

1966

**3**

technika  
lotnicza  
i astronautyczna



# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

## Rodzaje profilów, systematyka, oznaczenia

Dokończenie

oprac. E. Lewalska

### Sposoby przekształcania profilów

Grupy profilów powstają zwykle przez odpowiednie przekształcanie profilu wyjściowego. Przekształcanie profilu polega na odpowiedniej zmianie jednego lub kilku parametrów geometrycznych profilu wyjściowego, tzn.:

1) nie zmieniając linii środkowej, można zmienić w jednakowym stosunku wszystkie rzędne dolnego i górnego obrysu profilu — zmienia się maksymalna grubość profilu;

2) nie zmieniając rzędnych (ani dolnego, ani górnego) obrysu profilu, można zmienić w jednakowym stosunku wszystkie rzędne linii środkowej — zmienia się strzałka profilu;

3) można przekształcić profil przez zmianę rzędnych obrysu (zmianę grubo-

ści maksymalnej) oraz rzędnych linii środkowej (zmianę strzałki profilu);

(W wymienionych trzech rodzajach przekształcania profilów nie ulega zmianie położenie maksymalnej grubości i strzałki profilu).

4) pozostawiając inne parametry stałe, można zmienić położenie maksymalnej grubości profilu;

5) zmianę położenia strzałki profilu. (Profile powstałe za pomocą przekształcenia opisanego w punkcie 4 i 5 tworzą serię danej rodziny profilów).

### Systematyka profilów

W różnych laboratoriach (w różnych krajach) w ciągu wielu lat opracowywano szereg profilów aerodynamicznych, badając jednocześnie ich charakterysty-

ki aerodynamiczne. W celu uporządkowania bogatego materiału doświadczalnego, poświęcono wiele pracy usystematyzowaniu zbadanych profilów. W zależności od laboratoriów, w których opracowywano dane profile powstały grupy, np.:

- 1) profile NACA (amerykańskie),
- 2) profile CAGI (radzieckie),
- 3) profile göttingenowskie (niemieckie),
- 4) profile angielskie,
- 5) profile polskie.

Wymienione grupy dzielą się na rodziny profilów. Rodziną nazywamy profile utworzone z jednego wyjściowego profilu przez odpowiednie przekształcenie geometryczne (głównie przez zmianę położenia maksymalnej grubości lub strzałki). Dla łatwiejszego posługiwania się materiałem doświadczalnym podzie-

TREŚĆ ZESZYTU	Str.	СОДЕРЖАНИЕ	Стр.	CONTENTS	Page
M. Łyżwiński: Tendencje rozwoju rakietowych napędów termicznych, część II . . . . .	1	M. Łы́зві́нскі: Прогрессные тенденции ракетных термических приводов. ч. II . . . . .	1	M. Łyżwiński: Development trends of the rocket thermal propulsion, part II . . . . .	1
J. Maryniak: Wpływ odkształcalności i wyważenia lotki na krytyczną prędkość flatteru szybowców . . . . .	4	J. Мары́няк: Влияние деформируемости и вывезки на критическую скорость флаттера планеров . . . . .	4	J. Maryniak: The effect of aileron strain and balancing on the critical flutter speed of gliders . . . . .	4
R. Bekiesiński, H. Rzewski: Wpływ wody w paliwie na pracę silnika turbinowego . . . . .	6	R. Бекіє́сьнскі, H. Рзевскі: Влияние воды в топливе на работу турбинного двигателя . . . . .	6	R. Bekiesiński, H. Rzewski: The influence of water contented in fuel on turbine engine operation . . . . .	6
K. Turski: Pomiar odkształceń metodą elastooptyki w świetle odbitym, część II . . . . .	12	K. Турскі: Измерение деформации методом эластооптики в отраженном свете . . . . .	12	K. Turski: The strain measurement by the elastooptic method in reflected light . . . . .	12
Wł. Ząbkowicz: Oscylografy pętlicowe do prób samolotu w locie . . . . .	15	Wł. За́бкович: Петлевые осциллографы для испытания самолета в полете . . . . .	15	Wł. Ząbkowicz: Loop oscillographs for aircraft flight tests . . . . .	15
Główne kierunki działalności Federalnej Agencji Lotniczej FAA . . . . .	20	M. Козло́вскі: Возможности применения электронных математических машин для проектирования аэродромов . . . . .	19	M. Kozłowski: Application possibilities of electronic computers for aerodromes design . . . . .	19
WIADOMOŚCI SIMP . . . . .	22	ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ . . . . .	22	TECHNICAL NEWS . . . . .	22
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	22				
KRONIKA . . . . .	28				
NOTATKI ZE ŚWIATA . . . . .	28				
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Rodzaje profilów, systematyka, oznaczenia — oprac. E. Lewalska . . . . .	II, III, IV okł.	Конструкторские пособия Авиационной и Астронавтической Техники: Роды профилей системы, обозначения — разработ. E. Lewalska . . . . .	II, III, IV. обл.	Data designer's sheets: Aerofoil types classification and marking — elaborated by E. Lewalska . . . . .	II, III, IV okł.



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

### KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI  
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KOR-  
DZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA Red. techniczny D. PIETRZYKOWSKA  
Sekretarz red. M. K. SZURMAK  
RADA PROGRAMOWA  
mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, inż. W. JANUSZ, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. W. JUNG,  
mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIE-  
TRZAK, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. K. WÓJCICKI

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

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 2/A — Z-7. Nakład 1000 egz. Papier ilustrac. kl. V, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Przenumerata roczna zł 144.—



Mgr inż. MIECZYŚLAW ŁYŻWIŃSKI

621.455 : 629.136.3

## Tendencje rozwojowe raketowych napędów termicznych

### Część II

#### SILNIKI TERMICZNE INNYCH RODZAJÓW

Bliskie praktycznej realizacji i zastosowaniu wydają się raketowe silniki elektrotermiczne<sup>\*)</sup>. Silniki te w porównaniu do silników jonowych czy plazmowych są prostsze konstrukcyjnie i względnie łatwe do wykonania.

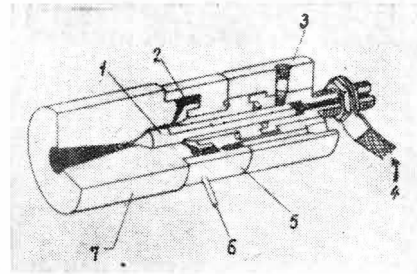
W silnikach elektrotermicznych zachodzi przemiana energii elektrycznej w głównej mierze na ciepło. Rolę źródła ciepła może spełniać łuk elektryczny, nagrzewnica oporowa lub indukcyjna. Doprowadzana do łuku energia elektryczna ulega przemianie głównie w ciepło, a w minimalnym stopniu na energię promieniowania elektromagnetycznego, drgań akustycznych i na energię chemiczną. Z trzech wymienionych sposobów nagrzewania czynnika najbardziej obiecujące wydaje się zastosowanie łuku elektrycznego, praktycznie wykorzystywanego w szeregu urządzeń technicznych.

Schemat konstrukcyjny silnika raketowego, w którym czynnik nagrzewany jest w łuku elektrycznym, przedstawia rys. 5. Konstrukcja przypomina klasyczny silnik raketowy. Komora nagrzewnicza silnika utworzona jest z odpowiednio ukształtowanych elektrod — katody i anody. Czynnik roboczy, np. wodór doprowadzany do komory w stanie ciekłym, odparowuje, a następnie podgrzany w łuku do wysokiej temperatury wypływa na zewnątrz przez dyszę wylotową.

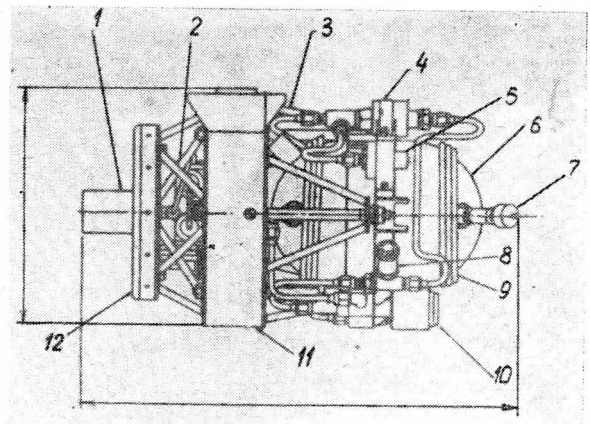
Prowadzone obecnie prace naukowo-badawcze w dziedzinie napędu elektrotermicznego są wielokierunkowe i dotyczą procesów związanych z dysocjacją i jonizacją gazów, równomiernym rozkładem energii gazu oraz z mechanizmem wymiany i strat ciepła itp. Ważnym zadaniem jest dokładne poznanie przebiegu rekombinacji zjonizowanych cząstek gazu w dyszy wylotowej. Obecnie jest tylko ogólne rozeznanie, że większej intensywności procesów rekombinacyjnych sprzyjają wydłużone dysze wylotowe i wyższe ciśnienia robocze gazu.

Można przypuszczać, że silniki elektrotermiczne jako jedne z pierwszych nowych napędów raketowych znajdą wkrótce praktyczne zastosowanie. Rysunek 6 przedstawia ogólny widok eksperymentalnego zespołu napędowego z silnikiem elektrotermicznym o mocy 1 kW i ciężarze całkowitym 5,45 kG. Przedstawiony silnik wykonano w celu przeprowadzenia

podstawowych badań napędu elektrotermicznego w przestrzeni kosmicznej. Założeniem próby było wyniesienie silnika ustawionego na kapsule „SERT-2” na tor balistyczny o wysokości 6600 km za pomocą rakiety „Scout”. Silnik miał być badany w prze-



3. Silnik elektrotermiczny z elektrodami współosiowymi: 1 — katoda wolframowa, 2 — komora silnika, 3 — korpus ustalający katodę, 4 — przewód elektryczny, 5 — osłona komory — anoda, 6 — przewód doprowadzający czynnik roboczy, 7 — dysza wylotowa z wolframu — anoda



6. Raketowy zespół napędowy z silnikiem elektrotermicznym firmy Plasmadyne:

1 — silnik elektrotermiczny w obudowie, 2 — urządzenie zasilania i regulacji, 3 — rama mocująca, 4 — zawór elektromagnetyczny, 5 — dajnik ciśnienia gazu, 6 — zbiornik gazu (czynnika roboczego), 7 — końcówka napełniania zbiornika, 8 — zawór bezpieczeństwa, 9 — wymiennik ciepła, 10 — zawór selekcyjny wymiennika ciepła, 11 — układ rozruchowy, 12 — osłona przed promieniowaniem cieplnym

\*) M. Łyżwiński, J. Barzykowski: Raketowe silniki elektryczne. „Technika Lotnicza”, zeszyt. 1—2/64.

Dane techniczne niektórych silników elektrotermicznych

Wykonawca	Typ silnika	Czynnik roboczy	Moc [kW]	Ciąg [G]	Impuls właściwy [kGsek/kG]	Sprawność [%]	Stan prac w 1963 r.	Zleceniodawca
Avco Corp.	łukowy	amoniak, wodór	3	112—225	750÷1500	35÷40	badania i projektowanie	NASA
	oporowy	wodór	2—3	45	750÷800	70	—, —	—, —
Electro-Optical System	łukowy	wodór	>100	—	> 1000	—	badania	USAF
General Electric	łukowy	wodór	30	250	1050	43	badania i projektowanie	NASA
	oporowy	wodór amoniak	< 1	0,45—45	300÷600	—	projektowanie	Firma
NASA	oporowy	wodór	3÷15	45÷225	900	60	projektowanie	NASA
Space Dynamics Corp.	łukowy	wodór	30	112—225	2000÷2500	40÷70	badania laboratoryjne	—, —

strzeni w czasie 24 min w warunkach próżni  $10^{-7}$  do  $10^{-12}$  Tr. Eksperyment przeprowadzono i oceniono jako udany.

Znacznie prostszy konstrukcyjnie w porównaniu do napędów reaktorowych będzie termiczny silnik jądrowy, zasilany ciepłem wydzielanym w procesach rozpadu izotopów promieniotwórczych. Rozpad promieniotwórczych izotopów wyzwala energię jądrową w ogólnym przypadku w postaci promieniowania  $\alpha$ ,  $\beta$  i  $\gamma$ . Niektóre izotopy są źródłem jedynie promieni  $\alpha$  lub  $\beta$ , których energia ulega przekształceniu głównie w ciepło. W innych materiałach izotopowych większa część energii wywiązuje się w postaci przenikliwego promieniowania  $\gamma$ , nie tylko groźnego dla życia, ale niszczącego również materiały konstrukcyjne, a szczególnie urządzenia elektroniczne. Wymaga to stosowania odpowiednich osłon pochłaniających promienie  $\gamma$ .

Przez odpowiedni dobór materiału izotopowego umieszczonego w specjalnym zasobniku — nagrzewnicy możliwe jest niemal całkowite wykorzystanie energii promieniowania jonizującego do nagrzewania czynnika roboczego, np. wodoru. W tym celu mogą służyć takie izotopy jak: cer (Ce), polon (Po), tal (Tl), tul (Tm) i inne. Niektóre z tych izotopów są produktami rozszczepienia uranu (np. cer) otrzymywanymi na drodze przeróbki wykorzystanego w reaktorach paliwa jądrowego, inne — jak tal i polon — mogą być wytwarzane w specjalnych reaktorach jądrowych. Obecnie produkcja tych izotopów na szerszą skalę byłaby kosztowna.

Właściwości izotopów promieniotwórczych wymagają specjalnych warunków ich przechowywania. Przy większych ilościach materiału izotopowego konieczny jest układ chłodzący zasobnik i ekranujący otoczenie przed szkodliwym wpływem promieniowania. Uwzględniając to, ciężar zespołu napędowego zasilanego energią promieniowania izotopów (rys. 7) będzie tysiące razy większy od wytwarzanego w ten sposób ciągu. Z tych przyczyn są rozpatrywane wyłącznie małe jednostki napędowe tego typu o ciągu rzędu gramów, zdolne do pracy w czasie kilku dni lub tygodni.

Do osiągnięcia wystarczająco wysokiej temperatury czynnika roboczego (500—1500 °C) wydatek wodoru czy innego czynnika nie może być duży. Ogranicza to zakres ciągu termicznych silników izotopowych do kilkuset gramów.

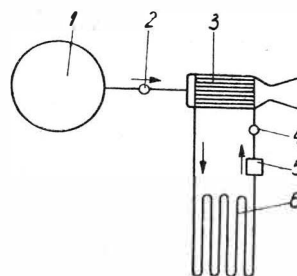
Ciąg takiego silnika zmniejsza się z biegiem czasu wskutek rozpadu materiału izotopowego. Spadek ciągu w czasie zależy od rodzaju materiału promieniotwórczego i od szybkości jego rozpadu, czyli od okresu jego istnienia. Naturalnie, okres rozpadu paliwa izo-

topowego powinien wielokrotnie przekraczać przewidywany czas ciągłej pracy silnika.

Jeśli przyjąć wodór jako czynnik pracujący, to przy małym jego wydatku możliwe jest osiągnięcie temperatury czynnika zapewniającej impuls właściwy w granicach 600—700 kGsek/kG. Są to wartości do 100% wyższe w porównaniu z silnikami pracującymi na chemicznych środkach napędowych.

Zasadniczą zaletą termicznych silników izotopowych będą stosunkowo wysokie impulsy właściwe, rzędu impulsów skomplikowanych silników reaktorowych, oraz duża prostota konstrukcyjna tych urządzeń. Uzasadnia to w pełni pogląd, że zastosowanie do napędu raketowego o małym ciągu paliw izotopowych ma szerokie perspektywy realizacji w najbliższych latach. Prosta konstrukcja tych urządzeń i sposobów ich pracy charakteryzuje je jako niezawodne w działaniu, co ma pierwszorzędne znaczenie w urządzeniach przeznaczonych do lotów kosmicznych. Eksploatacja tych silników, podobnie jak reaktorów jądrowych, będzie jednak utrudniona groźbą intensywnego działania promieniowania jonizującego na ludzi i sprzęt.

Zadanie praktycznego zastosowania izotopów jako źródeł ciepła do silników raketowych nie wyszło dotychczas poza etap fragmentarycznych badań labora-



7. Silnik termiczny zasilany energią izotopów promieniotwórczych:

1 — zbiornik czynnika pracującego, 2 — pompa z zaworem regulującym wydatek, 3 — komora silnika z nagrzewnicą izotopową, 4 — pompa instalacji chłodzenia, 5 — zawór regulujący temperaturę silnika, 6 — chłodnica

toryjnych. W amerykańskim ośrodku badawczym STL (Space Technology Laboratories) opracowano silnik termiczny „Poodle”, w którym źródłem ciepła będzie polon Po-210 nagrzewający wodór jako czynnik roboczy. Silnik o długości 340 mm i średnicy komory 76 mm ma rozwijać ciąg 0,12 kG przy impulsie właściwym 700—800 kGsek/kG. Silnik przeznaczony jest do stabilizacji sztucznych satelitów oraz do osiągnięcia odległych orbit okołoziemskich.

Raketowy zespół napędowy, którego działanie opiera się na wykorzystaniu energii promieniowania słonecznego, podano schematycznie na rys. 8. Przedstawione urządzenie pozwala skupiać promienie słonecz-

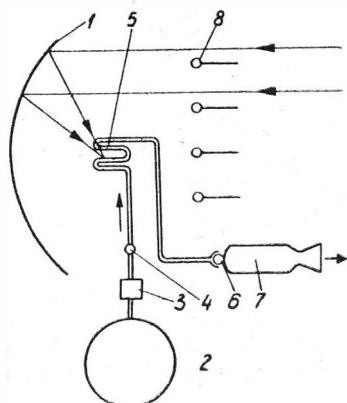
ne w ognisku zwierciadła, gdzie umieszczona jest nagrzewnica czynnika roboczego, oraz regulować parametry czynnika w dyszy — tzn. ciąg. Regulacja pracy silnika polega na odpowiednich zmianach temperatury nagrzewnicy za pomocą specjalnego układu zasłon zaciemniających zwierciadło oraz drogą zmiany wydatku czynnika roboczego. Dla pierwszych urządzeń tego typu przewidywany zakres temperatury pracy silnika mieści się w granicach do 1200 °C.

Przedstawiony zespół napędowy odznacza się dużą prostotą konstrukcyjną w porównaniu np. z rakiętowym silnikiem elektrotermicznym czerpiącym energię również z promieniowania słonecznego. Decyduje o tym brak przemiennika ciepła na energię elektryczną. Nie znaczy to jednak, że „silniki słoneczne” pozbawione przemienników stanowią najwłaściwsze rozwiązanie problemu. Silniki tego rodzaju w porównaniu do zespołów napędowych z generatorami energii elektrycznej nie pozwalają osiągać wysokiej temperatury czynnika pracującego, która decyduje o sprawności raketowego napędu termicznego.

W odległościach od Słońca odpowiadających orbicie Ziemi, energia promieniowania słonecznego wynosi ok. 1350 W (0,32 kcal/sek) na 1 m<sup>2</sup> pola powierzchni ogrzewanej. Znaczy to, że uzyskanie mocy 1 kW w urządzeniu pracującym ze 100% sprawnością wy-

8. Silnik termiczny zasilany energią promieniowania słonecznego:

1 — zwierciadło skupiające promienie słoneczne, 2 — zbiornik czynnika pracującego, 3 — pompa, 4 — zawór regulacyjny, 5 — nagrzewnica czynnika pracującego, 6 — połączenie przegubowe umożliwiające manewrowanie silnikiem, 7 — komora z dyszą wylotową, 8 — mechanizm zaciemniający zwierciadło w celu regulowania temperatury



magaloby płaszczyzny o połu ok. 0,75 m<sup>2</sup>. Sprawność pracy realnego urządzenia jest oczywiście daleko mniejsza, rzędu kilkunastu procent. Dochodzi do tego problem zapewnienia efektywnej pracy podobnego urządzenia w odległościach od Słońca znacznie większych w porównaniu do orbity Ziemi. O ile energia promieniowania słonecznego w odległości orbity planety Wenus jest prawie dwukrotnie większa w porównaniu do intensywności promieniowania Słońca na Ziemi, to już w odległościach odpowiadających orbicie Marsa nie stanowi nawet p. łowy energii słonecznej docierającej do Ziemi. W odległościach odpowiadających orbicie Plutona intensywność promieniowania słonecznego jest już pomijalnie mała w znaczeniu energetycznym i nie wynosi nawet 1% poziomu ziemskiego. Fakt ten znacznie ogranicza przyszłe zastosowanie urządzeń wykorzystujących energię słoneczną w lotach międzyplanetarnych.

Podstawowym problemem tego rodzaju silnika jest konstrukcja układu optycznego, ogniskującego promienie słoneczne w obszarze zajętym przez nagrzewnicę czynnika roboczego. Przewiduje się, że zdolność koncentracji promieniowania słonecznego przez zwierciadła przeznaczone do pracy w omawianych silnikach będzie kilkadziesiątkrotna. Koncentrowana w ten sposób energia nie może być naturalnie w pełni wykorzystana do efektywnej pracy silnika wskutek zjawisk dysypatywnych. Powodem strat energii są zjawiska pochłaniania i rozpraszania energii, za-

leżne od stanu powierzchni, materiału zwierciadła oraz dokładności geometrii układu, co dotyczy szczególnie zwierciadeł o dużych wymiarach. Uwzględniając ponadto sprawność procesu przemiany ciepła w energię kinetyczną strumienia wylotowego można stwierdzić, że wytwarzanie tą drogą mocy 1 kW wymagać będzie zwierciadła o powierzchni ok. 7 m<sup>2</sup>, a w odległościach odpowiadających orbicie Marsa — o powierzchni 18 m<sup>2</sup>.

Zespoły napędowe o mocy kilkunastu kW wymagać będą zwierciadła o wymiarach przekraczających możliwości jego umieszczenia w rakiecie nośnej. W związku z tym wystąpi konieczność stosowania zwierciadeł o konstrukcji składanej. Jest to trudny do rozwiązania problem konstrukcyjny, ponieważ obok warunku zmiennej geometrii takiego zwierciadła obowiązuje jak najmniejszy ciężar i duża dokładność kształtu urządzenia. Przewiduje się zastosowanie w konstrukcji tworzyw sztucznych przystosowanych do pracy w warunkach kosmicznych. Rozpatrywane są konstrukcje typu pneumatycznego, rozwijane w przestrzeni pod działaniem ciśnienia gazu. Wydaje się, że konstrukcje tego rodzaju mają najszersze perspektywy rozwoju, gdyż odznaczają się względnie prostą budową i stosunkowo nieznacznym ciężarem jednostkowym. Rozwinięcie i utrzymanie kształtu materiału zwierciadła pneumatycznego możliwe byłoby już przy ciśnieniu gazu do 2 kg/cm<sup>2</sup>. Zastosowanie przy tym wodoru jako czynnika roboczego pozwoliłoby wytwarzać ciąg o wartości rzędu setnych części całkowitego ciężaru zespołu napędowego. Ciężar jednostkowy urządzenia kształtuje się raczej korzystnie w porównaniu do mających szerokie perspektywy rozwoju raketowych silników elektrycznych.

W najbliższych latach, w związku z rozwojem techniki lotów satelitarnych wokół Ziemi, należy oczekiwać praktycznego zastosowania termicznego zespołu napędowego o mocy 1—2 kW zasilanego energią promienistą Słońca. Silnik o mocy kilku kW jest wystarczający do sterowania nawet większych obiektów satelitarnych i nie wymaga realizacji trudnej konstrukcji zwierciadła składanego.

Jeden z projektowanych w USA napędów termicznych zasilany energią promienistą Słońca składa się ze zbiornika z 800 kg zapasu wodoru oraz z trzech aluminiowych zwierciadeł słonecznych o średnicy 1200 mm. W skład zespołu wchodzi 3 nagrzewnice umieszczone w ogniskach zwierciadeł. Podgrzany wódór wypływa z dyszy Laval'a o średnicy w przekroju krytycznym — 3 mm, w przekroju końcowym 50 mm.

Silnik o podobnym schemacie jak na rys. 8 zrealizowano w USA w firmie Electro-Optical. Temperatura wodoru zastosowanego do napędu sięga 2100 °C. Przeprowadzone badania laboratoryjne wykazały, że impuls właściwy silnika wynosi 800 kgsek/kg. Jeśli próby w locie tego silnika będą zakończone pomyślnie, to przewiduje się, że w roku 1966 znajdzie on praktyczne zastosowanie.

## Literatura

- Aerospace Engineering 5/60
- AJAA Journal 1/65
- Astronautics & Aeronautics 2/65
- Flugwelt 12/62
- Interavia 12/62, 12/64
- La Recherche Aeronautique 1/64, 1/65.
- Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik 7/64
- Missiles and Rockets 15.8.60, 23.12.63, 9.11.64
- Spaceflight 6/61, 6/64
- Technika Lotnicza 1—2/64, 2/65
- Flugwelt 12/62
- Woprosy Raketnoy Tiekhniki 4/64, 5/64, 12/64
- Zeitschrift für Flugwissenschaften 2/65

# Wpływ odkształcalności i wyważenia łotki na krytyczną prędkość flatteru szybowców

Niniejsza praca była zgłoszona na X Kongres OSTIV, South Cerney 1965, Anglia

W związku z dalszym ciągłym wzrostem maksymalnych prędkości szybowców i dążeniem do zmniejszenia ciężaru konstrukcji pojawia się niebezpieczeństwo wystąpienia flatteru. Wymaga dalszego zbadania i wyjaśnienia wpływ lokalnych nieszytywności na krytyczną prędkość flatteru.

W niniejszej pracy, opierając się na próbach rezonansowych wykonanych dla prototypu jednego z szybowców, obliczono wpływ odkształcalności i wyważenia łotki na krytyczną prędkość flatteru.

Analizę przeprowadzono przyjmując do obliczeń następujące postacie skrzydła: pierwszą postać giętą, pierwszą postać skrętną i drugą postać giętą. W każdym z wymienionych przypadków jako drugi stopień swobody brano swobodne wychylenie łotki odkształcalnej.

Do obliczeń krytycznej prędkości flatteru przyjęto metodę opracowaną przez H. Templetona [1].

Ponieważ teoretyczne metody obliczeń krytycznej prędkości flatteru są szeroko znane i obszernie przedstawione w pracach [1, 2, 3 i 4], w niniejszej pracy ograniczono się do przedstawienia danych wyjściowych, wyników i ich analizy w formie wniosków.

## Dane wyjściowe do obliczeń prędkości flatteru

Częstości i odpowiadające im postacie drgań własnych skrzydeł przyjęto na podstawie prób rezonansowych wykonanych dla prototypu szybowca „S” zawartych w pracy [6].

Na rys. 1 podano postacie drgań, a pod sylwetkami szybowców przedstawiono funkcje ugięcia i skręcenia skrzydeł przyjęte do obliczeń.

Odkształcenie łotki (skręcenie) obliczono na podstawie wyników uzyskanych podczas prób rezonansowych skrzydła dla częstości 21,0 Hz (pierwsza skrętna postać skrzydła) praca [6]. Obliczenia wykonano dla łotki o zmiennej odkształcalności, którą określono wskaźnikami  $\varphi$ :

- łotka sztywna  $\varphi = 0$ ,
- łotka rzeczywista  $\varphi = 1$ ,
- łotka o 2-krotnie większej odkształcalności  $\varphi = 2$ .

Na rys. 2 pokazano funkcje skręcenia łotki przyjęte do obliczeń.

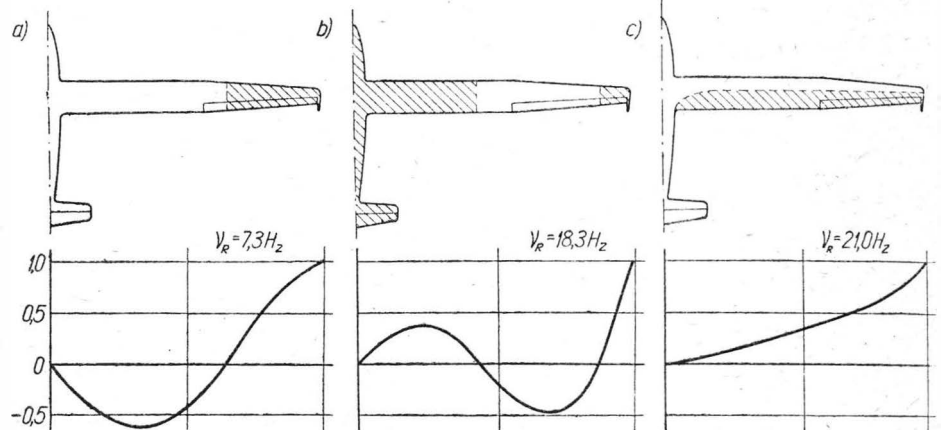
W obliczeniach nie uwzględniono mas i sztywności napędów lotek. Łotkę przyjęto jako odkształcalną i wychylającą się swobodnie.

W łotce niewyważonej masowo środek ciężkości znajduje się + 18,7% ciężkiwu łotki za osią obrotu. Obliczenia wykonano zmieniając

— pierwszą postać giętą antysymetryczną skrzydła o częstości 7,3 Hz (rys. 1),

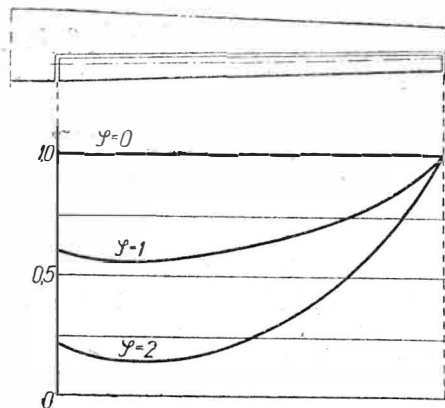
— swobodne wychylenie łotki wyważonej o zmiennej odkształcalności (rys. 2).

Uzyskane wyniki przedstawiono w postaci wykresu (rys. 3).



1. Podstawowe postacie antysymetryczne drgań własnych:

a — I postać giętą o częstości 7,3 Hz, b — II postać giętą o częstości 18,3 Hz, c — I postać skrętną o częstości 21,0 Hz



2. Charakter skrętnych odkształceń łotki

położenie środka ciężkości łotki w granicach +18,7% do -5%.

Umożliwiło to uchwycenie wpływu wyważenia łotki na zmianę krytycznej prędkości flatteru.

## Wyniki obliczeń krytycznej prędkości flatteru

### Przypadek I

Obliczono przypadek flatteru o dwóch następujących stopniach swobody:

Z wykresu tego wynika, że wzrost odkształcalności łotki powoduje wyraźny spadek prędkości krytycznej flatteru.

Na wykresie (rys. 3) krzyżykiem oznaczono  $V_F$  łotki sztywnej niewyważonej masowo.

### Przypadek II

W przypadku flatteru o dwóch stopniach swobody:

- pierwsza postać skrętna skrzydła o częstości 21,0 Hz (rys. 1),
- swobodne wychylenie łotki o zmiennym wyważeniu i zmiennej odkształcalności.

Uzyskane wyniki przedstawiają wykresy rys. 4 i rys. 5.

Na rys. 4 pokazano wpływ zmiany wyważenia łotki przy rzeczywistej odkształcalności ( $\varphi = 1$ ) na krytyczną prędkość flatteru. Widzimy, że najniższa prędkość krytyczna występuje w przypadku łotki niewyważonej (18,7% Xi).

Na rys. 5 pokazano wpływ odkształcenia łotki niewyważonej masowo na krytyczną prędkość flatteru.

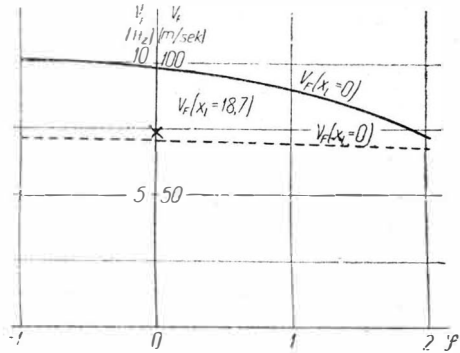
Z wykresów rys. 4 i rys. 5 wynika, że zarówno wzrost odkształce-

nia lotki, jak i brak wyważenia lub niepełne wyważenie powodują zmniejszenie krytycznej prędkości flutteru.

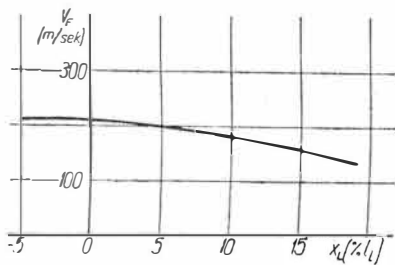
### Przypadek III

Pełniejszą charakterystykę flutteru wykonano dla przypadku dwóch stopni swobody:

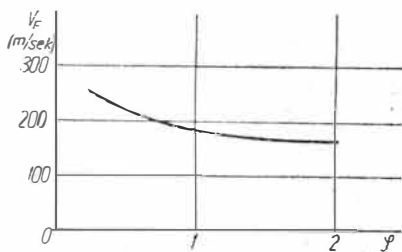
— druga postać giętna antysymetryczna skrzydła o częstotliwości 18,3 Hz,



3. Zależność krytycznej prędkości flutteru  $V_F$  od zmiany stopnia odkształcalności  $\varphi$  w przypadku lotki wyważonej  $X_l = 0\%$  dla flutteru o postaci: I zginanie skrzydła i swobodne wychylenie lotki



4. Zależność krytycznej prędkości flutteru  $V_F$  od zmiany wyważenia  $X_l$  w przypadku lotki o rzeczywistej odkształcalności ( $\varphi = 1$ ), dla flutteru o postaci: I skreślenie skrzydła i swobodne wychylenie lotki



5. Zależność krytycznej prędkości flutteru  $V_F$  od zmiany stopnia odkształcalności  $\varphi$  w przypadku lotki niewyważonej masowo, dla flutteru o postaci: I skreślenie skrzydła i swobodne wychylenie lotki

— swobodne wychylenie lotki o zmiennym wyważeniu i zmiennej odkształcalności.

Wyniki obliczeń przedstawiono na wykresach rys. 6 i rys. 7.

Na wykresie rys. 6 przedstawiono zmianę krytycznej prędkości i krytycznej częstotliwości flutteru w zależności od zmiany odkształcalności i wyważenia lotki. Jak wynika z powyższego wykresu w tym typie flutteru zwraca na siebie uwagę wzrost krytycznej prędkości flat-

teru przy zwiększeniu odkształcalności lotki.

Krytyczna częstotaść flutteru ( $\nu_F$ ) jest niższa od częstotliwości rezonansowej ( $\nu_R$ ).

Wyważenie lotki i wzrost odkształcalności powoduje zwiększanie częstotliwości krytycznej flutteru do wielkości wynikającej z prób rezonansowych.

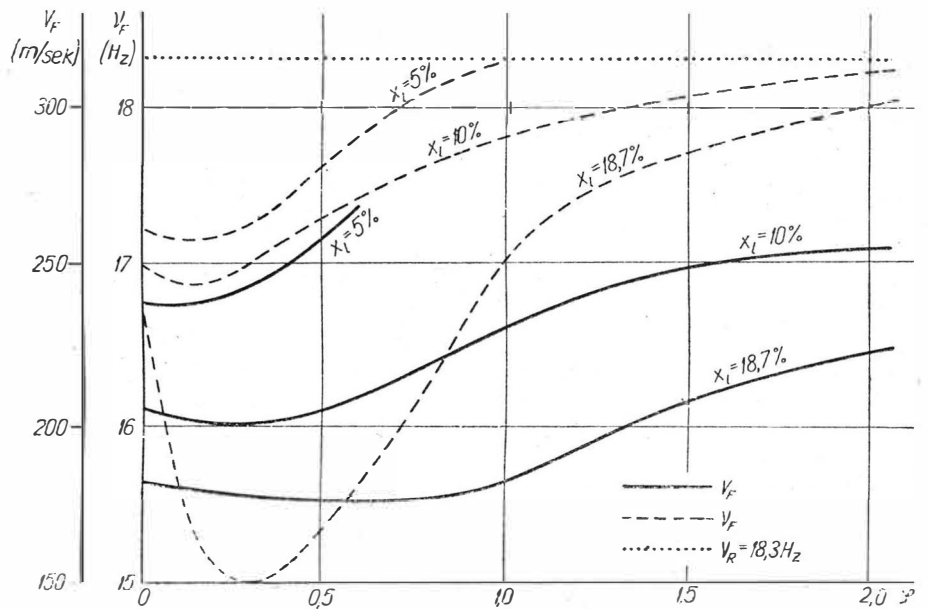
Granice występowania flutteru o określonych stopniach swobody wyraźnie pokazuje wykres warstwicy krytycznej prędkości flutteru przedstawiony na rys. 7.

Wykres warstwicy krytycznych prędkości flutteru w funkcji zmian dwu parametrów konstrukcyjnych, jakimi są w rozpatrywanym przypadku stopień odkształcalności i wyważenie lotki umożliwia dobór

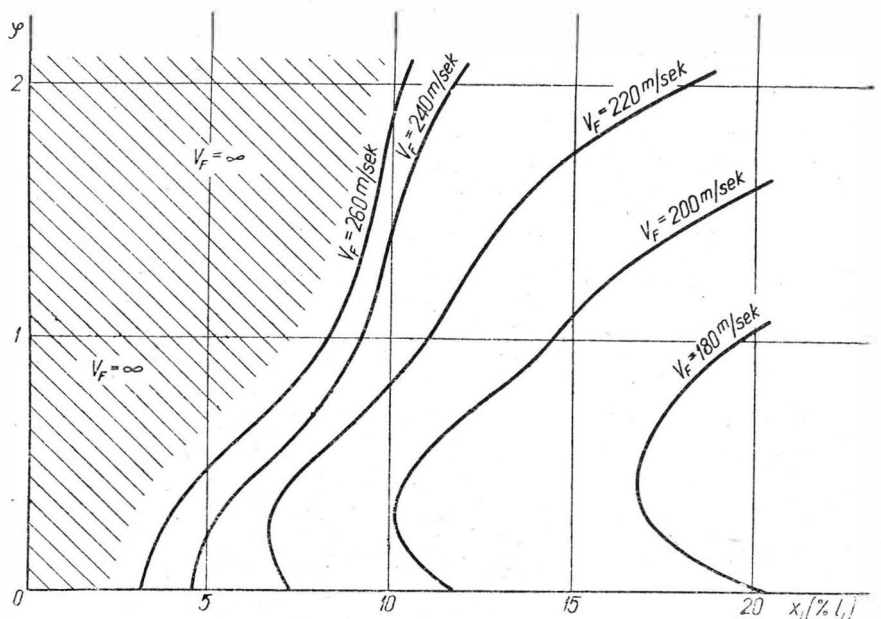
najkorzystniejszych parametrów konstrukcyjnych w celu osiągnięcia maksymalnej krytycznej prędkości flutteru określonego typu.

### Wnioski

Analizując powyższe wyniki, widzimy, że w przypadku danego szybowca minimalną krytyczną prędkość flutteru uzyskano dla postaci własnych o małych częstotliwościach drgań (I potać giętna i wychylenie lotki). Wniosek taki uzasadniają również wyniki przedstawione w pracy [5], gdzie w przypadku flutteru giętno-skrętnego skrzydła dla postaci I giętna symetrycznej i I skrętna uzyskano prędkości tego samego rzędu. Stopień odkształcalności lotki nie wpły-



6. Zależność krytycznej prędkości  $V_F$  i krytycznej częstotliwości  $\nu_F$  flutteru od zmiany odkształcalności  $\varphi$  i wyważenia  $X_l$  lotki, dla flutteru o postaci: II zginanie skrzydła i swobodne wychylenie lotki



7. Wykres warstwicy zależności krytycznej prędkości  $V_F$  flutteru od zmian wyważenia  $X_l$  i odkształcalności lotki  $\varphi$ , dla flutteru o postaci: II zginanie skrzydła i swobodne wychylenie lotki

wa jednoznacznie na krytyczną prędkość flatteru.

Dwukrotny wzrost odkształcenia lotki powoduje spadek krytycznej prędkości rzędu 90% do 20% w zależności od typu flatteru. Przyjęcie do obliczeń lotki jako nieodkształcalnej (sztywnej) daje prędkości krytyczne wyższe o 90% w przypadku I, niewystępowanie flatteru w przypadku II, natomiast w przypadku III daje prędkości zawsze niższe od prędkości otrzymanych dla lotki rzeczywistej.

Stąd wynika, że nie można w obliczeniach krytycznej prędkości flatteru traktować lotki jako sztywnej, gdyż otrzymana prędkość krytyczna flatteru może nie zapewniać bezpieczeństwa lotu.

Wyraźnie decydujący wpływ na wzrost krytycznej prędkości flatteru ma wyważenie lotki. Wyważenie lotki powoduje wzrost krytycznej prędkości flatteru o 24÷58% w przypadku I i II, a w przypadku III całkowicie zabezpiecza przed flatterem. Wynika stąd, że właściwym zabezpieczeniem przed flatterem powierzchni sterowych jest wyważenie masowe, które powinno spełniać warunki wyważenia dynamicznego.

W celu uogólnienia powyższych wniosków należy przeprowadzić obliczenia dla szeregu szybowców. Może pozwoliłoby to na jednoznaczne stwierdzenie, że minimalną krytyczną prędkość flatteru wyznaczają podstawowe postacie drgań własnych.

Autor wyraża wdzięczność i składa podziękowanie Pani Krystynie Kopczyńskiej oraz Panom Janowi Gawęckiemu i Adamowi Kochmanowi za wykonanie obliczeń do niniejszej pracy.

#### Literatura

1. H. Templeton: „The Technique and flutter calculations”, CP nr 172 A.R.C., Technical Report
2. R. Bisplinghoff, H. Ashley, R. Halfman: „Aeroelasticity”
3. J. Duncan: „The Fundamentals of flutter RAE Report
4. Y. C. Fugh: „An introduction to the theory of Aeroelasticity”
5. R. Scanlan, R. Rosenbaum: „Introduction to the Study of Aircraft Vibration of flutter”
6. W. Łanecka-Makaruk, J. Maryniak: „Zagadnienia flatteru skrzydeł szybowców”, Technika Lotnicza 10—11, 1964
7. Sprawozdanie nr 36 i 36a Katedry

Mechaniki Lotu Politechniki Warszawskiej z prób rezonansowych szybowca Zefir 2 (nie opublikowane)

8. Sprawozdanie nr 47 Katedry Mechaniki Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej „Obliczenia krytycznej prędkości flatteru skrzydeł szybowców” (nie opublikowane)
9. J. Gawęcki: Praca przejściowa magisterska wykonana w Katedrze Mechaniki Politechniki Warszawskiej pt. „Obliczenia krytycznej prędkości flatteru skrzydła szybowca Zefir 2 o postaci II giętej skrzydła z równoczesnym wychyleniem lotki odkształcalnej i zmiennym wyważeniu” (nie opublikowane)
10. A. Kochman: Praca przejściowa magisterska wykonana w Katedrze Mechaniki Politechniki Warszawskiej pt. „Obliczenia krytycznej prędkości flatteru skrzydła szybowca Zefir 2 o postaci I giętej skrzydła z równoczesnym wychyleniem odkształcalnej lotki (nie opublikowane)
11. K. Kopczyńska: Praca przejściowa magisterska wykonana w Katedrze Mechaniki Politechniki Warszawskiej pt. „Obliczenia krytycznej prędkości flatteru skrzydła szybowca Zefir 2 o postaci skręcania skrzydła z równoczesnym wychyleniem odkształcalnej lotki (nie opublikowane)

Mgr inż. RYSZARD BEKIESIŃSKI  
mgr inż. HENRYK RZEWSKI

621.438—64

## Wpływ wody w paliwie na pracę silnika turbinowego

*W artykule omówiono zagadnienia związane z wpływem wody znajdującej się w paliwie na pracę silnika turbinowego. Podano przyczyny gromadzenia się wody w paliwie i skutki oddziaływania jej na poszczególne elementy dwóch najczęściej stosowanych układów zasilania, a mianowicie układu zasilania systemu Lucasa i układem zamkniętego będącego układem pośrednim między układem Lucasa a układem Junkersa. Opisano w ogólnym zarysie metody walki z wodą zawartą w paliwie oraz sposoby kontroli paliwa przed napełnieniem zbiorników samolotu.*

Powszechne zastosowanie napędu turbinowego w lotnictwie pociągnęło za sobą także zmianę rodzaju paliwa. Zamiast, jak do silników tłokowych, paliw lekkich typu benzyny stosuje się paliwa cięższe typu naftny.

Od jakości stosowanych paliw w znacznym stopniu zależy bezpieczeństwo lotów i trwałość poszczególnych elementów silnika w okresie eksploatacji. Wynika to w dużej mierze stąd, że układy paliwowe silników turbinowych stanowią skomplikowane konstrukcje zawierające dużo elementów ruchomych bardzo dokładnie pasowanych, przy czym nafta jest czynnikiem zmniejszającym tarcie.

Paliwo stosowane do napędu silników turbinowych spełnia, poza zasadniczym zadaniem, jakim jest dostarczenie silnikowi energii cieplnej, drugie, nie mniej ważne zadanie: smarowanie elementów układu paliwowego.

Dlatego też paliwom stawiane są bardzo ostre wymagania dotyczące m. in.:

- zawartości wody,
- charakteru oddziaływania na poszczególne elementy silnika,
- zawartości zanieczyszczeń mechanicznych.

Używana jako paliwo do napędu silników turbinowych nafta składa się z różnych węglowodorów (parafinowych, naftenowych, aromatycznych i łańcuchowych). Procentowy skład poszczególnych węglowodorów zależy od gatunku ropy naftowej. Różnią się one między sobą własnościami chemicznymi i ich procentowa zawartość w paliwie jest ściśle racjonalizowana. Najbardziej pożądaną są węglowodory parafinowe i naftenowe, najmniej — aromatyczne i łańcuchowe nienasycone. Węglowodory aromatyczne mają największy wpływ na higroskopijność nafty.



**Wpływ chemicznej budowy węglowodoru na jego higroskopijność**

Węglowódor	Związek	Wzór chem.	Rozpuszczalność wody w % wag. w temperaturze	
			10 °C	20 °C
Parafinowy	Izooktan	C <sub>8</sub> H <sub>18</sub>	0,0037	0,0055
Naftenowy	Cykloheksan	C <sub>6</sub> H <sub>12</sub>	0,0049	0,0087
Aromatyczny	Benzol	C <sub>6</sub> H <sub>6</sub>	0,0400	0,0570

Woda występująca w paliwie jest czynnikiem niepożądanym: dostając się do układu paliwowego silnika może spowodować jego uszkodzenie przez powstanie korozji, zatarć itp. Może również spowodować wyłączenie się silnika wskutek zamarzania filtrów paliwowych.

**Formy występowania wody w paliwie**

**Woda higroskopijna**

Woda ta zostaje wchłonięta przez paliwo z otaczającego powietrza. Ilość jej jest zależna od składu chemicznego paliwa (tablica), jego ciężaru molekularnego (rys. 1) i warunków otoczenia (rys. 2).

Paliwa silników turbinowych mają właściwości nie tylko pochłaniania i rozpuszczania w sobie wody z otaczającego powietrza, ale także wydzielania jej w wyniku zmieniających się warunków otoczenia (temperatura i wilgotność powietrza). Wraz ze zmianą temperatury i wilgotności powietrza następuje ciągły proces zmian zawartości higroskopijnej wody w paliwie.

Rozpuszczalność wody w paliwie jest ograniczona — im niższa jest temperatura otoczenia i większy ciężar właściwy paliwa, tym mniej wody może się w nim rozpuścić (rys. 3) i odwrotnie.

**Woda w stanie emulsji**

Są to drobno rozpylone w nafcie cząsteczki wody o wymiarach rzędu 0,1 do 100 μ. Cząsteczki te są tak małe, że nie osiadają w normalnych warunkach na dnie zbiorników.

Prędkość osiadania cząsteczek wody zależy od ich wielkości i lepkości oraz gęstości paliwa, w którym są zawieszane. Większe krople stosunkowo szybko opadają na dno zbiornika. Zawartość wody w takich emulsjach może dochodzić do 60%.

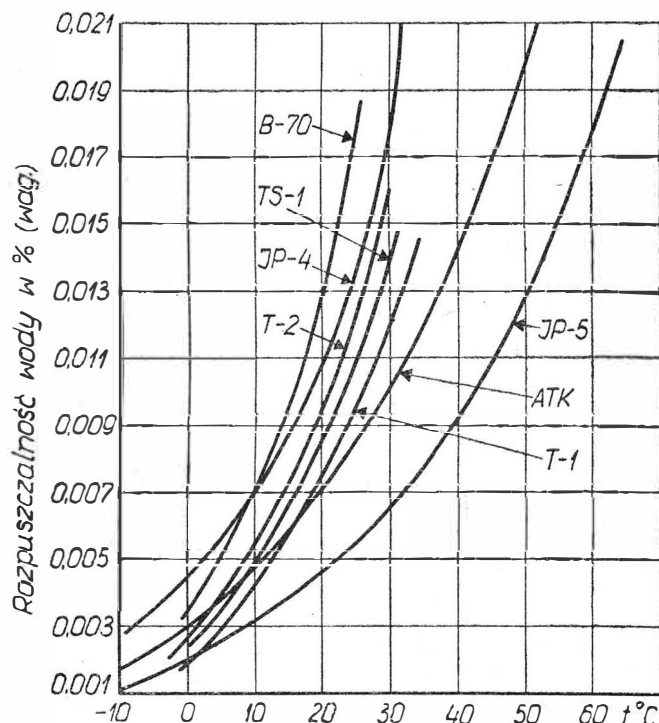
**Woda w fazie wolnej**

Woda w fazie wolnej nie tworzy z naftą trwałych związków i znajduje się na dnie zbiorników w postaci oddzielnej warstwy.

**Przyczyny gromadzenia się wody w paliwie**

Zasadniczą przyczyną gromadzenia się wody w paliwie jest wysoka higroskopijność węglowodorów aromatycznych. Jak wiadomo, nawet w hermetycznie zamkniętych zbiornikach nad lustrem paliwa znajduje się pewna przestrzeń wypełniona powietrzem o określonej danyami warunkami otoczenia wilgotności. Im wyższa jest temperatura otoczenia, tym więcej pary wodnej może być w powietrzu (np. w 1 m<sup>3</sup>

powietrza całkowicie nasyconego w temperaturze 10 °C znajduje się 9,4 G wody). Część tej pary wodnej zostaje wchłonięta przez naftę z powodu jej własności higroskopijnych. Im wyższa jest temperatura otoczenia, tym więcej wody może wchłonąć paliwo (rys. 2).



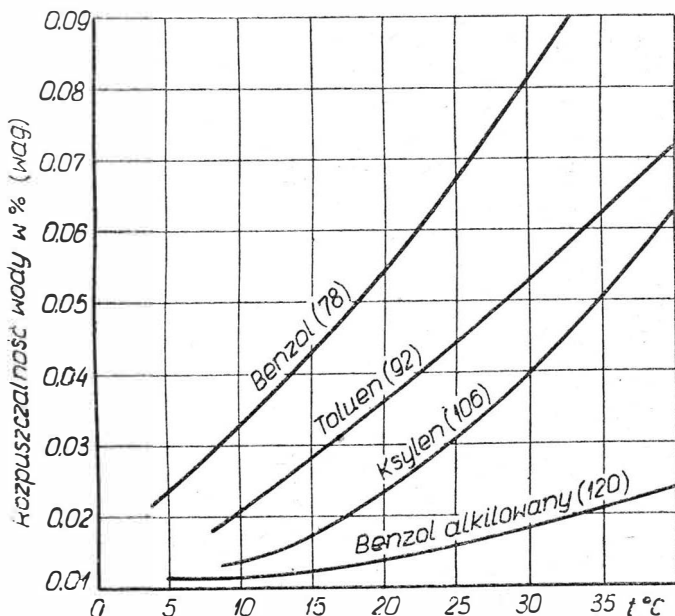
2. Rozpuszczalność wody w różnych gatunkach paliw

Obniżenie temperatury powoduje zmniejszenie rozpuszczalności wody w paliwie i nadmiar jej częściowo wyparowuje, a częściowo wydziela się z roztworu i w postaci kropli osiada na dnie. Równocześnie ochładza się w zbiorniku także powietrze znajdujące się nad powierzchnią nafty. Jest to powodem kondensacji pary wodnej, która w postaci kropelek osiada na ściankach zbiorników i łącząc się w większe krople spływa na ich dno.

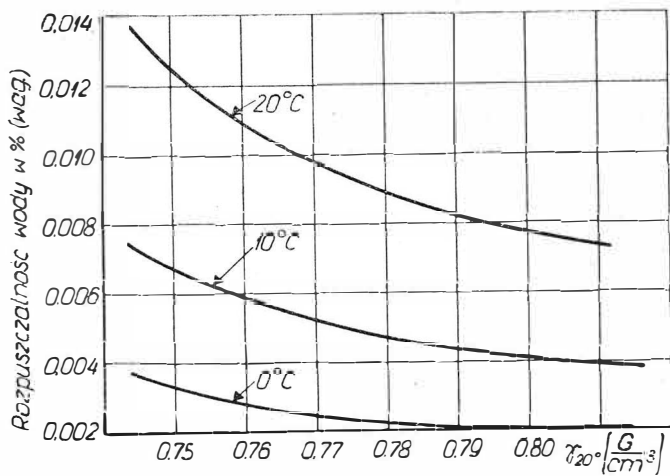
Inaczej mówiąc, w wyniku odwracalnych własności higroskopijnych paliw naftowych wraz ze zmianą warunków otoczenia (temperatury i wilgotności powietrza) następuje nieprzerwany proces pochłaniania i wydzielania wody z paliwa i gromadzenia się jej na dnie zbiorników. Im większa jest ilość paliwa w zbiornikach i większe wahania temperatury, tym szybsze i znaczniejsze jest gromadzenie się wody w zbiornikach.

Dotychczas tłumaczono gromadzenie się wody w paliwie tylko kondensacją pary wodnej z powietrza zawartego ponad lustrem paliwa w zbiorniku nie uwzględniając własności higroskopijnych nafty i uważając błędnie, że im mniej paliwa znajduje się w zbiorniku, tym większa ilość wody może się do niego dostać w wyniku kondensacji pary wodnej.

Jednakże w świetle ostatnich badań stwierdzono, że własności higroskopijne paliw mają duży wpływ na ich zawodnienie. Woda praktycznie nie tworzy



1. Wpływ molekularnego ciężaru węglowodorów na ich higroskopijność (w nawiasach podano ciężar molekularny)

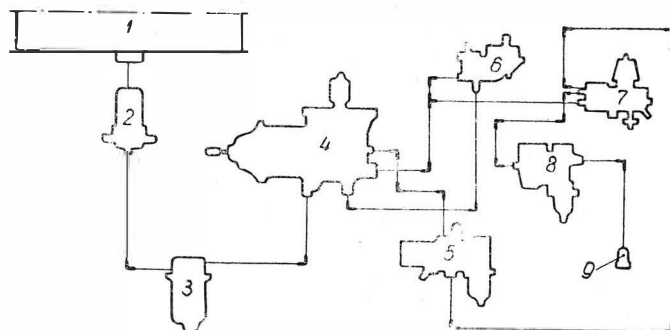


3. Wpływ ciężaru właściwego paliwa na rozpuszczalność wody przy różnych temperaturach otoczenia

trwałych związków z paliwem (naftą), a mając większy ciężar właściwy osiada na dnie zbiorników. Prędkość osiadania jest różna i zależy od ciężaru właściwego i lepkości paliwa, a także od wymiarów (średnicy) cząsteczek wody. Czas osiadania kropelek wody dla paliw używanych obecnie u nas waha się w granicach od 3 do 8 godzin.

Drugą przyczyną gromadzenia się wody w paliwie jest dostawanie się do niego wody gruntowej (w magazynach paliwowych zbiorniki znajdujące się pod ziemią mogą mieć nieszczelne szwy spawalnicze itp.) bądź wody pochodzącej z opadów atmosferycznych. Jeżeli przed napełnieniem autocysterny (dystrybutora paliwowego) ze zbiorników magazynowych nie zachowa się odpowiednich środków ostrożności i część wody dostanie się wraz z paliwem do zbiornika dystrybutora, to w wyniku procesu mieszania takiego paliwa w czasie jazdy powstaje w nim emulsja. Jednakże nie każda emulsja jest trwała. Zależy to od składu chemicznego paliwa. Zawarte w paliwie związki smoliste i kwasy naftenowe charakteryzuje właściwość dużej aktywności powierzchniowej i zdolność absorpcji na powierzchni granicy faz emulsji. Jeżeli więc w używanym paliwie są znaczne ilości związków smolistych i kwasów naftenowych, to prawie zawsze powstała w nim emulsja ma charakter trwały. Chcąc usunąć z paliwa taką emulsję trzeba zlikwidować błonki z powierzchni kropelek wody, powstałe w wyniku oddziaływania na nie związków smolistych i kwasów naftenowych.

Nie jest to jednak jedyny znany mechanizm powstawania trwałych emulsji. Mogą one także tworzyć się w wyniku gromadzenia się na kropelkach wody ładunków elektryczności statycznej. Ładunki te są jednoimienne, w związku z czym przeciwdziałają tworzeniu się większych kropelek wody i osiadaniu ich na dnie zbiorników. W tym przypadku należy zneutralizować ładunki elektryczne na powierzchniach



4. Schemat blokowy typowego układu paliwowego:

1 — zbiornik paliwowy, 2 — pompa podająca, 3 — filtr odczynniki, 4 — pompa paliwowa, 5 — zawór odciążający, 6 — regulator barometryczny, 7 — automatyczny regulator przyspieszania, 8 — rozdzielnik paliwa, 9 — wtryskiwacz

kropelek wody, które pod wpływem oddziaływania sił międzycząsteczkowych będą się łączyć w większe krople i osiadać na dnie zbiorników.

W warunkach eksploatacji emulsje wodne usuwane są z paliwa drogą długotrwałego przetrzymywania go w zbiornikach.

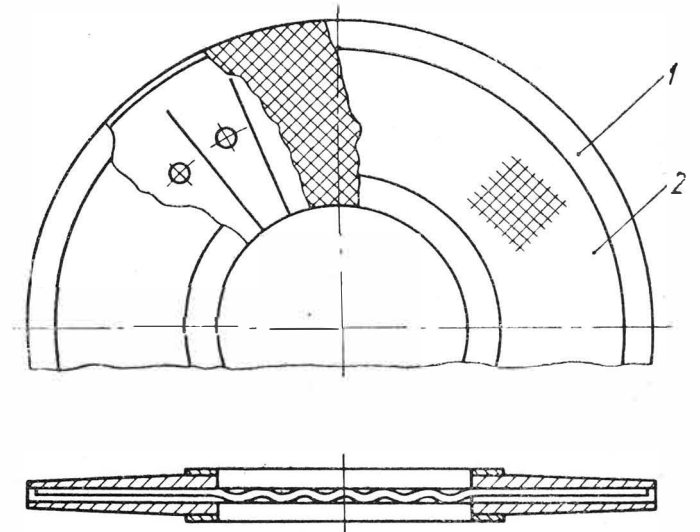
### Uszkodzenia silników spowodowane obecnością wody w paliwie

W skład układu paliwowego samolotu wchodzi: zbiorniki pokładowe, filtry, chłodnice, pompy i różnego typu urządzenia umożliwiające właściwe dozowanie paliwa do silnika.

Schemat blokowy jednego ze stosowanych układów paliwowych przedstawiony jest na rys. 4.

Paliwo ze zbiorników doprowadzane jest za pomocą pomp podających do pierwszego elementu układu paliwowego, jakim jest filtr paliwowy niskiego ciśnienia. Spełnia on dwie role. Jedną z nich jest oczyszczanie paliwa z drobnych zanieczyszczeń mechanicznych, które mogą być zawarte w paliwie, a drugą zatrzymywanie części wody, która gromadzi się w dolnej części jego korpusu. Filtr spełnia więc także rolę odczynnika. Obecnie używane są dwa rodzaje filtrów. W jednym elementem filtrującym jest drobna siatka metalowa (od 2000 do 10 000 oczek w 1 cm<sup>2</sup>), a w innych — filc lub podobne tkaniny.

Woda zawarta w filtrze może być jedną z przyczyn uszkodzenia układu paliwowego. W niektórych typach samolotów elementy filtrujące wykonane są z mosiężnej siatki, która zawalcowana jest w aluminiowej taśmie (rys. 5). Mosiężna siatka z aluminiowym obrzeżem tworzy układ bimetaliczny charakteryzujący się różnymi wartościami potencjału elektrochemicznego. Woda zawarta w paliwie stykając się z takimi układami bimetalicznymi powoduje inten-



5. Siatkowy element filtrujący:

1 — obrzeże aluminiowe, 2 — mosiężna siatka filtrująca

sywny rozwój procesu korozji elektrochemicznej w taśmie obrzeża (woda spełnia tu rolę elektrolitu), w wyniku którego może wystąpić uszkodzenie elementów filtrujących. Produkty korozji przedostając się do pomp paliwowych i pozostałych elementów układu zasilania mogą powodować ich uszkodzenia (korozję, zatarcia, zawisanie ruchomych części itp.).

Paliwo po przejściu przez filtry dostaje się do pomp paliwowych. Powszechne zastosowanie w silnikach turbinowych znalazły pompy nurnikowe o zmiennym wydatku przy stałej prędkości obrotowej źródła napędu. Ujemną właściwością pomp nurnikowych jest ich duża złożoność konstrukcyjna i technologiczna wskutek dużej liczby dokładnie pasowanych części ruchomych. Właśnie z tego względu pompy nurnikowe są bardzo czułe na korozję i jej produkty. Produkty korozji lub inne zanieczyszczenia mechaniczne przedostając się do pompy mogą spowodować uszkodzenia suwliwych powierzchni nurników, zawisanie



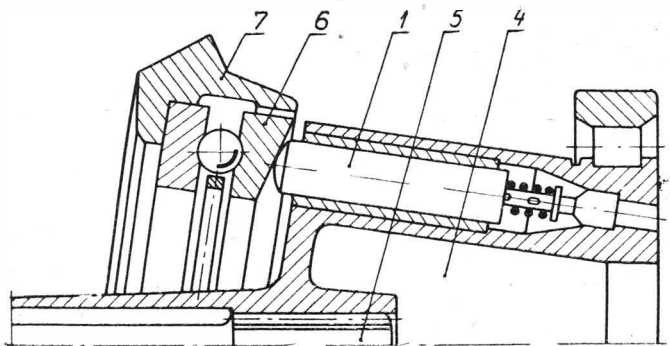
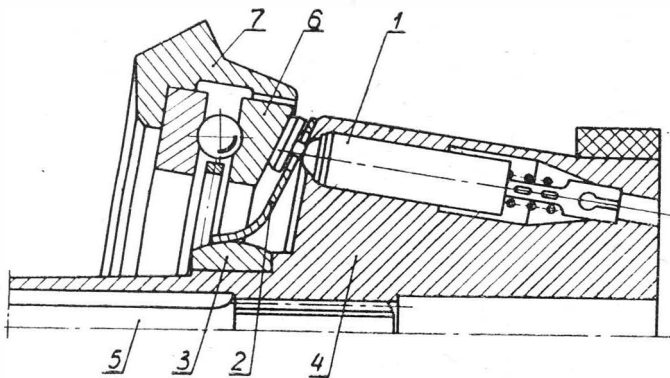
6. Nurnik pompy paliwowej z widocznym „nalepieniem” brązu w wyniku zatarcia

jej zaworków i suwaków, co może doprowadzić w rezultacie do zniszczenia pompy.

Zawartość wody w paliwie w dużym stopniu obniża pewność i niezawodność pracy pompy. Podczas jej normalnej pracy między nurnikiem a wirnikiem tworzy się cienka błonka nafty, która przeciwdziała bezpośredniemu tarcia nurnika o gniazdo w wirniku. Dostanie się wody pomiędzy nurnik a jego gniazdo w wirniku powoduje miejscowe rozerwanie błonki nafty i pogarsza warunki powstania nowej. W efekcie występuje suche tarcie powierzchni nurnika o gniazdo powodując miejscowe uszkodzenie części wykonanej z materiału o mniejszej twardości — w omawianym przypadku wirnika wykonanego z brązu — i „nalepianiu” jej na stalowy nurnik (rys. 6). Efektem tego zjawiska jest zatarcie nurnika, zakłócenie normalnej pracy pompy, a nawet jej zniszczenie.

Na rys. 7 pokazano dwa schematy najczęściej stosowanych nurników pomp paliwowych.

W pompie nurnikowej pokazanej na rys. 7 a w zależności od położenia nurnika, w którym nastąpiło zatarcie, stopień uszkodzenia pompy będzie różny. Jeżeli nurnik (1) zatrze się w końcu suwu tłoczenia, tj. w skrajnym dolnym położeniu, to przy dalszym obracaniu się wirnika (4) separator (2) wahać się na swym przegubie (3) będzie starał się wyciągnąć zatarty nurnik (1) i albo nurnik zostanie



7. Schematy konstrukcyjne węzłów ssąco-tłoczących typowych pomp paliwowych:

a — węzeł z separatorem nurników, b — węzeł bez separatora nurników

wyciągnięty, albo separator (2) ulegnie zniszczeniu. W pierwszym przypadku wskutek działania dużych sił mogą powstać pęknięcia separatora pomiędzy otworami na nurniki, w drugim — może nastąpić zaklinowanie wirnika (4) pompy i urwanie się wałka (5) napędu.

W pompie pokazanej na rys. 7 b skutki zatarcia nurnika mogą być inne. Pompa tego typu nie ma separatora nurników. Tutaj w przypadku zatarcia nurnika (1) na bieźnię (6) łożyska oporowego zaczynają działać zmienne siły. Powstają one w wyniku odsunięcia się czoła nurnika od bieźni łożyska (na pewnej części jego drogi po obwodzie bieźni) i następnego gwałtownego uderzenia o nią (na pozostałej części tej drogi). Ponieważ proces ten powtarza się cyklicznie wraz z obrotami wirnika (4) pompy, może to pociągnąć za sobą bądź pęknięcie bieźni (6) łożyska i zniszczenie pozostałych elementów pompy, bądź rozsypanie się kulek łożyska i zniszczenie pompy. W jednym i drugim przypadku może nastąpić urwanie wałka (5) napędu pompy i popęknięcie jej korpusu.

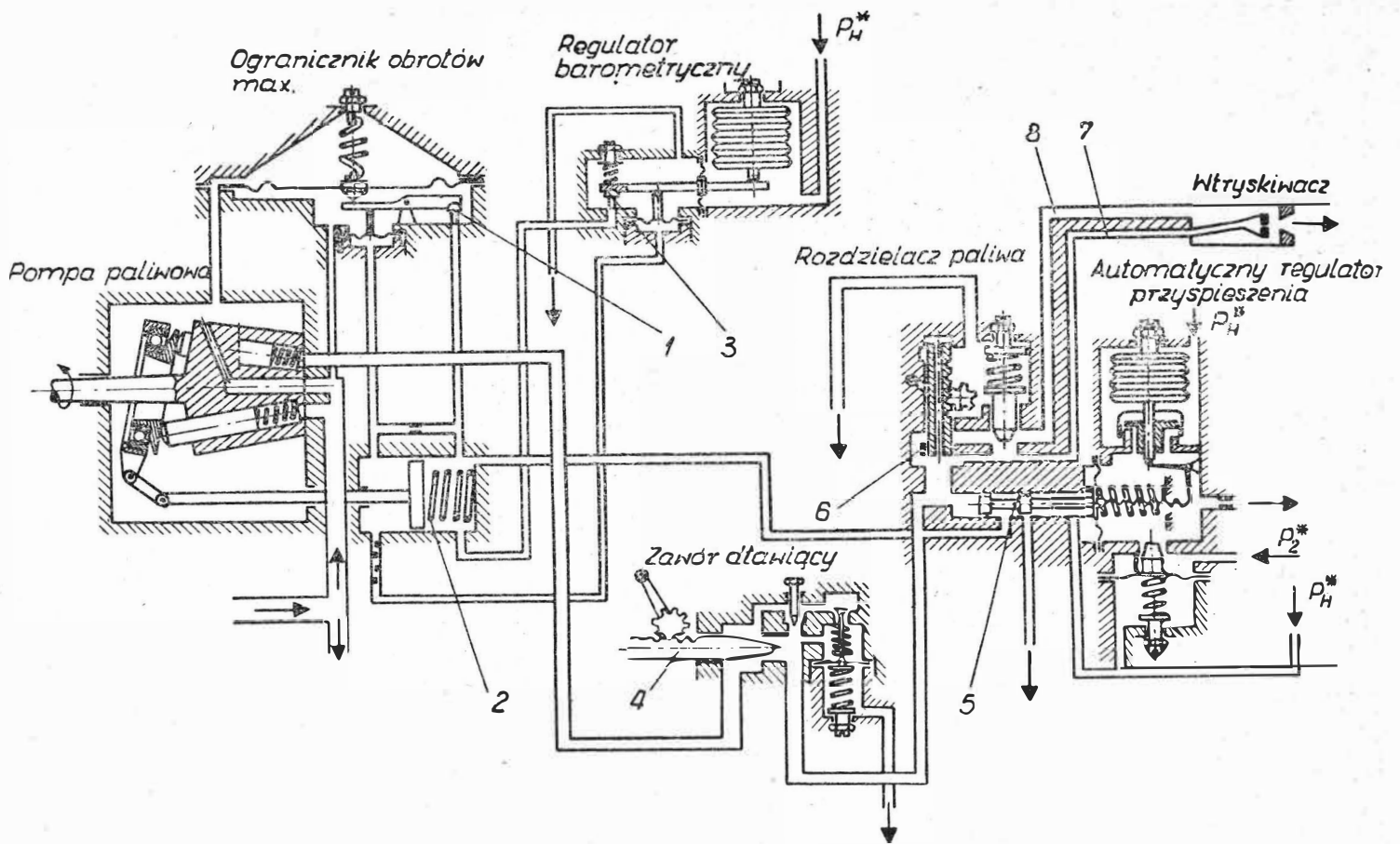
W przypadku, gdy zatarty nurnik ustawi się mniej więcej w połowie długości swojego skoku, mogą nie wystąpić wyżej opisane zjawiska. Przy takim unieruchomieniu nurnika, względnie kilku nurników, istnieje możliwość ustawienia tarczy przechylnej (7) pompy w położenie minimalnych wydatków wskutek niemożliwości przemieszczenia zatartych nurników w głąb wirnika przez tarczę przechylną pompy. W efekcie następuje spadek ciśnienia i wydatku paliwa oraz zmniejszenie prędkości obrotowej silnika; w układach paliwowych z jedną pompą może nastąpić wyłączenie się silnika.

Te same zjawiska mogą być spowodowane również dostawaniem się produktów korozji w przestrzeń między nurnikiem a jego gniazdem w wirniku.

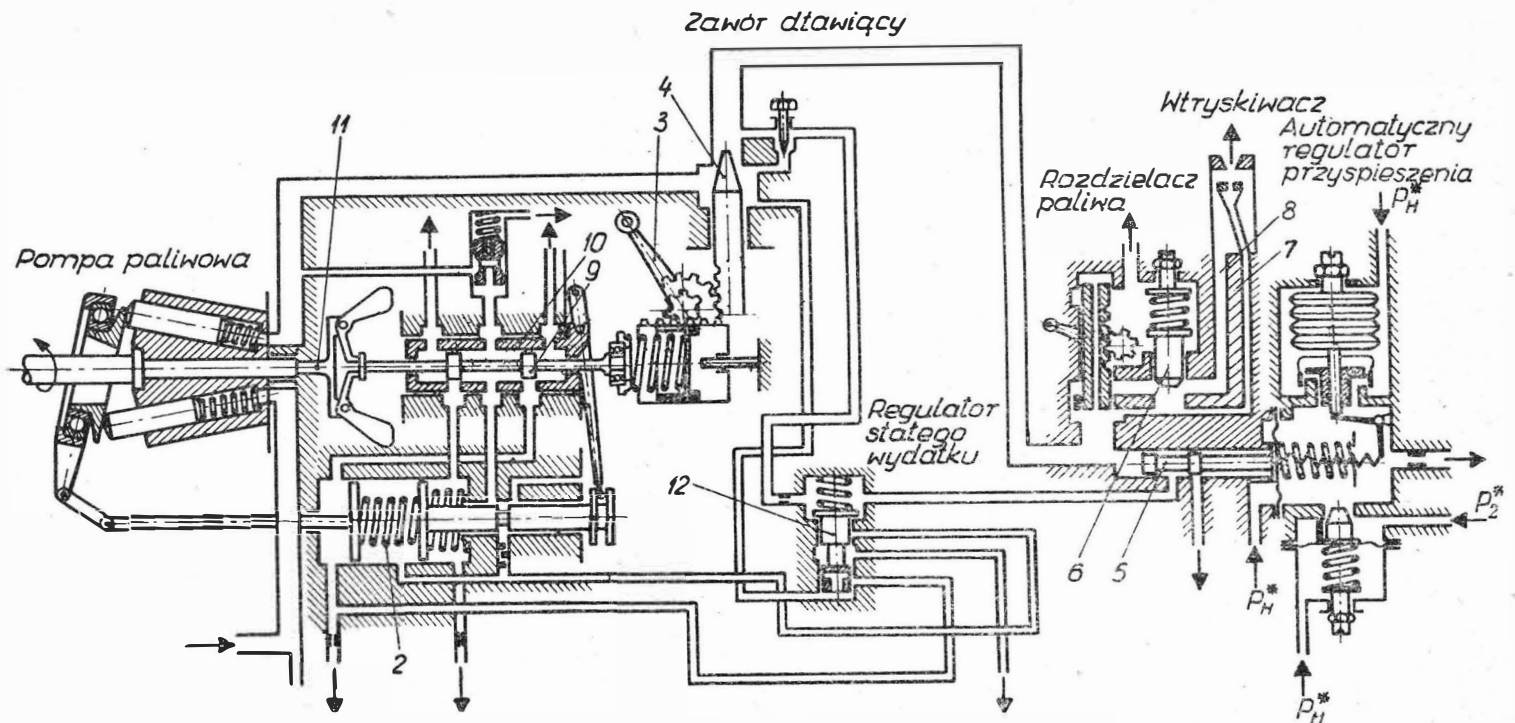
Oprócz zatartych istnieje duże prawdopodobieństwo uszkodzeń spowodowanych korozyjnym działaniem wody na elementy stalowe pompy. Jak wiadomo, korozja wpływa ujemnie na charakterystyki wytrzymałościowe materiałów i może spowodować przedwczesne ich zniszczenie.

W układach automatycznej regulacji systemu Lucasa (rys. 8) produkty korozji mogą wywoływać następujące usterki w pracy silnika:

- dostanie się zanieczyszczeń pod zawór (1) ogranicznika maksymalnej prędkości obrotowej (zawór ten, jak wiadomo, znajduje się w ciągłym ruchu sterując przepływem paliwa z komory (2) serwowłoka na zlew i ustala na nim określony spadek ciśnienia dla utrzymania go w równowadze) spowoduje zwiększenie przepływu paliwa z komory (2) serwowłoka na zlew, przestawienie pompy na minimalny wydatek i w pewnych warunkach pracy silnika jego wyłączenie. Najbardziej prawdopodobne wystąpienie tej usterki jest przy pracy silnika na ziemi, ponieważ wraz ze wzrostem wysokości lotu otwarcie zaworka (1) zwiększa się i zanieczyszczenia o małych wymiarach nie mają możliwości utrzymania się pod powierzchnią grzybka;
- podobne efekty wywołuje dostanie się takiego zanieczyszczenia pod zawór (3) regulatora barometrycznego. I w tym przypadku powoduje ono połączenie komory (2) serwowłoka ze zlewem, przestawienie pompy na minimalny wydatek i wyłączenie się silnika. Możliwość występowania tej usterki istnieje zarówno podczas lotu, jak i pracy silnika na ziemi;
- zanieczyszczenia produktami korozji zaworu dławiącego mogą doprowadzić do zaklinowania jego igły (4) i w konsekwencji uniemożliwić pilotowi sterowanie silnikiem;
- dostanie się zanieczyszczeń do automatycznego regulatora przyspieszania może spowodować zaklinowanie się jego suwaka (5). Pociąga to za sobą dwie możliwości, a mianowicie:
  - 1) przestawienie pompy na minimalny wydatek i wyłączenie silnika,
  - 2) powstanie zjawiska niestatecznej pracy sprężarki podczas przyspieszeń silnika;
- dostanie się produktów korozji do suwaka (6) rozdzielacza paliwa (przy dwukanałowych wtryski-



8. Układ automatycznej regulacji systemu Lucasa (schemat)



9. Zamknięty układ automatycznej regulacji (schemat)

waczach) może doprowadzić do zaklinowania suwaka. Efektem tego jest tzw. „zawisanie” obrotów silnika. Suwak (6) rozdzielacza ma za zadanie sterować przepływem paliwa do poszczególnych kanałów wtryskiwacza. Zaklinowanie jego w przewodnicy doprowadza do zmian w dozowaniu paliwa. Przy otwieraniu igły (4) zaworu dławiącego ciśnienie paliwa w kolektorze magistrali pomocniczej (7) rośnie, a ponieważ suwak (6) rozdzielacza nie może otworzyć przepływu paliwa do kolektora magistrali głównej (8), wydatek paliwa przez wtryskiwacze wzrasta nieproporcjonalnie do

wymaganego. Następuje wyrównanie ciśnień między rozdzielaczem paliwa i automatycznym regulatorem przyspieszania. Ten ostatni powoduje przestawienie pomp na mniejsze wydatki, a to z kolei nie pozwala na dalsze zwiększenie prędkości obrotowej silnika.

Drugim typowym układem automatycznej regulacji jest układ systemu Junkersa. Układ ten w swojej pierwotnej formie nie znalazł szerszego zastosowania (był używany w silnikach Jumo-004 i BMW-003), w związku z czym omawianie jego usterek jest niecelowe. Obecnie szerokie zastosowanie znalazł zamk-

nięty układ automatycznej regulacji. Jest to konstrukcja pośrednia między układem systemu Lucasa i Junkersa (rys. 9), w której wykorzystano zalety ich obydwu. Usterki powstałe z powodu dostawiania się do niego produktów korozji w części dotyczącej zaworu dławiącego, automatycznego regulatora przyspieszeń i rozdzielacza paliwa są identyczne do omówionych poprzednio w układzie systemu Lucasa. Należy więc omówić tylko pozostałe możliwe usterki:

- dostanie się produktów korozji między suwak (9) odśrodkowego regulatora prędkości obrotowej a jego tuleję (10) powoduje, podobnie jak w przypadku nurników, naruszenie błonki paliwa, której zadaniem jest zmniejszenie tarcia w ruchu obrotowym suwaka. Jest rzeczą charakterystyczną, że właśnie zanieczyszczenia „miękkie” typu produktów korozji są znacznie groźniejsze w skutkach od zanieczyszczeń cząstkami twardymi. Cząstki miękkie z reguły doprowadzają do zaklinowania suwaka (9), podczas gdy twarde rysują tylko jego powierzchnię. Kolejnym następstwem tarcia suchego jest zniszczenie powierzchni współpracujących i zaklinowanie suwaka (9) odśrodkowego regulatora prędkości obrotowej, co pociąga za sobą zniszczenie samego suwaka (9) lub jego wałka napędu (11). Sam charakter usterki wpływa na pracę silnika różnie. Zależy to od położenia, w którym suwak (9) regulatora został zaklinowany. Jeżeli zaklinowanie nastąpiło w chwili, gdy regulator zmniejszył prędkość obrotową, to z reguły silnik wyłączy się samoczynnie. W przypadku zaklinowania suwaka przy zwiększaniu prędkości obrotowej — nastąpi „rozkręcenie” silnika;
- drugą charakterystyczną usterką tego układu jest zawisanie suwaka (12) regulatora stałego wydatku paliwa. Ma to miejsce zwykle podczas pracy silnika na biegu jałowym przy całkowitym cofnięciu dźwigni sterowania silnikiem (13). W takim przypadku dość duży spadek ciśnienia paliwa powstały na zaworze dławiącym powoduje takie przemieszczenie suwaka (12) regulatora stałego wydatku, aby połączył on komorę (2) serwołoków ze zlewem. Taka sytuacja doprowadza w krótkim czasie do wyłączenia się silnika, ponieważ wydatek paliwa utrzymywany przez pompę jest mniejszy od wydatku potrzebnego do pracy silnika na biegu jałowym.

### Walka z wodą w paliwie

Z opisanych powyżej uszkodzeń układów paliwowych wynika, jak niebezpieczna jest woda zawarta w paliwie. Dlatego też odwadnianie paliwa jest bardzo istotnym problemem absorbującym wiele sił i środków.

Walka z wodą zawartą w paliwie musi zaczynać się dość wcześnie. Już przemysł materiałów pędnych usuwa emulsje wodne z ropy przez podgrzewanie jej i przetrzymywanie w określonych warunkach

w celu oddzielenia osadów oraz dodawanie specjalnych środków chemicznych zwanych deemulgatorami.

W warunkach eksploatacji zasadniczymi formami walki z wodą jest długotrwałe przetrzymywanie paliwa w zbiornikach (np. normy angielskie przewidują przetrzymywanie paliwa w zbiornikach przed dostarczeniem go do samolotów w czasie 3 godz. i 20 min na każdy 1 m wysokości słupa paliwa) i systematyczne zlewianie osadu z ich dna (w skład takiego osadu wchodzi oprócz wody także zanieczyszczenia mechaniczne), dokładne filtrowanie paliwa w momencie napełniania nim autocystern oraz wprowadzanie specjalnych domieszek chemicznych (np.  $\beta$ -hydroksyeter etylowy), odznaczających się zdolnościami łączenia się z wodą i rozpuszczania w paliwie przy jednoczesnej nieodwracalnej higroskopijności (nie dopuszczającej do powtórnego wydzielenia się wody z powstałego w ten sposób związku (domieszka + woda)).

Najefektywniejsze obecnie rezultaty odwadniania paliwa osiąga się na drodze elektrycznej. Stosowane procesy elektroodwadniania pozwalają na prawie całkowite usunięcie wody z paliwa, np. paliwo JP-5 o zawartości 3% wody po przejściu procesu elektroodwadniania zawiera ją tylko w ilości 0,000 06%.

Należy także pamiętać, że tak prosta czynność jak zlewianie osadów z najniższej położonych miejsc zbiorników paliwowych samolotu i jego filtrów — odstojników w znacznej mierze przyczynia się do likwidacji wody zawartej w paliwie.

Drugim, nie mniej istotnym problemem mającym wpływ na bezpieczeństwo lotów i bezawaryjną eksploatację sprzętu lotniczego jest ścisła i systematyczna kontrola paliwa używanego do napędu silników turbinowych.

Kontrola ta powinna być przeprowadzana nie tylko w laboratorium, ale także na starcie, bezpośrednio przed napełnieniem zbiorników samolotowych paliwem.

Najczęściej stosowanymi metodami kontroli zawartości wody w paliwie w warunkach startowych jest badanie próbki paliwa sposobem wizualnym, który pozwala wykryć wodę w fazie wolnej i w postaci emulsji, jeżeli jej zawartość przekracza 0,003%, i metodami chemicznymi używając do tego celu takich odczynników, jak: pasty wodoczułe, nadmanganian potasu, dwuchromian wapniowy itp.

### Literatura

- N. A. Ragozin: Reaktywne topiwa. Moskwa, 1959 r.
- N. A. Ragozin: Reaktywne topiwa. Moskwa, 1963 r.
- St. Szczeciński: Lotnicze silniki turbinowe. Wyd. MON. Warszawa, 1965 r.
- A. W. Sztoła i inni: Konstrukcja awiacyjnych dwigatielej. Część II. Moskwa, 1959 r.
- J. S. Jarosziński: Korozja detali letatelnego aparatu. Kijów, 1961 r.

## PIĘKNO TECHNIKI

### Doroczny konkurs fotograficzny tygodnika „Przegląd Techniczny”

Kontynuując wieloletnią tradycję redakcja „Przeglądu Technicznego” ogłasza w 1966 r. dwa konkursy fotograficzne dla amatorów

**A. Piękno nowej techniki** — Zdjęcia z tego zakresu powinny podkreślać piękno tematu, którym mogą być: nowoczesne konstrukcje, maszyny, urządzenia, budowle, procesy technologiczne i produkcyjne itp.

**B. Piękno starej techniki** — Z okazji roku stulecia „Przeglądu Technicznego” redakcja wprowadziła do konkursu temat: stara technika (analogie i kontrasty z nową techniką, ukazanie rzeczy zapomnianych).

#### Warunki konkursu

W konkursach mogą brać udział tylko fotoamatorzy. Nie można nadsyłać zdjęć już publikowanych. Format zdjęć 18 × 24 w dwóch egzemplarzach: matowym i błyszczącym. Każdy autor może nadesłać po trzy prace w obu konkursach. Zdjęcia należy opatrzyć tylko dowolną 5-cyfrową liczbą. W osobnej kopercie oznaczonej pięciocyfrowym godłem należy przysłać dane: imię i nazwisko, zawód, adres, nazwy zdjęć. Termin nadsyłania prac upływa — 30 czerwca 1966 (konkurs A) i 30 września 1966 (konkurs B).

Ogłoszenie wyników konkursu nastąpi 1 października 1966 (konkurs A) i 1 listopada 1966 (konkurs B). Dla zwycięzców przewidziane liczne nagrody pieniężne i rzeczowe.

# Pomiar odkształceń metodą elastooptyki w świetle odbitym

## Część II

### Technologia płytki z żywicy epoksydowej typu Epidian 5

#### Uwagi ogólne

Wykonywanie płytek z żywicy epoksydowej na ogół nie nastęrcza żadnych trudności, dopóki grubość płytki nie jest mniejsza od dwóch milimetrów. Ogólną zasadą jest, aby na formy do odlewania stosować winidur i smarować go pastą silikonową.

Próby odlewania żywicy Epidian 5 pomiędzy płytami szklanymi, celofanem, igelitem, posmarowanymi tą pastą nie udawały się.

Najlepszą powierzchnią winiduru jest powierzchnia surowa, ale bez jakichkolwiek rys, które powodują zbyt mocne przywieranie żywicy do formy.

Polerowanie powierzchni formy w celu otrzymania lustrzanej gładkości odlewu prowadzi do mocnego przylegania płytki do formy i w rezultacie przy próbie oderwania płytka niszczy się. Zjawisko to zachodzi prawdopodobnie wskutek tego, że pasta silikonowa, którą powierzchnia jest posmarowana, nie utrzymuje się na gładkiej powierzchni i częściowo jest znoszona przez napływającą żywicę, częściowo wchodzi trwale w skład powierzchniowej warstwy płytki. Wskazuje na to, że po oderwaniu płytki od polerowanej powierzchni winiduru stwierdzono, iż jest ona zupełnie sucha w przeciwieństwie do powierzchni surowej, która pozostawała powleczone warstwą pasty. Ponadto płytka odjęta od winiduru polerowanego miała wyraźne powierzchniowe plamy zmętnienia,

czego nie miała przeciwna powierzchnia, odjęta od winiduru surowego.

#### Budowa formy

Ponieważ w wykonywanych próbach były potrzebne płytki prostokątne około  $25 \times 100$  mm, wykonano pojedynczą formę wypełnioną żywicą przez nalewanie (rys. 6).

Taka konstrukcja formy umożliwiła stosowanie wkładek dystansujących różnej grubości, dających w efekcie różnej grubości płytki.

Wkładki dystansujące wykonano z celuloиду.

#### Przygotowanie formy do nalewania żywicy

Przed nalewaniem żywicy powierzchnię wewnętrzną formy należy posmarować pastą silikonową. Najlepszą grubość warstwy uzyskuje się przy smarowaniu palcem przy średnim nacisku. Ponieważ linie papierne pozostawiają smugi, wygładza się je ręką szklaną, ale już bez docisku. Kilkakrotnie mocne pociągnięcie ręką szklaną może całkowicie usunąć pastę z gładkiej, równej powierzchni. Również powierzchnię wkładki celuloidowej smaruje się pastą, aby nie nastąpiło sklejenie przy ewentualnym dostaniu się żywicy pomiędzy wkładkę — i płytkę winiduruową.

Posmarowane części formy składa się i łączy śrubami. Wystarczające jest dokręcenie nakrętek lekko palcami. Zbyt mocno dociśnięte płytki zamykają odpływ powietrza pomiędzy nimi i trudno jest wówczas uniknąć zamykania powietrza przez żywicę i w rezultacie zepsucia odlewu.

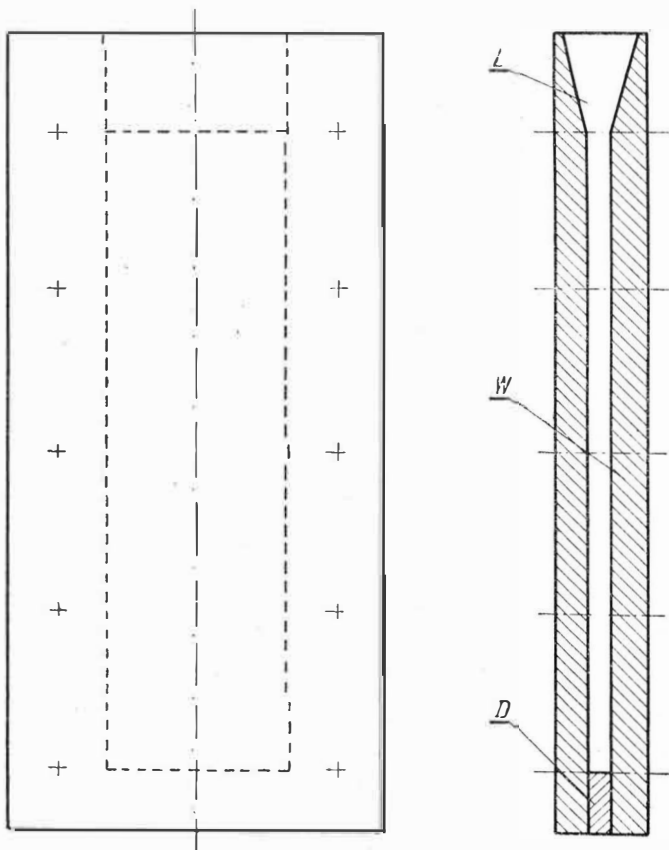
#### Przygotowanie żywicy do odlewania

Przed nalewaniem żywicy Epidian 5 trzeba wymieszać z utwardzaczem Tecza. Dodatek utwardzacza wynosi 8—10% w stosunku ciężarowym. Na wykonanie jednej płytki grubości milimetra o wymiarach  $25 \times 100$  mm potrzeba 4 gramy tworzywa (żywicy wraz z utwardzaczem). Ponieważ przy wymieszaniu obu składników pozostają w żywicy pęcherzyki powietrza, należy poczekać do pół godziny aż pęcherzyki znikną. Jednak przez ten czas żywica gęstnieje już w takim stopniu, że odlewanie płytki grubości milimetra jest utrudnione, a grubości 0,5 mm niemożliwe. Dlatego najwygodniej jest usuwać pęcherzyki za pomocą pompy próżniowej, co trwa ok. 1 do 5 minut zależnie od lepkości żywicy. Używano do tego celu zlewki, w której od razu mieszano żywicę, zatkaną korkiem gumowym z otworem dla doprowadzenia końcówki pompy. Przy usuwaniu powietrza trzeba uważać, aby piana tworząca się przy zbyt szybkim rośnięciu pęcherzyków nie dostała się do przewodu ssącego pompy. Momentem najbardziej odpowiednim do zakończenia odsysania powietrza jest zniknięcie piany z powierzchni żywicy. Otrzymuje się już wtedy całą objętość żywicy bez pęcherzyków gazu.

Jeżeli po zniknięciu piany pompa działa nadal, wewnątrz żywicy tworzą się pęcherzyki gazu. Są to prawdopodobnie rozpuszczalniki pozostałe w żywicy w procesie technologicznym wytwarzania i niedokładnie odparowane.

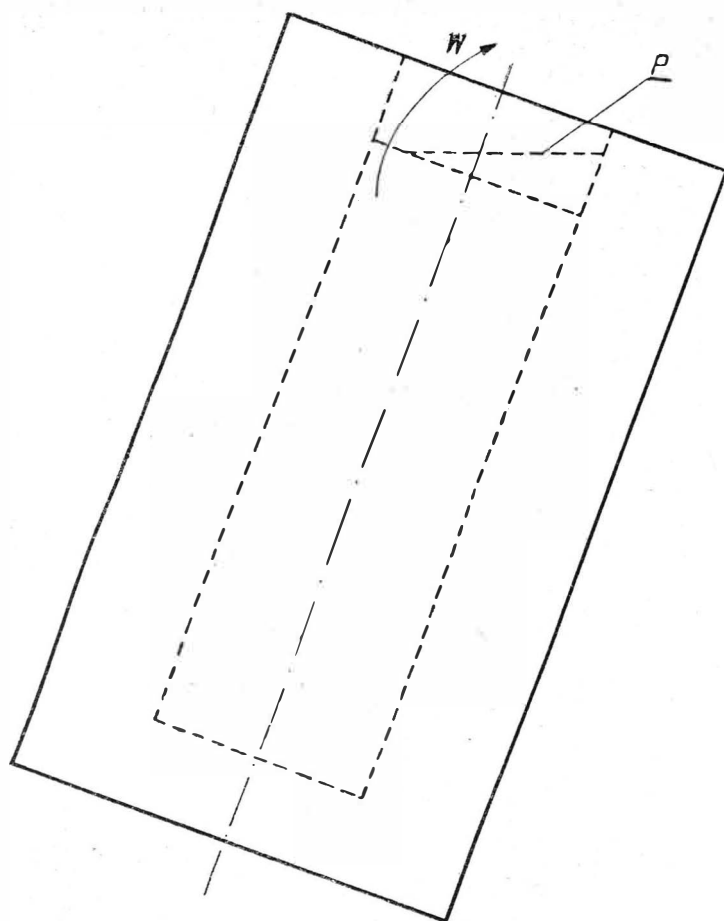
#### Odlewanie płytki

Żywicę nalewano stopniowo, aby nie zamykać odpływu powietrza przez lejek, co znacznie opóźnia napełnianie formy (rys. 7).



6. Konstrukcja formy:

L — lejek; W — winidur; D — wkładka dystansująca



7. Położenie formy przy nalewaniu żywicy:  
W — wylot powietrza; P — poziom żywicy

Przy odlewaniu płytki grubości 0,5 mm trzeba jak najszybciej przeprowadzić wstępne operacje i rozpocząć nalewanie żywicy, gdyż tylko przez czas około 15 minut od wymieszania może ona wypełnić szczelinę takiej grubości.

Płytkę grubości rzędu jednego milimetra można łatwo odlać w przeciągu pół godziny od wymieszania składników.

Czas zastygnięcia żywicy wynosi przynajmniej 24 godziny dla żywicy rzadkiej i około 12 godzin dla żywicy gęstej. (Określenie żywicy rzadkiej i gęstej jest orientacyjne. Jako żywicę rzadką można uważać taką, z której pęcherzyki powietrza ulatniają się z zauważalną prędkością i po około 15 minutach cała objętość i powierzchnia pozostaje wolna od nich).

Wcześniejsze otwieranie formy prowadzi z reguły do zniszczenia płytki.

Najczęściej przy otwieraniu płytka całkowicie odchodzi się od jednej połowy formy, zaś pozostaje na drugiej wraz z wkładką celuloidową. Przytrzymując wówczas krawędź płytki listwą łatwo oddziela się wkładkę celuloidową „odłamując” ją jednocześnie wzdłuż całej długości. Ponieważ pasta silikonowa skleja płytkę z formą, oddziela się ją za pomocą połowy żyłki (przy użyciu całej żyłki drugie ostrze kałeczy płytkę lub formę). Pasta przenosi tylko naprężenia styczne, więc płytka dobrze zastygnięta oddrywa się łatwo.

Oddzielanie płytki przy zbyt wczesnym otwarciu formy, jeśli nawet przy tym nie została uszkodzona, niszczy ją całkowicie.

Płytkę po oddzieleniu należy oczyścić z pasty. Można pastę zmywać szmatką namoczoną w benzynie. Ale najlepiej jest zmyć acetonem i następnie zanurzyć na kilka minut w benzynie.

#### Obróbka cieplna żywicy

Ponieważ żywica zastyga szybciej niż zdąży całkowicie przebiegnąć polimeryzacja, dla umożliwienia ukończenia procesu wygrzewa się płytkę w piecu.

Wygrzewanie przeprowadza się w temperaturze 50 do 60 °C przez dwie godziny. Płytkę powinno się ogrzewać wraz z piecem i po zakończeniu wygrzewania studzić również razem. Nie stwierdzono zmian w żywicy przy szybkim studzeniu pieca z otwartymi drzwiami.

### Wykonanie próbki

#### Przygotowanie próbki metalowej

Na podstawie doświadczeń stwierdzono, że próbka metalowa powinna być obrabiona całkowicie przed sklejeniem. Wspólne wiercenie otworu przez metal i żywicę nie udawało się. Mimo bardzo intensywnego chłodzenia, płytka odklejała się w okolicy otworu wierconego.

Powierzchni próbki nie poddawano żadnej obróbce mechanicznej ani chemicznej. Jak wykazały próby, było to wystarczające, ponieważ odklejenie i pęknięcie płytki żywicznej następowało niemal jednocześnie.

#### Klejenie próbki

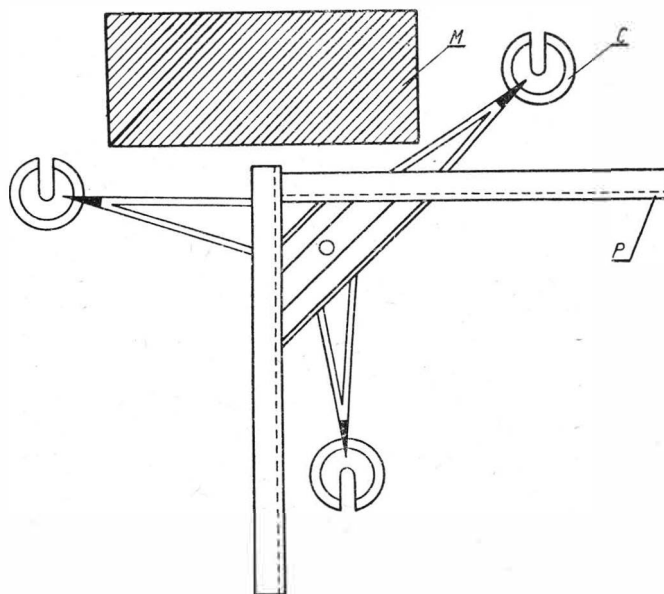
Bezpośrednio przed klejeniem zmywano powierzchnię metalu i żywicy acetonem i zanurzano w benzynie na 10 minut w celu odtłuszczenia, po czym suszono około 10 minut.

Żywicę na klej przygotowuje się analogicznie jak do odlewania płytki. Klejem smaruje się obie powierzchnie i pozostawia kilka minut przed złożeniem, aby znikły ewentualne nierówności. Następnie nakłada się płytkę na próbkę i całość układa się na płaskiej poziomej płycie.

Największą wytrzymałość połączenia uzyskuje się, jeżeli wiązanie kleju przebiega pod dociskiem około 0,07 do 0,14 kG/cm<sup>2</sup>. Obróbkę cieplną całej próbki dokonuje się analogicznie jak przy odlewaniu płytki.

#### Ostateczna obróbka płytki

Ponieważ na próbkę metalową mającą pewną określoną geometrię nakleja się płytkę o wymiarach brut-



8. Stoisko w widoku z góry (pokazano najwygodniejsze ustawienie statywu):

M — podstawa maszyny wytrzymałościowej, P — podstawa polaryskopu, C — ciężarki

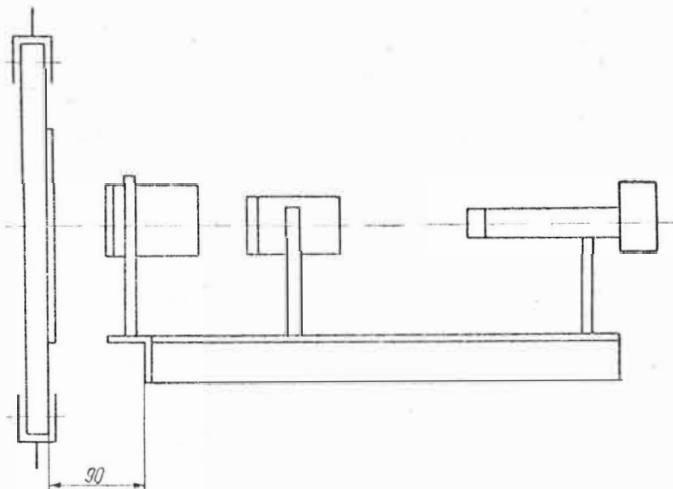
to, konieczna jest końcowa obróbka mechaniczna nadatków żywicy. Całą obróbkę końcową wykonywano ręcznie, łącznie z wierceniem otworu. Uzasadnione to jest odklejeniem się płytki przy próbach wiercenia mechanicznego, a więc z dużą szybkością, nawet przy intensywnym chłodzeniu.

## Przeprowadzenie próby

### Zestawienie aparatury pomiarowej

Do przeprowadzenia próby używano następujących aparatów i przyrządów:

- polaryskop ze śrubą mocującą do statywu,
- statyw od teodolitu,
- trzy ciężarki o ciężarze 5 kG cechowane,
- transformator,
- klucz 14 do mocowania aparatu fotograficznego,
- próbka,
- maszyna wytrzymałościowa z zakresem do 2500 kG,
- uchwyty do mocowania próbki,
- gumka do lekarstw,



9. Pomiar odległości polaryskopu od próbki

tekturka z nadrukiem,  
lusterko o wymiarach  $20 \times 20$ ,  
film ORWO 22 DIN.

### Ustawienie aparatury

Po sprawdzeniu przygotowania maszyny wytrzymałościowej, zawieszają się próbkę w specjalnych uchwytach przegubowych, zapewniających osiowe przyłożenie obciążenia. Przy zakładaniu należy ustawić os próbki w kierunku pionowym.

Następnie ustawia się na ciężarkach statyw, ustawiając nóżki statywu w otwory cechowania i przymocowuje się do niego polaryskop (rys. 8).

Jako optymalną odległość polaryskopu od próbki ustalono 9 cm, mierzone w sposób pokazany na rys. 9.

Kolejność czynności przy ustawieniu polaryskopu jest następująca:

1 — przymocowuje się do próbki lusterko za pomocą uprzednio założonej gumki w miejscu, gdzie ma być wykonany pomiar,

2 — ustawia się odpowiedniej wysokości statyw tak, aby plama świetlna padała na miejsce badane,

3 — ustawia się polaryskop w odległości 9 cm od próbki. Odległość można regulować albo przesuwać ciężarki po podłodze, lub w niewielkim zakresie przez przesuwanie polaryskopu względem statywu po zluźrowaniu śruby mocującej,

4 — ustawia się os optyczną polaryskopu prostopadle do powierzchni próbki. Ustawienia dokonuje się obserwując jasność plamy świetlnej na lustrzance aparatu fotograficznego. Przesuwając odpowiednio ciężarki po podłodze reguluje się kąt padania promieni aż do otrzymania maksymalnej jasności plamy. Przesłone aparatu fotograficznego ustawia się na maksymalne otwarcie,

5 — dokonuje się ostatecznego ustawienia długości obiektywu. Na miejsce lusterka zakłada się tekturkę z nadrukiem i reguluje się długość obiektywu. Przy prawidłowym ustawieniu osi optycznej polaryskopu nadruk jest wyraźnie widoczny.

Pomimo zastosowania bardzo prymitywnej konstrukcji aparatury, przygotowanie stanowiska do wykonania próby odbywa się szybko i z dobrą dokładnością. Kontrolne pomiary ustawienia osi optycznej

polaryskopu względem powierzchni próbki, wykonanego na podstawie obserwacji wzrokowej, wykazały odchyłkę poniżej  $1^\circ$ .

### Obserwacja i wykonanie zdjęć

Zdjęcia wykonywano na filmie ORWO 22 DIN. Izochromy wymagają czasu naświetlania około 5 do 7 sekund. Zdjęcia izoklin wychodzą znacznie wyraźniej i czas naświetlania może być odpowiednio krótszy. Przeważnie stosowano czas około 4 sekund.

O ile zdjęcia izochrom mogą być wykonywane przy dowolnym ustawieniu próbki względem kierunków analizatora, to izokliny wymagają jeszcze odpowiedniego ustawienia płaszczyzny polaryzacji. Jest to konieczne ze względu na możliwość różnego każdorazowego mocowania próbki względem płaszczyzny polaryzacji. Wobec tego obracając polaryzator i analizator przy wyjętych ćwierćfalówkach, znajdowano izoklinę zerową i następnie od zaznaczonego na osłonie położenia filtrów mierzono kąt obrotu.

Na rys. 10 i 11 pokazano obraz izoklin i izochrom otrzymany tą metodą. Próbką była taśma aluminiowa z otworem. Grubość warstwy czulej optycznie wynosiła  $t = 1$  mm.

Jak widać, przy tej konstrukcji zdjęcia izoklin nie nadają się do wykorzystania ze względu na duże obszary zaciemnienia. Nie jest to wszakże regułą i przy badaniu jakiegось innej konstrukcji możliwe jest otrzymanie wyraźnych linii izoklin. Nawet przy tych obrazach izoklin można częściowo wykorzystać je, używając zdjęć izoklin zerowych do określenia osi symetrii, która może być potrzebna do wyznaczenia wielkości odkształceń w badanym obszarze.



10. Obraz izoklin otrzymany w świetle odbitym



## Możliwości pomiarowe

Aparatura ta umożliwia pomiary w polu o wielkości ograniczonej przez wymiar ćwierćfalówek. W opisanym tu przyrządzie jest to koło o średnicy 35 mm.

Z przeprowadzonych prób wynikało, że za pomocą tej metody, stosując proponowany tu sposób przygotowania próbki, można dokonywać pomiarów odkształceń do wielkości rzędu 2%. Zastosowany sposób przygotowania powierzchni przed sklejeniem zapewnia wystarczająco silne połączenia warstwy o grubości do 1 mm. Przy takich parametrach moment pęknięcia warstwy oraz zniszczenia połączenia klejowego zachodzi mniej więcej jednocześnie.

Aby móc mierzyć większe odkształcenia, należałoby przeprowadzić szersze badania żywicy z dodatkami plastyfikatorów. Żywica bez plastyfikatorów ma duży moduł Young'a oraz przy odkształceniach powyżej 2% charakterystyka jej już znacznie odbiega od liniowej.

Ponadto konieczne byłoby opracowanie nowego sposobu przygotowania powierzchni przed sklejeniem, zapewniające większą wytrzymałość połączenia.

Prace nad tymi zagadnieniami są już kontynuowane i można mieć nadzieję na pozytywne ich zakończenie.

W tym stadium metoda nadaje się już doskonale do wykorzystania przy pracach konstrukcyjnych. Ze względu na mały ciężar aparatury (ok. 4 kG) można ją stosować wszędzie tam, gdzie jest odpowiednie źródło prądu, nawet poza laboratorium przy badaniu fragmentów pracującej konstrukcji.

Materiały potrzebne do wykonania warstwy światłoczułej są w Polsce łatwe do zdobycia, więc z tej strony również nie ma przeszkody.

Istotny ze względów praktycznych jest czas przeprowadzenia całej próby. Otóż ze względu na proces wiązania się żywicy, przygotowanie i przeprowadze-



11. Obraz izochrom otrzymany w świetle odbitym

nie próby trwa minimum 6 dni. Sam pomiar izochrom przebiega bardzo szybko, zależy tylko od czasu obciążenia konstrukcji i wykonania zdjęć.

Mgr inż. WŁADYSŁAW ZĄBKOWICZ

681.892:533.6.054

## Oscylografiy pętlicowe do prób samolotów w locie

Przy współczesnych badaniach naukowych i technicznych szerokie zastosowanie znalazły przyrządy rejestrujące wyniki pomiaru w sposób ciągły (analogowy). Wyniki pomiaru rejestrowane w formie analogowej są bardzo przydatne do szybkiej oceny badanego procesu. Przy próbach samolotów ma to duże znaczenie, gdyż często konieczna jest ocena jakościowa zachowania się badanego obiektu, przed realizacją dalszej części programu, podczas gdy analiza szczegółowa może być prowadzona w terminie późniejszym. Rejestratory stosowane w układach pomiarowych do prób w locie muszą spełniać liczne wymagania. Należą do nich: odpowiednia czułość statyczna i dynamiczna, możliwość rejestracji wielokanałowej przy możliwie małych wymiarach i ciężarze, normalna praca w zmiennych warunkach obciążenia mechanicznych i zmiennych warunkach klimatycznych, prosta obsłu-

ga itp. Próby nowoczesnych samolotów związane są z jednoczesnym pomiarem od kilku do kilkunastu parametrów. Montaż na pokładzie kilku przyrządów rejestrujących ogranicza brak odpowiedniego miejsca na ich rozmieszczenie. Ponadto rejestracja za pomocą kilku przyrządów jest niewygodna ze względu na dodatkowe kłopoty związane z wzajemną synchronizacją poszczególnych parametrów. Wymagania, o których była mowa wyżej, spełniają oscylografiy magnetoelektryczne nazywane często oscylografami pętlicowymi\*). Mimo rozwoju nowszych metod rejestracji znajdują one dotąd powszechne zastosowanie do prób sprzętu lotniczego.

\*) Galwanometry ze względu na ruchomą część wykonaną w kształcie pętli określa się często nazwą pętlic i stąd nazwa oscylografiy pętlicowe.

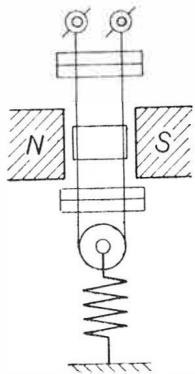
### Zasada działania

#### Oznaczenia

- $a$  — kąt wychylenia lusterka,
- $I$  — moment bezwładności ramki i lusterka,
- $k$  — stała sprężystości podwieszenia,
- $i$  — natężenie prądu przepływającego przez obwód ramki galwanometru,
- $H$  — natężenie pola magnetycznego,
- $z$  — liczba zwojów ramki,
- $S$  — powierzchnia ramki,
- $\omega_0$  — częstotliwość drgań własnych bez uwzględnienia tłumienia,
- $\omega$  — częstotliwość drgań wymuszonych,
- $\beta$  — współczynnik tłumienia,
- $C$  — stała tłumienia.

Pomiarowymi elementami oscylografiów pętlicowych są galwanometry lusterkowe. Galwanometr lusterkowy jest w tym przypadku

odbiornikiem sygnału elektrycznego niosącego w sobie funkcjonalną zależność mierzonego parametru. Zasada działania galwanometru lusterkowego (rys. 1 i 2) polega na kątowym przemieszczeniu ramki i związanego z nią sztywno lusterka pod wpływem wzajemnego oddziaływania zmiennego pola magnetycznego od przepływającego przez obwód prądu i stałego pola



1. Schemat ideowy galwanometru lusterkowego

magnetycznego od magnesów stałych.

Kątowe przemieszczenie lusterka przy założeniu małych wychyleń, tj. przy  $\sin \alpha = \alpha$ , określa równanie:

$$I\alpha'' + C\alpha' + k\alpha = S \cdot H \cdot z \cdot i \quad [1]$$

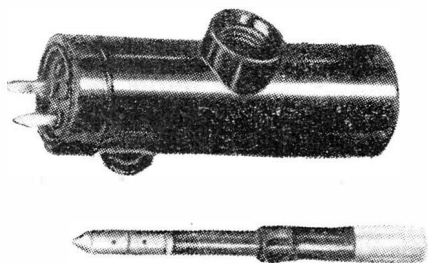
Częstotliwość drgań własnych bez uwzględnienia tłumienia określa równanie:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{I}} \quad [2]$$

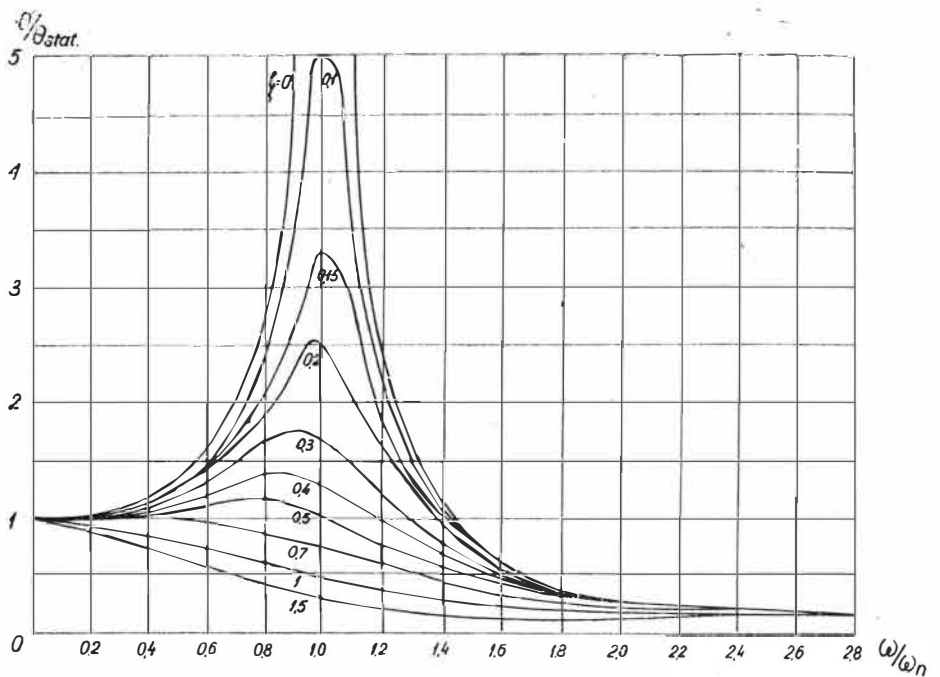
Wychylenie statyczne lusterka galwanometru przy wzbudzeniu sinusoidalnym opisuje równanie:

$$\alpha_{stat} = \frac{S \cdot H \cdot z}{k} \cdot i \quad [3]$$

Charakterystyki rezonansowe galwanometru lusterkowego pokazano na rys. 3. Wykreślono je dla różnych współczynników tłumienia. Jak widać z rysunku, współczynnik tłumienia, dla którego charakterystyka jest względnie płaska, dla dostatecznie dużej wielkości stosunku  $\omega/\omega_0$  zawiera się w granicach 0,7. Jeżeli dopuszczalne jest niewielkie zniekształcenie charakterystyki, to można rozszerzyć zakres częstotliwości wejściowych, wykorzystując charakterystykę odpowiadającą mniejszemu współczynnikowi



2. Widok ogólny typowych galwanometrów



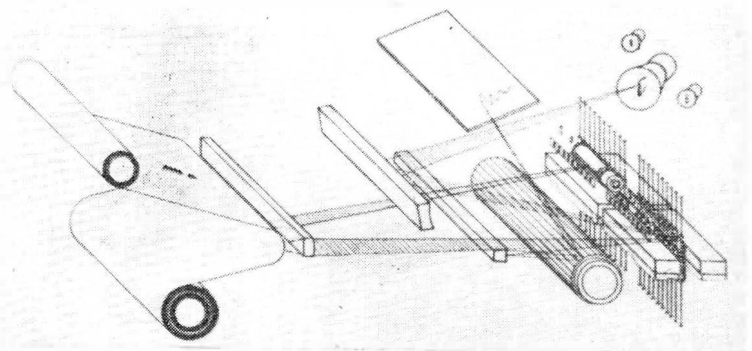
3. Charakterystyki rezonansowe galwanometrów lusterkowych  
 $\alpha$  — kąt wychylenia pętlicy,  
 $\zeta$  — współczynnik tłumienia

tłumienia. Tłumienie zapewnia się elektrycznie przez zwarcie kilku zwojów ramki lub mechanicznie przez zawieszenie ustroju pomiarowego w specjalnym oleju. Wychylenie lusterka proporcjonalne do mierzonego parametru przekazywane jest poprzez układ optyczny na ruchomą taśmę światłoczułą, gdzie zostaje zarejestrowane.

W tablicy podano charakterystyki galwanometrów niektórych oscylografów, z której widać, że większość zjawisk zachodzących w czasie prób może być rejestrowana oscylogramami pętlicowymi.

Rys. 5 ilustruje przykładowo zdjęcie wycinka taśmy oscylografu typu K12-21 z zarejestrowanymi si-

jęstracją prędkości i wysokości w zakresie  $h = 0 \div 20\ 000$  m,  $V = 200 \div 1500$  km/h oraz trzech dowolnych wielkości nieelektrycznych zamienionych na sygnał elektryczny. Rejestracji prędkości i wysokości dokonuje się przez przekazanie przemieszczenia membran za pomocą przyrzątu optycznego na ruchomą taśmę. Kształt lusterka pozwala na rozdzielenie zakresu pomiarowego na podwójną szerokość taśmy. Przyrząd ma trzy prędkości przesuwu taśmy: 1; 5 i 10 mm/sek. Stosowany jest najczęściej do prób osiągow samolotu ze względu na możliwość rejestracji podstawowych parametrów na jednej taśmie (prędkość, wysokość,



4. Schemat układu optycznego

łami na sterownicach ( $P_w$ ;  $P_i$ ;  $P_{kp}$ ;  $P_{kl}$ ) oraz przeciążeniami ( $n_x$ ;  $n_y$ ;  $n_z$ ) wzdłuż trzech osi samolotu. Miarą wielkości poszczególnych parametrów jest odległość przemieszczenia linii zapisu względem linii odniesienia (B) wyskalowana w jednostkach mierzonego parametru.

**Charakterystyka niektórych oscylografów stosowanych wspólnie do prób samolotów w locie**

Rejestrator prędkości i wysokości typu SD-51 (rys. 6) umożliwia re-

obroty silnika, temp. otoczenia, zużycie paliwa) zsynchronizowanych wspólną podstawą czasu. Stosowany jest również często do prób własności lotnych, ze względu na możliwość rejestracji prędkości i wysokości. Dokładność rejestracji zawiera się w granicach 1,5%. Do rejestracji stosuje się papier światłoczuły nieperforowany o szerokości 100 mm i długości 10 m.

Oscylograf typu K5-22 (rys. 7) jest pięciokanałowym rejestratorem. Jeden kanał przeznaczony jest do rejestracji podstawy czasu, pozost-

Typ oscylografu	Typ galwanometru	Częstotliwość drgań własnych bez tłumienia	Zakres rejestracji zmiennych parametrów	Czułość	Oporność ramki	Uchyb w % w zakresie temp.		Dopuszcz. obciążenie			
		Hz	Hz	mm/mA	Ω	+20 °C	-60 ÷ +60 °C	mA			
1	2	3	4	5	6	7	8	9			
K5-22; K2-21; K20-21	I	6500 ± 1500	0 ÷ 500	0,23 ÷ 0,3	7,5 ± 1,5	1,0	1,5	30			
	II	3300 ± 300	0 ÷ 300	0,6 ÷ 1,0	19,5 ± 3,5	1,0	1,5	30			
	III	1500 ± 200	0 ÷ 150	2,5 ÷ 4,5	8 ± 1,5	1,0	1,5	15			
	IV	380 ± 20	0 ÷ 30	35 ÷ 65	22 ± 3,5	1,0	1,5	2			
	V	160 ± 20	0 ÷ 10	300 ÷ 450	23 ± 3,5	1,0	1,5	0,3			
	VI	80	0 ÷ 30	600 ÷ 850	48 ± 10	1,5	2,0	0,2			
	VII	60	0 ÷ 30	1100 ÷ 1650	50 ± 10	1,5	2,0	0,1			
SD-51	—	200	0 ÷ 30	80 ÷ 90	10 ± 1	1,0	1,5	1,1			
	7-325	18,5	0 ÷ 11	3000	18,5	brak danych	brak danych	brak danych			
7-339	50	0-30	5400	30							
7-315	100	0-60	2000	33							
7-312	100	0-60	825	40							
7-318	150	0-90	300	26							
7-338	210	0-125	425	24							
7-324	300	0-180	92	40							
7-319	585	0-350	55	22							
7-320	1000	0-600	10,7	24							
7-323	1000	0-600	10	24							
7-316	2000	0-1200	2,5	24							
7-317	3700	0-2200	6,6	24							
7-326	5000	0-3000	0,7	52							
5-119; 5-114											50
											50
											100
								100			
								100			
								100			
								100			
								100			

stałe zaś służą do pomiaru dowolnych wielkości nieelektrycznych przetworzonych na wielkości elektryczne. Wyposażony jest w galwanometrię typu III i IV, ma cztery prędkości przesuwu taśmy: 1; 5; 25 i 125 mm/sek.

Rejestracja może się odbywać na nieperforowanej taśmie światłoczułej o szerokości 60 mm i długości od 8÷9 m. Wymiary przyrządu wynoszą 255 × 214 × 130 mm. Ciężar kompletu nie przekracza 9,5 kG.

Przyrząd stosowany zarówno do prób naziemnych, jak i w locie. Może być stosowany do rejestracji drgań typu flutter, przyspieszeń, parametrów układu sterowania samolotu, kontroli pracy elementów

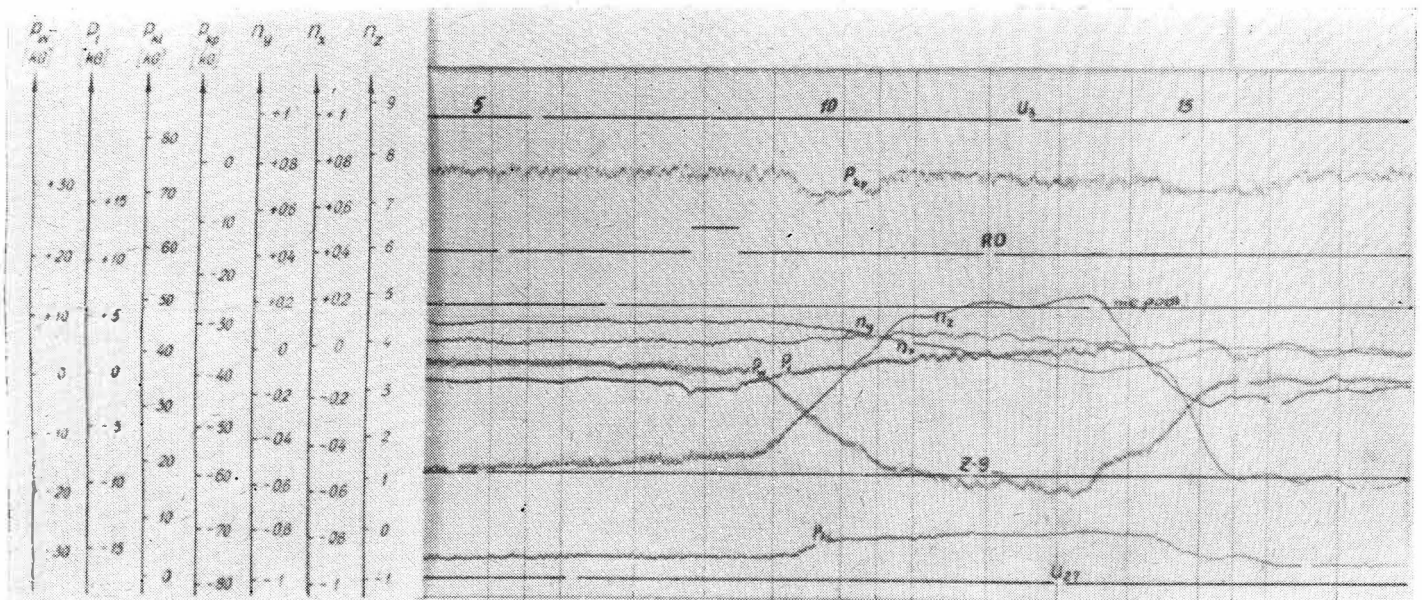
automatyki rozruchu silników odrzutowych itp.

Oscylograf typu K12-21 jest uniwersalnym przyrządem umożliwiającym rejestrację dwunastu parametrów. Wyposażony jest w galwanometrię III, IV i V typu. Rejestracja odbywa się na nieperforowanej taśmie światłoczułej o szerokości 100 mm i długości do 20 m. W przyrządzie przewidziano cztery prędkości ruchu taśmy 3; 12,5; 60; 250 mm/sek. Dokładność rejestracji zawiera się w granicach 1,5%. Wymiary przyrządu wynoszą: 295 × 185 × 330 mm, ciężar kompletu około 17 kG. Ze względu na wzajemne przecinanie się linii zapisu w przyrządzie przewidziano kolejne

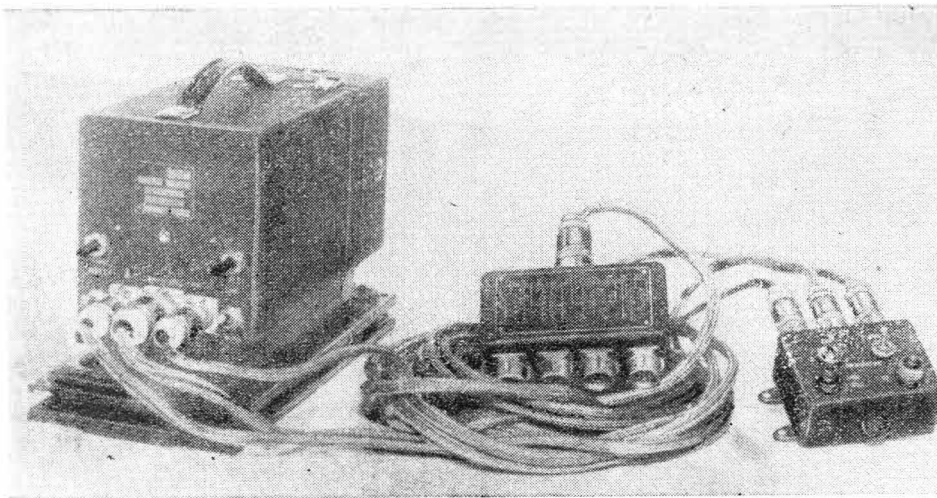
przerwy w zapisie przez zasłonę na krótki moment lusterek poszczególnych galwanometrów. Dzięki zainstalowanym filtrom rejestracja może się odbywać również na taśmie kolorowej.

Dzięki swoim danym technicznym i stosunkowo prostej obsłudze stosowany jest zarówno do prób w locie, jak i prób w warunkach laboratoryjnych. Przyrząd ze względu na liczbę kanałów i charakterystyki pętlic szczególnie jest przydatny do prób własności lotnych samolotu.

Oscylograf typu K20-21 (rys. 8) służy do prób sprzętu lotniczego w locie i w warunkach naziemnych. Wyposażony jest w galwanometrię



5. Przykład rejestracji za pomocą oscylografu pętlicowego (dolna linia odniesienia B)



6. Widok ogólny oscylografu typu SD-51

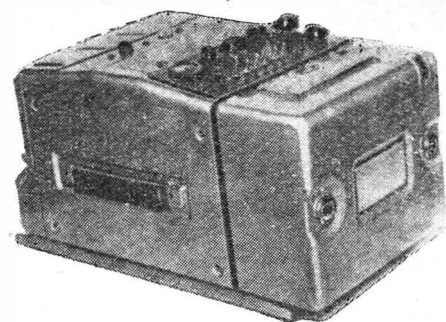
typu I; II; III; IV; V; VI i VII. Zestaw galwanometrów pozwala na rejestrację w szerokich granicach częstotliwości. Wysoka czułość galwanometrów typu V; VI i VII pozwala na rejestrację bardzo małych prądów bez konieczności wzmacniania lub z niewielkim wzmacnieniem. Ma to duże znaczenie przy stosowaniu w układach pomiarowych czujników tensometrycznych. Rejestracja odbywa się na taśmie światłoczułej o szerokości 190 mm i długości 30 m. W przyrządzie przewidziana jest rejestracja na taśmie kolorowej dla łatwiejszego rozróżnienia linii zapisu poszczególnych parametrów. Przy rejestracji na taśmie czarno-białej rozróżnianie linii zapisu odbywa się podobnie jak w oscylografie typu K12-21. Przyrząd ma 7 prędkości przesuwu taśmy: 1; 2,5; 25; 100; 250; 1000 i 2500 m/sek. Wszystkie kanały pomiarowe synchronizuje się wspólną podstawą czasu. Generatorem podstawy czasu jest mechanizm typu MCz-62. Dokładność rejestracji zawiera się w granicach od 1 do 2%. Wymiary przyrządu wynoszą: 484 × 291 × 281 mm. Ciężar kompletu około 38 kg.

Oscylografy typu 5-119 (rys. 9) wykonywane przez firmę Consolidated Engineering Company mają od 36 do 50 kanałów pomiarowych.

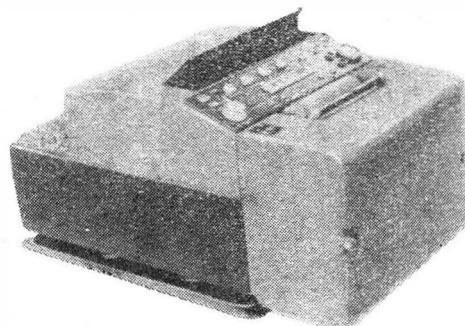
Mogą być wyposażone w galwanometry serii 7-2000 i 7-3000, w zależności od potrzeb. W przyrządach przewidziano 16 prędkości ruchu taśmy, od 2,5 mm/sek do 2500 mm/sek. Zapas taśmy około 75 m. Oscylografy tego typu nadają się do rejestracji większości parametrów mierzonych podczas prób w locie. Zasilanie przyrządu odbywa się napięciem prądu zmiennego 105—125 V o częstotliwości 60 Hz lub napięciem prądu stałego 24—28 V.

Drugim przykładem oscylografu wykonanego przez firmę Consolidated Engineering Company jest przyrząd typu 5-114-P-3 (rys. 10). Przyrząd wyposażony jest w galwanometry serii 7-300, ma 24 kanały pomiarowe. Rejestracja odbywa się na taśmie światłoczułej o długości od 30 do 180 m, szerokości 175 mm, z prędkością ruchu taśmy od 12,5 mm/sek do 2800 mm/sek. Wspólna synchronizacja poszczególnych kanałów podstawą czasu co 0,1 sek lub co 1 sek. Przyrząd nadaje się szczególnie do badania procesów dynamicznych. Przy rejestracji o nie przecinających się wzajemnie liniach zapisu, w przypadkach obu wymienionych oscylografów możliwa jest automatyczna obróbka wyników.

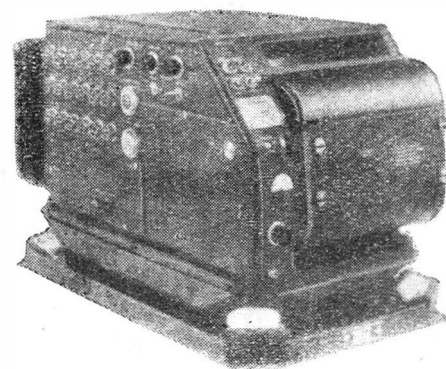
Oscylograf typu 590 wykonany przez firmę Midwestern Instruments



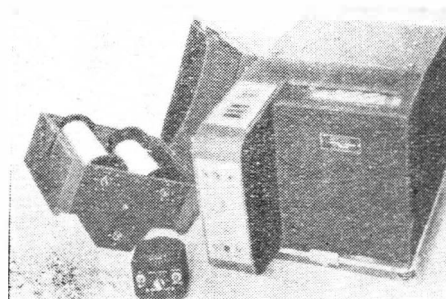
8. Widok ogólny oscylografu typu K20-21



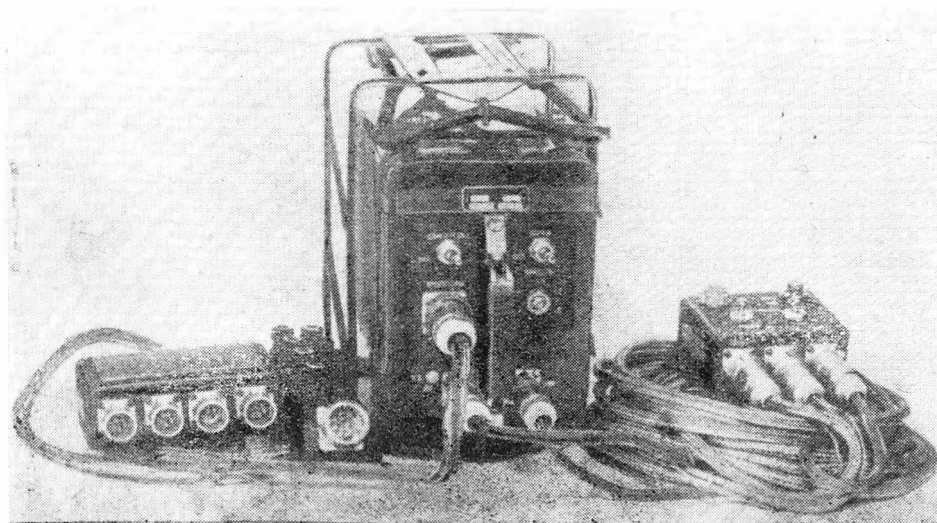
9. Widok ogólny oscylografu typu 5-119



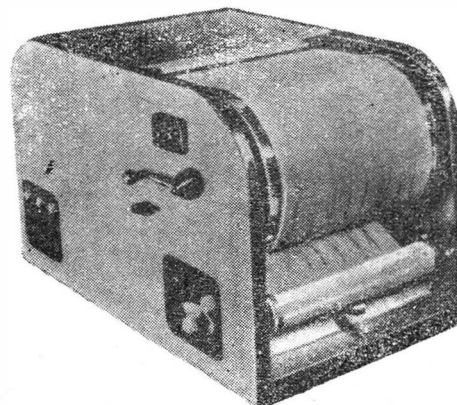
10. Widok ogólny oscylografu typu 5-114-3-P



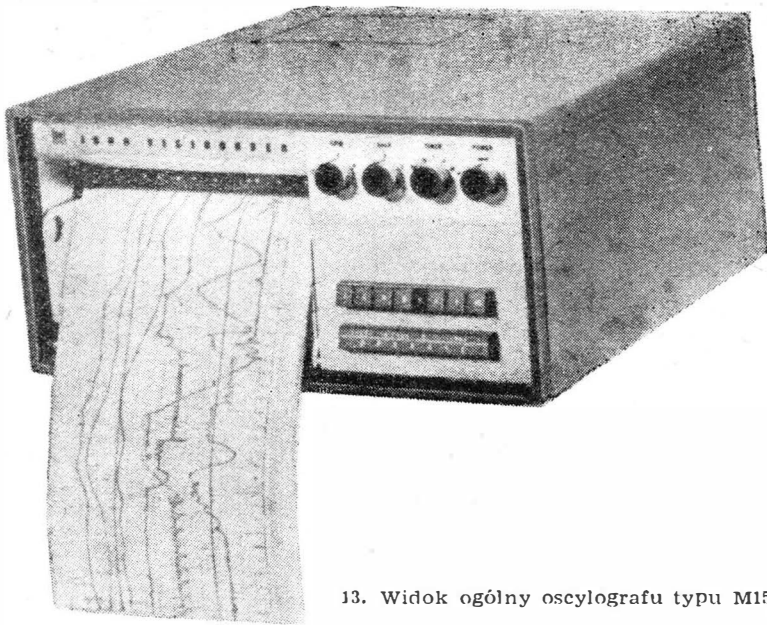
11. Widok ogólny oscylografu typu 590



7. Widok ogólny oscylografu typu K5-22



12. Widok ogólny przyrządu do obróbki fotochemicznej taśm oscylografów pętlicowych



13. Widok ogólny oscylografu typu M1508

posiada 32 kanały pomiarowe. Wyposażony jest w galwanometrię o częstotliwościach drgań własnych od 100—3500 Hz. Rejestracja odbywa się na taśmie światłoczułej o szerokości 175 mm i długości około 45 m z prędkością przesuwu taśmy od 2 mm/sek do 3250 mm/sek. Synchronizacja wspólna podstawą czasu co 0,1 sek lub co 1 sek. Zasilanie napięciem prądu stałego w zakresie od 24 do 28 V.

Omówione oscylografy stanowią tylko część licznych typów stosowanych współcześnie do prób sprzętu lotniczego. Ze względu na to, że w większości przypadków mają zbliżone charakterystyki, omówienie ich ograniczono do kilku wybranych przykładów.

Oprócz licznych zalet, stosowanie wymienionych oscylografów do prób w locie obarczone jest zasadniczo dwoma niedogodnościami, a mianowicie:

— koniecznością obróbki fotochemicznej,

— utrudnioną automatyczną redukcją danych (szczególnie przy wzajemnie przecinających się liniach zapisu).

Niedogodność pierwsza nabiera znaczenia przy stosowaniu rejestracji na taśmie kolorowej, ze względu na trudniejszą obróbkę fotochemiczną. Do obróbki fotochemicznej taśm oscylograficznych stosuje się niekiedy specjalne urządzenia ograniczające w dużym stopniu wymienioną niedogodność.

Rys. 12 ilustruje półautomatyczny przyrząd pozwalający na obróbkę fotochemiczną taśmy czarno-białej przy świetle dziennym z prędkością około 3 metrów na minutę. Przyrząd przewidziano dla taśmy o szerokości do 300 mm i długości 70 m.

Niedogodność ta została wyeliminowana w niektórych rozwiązaniach konstrukcyjnych oscylografów laboratoryjnych przez zastosowanie taśmy uczulonej na ultrafiolet. Przykładem takiego rozwiązania mogą być oscylografy typu M1508

(rys. 13) produkowane w USA. Mają one od 12 do 24 kanałów pomiarowych. Wyposażone są w galwanometrię o częstotliwościach drgań własnych do 5000 Hz. Przyrządy tego typu pozwalają na oglądanie zapisu niemal bezpośrednio po rejestrowaniu.

Niedogodność druga jest bardziej kłopotliwa. Wystarczy bowiem spoj-

rzyć na rys. 5, aby zrozumieć trudności przy konstruowaniu automatycznego przyrządu do ciągłego śledzenia ze zmianą amplitudy linii zapisu i przetworzenia jej na sygnały elektryczne w postaci analogowej lub cyfrowej. Spotyka się kilka rozwiązań konstrukcyjnych tego rodzaju urządzeń mniej lub więcej zautomatyzowanych. W przypadku gdy linie zapisu wzajemnie się nie przecinają, projektowanie układu do automatycznej redukcji danych przy obecnym stanie techniki obliczeniowej nie przedstawia większych kłopotów.

Korzystanie z urządzeń do automatycznej redukcji danych zarejestrowanych na taśmie oscylograficznej jest opłacalne jedynie w przypadkach możliwości maksymalnego ich wykorzystania.

Mimo wymienionych niedogodności, oscylografy pętlicowe są wygodnym urządzeniem w ręku inżynierów prowadzących próby sprzętu lotniczego.

#### Literatura

1. *Flight test manual*, Vol III. Wyd. Pergamon Press Londyn, Paris New York 1959
2. *General Catalog firmy Consolidated Electrodynamics Corporation*. USA, 1960
3. *Myron, H. Nichols: Radio-Telemetry*. Przekład na j. rosyjski pod redakcją Baszarinowa. Moskwa, 1958

Mgr inż. MARIAN KOZŁOWSKI  
Zarząd Lotniskowy Wojsk Lotniczych

6813  
681.14:656.71

## Możliwości zastosowania elektronicznych maszyn matematycznych do projektowania lotnisk

Obecny rozwój niemal wszystkich dziedzin nauki i techniki jest ściśle związany — z jednej strony — z zastosowaniem najnowocześniejszych elektronicznych maszyn matematycznych, z drugiej zaś — z opracowaniem odpowiednich sposobów programowania i zapisywania problemów obliczeniowych w postaci tzw. języka algorytmicznego. Historia metod dogodnego formułowania zagadnień obliczeniowych, przewidzianych do rozwiązania przez maszynę, czyli tworzenia języka algorytmicznego, jest stosunkowo krótka lecz bogata w treści i osiągnięcia. W okresie początkowym programy były układane w ścisłym dostosowaniu do danego typu maszyny liczącej, czyli w tzw. kodzie wewnętrznym. Niedogodności tego systemu były powodem powstania szeregu języków algoryt-

micznych, wśród których coraz większą powszechność uzyskuje język „ALGOL-60” z szeregiem mutacji, różniących się jedynie w drugorzędnych szczegółach. Języki te, a zwłaszcza „ALGOL-60”, stanowią dogodny sposób do porozumiewania się ludzi między sobą, a równocześnie umożliwiają „porozumiewanie się” człowieka z maszyną obliczeniową za pomocą tzw. translatora, stanowiącego specjalny program, przekładający program obliczeniowy z danego języka algorytmicznego na język wewnętrzny danej maszyny.

Oczywiście maszyna obliczeniowa nie może zastąpić procesu myślenia właściwego mózgowi człowieka, może zaś jedynie uwolnić go od żmudnej, wielokrotnie powtarzającej się procedury skomplikowanych obliczeń matematycznych, rozłożonych

w maszynie na najprostsze elementy rachunkowe. Zatem, zadanie człowieka sprowadza się do sprecyzowania problemu obliczeniowego pod względem matematycznym, opracowanie go w postaci programu ułożonego w języku algorytmicznym i przekazanie go maszynie w sposób dla niej odpowiedni.

W dziedzinie projektowania lotnisk wybitnie pracochłonną pozycję stanowią projekty wysokościowego ukształtowania zasadniczego elementu lotniska, który stanowi pole wzlotów z zespołem nawierzchni sztucznych dróg startowych i manipulacyjnych.

Przy projektowaniu pola wzlotów można wyodrębnić dwa zasadnicze momenty: zaprojektowanie jego wysokościowego ukształtowania oraz obliczenie objętości niezbędnych przy tym robót ziemnych i ich odpowiedniego przemieszczenia. Oczywiście, obydwa te elementy pracy projektowej są ze sobą ściśle związane. Właściwym kryterium jakości rozwiązania projektowego jest efekt ekonomiczny, wyrażający się optymalną ilością robót ziemnych i uwzględniający najkorzystniejsze odległości przewozu mas ziemnych. Ustalenie wysokościowego ukształtowania pola wzlotów musi opierać się na odpowiednich wytycznych i warunkach technicznych, dotyczących dopuszczalnych spadków powierzchni oraz minimalnych promieni krzywizny tej powierzchni, różnych na ogół w kierunku podłużnym i poprzecznym, jak i dla poszczególnych elementów pola wzlotów.

Najkorzystniejsze rozwiązanie zależy jest od doświadczenia projektującego i uzyskuje się przez kolejne próby, co oczywiście zwiększa i tak już znaczny nakład pracy obliczeniowej. Prace projektowe prowadzone są zwykle na podkładzie pomiarowym w postaci zdjęcia sytuacyjno-wysokościowego terenu siatką kwadratów o boku 40 m (rzadziej 20 m) z podaniem rzędnych istniejących terenu w narożach kwadratów i naniesieniem poziomnic.

Przy obecnie stosowanych wymiarach projektowanych pól wzlotów przedmiotem manipulacji obliczeniowych jest około 700 punktów wysokościowych (naroży kwadratów), dla których należy ustalić projektowane rzędne wysokościowe oraz rzędne robocze, stanowiące różnice w stosunku do rzędnych istniejących. Ponadto, dla również około 700 kwadratów, należy obliczyć objętości niezbędnych robót ziemnych z rozróżnieniem kwadratów o rzędnych roboczych jednego znaku i znaków różnych. Wydaje się, iż powyższe zobrazowanie dość wyraźnie charakteryzuje pracochłonność niezbędnych obliczeń matematycznych, zwłaszcza że, jak już wspomniano, operacje te w szeregu przypadków muszą być powtarzane kilkakrotnie w celu uzyskania najkorzystniejszego rozwiązania.

Przedstawiony stan, jak również wymagania postępu technicznego i modernizacji warsztatu pracy pro-

jektowej wskazywały na celowość przeprowadzenia prób zastosowania do pracochłonnego procesu obliczeniowego elektronicznej maszyny matematycznej.

Z inicjatywy Biura Projektów Zarządu Lotniskowego Wojsk Lotniczych w roku 1964 nawiązano porozumienie z Centrum Obliczeniowym Polskiej Akademii Nauk oraz Uniwersytetem Warszawskim, dysponującym maszyną obliczeniową typu „GIER” produkcji duńskiej. Biuro Projektów delegowało do CO PAN swego pracownika, autora tego opracowania, aby poznał z zasadą programowania w języku „ALGOL” oraz uczestniczył w opracowaniu odpowiednich programów, służących do stopniowego ujęcia zagadnienia projektowania pól wzlotów przy użyciu elektronicznej maszyny liczącej. W opracowaniach programów obliczeniowych wzięli udział pracownicy Centrum Obliczeniowego z drem Wł. Turskim na czele. Życzliwe ustosunkowanie się rektora Uniwersytetu Warszawskiego, dra St. Turskiego, umożliwiło korzystanie z maszyny matematycznej do przeprowadzania kontroli opracowywanych elementów programów obliczeniowych.

Dokonane próby, mające charakter eksperymentalny, dały szereg rozwiązań częściowych:

— zaprojektowanie przez maszynę wysokościowego ukształtowania pola wzlotów (bez nawierzchni sztucznych) z uwzględnieniem dopuszczalnych spadków minimalnych i maksymalnych oraz minimalnych promieni krzywizny w kierunku podłużnym i poprzecznym;

— wyznaczenie objętości robót ziemnych w poszczególnych kwadratach o rzędnych roboczych jednego znaku i kwadratach o rzędnych ze znakami różnymi (kwadraty przejściowe) z uprzednim wyznaczeniem rzędnych projektowanych i roboczych, przy czym obliczenie robót ziemnych dokonywano w aspekcie uzyskania właściwego bilansu robót.

Podane czynności ujęto w odpowiednie programy, opracowane w języku „ALGOL” i praktycznie sprawdzono za pomocą maszyny „GIER”.

Uzyskane rezultaty nie stanowią jeszcze kompleksowego rozwiązania, nie zostały bowiem uwzględnione problemy transportu mas ziemnych, gospodarki ziemią roślinną, projektowania pola wzlotów z nawierzchniami sztucznymi itp. — stanowią jednak wyraźną przesłankę i wskazówkę, iż kompleksowe rozwiązanie zagadnienia jest możliwe, a wymaga jedynie dalszych studiów. Są one również stwierdzeniem, że swoista mechanizacja umysłowej pracy ludzkiej jest możliwa i ma zastosowanie nawet w dziedzinie projektowania, oczywiście w charakterze czynnika pomocniczego.

Szczegółowe sprawozdanie z dotychczas przeprowadzonych prac w omawianym tutaj przedmiocie będzie opublikowane przez Państwowe Wydawnictwo Naukowe.

# Główne kierunki działalności Federalnej Agencji Lotniczej FAA

Całością prac nad kierunkiem i rozwojem cywilnego lotnictwa Stanów Zjednoczonych AP (częściowo we współpracy z wojskiem) zajmuje się Federalna Agencja Lotnicza (Federal Aviation Agency). Podział administracyjny Agencji i kompetencje poszczególnych dyrekcji dostosowane są do ogólnych potrzeb lotnictwa w skali krajowej, ze szczególnym uwzględnieniem: bezpieczeństwa lotów, urządzeń i kontroli ruchu lotniczego, obrony narodowej, rozwoju lotnictwa handlowego oraz zarządzania i administrowania resortem lotnictwa cywilnego.

Jednym z najważniejszych zadań FAA jest stałe podnoszenie stopnia bezpieczeństwa lotów. Wyrazem osiągnięć w tej dziedzinie jest poważny wzrost lotniczych przewozów pasażerskich, wyrażający się 6-procentowym wskaźnikiem wzrostu w stosunku rocznym w ostatnich kilku latach. Prace nad podniesieniem bezpieczeństwa lotów prowadzą do: 1—zmniejszenia częstotliwości powstawania wypadków lotniczych, 2—zmniejszenia do minimum ujemnych skutków tych wypadków. Skutecznym środkiem zapobiegania wypadkom lotniczym okazało się opracowanie specjalnego programu technicznego utrzymania sprzętu lotniczego. Program ten zawiera praktyczne wskazówki obsługi, przeglądów okresowych, remontów i usuwania najbardziej powtarzalnych usterek technicznych sprzętu, zarejestrowanego na około 1500 samolotach różnych typów, aktualnie eksploatowanych przez przedsiębiorstwa lotnicze USA. Program ten ma pomóc w ustaleniu prawidłowej procedury czynności przy sprzęcie lotniczym i zwiększyć niezawodność jego działania. Niezależnie od tego, jednolite praktyki remontowe i przeglądowne mają ułatwić użytkownikom przystosowanie ich sprzętu do wymogów i standardów państwowych organów kontroli cywilnych statków powietrznych.

Równoległe z pracami nad ujednoczeniem systemów obsługi i napraw FAA prowadzi szkolenie i podnosi kwalifikacje mechaników i personelu technicznego, przygotowując go do uzyskania warunków na licencje różnych kategorii technicznych. Potrzeby w tym zakresie obejmują około 49 tysięcy pracowników służb technicznych, zatrudnionych w przedsiębiorstwach lotniczych USA. Ankietyzacja przedsiębiorstw prowadzona w tym kierunku ma dostarczyć materiału informacyjnego do opracowania nowych wymagań licencyjnych dla mechaników lotniczych.

FAA prowadzi szerokie badania nad techniczną sprawnością sprzętu. W ostatnich latach zajęto się w szczególności usterkowością silników odrzutowych. W przypadku jednego tylko typu silnika powszechnie używanego w lotnictwie USA osiągnięto dzięki temu wydłużenie resursu międzyremontowego z 2200 do 3400 godzin. Z inicjatywy FAA doświadczenia eksploatacyjne badanego silnika zbiera około 25 przedsiębiorstw lotniczych, które mają 75% całości taboru samolotów komunikacyjnych USA.

Innym kierunkiem zainteresowań FAA jest badanie skuteczności instalowania na samolotach różnych urządzeń kontrolno-ostrzegawczych, np. o występowaniu szkodliwych drgań w silnikach odrzutowych, czy też zmęczenia materiału w konstrukcji kadłubów skrzydeł i in. Szczegółowe dane o funkcjonowaniu różnych urządzeń umożliwiają dokonywanie analizy przyczyn powstawania zakłóceń. W czynnościach tych pomagają metody statystyczne i elektro-

niczne przetwarzanie danych maszynami cyfrowymi.

Niemniej ważnym czynnikiem w pracach nad podniesieniem bezpieczeństwa lotów jest eksperymentalne instalowanie na samolotach urządzeń rejestrujących około 300 różnych danych, w tym głównych parametrów eksploatacji samolotów w locie: czasu, wysokości, prędkości, kursu i przyspieszenia pionowego. FAA zamierza wyprodukować prototyp takiego urządzenia o możliwie uniwersalnym zastosowaniu w lotnictwie cywilnym USA.

Dla rozszerzenia informacji o przyczynach wypadków lotniczych FAA przygotowuje wprowadzenie do obowiązkowego użytku na pokładzie samolotów komunikacyjnych urządzeń rejestrującego rozmowy i inne zjawiska foniczne w kabine pilotów, utrwalające je w okresie 30-minutowym poprzedzającym lądowanie. Obowiązek instalowania takich urządzeń mają mieć wszystkie samoloty o ciężarze powyżej 12,5 tys. funtów (5600 kg) eksploatowane w regularnej komunikacji lotniczej. Specjalnie powołana instytucja NAAIS (National Aircraft Accident Investigation School) ma przygotowywać fachowy personel do badania przyczyn wypadków lotniczych.

Innym aspektem bezpieczeństwa lotów jest psychofizjologiczna przydatność personelu lotniczego. Zagadnienie to zlecił FAA do opracowania cywilnemu instytutowi badań aeromedycznych (Civil Aeromedical Research Institute) — CARI. Zadaniem jego jest badanie psychofizjologicznej przydatności personelu do wykonywania funkcji kontrolerów ruchu lotniczego oraz pilotów i innych członków załóg. Naukowcy z CARI po raz pierwszy zastosowali miniaturowe encefalografy umożliwiające ciągłe badanie kontrolne procesu fizycznego starzenia się organizmu załóg i wpływu tego procesu na wydajność i jakość pracy załóg w powietrzu.

Jakkolwiek wprowadzenie do eksploatacji naddźwiękowych samolotów komunikacyjnych (SST) przewidziane jest dopiero na lata 1970—72, to jednak już dzisiaj FAA interesuje się żywo czynnikami występującymi w górnych warstwach atmosfery, wpływem promieniowania kosmicznego na organizm ludzki i zmianami warunków pracy załogi samolotu, w jakich znajdzie się ona w przyszłości.

Osobnym problemem, któremu fachowcy z FAA poświęcają dużo uwagi, jest rola ILS w zintegrowanym systemie lądowania i pełne automatyczne lądowanie, w każdych praktycznie warunkach meteorologicznych. Fazę przejściową w tych przygotowaniach stanowią kolejne redukcje warunków minimum do lądowania, wprowadzane stopniowo w amerykańskich portach lotniczych — ostatnio 7, dla których ustalono podstawę chmur 200 stóp (60 m) i widzialność 1/2 mili (800 m).

Poważny nacisk kładziony jest w FAA na modernizację metod kontroli ruchu lotniczego i lepsze wykorzystanie obszaru powietrznego nad terytorium USA. Charakterystyczna jest tendencja do przechodzenia na automatyzację kontroli i kierowania ruchem lotniczym. Wprowadzany jest stopniowo system radarów — radiolatarni (Air Traffic Control Radar Beacon System) — ATCRBS, który zapewnia większą dokładność uzyskiwanych danych koniecznych do ustalania pozycji samolotów bez korzystania z fonii. Wszystkie większe samoloty odrzutowe, wojskowe i cywilne, korzystające z nowego systemu, wyposaża się w transpondery do celów rozpoznawczych i ustalania wysokości lotu. Podobne wyposażenie przewiduje również FAA w przyszłości dla samolotów mniejszych. Dążeniem FAA jest także redukcja liczby centrów kontroli ruchu lotniczego przy jednoczesnym zwiększeniu efektywności eksploatowanych stacji i ich terytorialnego zasięgu. Wynikiem dotychczasowych starań w tym kierunku jest redukcja z 29 do 21 ogólnej liczby centrów należących do systemu zwanego Air Route Traffic Control Centers — ARTCC. Kontrolowany obszar powiększył się z 226 000 do 1 072 000 mil kwadratowych, obejmując swym zasięgiem 48 stanów (poprzednio tylko 30). Nie bez znaczenia dla FAA są przy tym oszczędności uzyskane na kosztach eksploatacji i utrzymania personelu obsługi tych stacji.

Specjalny komitet wydzielony przez FAA zajmuje się zagadnieniem produk-

cji samolotu ponaddźwiękowego SST. Prototyp tego samolotu był przedmiotem konkursu, w którym wzięli udział najpoważniejsi producenci amerykańskiego przemysłu lotniczego. Według decyzji prezydenta USA „ma on przewyższać podobny prototyp w jakimkolwiek innym kraju świata”.

W ścisłym związku z pracami nad nowymi konstrukcjami lotniczymi pozostają szerokie badania FAA (prowadzone wspólnie z Departamentem Obrony i NASA) w zakresie postępu technicznego i technologicznego: napędów, konstrukcji, tworzyw, paliw i problemów związanych z techniczną eksploatacją sprzętu. Z inicjatywy tego zespołu zawierane są kontrakty z przemysłem prywatnym i instytucjami, zajmującymi się badaniami naukowymi w różnym zakresie. FAA przywiązuje duże znaczenie do badań nad zagadnieniem hałasu (sonic boom), występującego przy eksploatacji samolotów odrzutowych o dużych prędkościach. W pracach nad tym problemem mają być wykorzystane wszelkie dane, uzyskane przy oblatywaniu samolotu XB-70 Walkiria i innych oraz wyniki studiów teoretycznych nad prototypem SST. Problem ten jest częścią prac objętych wspólną nazwą „Project Horizon”, powstałego w 1961 r. Zawiera on najważniejsze problemy stojące przed lotnictwem USA w latach 1960—1970. Realizacja jego prowadzona jest wspólnie z resortem lotnictwa wojskowego. Pewien ekwiwalent wysiłków i nakładów FAA na cele wojskowe mają stanowić wyniki prac prowadzonych przez lotnictwo wojskowe w dziedzinie konstrukcji śmigłowców i innych samolotów krótkiego startu, które pomogły w rozwiązaniu szeregu zagadnień związanych z ekonomicznym transportem lotniczym na krótkie odległości. W sferze zainteresowań FAA znajduje się około 14 typów samolotów wojskowych V/STOL.

Inny ważny odcinek prac FAA — to porty lotnicze USA. Opracowany został 5-letni plan rozbudowy lotnisk. W pierwszej fazie przewiduje się ulepszenia względnie budowę około 3600 portów lotniczych. Porty znajdujące się pod

opieką FAA mają służyć ogólnym potrzebom lotnictwa. Przyjmując, że w roku 1970 USA mają mieć około 105 tysięcy samolotów (obecnie ok. 80 tys.) — wyłączając z tej liczby samoloty wojskowe i labor przedsiębiorstw lotniczych; regularnej komunikacji — rozbudowa portów staje się jedną z najbardziej istotnych i szybko rosnących potrzeb. Podniesienie stanu wyposażenia portów ma dodatkowo zrealizować wymagania przedsiębiorstw lotniczych w zakresie punktualności odprawy samolotów komunikacyjnych i zwiększenia bezpieczeństwa lotów pasażerskich. Na wielu lotniskach już dzisiaj eksperymentuje się równoległe wykorzystanie dwu pasów startowych dla wykonywania dwóch jednocześnie procedur lądowania lub startu.

W ramach współpracy z lotnictwem wojskowym FAA kontynuuje szkolenie personelu kontroli ruchu lotniczego dla wspólnych potrzeb wojska i lotnictwa cywilnego. Działalność ta jest częścią „Project Friendship” mającego na celu utworzenie wspólnie z wojskiem najlepszego systemu wykorzystania przestrzeni powietrznej, który uwzględniałby zarówno zadania obrony jak i komunikacji. W ramach realizacji „Project Friendship” dostosowano dla wspólnych potrzeb wojska i FAA 17 stacji radarowych, powiększając ich liczbę do 44.

FAA ma filie w Europie, Afryce i na Bliskim Wschodzie. Przeprowadzana obecnie decentralizacja zarządzania resortem lotnictwa cywilnego udziela tym filiom znacznej autonomii i zwiększa zakres odpowiedzialności lokalnej we wskazanych rejonach geograficznych. Ma to odciążyć centralny zarząd w Waszyngtonie od podejmowania decyzji związanych z rozwiązywaniem potrzeb lokalnych, jakie wynikają z utrzymywania przez przedsiębiorstwa lotnicze USA własnych placówek w krajach zamorskich i współpracy z lokalnymi władzami lotniczymi odnośnych krajów — z którymi USA związane są umowami o komunikacji lotniczej lub współpracą i pomocą techniczną w dziedzinie lotnictwa.

## WIADOMOŚCI

### SIMP

W końcu 1965 r. podjęta została uchwała zmieniająca częściowo statut Naczelnej Organizacji Technicznej. W miejsce dotychczasowych Wojewódzkich Komitetów Porozumiewawczych NOT tworzy się oddziały wojewódzkie NOT, których władzami są: Walne Zgromadzenia Delegatów, Zarząd Oddziału NOT i Komisja Rewizyjna Oddziału NOT. Zarząd Oddziału Wojewódzkiego NOT tworzą: przewodniczący Zarządu, członkowie Zarządu wybierani na Walnym Zgromadzeniu Delegatów oraz przewodniczący oddziałów stowarzyszeń mających swą siedzibę na terenie objętych działaniem OW NOT.

W Monitorze nr 56 opublikowane zostało zarządzenie nr 56 Prezesa RM z dn. 12.X.1965 r. w sprawie wysokości składek członków zbiorowych stowarzyszeń naukowo-technicznych. Zarządzenie uzależnia wysokość składki członka zbiorowego od liczby członków indywidualnych stowarzyszenia, zrzeszonych w kole zakładowym przy danym zakładzie pracy, którzy opłacili składki za poprzedni rok. Dopuszczalna składka roczna członka zbiorowego wynosi: do 20 członków w kole zakładowym — 1000 zł, od 21 do 50 — 3000 zł, od 51 do 100 — 6000 zł itd.

Jak wiadomo, decyzją ostatniego Walnego Zjazdu Delegatów SIMP całość wpłat z tytułu członkostwa zbiorowego przeznaczona jest dla oddziałów i kół zakładowych SIMP.

W ub. roku zawarta została pomiędzy MPC i ZG SIMP umowa w sprawie szkolenia pracowników zakładów, a w szczególności personelu inżyniersko-technicznego w zakresie techniki i organizacji przemysłu elektromaszynowego. Ministerstwo przekazywać będzie Stowarzyszeniu roczne zlecenie przeszkolenia pracowników w określonych zagadnieniach, zaś SIMP przedkładać będzie resortowi do akceptacji szczegółowe plany szkolenia.

\*

W dniach 8—10.IX.1966 r. odbędzie się we Wrocławiu IV Krajowa Konferencja Wytrzymałości i Badania Materiałów, organizowana przez SIMP i Instytut Materiałoznawstwa Politechniki Wrocławskiej pod hasłem „Współczesne metody badań i wymiarowania wytrzymałościowego”. Przewidziane są obrady w następujących sekcjach:

1) sekcja problemów podstawowych — wyteżenie, fizyczne aspekty wytrzymałości, techniki obliczeniowe w zastosowaniu do nowych tworzyw;

2) sekcja zastosowań — rozwiązania konstrukcyjne uwzględniające nowoczesne metody wymiarowania oraz zastosowanie nowych tworzyw;

3) sekcja metod doświadczalnych — klasyczne metody badań wytrzymałościowych oraz metody tensometryczne, elastooptyczne, kształtowo-zmęczeniowe i inne.

## SAMOLOT SKRÓCONEGO STARTU WREN 460

Nowy samolot Wren 460 jest zmodyfikowanym przez firmę Wren Aircraft Co. samolotem Cessna 182 (wcześniejsza modyfikacja dotyczyła samolotu Cessna 180). Modyfikacja polega na zastosowaniu dwuszczerelinowych klap na całej rozpiętości skrzydła, spoilerów („zębów Wrena”) na górnej powierzchni skrzydła, nakładek z blachy na krawędzi natarcia skrzydła i pary poziomych stateczników ze sterami umieszczonych po bokach osłony silnika. Wymienione urządzenia nie wymagają oddzielnego uruchamiania przez pilota, gdyż są sprzężone z głównymi urządzeniami sterującymi. Ich wpływ na osiągi i własności samolotu zwiększa się dzięki wzajemnemu oddziaływaniu na siebie poszczególnych urządzeń — wyeliminowanie z pracy tylko jednego z nich powoduje pogorszenie o połowę osiągow skróconego startu i lądowania. Proste w konstrukcji, lecz skomplikowane aerodynamicznie dają one to, co zwykle osiąga się za pomocą kosztownych i złożo-

nych urządzeń, takich jak śmigła przestawialne na odwrócony ciąg, sterowanie warstwą przyścienną i skręta lub za pomocą zmniejszenia obciążenia powierzchni skrzydła. Dodatkowe urządzenia samolotu Wren 460 zwiększają jego ciężar własny tylko o 73 kG — ciężar całkowity samolotu pozostaje niezmieniony — oraz zmniejszają prędkość maksymalną o 10 km/h.

Elektrycznie uruchamiane kłapy zapewniają przy pełnym wychyleniu wynoszącym  $30^\circ$  przyrost współczynnika siły nośnej o  $87\%$ . Kłapy umieszczone na końcowych częściach skrzydła spełniają równocześnie rolę lotek, których skuteczność przy małych prędkościach lotu zwiększają specjalne kierownice, wzmagające przepływ powietrza przez szczeliny klap. Przy wysuniętych klapach skuteczność lotek jest tak duża, że w czasie powolnego kołowania można samolot przechylać z jednego koła na drugie. W czasie startu kłapy wytwarzają poduszkę powietrzną, co umożliwia oderwanie się od ziemi przy prędkości mniejszej od prędkości przeciągnięcia w warunkach lotu.

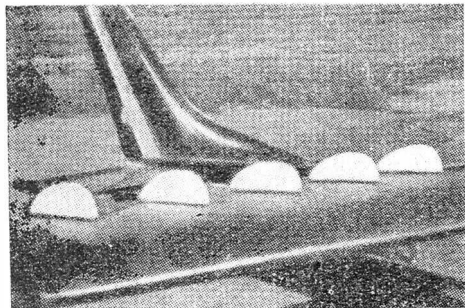
Stateczność poprzeczną i kierunkową zwiększają „zęby Wrena” — pięć małych spoilerów umieszczonych na górnej stronie końcowej części obu połówek skrzydła (rysunek 1). Są one połączone z lotkami w ten sposób, że gdy lotki znajdują się w położeniu neutralnym, spoilery ustawiają się w kierunku strumienia powietrza opływającego skrzydło. Spoilery na połowce skrzydła z lotką wychyloną do góry ustawiają się pod kątem do kierunku strumienia (rysunek 2), co zwiększa opór tej połowki skrzydła i ułatwia zakręt. Wielkość odchylenia spoilerów względem strumienia zależy od

wychylenia lotek — największe odchylenie wynosi  $60^\circ$ .

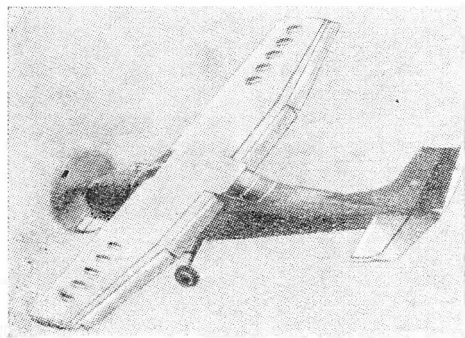
Nakładki na krawędzi natarcia, zwiększające promień krzywizny noska skrzydła i nadające mu nachylenie do dołu, przyczyniają się do zwiększenia siły nośnej i zapewniają wyjątkowo korzystne charakterystyki przeciągnięcia. Przez wyrównanie strumienia w obszarze krawędzi natarcia skrzydła nakładki powodują, że oderwanie strumienia rozpoczyna się na krawędzi spływu, gdzie łatwo można spowodować ponowne jego przywarcie do powierzchni przez niewielkie zmniejszenie kąta natarcia.

Zamocowane z przodu kadłuba dodatkowe poziome usterzenie (zwane ULS-ultra low speed) — rysunek 3 — jest sprzężone z głównym sterem wysokości i służy do zwiększenia sterowności względem osi poprzecznej przy małych prędkościach lotu, gdy główne usterzenie jest mało skuteczne. Skuteczność dodatkowego usterzenia przy małych prędkościach lotu wynika z umieszczenia go w strumieniu za śmigłowem; zapewnia ono znaczny moment sterowania nawet w przypadku pracy silnika na biegu jałowym. Skuteczność usterzenia ULS jest tak duża, że umożliwia w czasie startu uniesienie przedniego koła na odcinku mniejszym od 10 m, co jest ważne w przypadku lotnisk o nieutwardzonej nawierzchni. Poza tym, usterzenie to zwiększa ogólną siłę nośną samolotu. Usterzenie ULS jest zamocowane za pomocą rurowej konstrukcji osadzonej na czterech sworzniach mocujących silnik.

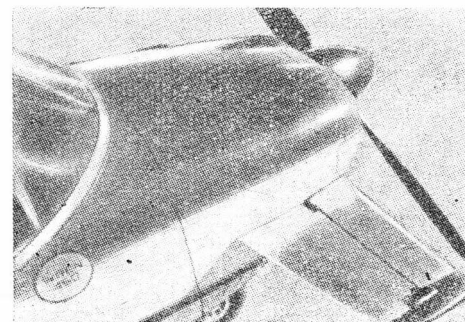
Opisane urządzenia umożliwiają oderwanie się samolotu od ziemi przy prędkości mniejszej od 56 km/h po rozbiegu wynoszącym około 60 m. Przy podchodzeniu do lą-



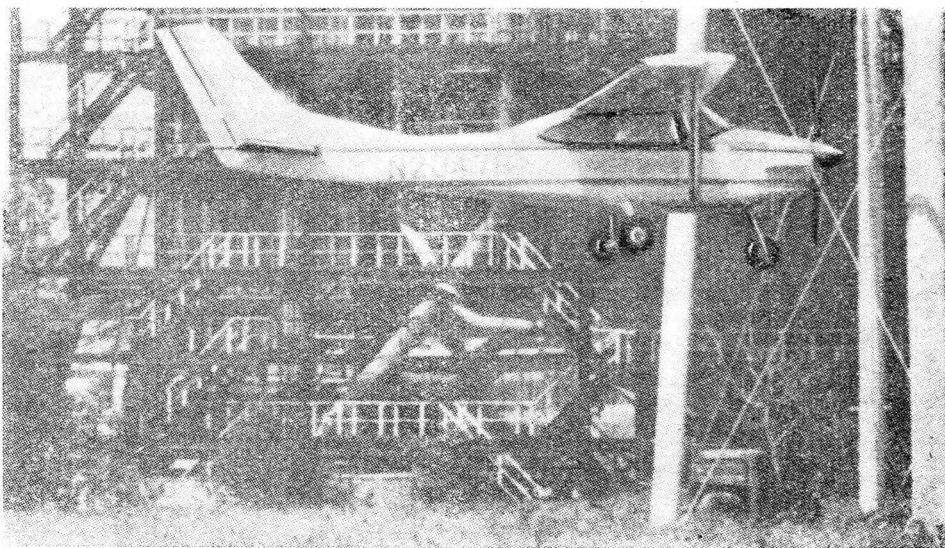
1



2



3





dowania wysunięcie i wychylenie klap — na wysokości 150 m — zmniejsza prędkość ze 160 km/h do 96 km/h; przy prędkości 88 km/h prędkość opadania wynosi 3,8 m/sek, a przy prędkości 72 do 80 km/h — 4,6 m/sek. Przyziemienie odbywa się z prędkością 64 km/h, dobieg wynosi 60 m. W przypadku uszkodzenia silnika w czasie startu na wysokości około 20 m nawet początkujący pilot może bezpiecznie wylądować na odcinku — liczącym od początkowego punktu startu — mniejszym od 300 m.

Charakterystyczną właściwością samolotu jest to, że w przeciwieństwie do innych samolotów o skróconym starcie zachowuje on we wszystkich fazach lotu, łącznie ze startem i lądowaniem, prawie poziome położenie (patrz rysunek 4), dzięki czemu widoczność do przodu podczas wszystkich ewolucji STOL jest bardzo dobra. Przy prędkości 80 km/h samolot zachowuje pełną stateczność i sterowność i pozwala na zakręty o promieniu 60 m. Zamiast, jak to jest normalnie w tej fazie lotu, „wisieć” na śmigle na pełnej mocy silnika samolot Wren 460 utrzymywany jest w powietrzu głównie przez skrzydło przy zapotrzebowaniu tylko 35% mocy maksymalnej i zachowaniu poziomego położenia. Czas lotu w takiej konfiguracji wynosi 11 h.

Doprowadzenie do przeciągnięcia przy wychylonych klapach jest bardzo trudne; można to osiągnąć tylko przez bardzo duże „zadarcie” przodu samolotu. Przy prędkości mniejszej od 56 km/h przód samolotu zaczyna leniwie i łagodnie opadać. Zwiększając jednak trochę moc silnika można łatwo przywrócić stateczność samolotu i kontynuować lot bez utraty wysokości. Dzięki dużemu kątowi osi podłużnej samolotu przy przeciągnięciu, przypadkowe przeciągnięcie jest niemożliwe. Przeciągnięcie z klapa-

mi schowanymi jest łatwiejsze, jest ono jednak równie łagodne i nie wykazuje tendencji do opadania skrzydła. Samolot z przeciągnięcia na klapach nie przechodzi w korkociąg — po wychyleniu steru kierunku — lecz wykonuje łagodny zakręt. Charakterystyki korkociągu bez klap są podobne do charakterystyk samolotu Cessna 182 — samolot ma tendencję do samoczynnego wyjścia z korkociągu już po wykonaniu pół zwrotki.

Ogólnie można powiedzieć, że samolot jest łatwiejszy w pilotażu od jakiegokolwiek samolotu konwencjonalnego.

Samolot Wren 460 jest wyposażony w silnik Continental 0-470-R o mocy 230 KM. Cena samolotu wynosi 31 875 dol. (cena samolotu Cessna 182 — 16 750 dol.) i jest o około 10 000 dol. niższa od ceny innych samolotów STOL znajdujących się obecnie w produkcji. Bezpośrednie koszty godziny lotu — uwzględniające również koszt obsługi i przeglądów — wynoszą około 9 dol.

#### Dane samolotu:

rozpiętość	11 m
długość	8,35 m
wysokość	2,75 m
powierzchnia skrzydła	16,3 m <sup>2</sup>
ciężar własny	780 kG
ciężar całkowity	1270 kG
prędkość maksymalna	
n.p.m.	260 km/h
prędkość podchodzenia	88 km/h
prędkość przyziemienia	64 km/h
prędkość przeciągnięcia	
na klapach	56 km/h
maks. prędkość wznoszenia	5,5 m/sek
długość startu na 15 m	
przeszkodę	185 m
długość lądowania znad 15 m	
przeszkody	185 m
pułap praktyczny	5900 m
zasięg przy prędkości 185 km/h	
(bez pozostawienia rezerwy paliwa)	1850 km

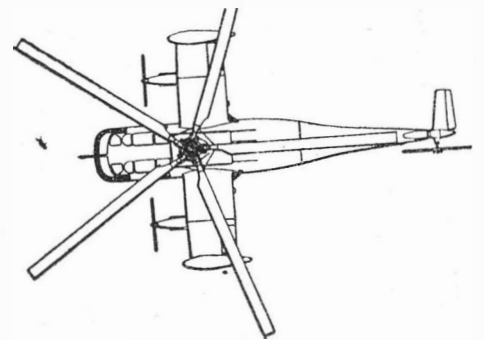
W.K.

kG ma mieścić w dwóch równoległych, oddzielonych ścianą nośną kabinach od 200 do 250 pasażerów. Napęd mają stanowić cztery silniki dwuprzepływowe Rolls - Royce „Spey” 50 o ciągu 5800 kG każdy, zabudowane w ogonowej części kadłuba. Sposób zabudowy silników, bez oddzielnych gondol i wysięgników, widać ze szkicu. Prędkość przelotowa samolotu Nord 600 będzie odpowiadać  $Ma = 0,8$ .

W.K.

#### PROJEKTY PASAŻERSKICH ŚMIGŁOWCÓW KOMBINOWANYCH

Włoska wytwórnia Agusta pracuje już od dłuższego czasu nad



projektem A 110 — kombinowanym śmigłowcem o przeznaczeniu pasażerskim. Śmigłowiec ma być wyposażony w cztery silniki turbinowe —



dwa z nich będą zabudowane na skrzydle i będą służyć do napędu śmigieł, dwa pozostałe są przeznaczone do napędu wirnika nośnego i śmigła ogonowego. Prędkość śmigłowca A 110 ma wynosić 500 km/h.

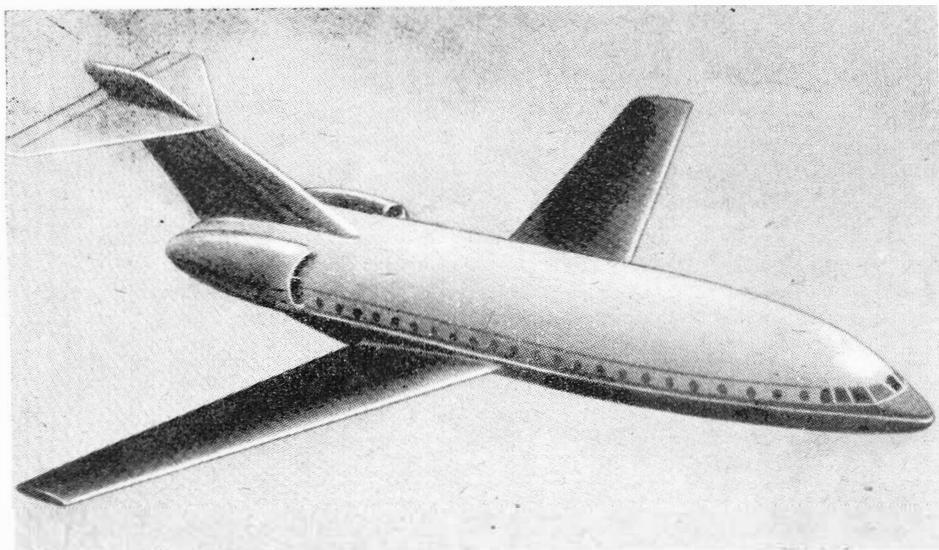
Firma Lockheed zaprojektowała 60-miejscowy śmigłowiec kombinowany „Metroplane”, który ma spełniać rolę „autobusu powietrznego”, przewożącego pasażerów i towary z centrum jednego miasta do centrum innego. Po pionowym starcie łopaty wirnika są składane i chowane w kadłubie, a „autobus” kontynuuje lot jako zwykły samolot, napędzany pchającym śmigłem umieszczonym z tyłu kadłuba. „Metroplane” ma osiągać prędkość przelotową 600 km/h.

W. K.

#### NOWY PROJEKT „AUTOBUSU POWIETRZNEGO”

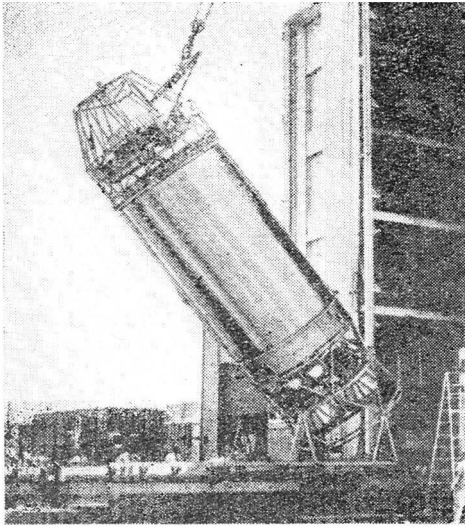
Spośród licznych projektów „autobusów powietrznych” (patrz „Technika Lotnicza” zeszyt 12, 1965) na-

leży przytoczyć jeszcze jeden: Nord-Aviation Nord 600. Samolot ten o ciężarze całkowitym około 80 000



## PRÓBY W RAMACH PROGRAMU „SURVEYOR”

Do grudnia 1965 roku przeprowadzono sześć prób w locie rakiety „Atlas-Centaur”, za pomocą której Amerykanie zamierzają umieścić na powierzchni Księżyca stację badawczą „Surveyor”. Jak wiadomo, drugi stopień tej rakiety, noszący nazwę „Centaur”, jest zaopatrzony w silniki pracujące na ciekłym wodorze i ciekłym tlenie. Pierwsza



próba kompletnej rakiety „Atlas-Centaur”, przeprowadzona w maju 1962, skończyła się niepowodzeniem prawdopodobnie wskutek zatkania przewodu paliwowego przez oderwany kawałek uszczelki. 27 listopada 1963 roku stopień „Centaur” osiągnął orbitę — było to pierwsze użycie w locie ciekłego wodoru jako paliwa. Następna próba miała miejsce w czerwcu 1964 roku. W grudniu tego samego roku „Centaur” wyniósł na orbitę model pojazdu kosmicznego i po raz pierwszy był kierowany za pomocą zamkniętego układu bezwładnościowego. Piąta próba — w marcu 1965 roku — zakończyła się eksplozją rakiety „Atlas”. Natomiast pełnym powodzeniem uwieńczona została próba przeprowadzona 11 sierpnia 1965 roku. Celem tej próby było umieszczenie modelu stacji badawczej „Surveyor” na fikcyjnym Księżycu znajdującym się w odległości 386 000 km. Według danych Lewis Research Center cel ten został osiągnięty. Wystarczyłaby podobno bardzo niewielka korekcja toru lotu, aby rzeczywisty pojazd „Surveyor” skierować na planowany tor lądowania na Księżycu. Obecnie model stacji badawczej „Surveyor” okrąża ziemię w ciągu 37 dni po silnie eliptycznej orbicie o apogeum wynoszącym 770 000 km. W przeciwieństwie do lotów pojazdu „Ranger” stopień „Centaur” z modelem „Surveyor” nie był wprowadzany na orbitę parkującą, lecz został skierowany bezpośrednio na tor prowadzący do fikcyjnego Księżyca. Silniki stopnia „Centaur” zostały uruchomione tylko jeden raz, a faza

lotu z silnikami pracującymi trwała od startu, do osiągnięcia toru księżycowego z krótką, 85 sekund liczącą, przerwą między końcem pracy silnika „Atlas” i początkiem pracy silników „Centaur”. Podczas opisywanej próby przeprowadzono po raz pierwszy oddzielenie w locie ciężaru użytecznego od stopnia „Centaur”. Po oddzieleniu modelu stopień „Centaur” wykonał obrót i oddalił się od modelu. Nastąpiło to dzięki wydmuchnięciu nie spalonego paliwa. Manewr ten zabezpiecza układ kierowania pojazdem przed obraniem drugiego stopnia rakiety za nawigacyjny punkt odniesienia. Zastosowano również po raz pierwszy urządzenie regulacyjne utrzymujące taki stosunek wydatku wodoru do wydatku tlenu, który zapewnia maksymalny ciąg silników.

Podobnie jak to ma być w przypadku rzeczywistego lotu na Księżyc, w czasie próby z modelem pojazdu „Surveyor” usiłowano utrzymać możliwie dokładnie czas startu rakiety. Najkorzystniejszy do startu okres czasu wynosił tylko 23 do 71 minut i występuje raz na dobę.

Model pojazdu „Surveyor” odpowiada rzeczywistemu pojazdowi zarówno pod względem konstrukcyjnym, jak i dynamicznym. Jego ciężar nominalny wynosi 953 kg. Na pokładzie znajdowały się dwa zestawy urządzeń do pomiarów i przekazywania danych na temat temperatur, ciśnień, drgań, obciążeń, poziomu hałasu i nagrzewania aerodynamicznego. Przekazywanie danych zakończyło się po oddzieleniu modelu od drugiego stopnia. Do śledzenia toru lotu modelu zastosowano na nim transponder, który pracował przez dwadzieścia godzin.

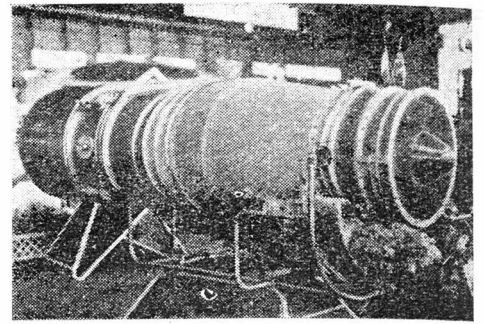
Użyta do próby raketa „Atlas 151-D” ma udoskonalony napęd z silnikami startowymi o ciągu 74 840 kg — łączny ciąg tej rakiety wynosi 176 000 kg w porównaniu z ciągiem 166 470 kg wcześniejszych wersji.

Kontrakt zawarty między NASA a firmą General Dynamics przewiduje przeprowadzenie w sumie piętnastu lotów „Atlas-Centaur”. Załączone zdjęcie przedstawia stopień „Centaur” przeznaczony do wystąpienia pierwszego pojazdu „Surveyor”.

W. K.

### RODZINA SILNIKÓW RB.172/T.260

Firmy Rolls-Royce i Turbomeca wspólnie rozwijają rodzinę silników dwuprzepływowych RB.172/T.260, o których wspomniano już w „Nowościach technicznych” w zeszycie 12/65 Techniki Lotniczej. Główny bodziec do tej współpracy stanowi wspólny rozwój przez Anglię i Francję trzech projektów samolotów bojowych — samolotu treningowego i taktycznego Breguet Br.121 „Jaguar”, naddźwiękowego przechwytywacza o zmiennym skosie skrzydła i samolotu wczesnego ostrzeżenia. Pierwszy z nich ma być napędzany dwoma silnikami RB.172/T.260 z dopalaczem, jeżeli natomiast chodzi o dwa pozostałe, to



1

nie dokonano jeszcze wyboru silników — w przypadku przechwytywacza bierze się również pod uwagę silnik M45 opracowywany wspólnie przez firmy SNECMA i Bristol Siddeley. Poza tym, duże możliwości otwierają się przed silnikami RB.172/T.260 w dziedzinie pasażerskich samolotów na krótkie trasy (Hawker Siddeley HS.136, Marcel Dassault „Mercure”, VFW 614 i in.).

Aby spełnić sprzeczne wymagania użytkowników wojskowych i cywilnych, wybrano dwuprzepływowy układ silników, który z jednej strony zapewnia niskie jednostkowe zużycie paliwa, a z drugiej strony pozwala na znaczne zwiększenie ciągu przez zastosowanie dopalania. W celu uproszczenia konstrukcji i obsługi zastosowano „filozofię” budowy, która przyniosła duże korzyści w przypadku silników „Conway”: silnik podstawowy RB.172/T.260 ma identyczną część wysokociśnieniową co dwie pozostałe odmiany silnika T.260A i T.260B. Innymi słowy, zwiększenie ciągu silników odbywa się wyłącznie przez modyfikacje części niskociśnieniowej i przez zastosowanie dopalania. Takie rozwiązanie zapewnia korzyści nie tylko wytwórcy, lecz również użytkownikowi, gdyż zwiększa pewność pracy silników i pozwala na szybsze zwiększanie okresów międzynaправczych.

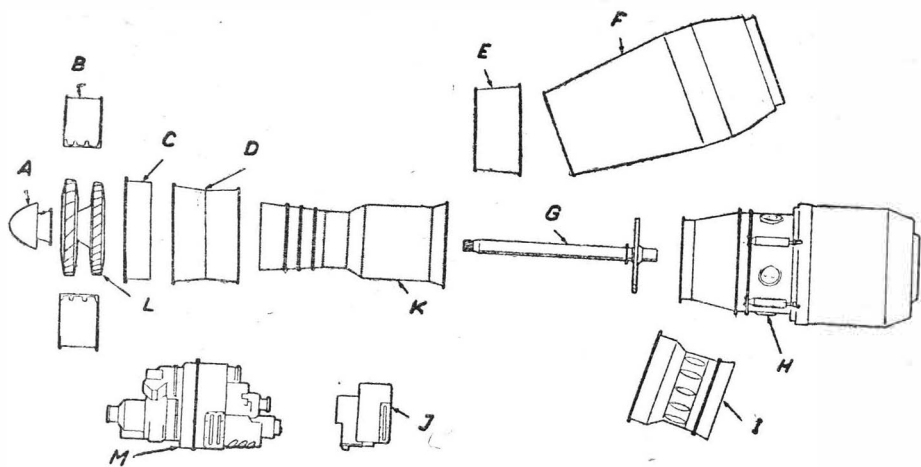
Część wysokociśnieniowa ma pięciostopniową sprężarkę — z nieprzystawialnymi łopatkami kierowniczymi i bez zaworów upustowych — i jednostopniową turbinę z chłodzonymi łopatkami. Cały wirnik jest osadzony tylko na dwóch łożyskach.

Osadzony w trzech łożyskach wirnik niskiego ciśnienia jest różny dla różnych wersji silnika:

— w silniku podstawowym RB.172/T.260 ma on dwustopniową sprężarkę, umieszczoną przed rozgałęzieniem kanału powietrznego i jednostopniową turbinę;

— w przypadku odmiany T.260A wirnik niskiego ciśnienia ma sześć stopni sprężarkowych, z których trzy pracują na oba kanały — zewnętrzny i wewnętrzny — a trzy pozostałe tylko na kanał wewnętrzny. Turbina jest dwustopniowa;

— dla odmiany T.260B przewidziano wirnik z siedmioma stopniami sprężarkowymi, z których trzy znajdują się przed rozgałęzieniem kanału, a cztery są umieszczone w kanale wysokiego ciśnienia, i z trzema stopniami turbinowymi.

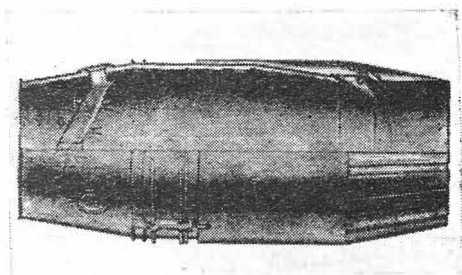


2

**Dane silników:**

	T.260	T.260A	T.260B
Ciąg statyczny n.p.m [kG]			
silnik cywilny	1800	2350	2700
silnik wojskowy bez dop.	1900	2800	3200
z dop.	2850	5000	5450
Jednostkowe zużycie paliwa [kG/kGh]			
s-k cywilny, H = 7600 m, Ma = 0,6	0,86	0,78	0,74
s-k wojskowy, bez dop. H = 0, Ma = 0,66	1,0	0,91	0,86
Ciężar bez dopalacza [kG]	365	504	509
Stosunek wydatków	1,0	1,25	1,7
Spręż	9,6	13,6	14,8

Przy projektowaniu sprężarek zwrócono szczególną uwagę na ich poprawność pod względem aerodynamicznym, aby można było uniknąć stosowania przestawialnych łopatek i zaworów upustowych. Starano się poza tym, aby sprężarki uczynić odpornymi na uszkodzenia przez ciała obce. W tym celu łopat-



3

ki wirnikowe pierwszego stopnia wykonano z tytanu oraz zastosowano dosyć znaczny ciężar łopatek, aby można było zwiększyć luzy osiowe bez znaczącego wzrostu strat. Dla łopatek kierowniczych przewidziano bandażowanie.

Firma Rolls-Royce jest odpowiedzialna za budowę części wysokociśnieniowej silnika oraz dopalacza, a firma Turbomeca — za część niskociśnieniową i kanał strumienia zewnętrznego.

Na rysunku 1 pokazano naturalnej wielkości makietę silnika RB.172/T.260, na rysunku 2 — poszczególne zespoły tego silnika (gdzie: A — stożek wlotowy, B — obudowa sprężarki niskiego ciśnienia, C — kierownica wylotowa sprężarki niskiego ciśnienia, D — obudowa pośrednia z napędami, E — łącznik osłony kanału zewnętrzne-

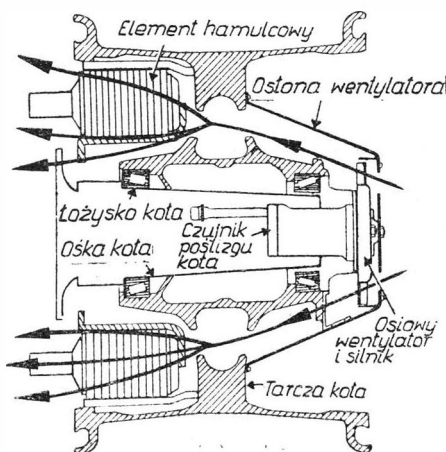
go, F — osłona kanału zewnętrzne- go, G — wał turbiny niskiego ciśnienia z wirnikiem turbiny, H — dopalacz, I — komora mieszania z łożyskiem turbiny niskiego ciśnienia, J — zbiornik oleju, K — część wysokociśnieniowa silnika, L — sprężarka niskiego ciśnienia, M — skrzynki napędów) i na rysunku 3 — dopalacz z hydraulicznie przestawianą dyszą, zwiększający ciąg silnika na poziomie morza od 30÷50%.

W. K.

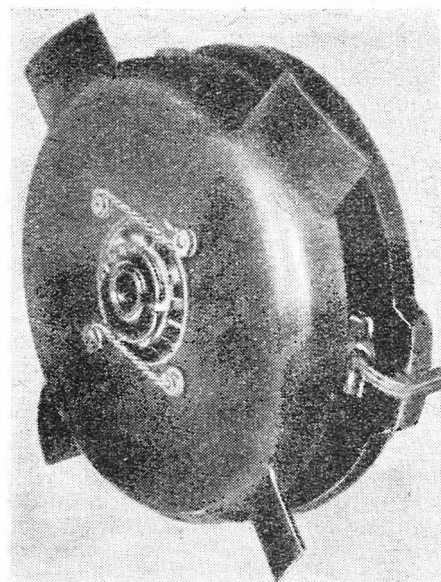
**HAMULCE Z WYMUSZONYM CHŁODZENIEM**

62-542

Nowy system wymuszonego chłodzenia hamulców samolotów odrzutowych, opracowany przez firmę Goodrich i zastosowany po raz pierwszy na samolotach linii lotniczych Eastern Air Lines, stwarza nadzieje na rozwiązanie problemów wynikających z nagrzewania hamulców pasażerskich samolotów od-



1



2

rzutowych dokonujących przelotów na krótkich odcinkach. Chodzi o to, że w przypadku samolotów wykonujących częste lądowania jest za mało czasu między lądowaniami na ochłodzenie kół i hamulców, co powoduje ich uszkodzenia.

Prace nad wymuszonym chłodzeniem hamulców rozpoczęto w firmie Goodrich w roku 1960, w czasie gdy zastosowanie tego rodzaju urządzeń na samolotach uważano za niepraktyczne, mimo że wyniki prób laboratoryjnych tych urządzeń były pomyślne. Sytuacja ta uległa jednak zmianie w związku ze stale wzrastającą liczbą pasażerskich samolotów odrzutowych latających na krótkich odcinkach.

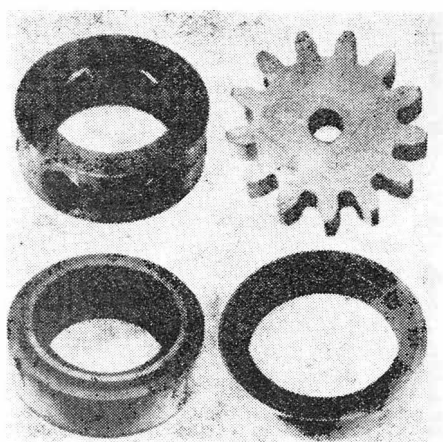
Rysunek 1 przedstawia przekrój jednego z głównych kół samolotu Boeing 727. Widać na nim miejsce zamocowania osiowego wentylatora i obieg powietrza chłodzącego. Wentylator zasysa powietrze z zewnętrznej strony koła i przez otwory w tarczy koła doprowadza go do tarcz hamulcowych. Poza chłodzeniem hamulców, wymuszony obieg powietrza obniża również temperaturę sworzni, na którym jest osadzone koło, i łożysk. Pokazany na rysunku 2 wentylator ma łopatki odlewane ze stopu aluminium i jest napędzany trójfazowym silnikiem elektrycznym o mocy 0,04 KM, zasilanym prądem o częstotliwości 400 Hz. Wentylator daje wydatek powietrza 7,6 m<sup>3</sup>/min.

Dla ilustracji skuteczności chłodzenia hamulców za pomocą wentylatora można podać, że na początku cyklu chłodzenia temperatura środkowej tarczy hamulca spada w ciągu 5 min o 75 °C, podczas gdy bez wymuszonego chłodzenia spadek ten wynosi tylko 33 °C.

W. K.

**NOWY MATERIAŁ NA ELEMENTY CIERNE PRACUJĄCE BEZ SMA-ROWANIA**

Łożyska, przekładnie i uszczelnienia dynamiczne przeznaczone do pracy w przestrzeni kosmicznej, czy w wysokiej próżni, muszą być obficie smarowane dla uniknię-



cia metalicznych zatarć lub tylko intensywnego ścierania. Rozwiązanie tego problemu jest niezmiernie trudne, jeżeli uwzględnić, że poza próżnią wchodzi tu w grę szeroki zakres temperatur pracy. Firma Boeing rozwiązała to zagadnienie tworząc zupełnie nowy materiał „samosmarujący”. Jest to kompozycja proszku metalu ze smarem stałym sprasowana na żądany kształt i następnie poddana spiekaniu. Do mieszaniny tej można stosować proszki różnych metali. Jako czynnika smarującego używa się głównie dwusiarczku molibdenu ( $\text{MoS}_2$ ). Rodzaj metalu i proporcje składników dobiera się w zależności od żądanych własności. Typowy proces elementów z takiej mieszaniny wygląda następująco:

- 1) dobranie proszków we właściwej proporcji wagowej,
- 2) wygrzanie w próżni w temperaturze  $175^\circ\text{C}$  dla usunięcia pary wodnej,
- 3) dokładne wymieszanie (przynajmniej w ciągu 12 godz.) w młynie kulowym,
- 4) załadowanie do formy w temperaturze pokojowej,
- 5) nagrzanie formy do temperatury  $650^\circ\text{C}$ ,
- 6) prasowanie w temperaturze  $870-1370^\circ\text{C}$ ,
- 7) chłodzenie pod obciążeniem do temperatury  $760^\circ\text{C}$ ,
- 8) zdjęcie obciążenia i chłodzenie do  $150^\circ\text{C}$ ,
- 9) usunięcie przedmiotu z formy,
- 10) wygrzewanie przedmiotu w temperaturze  $980^\circ\text{C}$  w atmosferze argonu w ciągu 4 godz.

Ten ostatni zabieg ma na celu osiągnięcie stabilności wymiarowej przedmiotu. Pierwsze próby tego materiału, użytego na koszyk łożyskowy, wykazały pełną jego przydatność. Łożysko z takim koszykiem obciążone siłą promieniową 15 kG i osiową 5 kG przepracowało w próżni 825 000 obrotów przy zakresie temperatur od  $120^\circ\text{C}$  do  $170^\circ\text{C}$  i obrotach od 3000 do 15000 na minutę. Nie wykazało żadnych śladów zużycia, a temperatura jego pracy zachowywała się tak samo jak dla łożysk smarowanych mgłą olejową. Obecnie produkowane elementy osiągają jeszcze bardziej korzystne charakterystyki. W związku z tak udanymi doświadczeniami firma Boeing zaczęła produkować

elementy konstrukcyjne o szerokim asortymencie, którego przykłady podano na rysunku.

62162

A. G.

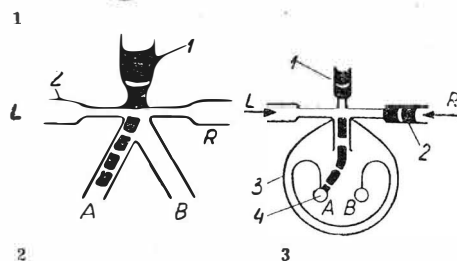
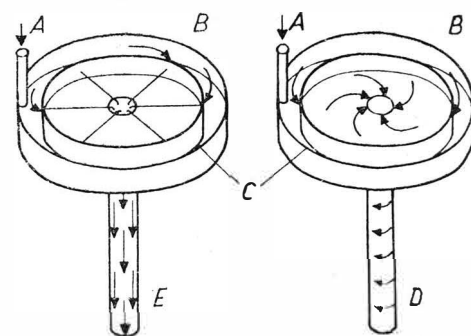
### UBIJANIE PROSZKÓW METALI ZA POMOCĄ SIŁ MAGNETYCZNYCH

Wprowadzanie nowych materiałów do przodujących dziedzin techniki wymaga opracowania metod technologicznych pozwalających kształtować te materiały w funkcjonalne elementy. Szczególne potrzeby odczuwa się zwłaszcza w odniesieniu do materiałów żle skrawalnych lub w ogóle nieobrabialnych. W tych przypadkach szczególne miejsce przypada metalurgii proszków. Jakość przedmiotów wykonanych tą techniką zależy w podstawowej mierze od dokładności i jakości sprasowania „surowej” masy mieszaniny sproszkowanych materiałów. Uчени z Naukowego Laboratorium w Kalifornii opracowali nowy sposób „ubijania” tej masy za pomocą sił magnetycznych. Urządzenie doświadczalne służy do wytwarzania rurek z wolframu, molibdenu czy też mieszanin tych metali z tlenkami uranu bez dodawania spoiwa. Dwie współosiowe rury, w których znajduje się sproszkowana masa, stanowią przewodniki odizolowane od siebie rurką z tworzyw sztucznych (izolator). Do jednej z tych rurek doprowadza się prąd rozładowania baterii kondensatorów. Prąd o wysokim napięciu, rzędu 20 000 V, płynąc w jedną stronę rurką zewnętrzną, a wracając wewnętrzną, powoduje wzajemne odpychanie tych rur. Rurka zewnętrzna jest wielokrotnie sztywniejsza od wewnętrznej i dlatego następują poważne ugięcia ścianek rurki wewnętrznej. Ta stykając się bezpośrednio z masą formowaną powoduje jej zginięcie. Dzięki natychmiastowemu rozładowaniu kondensatorów można osiągać skoki ciśnienia do  $3500\text{ kg/cm}^2$ , przy których uzyskuje się gęstości zaformowań bliskie  $100\%$ . Proces ten z uwagi na swe wysokie walory użytkowe, dużą wydajność, powtarzalność parametrów, ekonomiczność, taniość i prostotę oprzyrządowania, bezpieczeństwo i prostotę obsługi rokuję szerokie perspektywy zastosowań, szczególnie w zakresie pewnych geometrycznych grup przedmiotów.

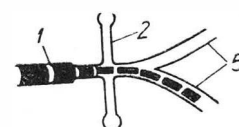
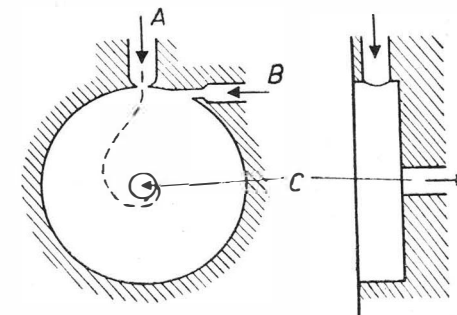
A. G.

### URZĄDZENIA STERUJĄCE „FLUIDYNAMICS”

Już od kilku lat instytuty naukowo-badawcze, jak również szereg przodujących zakładów przemysłowych pracuje nad nową metodą sterowania i regulacji samolotów i pojazdów kosmicznych. Metoda ta — znana pod anglosaskimi nazwami „Fluidynamics” („Fluidics”), „Fluid-Control” i „Clever-Hole Technology” — opierając się na dynamice cieczy i gazów otwiera przed techniką sterowania i regulacji zupełnie nowe możliwości w dziedzinie pomiarów, wzmacniania, przekształ-



cania impulsów, obliczeń i wytwarzania sił przestawiających bez użycia elementów elektronicznych i bez części ruchomych. Jako czynnik roboczy służy jednorodna ciecz lub gaz. Podstawowymi zaletami tego rodzaju urządzeń jest niezawodność pracy, niewrażliwość na wpływy zewnętrzne i małe — w porównaniu z odpowiednimi urządzeniami elektromechanicznymi — koszty produkcji i eksploatacji.



Za pionierskie w dziedzinie „Fluidynamics” należy uznać prace prowadzone w laboratorium armii amerykańskiej — Harry Diamond Laboratories. W roku 1958 laboratorium to opublikowało niektóre swoje osiągnięcia w tej dziedzinie i zademonstrowało wzmacniacze liniowe (proporcjonalne) i bistabilne.

Rozwój urządzeń sterujących opartych na nowej metodzie był przez dłuższy czas hamowany trudnościami, jakie napotkano w budowie elementów pomiarowych — czujników — prędkości obrotowej. Dopiero rozwiązanie tego problemu pozwoliło na szybki rozwój metody „Fluidynamics”. Nowy rodzaj miernika prędkości obrotowej, bez ruchomych części i o innych korzystnych właściwościach (histereza i linearność), uważany jest obecnie za doskonalszy od konwencjonalnych urządzeń giroskopowych.

Zasadę pracy opisywanych urządzeń regulacyjnych można porównać z zasadą działania oscyloskopu katodowego: silny strumień cieczy lub gazu (podobnie jak strumień elektronów w oscyloskopie) jest kierowany przez kanał, w którym słabe strumienie sterujące oddziałując na niego z obu stron (podobnie jak w oscyloskopie pola magnetyczne lub elektryczne) odchylają go do jednego z otworów wyjściowych.

Kompletne urządzenie sterujące i regulujące z cieczą lub gazem jako czynnikiem roboczym można w zasadzie zestawić z trzech grup elementów:

- mierników,
- wzmacniaczy — elementów logicznych,
- członów nastawczych.

Na wyjściu z miernika otrzymuje się sygnał cieczy lub gazu, który zawiera określoną fizyczną wielkość, jak np. przyspieszenie liniowe lub przemieszczenie. Wzmacniacz przetwarza ten sygnał i przekazuje go do członu nastawczego (siłownika).

Działanie miernika prędkości obrotowej polega w zasadzie na wytwarzaniu logarytmicznego przebiegu linii prądu, w przypadku gdy obudowa miernika (rys. 1) znajduje się w ruchu obrotowym. Jak długo obudowa znajduje się w spoczynku, czynnik doprowadzany rurką A do komory zbiorczej B przepływa promieniowo poprzez porowaty pierścień C do umieszczonego w środku otworu i opuszcza przyrząd bez zawirowań. Gdy obudowa zaczyna się obracać, linie prądu wewnątrz pierścienia C zaczynają tworzyć spirale, których składowa obwodowa wzrasta w miarę zbliżania się do środka (na zasadzie zachowania krętu). W rurce wylotowej istnieje zatem wzmocniony ruch obrotowy, który za pomocą utrzymywanej dotychczas w tajemnicy metody zostaje wyrażony wartością ciśnienia lub wydatku.

Najprostszą formą wzmacniacza jest wzmacniacz bistabilny („Flip-Flop”), którego podstawą pracy jest zjawisko Coandy. Jak widać na rysunku 2, do urządzenia doprowadza się strumień o dużej energii, na który może oddziaływać jeden z dwóch strumieni sterujących (L i R) doprowadzanych do dysz sterujących. Strumienie sterujące kierują strumień główny do przewodu A lub B w zależności od siły strumieni sterujących. Wzmacniacze bistabilne wykazują dwie ważne własności: mają one możliwość magazynowania danych i zapewniają duży stopień wzmocnienia, ponieważ strumień główny można odchylać za pomocą słabego strumienia sterującego. Stopień wzmocnienia można dowolnie zwiększać przez łączenie wzmacniaczy w szereg, przy czym wylot jednego wzmacniacza łączy się z dyszą sterującą następnego, większego wzmacniacza. Proporcjonalne wzmocnienie można uzyskać przez odpowiednie geometryczne

przekształcenie wzmacniacza bistabilnego albo za pomocą wzmacniacza wirowego. W pierwszym przypadku wykonuje się pierścieniowy kanał wyrównujący ciśnienie w otworach A i B (rys. 3), w wyniku czego otrzymuje się proporcjonalność różnicy wydatków w otworach A i B do różnicy wydatków w dyszach sterujących. Jest to tzw. krótkie zwarcie zjawiska Coandy. We wzmacniaczu wirowym (firmy Hy-matic), przedstawionym schematycznie na rys. 4, strumień główny A jest doprowadzany do kołowej komory, opuszczając ją przez umieszczony w środku otwór C. Stopień wzmocnienia zależy od wydatku strumienia sterującego B, który jest doprowadzany stycznie do obwodu komory i odchyła w ten sposób strumień główny.

Elementy nastawcze działają podobnie jak siłowniki hydrauliczne lub pneumatyczne, lecz nie mają ruchomych części. W elementach tych strumienie sterujące odchylają strumień główny w kierunku żądanego otworu wylotowego (rys. 5).

Poniżej podano ważniejsze układy sterowania „Fluidynamics” opracowane i będące w opracowaniu przez firmę amerykańską.

Firma Bendix Corp. opracowała układy o zamkniętym obiegu regulacji, które obejmują mierniki, obwody sprzężenia zwrotnego i obwody kompensacyjne, moduły liczące, wzmacniacze siły i źródła energii. Znajdują one zastosowanie w reaktorach atomowych, w automatycznych urządzeniach pilotażowych do samolotów i pocisków kierowanych oraz w urządzeniach sterowania wektorem ciągu rakiet.

Firma Bowles Engineering Corp. opracowała układ sterowania torped i opracowuje kombinowany system sterująco-napędowy do łodzi podwodnych.

Firma General Electric Co. opracowuje układ sterowania silników odrzutowych, a wspólnie z NASA pneumatyczny analogowy wzmacniacz do układu zaworów sterujących wektor ciągu przegubowych silników rakietowych, jak również cyfrowe, całkujące urządzenia do przyszłych podróży kosmicznych.

Firma Honeywell Incorp. przeprowadziła próby następujących urządzeń: tłumika pochyleń dla lekkich samolotów, układu sterowania silników odrzutowych, tłumika do samolotów naddźwiękowych i urządzenia do zapobiegania ruchowi obrotowemu pocisków kierowanych.

Mimo swych licznych i poważnych zalet, nie można oczekiwać, aby urządzenia „Fluidynamics” zastąpiły urządzenia elektroniczne, a to z uwagi na małą szybkość pracy i małą dokładność. Pewne jest jednak, że obie te techniki będą się nawzajem uzupełniać.

W. K.

## NOWE KIERUNKI W ROZWIĄZANIACH OBRABIAREK DO SKRAWANIA STOPÓW TRUDNO OBRABIALNYCH

Ciągły wzrost osiągnięć nowoczesnych silników turbinowych i rakietywowych oraz postępy w dziedzinie podboju przestrzeni kosmicznej odbywa się na bazie ciągłych udoskonalień materiałów stosowanych do ich budowy. Jednakże podwyższeniu żaroodporności, wytrzymałości, odporności na korozję i innym cechom użytkowym towarzyszy nieuchronny spadek skrawalności. Objawia się to spadkiem prędkości skrawania, przy jednoczesnym wzroście sił skrawania i wroście czułości na lokalne utwardzenia materiału. Odpowiedzią konstruktorów obrabiarek na te ujemne zjawiska była budowa coraz sztywniejszych i potężniejszych obrabiarek, dysponujących coraz większymi mocami. Ostatnie badania przeprowadzone w tej dziedzinie wykazały duże rezerwy tworzące się przy takich rozwiązaniach oraz niesłuszność tej tendencji z punktu widzenia ekonomii procesów wytwarzania. Ostatnie opracowania zmierzają do obniżania mocy, a nie jej podwyższania, gdyż spadek prędkości skrawania dla stopów trudno skrawalnych jest znacznie większy niż wzrost oporów skrawania. Dla pełnego wykorzystania dysponowanych mocy zmienia się całą ideę założeń w procesie skrawania. Dotychczasowe założenia opierały się na przyjęciu stałej prędkości obrotowej i stałej prędkości posuwowej, co przy innych czynnikach zmiennych wprowadzało zmienne momenty obrotowe, zmienne siły skrawania i siły posuwu. Nowy kierunek bazuje na stosowaniu zmiennej prędkości obrotowej i zmiennego momentu oraz zmiennych prędkościach i sile posuwu, tak ażeby uzyskać stałą optymalną siłę skrawania.

Pokazana na rysunku frezarka, wyposażona w serwoukłady do sterowania energią potrzebną w procesie skrawania, umożliwia obróbkę stopów trudno skrawalnych przy użyciu mocy 1 KM. W dotychczasowych rozwiązaniach i założeniach należałoby stosować moce rzędu 25 KM. Obrabiarka ta dysponuje układem sterowania regulującym zmienność momentu obrotowego, prędkości obrotowej wrzeciona, siły i prędkości posuwu. Oczywiście dla tak znacznego spadku mocy w obrabiarkach nie wystarczyło zastosowanie sterowania czterema podstawowymi parametrami pracy obrabiarki, a należało przedstawić cały zakres ich prędkości do obszaru rzeczywiste potrzebne przy obróbce tego rodzaju materiałów. Jak wykazały pierwsze doświadczenia, ten kierunek rozwiązań jest korzystny zarówno dla producentów obrabiarek, jak i ich użytkowników. Jako dodatkowe, wcale nie najmniejsze efekty, osiąga się rozwiązanie dotychczas trudnej sprawy nowych materiałów na narzędzia. Nowy kierunek nosi nazwę „Skrawanie ze sterowaną energią”.

A.G.

# KRONIKA

Wspominaliśmy już w Kronice o powołaniu do życia Ośrodka Ekspozycji Lotniczej Aeroklubu PRL w Krakowie. Ośrodek otrzymał do swej dyspozycji hangar na lotnisku w Rakowicach i w nim przechowuje muzealne eksponaty lotnicze. W roku ubiegłym zorganizowano warsztat naprawy i rozpoczęto prace konserwacyjne sprzętu. Według programu opracowanego przez Komisję Organizacji Muzeum Lotnictwa i Domu Lotnika przy ZG APRL Ośrodek Ekspozycji Lotniczej ma przekształcić się w przyszłości w Ośrodek Postępu Technicznego Lotnictwa i Astronautyki o charakterze zakładu naukowo-badawczego, przeznaczonego — w głównej mierze — politechnizacji młodzieży.

Zadaniem Ośrodka jest nie tylko gromadzenie zabytków historycznych, jak sprzęt lotniczy, osprzęt, dokumentacja, pamiątki lotnicze itp., ale również wprowadzanie zagadnień poglądowych poprzez demonstrację sprzętu lotniczego i raketowego, popularyzację oraz wykłady, film i wydawnictwa. Kierownictwo Ośrodka nawiązało kontakty z zakładami przemysłu lotniczego, Ministerstwem Komunikacji, Muzeum Techniki w Warszawie oraz władzami wojskowymi.

Ośrodek zwraca się z gorącym apelem do lotników i sympatyków lotnictwa o przekazywanie pamiątek lotniczych lub wiadomości o nich pod adresem: Ośrodek Ekspozycji Lotniczej APRL, Kraków 28, skrytka pocztowa 17, telefon 240-72.

Już pięć lat istnieje przy Aeroklubie Krakowskim Komisja Popularyzacji Lotnictwa. Z okazji jubileuszowego zebrania Komisji przedstawiono jej wielki dorobek: zainicjowano kilkadziesiąt spotkań z młodzieżą, zorganizowano ponad 200 prelekcji, wyświetlono kilkadziesiąt filmów.

W Krakowie — z udziałem gości ze stolicy — odbyło się inauguracyjne zebranie zorganizowanego tamże Oddziału Klubu Seniorów Lotnictwa.

W wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej odbyło się Sympozjum Wydolności Fizycznej Człowieka, w którym wzięli udział kilkudziesięciu specjalistów z poszczególnych katedr, zakładów i instytutów naukowych z całego kraju. Organizatorem Sympozjum była Komisja Lekarskiej Rady WSI MON oraz Komisja Kultury Fizycznej PAN. Celem narady było określenie kryteriów wydolności i ujednolicenia metod stosowanych do jej oceny.

Z inicjatywy SITKom. firma Rolls-Royce zorganizowała na jesieni ub. r. prelekcję pt. „Rozwój odrzutowych silników lotniczych”. Prelekcja na wysokim poziomie odbyła się w PLL „Lot” na Okęciu.

„Skrzydłata Polska” wzięła udział w plebiscycie na najlepszego sportowca 1965 r., ogłoszonym w „Przeglądzie Sportowym”. Kolegium redakcyjne „Skrzydłatej Polski” zgłosiło kandydaturę mistrza z South Cerney — Jana Wróblewskiego. Nasza Redakcja popiera tę kandydaturę.

Wzmianki o „Szkołe Orłąt” w Dęblinie często teraz goszczą na szpaltach periodyków. W związku z obchodami powojennego 20-lecia Szkoły — społeczeństwo Dębina ufunduje pomnik lotnika. Stanie on w tym roku przed Oficerską Szkołą Lotniczą.

Wydano — bogato ilustrowaną — monografię OSŁ pt. „Zarys historii dęblińskiej szkoły lotniczej”. Autorem jest Jan Celek. Książce tej poświęcimy oddzielne omówienie.

Dowództwo Wojsk Lotniczych PRL ofiarowało angielskim wojskom lotniczym tablicę upamiętniającą 25-lecie bitwy o Wielką Brytanię. Odświeżenie tablicy odbyło się w kaplicy bazy lotniczej w Biggin Hill. Odświeżenie dokonał ambasador PRL w Londynie J. Morawski, któremu towarzyszyli attaché lotniczy, wojskowy i morski płk Roman. Ze strony brytyjskiej wzięli udział w uroczystości m. in.: dowódca lotnictwa myśliwskiego, marszałek lotnictwa sir Patrick Dunn oraz dowódca bazy — brygadier lotnictwa Connolly.

Z szeregów seniorów lotnictwa ubył pilot Zespołu Lotnictwa Sanitarnego Waław Bernatowicz. Zasłużony w polskich formacjach na Zachodzie, przez 10 lat ostatnich pracował w olsztyńskim pogotowiu lotniczym.

W szkołach zawodowych istniejących przy Technicznej Szkole Wojsk Lotniczych odbyły się uroczyste nominacje na pierwsze stopnie podoficerskie. Była to pierwsza tego rodzaju nominacja w lotnictwie. Absolwenci tych szkół, mechanicy eksploatacji samolotów, mechanicy urządzeń radiotechnicznych i radiolokacyjnych zasilają szeregi personelu technicznego jednostek lotnictwa.

Skoczkowie spadochronowi Centrum Wyszkolenia Lotniczego w Krośnie ustanowili cztery nowe krajowe rekordy spadochronowe w skokach grupowych w nocy. Skoki wykonano z wysokości

600, 1500, 2000 i 4457 m (ostatni przy udziale 9 osób).

Pilotka Aeroklubu Jeleniogórskiego L. Pazio ustanowiła dwa nowe rekordy krajowe w kategorii szybowców wielomiejscowych. Na „Bocianie” uzyskała przewyższenie 7210 m oraz wysokość absolutną 8350 m. Rekordy światowe należą do szybowcików francuskich i wynoszą odpowiednio 7256 i 8571 m.

Na jesieni odbyła się w Sofii kolejna sesja 6-poolu poświęcona dalszej współpracy w dziedzinie handlowej i techniczno-eksploatacyjnej lotnictwa komunikacyjnego Bułgarii, Czechosłowacji, NRD, Polski, Rumunii i Węgier.

PLL „Lot” poważnie zwiększył swój park lotniczy w 1966 r. Do eksploatacji wejście bowiem 6 samolotów AN-24 oraz dalszy IŁ-18.

Wszystko zdaje się przemawiać za tym, że Warszawa będzie miała drugi — po Teatrze Wielkim — rekord przewlekłej budowy. Proporcje w tej dyscyplinie zdobędzie Warszawskie Przedsiębiorstwo Przemysłowe „Zelbet” (wraz z subwykonawcami) za budowę Międzynarodowego Portu Lotniczego na Okęciu. Budowa ta rozpoczęła się w 1962 r. jako priorytetowa. Skończyć się ma w 1968 r., lecz mówi się już o 1969 r.(!)

W ub. roku „Lot” przewiózł o ponad 50 tysięcy więcej pasażerów niż w 1964 r., z czego połowę na liniach zagranicznych.

Z okazji pożegnania starego roku, zgodnie z tradycją, odbyło się przy lampce wina spotkanie członków Klubu Seniorów w sali Aeroklubu Warszawskiego na lotnisku Goławy. W spotkaniu wzięli udział członkowie zarządu APRL, główny inspektor lotnictwa, wiceminister Komunikacji, naczelny redaktor Skrzydlatej Polski i in. Prezes Antosiewicz wreczył specjalne odznaki tym Seniorom, którzy rozpoczęli służbę w lotnictwie przed 50 laty.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

Jugosłowiańskie linie lotnicze JAT otworzyły nową linię Belgrad—Moskwa, która przebiega przez Warszawę. W barwach JAT latają „Caravelle”.

NRF ma zamiar zwrócić się do Związku Radzieckiego z projektem utworzenia regularnej linii lotniczej, która łączyłaby Związek Radziecki z Niemiecką Republiką Federalną. „Lufthansa” chciała by uruchomić trasę przez Pragę, zaś „Aeroflot” — przez Warszawę.

W Tokio przebywała delegacja radzieckiego lotnictwa cywilnego, która omawiała sprawę uruchomienia linii Tokio — Moskwa. Dzięki tej linii lot z Japonii do Europy byłby krótszy o 8 godzin, a ceny biletów niższe o 20—30 procent.

W Meksyku prowadzone były rozmowy między Ministerstwem Lotnictwa Cywilnego ZSRR i władzami lotniczymi meksykańskimi w sprawie przedłużenia linii Moskwa — Hawana do Meksyku.

Zawarta ostatnio umowa między ZSRR i Senegalem przewiduje (oprócz linii bezpośredniej łączącej oba kraje) dla „Aeroflotu” prawo lotów z Dakaru do Ameryki Południowej, a dla „Air Afrique” lądowanie w ZSRR w lotach do Skandynawii.

„Air France” uruchomiła nowy szlak lotniczy, łączący Paryż z Rio de Janeiro. Będzie to obok radzieckiej trasy Moskwa — Hawana, najdłuższy szlak „non stop” na świecie (9260 km).

Bezpośrednia linia lotnicza Nowy Jork — Budapeszt via Amsterdam zostanie otwarta od kwietnia 1966 r. Loty na nowej linii wykonywać będą samoloty holenderskiego towarzystwa KLM.

Trwają negocjacje między poszczególnymi rządami państw arabskich w sprawie utworzenia ogólnoarabskich linii lotniczych (Arab World Airlines System). Do „systemu” tych linii będą zaproszone wszystkie arabskie towarzystwa komunikacji powietrznej.

Anglo-francuski samolot naddźwiękowy na 130 pasażerów „Concorde” zamówiono już w 50 egzemplarzach. Warto zapoznać się z przedsiębiorstwami lotniczymi, które zakupią je liniowo: „Air France” i BOAC zamówiły po 8 sztuk; PAA, TWA i „American Airlines” — po 6 szt., Qantas — 4 szt., „Continental Airlines” i „Japan Air Lines” po 3 szt., „Air India”, „Middle East Airlines” i „Sabena” po 2 szt. Planuje się przekazanie „Concorde” do prób w locie w 1968 r.

(c.d. z II okł.)

lono rodziny profilów na serie. Serie profilów powstają z różnych rodzajów przekształceń, np.:

1) profile danej serii charakteryzują się tym, że mają stałą strzałkę i stałe położenie strzałki,

2) profile innej serii mają stałe położenie strzałki, zmienną grubość i strzałkę.

Geometryczne parametry drugorzędne jak: promień krawędzi natarcia i kra-

pierwsza cyfra oznaczenia — określa strzałkę linii środkowej w % cięciwy, druga cyfra oznaczenia — określa położenie strzałki od noska profilu w % cięciwy (cyfra II × 10), trzecia i czwarta cyfra oznaczenia określa grubość profilu podaną w % cięciwy.

I rodzina profilów składa się z 19 serii. Każda seria (oprócz podstawowej — profilów symetrycznych) składa się z 6 profilów różniących się między sobą

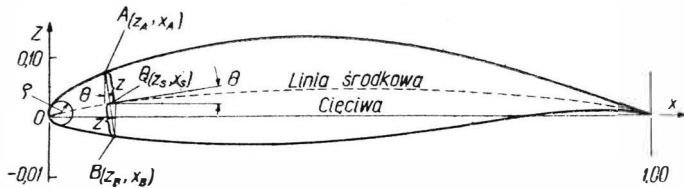
$g$  — grubość względna profilu podana w częściach cięciwy.

Maksymalna grubość tego profilu położona jest w odległości 30% cięciwy, od noska. Podstawowa seria profilów — symetrycznych, składa się z siedmiu profilów o grubościach względnych: 6, 9, 12, 15, 18, 21 i 25% i jest oznaczona symbolami np. NACA 0012 (dla grubości względnej 12% cięciwy).

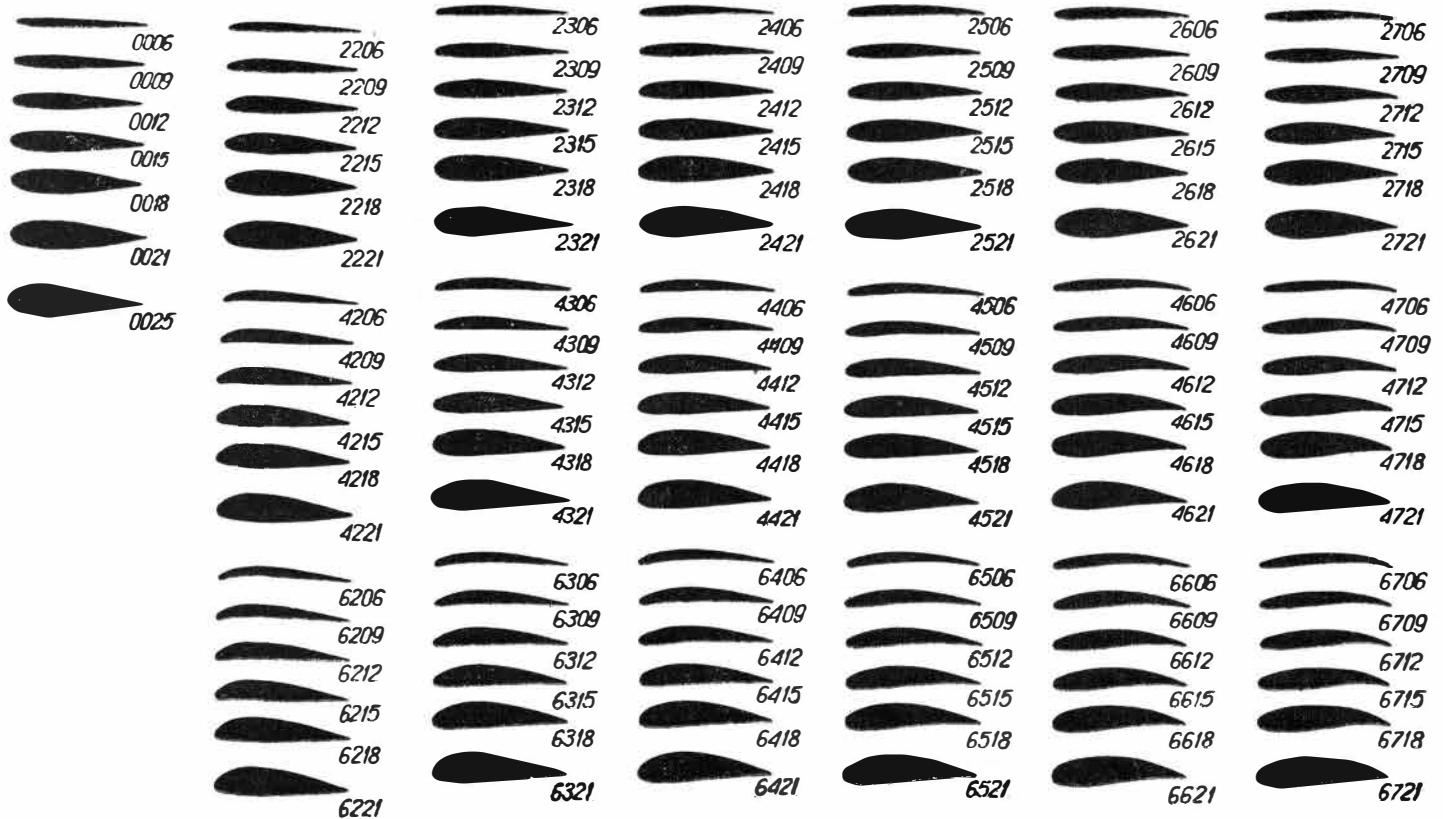
Wszystkie profile symetryczne mają w oznaczeniu pierwsze dwie cyfry — „00”.

Dowolny profil rodziny I tworzy się w sposób następujący (rys. 6):

1. Określa się linię środkową — za pomocą następujących wzorów:



Rys. 6. Schemat określania dowolnego profilu rodziny I.



Rys. 7. Serie i profile I rodziny NACA

wędzi splywu zwykle zmieniają się również w sposób uporządkowany w zależności od zmiany strzałki i grubości profilu.

#### Grupa profilów NACA

Amerykańskie profile NACA stanowią najwszechstronniej opracowaną i zbadaną grupę profilów. Profile te zostały podzielone na pięć rodzin:

##### 1. I rodzina — czterocyfrowa, np. 2412

Sposób oznaczenia każdego profilu tej rodziny jest następujący:

grubością procentową. Dla tej rodziny profilów podstawową serią jest seria profilów symetrycznych. Wyjściowym profilem jest profil symetryczny. Rzędne profilu wyjściowego otrzymuje się z równania:

$$\bar{z}_g = \bar{z}_d = \bar{z} = \bar{g} \left[ 1,445 \sqrt{\frac{x}{l}} - 0,6300 \frac{x}{l} - 1,7580 \left(\frac{x}{l}\right)^2 + 1,4215 \left(\frac{x}{l}\right)^3 - 0,5075 \left(\frac{x}{l}\right)^4 \right] \quad [1]$$

przy czym:  $\frac{x}{l}$  — odcięta punktu obrysu profilu podana w częściach cięciwy,

$$\bar{z}_{sr} = \frac{f}{x_f} 2 \left[ 2\bar{x}_f \left(\frac{x}{l}\right) - \left(\frac{x}{l}\right)^2 \right] \quad \text{dla } \frac{x}{l} < \bar{x}_f$$

$$\bar{z}_{sr} = \frac{f}{(1-\bar{x}_f)^2} \left[ (1-2\bar{x}_f) + 2\bar{x}_f \left(\frac{x}{l}\right) - \left(\frac{x}{l}\right)^2 \right] \quad \text{dla } \frac{x}{l} > \bar{x}_f \quad [2]$$

przy czym:  $f$  — strzałka linii środkowej,  $\bar{x}_f$  — odległość strzałki w częściach cięciwy od noska profilu.

Seria profilów				Seria profilów				Seria profilów			
oznaczenie	$\bar{g}$ ‰	$\bar{f}$ ‰	$\bar{x}_f$ ‰	oznaczenie	$\bar{g}$ ‰	$\bar{f}$ ‰	$\bar{x}_f$ ‰	oznaczenie	$\bar{g}$ ‰	$\bar{f}$ ‰	$\bar{x}_f$ ‰
2206	6	2	20	2306	6	2	30	2406	6	2	40
2209	9	2	20	2309	9	2	30	2409	9	2	40
2212	12	2	20	2312	12	2	30	2412	12	2	40
2215	15	2	20	2315	15	2	30	2415	15	2	40
2218	18	2	20	2318	18	2	30	2418	18	2	40
2221	21	2	20	2321	21	2	30	2421	21	2	40
4206	6	4	20	4306	6	4	30	4406	6	4	40
4209	9	4	20	4309	9	4	30	4409	9	4	40
4212	12	4	20	4312	12	4	30	4412	12	4	40
4215	15	4	20	4315	15	4	30	4415	15	4	40
4218	18	4	20	4318	18	4	30	4418	18	4	40
4221	21	4	20	4321	21	4	30	4421	21	4	40
6206	6	6	20	6306	6	6	30	6406	6	6	40
6209	9	6	20	6309	9	6	30	6409	9	6	40
6212	12	6	20	6312	12	6	30	6412	12	6	40
6215	15	6	20	6315	15	6	30	6415	15	6	40
6218	18	6	20	6318	18	6	30	6418	18	6	40
6221	21	6	20	6321	21	6	30	6421	21	6	40
2506	6	2	50	2606	6	2	60	2706	6	2	70
2509	9	2	50	2609	9	2	60	2709	9	2	70
2512	12	2	50	2612	12	2	60	2712	12	2	70
2515	15	2	50	2615	15	2	60	2715	15	2	70
2518	18	2	50	2618	18	2	60	2718	18	2	70
2521	21	2	50	2621	21	2	60	2721	21	2	70
4506	6	4	50	4606	6	4	60	4706	6	4	70
4509	9	4	50	4609	9	4	60	4709	9	4	70
4512	12	4	50	4612	12	4	60	4712	12	4	70
4515	15	4	50	4615	15	4	60	4715	15	4	70
4518	18	4	50	4618	18	4	60	4718	18	4	70
4521	21	4	50	4621	21	4	60	4721	21	4	70
6506	6	6	50	6606	6	6	60	6706	6	6	70
6509	9	6	50	6609	9	6	60	6709	9	6	70
6512	12	6	50	6612	12	6	60	6712	12	6	70
6515	15	6	50	6615	15	6	60	6715	15	6	70
6518	18	6	50	6618	18	6	60	6718	18	6	70
6521	21	6	50	6621	21	6	60	6721	21	6	70

Uwaga: oba powyższe równania przedstawiają dwie parabole rozpoczynające się w końcach cięciwy. Parabole te mają wierzchołki w punkcie określającym strzałkę profilu (rys. 6).

2. Obrys profilu wyznacza się za pomocą wykreślenia w dowolnym punkcie linii środkowej prostopadłej i odmierzenia na niej odcinków równych rzędnym profilu symetrycznego — wyjściowego (dla takiej samej odciętej).

Analitycznie określa się współrzędne

dowolnego profilu w sposób następujący:

a) należy obliczyć kąt  $\theta$ , który tworzy styczna do linii środkowej w punkcie o odciętej  $x$  według wzorów:

$$\left. \begin{aligned} \operatorname{tg} \theta &= \frac{2f}{x_f^2} (\bar{x}_f - \bar{x}) \text{ dla } \bar{x} < \bar{x}_f \\ \operatorname{tg} \theta &= \frac{2f}{(1 - \bar{x}_f)^2} (\bar{x}_f - \bar{x}) \text{ dla } \bar{x} > \bar{x}_f \end{aligned} \right\} [3]$$

b) znając kąt  $\theta$  oblicza się współrzędne

dowolnego punktu obrysu na podstawie wzorów:

$$\left. \begin{aligned} \bar{z}_A &= \bar{z}_S + \bar{z} \cos \theta; & \bar{x}_A &= \bar{x} - \bar{z} \sin \theta \\ \bar{z}_B &= \bar{z}_S - \bar{z} \cos \theta; & \bar{x}_B &= \bar{x} + \bar{z} \sin \theta \end{aligned} \right\} [4]$$

c) promień noska przyjmuje się jako normalny:

$$\bar{r} = 1,1 \cdot \bar{g}^{-2}$$

d) grubość krawędzi spływu  $\sim 0,002\bar{g}$  wynika z równań określających obrys profilu.

Opis poszczególnych serii i profilów tej rodziny jest podany w tablicy i na rys. 7.