

technika lotnicza i astronautyczna

Rejestracja magnetyczna w układach pomiarowych do prób

Regulacja dyfuzorów wlotowych turbinowych silników odrzutowych

Wywoływacz błonotwórczy do defektoskopii barwnej

Problemy szorstkości nawierzchni lotniskowych

Tensometryczna aparatura do pomiarów statycznych i dynamicznych

Wstęp do dyskusji przedjazdowej

XII Plenum Komitetu Centralnego PZPR, które obradowało 8 i 9 lipca br., stanowi ważne wydarzenie nie tylko w życiu Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej — lecz również i całego naszego kraju, bowiem XII Plenum uchwaliło tezy na V Zjazd Partii.

Tezy Komitetu Centralnego PZPR stanowią podstawę do szerokiej, ogólnonarodowej dyskusji przedjazdowej. Ogłaszając tezy KC PZPR wzywa członków partii i bezpartyjnych do wzięcia udziału w powszechnej dyskusji nad przedstawionym w tezach programem działania partii, zmierzającym do dalszego socjalistycznego rozwoju Polski.

Tezy zawierają zarys przyszłego planu pięcioletniego i wytyczają kierunki rozwoju gospodarczego na lata 1971—1975. Jednak zawartość tez — to nie definitywne, obowiązujące założenia — lecz projekty i propozycje, które skoryguje uzupełni i wzbogaci powszechna i wszechstronna dyskusja przedjazdowa.

W dyskusji nad tezami — nad ich ważnością i treścią — nie może zabraknąć głosu techników, nie powinno braknąć opinii przedstawicieli naszych OŚRODKÓW LOTNICZYCH.

Powinni się oni wypowiedzieć nie tylko w sprawach polityczno-społecznych, nie tylko na tematy gospodarcze, lecz również omówić zagadnienia doskonalenia zarządzania i planowania, a przede wszystkim — jako specjaliści fachowcy — poddać dyskusji, wytyczone tezami, kierunki postępu polskiej nauki i techniki.

TECHNIKA LOTNICZA i ASTRONAUTYCZNA — zabierając głos w dyskusji jako czasopismo Sekcji Lotniczej SIMP — zwraca uwagę, że w tezach przedjazdowych nie mówi się nic o lotnictwie. Nie mówi się o nim wbrew polskim potrzebom gospodarczym i prestiżowym, wbrew — naszym możliwościom i tradycjom. Nie porusza się zagadnienia komunikacji lotniczej, która — choć jest dziś wysoce dochodowym przedsiębiorstwem komunikacyjnym — jest wciąż kopciuszkiem o małych perspektywach.

Nie porusza się spraw związanych z konstrukcją i budową sprzętu latającego. A przecież samoloty, szybowce, silniki i osprzęt pokładowy wymagają małych ilości materiałów, a wielkiego ładunku myśli technicznej. Takie właśnie wyroby dają w eksporcie największe zyski — od kilku do kilkudziesięciu dolarów za kilogram ciężaru własnego.

Że takie tezy są potrzebne, świadczą takie fakty, jak ograniczenie polskiej działalności lotniczej na rzecz innych przemysłów, niepowodzenia na tegorocznych Szybowcowych Mistrzostwach Świata, zatrudnianie w lotniczych ośrodkach doświadczalnych specjalistów z innych branż, podczas gdy fachowcy z prawdziwego zdarzenia rozproszeni zostali po innych przemysłach.

Faktycznie postulaty nasze pogłębiają, rozszerzają i konkretyzują sformułowania poz. 5 i 6, części IV Tez KC PZPR.

A jak można interpretować inne tezy dokumentu KC PZPR?

Postawmy kropkę nad „i” uzupełniając teksty, jak niżej:

— pktu 6b, cz. IV: „Asortyment wyrobów hutniczych musi być dostosowany do potrzeb przemysłów specjalnych, które wymagają materiałów unikalnych wysokiej jakości, lecz w stosunkowo małych ilościach”.

— pkt. 6d, cz. IV: „Przemysł chemiczny musi dostarczyć przemysłom specjalnym tworzywa o specjalnych własnościach i wysokich parametrach”.

— pkt. 7c, cz. IV: „W pierwszym rzędzie modernizacja musi dotyczyć przemysłu precyzyjnego, który wycofane obrabiarki sukcesywnie przekazywać będzie przemysłom o produkcji mniej dokładnej”.

Dla spopularyzowania i ułatwienia wprowadzenia w życie wielu słusznych i ważnych tez o charakterze naukowo-technicznym, stawianych na V Zjazd PZPR — widzielibyśmy potrzebę pilnego opublikowania przez specjalistów poszczególnych branż, artykułów fachowych:

— Uzasadnienie potrzeby rozwoju elektronicznej techniki obliczeniowej w latach 1971—1975 (na podstawie tezy 7, cz. IV).

— Modernizacja urządzeń a wzrost produkcji w przemyśle maszynowym (na podstawie tezy 8, cz. IV).

Zwiększenie uprawnień i odpowiedzialności resortów w zakresie badań naukowych i postępu techniki (na podstawie tezy 1, cz. V).

— Kompleksowe placówki badawczo-projektowe jako czynniki przyspieszenia wdrażania wyników prac naukowych (na podst. tezy 2, cz. V).

Zamieszczając na tym miejscu przyczynę do dyskusji przedjazdowej dajemy wyraz przekonaniu, że polski świat techniczny doloży wszelkich starań, aby ulepszyć i urzeczywistnić treść tez KC PZPR.

TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

Rok XXIII

Wrzesień 1968

Zeszyt 9

Adres Redakcji: Warszawa, ul.: Czackiego 3/5,
tel. 27-26-01.

Wydawca: Wydawnictwa Czasopism Technicznych
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

SPIS TREŚCI

	Str.
M. Sikorski: XV-lecie Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych	1
Regulacja dyfuzorów wlotowych turbinowych silników odrzutowych	3
Rejestracja magnetyczna w układach pomiaro- wych do prób samolotów w locie	8
Tensometryczna aparatura do pomiarów statycz- nych i dynamicznych	12
Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP	14
Analiza niektórych własności i wzorcowanie ten- sometrycznych czujników przyspieszeń	15
Czujniki przemieszczeń i prędkości liniowych	20
Wywoływacz błonotwórczy do defektoskopii barwnej	23
Problemy szorstkości nawierzchni lotniskowych	25
Wstęp do dyskusji przedzjazdowej	II okł.
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI	
LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Pomo- ce inżyniera prób w locie — Nomogram do przeliczania prędkości równoważnej na pręd- kość równoważną poprawioną i odwrotnie	
	III okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. S. SULIKOWSKI
Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi:
mrg in. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr
inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KÓ-
CHANSKI, mgr inż. W. KORDZIN-
SKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż.
W. ZAREMBA
Redaktor techniczny: ALICJA BIL
RADA PROGRAMOWA
Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż.
J. GRZEGORZEWSKI, inż. H. KRA-
JEWSKI, mgr inż. A. LEWKOWICZ,
inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W.
PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż.
J. WOJCIECHOWSKI

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1823/C — R-8
Nakład 1250 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.— Prenumerata roczna zł 144.—

Регулирование входных диффузоров турбореактивных двигателей

Входные диффузоры постоянной геометрии не могут применяться на самолетах, чьи скорости превышают $Ma=1,5$ из-за больших потерь полного давления и неустойчивой работы в нерасчетных условиях полета и работы двигателя. Поэтому на этих самолетах нашли применение регулируемые входные диффузоры с переменной геометрией и перепуском воздуха. В статье рассмотрены способы регулирования диффузоров наружного сжатия и смешанного сжатия, а также применяемые автоматические регулирующие системы, работающие в зависимости от расположения прямой фронтальной ударной волны, косой волны, прямой замыкающей волны либо от числа Маха в узком сечении диффузора.

533.6.054:621.317.49

Магнитная запись в измерительных системах для летных испытаний самолетов

В статье обоснованы выгоды, вытекающие из применения магнитной записи в измерительных системах для летных испытаний самолетов. Рассмотрена зависимость применяемых методов модулирования для магнитной записи от характера проводимых испытаний. Проанализированы методы записи с помощью модулирования амплитуды, модулирования частоты, модулирования ширины импульса, записи с возвращением к нулю и записи без возвращения к нулю. Затем рассмотрено существенное отсутствие влияния условий летных испытаний на работу магнитного регистратора.

531.781.2:620.178.322

Тензометрические приборы для статистических и динамических измерений

Тензодатчики сопротивления наклеены непосредственно на авиационные конструкции, что дает возможность измерения статистических и динамических нагрузок на элементах конструкции самолета. Для использования слабых электрических импульсов тензодатчиков сопротивления необходимо применять сложные измерительные приборы. В статье описывается электронный измерительный мост МТ-6 и МТ-12, шестиканальный состав для динамических измерений при использовании тензометрических вибродатчиков и датчиков ускорения, а также одноканальный электронный измерительный мост для точных измерений нулевым методом.

621.317.39:531.781.2:531.768.5

Анализ некоторых свойств и тарировка тензометрических датчиков ускорений

В статье обосновывается выбор мембранного датчика на тензометрический датчик ускорений, рассматривается конструкция и технологию изготовления датчика. Подробно проанализирован подбор типа фольговых тензометров, их приклеивание к упругому элементу датчика, а также электрическая схема датчика. Последняя часть статьи посвящена тарировке датчика и оценке погрешности проведенных измерений.

621.317.39.084.2:531.767

Датчики перемещений и линейных скоростей

В статье рассмотрен вопрос правильного подбора типа датчиков для измерения перемещений и линейных скоростей. Этот подбор зависит от характера измерения и рода измеряемых величин. Рассмотрены характерные данные отдельных типов датчиков, а также область их оптимального применения.

620.183.4:778.625.1

Пленкообразный проявитель для цветной дефектоскопии

Этим методом можно раскрывать поверхностные недостатки, такие как трещины, завальцовки, заковки и др. Этот метод очень простой и может быть использован в лабораторных и полевых условиях без дополнительного оборудования. Дополнительная ценность это возможность применения по немагнитным материалам. В статье приведены некоторые подробности процесса проявления и способы получения документов исследованной поверхности этим методом. Во второй части обсуждены требования поставленные пленкообразным проявителем и эффекты работы авторов связанной с разработкой нового пленкообразного проявителя.

656.71:625.84.035.1

Проблемы шероховатости аэродромных покрытий

В статье приводятся основные понятия шероховатости, сцепляемости покрытия, коэффициента сопротивлений скольжения, коэффициентов трения при качении и при скольжении. Описаны применяемые частные всего методы исследований этих параметров вместе с измерительной аппаратурой. Поданы также методы изготовления покрытий в оптимальной степени шероховатых и увеличения шероховатости существующих покрытий.

ZESZYT 9

WRZESIEŃ

1 9 6 8

ROK XXIII



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Plk. mgr inż. MIECZYŚLAW SIKORSKI

Komendant Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych

XV-lecie

Instytutu

Technicznego

Wojsk

Lotniczych

Miernikiem poziomu techniki, rozumianej tu jako zbiór przedmiotów i procesów połączonych przez człowieka w sztucznie stworzone systemy, jest jakość elementów i struktury tych systemów. Tak więc miernikiem poziomu techniki lotniczej będzie jakość systemu: statków powietrznych, lotniskowego, kierowania, szkolenia i innych.

O ile do niedawna zagadnienia techniki lotniczej wskutek określonego historycznego jej rozwoju związanego z ogólnym rozwojem techniki — tak w kraju jak i na świecie — względnie obszernie i „głęboko” badane były w aspekcie projektowania i wytwarzania obiektów technicznych, to zagadnienia związane z ich eksploatacją oraz z systemowym podejściem do problemów badawczych były raczej traktowane marginesowo. Ostatnio natomiast potrzeby bieżące wymagają, a poziom nauki i techniki pozwala na intensywne, wprost „eksplozyjne” zainteresowanie się problematyką eksploatacyjną i systemową.

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, któremu z okazji XV-lecia użyczyła swych łamów „Technika Lotnicza i Astronautyczna”, poświęcając niniejszy zeszyt wybranym artykułom opracowanym przez pracowników ITWL — w okresie swego stosunkowo krótkiego jeszcze rozwoju starał się wykształcić kierunki i problemy badawcze przede wszystkim w obszarze systemowo-eksploatacyjnym techniki lotniczej, obejmującej między innymi technikę statków powietrznych, lotniskową, kierowania lotnictwem. Oczywiście, nie oznacza to, by problematyka z obszarów projektowania i wytwarzania techniki lotniczej była ITWL obca. Jednak o tyle była ona przedmiotem zainteresowania ITWL, o ile wynikała bądź ze związków z „obszarem eksploatacyjno-systemowym”, bądź z potrzeb realizacji tematyki, której nie realizowały inne placówki naukowo-badawcze w Polsce.

Zaprezentowane w niniejszym zeszycie artykuły pracowników ITWL mają charakter „migawek” i nie mogą oczywiście być syntezą dotychczasowych osiągnięć ITWL w wyspecjalizowanych lub specjalizowanych kierunkach badawczych. To zaś, co niżej będzie napisane, także nie może scharakteryzować dorobku Instytutu w tym względzie, lecz można sądzić, że zilustruje pewne wybrane problemy badawcze, których rola i waga w ogólnym systemie techniki lotniczej jest istotna. Oto niektóre z nich.

Opracowano w Instytucie podstawy metodyczne i techniczne — sprawdzone i sprawdzane w praktyce — badania procesu eksploatacyjnego z punktu widzenia kryterium niezawodnościowego i efektywnościowego. Istotną cechą tej metodyki jest fakt traktowania elementów badawczych tego procesu, jakimi są ludzie i obiekty techniczne, we wzajemnym ich sprzężeniu. Opracowano szczegółowe metodyki badań statystycznych, oparte na rachunku prawdopodobieństwa i statystyce matematycznej, oraz metodyki laboratoryjnych badań niezawodności i trwałości techniki lotniczej. Funkcjonuje już oparty na elektronicznej technice obliczeniowej system zbierania, transmisji i przetwarzania danych o procesie

eksploatacyjnym. Uruchomionych kilkadziesiąt programów na elektroniczne maszyny cyfrowe przetwarza informacje na odpowiednie wskaźniki charakteryzujące ten proces. Pozwalają one wyróżnić „miejsca” w procesie eksploatacyjnym, które powinny być szczególną treścią dalszych badań laboratoryjnych bądź badań naturalnych.

Badania procesu eksploatacyjnego o charakterze rozpoznawczym uzupełniane są pracami doświadczalno-konstrukcyjnymi nad urządzeniami usprawniającymi ten proces. Opracowano w ITWL i wprowadzono już do praktyki eksploatacyjnej kilkadziesiąt oryginalnych konstrukcji urządzeń pozwalających badać i mierzyć niezbędne parametry statków powietrznych i ich elementów, a w szczególności usprawniające proces obsługowo-kontrolny eliminujący potrzebę wybudowywania z obiektu sprawdzonych elementów oraz na drodze półautomatycznej kontroli sprawdzonych parametrów. Jak powszechnie wiadomo proces badawczy statków powietrznych jest niezmiernie złożony i wymaga opracowywania coraz to nowszych, związanych z postępem techniki lotniczej, dzieł i setek metodyk badawczych wymagających wielu lat pracy, kompletowania i opracowywania na ich podstawie zestawów oryginalnej i często unikalnej aparatury kontrolno-pomiarowej oraz nabycia doświadczenia w ich właściwym wykorzystaniu. Instytut ten zakres prac ma w zasadzie opanowany „na bieżąco”.

Wyspecjalizowany, wysokiej klasy personel badawczy doświadczenia swe zdobył na przeprowadzonych już setkach państwowych, kontrolnych i specjalnych prób w locie wszystkich eksploatowanych w wojskach lotniczych typach statków powietrznych. Na podkreślenie zasługuje tu fakt zautomatyzowania części najbardziej pracochłonnej fazy tego rodzaju badań, jaką jest obróbka zarejestrowanych danych z prób w locie.

Kolejnym elementem warunkującym efektywność wykorzystania techniki lotniczej są umiejętności ludzi wykorzystujących tę technikę. Powszechnie wiadomo, że najlepsze efekty szkoleniowe i ekonomiczne uzyskuje się przez zastosowanie tzw. imitatorów obiektów technicznych w miarę wiernie naśladujących działanie modelowanych przez nie „realnych obiektów”. Instytut opracował i wykonał urządzenie do naziemnego treningu pilotów w katapultowaniu się, oznaczone symbolem UTKZ, które bardziej wiernie imituje rzeczywiste warunki katapultowania niż czynią to oparte na zasadzie sztywnych przewodnic „klasyczne” urządzenia tego rodzaju. Opracowano także i wykonano o wielkim stopniu złożoności maszynę analogową, składającą się z wielu oryginalnych rozwiązań konstrukcyjnych. Zasady imitacji tego urządzenia pozwalają trenować pilotów w przechwytywaniu celów z wykorzystaniem radiolokacyjnego celownika pokładowego i jednocześnie trenować operatorów naprowadzających trenującego pilota na cel powietrzny.

Problematyka lotniskowa reprezentowana jest w dorobku ITWL znaczną liczbą opracowań naukowo-badawczych z zakresu różnego rodzaju nawierzchni lotniskowych, obejmujących problematykę budownictwa oraz eksploatacji lotnisk.

Uzupełnia ten dorobek imponująca liczba prac usługowych, bezpośrednio wykorzystywanych w praktyce lotniskowej. Zestaw aparatury izotopowej do pomiarów własności gruntów znacznie usprawnił badawcze prace lotniskowe.

Ruch lotniczy, jako jeden z podstawowych elementów kierowania lotnictwem, będący niezmiernie złożonym przestrzennym układem dynamicznym jest treścią zainteresowań badawczych Instytutu w aspekcie jego automatyzacji z wykorzystaniem elektronicznej techniki obliczeniowej.

Warto na zakończenie podkreślić, że ITWL w skali rocznej wydaje na użytek wojsk lotniczych, w tym także na użytek gospodarki cywilnej, kilkaset opracowań, z których znaczny odsetek wyróżnia się wysoką wartością, dla której wyrazem uznania są przyznane nagrody Przewodniczącego Komitetu Nauki i Techniki, Ministra Obrony Narodowej, Dowódcy Wojsk Lotniczych i inne wyróżnienia w konkursach i wystawach krajowych i zagranicznych.

Instytut Techniczny kończąc XV-lecie swego istnienia rozwinął i przygotował potencjał badawczy pozwalający społeczności instytutowej podejmować rodzące się z potrzeb dnia bieżącego i z dostrzegalnych w perspektywie potrzeb, coraz trudniejsze zadania, zmierzające do podnoszenia gotowości bojowej wojsk lotniczych.

Regulacja dyfuzorów wlotowych turbinowych silników odrzutowych

—583.697.3:621.454—581.32—

Dyfuzory wlotowe o stałej geometrii nie mogą być stosowane na samolotach o prędkościach przekraczających $Ma = 1,5$ ze względu na duże straty ciśnienia całkowitego i niestateczną pracę w pozaobliczeniowych warunkach lotu i pracy silnika. Dlatego na samolotach tych znalazły zastosowanie regulowane dyfuzory wlotowe — o zmiennej geometrii i z upustem powietrza. W artykule omówiono sposoby regulacji dyfuzorów o sprężaniu zewnętrznym i o sprężaniu mieszanym oraz stosowane automatyczne układy regulacyjne, działające w zależności od położenia prostej czołowej fali uderzeniowej, fali skośnej, prostej fali zamykającej lub od liczby Macha w przekroju gardzieli dyfuzora.

W lotach z dużymi prędkościami naddźwiękowymi bardzo ważnym problemem jest zmniejszenie strat ciśnienia przy dynamicznym sprężaniu strumienia powietrza. Przy prędkościach $Ma < 1,5$ straty w jednej fali prostej są niewielkie i dlatego dla tych prędkości wystarczy stosowanie normalnych dyfuzorów poddźwiękowych. Już jednak przy prędkościach $Ma > 1,5$ występuje znaczny wzrost strat i dlatego sprężanie powietrza w dyfuzorze wlotowym odbywa się za pomocą układu fal skośnych i słabej, zamykającej fali prostej (na przykład przy zastosowaniu układu jednej fali skośnej i jednej prostej można zmniejszyć straty o 40 do 50% w porównaniu z układem o jednej fali prostej).

We współczesnych turbinowych silnikach odrzutowych przeznaczonych do napędu samolotów naddźwiękowych znalazły zastosowanie dwa typy dyfuzorów wlotowych:

- dyfuzory z zewnętrznym sprężaniem,
- dyfuzory z mieszanym sprężaniem.

Są one wykonywane z reguły jako osiowo-symetryczne z wystającym stożkiem centralnym lub w postaci płaskich kanałów z jednostronnymi klinami.

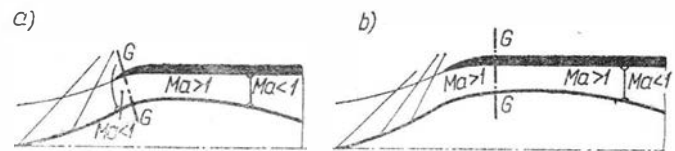
Przy niezmiennych geometrycznych kształtach stateczna praca dyfuzora możliwa jest tylko w bardzo wąskim zakresie pracy silnika i warunków lotu. Rozszerzenie tego zakresu dla nieregulowanych dyfuzorów wlotowych powoduje zmniejszenie ciągu silnika w warunkach obliczeniowych i to tym bardziej, im założono szerszy zakres zmian warunków pracy silnika i warunków lotu.

Dalszym krokiem w kierunku rozszerzenia zakresu statecznej pracy dyfuzorów było wprowadzenie regulowanych dyfuzorów wlotowych.

Praca nieregulowanego dyfuzora wlotowego

W samolotach latających z niewielkimi prędkościami naddźwiękowymi jako jeden z pierwszych znalazł zastosowanie nieregulowany dyfuzor wlotowy skonstruowany w ten sposób, że przekrój krytyczny (zwany „gardzielą”) jego kanału leżał praktycznie w płaszczyźnie wejściowej dyfuzora (rys. 1a).

Układ fal skośnych kończył się falą prostą i przed gardzielą dyfuzora przepływ miał charakter poddźwiękowy. Za falą prostą strumień powietrza znów się rozpędzał do prędkości naddźwiękowej, by w końcu dyfuzora przejść skokowo (zamykająca fala prosta) w poddźwiękowy. Taki układ miał na celu ustalenie pracy dyfuzora, gdyż zamykająca fala prosta była jak gdyby tłumikiem, uniemożliwiającym rozpręstrzenie się wahań ciśnienia przed sprężarką silnika w kierunku wlotu (pod prąd). Zapas stateczności dyfuzora jest tym większy, im dalej od przekroju wejścio-



Rys. 1. Nieregulowane dyfuzory wlotowe:
a) dla niewielkich naddźwiękowych prędkości lotu
b) dla większych naddźwiękowych prędkości lotu

wego wlotu położona jest zamykająca fala prosta, tzn. im większa jest jej intensywność. Położenie zamykającej fali prostej, a więc i wielkość strefy przepływu naddźwiękowego za gardzielą dyfuzora zależą od przeciwcisnienia na wyjściu z dyfuzora, tj. od stopnia zdławienia silnika. Przy wzroście przeciwcisnienia zamykająca fala prosta przemieszcza się w kierunku gardzieli dyfuzora i intensywność jej maleje. Kiedy fala osiągnie płaszczyznę gardzieli, zanika strefa przepływu naddźwiękowego. Przy dalszym dławieniu silnika fala wychodzi z kanału dyfuzora i rozpręstrzenia się przed jego wlotem. Taką falę przyjęto nazywać falą wybitą lub czołową. Zjawisko to jest bardzo niekorzystne, gdyż powoduje gwałtowny wzrost oporów zewnętrznych dyfuzora.

Aby opóźnić moment powstania fali czołowej, podczas pracy dyfuzora na nieobliczeniowych zakresach przy większych naddźwiękowych prędkościach lotu, stosuje się nieregulowany dyfuzor o nieco innym układzie geometrycznym (rys. 1b). Jest to typowy dyfuzor ze

sprężaniem mieszanym. Na wejściu do dyfuzora strumień powietrza ma prędkość naddźwiękową, która nieco maleje w zwężającej się części jego kanału. Jednakże w płaszczyźnie gardzieli (na obliczeniowym zakresie pracy dyfuzora) strumień ma jeszcze prędkość naddźwiękową. Osiągnięto to w wyniku specjalnego oprofilowania kanału w celu umożliwienia „rozruchu” dyfuzora. Za gardzielą, w rozszerzającej się części kanału strumień rozpędza się dalej, aż do momentu powstania zamykającej fali prostej, za którą jest już poddźwiękowy. Dyfuzor tego typu charakteryzuje się wolniejszym wzrostem oporów zewnętrznych w nieobliczeniowych warunkach pracy. Jednak pomimo szerszego zakresu warunków statecznej pracy nie zabezpiecza on pełnego zakresu pracy silnika. I tutaj występuje zjawisko wybijania zamykającej fali prostej.

Jak już powiedziano, powstanie czołowej fali prostej (wybitej) powoduje znaczne podwyższenie oporów zewnętrznych dyfuzora, a w pewnych warunkach może doprowadzić do jego niestatecznej pracy (pompowania). Jest to spowodowane pojawieniem się periodycznych oderwań strug powietrza ze stożka centralnego w miejscach styku czołowej fali prostej z warstwą przyścienną. Takie zjawisko możliwe jest tylko wtedy, gdy przepustowość silnika jest znacznie mniejsza od przepustowości dyfuzora, a czołowa fala prosta znajduje się stosunkowo daleko od płaszczyzny wlotu. Pompowanie dyfuzora może w pewnych przypadkach doprowadzić do wyłączenia się silnika. Gdy przepustowość silnika rośnie (wzrost prędkości obrotowej) i jest większa od przepustowości dyfuzora, przeciwnie, opór za dyfuzorem maleje. W tym przypadku zamykająca fala prosta ograniczająca naddźwiękową strefę przepływu za gardzielą przemieszcza się w kierunku przepływających strug powietrza (w kierunku sprężarki). Wielkość strefy przepływu naddźwiękowego i intensywność zamykającej fali prostej rosną. Jest to zjawisko niepożądane, gdyż wzrost intensywności zamykającej fali prostej powoduje spadek stopnia sprężania dyfuzora, co pociąga za sobą spadek ciągu silnika i wzrost jednostkowego zużycia paliwa. Przy dalszym wzroście intensywności zamykającej fali prostej (jej wędrówce w kierunku sprężarki) może nastąpić oderwanie strug powietrza wewnątrz dyfuzora wlotowego w miejscach styku zamykającej fali prostej z warstwą przyścienną. Ta forma niestatecznej pracy dyfuzora jest mniej niebezpieczna dla pracy silnika, chociaż przy dużym natężeniu zjawiska obserwuje się niekiedy silne drgania łopatek sprężarki prowadzące w pewnych przypadkach do ich połamania. Pojawienie się niestatecznej pracy dyfuzora spowodowanej wzrostem intensywności zamykającej fali prostej charakteryzuje się powstaniem charakterystycznego dźwięku (buczenia).

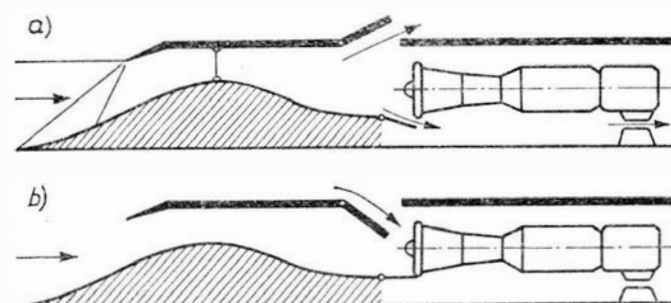
Sposoby regulacji dyfuzorów wlotowych

Stosowane są trzy sposoby regulacji, a mianowicie:

- upust części powietrza z dyfuzora wlotowego do otaczającej atmosfery,
- zmiana geometrii dyfuzora,
- zmiana warunków pracy silnika.

Powyższe sposoby mogą być zastosowane oddzielnie bądź jednocześnie, w zależności od typu dyfuzora wlotowego i wymagań stawianych silnikowi i samolotowi.

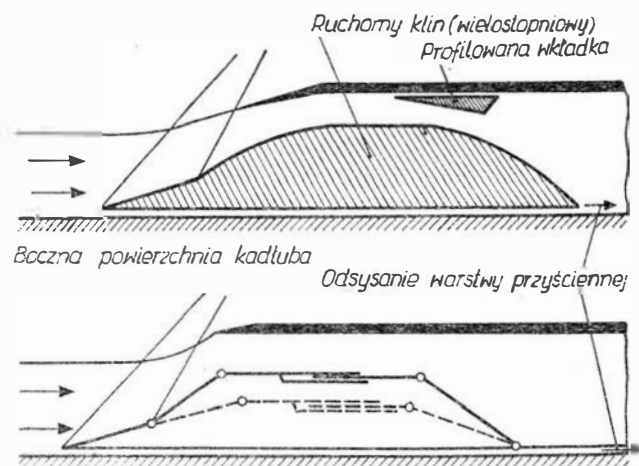
Upustu powietrza dokonuje się z przestrzeni dyfuzora położonej między gardzielą a sprężarką przez specjalne zasłonki lub za pomocą specjalnie regulowanych dysz w dolnej części gondoli silnikowej lub kadłuba (rys. 2). Wadą tego typu regulacji jest utrata pewnej części powietrza o dość znacznej energii oraz dodatkowe zwiększenie zewnętrznych oporów dyfuzora przez wypływające strugi powietrza. Upust powietrza przez regulowane dysze w dolnej części gondoli lub kadłuba powoduje mniejsze straty w wyniku wzrostu oporów niż upust przez zasłonki, a poza tym ułatwia pracę silnika w warunkach, gdy potrzebny wydatek powietrza dla normalnej pracy silnika jest większy od przepustowości dyfuzora (na przykład podczas startu, gdy na ostrych krawędziach dyfuzora następuje oderwanie strug, lub przy małych prędkościach lotu, gdy sprężanie dynamiczne jest niewielkie). Istnieje wtedy możliwość zwiększenia wydatku przez skierowanie do silnika dodatkowego powietrza z zewnątrz (rys. 2b).



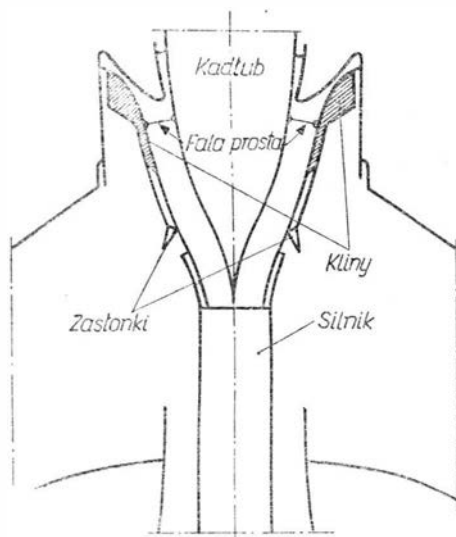
Rys. 2. System upustu powietrza przez specjalnie regulowane zasłonki i dysze

Regulacja przez zmianę geometrii dyfuzora polega na zmianie przepustowości dyfuzora za pomocą odchylenia części napływającego do dyfuzora naddźwiękowego strumienia powietrza. To odchylenie może być zrealizowane przez zmianę położenia centralnego stożka ruchomego względem płaszczyzny wlotowej dyfuzora lub zmianę powierzchni przekroju wlotu (bez zmiany położenia stożka) za pomocą ruchomych segmentów, z których wykonana jest obudowa przedniej części dyfuzora. Drugi sposób zmiany geometrii dyfuzora nie znalazł zastosowania w osiowo-symetrycznych dyfuzorach wlotowych ze względu na duże trudności techniczne. Na

Rys. 3. Regulacja dyfuzora płaskiego przez zmianę jego geometrii



segmentach powstają znaczne siły aerodynamiczne oraz istnieje duża trudność w zapewnieniu ciągłości obwodu segmentów w celu uniemożliwienia odrywania się strug powietrza zarówno na wewnętrznych, jak i zewnętrznych powierzchniach segmentów. Nieco inaczej wygląda regulacja w przypadku płaskich dyfuzorów wlotowych (rys. 3). W płaskich dyfuzorach wlotowych oprócz regulacji jednym z dwóch wyżej wymienionych sposobów stosuje się z reguły odsysanie warstwy przyściennej w celu zmniejszenia strat i uszczelnienia pracy dyfuzora. Przykładem zastosowania kombinowanego sposobu regulacji dyfuzorów wlotowych za pomocą ruchomych klinów i zasłonek upustowych jest amerykański samolot myśliwski Republic F-105. Schemat regulacji dyfuzorów wlotowych tego samolotu pokazano na rys. 4.



Rys. 4. Przykład regulacji dyfuzorów wlotowych na samolocie myśliwskim Republic F-105

Trzeci sposób regulacji, a mianowicie zmiana warunków pracy silnika (zmiana jego prędkości obrotowej) ze względu na duże trudności jego realizacji przy dużych nadźwiękowych prędkościach lotu nie znalazł większego zastosowania.

Układy regulacyjne dyfuzorów wlotowych

Wymienione sposoby regulacji powinny być zautomatyzowane i uwzględniać nie tylko zmianę parametrów pracy wlotu w zależności od warunków lotu poziomego, ale także w zależności od takich czynników, jak: manewr, strzelanie z broni pokładowej (działka, rakiety), zmienne warunki pracy silnika, a nawet porywy wiatru.

Zakres regulacji wynika z przeznaczenia i konstrukcji samolotu. Przeznaczenie samolotu narzuca z góry charakter układu regulacyjnego, a konstrukcja samego dyfuzora wlotowego — zakres zmian jego parametrów geometrycznych i jednocześnie charakter systemu regulacji. Układ regulacji w pełni zautomatyzowany powinien być ponadto zdublowany układem sterowania ręcznego, który w przypadku uszkodzenia układu automatycznego (podstawowego) umożliwi nie tylko powrót na własne lotnisko, ale w wielu przypadkach również wykonanie zadania.

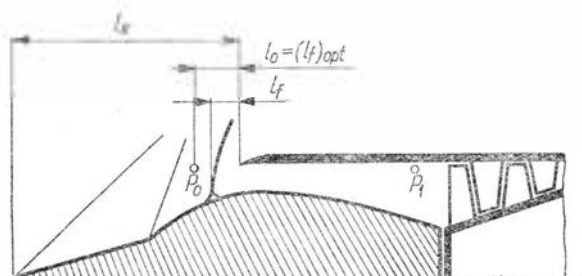
Regulatory dyfuzorów wlotowych pracują w układach zamkniętych i otwartych. W układach zamkniętych regulator mierzy dowolnie wybrany parametr procesu roboczego i zmienia położenie organu regulacyjnego w odpowiednim kierunku. W układach otwartych, które tutaj nie będą omawiane, rejestruje się zmianę warunków zewnętrznych lub warunków pracy silnika i odpowiednio do tego regulator zmienia położenie organów regulacyjnych dyfuzora według założonego programu regulowania.

Najprostszym sposobem regulacji jest regulacja według optymalnego położenia prostej fali czołowej (w pobliżu przekroju wlotowego dyfuzora). W celu określenia wartości wybranego parametru regulacyjnego należy znać stosunek statycznych lub całkowitych ciśnień w dwóch określonych przekrojach dyfuzora. Jeżeli czołowa fala prosta zajmie położenie na lewo od

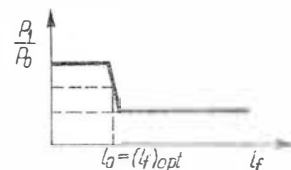
pierwszego czujnika (rys. 5), to stosunek ciśnień $\frac{p_1}{p_0}$ będzie bliski jedności, gdyż w tym przypadku p_1 jest mniejsze od p_0 tylko wskutek strat hydraulicznych. Gdy fala przemieści się w prawo od pierwszego czujnika ($l_f < l_0$), to stosunek ciśnień wzrośnie $\frac{p_1}{p_0} > 1$.

Sygnał rozbieżności w stosunku do $\frac{p_1}{p_0} = 1$ wykorzystuje się po odpowiednim przetworzeniu dla przemiesz-

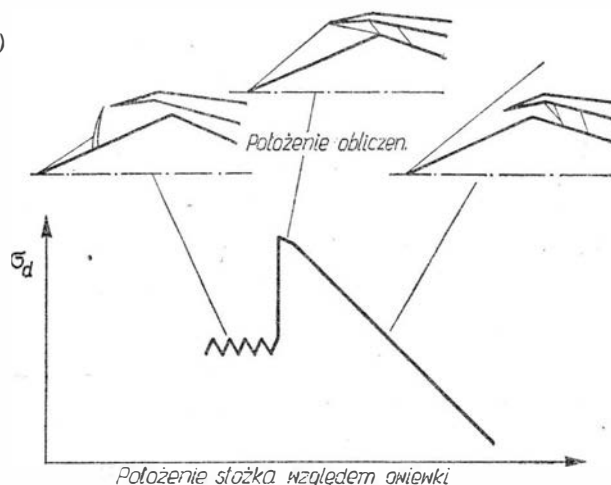
a)



b)

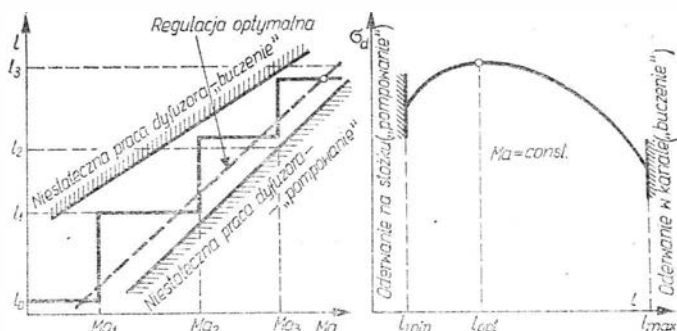


c)



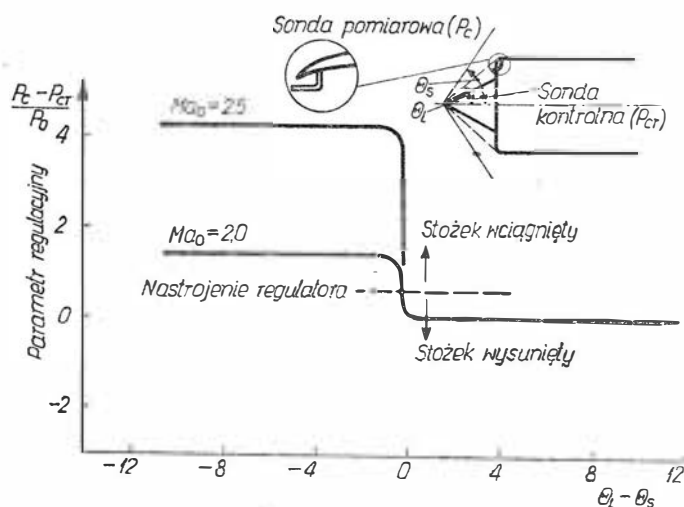
Rys. 5. a) schemat rozmieszczenia czujników ciśnienia statycznego dla określenia położenia czołowej fali uderzeniowej b) zmiana stosunku ciśnień pomiarowych w zależności od położenia ruchomego stożka centralnego c) zależność sprężu dyfuzora wlotowego od położenia stożka względem owiewki

czenia organu regulującego. Jeżeli jest to centralny stożek ruchomy lub klin, to przy $\frac{P_1}{P_0} > 1$ ($l_f < l_0$) zostanie on wysunięty (rośnie l_K), a przy przemieszczeniu czołowej fali prostej do przodu ($l_f > l_0$) — wciągnięty. Charakterystykę regulacji skokowej takiego dyfuzora pokazano na rys. 6.



Rys. 6. Charakterystyka regulacji skokowej dyfuzora wlotowego ze sprężaniem zewnętrznym

W prawie identyczny sposób zrealizowano program regulacji dyfuzora wlotowego przez określenie optymalnego położenia skośnej fali uderzeniowej za pomocą pomiaru ciśnień całkowitych na krawędzi owiewki wlotu dyfuzora i w strumieniu niezaburzonej (np. w ostrzu centralnego stożka ruchomego). Ta różnica ciśnień ($p_c - p_{cr}$) odniesiona do ciśnienia statycznego p_0 nie zależy od wysokości lotu i wykorzystana została jako sygnał określający położenie fali skośnej. Charakterystykę tego układu regulacyjnego przy założeniu, że fale uderzeniowe zajmują zawsze swoje optymalne położenie pokazano na rys. 7. Jeżeli fala skośna położona jest przed sondą pomiarową (tzn. $\Theta_l - \Theta_s < 0$), to różnica mierzonych ciśnień jest dodatnia, a gdy pojawia się ona za sondą pomiarową ($\Theta_l - \Theta_s > 0$), obydwie sondy pokazują jednakowe ciśnienie i sygnału nie ma. Regulator nastrojony na punkt pracy wybrany w zależności od liczby Ma i wysokości lotu przesuwając centralny stożek regulacyjny w odpowiednim kierunku zależnym od otrzymanego sygnału (wciąga stożek, gdy ciśnienie pomiarowe jest większe od obliczeniowego lub wysuwa, gdy jest ono mniejsze).

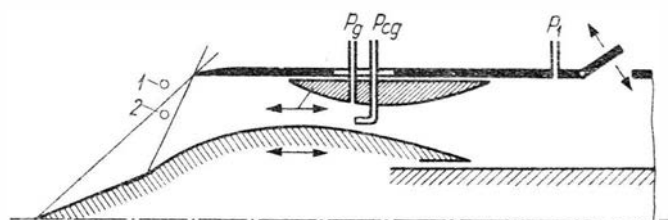


Rys. 7. Regulacja położenia stożka centralnego według położenia skośnej fali uderzeniowej

Obydwa wyżej opisane układy regulacyjne pracują na zasadzie wyrównywania się mierzonych ciśnień określających położenie fal uderzeniowych przed wlotem do dyfuzora i znalazły zastosowanie w regulacji dyfuzorów ze sprężaniem zewnętrznym.

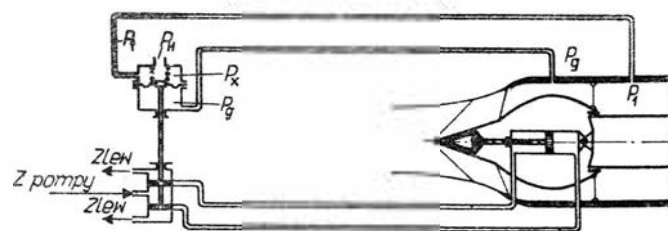
Bardziej skomplikowany jest układ regulacji dyfuzora wlotowego z mieszanym sprężaniem. Tutaj z reguły stosuje się regulację według trzech parametrów, a mianowicie: położenia pierwszej fali skośnej, liczby Ma w gardzieli dyfuzora i położenia zamykającej fali prostej.

W celu zapewnienia statecznej pracy takiemu dyfuzorowi przepływ w nim powinien być nadkrytyczny z zamykającą falą prostą położoną nieco za gardzielą. Przy tym w celu zmniejszenia oporów zewnętrznych nie można dopuścić do powstania czołowej fali prostej. W optymalnych warunkach pracy pierwsza fala skośna powinna padać na krawędź owiewki dyfuzora. Jej położenie można określić za pomocą pomiaru ciśnień statycznych dwoma czujnikami, a ustalać za pomocą ruchomego stożka centralnego lub klina. Stabilizacja liczby Ma w gardzieli dyfuzora zabezpiecza przed powstaniem czołowej fali prostej. Liczbę Ma w gardzieli określa się przez pomiar wartości ciśnień statycznych i dynamicznych w przekroju gardzieli, a ustala za pomocą przemieszczania specjalnej wstawki. Najistotniejszy wpływ na położenie zamykającej fali prostej ma zmiana wydatku powietrza wypływającego przez urządzenia upustowe umieszczone za gardzielą dyfuzora. Położenie tej fali zamykającej określa się na podstawie stosunku ciśnień statycznych mierzonych w końcu dyfuzora i w przekroju gardzieli. Schemat sposobu pomiaru poszczególnych parametrów w dyfuzorze ze sprężaniem mieszanym pokazano na rys. 8. Rysunek 9 przedstawia schemat regulacji dyfuzora według położenia zamykającej fali prostej przy zachowaniu niezmiennego stosunku ciśnień $\frac{P_g}{P_i}$. Sygnałem



Rys. 8. Schemat rozmieszczenia czujników pomiarowych w dyfuzorze wlotowym ze sprężaniem mieszanym (regulacja według trzech parametrów):

1, 2 — miejsca ustawienia sond ciśnienia statycznego dla określenia położenia pierwszej skośnej fali uderzeniowej

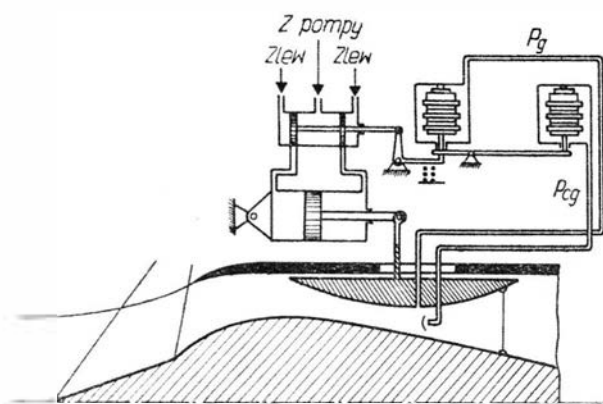


Rys. 9. Schemat układu regulacji dyfuzora wlotowego ze sprężaniem mieszanym według położenia zamykającej prostej fali uderzeniowej

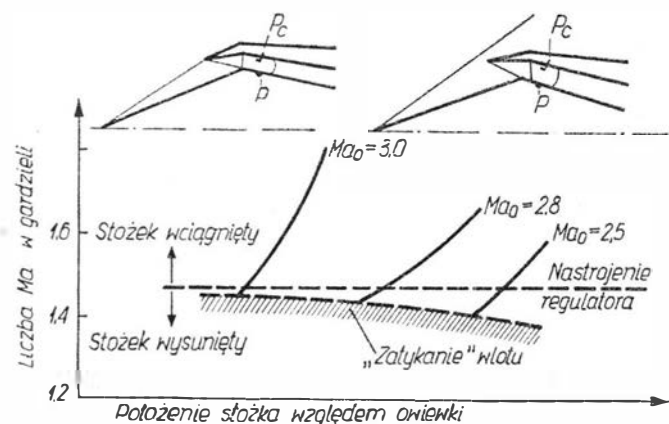
regulacyjnym dla przemieszczania centralnego stożka regulacyjnego jest różnica ciśnień $p_g - p_x$ (ciśnienie p_x jest przetworzonym w specjalnym pneumatycznym czujniku ciśnieniem p_i) przekazywana przez membranę na suwak sterującego serwowo mechanizmu. W warunkach optymalnych różnica ta jest równa zero i układ nie pracuje. Gdy jest ona dodatnia (tzn. zamykająca fala prosta przemieszcza się w kierunku sprężarki), centralny stożek regulacyjny zostaje wciągnięty i spadek ciśnienia maleje. Odwrotna sytuacja istnieje przy ujemnej różnicy ciśnień.

Rysunek 10 przedstawia schemat regulacji przekroju gardzieli dyfuzora.

Na rysunku 11 pokazano regulację dyfuzora według liczby Ma w gardzieli. Gdy stożek jest wciągany, liczba Ma w gardzieli maleje zbliżając się do wartości, przy której wlot zostanie zatkany. Ta minimalna war-



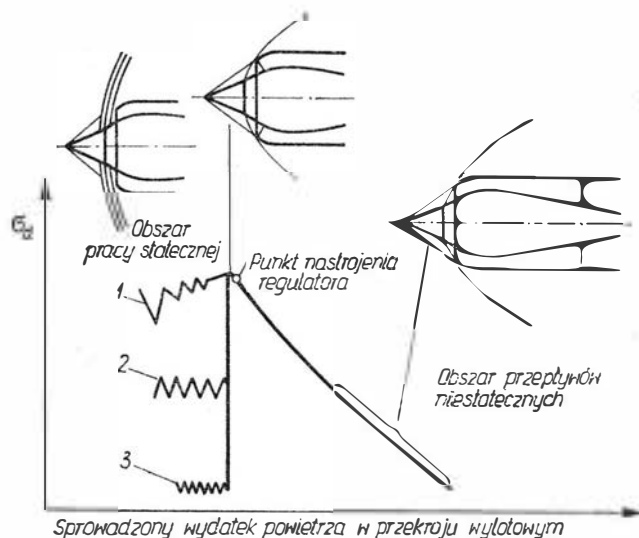
Rys. 10. Schemat układu regulacji przekroju gardzieli dyfuzora wlotowego



Rys. 11. Regulacja położenia stożka centralnego według liczby Ma w przekroju gardzieli dyfuzora

tość liczby Ma_g jest w przybliżeniu stała dla różnych wartości liczby Ma lotu. Maksymalny spręż w takim dyfuzorze odpowiada przypadkowi zatkania gardzieli i dlatego w praktyce nie można go osiągnąć. Regulator powinien więc być dostrojony do liczby Ma w gardzieli niewiele większej od jej wartości minimalnej. Należy stwierdzić, że spręż dyfuzora wlotowego niezależnie od jego typu zależy od położenia zamykającej prostej fali uderzeniowej. Natomiast położenie tej fali jest określone wartością sprowadzonego wydatku powietrza przepływającego przez sprężarkę silnika.

Zmianę sprężu przy optymalnym położeniu skośnej fali uderzeniowej pokazano na rys. 12. W prawej części charakterystyki odpowiadającej rosnącemu sprowadzonemu wydatkowi powietrza obserwuje się tendencję do utraty stateczności przepływu, co pociąga za sobą spadek zapasu statecznej pracy silnika, a w lewej odpowiadającej spadkowi sprowadzonego wy-

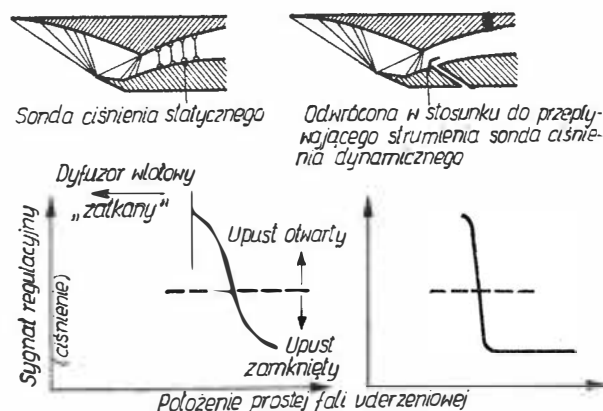


Rys. 12. Zależność sprężu dyfuzora wlotowego od sprowadzonego wydatku powietrza przepływającego przez jego przekrój wylotowy:

- 1 — sprężanie zewnętrzne
- 2 — sprężanie mieszane
- 3 — sprężanie wewnętrzne

datku powietrza — pompowanie dyfuzora. Dlatego też przyjęto jako zasadę przy regulacji dyfuzorów takie dostrojenie regulatorów, aby roboczy punkt pracy dyfuzora znajdował się po prawej stronie charakterystyki w pobliżu jej maksimum.

Ostatnim zagadnieniem wymagającym omówienia jest regulacja urządzeń upustowych w dyfuzorach wlotowych. Zwykle sygnałem dla regulatora sterowania zasłonkami upustu jest położenie zamykającej prostej fali uderzeniowej, a właściwie ciśnienie panujące w jej strefie (rys. 13). Jednakże krzywa zmian ciśnienia w strefie zamykającej prostej fali uderzeniowej ma niewielkie nachylenie, co znacznie utrudnia dokładność regulacji. W celu polepszenia sytuacji stosuje się odsysanie warstwy przyściennej, co oprócz zwięk-



Rys. 13. Regulacja położenia zasłonek upustu powietrza według położenia zamykającej prostej fali uderzeniowej

szenia nachylenia krzywej sygnału regulacyjnego (zmniejszenie szerokości strefy prostej fali zamykającej) zwiększa także spręż dyfuzora.

Sygnał nadajnika położenia fali (przeważnie położona odwrotnie do kierunku przepływu strumienia sonda ciśnienia całkowitego) porównuje się z sygnałem nastrojenia i różnica tych sygnałów wykorzystywana jest do sterowania serwomechanizmem zasłonek upustu.

Dla niektórych typów dyfuzorów wlotowych system regulacji położenia skośnej fali uderzeniowej i system regulacji upustu powietrza mogą być ujęte w jednym układzie regulacyjnym. Jednakże dla większych liczb Ma lotu należy stosować oddzielne układy regulacyjne.

Należy poza tym zaznaczyć, że duży wpływ na charakterystyki układu regulacyjnego dyfuzora wlotowego może mieć system regulacji prędkości obrotowej silnika.

Literatura

1. Czerkasow B.: „Awtomatika i regulowanie wozduszno-reaktywnych dwigatielej”, Moskwa 1965.
2. Polikowski W. J., Surnow D. N.: „Siłowyje ustanowki letatielnych apparatow s wozduszno-reaktywnymi dwigatielami”, Moskwa 1956.
3. Wostrinkow S. J., Zujew Ł. N. i inni: „Teoria awiacyjnych dwigatielej Czast II. Teoria reaktiwnych dwigatielej”, Moskwa 1960.
4. Wilcox A. F.: „Factors influencing variable inlet control desings”, Society of Automotive Engineers, preprint No 81C.
5. Nieczajew J.: „Regulowanie wchodnych ustroistw swierch-zwukowych samolietow”, Awiacja i Kosmonawtika, Nr 1 z 1963.
6. Illuszyn W.: „Aerodynamika swierchzwukowego wozducho-Żabornika”, Awiacja i Kosmonawtika, nr 3 z 1963.
7. De Marquis D. Wyatt: „A review of supersonic air intake problems”, NACA, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio 1958.

Rejestracja magnetyczna w układach pomiarowych do prób samolotów w locie

533.6.054:621.317.49

Artykuł uzasadnia korzyści stosowania rejestracji magnetycznej w układach pomiarowych do prób samolotów w locie. Omówiona została zależność stosowanych metod modulacji do rejestracji magnetycznej od rodzaju przeprowadzonych prób. Zostały przeanalizowane metody rejestracji za pomocą modulacji amplitudy, modulacji częstotliwości, modulacji szerokości impulsu, rejestracji z powrotem do zera i rejestracji bez powrotu do zera. W dalszym ciągu omówiono cenny brak wpływu warunków prób w locie na pracę rejestratora magnetycznego.

Jedną z nowoczesnych metod rejestracji w lotniczych systemach opracowywania danych jest rejestracja magnetyczna. Jakkolwiek zasada zapisu magnetycznego znana jest stosunkowo długo, to jej burzliwy rozwój w zastosowaniu do techniki pomiarowej datuje się od piętnastu lat. Na przestrzeni kilku ostatnich lat obserwuje się duże zaangażowanie sił i środków do badań w tej dziedzinie. Przyczyną jest zarówno szerokie zastosowanie tej metody rejestracji, jak i wady innych metod.

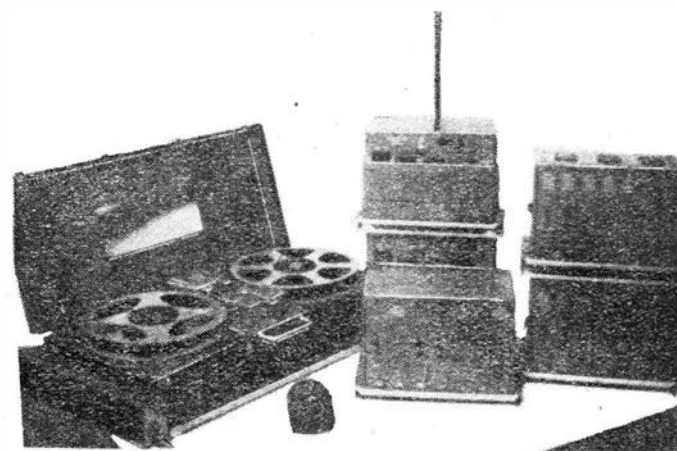
Za zastosowaniem rejestracji magnetycznej w różnego rodzaju systemach opracowywania danych przemawiają następujące względy:

- duża gęstość informacji zawarta na jednostce długości nośnika,
- wysoka pojemność informacji uzyskiwana z jednostkowego wymiaru, ciężaru i zapotrzebowania mocy,
- możliwości rejestracji danych w bardzo szerokim paśmie częstotliwości,
- możliwości rejestracji wielokanałowej (20 do 30 ścieżek pomiarowych na taśmie o szerokości 6,35 mm),
- duże możliwości automatycznej redukcji danych,
- wielokrotne wykorzystanie nośnika.

Oprócz podanych zalet rejestracja magnetyczna stanowi obecnie jedyne praktyczne rozwiązanie proble-

mu rejestracji danych z pokładowych maszyn liczących, systemów nawigacyjnych nowoczesnych samolotów, rakiet i obiektów kosmicznych. Na niekorzyść tego typu rejestracji należy zaliczyć głównie złożoną technologię budowy i wynikające stąd wysokie koszty oraz wymaganie wysokich kwalifikacji od personelu obsługującego. Wobec dużych korzyści i dużego zapo-

Rys. 1. Rejestrator magnetyczny typ 545-D



trzebowania, wady o których mowa należą do problemów drugorzędnych.

Oznaczenia

T	— okres funkcji $f(t)$
Ω	— $\frac{2\pi}{T}$
A	— amplituda
Φ	— strumień indukcji magnetycznej
φ	— faza
ω_0	— częstotliwość rezonansowa
ω	— częstotliwość użytego sygnału
δ	— współczynnik tłumienia
K	— współczynnik transmitancji
S	— operator Laplace'a
AM	— modulacja amplitudy
FM	— modulacja częstotliwości
PDM	— modulacja szerokości impulsu
DR	— rejestracja cyfrowa

Charakterystyka metod modulacji na tle wymagań do prób samolotów w locie

Modulacją określa się oddziaływanie na jedną z cech przebiegu zwanego przebiegiem nośnym za pomocą innego przebiegu zwanego przebiegiem modulacyjnym. W technice rejestracji z użyciem modulacji amplitudy lub częstotliwości przebiegiem nośnym jest funkcja okresowa:

$$f(t) = f(t + T) \quad (1)$$

gdzie t oznacza dowolny moment czasu w przedziale $-\infty \leq t \leq +\infty$.

Przebiegiem modulacyjnym jest wtedy mierzona wielkość nieelektryczna, przekształcona na sygnał elektryczny za pomocą czujnika. Przebiegiem modulacyjnym mogą być zarówno funkcje okresowe, jak i nieokresowe, tzn. nie spełniające warunków równania [1] w całym przedziale czasu $-\infty \leq t \leq +\infty$. W modulacji typu ciągłego przebiegiem nośnym jest przebieg sinusoidalnie zmienny:

$$y(t) = A \sin(\Omega t + \varphi) \quad (2)$$

W zależności od tego, która z wymienionych cech przebiegu nośnego jest zmieniana, otrzymuje się modulację amplitudy, częstotliwości albo szerokości impulsu (fazy).

Modulacja amplitudy w pomiarowych rejestratorach magnetycznych znajduje zastosowanie ze względu na możliwości rejestracji w szerokim paśmie częstotliwości. Dla przykładu można podać, iż przy prędkości przesuwu taśmy 1,5 m/sek możliwa jest rejestracja sygnałów w paśmie do 0,1 MHz. Podstawową wadą tego typu modulacji są trudności związane z zapisem sygnałów małej częstotliwości. Najniższa częstotliwość zapisu sygnałów wejściowych dla tego przypadku zawiera się w paśmie 100 Hz i jest za wysoka dla większości zastosowań do prób w locie. Rozszerzenie zakresu częstotliwości aż do prądu stałego jest możliwe przy użyciu specjalnych głowic strumienno-czułych, jednak ze względu na niski stosunek sygnału do szumu nie jest to atrakcyjny sposób.

Dokładność zapisu rejestratorów z użyciem modulacji amplitudy zawiera się w granicach od 5÷10% i jest również za mała dla wielu prób w locie. Przyczyną tego są zakłócenia amplitudowe, które może spowodować zmiana w czasie oddalania nośnika od głowicy oraz niejednorodność struktury nośnika.

Pierwszy czynnik ma charakter przypadkowy i uwarunkowany jest głównie: nierównością powierzchni nośnika, dostaniem się obcych ciał między głowicę i nośnik, ruchami poprzecznymi i prostymi nośnika w stosunku do czoła głowicy (spowodowanymi zaburzeniami w jej prowadzeniu) itp. Niejednorodność struktury nośnika spowodowana jest zmianami wypełnienia materiałem magnetycznym oraz miejscowymi jego uszkodzeniami.

Z tego względu użycie rejestratora z modulacją amplitudy jest celowe tylko wtedy, gdy zakres częstotliwości sygnałów wejściowych jest za szeroki dla modulacji częstotliwości, ze względu na konieczność dużych prędkości przesuwu taśmy. Reasumując — rejestracja z modulacją amplitudy używana jest głównie do pomiaru hałasu i drgań.

Modulacja częstotliwości eliminuje dwa podstawowe ograniczenia modulacji amplitudy, a mianowicie: kłopot z rejestracją małych częstotliwości i niestabilność amplitudy. Interesującym aspektem modulacji częstotliwości z punktu widzenia prób samolotów w locie jest możliwość uzyskania dokładności rejestracji w granicach od 1 do 2%. Wymaganie takiej dokładności jest najpowszechniejsze dla większości prób w locie.

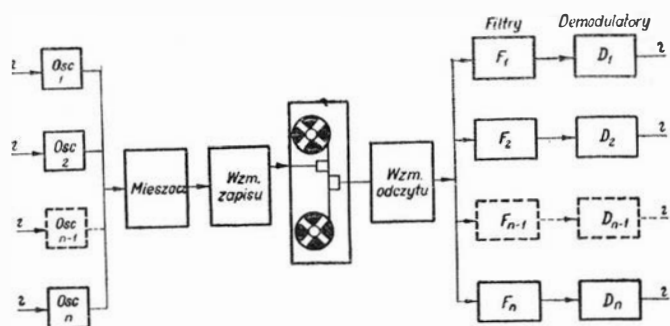
Jeżeli chodzi o pasmo przenoszonych częstotliwości, to wymagania w tym względzie można podzielić na trzy grupy:

- a) stosunkowo mała liczba parametrów do jednoczesnej rejestracji, każdy w paśmie do kilku tysięcy Hz,
- b) duża ilość parametrów do jednoczesnej rejestracji w paśmie od zera do 20 Hz,
- c) mała ilość parametrów do jednoczesnej rejestracji od kilku Hz do kilkuset Hz.

Według licznych autorów wymienioną dokładność można uzyskać we wszystkich trzech przypadkach. Przypadek pierwszy wymaga zastosowania szerokopasmowej modulacji częstotliwości (jedna ścieżka na taśmie rejestruje tylko jedną częstotliwość nośną i modulowana jest tylko jednym sygnałem wejściowym). Konieczność zastosowania szerokopasmowej modulacji wynika z szerokości pasma sygnału modulującego. Jest ona stosunkowo mało ekonomiczna ze względu na małą gęstość informacji, zawartej na jednej ścieżce taśmy. W praktyce szerokopasmowej modulacji częstotliwości wykorzystuje się około 40-procentową dewiację częstotliwości nośnej. Pasma częstotliwości sygnałów wejściowych może zawierać się wtedy w granicach od 0 do 20 KHz.

Do rejestracji parametrów drugiej i trzeciej grupy wygodne jest użycie wąsko-pasmowej modulacji częstotliwości (rys. 2). Częstotliwość nośna podzielona jest na szereg częstotliwości podnośnych modulowanych sygnałami wejściowymi. Częstotliwości podnośne są tak dobrane, że każda z nich stanowi stałą procentową część sąsiedniej. Dla uniknięcia interferencji między poszczególnymi kanałami dewiacja częstotliwości podnośnej jest ściśle ograniczona. Dzięki wykorzystaniu tej metody możliwa jest rejestracja sygnałów z kilku a nawet kilkunastu czujników na jednej ścieżce taśmy.

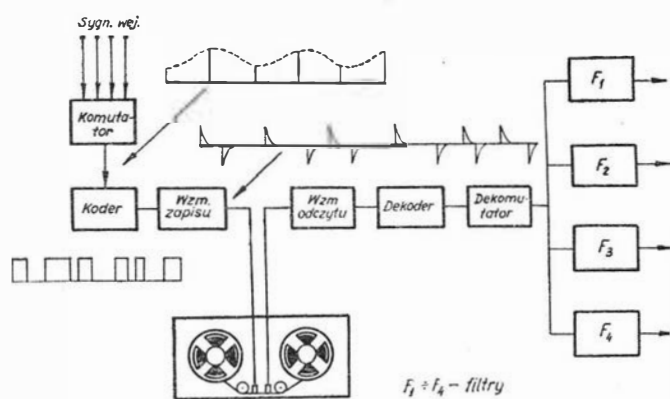
Właściwe wykorzystanie zalet modulacji częstotliwości zależy od doboru optymalnych parametrów modulacji, wysokiej jakości modulatorów, wzmacniaczy, ograniczników, filtrów i generatorów częstotliwości



Rys. 2. Schemat rejestracji z wysokopasmową modulacją częstotliwości

nośnej. Duży wpływ na dokładność rejestracji w tym systemie ma jakość napędu taśmy. Dewiacja prędkości taśmy powoduje bowiem niekorzystną modulację częstotliwości nośnej, pogarszając w ten sposób dokładność zapisu.

Modulacja szerokości impulsu należy do grupy modulacji impulsowych i mieści się również w kategorii rejestratorów o dokładności 1—2%. Zasadę działania modulacji szerokości impulsu ilustruje rys. 3. Szerokość zarejestrowanego impulsu zmienia się proporcjonalnie do wartości chwilowej pobranej próbki sygnału wyjściowego. Przy pomiarze parametrów wolnozmiennych możliwe jest użycie zasady podziału w czasie, przez zastosowanie odpowiedniego komutatora. W ten sposób ilość kanałów rejestratora może być zwielokrotniona.



Rys. 3. Schemat rejestracji i odczytu z modulacją szerokości impulsu

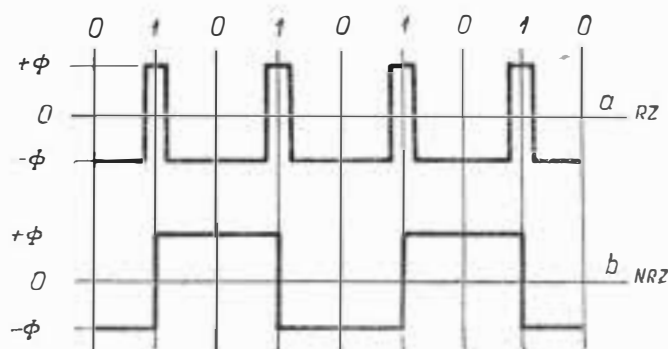
Niektóre rozwiązania konstrukcyjne pozwalają na rejestrację 80 i więcej sygnałów wejściowych na jednej ścieżce taśmy, co przy 14-kanałowym rejestratorze umożliwia pomiar sygnałów z 1120 czujników.

Istotną wadą modulacji szerokości impulsu w stosunku do poprzednich metod jest ograniczenie pasma częstotliwości. Mimo tego rejestracja tak dużej ilości parametrów na jednej ścieżce taśmy nie jest możliwa nawet przy wykorzystaniu wąskopasmowej modulacji częstotliwości.

Przy pomiarze takich parametrów jak obroty silnika, temperatura gazów wylotowych itp. żąda się dokładności aparatury w granicach 0,5÷1,0%. Spełnienie żądania stosunkowo dużej dokładności wymaga użycia wysoce precyzyjnego rejestratora magnetyczno-cyfrowego.

Omówione poprzednio metody rejestracji (AM, FM, PDM) są w pewnym stopniu zbliżone do siebie. Inną metodą jest rejestracja cyfrowa (rys. 4), którą zwykle się dzielić na dwie zasadnicze grupy, a mianowicie: rejestracja z powrotem do zera (RZ — return zero) i rejestracja bez powrotu do zera (NRZ — non return zero). Obie są podobne co do swej natury. Rejestracja cyfrowa jest dokonywana przez magnesowanie taśmy aż do nasycenia w każdym z dwóch możliwych kierunków. Zmiana kierunku następuje w precyzyjnie odmierzonych odstępach wzdłuż kierunku taśmy. Sygnał z czujnika jest przetwarzany na kod binarny i następnie zarejestrowany w jeden z niżej omówionych sposobów.

W rejestracji z powrotem do zera jeden stan nasycenia (+Φ) przedstawia cyfrę 1, a stan przeciwny (-Φ) cyfrę 0. Dane są przenczone na taśmę jako seria impulsów przedstawiających wartość dziesiętną pewnej liczby w kodzie binarnym.



Rys. 4. Zasady rejestracji cyfrowej

W metodzie bez powrotu do zera żaden stan magnetyzacji nie jest przypisany wartości 1 lub 0. Stan magnetyzacji, który jest odwracany z jakiegokolwiek stanu, jest każdorazowo cyfrą 1, a pozostaje nie zmieniony dla cyfry 0. Jest to metoda bardziej ekonomiczna, gdyż pozwala zarejestrować dwa razy tyle cyfr dla tej samej liczby impulsów.

Jednym z ważnych problemów w rejestracji cyfrowej jest dokładność podstawy czasu, gdyż cyfry tworzące daną liczbę są rejestrowane jednocześnie w poprzek taśmy, na której jest kilka ścieżek. Drugim co do ważności problemem jest niejednorodność warstwy magnetycznej nośnika, która może być powodem straty impulsów. W związku z tym potrzebne są specjalne środki ostrożności w selekcji taśmy. Dzięki mniej rygorystycznym wymaganiom co do charakterystyk dynamicznych i wzajemnego oddziaływania międzyscieżkowego, w porównaniu do poprzednich metod, w rejestracji cyfrowej możliwe jest stosowanie zwartych rozmieszczeń ścieżek i głowic. Dla przykładu można podać, iż dla taśmy o szerokości 6,35 mm, możliwe jest umieszczenie szesnastu ścieżek pomiarowych.

Wzmacniacze zapisu i odczytu są stosunkowo proste, a postać zapisu jest bardzo wygodna do obróbki maszynowej.

Typowe rozwiązania konstrukcyjne rejestratorów magnetycznych wyposażone są w poszczególne rodzaje modulatorów i w zależności od potrzeb mogą być odpowiednio dobrane. Decyduje w tym przypadku program badań w locie.

Sprawdzenie wpływu warunków prób w locie na pracę rejestratora magnetycznego

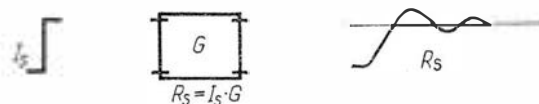
Bardzo istotne znaczenie z punktu widzenia przydatności do prób samolotów w locie mają charakterystyki eksploatacyjne rejestratorów. Należą do nich: długa i niekontrolowana żywotność poszczególnych elementów, mały ciężar i wymiary, małe zużycie mocy, możliwość użytkowania na wielu zakresach prędkości ruchu taśmy, zdolność do przeciwstawienia się chwilowym, granicznie dopuszczalnym zjawiskom, praca w zmiennych warunkach klimatycznych oraz maksymalna niezawodność pracy. Wszystkie z wymienionych charakterystyk sprawdza się w ramach prób laboratoryjnych. Jednakowoż dla praktycznego potwierdzenia uzyskanych wyników powinny być przeprowadzone próby w locie.

Potrzeba wykonywania tego rodzaju prób wynika ponadto ze zmiany stopnia skomplikowania całego układu pomiarowego wraz z użyciem rejestratora magnetycznego. Kwalifikacje personelu obsługującego muszą być w tym przypadku wyższe i przeprowadzone próby mają określić stopień opanowania nowej techniki rejestracji. Nie jest również wykluczona możliwość konieczności wprowadzenia pewnych zmian konstrukcyjnych, zwłaszcza w zespołach elektronicznych rejestratora. Często bowiem właściwe odzwierciedlenie warunków pracy rejestratora w próbach laboratoryjnych jest bardzo kłopotliwe. Ma to często miejsce, jeżeli chodzi o badanie wpływu pokładowych źródeł zakłóceń, które mogą dostawać się na wejście układu rejestratora.

Dla wyrobienia jasnego poglądu odnośnie do wpływu warunków prób w locie należy opracować program prób uwzględniający pomiar wybranych charakterystyk przed lotem, w czasie lotu i po locie. Pomiaru powinny być wykonane w całym zakresie użytkowania rejestratora. Wyposażenie pomiarowe powinno umożliwić równoległy pomiar wybranych parametrów przy użyciu rejestratora magnetycznego oraz innego typu rejestratora o wyższej względnie takiej samej klasie dokładności. Oprócz sprawdzenia charakterystyk statycznych układu rejestracji i odtwarzania, sprawdza się również wpływ środowiska pokładowego na nie-

powtarzalność amplitudy i fazy sygnałów dynamicznych. Niepowtarzalność charakterystyki amplitudowo-fazowej definiuje się jako odchyłkę amplitudy i fazy zarejestrowanych i odtworzonych sygnałów dynamicznych odniesienia w czasie lotu od odtworzonych tych samych sygnałów dynamicznych zarejestrowanych tuż przed lotem i po locie.

Interesującą metodą sprawdzania wpływu środowiska pokładowego na charakterystyki dynamiczne rejestratora jest metoda podana przez O. M. Eliasena [2]. Polega ona na analizie zarejestrowanego i odczytanego sygnału skokowego (rys. 5) przed lotem, w czasie lo-



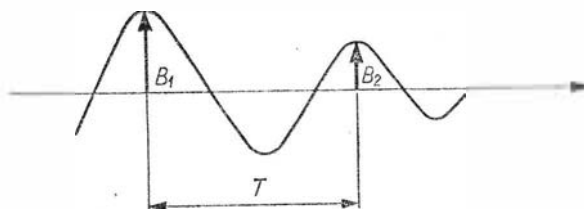
Rys. 5. Schemat metody sprawdzania charakterystyk dynamicznych rejestratora

tu i po locie. Do analizy przyjęto, iż układ opisuje niżej podana funkcja przenoszenia:

$$G(S) = \frac{K \cdot \omega_0^2}{S^2 + 2\delta S + \omega_0^2} \quad (3)$$

δ i ω_0 mogą być określone z równań (4) i (5):

$$\delta = \frac{\ln \left(\frac{B_1}{B_2} \right)}{T} \quad (4)$$



Rys. 6. Parametry sygnału wyjściowego

Podstawowe charakterystyki wybranych rejestratorów magnetycznych

Firma	Typ	Ilość kanałów	Technika rejestracji				Prędkość przesuwu taśmy [mm/sec]	Czas rejestracji	Zapas taśmy [m]	Wymiary [mm]
			AM	FM	PDM	Cyfrowa				
Ampex Corporation	AR-1600	14	×	×	×		32 ÷ 3050	15 min przy V_{max}	2800	645 × 457 × 368
Genisco Technology Corporation	S-3504	2 ÷ 14	×	×	×		47 ÷ 762			644 × 289 × 178
	110—110	14	×	×	×	×	48 ÷ 3050	2 min przy V_{max}	408	203 × 304 × 215
	Kinologic Corp.	14	×	×	×	×	48 ÷ 1524	3 min przy V_{max}	304	241 × 190 × 108
Leach Corporation	MTR-3200	33	×	×	×	×	381 ÷ 3084	32 min przy V_{max}	730	218 × 241 × 508
Raiph. M. Parsons	AIR-3600	8	×	×	×	×	48 ÷ 1524	12 min przy V_{max}	1094	112 × 260 × 310
	AIR-940	14	×	×		×	190 ÷ 1524	—	285	241 × 196 × 122
Pemco Pacific Electromagnetics Co. INC	110	14	×	×		×	381 ÷ 1524	15 min przy V_{min}	304	254 × 457 × 686
	120	14	×	×		×	381 ÷ 1524	1 godz przy V_{min}	1400	134 × 203 × 343
Electronics INC	ARS-6	9 ÷ 16	×	×		×	381 ÷ 762	—	91	177 × 203 × 203

$$\omega_0 = \sqrt{\left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 + \delta^2} \quad (5)$$

B_1 i B_2 oraz T są mierzone na podstawie sygnałów odtworzonych (rys. 6).

Charakterystykę amplitudową i fazową dla przypadku oscylacji tłumionych ($\delta < \omega_0$) określa równanie (6) i (7):

$$A = \frac{K}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2\right]^2 + 2\left[\frac{\delta}{\omega_0} \frac{\omega}{\omega_0}\right]^2}} \quad (6)$$

$$\varphi = -\arctg \frac{2 \frac{\delta}{\omega_0} \frac{\omega}{\omega_0}}{1 - \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2} \quad (7)$$

Opisana metoda może być również przydatna do sprawdzenia charakterystyk dynamicznych układów pomiarowych z rejestratorami innego typu.

Obecny poziom techniki rejestracji magnetycznej pozwala stwierdzić, że warunki prób w locie nie mają praktycznego wpływu zarówno na powtarzalność charakterystyk dynamicznych, jak i na stosunek sygnału do szumu. W tablicy podano charakterystyki niektórych rozwiązań konstrukcyjnych rejestratorów magnetycznych do prób sprzętu lotniczego.

Podane przykłady oraz cały szereg innych typów spotykanych w licznych publikacjach świadczą, iż rejestracja magnetyczna wyszła poza stadium doświadczeń i stanowi niezbędne wyposażenie typowych ośrodków prób samolotów w locie.

Literatura

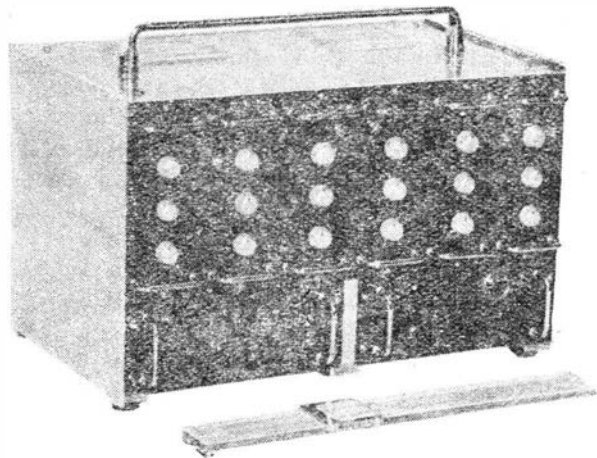
1. Koszewski J.: „Oszacowanie ograniczeń istotnych dla lotniczego zapisu magnetycznego z modulacją częstotliwości”, Technika Lotnicza, nr 11 z 1963.
2. Eliassen O. M.: „Oscillographic recording or magnetic tape recording for airborne data acquisition, Flight Test Instrumentation, Vol. III, Wyd. Pergamon Press 1965.
3. Bellerby P. J.: „A comprehensive airborne magnetic tape recording system, Flight Test Instrumentation, Vol. II, Wyd. Pergamon Press 1961.
4. Bennet G. E.: „Application of magnetic tape recording”, Flight Test Instrumentation, Vol. II, Wyd. Pergamon Press 1961.
5. Heinzman John: „Spacecraft Tape Recorders”, Instrument and Control Systems, June 1966.

Od Redakcji

Już w październiku **TECHNIKA LOTNICZA** i **ASTRONAUTYCZNA** ukaże się w zwiększonej do 32 stron objętości.

Wraz z powiększeniem objętości wprowadziliśmy dodatkowe działy: eksploatacji i ekonomiki transportu lotniczego, a także inne zmiany.

Wdzięczni będziemy tym Czytelnikom, którzy zechcą nadesłać swe uwagi i ocenę, w jakim stopniu pismo nasze jest im pomocne i czy znajdują w nim to, czego oczekują.



Tensometry oporowe naklejane bezpośrednio na konstrukcje lotnicze umożliwiają dokonanie pomiarów obciążeń statycznych i dynamicznych na samolotach. Dla wykorzystania słabych impulsów elektrycznych tensometrów oporowych konieczne jest zastosowanie rozbudowanej aparatury pomiarowej. W artykule omówiono mostek tensometryczny MT-6 i MT-12, sześciokanałowy zestaw do pomiarów dynamicznych przy użyciu tensometrycznych czujników drgań i przyspieszeń oraz jednokanałowy mostek do dokładnych pomiarów metodą zerową.

Tensometryczna aparatura do pomiarów statycznych i dynamicznych

531.781.2:620.173.322

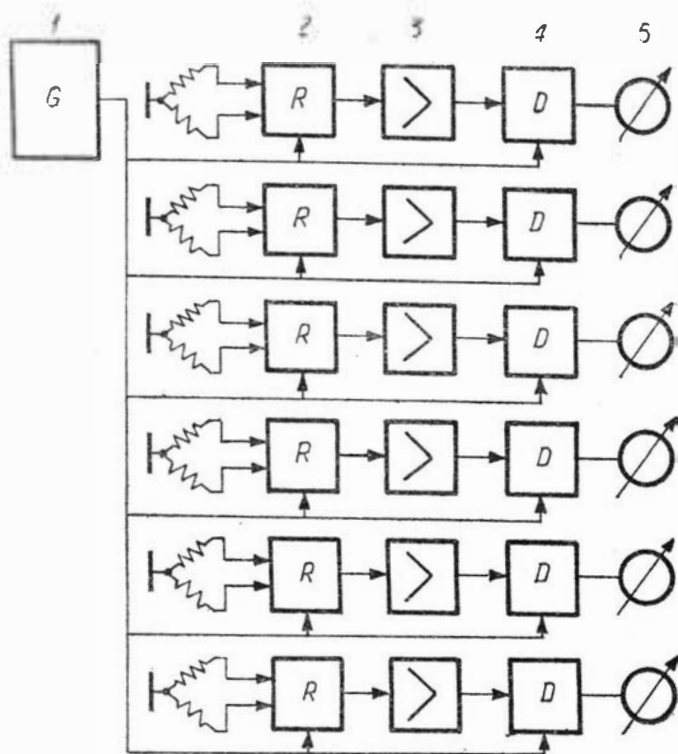
Współczesne badania samolotów wymagają pomiarów obciążeń statycznych i dynamicznych występujących w elementach konstrukcyjnych. Wykonanie takich pomiarów umożliwiają tensometry oporowe, naklejane bezpośrednio na konstrukcję, które są przetwornikami wielkości mechanicznej na wielkość elektryczną. Do istotnych wad obecnie stosowanych tensometrów należy ich mała czułość, w efekcie czego aparatura pomiarowa umożliwia dalsze przetworzenie sygnału pomiarowego musi być rozbudowana. Wymagania, jakie stawia się aparaturze tensometrycznej, sprowadzają się głównie do zapewnienia odpowiedniej liczby kanałów, niezawodności i dokładności, jak również w przypadku pomiarów na samolocie w czasie lotu możliwie małych wymiarów.

W związku z zapotrzebowaniem na aparaturę tensometryczną, a z drugiej strony ze względu na brak tego typu aparatury na rynku krajowym, przystąpiono w ITWL do opracowania i wykonania odpowiednich urządzeń, o możliwie wysokiej dokładności. W artykule zostały opisane niektóre wzory aparatury tensometrycznej.

Mostek tensometryczny typu MT-6 oraz uwagi dotyczące mostka typu MT-12

Przystępując do opracowania mostka MT-6 przeprowadzono analizę różnych rozwiązań konstrukcyjnych spotykanych w tego typu aparaturze. Stwierdzono

między innymi, że stosowanie urządzeń ze wzmacniającymi prądu stałego o bezpośrednim wzmocnieniu mijają się z celem, nawet w przypadku stosowania tranzystorów krzemowych. Powodem tego jest pełzanie zera wzmacniaczy prądu stałego, co przy niewielkich napięciach uzyskiwanych z układu pomiarowego (czujnika) uniemożliwia wykonanie pomiaru. Jedyną możliwością wykorzystania tensometrów do pomiarów na samolocie jest stosowanie aparatury prądu zmiennego i dlatego mostek MT-6 pracuje na prądzie zmiennym. Zawiera on sześć kanałów pomiarowych (rys. 1). W skład każdego kanału wchodzi układ wstępnego zerowania, wzmacniacz prądu zmiennego i detektor fazoczuły. Wszystkie kanały zasilane są ze wspólnego generatora i wspólnego zasilacza.

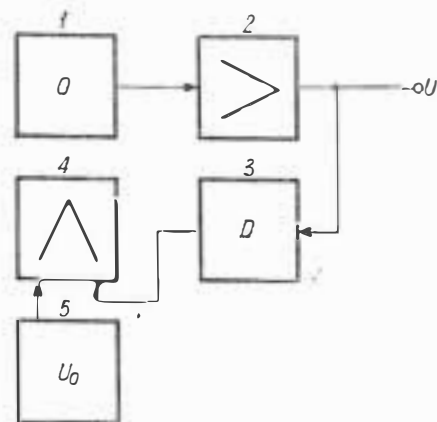


Rys. 1. Schemat blokowy mostka typu MT-6:
1 — generator, 2 — układ równoważenia, 3 — wzmacniacz, 4 — detektor fazoczuły, 5 — wskaźnik (pętlica oscylografu)

Dużo uwagi poświęcono układowi zerowania, gdyż od jego stabilności zależy dokładność pomiarów i w wielu przypadkach budowane mostki tensometryczne mają z tego powodu małe dokładności. Wzmacniacz prądu zmiennego jak i pozostałe układy są zbudowane na tranzystorach, co znakomicie zmniejsza wymiary aparatury. Aby zapewnić odpowiednią stabilność wzmocnienia, zastosowano bardzo silne ujemne sprzężenie zwrotne. Z tego względu zmiany wzmocnienia nie przekraczają 2‰ przy zmianie temperatury otoczenia w granicach od 0 do +50 °C.

Specjalną uwagę poświęcono opracowaniu detektora fazoczułego, aby można było prostować napięcia rzędu IV i aby nieliniowość charakterystyki nie przekraczała 1‰. Opracowano więc nowy typ detektora fazoczułego, w którym zastosowano ujemne sprzężenie zwrotne zapewniając liniowość jego charakterystyki. Pomiarzy sprawdzające wykazały, że może on mieć nieliniowość charakterystyki nie większą od 0,2‰ i umożliwia budowę bardzo dokładnej aparatury pomiarowej, nie tylko tensometrycznej.

Jak wspomniano poprzednio, wszystkie kanały zasilane są ze wspólnego generatora. Aby zapewnić odpowiednią stabilność amplitudy napięcia wyjściowego, zastosowano układ automatycznej regulacji amplitudy (rys. 2). Niezależnie od tego wzmacniacz mocy objęty jest silnym ujemnym sprzężeniem zwrotnym zapewniającym mały poziom zniekształceń nieliniowych napięcia wyjściowego.

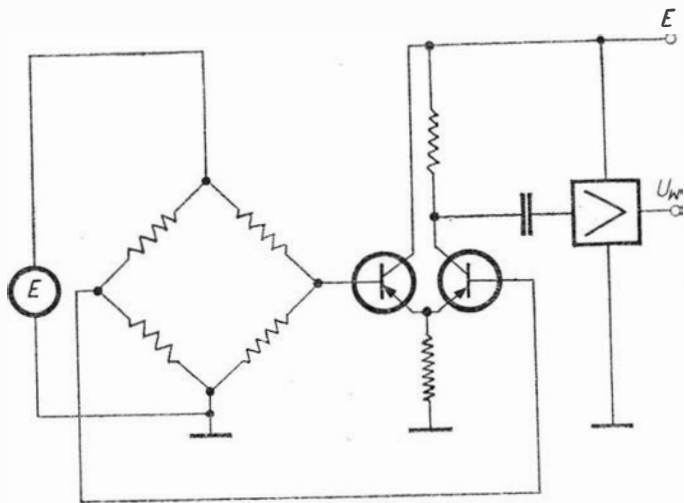


Rys. 2. Schemat blokowy generatora:
1 — oscylator, 2 — wzmacniacz mocy, 3 — detektor, 4 — wzmacniacz prądu stałego, 5 — napięcie odniesienia

Korzystając z doświadczeń zdobytych w czasie opracowywania mostka typu MT-6 przystąpiono w ITWL do skonstruowania mostka MT-12 o zwiększonej do dwunastu liczbie kanałów. W porównaniu z mostkiem MT-6 mostek MT-12 ma w każdym kanale układ kalibracji, jak również jest wyposażony we wskaźnik upraszczający proces wstępnego zerowania. Aby zwiększyć dokładność pomiarów statycznych, wyjście każdego kanału jest dopasowane do woltomierza cyfrowego. Przy opracowywaniu mostka MT-12 główną uwagę zwrócono na podniesienie dokładności pomiarów i zapewnienie poprawnej pracy w zakresie zmian temperatury otoczenia -20 °C do +50 °C [1], [2].

Sześciokanałowy zestaw do pomiarów dynamicznych przy użyciu tensometrycznych czujników drgań i przyspieszeń

Ze względu na konieczność wykonywania pomiarów drgań na samolotach i śmigłowcach w czasie lotu opracowano sześciokanałowy układ pomiarowy. W przypadku gdy pasmo częstotliwości mierzonych parametrów nie musi zaczynać się od zera, aparatura tensometryczna bardzo się upraszcza i sprowadza do zestawu wzmacniaczy prądu zmiennego. Założono, że pasmo częstotliwości mierzonych drgań będzie rozciągać się od 5 Hz do 500 Hz. Główną uwagę skierowano na skonstruowanie odpowiedniego wzmacniacza o stabilnym wzmocnieniu w zakresie zmian temperatury otoczenia na samolocie, tzn. od -55 °C do +50 °C. Z tego względu we wzmacniaczu zastosowano tranzystory krzemowe produkcji radzieckiej typu MII-103. Wzmacniacz objęty jest silnym ujemnym sprzężeniem zwrotnym. Jak widać na rys. 3, pierwszy stopień wzmacniacza jest symetryczny, gdyż napięcie wyjściowe z czujnika jest rzędu 200 μV. Zastosowana konfiguracja układu



Rys. 3. Schemat blokowy kanału zestawu do pomiarów dynamicznych

pomiarowego umożliwił zasilanie wszystkich czujników z jednego źródła, którym jest zasilacz napięcia stałego o podwójnej stabilizacji, zbudowany również na tranzystorach. Zestaw pomiarowy został przystosowany do oscylografu pętlicowego typu K12-21.

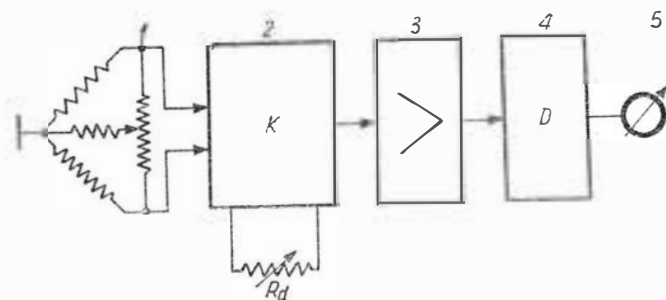
Jednokanałowy mostek do dokładnych pomiarów metodą zerową i możliwości jego zastosowania

W wielu pomiarach statycznych wymagana jest większa dokładność niż dokładność uzyskiwana w typowych mostkach tensometrycznych. Jest to możliwe w metodzie zerowej. Na rys. 4 przedstawiono schemat blokowy mostka do dokładnych pomiarów (0,1%). Napięcie wyjściowe z układu pomiarowego jest kompensowane napięciem na oporze dekadowym R_d . Różnica napięć po wzmacnieniu i wyprostowaniu w detektorze fazoczułym wskazywana jest przez miernik. Trudność konstrukcji tego mostka polega na dobraniu układu kompensacji tak, aby można było uzyskać odpowiedniość między nastawami opornika dekadowego R_d a wartością wielkości mierzonej, np. siły. Z drugiej strony należało uzyskać niezależność kalibracji od wstępnego zerowania.

Za pomocą tego mostka można wykonywać pomiary statyczne naprężeń, sił itp., a w szczególności pomiary ciągu silnika [3].

Literatura

1. Roliński Z.: „Zarys elektrycznej tensometrii oporowej”, Warszawa, 1963.
2. Horma O.: Tensometrické mustky” Praha 1960.
3. Capenko M. P.: „Автоматические измерительные компенсаторы с декадными магазинами сопротивления”, Приборостроение, 1957, nr 1.



Rys. 4. Schemat blokowy mostka do dokładnych pomiarów statycznych:

1 — układ równoważenia, 2 — układ kompensacji, 3 — wzmacniacz, 4 — detektor, 5 — wskaźnik

Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

1. Kol. T. Kostia — przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej, który był delegowany przez Zarząd Główny SIMP do Leszna na Kongres OSTIV — na posiedzeniu Zarządu SL w dn. 4 lipca br. złożył sprawozdanie ze swego wyjazdu.

2. Zasluguje na omówienie działalności członków Koła SIMP przy Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym na imprezach w Lesznie Wlkp. Na XI Kongresie OSTIV referaty wygłosili koledzy: — mgr inż. W. Stafiej pt. „Obciążenie wymiarujące dla poszczególnych zespołów szybowca” oraz — mgr inż. Wł. Korzonkiewicz pt. „Analiza projektu szybowca przy użyciu maszyny cyfrowej”.

Ogółem w Kongresie uczestniczyło 12 inżynierów simpowców.

Na XI Szybowcowe Mistrzostwa Świata SZD skierowało 13 obserwatorów technicznych — członków SIMP, wśród nich 5 inżynierów.

3. Zarząd Sekcji Lotniczej — realizując postulat stworzenia więzi organizacyjnej pomiędzy simpowcami w ośrodkach lotniczych — nawiązał kontakt korespondencyjny z kołami zakładowymi przy LZR3 w Dęblinie i LZR4 w Warszawie.

4. Komisja Współpracy z Zagranicą Zarządu Głównego SIMP — na wniosek Zarządu Sekcji Lotniczej — finalizuje wyjazd kolegi Andrzeja Glassa członka koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa na wystawę w Farnborough — jako „wyjazd popierany”.

5. Zarząd Sekcji Lotniczej poddał dyskusji sprawy związane z organizacją działów doświadczalnych podjętą w nie-

których zakładach lotniczych. Chodzi o zwrócenie uwagi administracji przemysłu na przypadki braku synchronizacji, które mogą utrudnić lub opóźnić realizację zadań.

6. Po przerwie letniej Zarząd SL w dalszym ciągu odbywać będzie sporadycznie swe zebrania w kołach zakładowych SIMP, wspólnie z zarządami kół. Przypominamy, że w czasie swej kadencji zarząd obradował już w WSK Rzeszów, SZD Bielsko Biala, w WSK Świdnik i w WSK Kalisz! Ponadto w styczniu br. odbyło się zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP z udziałem delegatów kół SIMP z ośrodków lotniczych oraz przedstawicieli oddziałów wojewódzkich SIMP.

KRONIKA

● Obchody Święta Lotnictwa 1968 odbędą się w dniu 1 września w Krakowie, pod protektorem premiera Józefa Cyrankiewicza.

Mistrzostwa Szybowcowe w Lesznie stanowią przegląd najnowocześniejszego sprzętu. W klasie otwartej stanęło na starcie 19 typów szybowców, zaś w klasie standard — 18. Na polskiej „Foce” startowało 28 pilotów.

● IV Warszawskie Zawody Spadochronowe odbyły się na lotnisku Gocław. W zawodach uczestniczyło 50 skoczków o różnym stopniu wyszkolenia. Najstarsi stażem zawodnicy posiadali doskonałe czeskosłowackie spadochrony typu PCH, w które przed rokiem zostały wyposażone wszystkie aerokluby.

● W Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu przebywała delegacja Ministerstwa Lotnictwa Cywilnego ZSRR z wiceministrem A. Popowem na czele. Goście radzieccy zwiedzili zakład, zapoznając się m.in. z produkcją samolotów An-2 oraz spotkali się z załogą i kierownictwem wytwórni.

● W lokalu APRL w Warszawie odbyło się ostatnio zebranie Komisji Historycznej Klubu Seniorów Lotnictwa, której przewodniczył A. Kurotski. Dyskusja dotyczyła trzech zagadnień: historii KSL, uczczenia 50-lecia powstania lotnictwa polskiego i upamiętnienia zasłużonych lotników. Historia Klubu została już opracowana i powielona w pewnej ilości egzemplarzy. Rocznicą powstania polskiego lotnictwa wojskowego — zajęcie lotnisk Rakowiec, Mokotów, Ławica — zostanie omówiona na łamach periodyków. KSL poczyni starania o uczczenie zasłużonych lotników tablicami na domach oraz nazwami ulic. Wystąpiono

z inicjatywą nadania jednej z ulic Warszawy nazwy Antoniego Kocjana, wybitnego konstruktora szybowców oraz bojownika Polski podziemnej.

● Kapitan Teliga odbywający samotny rejs dookoła świata na jachcie „Opty” — dotarł w czerwcu do Archipelagu Fidzi. W Viti Levu władze angielskie doręczyły mu (oprócz karty honorowego członka Królewskiego Jacht-Klubu) — jako byłemu lotnikowi polskiemu w Anglii — legitymację honorowego członka klubu b. kombatanów.

● Z dniem 1 lipca PLL „Lot” uruchomiła połączenie na trasie Warszawa — Kijów. Loty odbywają się w każdy poniedziałek. Linie obsługują samoloty typu An-24, zabierające 44 pasażerów. Jednocześnie na tej samej trasie kursują raz w tygodniu samoloty „Aeroflotu”. Kijów to już czwarte miasto w ZSRR, do którego docierają samoloty „Lotu”.

Analiza niektórych własności i wzorcowanie tensometrycznych czujników przyspieszeń

621.317.39:531.781.2:531.763.5

Artykuł uzasadnia wybór czujnika membranowego na tensometryczny czujnik przyspieszeń, omawia konstrukcję i technologię wykonania czujnika. Analizuje szczegółowo dobór typu tensometrów foliowych, przyklejanie ich do sprężystego elementu czujnika oraz schemat elektrycznego obwodu czujnika. Dalsza część artykułu poświęcona jest wzorcowaniu czujnika wraz z oceną błędów wykonanych pomiarów.

Oznaczenia

$g = 9806,65$ [mm.sek⁻²] — przyspieszenie ziemskie,
 a_w [mm.sek⁻²] — przyspieszenie mierzone (wymuszające, stołu wstrząsarki),
 A_{ss} [mm] — amplituda plamki świetlnej proporcjonalna do statycznego wychylenia stołu,
 A_{st} [mm] — amplituda plamki świetlnej w czasie drgającego ruchu stołu
 A_r [mm] — amplituda zarejestrowanego sygnału wyjściowego z czujnika,
 A_w [mm] — amplituda mierzona (wymuszająca, stołu wstrząsarki),
 f_w [Hz] — częstotliwość drgań mierzona (wymuszająca, stołu wstrząsarki),
 k_s [1] — współczynnik skali mechanizmu lusterkowego,
 k_r [1] — współczynnik skali rejestratora sygnału czujnika.

Uzasadnienie wyboru czujnika membranowego

Budowa i praca tensometrycznego czujnika, typu sejsmicznego, przyspieszeń liniowych jest następująca: w sztywnej obudowie, ustawianej na badanym obiekcie, umocowane są elementy sprężyste, na których podwieszony jest ciężarek (masa sejsmiczna), traktowany również jako ciało sztywne. Obudowa wykonuje ruchy razem z badanym obiektem, masa sejsmiczna wykonuje ruchy wymuszone za pośrednictwem elementów sprężystych [3]. W czujniku tensometrycznym mierzone są średnie wartości składowych stanu odkształcenia na powierzchni materiału elementów sprężystych, a ściślej — wydłużenia (z odpowiednim znakiem), przy czym najbardziej czułą metodą jest pomiar odkształceń głównych.

Omówimy tutaj czujniki typu sejsmicznego, różniące się jednak między sobą konstrukcją i dynamiką układu: obudowa — element sprężysty — masa sejsmiczna. Pod względem konstrukcyjnym czujniki dzielą się na membranowe i belkowe. Przedstawiamy skrajne przykłady obydwu grup: czujnik z masą zawieszoną na dwóch membranach

(rys. 1) i czujnik z masą zawieszoną na jednej wspornikowej belce (rys. 2). Pod względem dynamicznym podział zależy od ilości stopni swobody, które ma masa ciężarkowa przy więzach uwarunkowanych zawieszeniem na danym układzie elementów sprężystych. Trzeba jednak rozróżnić ruchy masy ciężarka:

- o dużych amplitudach przemieszczeń przy ruchu postępowym i obrocie,
- o małych amplitudach przemieszczeń, które można zaniedbać w porównaniu z poprzednimi.

Elementarny czujnik przyspieszeń liniowych powinien mieć jeden stopień swobody, tzn. powinien reagować tylko na składową siły wymuszającej równoległą do danej osi, wzdłuż której mogą następować przesunięcia masy ciężarka o przewidzianych, wymierzalnych wartościach. W odniesieniu do czujników tensometrycznych, uwzględniając dotychczasowe uwagi, oznacza to, że przesunięcia masy ciężarka tylko wzdłuż określonego kierunku wywołują składowe stanu odkształcenia na powierzchni elementu sprężystego o wartościach w zakresie pomiarowym aparatury.

Z definicji zaproponowanego powyżej pojęcia czujnika elementarnego przyspieszeń liniowych wynika, że można nim wiernie zmierzyć przyspieszenie tylko nieskomplikowanych ruchów, których kierunki przyspieszeń są znane. Nie jest to sztuczne ograniczenie, lecz konsekwentny wniosek wynikający z wymagań stawianych metodzie pomiarowej. W przypadku konieczności pomiaru przyspieszeń skomplikowanego ruchu względnie takiego, o którym z góry nic nie wiadomo, należy stosować trzy czujniki elementarne usytuowane w trzech dowolnych kierunkach w przestrzeni i składać wektorowo ich wskazania.

Występowanie tylko jednego stopnia swobody ruchu masy ciężarka uzyskuje się przez:

- zastosowanie bardzo dużych sztywności, czyli bardzo małych podatności, elementów sprężystych, zapobiegających niepożądanym ruchom ciężarka,
- dobór częstotliwości własnych układu: masa sejsmiczna — elementy sprężyste, tzn. ustalenie takich parametrów tego układu, że częstotliwość drgań każdej z możliwych do wzbudzenia postaci drgań leży odpowiednio daleko poza zakresem pomiarowym,
- zastosowanie podpór lub ograniczników mechanicznych, zapobiegających niepożądanym ruchom ciężarka, przy czym należy pamiętać, że takie ograniczniki nie mogą wprowadzać trudnych do oceny oporów tarcia.

Przykład. Zamieszczone obliczenie ilustruje własności obydwóch typów czujników. Wymiary elementów sprężystych są wzięte z rzeczywistości wykonanych konstrukcji. Dla lepszej przejrzystości wyników założono, że w obydwu przypadkach elementy sprężyste są wykonane ze stopu lekkiego:

$E = 7,2 \cdot 10^5$ kG cm⁻², $G = 2,7 \cdot 10^5$ kG cm⁻², $\mu = 0,334$, co zresztą nie ma znaczenia we wnioskach z analizy. Założono również, że masa ciężarka w obydwu czujnikach ma tę samą wartość:

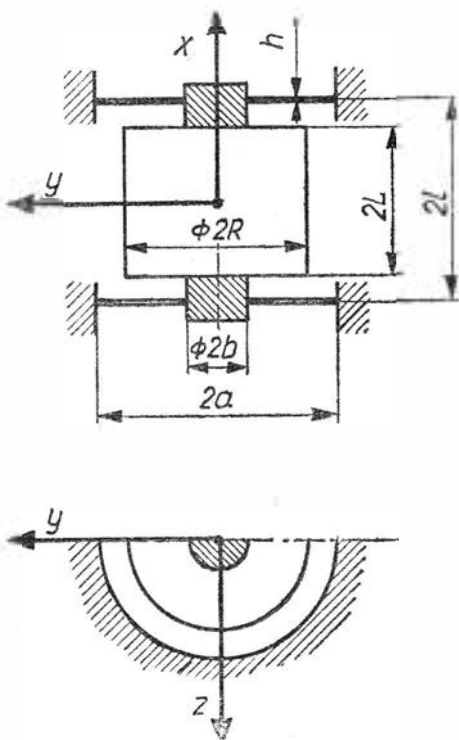
$$m = \frac{Q}{g} = \frac{0,025}{980,6} \text{ kG cm}^{-1} \text{ sek}^2$$

i ten sam moment bezwładności w spodziewanym ruchu obrotowym:

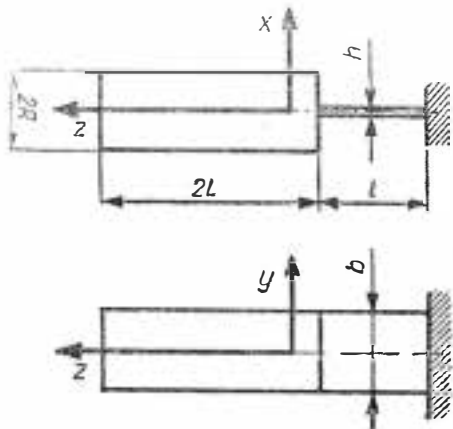
$$J = \frac{Q}{12g} 3(R^2 + 4L^2)$$

Wyjaśnienia oznaczeń wielkości geometrycznych podane są na rys. 1 i 2. Literami $f_{x1} \dots$ oznaczono częstotliwości drgań ciężarka w ruchu posuwisto-zwrotnym w kierunku

osi x (dla czujnika typu B tego rodzaju ruch założono w przybliżeniu; w rzeczywistości jest to obrót wokół punktu położonego dość daleko od środka masy ciężarka), na-



Rys. 1. Schemat czujnika membranowego do oceny częstotliwości jego drgań własnych



Rys. 2. Schemat czujnika beleczkowego do oceny częstotliwości jego drgań własnych

tomiaś f_{0x} oznacza częstotliwość drgań w ruchu obrotowym wokół osi równoległej do osi x Oś x układu x, y, z ma zawsze ten kierunek, w którym czujnik powinien jedynie wykazywać czułość na działające i mierzone przyspieszenie liniowe.

Dane liczbowe czujnika membranowego:

$a = 1$ cm, $b = 0,35$ cm, $h = 0,02$ cm, $l = 0,85$ cm, $L = 0,8$ cm, $R = 0,75$ cm.

Dane liczbowe czujnika beleczkowego:

$b = 1,5$ cm, $h = 0,03$ cm, $l = 0,6$ cm, $L = 0,8$ cm, $R = 0,75$ cm.

W oparciu o metody z teorii sprężystości i teorii drgań [4] i [5] można oszacować ogólnie zależności między częstotliwościami poszczególnych postaci drgań w danym czujniku i obliczyć je, jak niżej.

Czujnik membranowy (typ A, rys. 1 i 3):

$$f_x^2 = \frac{1}{4\pi^2} \left[\frac{m}{16\pi D} \left[\frac{b^2 - a^2}{2} + 2 \frac{a^2 b^2}{a^2 - b^2} \left(\ln \frac{b}{a} \right)^2 \right] \right]^{-1},$$

$$\frac{f_l^2}{f_x^2} = 2 \frac{Eh}{\pi^2 D} \left[\frac{b^2 - a^2}{2} + 2 \frac{a^2 b^2}{a^2 - b^2} \left(\ln \frac{b}{a} \right)^2 \right],$$

$$\frac{f_{0l}^2}{f_x^2} = 24 \frac{Eh}{\pi^2 D} \frac{l^2}{3R^2 + 4L^2} \left[\frac{b^2 - a^2}{2} + 2 \frac{a^2 b^2}{a^2 - b^2} \left(\ln \frac{b}{a} \right)^2 \right],$$

$$\text{gdzie: } D = \frac{Eh^3}{12(1 - \mu^2)}$$

Po podstawieniu wartości liczbowych otrzymuje się:

$f_x = 457$ Hz; $f_l = 26,5 f_x$; $f_{0l} = 37,9 f_x$; przy czym indeks l oznacza dowolną prostą leżącą w płaszczyźnie yz i przecinającą oś x .

Czujnik beleczkowy (typ B, rys 2):

$$f_x^2 = \frac{1}{4\pi^2} \frac{Ebh^3}{2ml^3} \frac{1}{F_1 + \sqrt{F_1^2 - F_2}},$$

$$\frac{f_{0y}^2}{f_x^2} = \frac{F_1 + \sqrt{F_1^2 - F_2}}{F_1 - \sqrt{F_1^2 - F_2}},$$

$$\frac{f_y^2}{f_x^2} = \frac{b^2}{h^2},$$

$$\frac{f_{0x}^2}{f_x^2} = \frac{b^2}{h^2} \frac{F_1 + \sqrt{F_1^2 - F_2}}{F_1 - \sqrt{F_1^2 - F_2}},$$

$$\frac{f_z^2}{f_x^2} = \frac{2l^2}{h^2} \left(F_1 + \sqrt{F_1^2 - F_2} \right),$$

gdzie:

$$F_1(l, L, R) = 1 + 3 \frac{L}{l} + 4 \frac{L^2}{l^2} + \frac{3R^2}{4l^2},$$

$$F_2(l, L, R) = \frac{L^2}{l^2} + \frac{3}{4} \frac{R^2}{L^2}$$

Po podstawieniu wartości liczbowych otrzymuje się:

$f_x = 49,85$ Hz; $f_{0y} = 15,1 f_x$; $f_{0x} = 50 f_x$; $f_z = 145,4 f_x$; $f_y = 755 f_x$.

Zamieszczone wyniki obliczeń ilustrują ogólny wniosek, że projektując czujnik membranowy typu A

(rys. 1), wystarczy skontrolować go wstępnie przez obliczenie częstotliwości drgań własnych masy ciężarka wzdłuż osi x , przy założeniu nieważkiego elementu sprężystego o podatności odpowiadającej ugięciom płyty o warunkach zamocowania jak dla membran na rys. 1 i grubości równej $2h$. Częstotliwość własna tej postaci drgań jest względnie wysoka a częstotliwości własne wszystkich innych postaci — znacznie wyższe, dzięki czemu w dość

szerokim zakresie pomiarowym czujnik spełnia omówiony w tym rozdziale postulat jednego stopnia swobody.

Natomiast sprawdzając już wstępnie czujnik beleczkowy należy traktować go jako układ o wielu stopniach swobody i bezwzględnie nie można przypisywać mu częstotliwości drgań o postaci jak dla nieważkiej belki wysięgnikowej z masą skupioną. Biorąc pod uwagę najczęściej spotykane w takich konstrukcjach proporcje geometryczne masy o momencie J oraz nieważkiego elementu sprężystego, podyktowane koniecznością uzyskania odpowiedniej czułości, czujnik beleczkowy obliczony jako układ drgający o dwu stopniach swobody (częstotliwości f_{0y} oraz f_x — obie w ruchu obrotowo-zwrotnym) ma bardzo małą częstotliwość f_x . Oprócz tego inne mogą również leżeć względnie blisko.

Założony we wzorach dla czujnika beleczkowego kształt masy ciężarka w postaci walca ogranicza nieco ogólność tych wzorców. Spotyka się konstrukcje czujników beleczkowych z ciężarkiem o innym kształcie. Jeżeli jest to kształt „ceowy”, to prowadzi na ogół do jeszcze gorszych rezultatów, aniżeli pokazano w przykładzie.

Konstrukcja

Przekrój wzdłuż osi geometrycznej czujnika i jednocześnie jego osi roboczej (oś x układu na rys. 1) po-

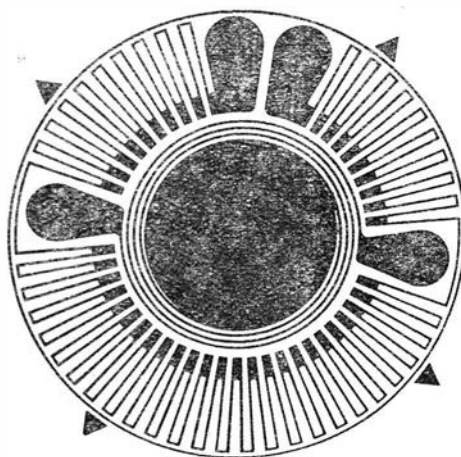
kazany jest na rys. 3. a jego fotografia bez górnej pokrywy na rys. 4. Całość mieści się w walcowym korpusie 5 o wysokości 28 mm i średnicy 28 mm. Średnica dolnego mocującego odsadzenia wynosi 38 mm. Ciężar kompletnego czujnika z dodatkowo nałożonym kołnierzem mocującym, widocznym na fotografii (rys. 4), bez zewnętrznych przewodów elektrycznych, wynosi 47 G. W korpusie 5 mieszczą się dwie membrany 1, wykonane jako całość z grubymi pierścieniami na obwo-

Połączenie pokryw z korpusem jest hermetyczne dzięki zastosowaniu uszczelkek. W celu umożliwienia połączeń elektrycznych wewnątrz czujnika (są w nim cztery tensometry, dwa po obu stronach każdej membrany) oraz na zewnątrz z zasilaniem i aparaturą pomiarową są wykonane elektryczne przepusty 3.

Dobór tensometrów foliowych i klejenie do membran

Kształt tensometrów zastosowanych do czujnika membranowego pokazuje rys. 5. Jest to tensometr typu FKM2, opracowany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych, do membranowych czujników ciśnienia. W tym przypadku wykorzystuje się tylko promieniową siatkę tensometru. Na fotografii na rys. 4 widać taki tensometr naklejony na membranie wewnątrz odkrytego czujnika.

Oporowa siatka tensometru wykonana jest z konstantanu a nośna podkładka z żywicy fenolowo-formaldehidowej, modyfikowanej żywicą epoksydową. Żywica ta wytrzymuje temperatury do 250 °C, dzięki czemu naklejony tensometr mógł być poddany wygrzewaniu odprężającemu.



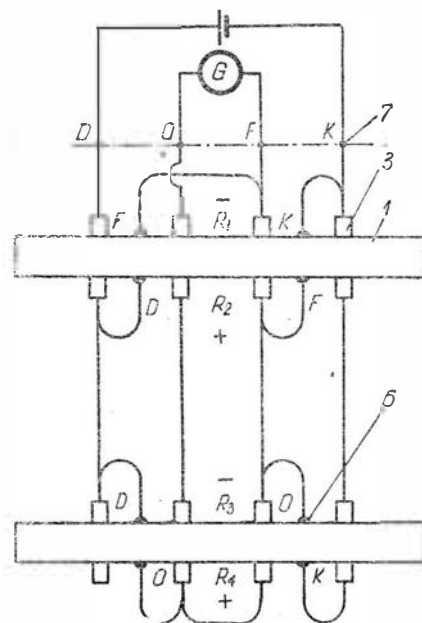
Rys. 5. Siatka przystosowanego tensometru foliowego, przerobionego z tensometru FKM2 produkcji ITWL

Tensometry przyklejono do membran, po obu stronach, klejem Nr 1 do okładzin hamulcowych. Jego własności fizyczne i chemiczne gwarantują dobre połączenie nośnej podkładki tensometru z metalem membrany. Po odpowiednich zabiegach nakładania kleju, wstępnego

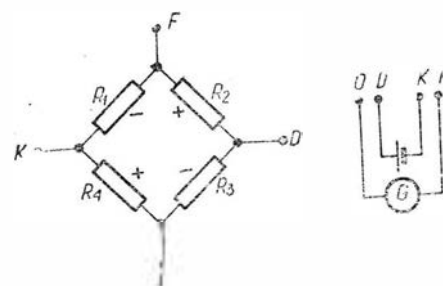
suszenia i wreszcie przyłożenia naklejanych tensometrów zgodnie ze stosowaną w tych przypadkach technologią, tensometry zostały dociśnięte do membran w specjalnych przyrządach, a następnie całość umieszczona w suszarce. Po ogrzaniu, w temperaturze 200 °C zachodzi polikondensacja kleju i ostateczne związanie tensometru z podłożem.

Obwód elektryczny czujnika

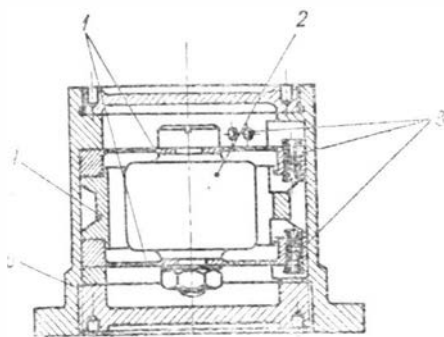
Montażowy schemat elektrycznego obwodu czujnika uwidoczniony jest na rys. 6. Punkty D, O, F, K oznaczają wyjścia z czujnika, do których podłącza się zasilanie i aparaturę pomiarową. Oznaczenia tensometrów: R1, R2, R3, R4 pokazują ich rozmieszczenie na membranach 1. Natomiast sposób połączenia w



Rys. 6. Montażowy schemat wewnętrznego, elektrycznego obwodu czujnika: 6 — symbole punktów lutowania przewodów do tensometrów, 7 — symbole przepustów na zewnątrz. Znaki +, — symbolizują jednocześnie występujące odkształcenia na powierzchni membran



Rys. 7. Schemat wewnętrznego obwodu elektrycznego pokazujący umiejscowienie tensometrów w mostku Wheatstone'a



Rys. 3. Przekrój wzdłuż osi membranowego czujnika przyspieszenia



Rys. 4. Fotografia czujnika bez górnej pokrywy. Widoczny foliowy tensometr na górnej membranie i przewody z taśmą prowadzące do przepustów na zewnątrz

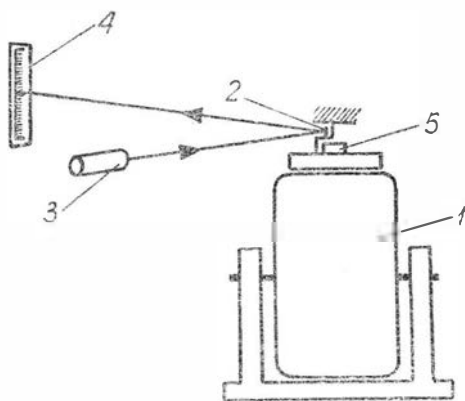
dzie zewnętrznym, konstrukcyjnie służącymi do realizacji warunku zamocowania membran. W centralnej części membran znajduje się kołowe zgrubienie (o promieniu b ; rys. 1) z otworem, który to zespół służy do zamocowania na obwodzie wewnętrznym membran i jednocześnie do montażowego połączenia z ciężarkiem 2, będącym masą sejsmiczną. Rozstawienie membran zgodnie z odpowiednim wymiarem ciężarka 2 reguluje pierścień dystansowy 4. Od dołu całość zamknięta jest dociskającą pokrywą (przez pierścieniową podkładkę). Od góry wkreca się zamykającą pokrywę.

elektryczny układ pełnego mostka Wheatstone'a widać na rys. 7.

Membrany są sprężnięte swoimi środkami tak, że muszą ugiąć się jednocześnie i jednakowo. Znaki plus i minus na rys. 6 pokazują, po której stronie membran występują naprężenia rozciągające i po której ściskające, po ugięciu membran. Równocześnie w odpowiednich tensometrach pojawiają się dodatnie i ujemne przyrosty oporności, powodując „rozzerowanie” mostka i odpowiedni sygnał w jego przekątnej pomiarowej OF. Sygnał ten jest czterokrotnie większy, aniżeli można by uzyskać z jednego tylko tensometru.

Wzorcowanie czujnika

Schemat stoiska do wzorcowania pokazany jest na rys. 8. Podstawowym elementem stoiska jest elektromagnetyczna wstrząsarka 1 firmy Askania. Powodem wyboru



Rys. 8. Schemat wzorcowania czujnika

elektromagnetycznej wstrząsarki jest dostatecznie wierne odtwarzanie drgań sinusoidalnych w przeciwieństwie do innych wstrząsarek, np. mechanicznych-sprężynowych. Do ruchomego stołu wstrząsarki przymocowany jest lusterkowy mechanizm 2, którego lusterko wychyla się jednocześnie z ruchem stołu wstrząsarki. Drugi koniec lusterkowego mechanizmu umocowany jest nieruchomo. Na stole ustawiony jest badany czujnik 5. Równoległy promień świetlny z oświetlacza 3 odbija się od poruszającego się lusterka i padając na skalę 4 wyznacza na niej smugę świetlną o długości proporcjonalnej do podwójnej amplitudy drgań stołu wstrząsarki. Nie uwidoczniła na rysunku przed lusterkiem stoi soczewka skupiająca promień świetlny.

Zasada lusterkowego mechanizmu 2 polega na zawieszeniu sztywnego elementu z lusterkiem, wykonującego ruch obrotowo-zwrotny, na sprężystych przegubach wykonanych ze sprężyn z brązu.

Ocena błędów wzorcowania

Dokładna analiza błędów wzorcowania omawianego czujnika nie była celem artykułu, gdyż było to istotne z punktu widzenia ściśle określonego przeznaczenia czujnika. Poniżej przytoczono tok rozumowania, w wyniku którego wyodrębniono tylko najważniejsze źródła błędów podczas wzorcowania.

Wzorcowanie czujnika wykonano przy pięciu wartościach przyspieszenia: 1 g, 2 g, 3 g, 4 g i 5 g oraz pięciu wartościach częstotliwości: 20 Hz, 40 Hz, 60 Hz, 80 Hz i 100 Hz. Ze względu na przeznaczenie czujnika wzorcowaniu poddano cały zestaw pomiarowy składający się z czujnika, źródła zasilania, wzmacniacza tensometrycznego i rejestratora. Z tego powodu nie podano tutaj wyników liczbowych wzorcowania, gdyż mają one sens jedynie dla konkretnego zestawu aparatury pomiarowej. Celem wzorcowania było doświadczalne wyznaczenie współczynnika K_r , nazywanego dalej skalą zapisu rejestratora.

Jako przyspieszenie wzorcowe przyjęto przyspieszenie stołu vibracyjnego obliczone ze wzoru:

$$a_w = 4 \pi^2 f_w^2 A_w$$

Amplitudę stołu A_w mierzono za pomocą mechanizmu lusterkowego, wywzorcowanego uprzednio za pomocą czujnika zegarowego. W wyniku tego otrzymano zależności:

$$A_w = k_s A_{sd} \quad \text{oraz} \quad k_s = \frac{A_w}{A_{ss}}$$

Po podstawieniu pierwszej z powyższych zależności do wzoru na przyspieszenie wzorcowe a_w otrzymano:

$$a_w = 4 \pi^2 f_w^2 k_s A_{sd}$$

Z zapisu rejestratora odczytano amplitudę zapisu A_r , a następnie mnożono ją przez skalę zapisu k_r otrzymując w ten sposób przyspieszenie wzorcowane:

$$a'_w = k_r A_r$$

Wartość ta powinna być równa przyspieszeniu przyjętemu jako wzorcowe, a więc:

$$4 \pi^2 f_w^2 k_s A_{sd} = k_r A_r$$

Stąd poszukiwana wartość skali zapisu rejestratora:

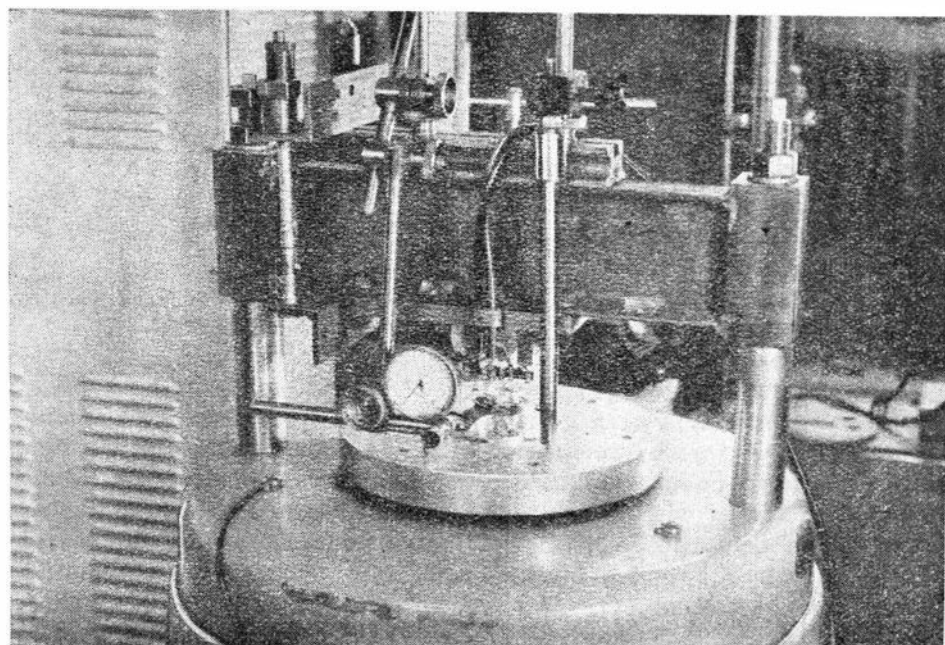
$$k_r = \frac{4 \pi^2 f_w^2 k_s A_{sd}}{A_r}$$

a po podstawieniu zamiast k_s odpowiedniego wyrażenia:

$$k_r = \frac{4 \pi^2 f_w^2 A_w A_{sd}}{A_r A_{ss}}$$

Aby prześledzić wpływ pomiarów pośrednich na wynik końcowy obli-

Rys. 9. Czujnik na stole vibracyjnym stoiska do wzorcowania



czono w znany sposób względny graniczny błąd powyższego wyrażenia:

$$\frac{\Delta k_r}{k_r} = 2 \left| \frac{\Delta f_w}{f_w} \right| + \left| \frac{\Delta A_{zw}}{A_{zw}} \right| + \left| \frac{\Delta A_{ss}}{A_{ss}} \right| + \left| \frac{\Delta A_{sd}}{A_{sd}} \right| + \left| \frac{\Delta A_r}{A_r} \right|$$

We wzorze tym poszczególne błędy składowe pochodzą:

1. $\frac{\Delta f_w}{f_w}$ — z pomiaru częstotliwości drgań stołu,
2. $\frac{\Delta A_{zw}}{A_{zw}}$ — z pomiaru przesunięcia stołu za pomocą czujnika zegarowego,
3. $\frac{\Delta A_{ss}}{A_{ss}}$ — z pomiaru przesunięcia plamki świetlnej,
4. $\frac{\Delta A_{sd}}{A_{sd}}$ — z pomiaru długości smugi świetlnej,
5. $\frac{\Delta A_r}{A_r}$ — z odczytu zapisu rejestratora.

Tak duża ilość niezbędnych pomiarów pośrednich świadczy o tym, że w efekcie końcowym wzorcowania nie można oczekiwać zbyt dokładnego wyniku, co zresztą jest znamiennie dla wielu pomiarów dynamicznych.

Z samej zasady pomiaru przesunięcia stołu i plamki świetlnej wynika, że błędy 2 i 3 w powyższym zestawieniu nie mają większego znaczenia. O dokładności wykonanego wzorcowania decydował więc przede wszystkim pomiar częstotliwości drgań stołu, a następnie pomiar długości smugi świetlnej (czyli amplitudy stołu) i odczyt zapisu rejestratora.

Warto wspomnieć, że omawiane wzorcowanie wykonano w warunkach silnych zakłóceń sieci elektrycznej oddziałujących zarówno na stół vibracyjny, jak i na kanał pomiarowy. Ponadto z pewnych względów, celowo, odczyty oscylogramów wykonywane były przez personel przyuczony doraźnie.

Jak już wspomniano wyżej, w celu zorientowania się o dokładności otrzymanych wyników oszacowano w przybliżeniu przedział ufności dla pięciu wyników pomiaru jednej wartości przyspieszenia wzorcowego wynoszącej 5 g, przy częstotliwości 20, 40, 60, 80, 100 Hz. Wybrane wyniki pomiaru zestawione są w tablicy od wartości najmniejszej do największej w kolumnie y . Obliczenia wykonano przy

założeniu, że różnice pomiędzy poszczególnymi wynikami spowodowane są działaniem jedynie czyn-

ników przypadkowych. Założenie to można usprawiedliwić między innymi faktem, że maksymalna częstotliwość drgań podczas wzorco-

Tablica

y	z	z^2
4,674	-388	150 544
5,003	-59	3 481
5,062	0	0
5,250	188	35 344
5,506	444	197 136
—	$\Sigma z = 185$	$\Sigma z^2 = 386 505$

wania była dużo niższa od częstotliwości rezonansowej czujnika wynoszącej 650 Hz.

W kolumnie oznaczonej z wartości obliczono ze wzoru:

$$z = \frac{y - a}{h}$$

w którym przyjęto:

$$a = 5,062$$

$$h = 0,001.$$

$$z = \frac{\Sigma z}{h} = \frac{185}{5} = 37$$

$$S_z^2 = \frac{\Sigma z^2}{h} - \frac{z^2}{n} = \frac{386 505}{5} - 37^2 = 72 332;$$

$$\bar{y} = \bar{hz} + a = 0,001 \cdot 37 + 5,062 = 5,099$$

$$S_y^2 = h^2 S_z^2 = 10^{-6} \cdot 72 332 = 0,072 332.$$

Półprzedział ufności obliczono ze wzoru:

$$L = t_\alpha \sqrt{\frac{S_y^2}{n-1}} = t_\alpha \frac{0,072 332}{4} = t_\alpha \cdot 0,1343$$

Przyjęto poziom ufności $\alpha = 0,05$ (niektóre podręczniki poziomem ufności nazywają liczbę $1 - \alpha$), wobec tego dla $v = n - 1 = 5 - 1 = 4$, $t_\alpha = 2,776$.

Ostatecznie $L = 2,776 \cdot 0,1343 = 0,373$, co stanowi około 7,3% wartości średniej przyspieszenia, wynoszącej w tym przypadku około 5,1 g.

W powyższych obliczeniach użyte symbole oznaczają:

z — zmienna pomocnicza wprowadzona dla uproszczenia rachunku,

n — ilość wyników pomiaru dla danej wartości przyspieszenia,
 $\bar{z}$ — wartość średnia z ,
 S_z^2 — wariancja zmiennej z ,
 $\bar{y}$ — wartość średnia wyniku,
 t_α — zmienna t -Studenta,
 $v = n - 1$ — ilość stopni swobody.

Przytoczony rachunek mógłby świadczyć o małej dokładności badanego czujnika. Jednakże w świetle wyżej przytoczonych rozważań dotyczących źródeł błędów wzorcowania można uznać, że obliczony przedział nie jest zbyt duży, a w każdym razie zadowalający z punktu widzenia przeznaczenia czujnika.

Konstrukcja opisanego czujnika membranowego jest stosunkowo prosta i łatwa do wykonania w warsztacie mającym doświadczenie w zakresie mechaniki precyzyjnej. Zastosowanie pojedynczych tensometrów, co zmusiło konstruktorów do rozmieszczenia ich po obu stronach membran, komplikuje nieco montaż mechaniczny i elektryczny. Inny, opracowany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych, typ membranowego tensometru pozwala na utworzenie pełnego mostka Wheatstone'a z tensometrów naklejonych na jednej membranie. Druga membrana wówczas stanowi jedynie podporę ciężarka. Stanowi to znaczne uproszczenie konstrukcji czujnika.

Istotną zaletą czujnika jest brak czułości na inne niż badana, składowe przyspieszenia.

W razie potrzeby zastosowania czujnika do dokładniejszych pomiarów należy przeprowadzić dokładniejsze wzorcowanie, co da się osiągnąć przy niewielkim nakładzie pracy.

Należy podkreślić, że omówione rozwiązanie konstrukcyjne pozwala na znaczne zmniejszenie gabarytów

czujnika dzięki zastosowanym tensometrom foliowym specjalnego kształtu, które umożliwiają maksymalne wykorzystanie rozporządzalnej do pomiaru powierzchni elementów sprężystego.

Literatura

1. Kudelski R.: „Aparatura tensometryczna do pomiarów statycznych i dynamicznych”, Techn. Lotn. i Astr., w przyg.
2. Zimmerman R.: „Pomiary naprężeń i drgań metodami elektrycznymi”, PWT, Warszawa 1959.
3. Timoshenko S.: „Strength of Materials”, t. II, D.V. Nostrand C., New York 1957.
4. Timoshenko S., Young D. H.: „Advanced Dynamics”, McGraw — Hill C., New York 1948.
5. Oktaba W.: „Elementy statystyki matematycznej i metodyka doświadczalnictwa”, PWN, Warszawa 1966.

Czujniki przemieszczeń i prędkości liniowych

621.317.39.084.2:531.767

Artykuł omawia zagadnienie doboru właściwego typu czujników do pomiaru przemieszczeń i prędkości liniowych. Jest on uzależniony od charakteru pomiaru i rodzaju mierzonych wielkości. Omówione zostały dane charakterystyczne poszczególnych typów czujników oraz zakresy optymalnego zastosowania.

Współczesny stan techniki pomiarowej charakteryzuje się szerokim wykorzystaniem elektrycznych metod pomiaru wielkości nieelektrycznych zarówno w praktyce laboratoryjnej, jak również w procesach technologicznych. Metody te szczególnie rozpowszechnione są w lotnictwie.

W technice pomiaru wielkości nieelektrycznych metodami elektrycznymi zagadnieniem podstawowym jest pomiar przemieszczeń. Pomiar takich parametrów jak prędkość, przyspieszenie, siła, moment itp. sprowadza się w większości przypadków do pomiaru przemieszczeń. Każdy z wymienionych parametrów określa amplituda, okres i forma zmian w czasie. Znajomość (nawet przybliżona) przedziału zmian amplitudy i zakresu częstotliwości decyduje o właściwym doborze przyrządów. Do należytego zaprojektowania układu pomiarowego potrzebna jest oprócz tego znajomość wymaganej dokładności pomiaru, zakres temperatury, stopnia dopuszczalnego oddziaływania przyrządu na obiekt pomiaru, dopuszczalnych wymiarów i ciężaru, warunków otoczenia itp. Nie bez wpływu pozostają również koszty przyrządu i kwalifikacje personelu obsługującego.

Charakterystyka ogólna

Do oceny przydatności wykorzystania różnych metod pomiaru przemieszczeń i prędkości liniowych podano ich podstawowe wskaźniki (tablica), zestawione według danych z ostatnich lat. Do oceny przedziałów zastosowań i praktycznego stopnia rozpowszechnienia danych metod wprowadzono następujące znaki umowne:

X — szeroko rozpowszechniona metoda wykorzystywana do pomiarów w szerokim zakresie amplitud i częstotliwości,

O — szeroko stosowana metoda wygodna dla wąskiego zakresu amplitud i częstotliwości sygnałów wejściowych,

⊕ — rzadko stosowana metoda wygodna dla wąskiego zakresu amplitud i częstotliwości sygnałów wejściowych,

□ — szeroko stosowana metoda pomiaru pośredniego. Z tablicy widać, iż najbardziej uniwersalnymi są czujniki indukcyjne i tensometryczne. Nie jest to jednak regułą, bowiem o użyciu danej metody decydują głównie potrzeby, możliwości i warunki pomiaru.

W badaniach elementów względnie kompletnych układów automatyki sterowania płatowca i silnika zachodzi często potrzeba jednoczesnego pomiaru przemieszczeń i prędkości. Do typowych przykładów można zaliczyć: wzmacniacze hydrauliczne, instalację hydrauliczną wypuszczania i chowania podwozia, układ sterowania hamulców aerodynamicznych, badania układu regulacji dopływu paliwa (przemieszczenie i prędkość manetki gazu) itp.

W wymienionych i wielu podobnych przykładach przedział pomiaru przemieszczeń i prędkości zawiera się w bardzo szerokich granicach. Najczęściej spotykane zakresy pomiaru przemieszczeń można podzielić na trzy grupy, a mianowicie: od rzędu setek mm a nawet więcej do kilku mm, od kilkunastu do 1 mm, oraz od 1 mm do setnych części mm.

W większości przypadków badań lotniczych układów hydraulicznych górny zakres pomiaru prędkości nie przekracza 2 m/sek, natomiast dolny zakres mieści się zazwyczaj w granicach 0,01 m/sek.

Ponieważ zakresy przemieszczeń w dwóch pierwszych z wymienionych grup są względnie duże, najprostszym sposobem ich pomiaru jest wykorzystanie **czujników potencjometrycznych**. Liniowa zależność oporności elektrycznej (R) w funkcji przemieszczenia (S) szczotki

Mierzone wielkości	Charakter pomiaru	Typ czujnika														
		bierny								czynny						
		strunowy	tensometryczny	tensometryczny półprzewodnikowy	tensometryczny nieklejony	potencjometryczny	elektrolityczny	indukcyjny	magnetostrykcyjny	pojemnościowy	elektrodynamiczny	piezoelektryczny	fotolektryczny	izotopowy		
Długość, droga	statyczny quasi-stat. dynamiczny		×	×	⊕ O O		×	×	×	×	×	○ ×	□ □	×	×	×
Odsztalcenia (naprężenia, przyspieszenia, siły, ciśnienia itp.)	statyczny quasi-stat. dynamiczny	×	×	×	○ ×	⊕ ○ ⊕	×	×	×	×	×	○ ×	□ □	×	○ ⊕	×
Prędkość			□	□		⊕		□		□	×	□	□	□		

potencjometru, stosunkowo prosta konstrukcja oraz względnie mała prędkość przemieszczenia czynią tego typu czujniki w pełni przydatnymi do wykorzystania podczas badań układów hydraulicznych. Zastosowanie czujników potencjometrycznych nie wymaga ponadto skomplikowanych układów pomiarowych. Do pomiaru przemieszczeń drugiej i trzeciej grupy mogą być stosowane czujniki indukcyjne. Uniwersalność zastosowań ze względu na charakter badań (tablica), duże możliwości wstępnych przeliczeń (różniczkowanie, całkowanie), ułatwiających późniejszą obróbkę wyników, jest przyczyną szerokiego rozpowszechnienia tego typu czujników.

Do pomiarów przemieszczeń wymienionych w trzeciej grupie z dużym powodzeniem mogą być wykorzystane **czujniki tensometryczne**. Czujniki tego typu są rozpowszechnione szczególnie w tych przypadkach, gdy badania oparte są głównie na tensometrycznych układach pomiarowych. Istotną wadą zarówno czujników indukcyjnych, jak i tensometrycznych, jest konieczność budowy stosunkowo złożonych układów pomiarowych. Chodzi tu głównie o elektroniczne układy pośredniczące między czujnikiem i rejestratorem. Należy jednak zaznaczyć, iż współczesny stan elektroniki pozwala na budowę tego typu układów o dużym stopniu miniaturyzacji i dużej niezawodności.

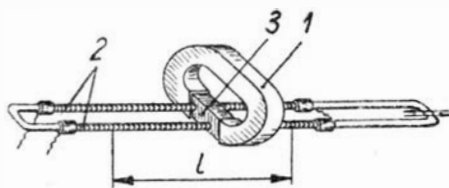
Prędkość liniową na drodze mierzonych przemieszczeń można uzyskać różniczkując graficznie zarejestrowane w funkcji czasu przemieszczenia. Jest to jednak z wielu przyczyn bardzo niewygodne rozwiązanie. Jednocześnie zapis przemieszczeń i prędkości można dokonać dwoma sposobami.

Pierwszy z nich polega na różniczkowaniu sygnału wyjściowego z czujnika za pomocą dodatkowych obwodów różniczkujących. Jest to jednak metoda mało dokładna i dla wielu przykładów bardzo kłopotliwa do realizacji.

O wiele prostszym sposobem jest wykorzystanie do tego celu czujników elektrodynamicznych umożliwiających bezpośredni pomiar prędkości. Dla bliższego wyjaśnienia podajemy zasadę działania czujników do pomiaru prędkości dla dużych i małych przemieszczeń.

W obu przypadkach pomiaru prędkości liniowej wykorzystuje się zjawisko indukcji elektromagnetycznej. Zasadę działania czujnika prędkości dla dużych przemieszczeń ilustruje rys. 1. Czujnik składa się z magnesu stałego 1, wkładki niemagnetycznej 3 i cewki 2 nawiniętej na rdzeniu wykonanym z materiału o małej sile koercji.

Cewka nawinięta jest miedzianym drutem nawojowym w emalii o średnicy $\varnothing = 0,2 \div 0,3$ mm. Długość cewki powinna być tak dobrana, aby w skrajnych położeniach nie dochodziła do otworów wkładki prowadzącej.

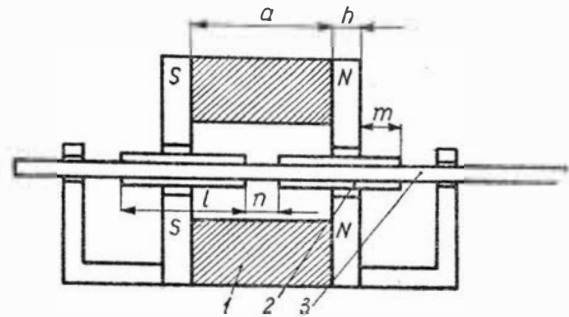


Rys. 1. Czujnik prędkości liniowej dla dużych przemieszczeń:

1 — magnes, 2 — uzwojenie, 3 — wkładka niemagnetyczna

dzającej [3]. W czasie przemieszczenia cewki względem magnesu (względnie magnesu względem cewki) indukuje się w jej uzwojeniu siła elektromotoryczna (E) proporcjonalna do prędkości (V).

Przy pomiarze małych prędkości przy małych przemieszczeniach wykorzystuje się tę samą zasadę działania, lecz rozwiązanie konstrukcyjne czujnika różni się w stosunku do poprzedniego. Zilustrowany na rys. 2 przykład umożliwia pomiar prędkości rzędu 0,01 m/sek. Czujnik składa się z cylindrycznego magnesu 1 i dwóch cewek 2 nawiniętych na rdzeniu 3.



Rys. 2. Czujnik prędkości liniowej dla małych przemieszczeń: 1 — magnes, 2 — cewki, 3 — rdzeń

Wielkość przemieszczenia cewek względem magnesu określa się wymiarami magnesu i długością cewek, uzwojenie których nie powinno wychodzić z pola magnetycznego. Drogę przemieszczenia cewek (s) określa równanie (1):

$$s = a + h - 2m - n \quad (1)$$

gdzie:

h — grubość nakładki,

m — część cewki zostająca wewnątrz pola w skrajnym położeniu cewki,

n — odległość między cewkami.

Długość l uzwojenia cewki czujnika w tym przypadku określa równanie (2):

$$l = a + h - n \quad (2)$$

Wybrane przykłady rozwiązań konstrukcyjnych

Podane przykłady rozwiązań konstrukcyjnych (rys. 3a, b i 4) dotyczą wykonanych czujników przemieszczeń i prędkości liniowych do badania między innymi lotniczych układów hydraulicznych oraz czujników wchodzących do zestawu pomiarowego, pomiaru współczynnika szorstkości nawierzchni dróg startowych. Rys. 3 przedstawia połączony zespół czujników przemieszczeń na zakres od 0 do 1000 mm oraz prędkości liniowej w granicach ± 2 m/sek. Czujnikiem przemieszczeń jest liniowy potencjometr o oporności całkowitej 500 Ω wykonany z oporowego drutu konstantonowego o oporności właściwej $\rho = 6 \Omega/\text{m}$ i średnicy 0,25 mm. Pełny zakres czujnika może być podzielony na trzy podzakresy: 0—250 mm, 0—500 mm i od 0—750 mm przez specjalnie wykonane odczepy. Szczotka potencjometru związana jest z ruchomą karetką, w której umieszczono również magnes stały czujnika prędkości.

Opisany czujnik pracuje w mostkowym układzie prądu stałego (rys. 5). Dla uzyskania dużej czułości oporności gałęzi mostka są jednakowe, tzn. $R_1 = R_2 = R_3 = R_4$. Jeżeli przemieszczenie szczotki potencjometru zmieni

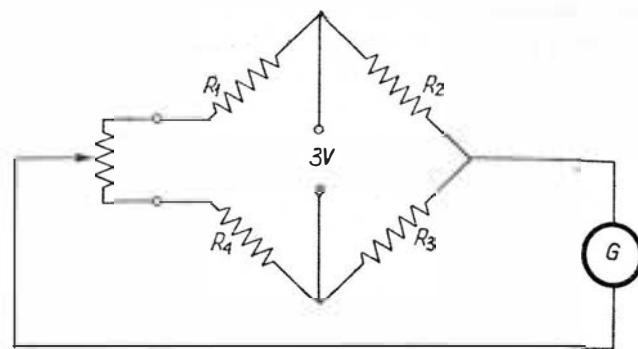
oporność gałęzi mostka o wartość ΔR , to wtedy jedna gałąź mostka ma oporność $R + \Delta R$, druga natomiast $R - \Delta R$. Wartość prądu I_p , płynącego przez miernik określa następujące równanie:

$$I_p = I \cdot \frac{\Delta R}{2(R_p + R) - \frac{\Delta R^2}{2R}} \quad (3)$$

R_p — oporność miernika (pętlicy oscylografu).

Dla uzyskania liniowej charakterystyki $I_p = \varphi(S)$ wartość ΔR musi być odpowiednio dobrana ze względu

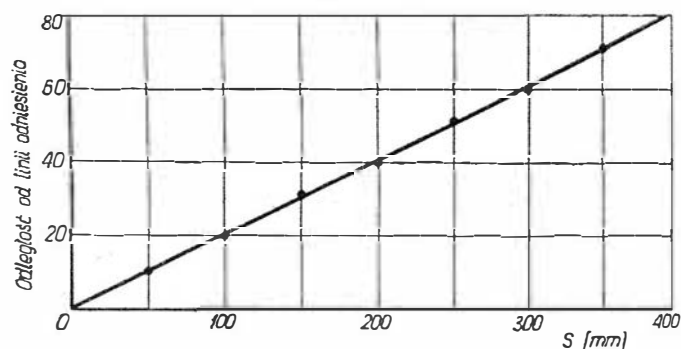
na człon $\frac{\Delta R^2}{2R}$ równania (3).



Rys. 5. Układ do pomiaru przemieszczeń

Na rys. 6 przedstawiono wykres wzorcowania czujnika przemieszczenia wykonany dla zakresu od 0 do 400 mm na taśmie oscylografu typu K20-21.

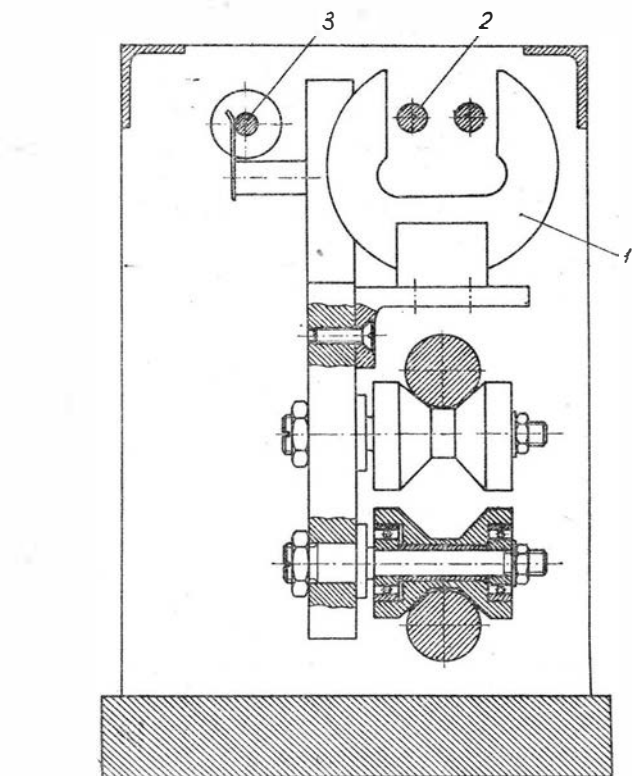
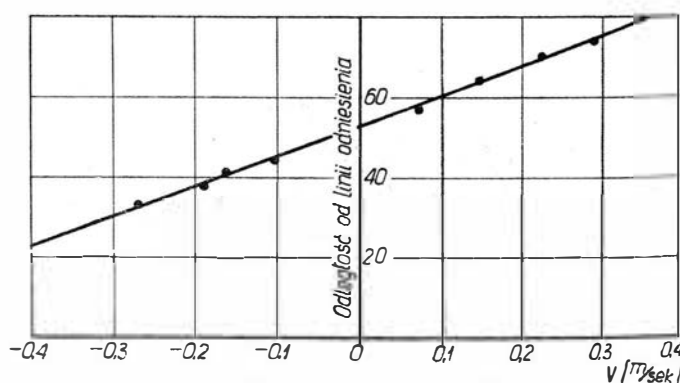
Czujnik prędkości liniowej wykonano w oparciu o zasadę pokazaną na rys. 1. Elementem ruchomym czujnika jest magnes stały o indukcji w szczelinie równej 3000 Gs. Dla uzyskania liniowej charakterystyki uzwojenie cewki nawinięto starannie, tak aby na całej drodze przemieszczenia gęstość nawinięcia była jednakowa. Rdzeń cewki wykonano z miękkiej stali o zawartości węgla poniżej 0,1%. Uzwojenie cewki nawinięto drutem miedzianym w emalii o średnicy $\varnothing = 0,25$ mm. Przy prędkości 1 m/sek uzyskano na wyjściu prąd 1,55 mA. Jest to sygnał wystarczający dla większości rejestratorów, bez konieczności wzmacniania.



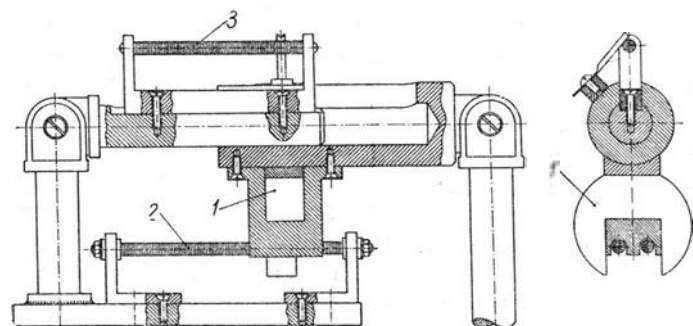
Rys. 6. Wykres wzorcowania czujnika przemieszczeń

Rys. 7 przedstawia wykres wzorcowania czujnika prędkości wykonany na taśmie oscylografu K20-21. Jako miernik użyto pętlicę typu IV o następujących danych: częstotliwość drgań własnych 300 Hz, opor-

Rys. 7. Wykres wzorcowania czujnika prędkości



Rys. 3a, b. Czujnik przemieszczeń i prędkości liniowych: 1 — magnes, 2 — cewka, 3 — potencjometr



Rys. 4. Czujnik przemieszczeń i prędkości w układzie pomiarowym wyznaczania współczynnika szorstkości dróg startowych: 1 — magnes, 2 — cewka, 3 — uzwojenie potencjometru

ność ramki 30 Ω , czułość 40 mm/mA, maksymalne dopuszczalne obciążenie 2 mA.

Zasada działania czujników pokazanych na rys. 4 jest identyczna jak w poprzednio podanym przykładzie. Czujniki wykonano dla przemieszczenia rzędu 100 mm i prędkości nie większej od 1 m/sek.

Dokładność pomiaru przemieszczeń w stosunku do maksymalnego zakresu dla obu przykładów wynosi 1,5%, natomiast przy pomiarze prędkości zawiera się

w granicach 3%. Podana dokładność jest wystarczająca dla większości badań technicznych.

Literatura

1. Tyczyński J., Ząbkowicz W., Bednarkiewicz H.: „Układ pomiarowy do pomiaru drogi, prędkości i przyspieszeń w ruchu tłoczyśka cylindrów hydraulicznych”. Mat. na II Seminarium Niezawodności. Spała, październik 1967.
2. Rajewski N. P.: „Datchiki mechanicznych parametrów maszyn”, Wyd. Akademii Nauk ZSRR, Moskwa 1959.
3. Beckers J. H.: „Elektrische Verfahren zum Messen mechanischer Größen”, Streszcz. art. Ekspres Inf. seria techniki pomiarowej, nr 28 z 1967.

Wywoływacz błonotwórczy do defektoskopii barwnej

320.183.4:778.625.1

Metoda ta można wykrywać otwarte wady powierzchniowe, jak pęknięcia, zawałowania, zakucia itp. Jest to metoda prosta, którą można stosować w warunkach laboratoryjnych i polowych bez żadnego oprzyrządowania. Zalecą dodatkową jest możliwość zastosowania do materiałów niemagnetycznych. W artykule omówiono szczegółowo zabieg wywoływania i sposoby uzyskania dokumentów powierzchni badanych tą metodą. W drugiej części przedyskutowano wymagania stawiane wywoływaczom błonotwórczym oraz prace własne autorów związane z opracowaniem nowego wywoływacza błonotwórczego i jego charakterystykę.

Defektoskopia barwna umożliwia wykrywanie otwartych wad powierzchniowych takich jak: pęknięcia, zawałowania, zakucia itp. Jest to mało skomplikowana metoda, którą można stosować zarówno w warunkach laboratoryjnych, jak i polowych, bez żadnego oprzyrządowania. Zalecą defektoskopii barwnej jest możliwość kontrolowania materiałów niemagnetycznych, które stosuje się w konstrukcjach lotniczych. Używane są tu dwie substancje:

- wnikająca — najczęściej czerwona (zwana penetrantem).
- wywołująca — biała (zwana wywoływaczem).

Dodatkowymi substancjami są rozpuszczalniki do odtłuszczania badanych powierzchni oraz do zmywania penetranta i wywoływacza. Penetrant i wywołujący są do siebie wzajemnie dobrane i tworzą jeden sprawnie działający zestaw substancji.

Substancje wywołujące mają duży wpływ na wykrywalność wad powierzchniowych części badanych. Wywoływanie jest bowiem ostatnim ogniwem w procesie ich ujawniania. Oczywiście nie bez znaczenia jest również jakość oczyszczania i odtłuszczania powierzchni, wnikliwość penetranta oraz stopień jego usunięcia poprzedzający naniesienie wywołującego. Wymienione czynności wpływają na efekt badania, są jednak tylko pośrednim zabiegiem nie dającym bezpośrednio ostatecznego wyniku.

Wszystkie stosowane dotychczas w defektoskopii barwnej wywoływa-

cze zawierają białe pigmenty, które mają własności absorbowania barwników czerwonych i można je podzielić:

- a) według stanu skupienia:
 - suche (proszkowe),
 - płynne (zawiesiny w rozpuszczalnikach),
- b) według sposobu usuwania na:
 - ściernalne (na sucho),
 - nieściernalne (usuwane za pomocą odpowiednich rozpuszczalników),
 - błonotwórcze.

Substancje wywołujące można nanosić przez zanurzenie, pędzlem lub natryskowo (malarskim pistoletem natryskowym lub za pomocą pojemników samorozpylających). Najkorzystniejsze jest nanoszenie przez natryskiwanie. Nie powoduje bowiem rozmywania obrazu wad i zapewnia najbardziej równomierne nałożenie warstwy. Pojemniki samorozpylające, którymi można posługiwać się w dowolnym miejscu w każdej chwili zapewniają zarazem hermetyczne zamknięcie chroniące wywołujące przed parowaniem i zanieczyszczeniem.

Często konieczne jest uzyskanie trwałego dokumentu wad powierzchniowych, co można uzyskać przez:

- fotografowanie,
- zdjęcie ściernalnego wywołującego za pomocą przezroczystej taśmy klejącej,
- zastosowanie wywołującego tworzącego oddzielalne błony. Fotografowanie wymaga odpowiedniego wyposażenia i sporego nakładu pracy, odpowiednich warunków (oświetlenie, widoczność), co ograni-

cza jego stosowanie. Trudno też jest uzyskać głębię ostrości z powierzchni nie będącej płaszczyzną. Ponadto konieczne są odpowiednie błony, czule na czerwień.

Uzyskiwanie dokumentów badanej powierzchni za pomocą ściernalnych wywoływaczy przez zdejmowanie ich przezroczystą taśmą klejącą nie daje wyraźnych, kontrastowych i trwałych obrazów wad. Najkorzystniejsze jest uzyskiwanie odchodzących błon z zarejestrowanymi wadami powierzchniowymi przez stosowanie wywołujących błonotwórczych.

Stosując błonotwórcze farby wywołujące z pojemników samorozpylających można uzyskać obraz badanej powierzchni w wielkości naturalnej w każdych warunkach bez urządzeń dodatkowych.

Zdjęcie wywołującego za pomocą przezroczystej taśmy klejącej wykorzystuje się w USA. Firma Magnaflux Corporation produkuje zestaw substancji aerozolowych pod nazwą Spotcheck HY-Rez HRS-1, którym uzyskuje się oddzielalną błonę w następujący sposób:

- natryskanie wywołującego SKD-HWA,
- natryskanie utrwalacza („zamrożenie istniejącego stanu”),
- oderwanie powłoki za pomocą przezroczystej taśmy klejącej.

Sposób ten składa się z trzech zabiegów, podczas gdy wywołujący opracowany w ITWL daje oddzielalne błony w jednym zabiegu.

W wyniku badań własnych i na podstawie literatury ustalono, że

farby błonotwórcze wywołujące tworzące oddzielalne błony powinny charakteryzować się:

- dobrą absorpcją barwników,
- odchodzeniem od podłoża bez stosowania pośredniej warstwy tłuszczu,
- łatwością mieszania się z freonami, aby można było rozprowadzić substancje wywołujące za pomocą puszek samorozpylających,
- obojętnością chemiczną i małą sedymentacją,
- dobrym kryciem ze względu na jak najmniejsze zużycie wywoływacza,
- niepalnością i odpowiednią szybkością parowania,
- zdolnością rozpuszczania barwnika penetranta (inaczej — dobrym zabarwieniem się),
- długą trwałością błon, tzn. że ostrość obrazu wad z upływem czasu nie powinna się zmieniać.

Uwzględniając wymienione wymagania opracowano w ITWL wywołacz, który daje odchodzącą błonę bezpośrednio po naniesieniu go na badaną powierzchnię — a więc w jednym zabiegu. Wywołacz ten dobrze miesza się z freonami, dzięki czemu można stosować go w puszkach samorozpylających jako aerosol. Przy opracowywaniu wywoływacza błonotwórczego przyjęto sposób uzyskania błony przez wprowadzenie do roztworu tworzywa sztucznego. W czasie prób stwierdzono, że roztwory błonotwórcze dają głównie pochodne celulozy. Roztwory oparte na koloksylinie, etylocelulozie i kolodium eterowo-spirytusowym dobrze nanosiły się na badaną powierzchnię tworząc jednolite błony, trudno jednak odchodziły od podłoża bez stosowania pośredniej warstwy tłuszczu. Najkorzystniejszym tworzywem okazał się trójoctan celulozy.

Tworzy on jednolite o dużej wytrzymałości na rozerwanie błony i dobrze absorbuje barwnik. Błony, po upływie paru minut, łatwo odchodzą od badanej powierzchni, dzięki dużemu skurczowi tworzywa. Dla zmniejszenia skurczu oraz nadania błonom większej elastyczności wprowadzono zmiekczacze do roztworu trójoctanu celulozy.

Po wybraniu tworzywa trzeba było dobrać odpowiedni pigment i rozpuszczalnik. Przy wyborze rozpuszczalnika brano pod uwagę następujące własności:

- temperaturę zapłonu,
- napięcie powierzchniowe,

- temperaturę wrzenia,
- rozpuszczalność barwnika,
- ciężar właściwy,
- sedymentację pigmentów białych,
- rozpuszczalność freonów,
- rozpuszczalność danego tworzywa sztucznego.

Rozpuszczalniki wchodzące w skład wywoływacza powinny charakteryzować się odpowiednią temperaturą wrzenia, ażeby zapewnić prawidłową szybkość schnięcia powstającej błony. Wolne parowanie rozpuszczalników powodowałoby rozmazywanie obrazu wad i zmniejszenie kontrastu.

Warunki bezpieczeństwa pracy z farbami narzucają konieczność stosowania rozpuszczalników niepalnych lub o wysokiej temperaturze zapłonu.

Stopień rozpuszczalności barwnika czerwonego w rozpuszczalnikach defektoskopowych wpływa na kontrast obrazu i intensywność barwy. Tą cechą powinny się wyróżniać zarówno rozpuszczalniki stosowane w penetrancie, jak i w wywoływaczu.

Jednym ze składników defektoskopowych farb wywołujących błonotwórczych jest pigment biały nierozpuszczalny w rozpuszczalnikach organicznych. Pigment tworzy zawiesinę w roztworze, która może ulegać sedymentacji. Zjawisko sedymentacji pigmentów jest bardzo niekorzystne, bo zmusza do każdorazowego mieszania farby wywołującej przed jej użyciem. W przypadku stosowania puszek samorozpylających powoduje to zatykanie mechanizmu zaworowego. Sedymentację można wyeliminować przez: zbliżony ciężar właściwy pigmentu i rozpuszczalnika, zmniejszenie zwilżalności pigmentu przez rozpuszczalnik, zwiększenie lepkości roztworu.

Opracowana błonotwórcza farba wywołująca charakteryzuje się odpowiednią szybkością schnięcia w temperaturze pokojowej, niepalnością i zdolnością rozpuszczania barwnika penetranta. Pigment zawarty w niej nie ulega sedymentacji, dobrze absorbuje barwnik czerwony i stosunkowo dobrze kryje. Omawiana farba miesza się z freonami w każdym stosunku. Otrzymana błona charakteryzuje się dość dużą wytrzymałością na rozerwanie wynoszącą 1,5 kg/mm², jest elastyczna, dobrze odchodzi od powierzchni płaskich. Na powierzchniach profilowanych błona początkowo

pękała w niepożądanych miejscach. Konieczne było więc zwiększenie zawartości cykloheksanonu lub innego zmiekczacza. Opracowaną w ITWL błonotwórczą substancję wywołującą można nanosić tylko metodą natryskową.

Właściwe działanie pojemnika aerorozowego w dużej mierze uzależnione jest od doboru ilości freonu w stosunku do substancji wywołującej. W omawianym przypadku stosunek ten wynosi 1:1 objętościowo. Ze względów ekonomicznych najkorzystniejszym aerozolem jest taki, który ma jak największą ilość substancji użytecznej w stosunku do środka ciśnieniotwórczego przy zachowaniu właściwego rozpylenia. Korzystniejszy stosunek niż 1:1 można by prawdopodobnie osiągnąć przez dobór odpowiednich dysz rozpylających oraz przez zwiększenie objętości puszek. Próby działania puszek samorozpylających prowadzono w temperaturze 5—25 °C. Wzrost temperatury powoduje zmniejszenie lepkości i wzrost ciśnienia substancji zawartych w puszkach, a tym samym umożliwia lepsze rozpylenie.

Działanie puszek badano w okresie 6 miesięcy od daty produkcji. Po takim okresie nie wykazywały żadnych zmian jakościowych dając bez dodatkowego mieszania właściwe rozpylenie wywoływacza i dobrą błonę.

Ze względów na znaczną wartość użytkową przedstawiony rodzaj wywoływacza w pojemniku aerorozowym powinien wchodzić w podstawowy komplet substancji defektoskopowych obok puszek penetranta i wywoływacza ścieralnego.

Wywołacz błonotwórczy naniesiony w cienkiej warstwie może służyć jako normalny wywołacz. Pożądana jest ocena trwałości wywoływacza w puszcze i w postaci błony po 2—3 latach.

Literatura

1. Himczenko N.: „Cwietnoj metod diefektoskopij”, Zawodskaja Laboratorija, nr 7 z 1957.
2. Kalasznikow S.: „Usowierszenstwowanie metod cwietnoj diefektoskopij”, Zawodskaja Laboratorija, nr 7 z 1957.
3. Kalasznikow S.: „Cwietnaja diefektoskopija”, Awiacija i Kosmonawtika, nr 6 z 1964.
4. Ostrowski R.: „Wykrywanie pęknięć metodą defektoskopii barwnej”, Materiały III Konferencji Bańców Nieniszczących, Warszawa 1966.
5. Ostrowski R.: „Zastosowanie defektoskopii kolorowej w lotnictwie”, Referaty II Sekcji Konferencji Naukowo-Technicznej pt. „Aktualne problemy polskiego lotnictwa”, Poznań 1967.
6. Szachnowski W.: „Penetracyjne metody kontroli”, Magazyn Racjonalizatora Lotnictwa, nr 6, 7, 8 z 1961.

Problemy szorstkości nawierzchni lotniskowych

656.71:625.84.035.1

Artykuł podaje zasadnicze pojęcia szorstkości, przyczepności nawierzchni, współczynnika oporu poślizgu, współczynnika tarcia przy toczeniu i przy poślizgu. Opisane są najczęściej stosowane metody badawcze tych parametrów wraz z aparaturą pomiarową. Podane są również metody wykonania nawierzchni optymalnie szorstkich oraz uszorstnienia nawierzchni istniejących.

Wzrost ruchu na lotniskach i stale rosnące prędkości startu i lądowania samolotów są przyczynami coraz większej ilości wypadków z powodu poślizgu. Stanowią one co najmniej 10% ogólnej liczby wypadków. Wypadki te najczęściej spowodowane są wybiegnięciem samolotów poza obrys drogi startowej.

Aby zapobiec wypadkom z powodu poślizgu, nawierzchnia dróg startowych powinna mieć odpowiednią szorstkość.

Aby budować nawierzchnie o wysokiej szorstkości (lub uszorstniać zbyt śliskie), trzeba mieć możliwość kontroli wartości współczynników tarcia na mokro przy prędkościach startu i lądowania samolotów, do czego niezbędna jest aparatura pomiarowa oraz ustalone metody badawcze.

W artykule omówiono określenia zasadniczych współczynników, metody ich ustalenia wraz ze stosowaną aparaturą pomiarową.

Szorstkość, przyczepność, współczynnik oporu poślizgu, współczynnik tarcia

Szorstkością nawierzchni nazywa się budowę strukturalną jej powierzchni w sensie geometrycznym i materiałowym. Strukturę nawierzchni tworzą ziarna kruszywa mineralnego wraz ze spoiwem tak ułożone, że występują między nimi pewne nierówności, tzw. mikronierówności o niewielkich długościach fal i amplitud. Nie jest to jednak ściśle, ponieważ na szorstkość wpływa w zasadniczy sposób stereometryczny kształt ziarn mineralnych. Ziarna ostre odpowiednio rozstawione dają szorstkość znaczną, a zaokrąglone niewielką.

Szorstkość jest wielkością do pewnego stopnia stałą dla danej nawierzchni i ulega zmianom po dłuż-

szym okresie czasu, w zależności od rodzaju i natężenia ruchu oraz warunków atmosferycznych.

Przyczepność samolotu do nawierzchni decyduje o bezpieczeństwie ruchu; jest to pojęcie znacznie szersze od szorstkości i ujmuje wszystkie czynniki, jakie wpływają na współpracę kół samolotu z nawierzchnią.

Samolot dotąd nie wpadnie w poślizg, dopóki wszystkie występujące siły podłużne i poprzeczne są przejmowane z jego kół przez nawierzchnię dzięki zjawisku tarcia, czyli gdy przyczepność bieżników opon do nawierzchni jest wystarczająca.

Jeżeli nawierzchnia jest szorstka, to nie zawsze oznacza, że ma odpowiednią przyczepność, nie ma tutaj stałej i jednoznacznej zależności, niemniej szorstkość jest jednym z wielu czynników przyczepności.

W technice światowej stopień przyczepności określa się współczynnikiem tarcia przy poślizgu w szczególnym przypadku, mianowicie w chwili tuż przed poślizgiem koła. Współczynnik przyczepności ma większą wartość jako współczynnik tarcia jeszcze statycznego przy małej prędkości, podczas kiedy współczynnik oporu przeciw poślizgowi przy hamowaniu jest współczynnikiem zmiennego tarcia dynamicznego podczas ruchu ze znaczną prędkością.

Współczynnik oporu poślizgu mierzy się przy blokowaniu koła pomiarowego na mokro i charakteryzuje go przyczepność nawierzchni w najbardziej niekorzystnych warunkach ruchu (mierzony na sucho daje wartości znacznie wyższe). Współczynnik oporu poślizgu wyraża się w kilogramach na kilogram masy poruszającego się samolotu, w czasie całkowitego zahamowania (zablokowania) kół.

Maksymalna siła blokująca koła przy hamowaniu samolotu nie po-

wstaje wtedy, kiedy koła są całkowicie zatrzymane, ale gdy koła zaczynają się ślizgać (na 15% do 25% obwodu). Dlatego nowoczesne hamulce nie mogą w żadnym razie całkowicie blokować kół, ponieważ wtedy współczynnik oporu poślizgu jest najmniejszy, powodując poślizg.

Współczynnik oporu poślizgu zwany jest też współczynnikiem tarcia (ang. skid resistance, franc. coefficient de glissance, niem. der Gleitbeiwert, ros. koeficient trenia, scaplenia).

Współczynnik tarcia jest miarą przyczepności kół samolotu z nawierzchnią. Rozróżniamy współczynnik tarcia (przyczepności) przy swobodnym toczeniu i współczynnik tarcia z poślizgiem częściowym lub całkowitym.

Współczynnik tarcia przy swobodnym toczeniu występuje między kołami samolotu a nawierzchnią, przy jego ruchu z określoną prędkością.

Siły oporu przy toczeniu są proporcjonalne do ciężaru samolotu (obciążenia na koła) wg wzoru:

$$W = \varphi \cdot Q;$$

gdzie:

Q — ciężar samolotu,

W — siła oporu toczenia,

φ — współczynnik oporu toczenia.

Wartości współczynnika tarcia są niewielkie przy swobodnym toczeniu:

— od 0,015 do 0,025 dla nawierzchni cementobetonowych i asfaltobetonowych,

— 0,04 do 0,05 dla nawierzchni z bruku, kamienia polnego — 0,15 (0,25) dla nawierzchni gruntowych.

Toczenie z poślizgiem występuje przy przyspieszeniu, np. w chwili ruszania z miejsca, przy zwiększaniu prędkości ze zbyt wielką siłą napędową oraz przy hamo-

waniu samolotu, np. przy całkowitym zablokowaniu kół. Współczynnik tarcia oporu poślizgu f można wyrazić wzorem:

$$f = \frac{T}{N}$$

gdzie:

f — współczynnik tarcia (oporu poślizgu przyczepności),

T — siła tarcia,

N — reakcja pionowa od obciążenia na koło Q .

Wartości współczynników tarcia przy poślizgu wahają się zależnie od prędkości od 0,2 do 1,0.

Zależność współczynnika tarcia (przyczepności) od różnych czynników

Przyczepność mierzona współczynnikami oporu poślizgu (tarcia) jest wielkością zmienną, zależną od szeregu czynników, które występują podczas ruchu samolotu.

Czynniki te są b. zmienne, przy współpracy kół samolotu z nawierzchnią przenoszą się w postaci poziomych sił działających pod kątem lub równoległe do kierunku jazdy. Siły te decydują, czy samolot wyhamuje na określonym kierunku i długości, czy wpadnie w poślizg i wytoczy się poza nawierzchnię.

Przyczepność najintensywniej spada wraz ze wzrostem prędkości. Dotychczas przeprowadzone pomiary tarcia w krajach Europy Zachodniej pozwoliły na wyznaczenie statystycznie minimalnych wartości współczynnika tarcia. Np. w NRF otrzymano następujące wielkości współczynników tarcia:

dla prędkości	20 km/h	— 0,62
"	60 km/h	— 0,42 (0,45)
"	80 km/h	— 0,38
"	110 km/h	— 0,36.

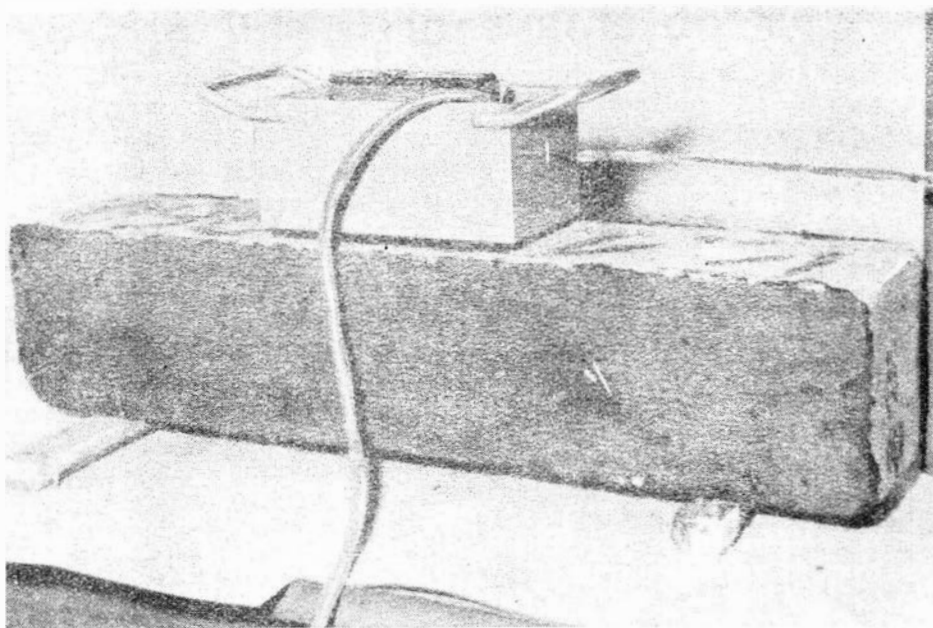
Badania i aparatura pomiarowa

Metody badawcze współczynnika przyczepności można podzielić na 3 grupy:

- badania laboratoryjne mikrostruktury nawierzchni lotniskowej;
- badania laboratoryjno-terenowe aparaturą modelową,
- badania terenowe w rzeczywistych warunkach ruchu.

Badania terenowe można ująć w kilka zasadniczych grup pomiarowych:

- pomiar ciągnionym kołem całkowicie lub częściowo zablokowanym,



Rys. 1. Przyrząd GP-2 do pomiaru współczynnika tarcia i określania szorstkości nawierzchni, pomiar w laboratorium

- pomiar opóźnień przy hamowaniu,
- pomiar kołem ustawionym ukośnie do kierunku jazdy,
- pomiar długości drogi hamowania,
- pomiar siły pociągowej hamowanej specjalnej przyczepy.

Badania mikrostruktury nawierzchni nie pozwalają określić współczynnika tarcia, tylko szorstkość (profil szorstkości, rozstawienie ziarn), z czego można wnioskować o przyczepności.

Istnieje kilka sposobów badawczych:

- metoda odlewu gipsowego, która daje profil, rozstawienie i ilość wystających ziarn,
- pomiar szorstkości za pomocą kalibrowanego piasku,
- metoda fotografii stereoskopowej, przy powiększeniu 25-krotnym.

Badanie przyczepności aparaturą modelową przeprowadza się różnymi przyrządami, które określają przyczepność punktowo. Są to:

- przyrządy „Leroux” (francuski, angielski, duński) z wahadłem zakończonym gumą samochodową,
- aparat „Messrolle” firmy Peisseler (niemiecki) z walcem pokrytym gumą, z dynamometrem i samopisem,
- przyrząd do pomiaru współczynnika tarcia i określania szorstkości nawierzchni GP-2 (polski, zbudowany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych — Warszawa) z wymienną wkładką gumową, dynamometrem i samopisem.

Wkładka jest wycięta z opony lotniczej lub samochodowej.

Badania w rzeczywistych warunkach ruchu można przeprowadzać metodą przez pomiar ciągnionym kołem całkowicie lub częściowo zahamowanym. Metoda ta polega na pomiarze sił hamowania i np.:

- w W. Brytanii stosowany jest przyrząd składający się z małej przyczepy z jednym kołem. Przyczepa o ciężarze 136 kG wyposażona jest w hamulec tarczowy pozwalający na blokowanie koła dla prędkości od 0 do 160 km/h na nawierzchniach dróg startowych,

- w NRF używana jest przyczepa badawcza wg projektu prof. Rieckerta, tzw. stuttgartzka, o jednym kole, o ciężarze 360 kG, pomiary przeprowadza się przy prędkości 0 do 80 (110) km/h. Współczynnik tarcia oblicza się z pomiaru sił hamujących koło pomiarowe wg wzoru

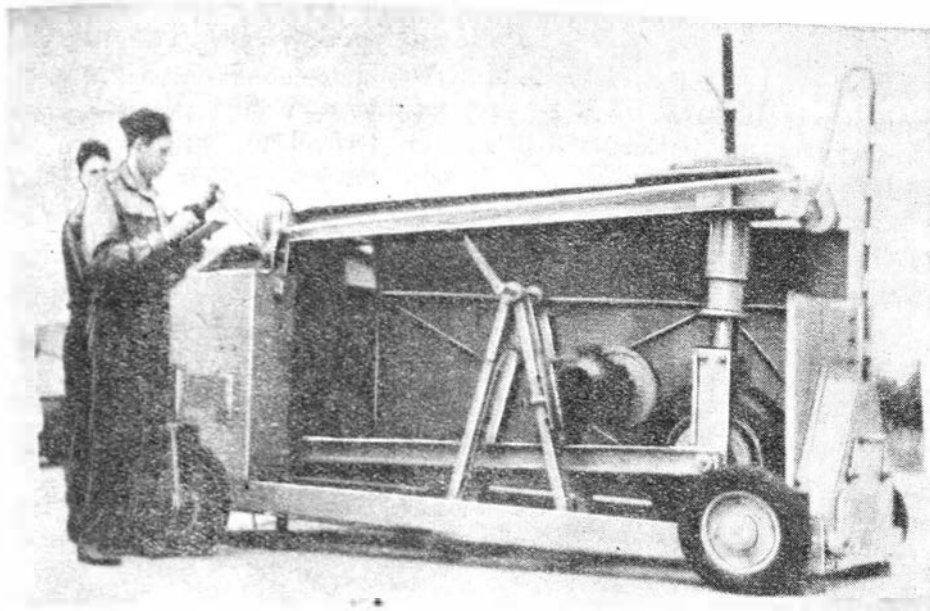
$$f = \frac{H \cdot l}{r \cdot N}$$

gdzie:

- H — mierzona siła hamująca koła,
- l — ramię dźwigni hamującej,
- r — promień koła,
- N — reakcja normalna obciążenia koła.

— w Polsce w Centralnym Ośrodku Badań i Rozwoju Techniki Drogowej od 1965 r. stosowana jest przyczepa jednokołowa o ciężarze 300 kG. Pomiary przeprowadza się przy prędkości 60 (80) km/h.

Zastosowany układ dźwigniowy umożliwia pomiary rzeczywistych wartości poziomych sił hamujących



Rys. 2. Przyrząd WP-1 do pomiaru szorstkości nawierzchni przy dużych prędkościach (do 210 km/h)

przy poślizgu. Podstawowe parametry pomiarowe są rejestrowane w sposób ciągły za pomocą foliowych tensometrów z elektrycznym urządzeniem samopiszącym.

Pomiary opóźnień przy hamowaniu polegają na pomiarze opóźnienia przy hamowaniu; współczynnik przyczepności wyznaczamy ze wzoru:

$$f = - \frac{a}{g}$$

gdzie:

f — współczynnik tarcia (przyczepności),

a — opóźnienie przy hamowaniu,

g — przyspieszenie ziemskie.

Na tej zasadzie opracowany jest przyrząd angielski na 4 kołach, które mogą być zablokowane przy prędkości od 0 do 48 km/h. Ponadto przyrząd polski opracowany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych typu WP-1, gdzie oprócz opóźnień mierzy się siły hamujące przy prędkości od 0 do 210 km/h. Przyrząd został opisany w Technice Lotniczej w nrze 11 z 1963 roku. obecnie przyrząd zostanie wyposażony w elektroniczne urządzenia rejestrujące poszczególne parametry.

Inną metodą jest pomiar kołem ustawionym ukośnie do kierunku jazdy. W wielu krajach istnieją poglądy, że najważniejszy jest współczynnik tarcia boczny. Maksymalną wielkość sił bocznych przy hamowaniu otrzymuje się dla ustawienia koła pomiarowego pod kątem 10° do 20° .

Metoda pomiaru sił bocznych uważana jest we Francji, Anglii, Australii, Belgii, Danii za metodę standardową, a przyrządy używane występują pod nazwą stradografów.

Pomiar długości drogi hamowania. Współczynnik tarcia można obliczyć dla badanego samolotu lub samochodu z długości drogi hamowania, a mianowicie:

$$f = \frac{V^2}{2 g S}$$

gdzie:

f — współczynnik przyczepności (tarcia),

V — prędkość samolotu (samochodu),

g — przyspieszenie ziemskie,

S — długość drogi hamowania.

Metoda ta znalazła zastosowanie w Stanach Zjednoczonych Ameryki Północnej w stanach: Kalifornia, Północna Karolina, Indiana, Tennessee, Wirginia; łącznie z pomiarem opóźnień stosowana była również w Polsce w COB i RTD (samochód „Nysa” wyposażony w akcelerozgraf „Askania” — prędkość 30 km/h) do pomiaru opóźnień przy hamowaniu.

Pomiar siły pociągowej hamowanej specjalnej przyczepy. Współczynnik tarcia przy hamowaniu przyczepy można obliczyć ze wzoru:

$$f = \frac{P}{N}$$

gdzie:

N — reakcja od obciążeń kół przyczepy,

P — siła pociągowa (rejestrowana). Przyczepy oparte na powyższej metodzie stosowane są we Włoszech i USA. W przyczepie holenderskiej np. wyznacza się współczynnik przyczepności dla kół pomiarowych tocących się ze stałym poślizgiem $86\frac{1}{10}\%$.

Możliwości wykonania nawierzchni optymalnie szorstkich

Nawierzchnie betonowe stosowane w pierwszym okresie powszechnie do budowy lotnisk uważane były do niedawna za standardowe, optymalnie szorstkie i bezpieczne dla ruchu samolotów na sucho oraz na mokro. Badania przeprowadzone za granicą oraz pomiary wykonane w kraju przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych przyrządem WP-I na nawierzchniach betonowych wykazały znaczne różnice sił poziomych hamujących, a więc współczynników tarcia.

Dużą szorstkość otrzymano na nawierzchniach betonowych z mieszanki dobrze zagęszczonej o dużej wytrzymałości, jednorodnej bez powierzchniowej warstwy zaprawy cementowo-piaskowej wyciągniętej na powierzchnię z masy betonowej przez przewibrowanie.

Natomiast małą oraz zmienną szorstkość wykazują nawierzchnie cementobetonowe przewibrowane, gdzie warstwa górna (ścieralna) stanowi gładką zaprawę cementowo-piaskową o różnej grubości, od 1 do 3–4 cm.

Po związaniu betonu, po okresie 1–2 miesięcy następuje jego nacinanie poprzecznie do kierunku ruchu maszynami, tak że powstają gęsto, co 10 do 25 mm na całej powierzchni płyt, rowki o szerokości 10 mm i głębokości 6–10 mm. Powyższy sposób uszorstnienia nawierzchni cementobetonowych stosowany jest we Francji, natomiast w USA nacinane są rowki o szerokości 9,5 mm (3,2 mm) i o głębokości 3,2 mm (6,4 mm) w odstępach 34,9 mm do 25,4 mm. Rowki te służą do szybkiego oczyszczenia i osuszenia nawierzchni po każdym deszczu, przez co współczynniki tarcia mają wartości zbliżone do tarcia na sucho, ponieważ woda, a także błoto nie obniżają przyczepności. Brak jest hydrodynamicznego poślizgu przez uniemożliwienie przenoszenia części nacisku koła przez warstwę wody.

Nawierzchnie bitumiczne chociaż mają bardzo nierównomierną szorstkość, stosowane są coraz powszechniej na lotniskach ze względu na: — mniejsze koszty budowy i utrzymania w porównaniu do nawierzchni cementobetonowych; — możliwości stopniowego wzmacniania nawierzchni istniejących starych lub zbyt słabych. Niektóre nawierzchnie bitumiczne wykazały znaczną śliskość zwłaszcza na mokro oraz małą odporność na działanie silników odrzutowych i paliwa; z tego powodu jako nieodpowiednie uznano: — nawierzchnie z asfaltu lanego, — nawierzchnie z asfaltu piaskowego.

Najbardziej szorstkie okazały się asfaltobetony i smołobetony (ze smół o wysokiej wiskozie 1000—8000 sek/30 °C wg EVT) gruboziarniste i średnioziarniste o specjalnej technologii wykonawstwa typu Macadam z kruszywem otaczanym (asfaltem lub smołą).

Nie wytrzymały prób na lotniskach również sposoby tradycyjnego zamykania nawierzchni przez spryskanie jej asfaltem na gorąco lub asfaltem upłynnionym na zimno jako zbyt śliskie.

Zamykania asfaltobetonów zaczęli cementowym (cement i woda w stosunku 1:1) w celu ich uszorstnienia na nawierzchniach lotniskowych wg wytycznych opracowanych przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych od 1959 r. zdali egzamin, poprawiając szorstkość nawierzchni.

Bardzo dobre rezultaty w kraju (na małą skalę) i za granicą osiągnęto uszorstniając nawierzchnie asfaltobetonowe przez dodanie do masy na warstwę ścierną sproszkowanej gumy, np. w Anglii, w USA (Teksas, Wirginia, Ohio), w Holandii, Belgii (w ilości 5 kg gumy na 1 tonę masy); guma może być stosowana również w postaci płynnego lateksu.

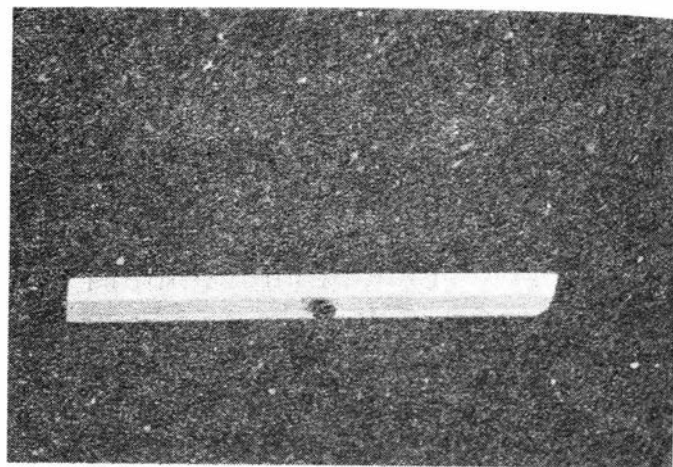
Zwiększenie szorstkości nawierzchni asfaltobetonowych można osiągnąć przez stosowanie:

- mieszanek bitumu z żywicami epoksydowymi do 30—50% żywicy (na b. cienkie dywaniki),
- mieszanek bitumów z pakim lub żywicą kumarynową do 10%,
- rowków poprzecznych do kierunku ruchu (np. w USA) o przekroju poprzecznym $3,2 \times 3,2$ mm w odstępach 25,4 mm.

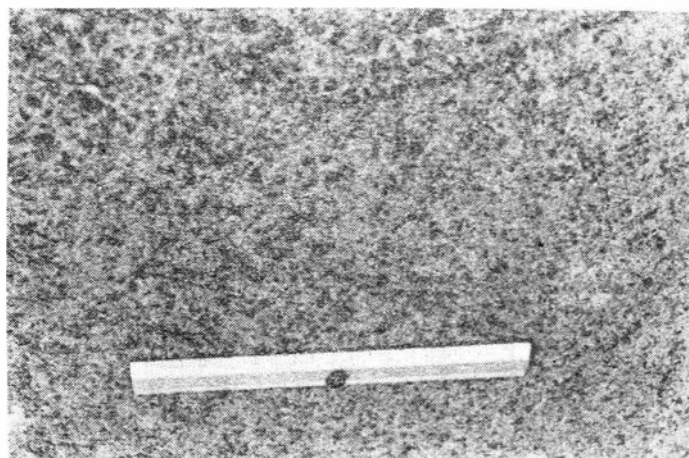
Szczególnie dobrą szorstkość wyka-

zują epoksybetony lub asfaltobetony (smołobetony) z dodatkiem żywic epoksydowych, jednak wysokie koszty nie pozwalają na razie na ich stosowanie poza odcinkami doświadczalnymi.

Rys. 3. Szorstki smołobeton, lepiszcze smoła drogowa S 300/500 sek, z żywicą kumarynową



Rys. 4. Pokrowiec z epoksybetonu, lepiszcze żywica epichlorohydrin 53



Uszorstnienie nawierzchni istniejących

Uszorstnienie istniejących nawierzchni lotniskowych, asfaltobetonowych może być osiągnięte przez:

- wałowanie grysów bitumowanych na gorąco,
- wykonanie pokrowca ułożonego na warstwie ścierną,
- wykonanie pokrowca ułożonego na podkładzie z masy bitumicznej,
- zastosowanie emulsji kationowej na zimno, z posypaniem grysem i wałowaniem,
- zastosowanie zaprawy esfaltowo-wodnej na zimno, z posypaniem grysem i wwałowaniem uprzednio grysu bitumowanego na gorąco,
- posypanie nawierzchni, po skropleniu jej asfaltem, mączką gumową,
- nacięcie nawierzchni maszynami, poprzecznie do kierunku ruchu

(rowki $3,2 \times 3,2$ mm w odstępach 25,4 mm — np. w USA).

Uszorstnienie nawierzchni wymaga każdorazowo opracowania dokładnej technologii prac wstępnych: oczyszczenia, rozmiękczenia starej

nawierzchni oraz samej technologii uszorstnienia i zamknięcia nawierzchni.

Literatura

1. Luszawski S.: „Nawierzchnie bitumiczne”, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1964.
2. Grzywacz R., Jaśkiewicz Z., Pytlewski Z.: „Lotniskowe nawierzchnie asfaltowe oraz ich szorstkość”, Technika Lotnicza nr 11 z 1963.
3. Lech K.: „Zagadnienie szorstkości nawierzchni drogowych. Ustalenie metody badań i aparatury badawczej”, Prace COB, RTD, nr 4 z 1963.
4. Pytlewski Z.: „Zastosowanie wyników niektórych prac ITWL do budownictwa drogowego”, SITK 7—9 września 1962, Bydgoszcz.
5. Grzywacz R., Pytlewski Z.: „Pomiary szorstkości nawierzchni przy dużych prędkościach” SI i TK 11—13. XII. Warszawa 1963.
6. Grzywacz R., Jaśkiewicz Z., Pytlewski Z.: „Problemy szorstkości nawierzchni drogowych”, XII Światowy Kongres Drogowy w Rzymie.
7. B. Horne Walter: „Skidding accidents on runways and highways can be reduced”, Astronautics and Aeronautics 1967, 5 nr 8, 48—55.

Control of turbojet engine inlet diffusers

Fixed geometry inlet diffusers are not used for aircraft flying with Mach numbers above 1,5 because high total pressure losses and unstable operation at design-off conditions. For this reason high Mach number aircraft are fitted with controllable inlet diffusers — variable geometry diffusers and diffusers with air spilling. In this article the methods of controlling external and mixed diffusion inlet diffusers are discussed and automatic control systems operating in relation to the position of normal front shock wave, oblique shock wave, normal closing shock wave or to the Mach number at the diffuser throat are presented.

533.6.054:621.317.49

Magnetic recording in measurement systems for aircraft flight tests

In this paper the advantages of using the magnetic recording in measurement systems for aircraft flight tests are explained. The dependence of modulation methods used for magnetic recording upon test kind is discussed. The recording methods using amplitude modulation, frequency modulation, impulse width modulation and recording methods with returning to zero or without returning to zero are analysed. The independence of magnetic recorder operation upon test conditions is emphasized.

531.781.2:620.178.322

Strain-gauges equipment for static and dynamic measurement

Strain-gauges adhesive bonded direct on aircraft construction enable gain measurements of static and dynamic strain on aeroplanes.

A complicated measuring equipment must be engaged for utilizing of wick electric impulses of strain-gauges. In the article it is presented strain-gauges bridges MT-6 and MT-12, six — channel set for dynamic measurements with aid of strain-gauge vibration and acceleration transducers, and one — channel bridge for precision measurements of zero method.

621.317.39:531.781.2:531.768.5

On some properties of strain-gauge type acceleration transducers and on calibrating these transducers

In this article the choice of membrane transducer as strain-gauge type acceleration transducer is explained and the construction and manufacture problems of this transducer are discussed. The problems of choice of foil strain-gauge, bonding it on elastic element of the transducer and the scheme of transducer electric circuit are presented. The methods of transducer calibration and of assessment of measurement errors are given.

621.317.39.084.2:531.767

The displacement and linear velocity transducers

The problem of proper choice of transducer type for the displacement and linear velocity measurements is discussed. The choice is determined by measurement kind and by parameters measured. The characteristic data of different transducer types and optimum applications are presented.

620.183.4:778.625.1

Strippable film developer for colour-contrast penetrant method

This method enable to discover outer surface defects, e.g. cracks, defects of rolling, forging etc. It is simple method, which may be used as well in laboratory as in field conditions, without any devices.

Additional advantage is an ability using it for nonmagnetic materials. Reference is made to developing process, means of obtaining documents of surfaces investigated with this method.

In a second part of the article it is discussed requirements for strippable film developer and authors' investigations connected with work out new one. Brief reference is made to characteristic of new developer.

656.71:625.84:035.1

The problem of runway surface roughness

In this paper the fundamental meanings of roughness and adhesion of runway surfaces, coefficient of skid resistance coefficients of skid and rolling friction are given. The most suitable methods of investigating these parameters including description of measurement equipment are presented. The methods of optimalization of runway surface in regard to its roughness are discussed also.

WYNALEZCZOŚĆ I RACJONALIZACJA, nr 6 z 1968 r.

W kolejnym artykule z cyklu „Korzystanie z literatury patentowej” mgr inż. S. Madeyski podaje, jak korzystać z publikacji patentowych Kanady.

OCHRONA PRACY, nr 6 z 1968 r.

Podstawowe obowiązki jednostek nadrzędnych nad zakładami w zakresie bhp omawia mgr A. Mironczuk. Zwraca uwagę na ogólne zadania nadrzędnych jednostek organizacyjnych, podaje ich obowiązki wskazując, że sposób ich realizacji jest inny dla jednostek bezpośrednio nadrzędnych, inny dla pośrednio nadrzędnych.

MASZyny MATEMATYCZNE, nr 6 z 1968 r.

Wprowadzanie techniki elektronicznego przetwarzania danych do działalności zakładów przynosi różne efekty. Próbę wstępnej oceny korzyści ekonomicznych w wyniku jej stosowania w zakładach produkcyjnych, zjednoczeniach i biurach konstrukcyjnych przedstawia A. Stanisławska w artykule „Efekty stosowania ETO”.

PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 12 z 1968 r.

W artykule „Sprzęgia indukcyjne — nowoczesny element napędu i automatyki” dr inż. Z. Drozdowski podaje historię powstania i rozwoju sprzęgieł indukcyjnych. Ponadto opisuje zasadę działania oraz charakterystykę trzech podstawowych typów sprzęgieł, a zwłaszcza najważniejsze ich odmiany — sprzęgieł wiropędowych, które są coraz szerzej stosowane w przemysłowych układach napędowych oraz jako element układów automatycznej regulacji. Sprzęgia wiropędowe stosuje się również w lotnictwie i technice raketowej.

PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 13 z 1968 r.

Wzrost wymagań odbioru technicznego co do poziomu głośności pracy przekładni zębatych zmusza producentów do prowadzenia badań kontrolnych i diagnostycznych. Dr inż. L. Müller w artykule „Analiza hałasów przekładni zębatych” omawia sposoby określania i obniżania poziomu hałasów w przekładniach zębatych oraz przedstawia zagadnienia związane z diagnostyką techniczną, której podstawę stanowi analiza drgań i hałasów. Artykuł zawiera również informacje o budowanym w kraju stanowisku do badań diagnostycznych dla przemysłu.

POMIARY, AUTOMATYKA, KONTROLA, nr 5 z 1968 r.

Mikrofały wykorzystywane dotychczas głównie w radiolokacji, radiokomunikacji i badaniach naukowych ostatnio zastosowano do pomiarów i kontroli procesów przemysłowych. Niektóre metody i układy mikrofalowe do pomiarów wielkości mechanicznych i oceny właściwości materiałów na przykładach praktycznego zastosowania omawiają mgr inż. S. Stuchły i mgr inż. A. Kraszewski w artykule „Mikrofalowe metody i przyrządy pomiarowe do pomiarów i kontroli ciągłych procesów przemysłowych”.

MASZyny MATEMATYCZNE, nr 7 z 1968 r.

W artykule „Automatyzacja programowania obróbki detali” W. Gralak opisuje sposób przygotowania programu dla interpolatora liniowo-kołowego, a następnie system Wyznaczania Toru i Prędkości, wykorzystujący EMC Elliott 803B i służący do programowania obróbki detali płaskich. Na przykładach pokazuje zalety tego systemu, a także omawia zasadę jego działania i przystosowanie do różnych interpolatorów.

MASZyny MATEMATYCZNE, nr 8 z 1968 r.

W artykule „Próba wykorzystania maszyny cyfrowej UMC-10 do celów programowanego nauczania” J. Bielecki i W. Zubelek omawiają pierwszy etap prac nad programowanym nauczaniem przy wykorzystaniu maszyny cyfrowej. Prace te prowadzone są pod kierunkiem prof. A. Kilińskiego w Katedrze Budowy Maszyn Matematycznych Politechniki Warszawskiej.

Pomoce inżyniera prób w locie

Nomogram do przeliczania prędkości równoważnej na prędkość równoważną poprawioną i odwrotnie

Uwagi wstępne

W nomogramach występują prędkości:
— prędkość równoważna V_0 , którą definiuje się następująco:

$$V_0 = V_p + \delta V_i + \delta V_{op} + \delta V_a$$

przy czym w języku rosyjskim nosi ona nazwę ziemna indykatorna skroś (V_{iz}), w angielskim calibrated air speed zwana w skrócie CAS (V_{cal}) i we francuskim vitesse conventionnelle (V_c);
— prędkość równoważna poprawiona V_i , którą definiuje się:

$$V_i = V_0 + \delta V_{\delta c} \quad \text{lub} \quad V_i = \sqrt{\delta \cdot V}$$

przy czym w języku rosyjskim nosi ona nazwę indykatorna skroś (V_i), w angielskim equivalent air speed zwana w skrócie EAS (V_e) i we francuskim equivalent de vitesse (EV);
gdzie:

V_p [km/h] — prędkość przyrządowa,
 δV_i [km/h] — poprawka laboratoryjna prędkościomierza,
 δV_{op} [km/h] — poprawka prędkościomierza na opóźnienie wskazań — wprowadzana tylko w pewnych przypadkach (np. szybkie zmiany wysokości lotu),
 δV_a [km/h] — poprawka aerodynamiczna prędkościomierza,
 $\delta V_{\delta c}$ [km/h] — poprawka prędkościomierza na ściśnięcie,
 $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$ — gęstość względna powietrza,
 V [km/h] — prędkość rzeczywista.

Obydwa rodzaje prędkości są często stosowane w technice lotniczej i stąd konieczność częstego przeliczania jednej na drugą. Jako przykład z dziedziny prób w locie można tu podać konieczność znajdowania prędkości równoważnej poprawionej V_i w funkcji której podaje się szereg charakterystyk dotyczących własności lotnych samolotów.

Z kolei prędkością rejestrowaną bądź odczytywaną jest z zasady prędkość przyrządowa V_p (odczyt dokonywany przez pilota) lub prędkość przyrządowa poprawiona:

$$V_{pp} = V_p + \delta V_i$$

(w przypadku rejestracji za pomocą samopisów bądź oscylografów).

W tych przypadkach znajduje się najpierw wartość V_0 , a następnie za pomocą omawianego nomogramu odczytuje wartości prędkości równoważnej poprawionej V_i . Również często zachodzi konieczność korzystania z omawianego nomogramu w odwrotną stronę, np. gdy przy zadanej z góry prędkości V_i należy podać pilotowi prędkość V_p .

Omawiany nomogram obejmuje zakres: $V_0 = 100 \div 2800$ km/h; $V_i = 90 \div 2800$ km/h oraz $h = 0 \div 30\,000$ m.

W celu zapewnienia dużej dokładności odczytu nomogram $V_i = f(V_0)$ rozbity został na 7 wzajemnie zazębiających się części.

Omawiany nomogram zastępuje użytkowany dotąd $\delta V_{\delta c} = f(V_0)$ eliminując w ten sposób operację sumowania algebraicznego ($V_i = V_0 + \delta V_{\delta c}$), a ponadto umożliwia bezpośrednie znajdowanie V_0 przy znanej wartości V_i , którą to operację za pomocą nomogramu $\delta V_{\delta c} = f(V_0)$ trzeba było wykonywać drogą kolejnych przybliżeń.

Zależności analityczne

Omawiany nomogram $V_i = f(V_0)$ wykreślono na podstawie obliczeń wykonanych na elektronicznej maszynie cyfrowej w

$$\text{gdzie: } C = 6,62018 \left\{ 10332,3 \left[\left(1 + 0,133319 \cdot 10^{-6} V_0^2 \right)^{3,5} - 1 \right] + p \right\}^{0,4}$$

oparciu o wprowadzone zależności analityczne.

W niniejszym opisie pominięto — ze względu na ich obszerność — cały tok wyprowadzania zasadniczych zależności analitycznych (~ 30 wzorów). Znaleźć je można w zeszytach nr 6 „Pomocy Inżyniera Prób w Locie” ITWL.

Niżej podano tylko ostateczne zależności, które służą do wyznaczenia zależności $V_i = f(V_0)$.

Dane liczbowe do omawianego nomogramu obliczone były na podstawie następujących trzech zależności:

$$V_i = \sqrt{725,957 p \left\langle \left\{ 1 + \frac{10332,3}{p} \left[\left(1 + 0,133319 \cdot 10^{-6} V_0^2 \right)^{3,5} - 1 \right] \right\}^{0,285714} - 1 \right\rangle} \quad (1)$$

Powyższa zależność musi spełniać równocześnie dwa warunki:

a) wynikający z cechowania skal prędkościomierzy w zakresie prędkości poddźwiękowych do prędkości odpowiadającej na poziomie morza wg AW (atmosfera wzorcowa) liczbie $Ma = 1$, tj. $V_0 \leq 1224,81$ km/h;

b) obowiązuje dla liczb $Ma \leq 1$.

Z wymienionych warunków liczbowych drugi jest wymiarujący, tj. $Ma \leq 1$, ponieważ granica warunku pierwszego ($V_0 = 1224,81$ km/h) daje dla $h > 0$ liczby $Ma > 1$.

$$V_i^{2,8} - V_i^2 B + 20,7416 p B = 0 \quad (2)$$

$$\text{gdzie: } B = \left[\frac{V_0^2}{\left(1 - \frac{214399}{V_0^2} \right)^{2,5}} + (p - 10332,3) - 112,765 \right]^{0,4}$$

W tej zależności także muszą być spełnione warunki:

a) wynikający z cechowania skal prędkościomierzy w zakresie prędkości nadźwiękowych, poczynając od prędkości

odpowiadającej na poziomie morza wg AW liczbie $Ma = 1$, tj. $V_0 \geq 1224,81$ km/h, b) obowiązuje dla liczb $Ma \geq 1$.

W tym przypadku wymiarujący jest warunek pierwszy, tj. $V_0 \geq 1224,81$ km/h, ponieważ dolna granica warunku drugiego ($Ma = 1$) daje dla $h > 0$ prędkości $V_0 < 1224,81$ km/h.

Jak widać powyższe zależności (1) i (2) nie pokrywają zakresu ograniczonego od dołu liczbą $Ma = 1$ a od góry prędkością $V_0 = 1224,8$ km/h.

W związku z tym należało wyprowadzić dla tego zakresu — można go nazwać „przódźwiękowym” — trzecią zależność:

$$V_i^{2,8} - V_i^2 C + 20,7416 p C = 0 \quad (3)$$

Uwaga: w zależności (1), (2) i (3) — V_0 [km/h]; V_i [km/h];

$$p \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \right]$$

W ten sposób wyznaczono zależność $V_i = f(V_0)$ w całym rozpatrywanym zakresie prędkości.

Na nomogramie $V_i = f(V_0)$ naniesiono dodatkowo linię odpowiadającą $Ma = 1$. Niezbędne do obliczeń wartości ciśnień na poszczególnych wysokościach zaczerpnięto z AW (wg PN-54/L-02001).

Ze względu na to, że wartości ciśnień w wymienionych normach podano tylko do wysokości 20 000 m, brakujące wartości dla wyższych wysokości obliczono wg poniższego wzoru, wiążącego ciśnienie z wysokością dla $h \geq 11\,000$ m:

$$\lg p = 3,362884 - 0,685230 \cdot 10^{-4} (h - 11\,000)$$

gdzie: h [m]; p [kg/m²].

Sposób korzystania z nomogramu

Sposób korzystania z nomogramu jest zupełnie oczywisty: dla znanej wartości parametru na danej osi wystawia się prostą prostopadłą do tejże osi i w punk-

cie przecięcia z odpowiednią linią $h = \text{const}$ prowadzi się prostą prostopadłą do drugiej osi, na której — w punkcie przecięcia — odczytuje się wartość poszukiwanego parametru.

