzajów wzbudników, ale najbardziej efektywnymi okazały się wzbudniki elektrodynamiczne. Służą one do wytwarzania drgań mechanicznych o częstotliwościach od dziesiątych części herca do kilkudziesięciu kiloherców, o szerokim zakresie amplitudy, siły i przyspieszeń.

Budowa i własności wzbudnika elektrodynamicznego

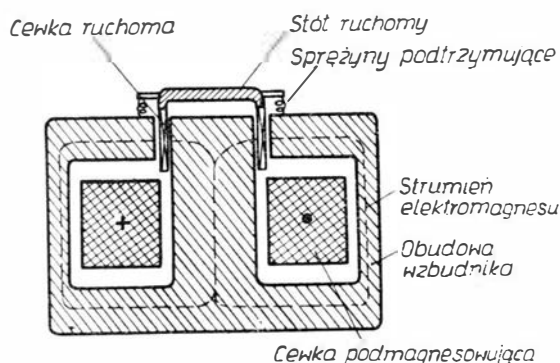
Wzbudnik elektrodynamiczny jest urządzeniem, które przetwarza energię zmiennego prądu elektrycznego na energię drgań mechanicznych. Wykorzystuje się tutaj znane prawo fizyczne, które mówi, że gdy w polu magnetycznym umieścimy przewód, przez który płynie prąd elektryczny, to na ten przewód działa siła elektrodynamiczna, prostopadła do przewodu i do linii sił pola magnetycznego, określona przez wzór:

$$F_m = 10^{-4} \cdot B_n \cdot l \cdot i \quad (1)$$

gdzie:

- F_m — siła (N)
- B_n — indukcja magnetyczna w szczelinie [Gs],
- l — długość uzwojenia cewki [m]
- i — prąd [A].

Szkic budowy wzbudnika przedstawia rys. 1. Jak widać z rysunku, cewka ruchoma jest nawinięta na karkasie przymocowanym do stołu ruchomego. Stół jest zawieszony na sprężynach przymocowanych do korpusu wzbudnika. Korpus jest wykonany z materiału ferromagnetycznego o wysokiej indukcji nasycenia i tworzy obwód dla strumienia magnetycznego wytworzonego przez cewkę podmagnesowującą. Na drodze tego strumienia prostopadle do linii sił



1. Przekrój wzbudnika elektrodynamicznego

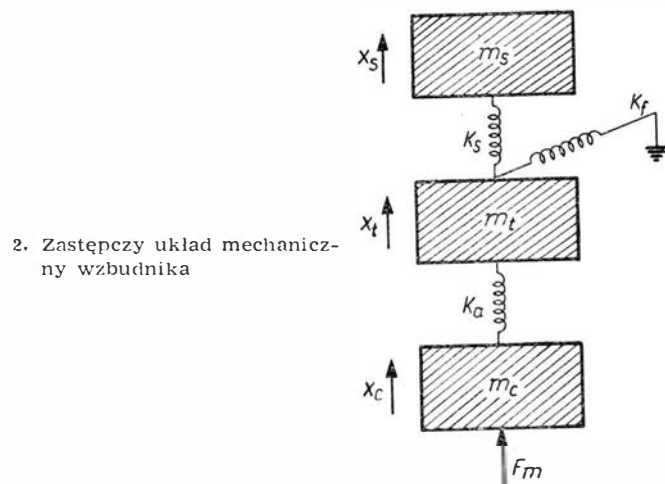
pola magnetycznego, znajduje się, umieszczona w szczelinie powietrznej, cewka ruchoma wzbudnika.

Zgodnie z zależnością (1) siła elektrodynamiczna, jaka występuje na stole wzbudnika, zależy od induk-

cji magnetycznej, średnicy cewki ruchomej, ilości zwojów cewki i wartości prądu płynącego w uzwojeniach cewki.

Aby otrzymać korzystne parametry techniczne wzbudnika należy m.in. rozwiązać kompromisowo sprawy wymiaru, masy i sztywności układu cewka ruchoma — stół. Korzystne jest tutaj stosowanie wymuszonego chłodzenia cewki, co prowadzi do zmniejszenia jej masy.

Z punktu widzenia konstrukcyjnego cewka ruchoma i stół powinny być możliwie sztywno połączone, tak żeby wszystkie punkty układu ruchomego poruszały się w fazie.



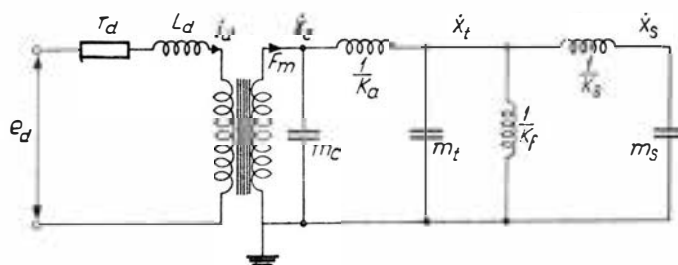
2. Zastępczy układ mechaniczny wzbudnika

Zawieszenie elementu ruchomego powinno zapewnić ruch dokładnie wzdłuż jego osi, nawet po obciążeniu stołu. W tym celu, oprócz odpowiedniej konstrukcji wzbudnika, należy zwrócić uwagę na dobre ustawienie i przymocowanie elementu badanego do stołu. Gdy np. przy pewnej częstotliwości dynamiczny środek ciężkości układu ruchomego nie leży na jego osi powstają momenty skręcające. Podobnie zachowuje się układ ruchomy w przypadku wystąpienia rezonansów poszczególnych części obiektu ruchomego. Aby zredukować wpływ przytoczonych czynników na charakter ruchu stołu należy zwiększyć sztywność elementu ruchomego. Rozwiązanie takie, ze względu na występujący wzrost masy układu ruchomego, powoduje jednak ograniczenie użytecznego zakresu częstotliwości wzbudnika i zmniejsza osiągalne przyspieszenia.

Zastępczy układ mechaniczny wzbudnika elektrodynamicznego przedstawiono na rys. 2, a jego analog dynamiczny na rys. 3.

Przyjęto następujące oznaczenia:

- m_s — masa obiektu badanego,
- m_t — masa stołu,
- m_c — masa cewki ruchomej,

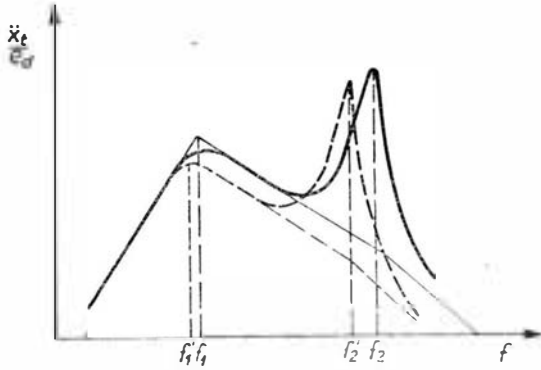


3. Analog dynamiczny wzbudnika

*) Niektórzy autorzy rozróżniają pojęcie wstrząsarki i wzbudnika. Przez wstrząsarkę rozumie się źródło drgań mechanicznych, w którym element badany spoczywa na stole ruchomym wstrząsarki, inaczej mówiąc stół jest obciążony ciężarem elementu badanego. Natomiast w przypadku wzbudnika — drgania przekazywane są poprzez rdzeń elementowi badanemu, przy czym element badany nie obciąża swym ciężarem rdzenia, będąc najczęściej zawieszony na specjalnych podwieszeniach.

Dla uzyskania większej przejrzystości artykułu, podobnie jak w większości publikacji, w artykule niniejszym nie będzie się rozróżniać tych dwóch pojęć. Autorzy będą używali słowa „wzbudnik” dla określenia zarówno wzbudnika jak też i wstrząsarki. Uproszczenie to nie zmniejsza merytorycznej strony rozpatrywanych tu zagadnień.

- K_s — sztywność zawieszenia obciążenia,
- K_f — sztywność zawieszenia układu ruchomego,
- K_a — sztywność korpusu cewki ruchomej,
- F_m — siła wymuszająca ruch — na cewce,
- X_s — prędkość na obciążeniu,
- X_t — prędkość na stole,
- \dot{X}_c — prędkość na cewce,
- i_d — prąd wzbudający,
- e_d — napięcie źródła sterującego,
- r_{cd}, L_{cd} — oporność czynna, indukcyjność cewki ruchomej.



4. Charakterystyki czułości napięciowej wzbudnika

Charakterystykę wzbudnika nie obciążonego podano na rys. 4. Oś rzędnych przedstawia stosunek przyspieszenia panującego na stole do napięcia sterującego. Charakterystyka ma maksima przy częstotliwościach f_1 i f_2 . Częstotliwości te można określić biorąc pod uwagę układ analogu dynamicznego wzbudnika elektrodynamicznego, w wyniku otrzymamy wyrażenia przybliżone:

$$f_1 \cong \frac{\Gamma}{2\pi [L_{cd} (m_c + m_t)]^{1/2}} \quad (2)$$

$$f_2 \cong \frac{1}{2\pi} \left[\frac{K_a (m_c + m_t)}{m_c \cdot m_t} \right]^{1/2} \quad (3)$$

gdzie:

$$\Gamma = \frac{F_m}{i_d}$$

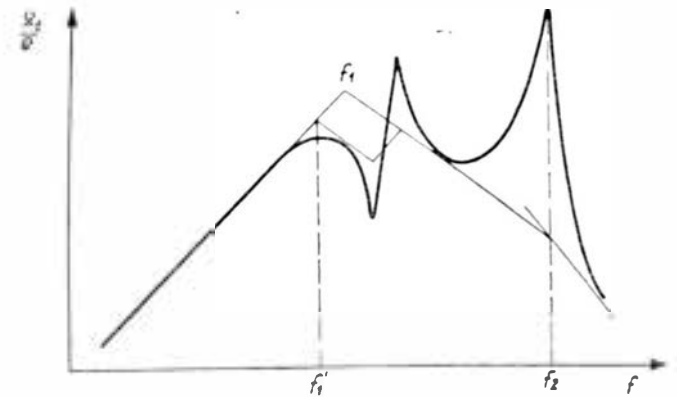
Przy częstotliwości f_1 występuje rezonans elektryczno-mechaniczny; elementami rezonującymi są: indukcyjność cewki ruchomej (L_{cd}) oraz masa układu cewka ruchoma-stół ($m_c + m_t$). Częstotliwość f_2 jest częstotliwością rezonansową układu ruchomego cewka-stół i jest określona przez sztywność konstrukcji korpusu cewki (K_a) oraz masę ($m_c + m_t$). Przy częstotliwości f_2 masa cewki (m_c) drga w przeciwnej fazie w stosunku do masy stołu (m_t), co wywołuje siły na przemian ściskające i rozciągające element łączący te dwie masy. Przyspieszenie panujące na stole przy tej częstotliwości jest określone przez tłumienie mechaniczne układu. Z analizy układu analogu dynamicznego wynika, że istnieje jeszcze jeden rezonans, a mianowicie rezonans masy układu cewka ruchoma-stół ($m_c + m_t$) ze sprężyną podtrzymującą układ ruchomy o sztywności K_f . Na charakterystyce $\frac{x}{e_d}(f)$ nie widać tego rezonansu, natomiast wystąpiłby on na charakterystyce czułości prądowej $\frac{x}{i_d}(f)$.

Gdy na stole wzbudnika umieścimy obciążenie w postaci ciała sztywnego, przy czym będzie ono sztywno przymocowane do stołu, kształt charakterystyki częstotliwościowej nie ulegnie zmianie (krzywa przerywana na rys. 4), jedynie częstotliwości f_1 i f_2 ulegną pewnemu przesunięciu.

Wynika to z układu analogu dynamicznego wzbudnika oraz ze wzorów (2) i (3).

W rzeczywistości obciążenie, które jest umieszczone na stole ma jeden lub szereg rezonansów własnych i nie może ono być na sztywno przymocowane do stołu. Charakterystykę wzbudnika z takim obciążeniem, mającym jeden rezonans w zakresie interesujących nas częstotliwości podano na rys. 5.

Obciążenie mające rezonans wprowadziło dość znaczną zmianę charakterystyki wzbudnika w funkcji częstotliwości.

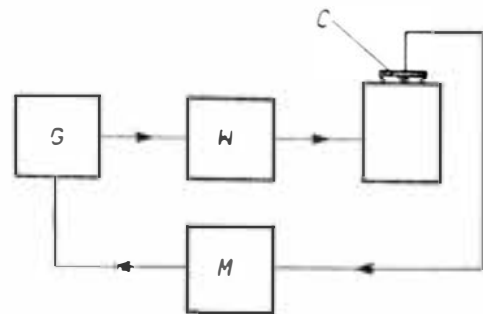


5. Charakterystyki czułości napięciowej wzbudnika obciążonego obiektem mającym rezonans mechaniczny

Zastosowanie

Wzbudniki elektrodynamiczne stanowią ważną grupę wśród urządzeń do wzbudzania drgań ze względu na szeroki przedział częstotliwości pracy i duży zakres uzyskiwanej siły. Ponadto, cechuje je wysoka precyzja regulacji drgań oraz możliwość łatwego zastosowania regulacji programowej, co ma poważne znaczenie praktyczne. Powyższe właściwości spowodowały, że wzbudniki elektrodynamiczne znalazły szerokie zastosowanie w badaniach naukowych i przemśle.

Jednym z zasadniczych zastosowań wzbudników jest użycie ich w celu odtworzenia sił działających



6. Zestaw do wzbudzania drgań okresowych:

- G — generator drgań sinusoidalnych,
- W — wzmacniacz mocy,
- M — miernik drgań,
- C — czujnik drgań

na urządzenie w warunkach naturalnych. Niekiedy określenie częstotliwości sił działających na obiekt jest trudne a nawet niemożliwe. W takim przypadku badany obiekt poddaje się działaniu siły sinusoidalnej o częstotliwości zmieniającej się w określonym zakresie bądź też działaniu sił przypadkowych. Na rys. 6 pokazany jest układ blokowy zestawu, w którym obiekt poddany jest działaniu siły sinusoidalnej, przy czym częstotliwość drgań zmienia się automatycznie w sposób ciągły wewnątrz określonego zakresu. Zestaw ten umożliwia dobre symulowanie sił okresowych działających na obiekty (np. silniki, turbiny itp.) podczas eksploatacji.

Generator drgań sinusoidalnych przestrajany automatycznie w określonym zakresie częstotliwości steruje wzmacniacz mocy zasilający wzbudnik. Dla poprawnego wyniku badań zasadnicze znaczenie ma warunek, aby drgania wymuszające były niezależne od częstotliwości. W tym celu specjalny czujnik doprowadza sygnał do miernika drgań, który sterując poziom wyjściowy generatora kompensuje nierównomierności charakterystyki czułości wzbudnika (por. rys. 4) oraz wzmacniacza.

Możliwość wzbudzenia sił przypadkowych zapewnia szczególnie wierne odtworzenie warunków naturalnych dla wielu obiektów, np. samolotów, raket, turbin, na które działają przypadkowe zaburzenia strumienia powietrza. Zestaw urządzeń stosowany w celu generacji sił przypadkowych pokazany jest na rys. 7.



7. Zestaw do wzbudzania drgań przypadkowych:

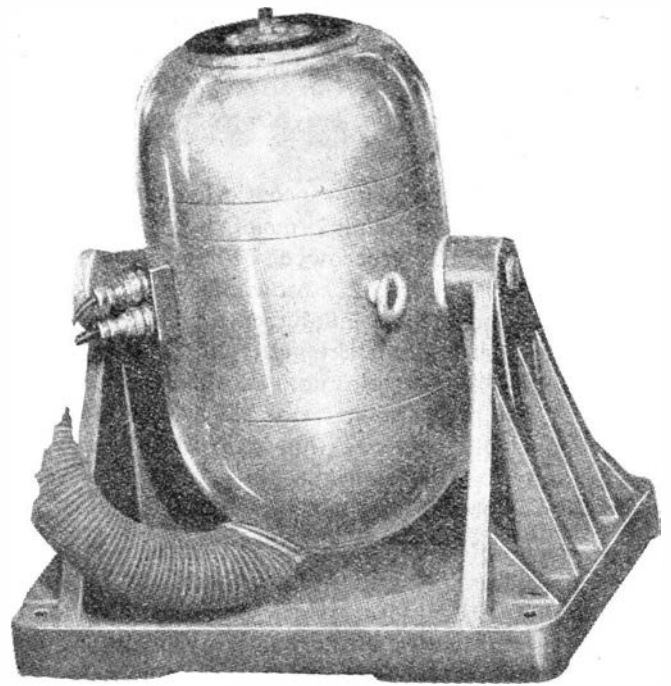
- G — generator szumów,
- F — zespół filtrów,
- W — wzmacniacz mocy

Generator szumów będący źródłem sygnałów przypadkowych zasila wzmacniacz mocy. Pomiedzy generator a wzmacniacz wstawiony jest zespół filtrów, którego zadaniem jest skompensowanie charakterystyki wzmacniacza i wzbudnika.

Opisane badania pozwalają określić częstotliwości szczególnie szkodliwe dla obiektu, „podatność” poszczególnych podzespołów urządzenia na drgania, a także wyznaczyć wartości sił niszczących konstrukcję i określić współczynniki bezpieczeństwa. Za pomocą opisanej aparatury przeprowadzane są także próby zmęczeniowe, często w warunkach szczególnie krytycznych dla konstrukcji (np. przy częstotliwości rezonansowej).

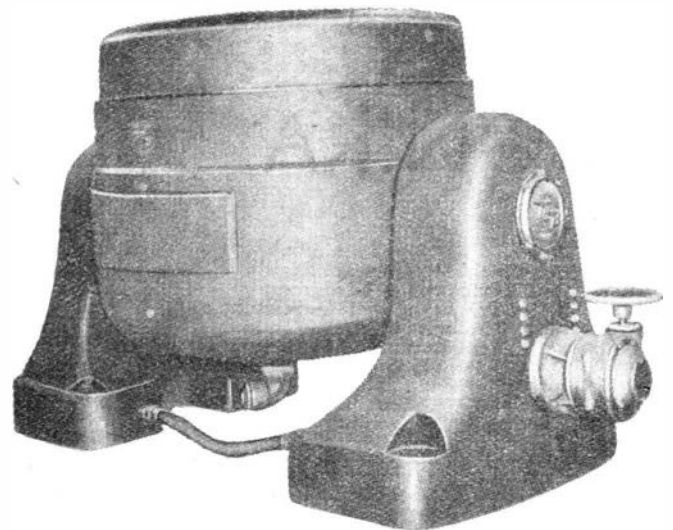
Wzbudniki służące wymienionym wyżej badaniom charakteryzują się znacznymi siłami czynnymi i udźwigiem. Stół wzbudnika tego typu jest na ogół duży, aby można było umocować na nim w sposób sztywny całe konstrukcje. Sam wzbudnik powinien być dostosowany do współpracy z układem zdalnego i automatycznego sterowania i odporny na eksploatację ciągłą w długich okresach czasu.

Ważnym zastosowaniem wzbudników elektrodynamicznych są badania charakterystyk rezonansowych i postaci drgań własnych konstrukcji. Klasycznymi



8. Wzbudnik V 1006 firmy PYE-LING LTD
siła czynna 205 kG,
chłodzenie — powietrzne o przepływie wymuszonym,
ciężar 205 kG

przykładami obiektów poddawanych takim badaniom są: skrzydło samolotu, usterzenie ogonowe lub cały samolot. Przy wzbudzaniu bardziej złożonych postaci drgań własnych konieczne jest jednoczesne zastosowanie kilku wzbudników pracujących synchronicznie. Aby nie zniekształcić postaci drgań własnych badanej konstrukcji, wzbudniki stosowane w opisanych badaniach powinny cechować się małym oddziaływaniem na obiekt. W związku z możliwością wystąpienia rezonansów na częstotliwościach harmonicznych postulowany jest warunek czysto sinusoidalnego charakteru wzbudzonych drgań. Wzbudniki stosowane w tym przypadku powinny być przenośne i zapewniać możliwie łatwe dołączanie ich do różnych punktów



9. Wzbudnik C 210 firmy MB Electronics
siła czynna 13 000 kG,
chłodzenie olejowo-wodne,
ciężar 14 000 kG

obiektu. Ponadto zestaw do wzbudzenia drgań musi być przystosowany do współpracy kilku wzbudników z regulacją amplitudy i fazy drgań dla każdego wzbudnika indywidualnie, przy czym powinna istnieć możliwość zdalnej regulacji.

Przy spełnieniu szeregu specyficznych, podanych niżej warunków, wzbudniki mogą być traktowane jako źródła drgań wzorcowych i zastosowane do wzorcowania czujników. Zastosowanie to jest szczególnie przydatne dla czujników czynnych (np. elektrodynamicznych, piezoelektrycznych), które muszą być wzorcowane dynamicznie. Częstotliwość drgań narzucona jest przez zewnętrzny generator, zaś specjalne urządzenie optyczne (np. mikroskop) pozwala określić amplitudę przemieszczenia a następnie obliczyć wartości prędkości i przyspieszenia.

Przy generacji drgań wzorcowych należy zwrócić uwagę, aby drgania stołu były prawdziwie sinusoidalne, wolne od zakłóceń sieci oraz od obecności drgań o częstotliwościach harmonicznych. W opisanym przypadku ważne jest, aby ruch stołu zachodził jedynie wzdłuż osi wzbudnika, zaś sam stół był szczególnie sztywny (w każdym punkcie stołu muszą być drgania tej samej wielkości). Konstrukcja wzbudnika powinna zabezpieczać czujniki przed zakłóceniami elektromagnetycznymi i termicznymi, będącymi wynikiem zjawisk zachodzących we wzbudniku.

Warto dodać, że wzbudniki elektrodynamiczne umożliwiają zdejmowanie charakterystyk amplitudowo-częstotliwościowych elementów mechanicznych oraz pomiary impedancji mechanicznej, co ma ważne znaczenie dla prac badawczych.

Opisane wyżej zastosowania wzbudników do badań dynamicznych spowodowały rozpowszechnienie tych urządzeń w przemyśle lotniczym, motoryzacyjnym, budowy maszyn, budowlanym. Należy jednak podkreślić, że ilość dziedzin zainteresowanych omawianą tematyką wciąż wzrasta. Przykładowo można wymienić: zastosowanie wzbudników przy badaniu jakości dróg, wykorzystanie wzbudników w przemyśle chemicznym i biochemicznym, badanie wpływu drgań na żywe tkanki, żywe organizmy i inne.

Decydujące znaczenie dla budowy wzbudnika ma wielkość siły czynnej, którą wzbudnik ma generować. Wzbudniki małe (siła czynna od pojedynczych kG do kilkunastu kG) mają na ogół magnesy stałe, zaś cewka ruchoma nawinięta jest na metalowym karkasie. Wzbudniki większe mają wzbudzenie elektromagnetyczne i cewkę ruchomą bez karkasu. Dla wzbudników o sile czynnej powyżej kilkudziesięciu kG stosowane jest chłodzenie powietrzne o przepływie wymuszonym. Wzbudniki bardzo duże (siła czynna dochodząca do kilkudziesięciu tysięcy kG) mają na ogół złożony obwód magnetyczny oraz chłodzenie wodne lub olejowe.

Wśród firm szczególnie zaawansowanych w opisywanej dziedzinie należy wymienić: PYE-LING LTD, Goodmans Industries, MB-Electronics. Rozpowszechnione są także wyroby GRW-Teltow z NRD. Na rys. 8 i 9 przedstawione są dla ilustracji wzbudniki firmy PYE-LING LTD i MB-Electronics.

W Polsce tematyką wzbudników elektrodynamicznych zajmuje się m.in. Instytut Lotnictwa. W Instytucie Lotnictwa opracowane zostały m.in. wzbudniki o sile czynnej 2 kG i 6 kG wraz z wyposażeniem (generator, wzmacniacz mocy, zestaw optyczny do skalowania czujników). Obecnie opracowywany jest wzbudnik o sile czynnej 200 kG, pracujący w zestawie, którego układ blokowy był pokazany na rys. 6. Pełne zautomatyzowanie obsługi zestawu powinno uczynić z niego łatwe w zastosowaniu i wszechstronne narzędzie w badaniach dynamicznych.

Literatura

1. Harris Cyril M., Crede Charles E.: „Shock and Vibration Handbook”. Mc Graw-Hill Book Co, 1961.
2. Broch Jens T.: „Vibration Testing of Components”, Brüel & Kjaer Technical Review, No 2, 1958.
3. Broch Jens T.: „Vibration Exciter Characteristics” Brüel & Kjaer Technical Review, No 3, 1961.
4. Lewis R. C.: „Test Techniques Using Electro-Dynamic Shakers”, Product Engineering Jan., 1951, str. 142—147.
5. „Vibration Testing as a Production Aid”, przedruk z Process Control and Automation Jan., 1956.
6. Moore H.: „Vibration Generators, Ancillary Equipment and Applications”. Journal of the British Institution of Radio Engineers, 1953.

KRONIKA

Z okazji ostatniego Krajowego Zjazdu APRL warto zwrócić uwagę na ogromny zasięg działania tej organizacji wyższej użyteczności publicznej. Obejmuje ona 36 aeroklubów regionalnych, Centrum Szybowcowe w Lesznie Wlkp., Wycieczną Szkołę Szybowcową w Zarze, Lotnicze Zakłady Naprawcze w Warszawie, Przedsiębiorstwo Usług i Produkcji Ubocznej (oddziały LZUG w Warszawie i trzy terenowe oraz Wytwórnia Prefabrykatów Modelarskich w Krośnie), Centralną Składnicę Materiałów Technicznych w Krośnie i wreszcie Główny Ośrodek Badań Lotniczo-Lekarskich we Wrocławiu.

Przy APRL działa Klub Seniorów Lotnictwa.

Aeroklub PRL skupia blisko 140 tys. członków, w liczbie tej 75 tys. stanowią

członkowie popierający. W roku 1966 piloci aeroklubów zdobyli 107 srebrnych odznak szybowcowych, 39 złotych oraz 12 diamentowych.

Zarząd Główny APRL uznał, że najlepsze w działalności szybowcowej są aerokluby:

Pomorski, Ostrowski i Białostocki
a w działalności samolotowej:
śląski, Pomorski i Świdnicki.

● Główny Inspektor Lotnictwa gen. J. Raczkowski przebywał ostatnio w Paryżu z okazji 27 Międzynarodowego Salonu Lotniczego i Astronautycznego. General został zaproszony na Salon przez przewodniczącego Unii Syndykalnej Przemysłowców Lotniczych i Przestrzeni Kosmicznej R. Bluma. Gen. Raczkowskiego przyjął minister francuskich sił zbrojnych Pierre Messmer.

● Oficerowie i podchorążowie polskich szkół lotniczych na czele z płk. pil. J. Kowalskim, komendantem dęblńskiej „Szkoły Orłat” im. J. Krasickiego oraz płk. dypl. K. Bureczakiem, komendantem Technicznej Oficerskiej Szkoły Wojsk Lotniczych im. W. Wróblewskiego —

złożyli rewizję w oficerskiej szkole lotniczej w Salon de Provence we Francji. Kierownikiem 128-osobowej delegacji — bawiacej we Francji przez tydzień — był gen. brg. nawig. Wł. Jagiello. Przedstawiciele francuskiej szkoły lotniczej gościli w Polsce w roku ubiegłym.

● Zarząd Główny APRL na swym czerwcowym, plenarnym posiedzeniu powołał — na okres 2-letniej kadencji — nowe komisje specjalistyczne. Podajemy nazwiska ich przewodniczących i sekretarzy (kolejno). Komisja Modelarska: mgr inż. Z. Franaszczuk (Gdańsk) i E. Osinski (W-wa). Komisja Szybowcowa: mgr. inż. J. Bojanowski (W-wa) i mgr. J. Adamek (W-wa). Komisja Samolotowa: inż. J. Zwierzynski (W-wa). Komisja Balonowa: inż. Z. Burzynski (W-wa) i A. Burzynska (W-wa).

● W czerwcu nad łódzkiem goławskim — odbyły się II Warszawskie Zawody Szybowcowe o puchar redakcji „Życie Warszawy”. Do zawodów wystartowało 15 pilotów szybowcowych. Ży-

(cd. na str. 23)

Nowości Techniczne

SAMOLOT PASAŻERSKI PIONOWEGO STARTU VC400

W ostatnich latach nastąpił w komunikacji lotniczej — zarówno amerykańskiej, jak i zachodnioeuropejskiej — znaczny wzrost ilości przewiezionych pasażerów, gdyż ogólny rozwój gospodarczy i decentralizacja przemysłu stwarzają korzystne warunki do włączania coraz to nowych miejscowości do sieci linii lotniczych. Jednak w wielu przypadkach wysokie koszty i nie sprzyjające warunki terenowe utrudniają budowę większych lotnisk. Tego rodzaju trudności występują również w stale roz-



wijającym się ruchu turystycznym. Szereg nowo powstających miejscowości wypoczynkowych nie można włączyć z powodu braku lotnisk do sieci regularnych lub czarterowych linii lotniczych. Dotychczas z małych lotnisk mogą korzystać tylko śmigłowce. Jednak ich mała prędkość, ograniczony udźwig i stosunkowo mała trwałość wirnika nośnego sprawiają, że na regularnych trasach są one nieekonomiczne. Stąd wynika konieczność budowy pasażerskiego samolotu, który mógłby nie tylko pionowo startować, lecz również przewozić z dużą prędkością znaczny ładunek.

Wymagania te spełnia wspomniany już w „Nowościach” projekt niemieckich zakładów Vereinigte Flugtechnische Werke — VC400. Wstępne

studia nad tym samolotem rozpoczęto w latach 1963—64, opierając się przy wyborze jego układu na następujących założeniach:

— możliwość pionowego startu i lądowania na bardzo małych lotniskach,

— małe obciążenie strumieni nośnych, tak aby nie powodowały one zniszczeń nie utwardzonej nawierzchni lotniska, mogących stać się przyczyną uszkodzeń samolotu,

— niski poziom hałasu, który nie powinien przekraczać poziomu hałasu konwencjonalnych samolotów z turbinowymi silnikami śmigłowymi,

— duża prędkość przelotowa i duży udźwig,

— małe zużycie paliwa (chodzi o to, aby długie okresy zawisu nie ograniczały w znaczący sposób zasięgu),

— prosta obsługa wynikająca z prostej konstrukcji samolotu,

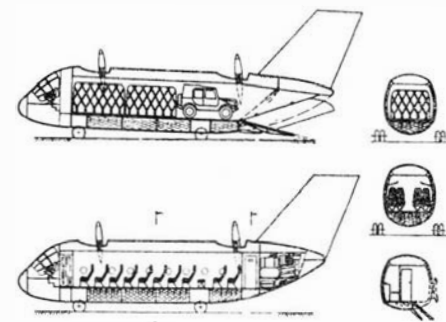
— wyważenie w wymaganym zakresie wędrowki środka ciężkości bez konieczności znaczącego zwiększania obciążenia poszczególnych silników.

Za najkorzystniejszy uznano układ z czterema turbinowymi silnikami śmigłowymi zamocowanymi na końcach przechyłnych skrzydeł umieszczonych jedno za drugim na górze kadłuba. Układ taki umożliwia wyważenie samolotu bez potrzeby stosowania dodatkowych organów sterujących, przy czym stosunkowo duże momenty można uzyskać kosztem niewielkiej straty mocy. Pozwala poza tym na zastosowanie śmigieł o dużej średnicy, które dzięki małej prędkości strumienia zaśmigłowego powodują małą erozję nawierzchni lotniska i wytwarzają mały hałas.

Wybór śmigieł do samolotu VTOL musi być oparty na rozsądnym kompromisie między dwoma skrajnymi wymaganiami: wymaganiami dużego ciągu startowego (który może za-

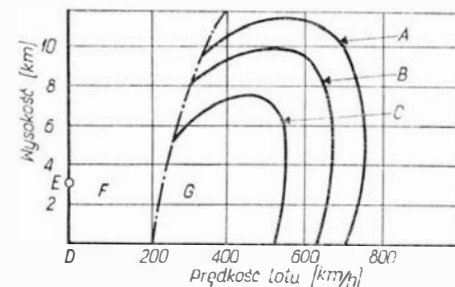
pewnić śmigło o dużej średnicy i małej prędkości obrotowej) i wymaganiami dużej sprawności przy dużej prędkości lotu. Wynika stąd, że średnicę i prędkość obrotową śmigieł do samolotu VTOL określa ciężar startowy samolotu i jego prędkość maksymalna. W przypadku samolotu VC400 średnica śmigieł wynosi 7 m, a ich prędkość obrotowa 745 obr./min.

Łączący między sobą śmigła układ wałów zapewnia jednakową prędkość śmigieł i służy do przekazywania mocy między silnikami przy nierównomiernym obciążeniu poszcze-



3

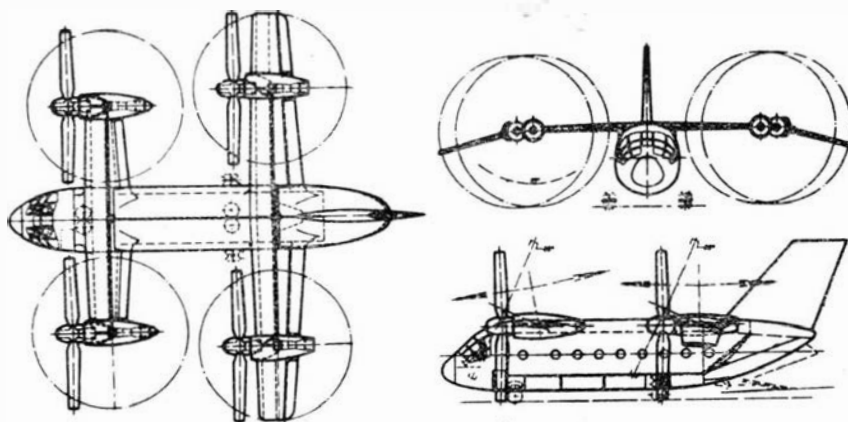
gólnych śmigieł. Nierównomierność obciążenia powstaje wskutek zmian położenia środka ciężkości, przesunięcia punktu wyporu przy przejściach, różnicowego sterowania śmigłami i uszkodzenia jednego z silników. Strata ciągu wskutek uszkodzenia jednego silnika wynosi 17%,



4

w związku z czym bezpieczny ciężar startowy przy pionowym starcie jest o 17% mniejszy od maksymalnego łącznego ciągu. Wały łączące mają prędkość obrotową 8000 obr./min i są zaopatrzone w elastyczne membranowe sprzęgła z kulowymi przegubami.

Do napędu samolotu są przewidziane cztery silniki General Electric T64-GE-12 o mocy startowej 3745 KM i mocy trwałej 3275 KM. Każdy silnik ma dwustopniową przekładnię obiegową o przełożeniu 20,97:1, przy czym jeden stopień jest zabudowany



na silniku i połączony krótkim wałem z drugim stopniem napędzającym bezpośrednio śmigło. Stopień zabudowany na silniku jest zaopatrzony w wolne koło, które samoczynnie wyłącza z pracy uszkodzony silnik. Wały poprzeczne wiążące ze sobą poszczególne silniki są napędzane przez wały łączące oba stopnie przekładni obiegowych. Silniki są sterowane wspólną dźwignią.

Skrzydła są wyposażone w szczelinowe klapy, które służą również jako lotki; przednie skrzydło ma poza tym skrzela. Zmiana kąta ustawienia skrzydeł odbywa się za pomocą hydraulicznych siłowników. Zakres zmian kąta ustawienia wynosi od 2° do 90°.

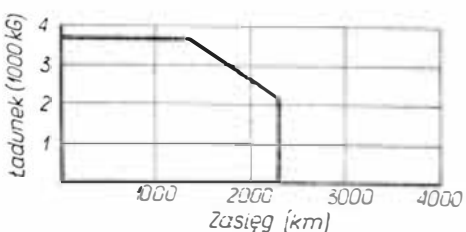
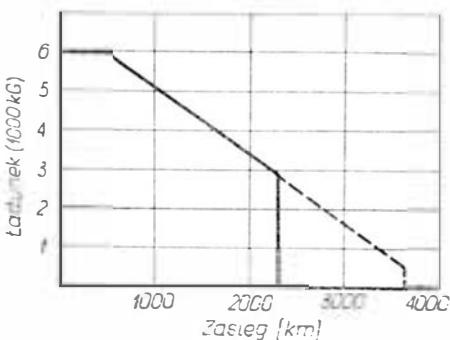
W górnej części kadłuba znajdują się łożyska skrzydeł, podłużne wały układu napędowego i popychacze układu sterowniczego, w dolnej części — zbiorniki paliwowe i podwozie. Kabina pilotów i pomieszczenie użytkowe są klimatyzowane. Kadłub wersji towarowej ma większy przekrój poprzeczny niż bardziej smukły kadłub wersji pasażerskiej (rys. 3).

Przeprowadzone przez Vereinigte Flugtechnische Werke badania rynku wykazują, że samolot transportowy pionowego startu na średnie i krótkie trasy może odegrać decydującą rolę w rozwoju lotnictwa komunikacyjnego.

Dane samolotu

Długość	18,85 m
Rozpiętość	19,00 m
Wysokość	7,39 m
Powierzchnia przedniego skrzydła	20 m ²
Powierzchnia tylnego skrzydła	40 m ²
Obciążenie powierzchni nośnej	340 kG/m ²
Obciążenie powierzchni śmigieł	133 kG/m ²
Obciążenie mocy	0,73 KM/kG

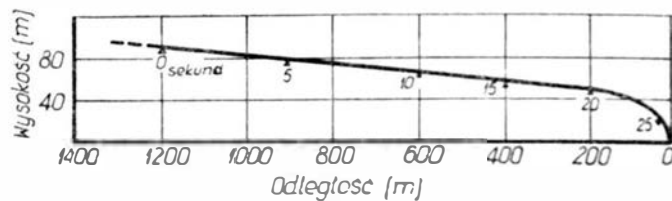
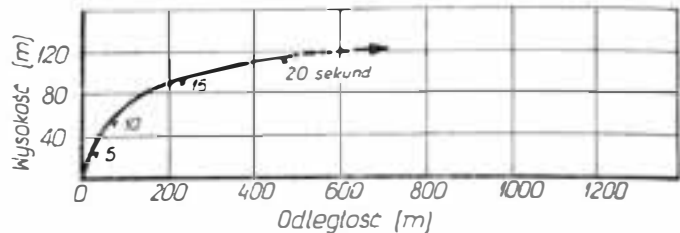
	wersja towarowa	wersja pasażerska
Ciężar własny	13 100 kG	13 800 kG
Ciężar handlowy	6000 kG	3800 kG



Ciężar paliwa	4600 kG	4600 kG
Ciężar przy pionowym starcie	20 500 kG	
Dopuszczalny ciężar startowy	22 500 kG	
Prędkość maksymalna	800 km/h	

Rysunek 4 przedstawia zakresy lotu przy średnim ciężarze 19 000 kG, przy

wej (wykres górny) i w wersji pasażerskiej z 40 pasażerami (wykres dolny) w zależności od ciężaru handlowego przy ciężarze startowym 20 500 kG, przy uwzględnieniu 4 minut pracy silników przy mocy startowej, przy optymalnym ze względu na zużycie paliwa wznoszeniu, przy średniej prędkości przelotowej 550



czym A — zakres lotu z 4 silnikami pracującymi; B — zakres lotu z 3 silnikami pracującymi; C — zakres lotu z 2 silnikami pracującymi; D — pionowy start; E — zawis; F — zakres przejść; G — zakres lotu aerodynamicznego.

Na rysunku 5 pokazano wykresy zasięgu samolotu w wersji towaro-

km/h na wysokości 9 km i przy pozostawieniu 10% rezerwy paliwa.

Rysunek 6 przedstawia profile pionowego startu i przejścia przy ciężarze 20 500 kG oraz profil przejścia i pionowego lądowania przy ciężarze 19 000 kG. Czas t podano w sekundach.

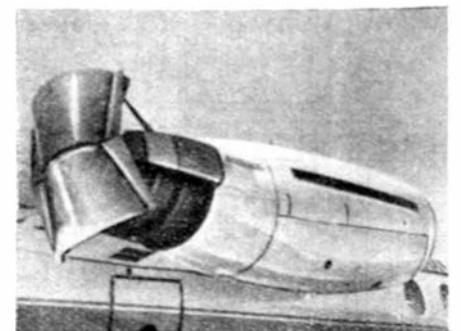
W.K.

NOWE ODRZUTOWE SAMOLOTY PASAŻERSKIE NA KRÓTKIE TRASY

Jakkolwiek w dalszym ciągu poddaje się w wątpliwość celowość budowy małych odrzutowych samolotów pasażerskich na krótkie trasy, przeciwstawiając im samoloty śmigłowe — głównie dzięki większym możliwościom zapewnienia właściwości krótkiego startu i lądowania — szereg wytwórni lotniczych interesuje się tego typu samolotami. Wystarczy tu przypomnieć samoloty VFW 614, Lear Liner Model 40, Marcel Dassault „Mystere” 30 i JAK 40.



stream” 1. Opracowano dwie wersje tego samolotu: służbową i pasażerską. Kabina wersji służbowej jest



Pewien wpływ na projekty tych samolotów wywierają samoloty służbowe, w których przeważa napęd odrzutowy (wynika to z faktu, że w przypadku samolotów służbowych przeznaczonych na długie trasy decydujące znaczenie ma prędkość przelotu). Przykładem tego może być zbudowany ostatnio Grumman G-1159 „Gulfstream” 2, wywodzący się z samolotu śmigłowego „Gulf-

przewidziana na 10—19 osób, wersji pasażerskiej — na 30 osób. Do napędu zastosowano dwa silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce R.B.163-25 „Spey” o ciągu 5170 kG. Charakterystyczna jest ich zabudowa, mająca na celu uniknięcie przy dużych kątach natarcia „zacienienia” wlotów silnikowych. Silniki są wyposażone w odwracacze ciągu. Skrzydło jest umieszczone pod kadłubem — z uwagi na ciśnieniową kabinę — co stwarza pewne trudności związane ze wzrostem oporów aerodynamicznych. Przypuszcza się jednak, że w tym przypadku problem ten został rozwiązany pomyślnie. Z 10 pasażerami, 3-osobową załogą i 220 kG bagażu samolot może przebyć trasę 5570 km z prędkością odpowiadającą $Ma =$

$= 0,83$, przy przeciwnym wietrze o prędkości 160 km/h. Cena samolotu wynosi 2 300 000 dolarów.

Firma Hawker Siddeley zaprezentowała model pasażerskiego samolotu odrzutowego na 40 osób. Wykazuje on pewne cechy zaprojektowanego już wcześniej samolotu HS.136. Dotychczas nie podjęto jeszcze decyzji budowy samolotu, wiadomo jednak, że zostałyby on wyposażony w dwa trójwałowe silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce „Trent”. Nie ujawniono wymiarów samolotu, jednak wydaje się, że pole przekroju kadłuba jest w przybliżeniu takie samo jak w samolocie BAC 1-11.

W.K.

NOWY RODZAJ SKRZYDŁA SAMOLOTU LOCKHEED L-2000

W przeciwieństwie do projektantów samolotu „Concorde” projektanci firmy Lockheed wybrali do pasażerskiego samolotu naddźwiękowego L-2000 skrzydło o układzie podwójnej delty („double delta”). Uważają oni, że jest to najbardziej postępowy układ skrzydła o stałej geometrii. Wcześniej podobne skrzydło zostało zastosowane na samolocie Lockheed A-11 oraz SR-71 i YT-12.

kątnym obrysie: dużej, umieszczonej z tyłu, i małej, o dużym skosie, umieszczonej z przodu.

Tylna część skrzydła samolotu Lockheed L-2000, mająca powierzchnię ok. 800 m², wykazuje wyjątkowo korzystny stosunek wyporu do oporu, zapewniając dużą doskonałość aerodynamiczną w czasie przelotu. Przyczynia się ona również do utrzymania w kabinie pasażerskiej

eliminując potrzebę stosowania ustereżenia poziomego.

Specjaliści z firmy Lockheed twierdzą, że skrzydło o układzie podwójnej delty pozwala na zabezpieczenie samolotu przed przeciągnięciem w stopniu dotychczas nie spotykanym. Wynika to z działania przedniej części skrzydła i wpływu zjawiska zwanego przepływem wirowym. Normalnie przy małej prędkości lotu — lub przy dużych kątach natarcia — tworzy się na skrzydle warstwa „martwego” powietrza ograniczająca siłę nośną i skuteczność sterów. W przypadku opisywanego skrzydła wirowy ruch powietrza przeciwdziała tworzeniu się tej warstwy. Z dolnej powierzchni przedniej części skrzydła powietrze w sposób ciągły przepływa poprzecznie na górną powierzchnię skrzydła. Nawet przy stosunkowo małych prędkościach lotu i nienormalnie dużych kątach natarcia strumień powietrza nie odrywa się od górnej powierzchni skrzydła. Spowodowanie przeciągnięcia samolotu kosztowałoby pilota dużo wysiłku.

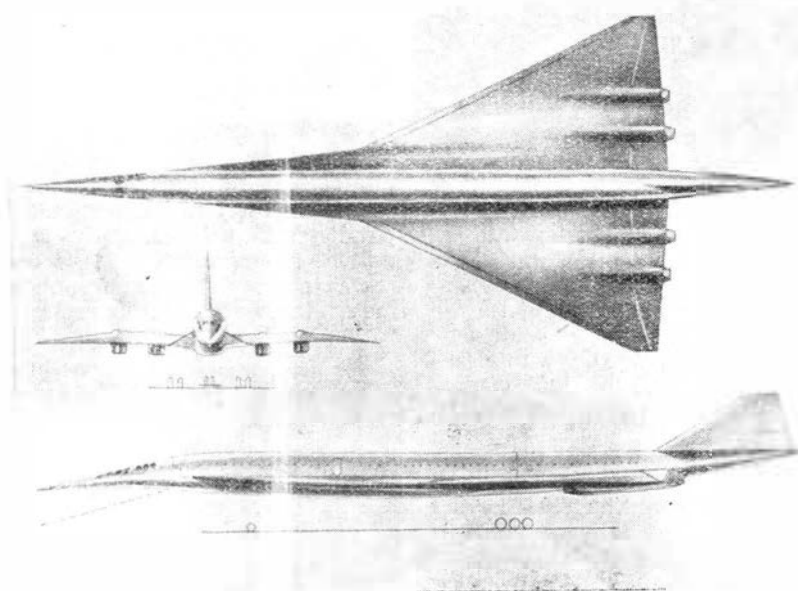
Bardzo istotną zaletą skrzydła o układzie podwójnej delty jest samoczynne wyważenie sił i momentów aerodynamicznych w całym zakresie warunków lotu. Dzieje się tak dlatego, że w zależności od warunków lotu zmienia się stosunek siły nośnej wytwarzanej przez przednią i tylną część skrzydła — np. w chwili przekraczania przez samolot prędkości dźwięku siła nośna na przedniej części skrzydła wzrasta — co daje w wyniku samoczynne sterowanie wędrowką środka wyporu zarówno w zakresie prędkości poddźwiękowych, jak i naddźwiękowych. Po osiągnięciu przez samolot naddźwiękowej prędkości przelotowej wyważenie jest tak dobre, że stery wysokości mogą znajdować się w położeniu neutralnym zapewniając minimum oporu.

Przy lądowaniu kształt skrzydła powoduje powstanie pod nim poduszki powietrznej, która umożliwia łagodne osadzenie samolotu na pasie. Na wysokości 30 m pilot bardzo łatwo może utrzymać położenie samolotu, przy czym poduszka powietrzna wywołuje wzrost siły nośnej. W związku z faktem istnienia poduszki powietrznej nie zastosowano klap na krawędzi spływu skrzydła samolotu L-2000, zaopatrując go tylko w sloty na krawędzi natarcia.

Jak widać z powyższego stałe skrzydło samolotu L-2000 zapewnia w sposób prosty i sprawny, bez potrzeby stosowania skomplikowanych urządzeń dodatkowych, zmienną aerodynamikę samolotu, która w sposób samoczynny dostosowuje się do różnych warunków lotu.

Wszystkie opisane właściwości skrzydła o kształcie podwójnej delty zostały zbadane na samolocie Lockheed A-11 ($Ma = 3,3$), który jest uważany za prototyp amerykańskiego pasażerskiego samolotu naddźwiękowego.

W.K.



Na ogół samoloty buduje się według tradycyjnej zasady przystosowywania ich do prędkości maksymalnych lub przelotowych, przy czym zadowalające własności przy małych prędkościach lotu uzyskiwano stosując skomplikowaną mechanizację skrzydła. Skrzydło o układzie podwójnej delty zapewnia w sposób samoczynny dobre własności lotne zarówno w zakresie dużych, jak i małych prędkości lotu bez dodatkowych skomplikowanych urządzeń. Skrzydło to stanowi kombinację dwóch powierzchni o trój-

niskiego poziomu hałasu, umożliwiając zamocowanie silników za kabiną i stanowiąc równocześnie osłonę przed hałasem. Dzięki małej przedniej części skrzydła samolot L-2000 zyskuje korzystne charakterystyki zarówno w zakresie poddźwiękowych, jak i naddźwiękowych prędkości lotu. Przy małych prędkościach lotu współpracuje ona z tylną częścią wytwarzając dużą siłę nośną i zapewniając duży zapas sterowności. Przy dużych prędkościach lotu przednia część skrzydła przyczynia się do wyważenia samolotu

WOJSKOWA WERSJA SAMOLOTU „KING AIR”

Firma Beech rozwinęła z samolotu „King Air” wersję wojskową NU-8F uzyskując od ministerstwa sił lądowych zamówienie w wysokości 9 800 000 dolarów. Obejmuje ono dostawę 48 samolotów od czerwca 1967 r. (10 sztuk miesięcznie), opcję na dalszych 40 oraz szkolenie pilo-



tów i mechaników. Napęd stanowią dwa silniki turbinowe United Aircraft Corp. PT6A-20 o mocy ok. 500 KM. Jako przyfrontowy transportowiec samolot NU-8F może przewozić 10 żołnierzy z pełnym uzbrojeniem. Promień działania wynosi 550 kilometrów.

W.K.

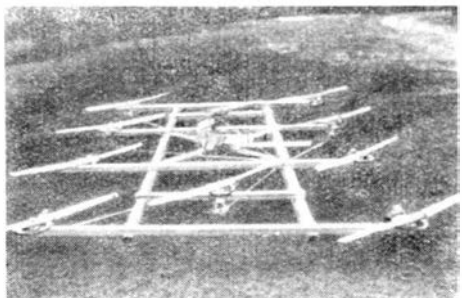
NOWA WERSJA SAMOLOTU „TRIDENT”

Firma Hawker Siddeley przedstawiła — na razie w formie modelu — nową wersję trzysilnikowego samolotu pasażerskiego „Trident”, która nosi oznaczenie „Trident” 3 i będzie eksploatowana na trasach o dużej częstotliwości i o długości powyżej 1600 km. Latając na tych trasach samolot będzie przewoził 146 pasażerów. Do napędu będą zastosowane silniki Rolls-Royce „Spey” 25 o ciągu 5410 kG.

W.K.

„LATAJĄCY DYWAN” — NOWY RÓDZAJ POJAZDU POWIETRZNEGO

Firma Bensen Aircraft Corp. zbudowała pojazd B-12 „Magic Carpet”, który ma znaleźć zastosowanie do celów gospodarczych. Pojazd ten typu latającej platformy jest wyposażony



w 10 jednocylindrowych silników dwusuwowych, z których każdy napędza jeden wirnik o średnicy 2,13 m. W czasie prób osiągnięto wy-



sokość zawisu 6 m i prędkość 72 km/h w każdym kierunku. Mimo uszkodzenia jednego z silników pojazd pozostaje zdolny do lotu. Mając udźwig 160 kG pojazd może przewozić środki do zwalczania szkodników, ciekły nawóz i mniejsze zwierzęta. Platforma została dopuszczona do lotów w kategorii doświadczalnej.

W.K.

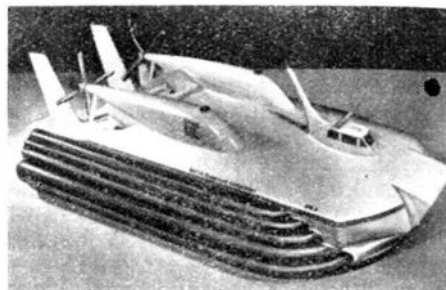
POJAZD DO LĄDOWANIA NA KSIĘŻYCU LEM

Jak już pisano w „Nowościach”, dwóch członków załogi statku „Apollo” wylądował na Księżycu posługując się transportowanym przez ten statek pojazdem LEM (Lunar Excursion Module). Jest to pierwszy amerykański załogowy pojazd kosmiczny, który ma operować wyłącznie w warunkach przestrzeni kosmicznej, w związku z czym przy jego projektowaniu nie brano pod uwagę względów aerodynamicznych. Ponieważ lądowanie ma się odbywać nie przy użyciu spadochronu, lecz silnika raketowego, elementy amortyzujące zostały skonstruowane w zupełnie nowy sposób. Podobnie jednak jak w przypadku innych pojazdów kosmicznych przy budowie pojazdu LEM zastosowano zasadę odrzucania w czasie wykonywania zadania niepotrzebnych już części. Zgodnie z tą zasadą pojazd składa się z dwóch części: z części do lądowania i części startowej. Podczas gdy pierwsza służy do wyhamowania pojazdu i miękkiego osadzenia go na Księżycu, druga ma umożliwić start astronautów z Księżyca i powrót na orbitę księżycową, po której krąży statek „Apollo”, pozostając następnie na tej orbicie.

W grupie do lądowania, która na Księżycu służy jako platforma startowa grupy startowej (załogowej), znajduje się silnik hamujący na ciekły środek napędowy, zbiorniki paliwa, tlenu, wody i helu oraz przyrządy naukowe do przeprowadzania badań na Księżycu. Grupa wyposażona jest w podwozie składające się z czterech teleskopowych goleni. W celu amortyzowania uderzenia golenie zawierają wypełniacz ulowy, który ulega deformacji; również umieszczone na końcach goleni talerze wypełnione są tym materiałem. Na konstrukcję grupy do lądowania zastosowano stop aluminium, przy

PODUSZKOWIEC BH.8

Firma British Hovercraft Corp. opracowała model poduszkowca BH.8, który ma być zbudowany w ciągu następnych pięciu lat. Wersja cywilna poduszkowca będzie mieć cię-



żar 80 000 kG i będzie osiągać prędkość 150 km/h. Typowy ładunek ma składać się z 14 samochodów i 110 pasażerów.

W.K.

czym, aby zmniejszyć ciężar, blachy pokrycia poddano chemicznemu frezowaniu. Silnik hamujący jest zamocowany przegubowo, a jego ciąg można zmieniać od 480 do 4760 kG przez zmianę przekroju wtryskiwaczy. Do tłoczenia paliwa ze zbiornika zastosowano ciekły hel. Jako źródło energii elektrycznej służą cztery akumulatory srebrowo-cynkowe o pojemności 400 Ah i napięciu 28 V; każdy z nich waży 63,5 kG.

W grupie startowej znajduje się pomieszczenie dla dwu astronautów, silnik startowy na ciekły środek napędowy, silniki sterujące, zbiornik paliwa i urządzenia służące do kierowania łącznie z podwójnym systemem sterowania. Silnik startowy o



ciągu 1590 kG służy również do korygowania toru startowego. Źródło prądu stanowią dwa akumulatory srebrowo-cynkowe o pojemności 300 Ah, napięciu 28 V i ciężarze 59 kG. Konstrukcja grupy startowej składa się z zewnętrznego pokrycia i warstwy izolacyjnej o grubości 5 cm. Jako materiał zastosowano stop aluminium. Poszczególne elementy konstrukcji są ze sobą zgrzewane. Cylindryczne pomieszczenie załogi ma średnicę 2,34 m i objętość użytkową 5,4 m³. Panuje w nim ciśnienie 0,42 kG/cm² i temperatura 24 °C. Atmosferę stanowi czysty tlen. W ce-

lu zaoszczędzenia ciężaru i miejsca zdecydowano się na stojącą pozycję astronautów. Jak wykazały badania, człowiek może znieść przyspieszenia o kierunku głowa-nogi (lub odwrotnym) wynoszące 8 g. Przy lądowaniu na Księżycu w pojeździe LEM przyspieszenia te nie przekroczą 4÷5 g. Po pomiarze przyspieszeń również w innych kierunkach stwierdzono, że do zabezpieczenia astronautów wystarczy prosta uprząż. Mocuje ona astronautów do podłogi ze stałą siłą 9 kG. Podłoga jest poza tym wyłożona matami Velcro, które zapewniają dużą przyczepność w stanie nieważkości. Uchwyty do rąk i podpórki pod łokcie ustalają górną część ciała. W czasie wykonywania niektórych zadań astronauta będą mogli zdejmować hełmy i rękawice. W kabinie astronautów zastosowano dwa płaskie (aby uniknąć zniekształceń) trójkątne okna o powierzchni 0,186 m² każde, umieszczone na powierzchni o kształcie w przybliżeniu sferycznym (ze względów wytrzymałościowych) z szeregiem powierzchni płaskich. Okna składają się z dwóch oddzielonych od siebie szyb, między którymi panują warunki przestrzeni kosmicznej. Zewnętrzna szyba jest wykonana ze szkła Vycor, odpornego na temperaturę i promieniowanie, wewnętrzna — ze

szkła Chemcor, odpornego na ciśnienie.

W związku z nagrzewaniem elementów pojazdu przez gazy wylotowe silników sterujących izolację cieplną w odpowiednich miejscach wzmocniono za pomocą mat i folii metalowej.

Średnica całego pojazdu mierzona po przekątnej podwozia (rozłożonego) wynosi 9,1 m, wysokość — 5,9 m, ciężar w czasie startu z Ziemi — 15 900 kG.

W czasie pierwszej próby pojazd LEM, całkowicie wyposażony, lecz bez załogi, oraz makiet statku „Apollo” zostaną wystrzelone za pomocą rakiety „Uprated Saturn” 1 na orbitę ziemską. Celem próby będzie sprawdzenie działania napędu grupy lądującej i startowej oraz system sterowania. W czasie drugiej próby przeprowadzi się manewry spotkaniowe i połączeniowe oraz sprawdzi warunki życiowe w pomieszczeniu załogi. Z powodu ograniczonych możliwości nośnych rakiety „Uprated Saturn” 1 oba pojazdy zabiorą tylko niewielkie ilości paliwa. Natomiast podczas trzeciej próby, która odbędzie się przy użyciu rakiety „Saturn” 5, pojazdy zabiorą pełny ładunek paliwa.

W.K.

NOWE SZCZEGÓŁY NA TEMAT SILNIKÓW DO AMERYKAŃSKIEGO NADDŹWIĘKOWEGO SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO

Jak wiadomo, w konkursie na silnik do amerykańskiego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego biorą obecnie udział dwie firmy: General Electric i Pratt and Whitney. Trzecia firma, Allison, zmuszona była wycofać swój projekt. Firmy General Electric i Pratt and Whitney reprezentują w dziedzinie silników do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego dwie przeciwstawne koncepcje: pierwsza firma oferuje silnik jednaprzepływowy, druga — silnik dwuprzepływowy.

Firma General Electric przyjęła za podstawę projektu silnika studia nad napędami naddźwiękowych samolotów pasażerskich, które rozpoczęte zostały w 1958 r. i które obejmowały zarówno silniki jednaprze-

plywowe jak i dwuprzepływowe z spalaniem i bez spalania w zewnętrznym strumieniu. Studia te wykazały, że w zastosowaniu do naddźwiękowych samolotów pasażerskich o prędkości Ma = 2,7—3,0 najkorzystniejszy jest silnik jednaprzepływowy z dopalaniem. Budując silnik GE4 projektanci wykorzystali doświadczenia uzyskane dzięki silnikom J79 (do prędkości lotu powyżej Ma = 2) i J93 (do prędkości lotu Ma = 3). Stwierdzono, że silnik jednaprzepływowy z dopalaniem i z przestawialnymi łopatkami kierowniczymi sprężarki jest w stanie dostosowywać się do zmieniających się w szerokim zakresie warunków w kanale wlotowym — w zależności od prędkości i wysokości lotu,

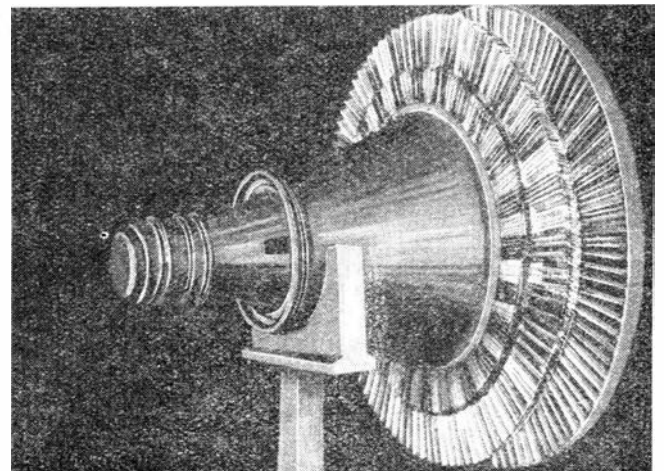
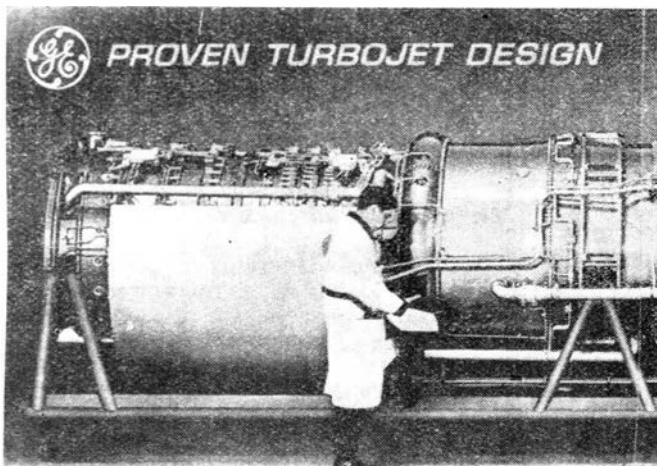
kąta natarcia samolotu i stopnia burzliwości atmosfery — wykazując przy tym mniejszą wrażliwość na zaburzenia w kanale wlotowym niż silniki dwuprzepływowe.

Silnik GE4 ma 9-stopniową sprężarkę z przestawialnymi łopatkami kierowniczymi prawie wszystkich stopni, pierścieniową komorę spalania, 2-stopniową turbinę i przestawialną zbieżno-rozbieżną dyszę wylotową, stanowiącą integralną całość z odwracaczem ciągu. Dzięki udoskonalonemu systemowi chłodzenia łopatek turbiny można było zastosować wysoką temperaturę przed turbiną, co w przypadku silników do samolotów naddźwiękowych ma bardzo istotne znaczenie. Temperatura samych łopatek jest umiarkowana i nie wykazuje dużych gradientów, wpływających bardzo niekorzystnie na trwałość turbiny. Stopień dopalania jest regulowany w sposób ciągły w całym zakresie pracy dopalacza. Pewny i stateczny przebieg zapłonu paliwa w dopalaczu zapewnia wysoka temperatura za turbiną. Do badania dopalacza zastosowano specjalne stoisko wyposażone w dwa silniki J79, które służyły jako wytwornica gazów, o regulowanym wydatku i temperaturze, zasilających dopalacz silnika GE4.

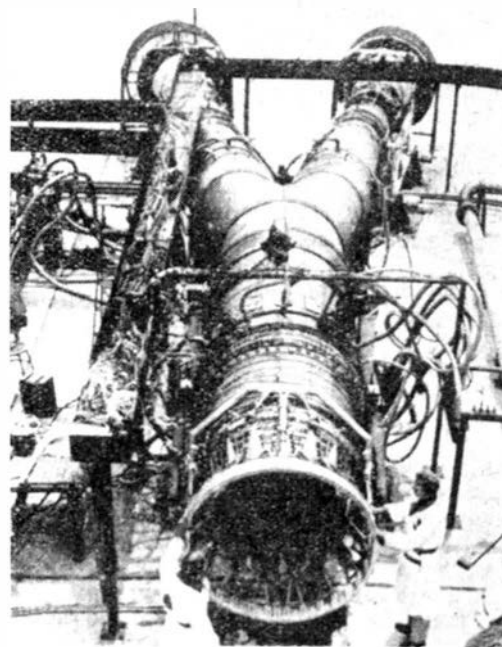
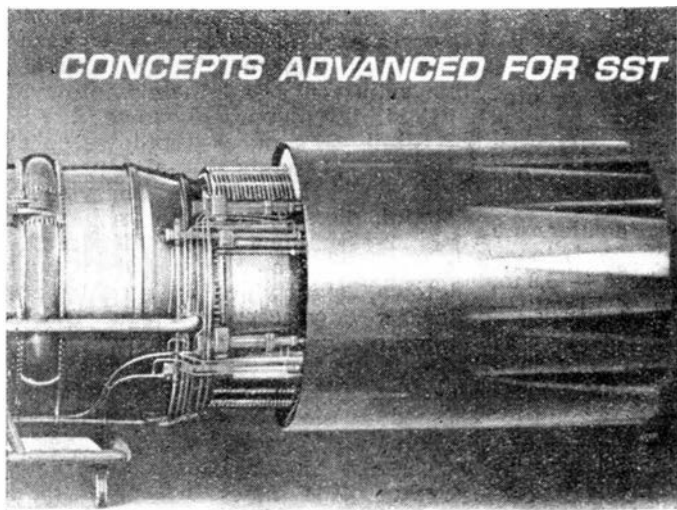
Przy projektowaniu silnika postawiono sobie za cel zwiększenie — przez stosowanie prostych rozwiązań konstrukcyjnych — niezawodności pracy silnika w porównaniu z obecnie użytkowymi silnikami pasażerskich samolotów poddźwiękowych. Konstrukcja silnika odznacza się poza tym postępowymi koncepcjami obsługi, opartymi na doświadczeniach eksploatacyjnych współczesnych silników.

Ciąg silnika GE4 wynosi 27 200 kG, długość 7,62 m, średnica 1,8 m. Ciąg ma być zwiększony w celu dostosowania silnika do samolotów o prędkości Ma = 3. Pierwsza próba silnika na stoisku odbyła się 18.07.66 r. w wytwórni w Evendale.

Nieco wcześniej, gdyż 31.03.66 r. rozpoczęto próby stoiskowe silnika Pratt and Whitney JTF17A. Silnik ten przypomina zastosowany na samolotach F-111 silnik TF30. Jego charakterystyczną cechą jest spalanie w zewnętrznym kanale, dające



CONCEPTS ADVANCED FOR SST



duży przyrost ciągu przy stosunkowo niedużym wzroście temperatury. Temperatura w komorze spalania w kanale zewnętrznym może być o 540 °C niższa od temperatury w dopalaczu. Dzięki niższej temperaturze, a tym samym mniejszej prędkości wypływu powietrza z kanału zewnętrznego uzyskuje się zmniejszenie poziomu hałasu o ok. 5 db w porównaniu z jedoprzepływowym silnikiem z dopalaniem. Poza tym komora spalania w kanale zewnętrznym wykazuje znacznie większą trwałość niż dopalacz. Krótka rura wylotowa silnika JTF-17A ma zmienny przekrój krytyczny i jest zaopatrzona w odwracacz ciągu. Zmiana przekroju wylotowego odbywa się za pomocą przesta-

wialnych klap, które są umieszczone w tylnej części gondoli silnikowej (nie na rurze wylotowej). Sterowanie klap odbywa się w sposób aerodynamiczny — ich ustawienie wynika z obciążenia silnika i prędkości lotu. W locie naddźwiękowym klapy są całkowicie otwarte, a w locie poddźwiękowym mniej lub bardziej przymknięte.

Silnik JTF17A rozwija ciąg 27 200 kG przy temperaturze przed turbi-

ną 1090 °C, ma wydatek powietrza 295 kG/sek przy stosunku wydatków 1,3 i ciężar 4535 kG. Zgodnie z warunkami konkursu próbom poddawane będą trzy silniki, które mają pracować 100 godz., z tego przynajmniej 5 godz. przy temperaturze za turbiną powyżej 670 °C, 5 godz. ze spalaniem w kanale zewnętrznym i 5 godz. w warunkach odpowiadających $Ma = 2,7$.

W.K.

SILNIK RAKIETOWY O CIĄGU 2270 TON

Jak już podawano w „Nowościach”, 23 lutego 1966 r. w amerykańskiej firmie Aerojet przeprowadzono stoiskową próbę doświadczalnego silnika raketowego SL-2 na stałym materiale pędny. Silnik ten o średnicy 6,6 m pracował przez 126 sek rozwijając ciąg 1600 ton. Celem eksperymentu było sprawdzenie możliwości wielokrotnego uruchamiania urządzenia, prawidłowości zastosowanej technologii oraz uzyskanie wstępnych informacji o kosztach produkcji seryjnych silników tego typu. Pomyślny przebieg doświadczenia potwierdził słuszność przyjętych założeń projektowych i obliczeń.

W charakterze materiału pędnego zastosowano akrylonitril, kwas akrylowy, polibutadien i sproszkowane aluminium. Prędkość spalania materiału pędnego wynosi 12,7 mm/sek, wydatek spalin 5440 kG/sek, a temperatura spalania 3000°C. Wewnętrzny przekrój kanału ładunku materiału pędnego ma postać listka koniczyny o ogólnej powierzchni spalania 322 m². Ciężar ładunku 762 tony. Pokrycie izolacyjne ważące 10 ton wykonane jest z gumy z wypełniaczem azbestowym i ma grubość od 7,6 do 114 mm. Cały silnik SL-2 ma długość 24,6 m, ciężar 930 ton i nominalny czas pracy 130 sek. Do zapłonu materiału pędnego używa się pomocniczego silni-

ka raketowego również na stały materiał pędny o ciągu 113 ton wytwarzającego strumień gorących gazów o długości około 30 m.

Korpus silnika głównego wykonany jest ze stali martenzytycznej (8% CO, 5% Mo, 18% Ni). Dysza o długości 6,2 m waży 16 ton, średnica przekroju krytycznego wynosi 1,8 m, średnica u wylotu 4,6 m. Wykonana jest ona również ze stali martenzytycznej i pokryta tworzywem sztucznym ulegającym zniszczeniu w czasie pracy silnika.

Silnik SL-2 jest ulepszoną wersją silnika SL-1, który we wrześniu 1965 roku przepracował 112 sekund rozwijając ciąg maksymalny 1630 ton i wykazując impuls całkowity 147 000 tonosekund, co odpowiada średniemu ciągowi 1320 ton. Silnik SL-1 również o średnicy 6,6 m różni się od silnika SL-2 innym urządzeniem zapalającym i mniejszą grubością warstwy izolacyjnej. W czasie prób SL-1 sprawdzono wytrzymałość kadłuba ze stali martenzytycznej oraz niezawodność pracy ładunku prochowego i pokrycia izolacyjnego.

Według informacji podanych przez NASA na lipiec 1967 roku zaplanowano próbę stoiskową trzeciego silnika z tej serii. Silnik ten o średnicy 6,6 m ma w czasie 80 sekund rozwinąć ciąg 2270 ton. W odróżnieniu od poprzednich modeli nowy sil-

nik ma być wyposażony w zmodyfikowaną dyszę, której przekrój krytyczny zostanie zwiększony z 1790 mm do 2080-2280 mm zgodnie z uzyskaną prędkością spalania. W związku z zastosowaniem nowej dyszy ulegnie zmianie tylna część kadłuba silnika. Ponadto przewiduje się zastosowanie uniwersalnego układu do regulacji wektora ciągu.

S.K.

HIPERSONICZNY SILNIK STRUMIENIOWY NA CIEKŁY WODÓR

Firma Garrett Corp. ma zaprojektować, zbudować i poddać próbom — w ramach umowy na 15 milionów dolarów — przeznaczony dla NASA hipersoniczny silnik strumieniowy z ciekłym wodorem jako paliwem, którego zakres prędkości lotu będzie wynosił od $Ma = 3$ do $Ma = 8$. Silnik będzie ważył 360 kG. Firma ma dostarczyć pierwszy silnik do prób w locie w ciągu 29 miesięcy od chwili zawarcia umowy. Próby w locie będą przeprowadzone na samolocie doświadczalnym X-15 No. 2. Zadanie budowy silnika powierzono firmie Garrett Corp. w oparciu o przeprowadzone przez nią 9-miesięczne studia wstępne w ramach konkursu, w którym brały udział również firmy General Electric i Marquardt.

W.K.

(cd. Kroniki)

bowcowym mistrzem Warszawy został student V roku Politechniki Warszawskiej T. Dunowski.

W maju padł nowy szybowcowy rekord Polski w przelocie otwartym z pasażerem. Rekordową trasę długości 724 km — startując z Leszna — przeleciał na „Bocianie” pilot z Gdańska K. Gorzkiewicz.

Pilot szybowcowy A. Witek wziął udział w szybowcowych mistrzostwach Danii jako jedyny zawodnik z zagranicy. Startując na „Foce” uzyskał piątą lokatę.

Aeroklub Jeleniogórski zorganizował ostatnio w Lubinie zawody spadochronowe z udziałem ekipy czechosłowackiej i węgierskiej. W klasyfikacji indywidualnej zwyciężył Czechosłowak Biza przed E. Ligockim; drużynowo zwyciężył Wrocław przed CSRS.

Nasze samoloty rolnicze typu AN. 2 będą opryskiwać tereny w ZRA i w Sudanie. Kontrakt na te prace został zawarty w wyniku wygranego przetargu, w którym oferty składały również Jugosławia, W. Brytania i USA.

Wszczęta została w kraju dyskusja, czy poduszki należy zaliczać do kategorii statków powietrznych (jak to przyjęto w Wielkiej Brytanii), czy do jednostek wodnych (jak to zdecydowano w Związku Radzieckim). Mgr inż. Moldenhaver — prekursor polskiego poduszki i autor fachowej książki — wyraża pogląd, że poduszki powinny podlegać przepisom lotniczym, podczas gdy mgr inż. Grzywaczewski z Instytutu Morskiego uważa, że sprzęt omawiany — to odmiana okrętu.

W ciągu 6 tygodni kwietnia i maja br. wystrzelono w rejonie Ustki 20 polskich rakiet meteorologicznych „Meteor 1”. Specjaliści z zakładu badań rakietowych i satelitarnych PIHM w Krakowie zakończyli nimi cykl badań wiatrów stratosferycznych.

Techniczne zaplecze PLL „Lot” (oraz PKP) było przedmiotem obrad Sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności. Posłowie postulowali usunięcie usterek i braków nie związanych z długofalowym lub kosztownym programem modernizacji. Zwracano też uwagę na konieczność intensywnego szkolenia personelu linii lotniczych.

PLL „Lot” otworzyły nową linię Warszawa—Shannon (Irlandia), którą obsługują raz na tydzień samoloty IŁ-18.

Linia ta tworzy dogodnie połączenie dla podróżnych przybywających z Ameryki przez Atlantyk do Polski i dalej do krajów wschodnio-południowo-europejskich. Jest to najdłuższa europejska trasa „Lotu”.

PLL „Lot” wprowadziły bezpośrednie połączenie pomiędzy Warszawą i Szczecinem. Dzięki temu czas przelotu skrócony został z 2 godz. 55 min do dwóch godzin. Loty odbywają się samolotami IŁ 14. Równocześnie z przylotami i odlotami samolotów zsynchronizowano komunikację autobusową, obsługującą Kamień Pomorski, Międzyzdroje i Świnoujście. Niezależnie od bezpośrednich połączeń, utrzymane są w dalszym ciągu loty z W-wy do Szczecina przez Poznań.

W związku ze znanymi przykładami doskonałej sprawności i opanowania wykazanymi przez kapitanów samolotów „Lotu” — minister Komunikacji P. Lewiński nadesłał na ręce dyr. J. Zwierzynskiego pismo gratulacyjne.

PLL „Lot” wprowadziły pokazowe loty nad miastami, które posiadają komunikację lotniczą. Kosz półgodzinnego lotu samolotem AN-24 lub IŁ-14 wynosi 70 zł. Bilety można nabywać w przedsprzedaży w kasach „Lot” lub — jak np. w Warszawie — w porcie komunikacji krajowej na Okęcu.

NOTATKI ZE ŚWIATA

Po raz pierwszy w historii lotnictwa dwa śmigłowce „Sikorsky” typu „Sea-King” przebyły Atlantyk bez lądowania. Po opuszczeniu rano bazy Floyd Bennet w pobliżu Nowego Jorku, następnego dnia po południu oba aparaty wylądowały na paryskim lotnisku Bourget. Podczas lotu były one trzykrotnie zasilane w paliwo przez samoloty-cysterny „Hercules C-130”.

W ramach szybko postępującej w USA koncentracji kapitałów koncern Boeing zamierza zakupić wszystkie akcje zakładów Northrop.

Kierownictwo radzieckiego lotnictwa sportowego — pragnąc umożliwić szkolenie pilotów na nowoczesnym sprzęcie — wprowadziło do użytku dwuosobowe szkolno-treningowe samoloty MIG 17.

Pięć dni trwały III międzynarodowe targi używanych samolotów w Baden-Baden. Wystawiono 108 maszyn z 10 krajów, różnych firm, rodzajów i wielkości w dobrym stanie technicznym. Sprzedano ponad 30 samolotów. Targi odwiedziło 20 tysięcy osób.

Szybowcowe mistrzostwa Kanady będą w roku bieżącym szczególnie eksponowane z uwagi na Wystawę Światową. Kwalifikacja minimalna — to srebrna odznaka. Organizatorzy liczą na 60 zawodników.

„Projekt Everest” to kryptonim akcji przygotowywanej przez szybowców indyjskich, który zakłada pobicie szeregu rekordów świata w wysokościach absolutnych, przewyższeniach i przelotach dzięki wykorzystaniu fali himalajskiej. W jednym z lotów zwiadowczych osiągnięto na fali himalajskiej wysokość ok. 5000 m.

Podczas bytności w Turcji min. Rapańskiego omawiana była sprawa komunikacji lotniczej między Polską a

Republiką Turecką. Oba kraje mają zawrzeć odpowiednią umowę.

Niemiecka (NRF) „Lufthansa” poszerza sieć linii lotniczych. W Europie nowe połączenia obejmują Jugosławię, Węgry i Rumunię, zaś w ramach dalekiego zasięgu — Kolumbię i Indonezję. Park samolotowy obejmuje przeważnie transportowe amerykańskie (18 samolotów B.707 i 23-B.727).

350 tysięcy kilometrów wynosi obecnie długość linii powietrznych francuskich linii „Air France”. Jest to najsilniej rozbudowana sieć wśród towarzystw komunikacji powietrznej na Zachodzie. Flota samolotów odrzutowych liczy 74 jednostki, w tym 28 Boeing-707 i 44 Caravelle.

Ostatnio uruchomiona bezpośrednia linia lotnicza Paryż — Bukareszt będzie eksploatowana wspólnie przez „Air France” i rumuńskie towarzystwo TAROM.

Akademia Astronautyki przy Międzynarodowej Federacji Astronautycznej (prezes L. G. Napolitano, siedziba w Paryżu) liczy 318 członków. Ostatnio członkami honorowymi Akademii zostali: prof. Blackett — przewodniczący królewskiego stowarzyszenia astronautycznego w W. Brytanii, Jean Delorme — przewodniczący europejskiej organizacji do badań przestrzeni kosmicznej, prof. Pontriagin — wykładowca matematyki na Uniwersytecie Moskiewskim i Walentyna Tierszkowa-Nikołajewa.

Francuskie narodowe centrum badań kosmicznych zwołało konferencję poświęconą zastosowaniu balonów w badaniach naukowych atmosfery ziemskiej.

W Paryżu obradowały trzy mieszane komisje radziecko-francuskie, które ustaliły współpracę na najbliższy okres czasu w dziedzinie pokojowego wykorzystania przestrzeni kosmicznej. Ustalono

między innymi umieszczenie na orbicie ziemskiej satelity badającego magnetosferę. Satelita taki, konstrukcji francuskiej, wyrzucony zostanie przy użyciu radzieckiej rakiety nośnej.

Francja i NRF zawarły porozumienie w sprawie wspólnej budowy stacjonarnej satelity telekomunikacyjnej. Satelita otrzyma nazwę „Athos” i jest wynikiem studiów prowadzonych we Francji nad satelitą „Saros-2” a w NRF nad „Olimpią”. Koszt budowy satelity, włączając konstrukcję dwóch modeli-makiet wyniesie ponad 200 mln franków. Satelita zostanie umieszczony na orbicie ziemskiej w roku 1970 przy użyciu tzw. rakiety europejskiej „Europa-2”, startującej z nowego ośrodka rakietowego w Gujanie francuskiej.

W Brazylii w pobliżu miejscowości Fortaleza, ma być zbudowana przez Francję stacja telemetryczna obsługująca pojazdy wyrzucane z ośrodka rakietowego w Gujanie.

„Ariel-1” i „Ariel-2” to nazwy satelitów wybudowanych tylko częściowo w W. Brytanii i wyrzucanych w latach 1962 i 1964 w Stanach Zjednoczonych. W maju br., z bazy im. Vandenberga wystrzelono satelitę UK-3 wykonanego całkowicie w firmie British Aircraft Corp. Satelita ten — przeznaczony do badania górnych warstw atmosfery — otrzymał nazwę „Ariel-3”.

Uczeni włoscy wystrzelili brytyjską raketę sondazową typu „Skylark”. Start miał miejsce we włoskiej bazie rakietowej Salto di Quirra na Sardynii.

Z położonego w północno-wschodniej części Brazylii poligonu, Barreira do Inferno, wystrzelono sondę „Javelin” produkcyjną amerykańską. Zadaniem sondy jest sprawdzenie działania instrumentów, w które wyposażony będzie przyszły satelita zachodniemiecki.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Węgrzyn B.

AMATORSKIE RAKIETY DOŚWIADCZALNE

Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa 1967, wyd. 1, str. 352, cena zł 30.

W książce podano niezbędne dla każdego modelarza eksperymentatora wiadomości z dziedziny amatorskich raket doświadczalnych jak: balistyka wewnętrzna i zewnętrzna, zdalne kierowanie, telemetria, wyrzutnie raketowe, projektowanie raket, próby stacjonarne i poligony.

Książka zawiera ponadto przykłady obliczeń i rysunki konstrukcyjne różnych typów raket amatorskich, metalowych i ze sztucznych tworzyw oraz liczne schematy układów elektronicznych niezbędnych do zdalnego kierowania tych raket.

Książka przeznaczona jest dla zaawansowanych modelarzy raketowych, pedagogów, instruktorów modelarstwa raketowego, jak również innych Czytelników, którzy interesują się techniką raketową w miniaturze.

WYDAWNICTWA NAUKOWO-TECHNICZNE

Gorny Z.

ODLEWANIE W FORMACH WIRUJĄCYCH

Warszawa 1966, format B5, ark. wyd. 30, poziom III—IV, cena zł 54.

W książce omówiono wszechstronnie odlewnictwo metali w formach wirujących. Przeanalizowano różne rodzaje form odlewniczych i metody odlewania, wskazano ich zalety i wady. Praca zawiera liczne wzory teoretyczne i wskazówki praktyczne oraz dane statystyczne. Bogaty wykaz bibliografii ułatwi zainteresowanym zdobycie dodatkowych wiadomości, dotyczących poszczególnych zagadnień.

Książka przeznaczona jest dla odlewników zarówno technologów, jak i konstruktorów.

Zyszkowski Z.

PODSTAWY ELEKTROAKUSTYKI

Warszawa 1966, format B5, str. 880, rys. 764, tabl. 28, nakład 3000, poziom III—IV, oprawa pł., zł 105.

W książce omówiono zasady wytwarzania, przetwarzania, zapisywania i odtwarzania dźwięku oraz podano teorię, konstrukcję i zastosowanie przetworników elektro-mechano-akustycznych i urządzeń elektroakustycznych. Przytoczono również podstawowe wiadomości o mowie, słuchu, instrumentach muzycznych, izolacji akustycznej, akustyce wnętrza oraz pomiarach akustycznych.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, zajmujących się projektowaniem i badaniem przetworników i urządzeń elektroakustycznych oraz dla studentów wyższych szkół technicznych.

Praca zbiorowa
pod red. L. L. Shretra

KOROZJA

Tom 1. Korozja metali i stopów
tłum. z ang. zbior. 1966, format A5, ark. wyd. 76, poziom IV.

W książce omówiono podstawy nauki o korozji i utlenianiu metali, środowiska, w którym występuje korozja, korozję metali i ich stopów, korozję wysokotem-

peraturową, wpływ czynników mechanicznych na korozję metali oraz korozję w wielkich kotłach wodnorurkowych.

Tom 2. Ochrona przed korozją
tłum. z ang. zbior. 1966, format A5, ark. wyd. 78, poziom IV. Tom 1/2, cena zł 200.

W książce omówiono zagadnienia ochrony przed korozją przez stosowanie ochrony katodowej, powłok malarskich, metalowych i konwersyjnych oraz modyfikowanie środowiska. Opisano sposoby przygotowania powierzchni pod powłoki ochronne, metody nakładania powłok oraz metody ich badań.

Praca przeznaczona jest dla inżynierów interesujących się zagadnieniem korozji w różnych gałęziach przemysłu. Mogą z niej również korzystać studenci wyższych uczelni.

Tymowski J.

AUTOMATYZACJA PROCESÓW TECHNOLOGICZNYCH W PRZEMYSLE MASZYNOWYM

Warszawa 1966, format B5, ark. wyd. 19, poziom III—IV, cena zł 39.

W książce omówiono zasadnicze kierunki automatyzacji procesów technologicznych i ich skutki społeczne z uwzględnieniem przede wszystkim przemysłu maszynowego. Rozpatrzono szczegółowo automatyzację prostych cykli pracy i istniejących maszyn, automatyzację zasilania stanowisk roboczych, transportu, montażu układów, sterowania programowego obrabiarek oraz opisano maszyny matematyczne.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, pracujących w przemyśle maszynowym oraz dla studentów wydziałów mechanicznych.

Heidrich Z.

ZASADY ORGANIZACJI I KIEROWNICTWA

Wyd. 1, seria 2, Warszawa 1966 format A5, ark. wyd. 7, poziom III—IV, cena zł 10.

W książce omówiono krótko całokształt zagadnień związanych z zasadami organizacji i kierownictwa. Podano istotę nowoczesnego przedsiębiorstwa przemysłowego i jego zewnętrzne powiązania.

W kolejnych rozdziałach omówiono warunki stosowania zasad organizacji i kierownictwa, zasady i technikę kierownictwa oraz podstawowe obowiązki kierownika wobec podporządkowanych mu ludzi.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników-organizatorów produkcji w przedsiębiorstwach przemysłu budowy maszyn.

Jungowski E.

O PIONIERACH POLSKIEJ MYŚLI LOTNICZEJ

Warszawa 1967 format B5, str. 279, rys. 162, nakład 3000, poziom P III, oprawa pł., cena zł 35.

W książce omówiono rozwój lotnictwa polskiego od XVII wieku do pierwszej wojny światowej na tle rozwoju lotnictwa światowego. Zgromadzono obszerny materiał dotyczący polskiej myśli i twórczości oraz pionierskiej działalności Polaków w realizacji pierwszych konstrukcji. Tekst oparto nie tylko na licznych źródłach historycznych polskich i obcych, lecz także na wiadomościach uzyskanych bezpośrednio od pionierów polskiego lotnictwa znanych osobiście autorowi.

Książka przeznaczona jest dla szerokiego kręgu czytelników. Może również służyć jako przydatna lektura dla uczącej się młodzieży.

Skarbiński M.

DOKŁADNOŚĆ WYMIAROWA ODLEWÓW

Warszawa 1966 format B5, str. 532, rys. 319, nakład 1500, poziom IV, oprawa pł., cena zł 70.

Książka obejmuje całokształt zagadnień związanych z dokładnością wymiarową odlewów otrzymywanych w formach piaskowych, metalowych i metodami specjalnymi. Zanalizowano dokładność wymiarową modeli odlewniczych, form odlewniczych oraz odlewów surowych i obrabianych.

Książka przeznaczona jest dla konstruktorów przyrządowania odlewniczego, technologów-odlewników, konstruktorów i technologów budowy maszyn oraz dla studentów wyższych szkół technicznych.

Filipkowski A.

MIKROELEKTRONICZNE UKŁADY SCALONE

Warszawa 1966, format B5, str. 160, rys. 107, tabl. 7, nakład 2000, poziom III—IV, cena zł 17.

Z serii „Nowa Technika”, Zeszyt 63.

W książce omówiono podstawy teorii projektowania i technologii cienkowarstwowych i półprzewodnikowych układów scalonych oraz perspektywy układów mikroelektronicznych, form odlewniczych oraz odlewów surowych i obrabianych.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, interesujących się zagadnieniem miniaturyzacji urządzeń elektronicznych oraz może być wykorzystana przez studentów szkół wyższych technicznych.

Roliński Z.

ZARYS ELEKTRYCZNEJ TENSIOMETRII OPOROWEJ

Warszawa 1966, wyd. II popr. i rozszerzone, format B5, str. 340, rys. 287, tabl. 33, nakład 2000, poziom III—IV, cena zł 57.

W książce omówiono zagadnienia pomiaru naprężeń i odkształceń metodą elektrycznej tensiometrii oporowej. Opisano szczegółowo budowę tensometrycznych czujników oporowych, produkcję, wzorcowanie i technikę stosowania czujników, kleje tensometryczne, wpływ czujników zewnętrznych na pracę tensometrycznych czujników oporowych, tensometryczne układy rozetowe, przykłady dokonywanych pomiarów oraz kryteria doboru metody pomiarów.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, zajmujących się badaniami wytrzymałości maszyn, urządzeń i konstrukcji metalowych.

Bień J.

ZASTOSOWANIE ZJAWISKA PODUSZKI POWIETRZNEJ W TECHNICIE

Warszawa 1967, format B5, str. 180, rys. 165, nakład 2000, poziom III—IV, cena zł 22.

Z serii „Nowa Technika”, zeszyt 65.

Książka zawiera podstawy teoretyczne zjawiska poduszki powietrznej, opisy budowanych lub projektowanych konstrukcji oraz zarys projektowania pojazdów poruszających się na zasadzie zjawiska poduszki powietrznej.

Książka przeznaczona jest dla techników i inżynierów, interesujących się zagadnieniami „poduszkowców”.

