



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

1
1971

Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

1. Zarząd Sekcji Lotniczej otrzymał sprawozdania z działalności kilku swych oddziałów i kół za pierwsze półrocze 1970 roku. Niestety nie wszystkie ogólna naszej Sekcji czuły się dostatecznie związane organizacyjnie z Zarządem w Warszawie, by mu przekazać swoje osiągnięcia. A może — w pojęciu oddziałów i kół — były one zbyt mało efektowne? Zarząd Sekcji Lotniczej uważa, że nawet niewielka działalność Kola Lotniczego

● jest świadectwem więzi Simpowców w pracy społecznej dla lotnictwa

● przyczynia się do spopularyzowania działalności naszej Sekcji

● może pobudzić inicjatywę bratniego kółka czy oddziału Sekcji Lotniczej.

Zarząd z przykrością stwierdził brak sprawozdań z oddziałów Sekcji Lotniczej SIMP w Rzeszowie i Warszawie oraz z — dotychczas zawsze czynnych — kół lotniczych w Instytucie Lotnictwa w WSK — Kalisz, Mielec, Rzeszów i Warszawa II, wreszcie Kółka przy SZD w Bielsku-Białej.

Natomiast Zarząd Sekcji z satysfakcją powitał nawiązaną łączność organizacyjną z Kółkami przy: ZPLiS, DWL-Warszawa oraz LZR Nr 1 w Łodzi.

2. Poniżej (skrótowo w porządku alfabetycznym) podajemy działalność ogniw organizacyjnych Sekcji Lotniczej SIMP za I półrocze 1970 r.

Oddział Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy (przewodniczący kol. Ignacy Łobocki)

● Członkowie Kółka SIMP przy LZR 2 w Bydgoszczy opracowali technologię naprawy samolotu „Iskra”

● Zorganizowano 4 prelekcje lotnicze, z nich dwie dla młodzieży

● Zorganizowano dwuczęściową, cztero-dniową naradę naukowo-techniczną pt. *Problemy eksploatacji samolotów nad-dźwiękowych*. I część narady na temat: *Możliwości technologiczne* — odbyła się w Słupsku; II część narady w zakresie uaktywnienia postępu technicznego dla poprawienia eksploatacji — zorganizowano w Bydgoszczy

● Wydano (w postaci broszury) materiały z sympozjum historycznego pt. *50 lat Polskiego Lotnictwa Wojskowego*

● Staraniem Oddziału Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy, z udziałem organów wojskowych, utworzono pięć nowych kół wojskowych lotniczych SIMP i SEP

Kółko nr 13 przy DWL — Warszawa (przewodniczący kol. Zdzisław Prochot)

● Odbyło się 9 zebrań Zarządu oraz dyskusyjnych spotkań członków Kółka

● Zorganizowano 2 prelekcje techniczne

● Członkowie Kółka współpracowali w szerokim zakresie (zgłaszanie tematyki, analizy taktyczno-techniczne, działalność w zespole konsultacyjnym przy Instytucie Lotnictwa) przy opracowaniu planów 5-letnich badań naukowych, rozwoju technicznego i przemysłu lotniczego

● Zostały opracowane — i skierowane do zainteresowanych instytucji — postulaty i wnioski do tezy na VI Kongres Techników Polskich

● Członkowie Kółka wzięli aktywny udział w konferencji w Szczecinie poświęconej ściślejszemu powiązaniu działalności wojskowych kół stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT z ruchem wynalazczości i racjonalizacji w Wojsku Polskim

Kółko SIMP przy Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych (przewodniczący kol. Edward Sobocki)

● Zorganizowano dwie prelekcje fachowe

● Zorganizowano pokaz filmowy z dziedziny informacji naukowo-technicznej

● Na specjalnym posiedzeniu członkowie Kółka — wspólnie z Komendą ITWL — poddali dyskusji tezy na VI Kongres Techników Polskich

● Zorganizowano zebranie dyskusyjne poświęcone sprawie konkursów

● Przeprowadzono kurs defektoskopii magnetycznej i penetracyjnej dla pracowników przemysłu lotniczego.

Oddział Sekcji Lotniczej w Lublinie z siedzibą w WSK w Świdniku (przewodniczący kol. Stanisław Trebaczy)

● Odbyło się specjalne zebranie otwarte Oddziału, poświęcone dyskusji nad tezami VI Kongresu Techników Polskich oraz wypracowaniu wniosków

● Zorganizowano odczyt na temat badań materiałów w przemyśle japońskim, ilustrowany filmem

● Zainicjowano akcję opracowania artykułów na łamy TLiA

● Nawiązano współpracę w celu wymiany doświadczeń techniczno-ekonomicznych z Kółkiem Lotniczym SITK przy warsztatach remontowych PTL „Lot” w Warszawie

● Członkowie Sekcji Lotniczej opracowali dokumentację konstrukcyjną dla łopaty i piasty wirnika projektowanego wirszybowa

● Wytypowano aktywnych członków Sekcji Lotniczej dla współpracy z zespołami opracowującymi analizę wykorzystania zdolności produkcyjnych; w ramach tych prac przeprowadzono krytyczną ocenę analizy zdolności produkcyjnej w zakresie zaplecza technicznego

● Poddano analizie i przepracowano materiały dotyczące planów i kierunków działania Zakładu Doświadczalnego WSK w Świdniku

● Zorganizowano naradę dyskusyjną — wspólnie z PTE — nad zasadniczymi problemami projektu planu 5-letniego

● Opracowano informację dla KC PZPR dla zawarcia porozumienia między rządami Polski i ZSRR w zakresie produkcji śmigłowcowej

Kółko SIMP przy Lotniczych Zakładach Remontowych nr 1 w Łodzi (przewodniczący kol. Leonard Ptaciński)

● Zorganizowano prelekcję na temat normowania czasów

Wyświetlono trzy filmy Popularno-naukowe

● Członkowie Kółka włączyli się w opracowanie planów technicznych i inwestycyjnych, prace przy ustalaniu bodźców, organizację obchodów 25-lecia istnienia Zakładu oraz współpracowali w ruchu racjonalizatorskim

● Członkowie Kółka współpracowali przy redagowaniu biuletynu informacyjnego LZR

● Kółko SIMP zainicjowało i wprowadziło w Zakładzie opiekę nad stażystami i praktykantami.

doświadczalne satelity meteorologiczne „Nimbus” i ATS.

Na przykładzie dwóch rodzajów przesłzeń o krytycznych warunkach pod względem nasilenia ruchu powietrznego (kontynentu północno-amerykańskiego i Północnego Atlantyku). J. Janowski omawia problem nawigacji powietrznej na trasach dalekiego zasięgu.

W artykule *Aquaplaning* — zjawisko i problem K. Dąbrowski omawia zagadnienia startu i lądowania na nawierzchniach pokrytych wodą, tającą śniegiem lub białym.

● Oddział Sekcji Lotniczej w Poznaniu (przewodniczący kol. Marian Maciejewski)

● Opracowano i wygłoszono 4 odczyty

● Wyświetlono 3 filmy

● Zorganizowano imprezę ogłoszenia wyników Konkursu na rysunek o tematyce lotniczej i kosmonautycznej (raz uroczystość wręczenia nagród)

● Zorganizowano dwie wystawy prac konkursowych

● Zorganizowano dwa pokazy sprzętu lotniczego *Od szybalca do samolotu nadźwiękowego*

Kółko SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego (przewodniczący kol. Kazimierz Brejnak)

● Zorganizowano spotkanie z Komisją Współpracy z Organizacjami

● Zorganizowano dwie wytyczki techniczne

● Zorganizowano wystawę techniczną

● Kółko było reprezentowane na dwóch naradach naukowo-technicznych

● Opracowano 7 przeglądów aktualności

3. W oparciu o treść „Porozumienia” zawartego pomiędzy Zarządami Sekcji Lotniczych SITK i SIMP — Zarząd n. Sekcji zwrócił się — we wzięciu br. — do swych ogniw organizacyjnych z apelem o nawiązanie współpracy z terenowymi lotniczymi organami Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji oraz z poszczególnymi działaczami Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK.

Ponawiając ten apel na łamach TLiA — równocześnie gorąco zalecamy spisanie odpowiednich umów normujących i regulujących nawiązaną współpracę.

4. Wyznaczona przez Zarząd Sekcji Komisja w składzie kolegów: Borodzika, Sikorskiego i Zaremby — w okresie urlopowym — opracowała projekt Programu Działania Sekcji Lotniczej SIMP w oparciu o uchwałę przyjętą na Walnym Zgromadzeniu Delegatów Sekcji w dniu 10 kwietnia 1969 r.

Projekt ten (obejmujący 15 stron maszynopisu) został wstępnie przedyskutowany na zebraniu Zarządu w dniu 9 października ub. r., po czym Zarząd przekazał go kol. kol. Borzykowskiemu i Wi-neckiemu w celu przeanalizowania realności zadań.

5. Sekcja Lotnicza przy Oddziale Wojskowym SIMP w Bydgoszczy zorganizowała w dniach 22—24 października — imprezę racjonalizatorską w Słupsku-Radzikowie. Na całość imprezy — odbywającej się pod hasłem „postęp techniczny gwarancją gotowości bojowej” — złożyły się: narada producentów racjonalizatorów, typowanie projektów do rozprawy sześciennej oraz zwiedzanie wystawy.

O imprezie tej obszerniej napisze korespondent TLiA z Bydgoszczy kol. H. Miśiak. Na tym miejscu zasygnalizujemy, że zwiedzanie wystawy poprzedził słowem wstępnym zastępca dowódcy J.W. ds. politycznych kol. płk Ludwiczak i, że liczne i ciekawe ekspozyty racjonalizatorskie dotyczyły usprawnień w eksploatacji oraz szkoleniu w zakresie sprzętu lotniczego, rakietowego i radiotechnicznego wojsk OPK. Wystawę obsługiwali specjalści z kol. Łobockim na czele. Impreza zakończyła się żołnierskim obiadem, podczas którego kol. sekretarz Zarządu Sekcji, w swym przemówieniu, wysoko ocenił całokształt działalności Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy.

mach pokrytych wodą, tającą śniegiem lub białym.

Ponadto w numerze lutymowym opublikowane będą następujące artykuły: *Sytuacja techniczno-ekonomiczna w transporcie lotniczym w roku 1969*, *Przybliżenie do obliczeń wytrzymałościowych korbowodów silników tłokowych*, *Klasyfikacja podatnych nawierzchni lotniskowych metodą LCN*. Własności sprężystość sklejonych i warstw ortotropowych.

W NUMERZE NASTĘPNYM

w artykule *Dziesięć lat satelitów meteorologicznych* M. Mielczarska opisuje pierwsze satelity meteorologiczne TIROS i „Kosmos”, operacyjne systemy meteorologiczne ESSA, ITOS i „Meteor” oraz

technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVI

STYCZEN

Zeszyt 1

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 277009

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

SPIS TREŚCI

A. Marks: „Luna” 16 — sukces techniczno-nawigacyjny	1
Z. Jethon: Wykorzystanie technicznych osiągnięć astronautycznych w medycynie	3
L. Kruś, S. Szczeciński: Podstawowe zasady sterowania turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych	7
J. Filip: Instalacja hydrauliczna samolotu F-111	10
Z. Łopatek: Lotnisko — ważny element rozwoju komunikacji lotniczej stolicy	15
F. Kaźmierczyk: Wzmacnianie nawierzchni lotniskowych	18
M. Ożóg: Transport lotniczy w handlu zagranicznym Wielkiej Brytanii	22
J. Chojnacki: Tradycja i organizacja polskiego budownictwa lotniskowego w okresie międzywojennym	25
Samolot ADM „Mirage” F1 — W.K.	29
Samolot na krótkie i lokalne trasy VFW614 — W.K.	30
NOWOŚCI TECHNICZNE	31
Odczyty redakcji „Technika Lotnicza i Astronautyczna”	33
25 lat Naczelnej Organizacji Technicznej	40
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI GŁÓWNEJ KOMUNIKACJI LOTNICZEJ SITK	III okł.
KRONIKA	III okł.
VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH. TRYBUNA LOTNIKÓW	IV okł.
CO PISZĄ INNI	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor Naczelny:
mgr inż. *Stefan Sulikowski*

Sekretarz Redakcji:
M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:
dr *B. Dostatni*, mgr inż. *A. Gołędziński*, mgr inż. *W. Korzyński*, mgr inż. *S. Lassota*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaremba*

Korespondenci terenowi:
mgr inż. *A. Hadrawa*, inż. *H. Misiało*, mgr inż. *S. Orczykowski*

Rada Programowa:
prof. dr inż. *W. Fiszdón*, dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *E. Kotodziński*, mgr *M. Kowieski*, red. *Jerzy R. Konieczny*, mgr inż. *J. Kucharski*, mgr inż. *A. Lewkowicz*, prof. mgr inż. *H. Muster*, mgr inż. *W. Nowakowski*, mgr inż. *M. Sikorski*, mgr inż. *S. Sulikowski*, prof. dr *I. Tarski*, mgr inż. *W. Wilanowski*

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1030/C — K-7.
Nakład 1800 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60x85.

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

INDEKS 38006

JETHON Z.

Использование технических достижений астронавтики в медицине

Космические исследования принесли много нового в медицину. Разработанные в астронавтике телеметрические методы совместно с новым видом приемных электродов нашли применение в медицине: сердца и мозга, а также в клиниках: методы дистанционного контроля состояния здоровья астронавтов используются для измерения давления крови, а сейсмокардиография — для определения степени повреждения сердца, например, при инфаркте миокарда. По примеру методов астронавтики в клиниках установили мониторы для визуального анализа состояния здоровья пациентов и электронные вычислительные машины для обработки данных и очистки от шума рентгеновских снимков. В клинической медицине используются также разработанные для нужд астронавтики методы стерилизации и биологические скафандры. Отдельную группу устройств представляют собой приспособления для больных, например, очки для дистанционного управления и "лучный корабль" для людей с парализованными конечностями. В США при НАСА создано специальное бюро, занимающееся анализом возможностей использования достижений астронавтики в других областях жизни.

KRUS L.

629.7.035.3—52:621.438—52

SZCZECIŃSKI S.

Основные принципы управления турбовинтовыми и вертолетными двигателями

В статье описаны процессы, происходящие в турбовинтовом (вертолетном) двигателе, рассматриваемом как объект управления, имеющийся ограничения и принципы управления, имеющие ограничения и принципы управления как одноцилиндровыми, так и двухцилиндровыми (с отдельной приводной турбиной) двигателями. Статья иллюстрируется соответствующими характеристиками.

FILIP J.

629.735.064.3

Гидравлическое оборудование самолета Г-111

Гидравлическое оборудование самолета с непрерывной стреловидностью крыла Дженерал Г-111 питается двумя отдельными установками, одна из которых питает только установку главной системы управления самолетом и в случае порыва может быть заменена другой, вспомогательной, питающей менее важные устройства. В статье описаны важнейшие системы гидравлического оборудования самолета: нагнетающая система перестановки горизонтального определения.

KAŹMIERCZYK F.

656.71:625.8

Укрепление покрытий аэродромов

Использование тяжелых самолетов заставляет авиационные службы военной авиации и правления гражданских аэродромов укрепить покрытия взлетных дорожек, рулежных дорожек и стояночных площадок. На основе опыта Инженерного Корпуса Армии США автор описывает несколько способов укрепления этих покрытий.

OŻÓG M.

Авиационный транспорт во внешней торговле Великобритании

В статье представлена история развития авиационного транспорта в Великобритании и подчеркивается его значение в связи с ее географическим положением. Далее характеризуется деятельность авиационных компаний, описываются исследования маркетинга и дается анализ компаративных расходов для морского транспорта, проведенный специалистами ВОАС.

SNOJNACKI J.

656.71(438)

Традиции и организация строительства аэродромов в Польше в межвоенный период

В статье описан первый период строительства аэродромов в Польше, начиная с 1910 года (первый постоянный аэродром был сдан в эксплуатацию в мире в 1909 году). Далее представлена организационная структура и представлены люди, строившие военные и гражданские аэродромы в 1918—1939 гг., а также подчеркивается вопрос координации в масштабе страны и децентрализованный характер капиталовложений.

ZESZYT 1

STYCZEŃ

1 9 7 1

ROK XXVI



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr inż. ANDRZEJ MARKS

629.787(47):523.3

„Łuna” 16

- sukces techniczno-nawigacyjny

Lot radzieckiej sondy kosmicznej „Łuna” 16 po próbkę gruntu księżycowego jest przede wszystkim osiągnięciem z dziedziny techniki i nawigacji kosmicznej, świadczącym o nadzwyczaj wysokim poziomie techniki astronautyki radzieckiej.

W związku bowiem z nadzwyczaj złożonym programem lotu aparat musiał odznaczać się bardzo skomplikowaną konstrukcją umożliwiającą sprostanie różnorodnym zadaniom. Zdumiewająca jest przy tym niezawodność działania tak skomplikowanego urządzenia, jakim była „Łuna” 16. Wszakże lot „Łuny” 16, odmiennie niż to zwykle robiono do tej pory, nie był poprzedzony długą serią eksperymentów wstępnych, a co najwyżej dwoma takimi lotami, a mianowicie lotem sond „Łuna” 14 i „Łuna” 15.

Sonda „Łuna” 16 wystartowała z kosmodromu w Bajkonurze 12 września 1970 r. o godzinie 14 minut 26 czasu warszawskiego. Jak to jest regułą, wprawiono ją najpierw w bliskoziemski ruch orbitalny, następnie naziemne stacje obserwacyjne wyznaczyły aktualne parametry orbity i dopiero w oparciu o te dane uruchomiono ostatni stopień rakiety nośnej w celu zwiększenia prędkości z 7,8 do 10,9 km/s, co umożliwiło odlot ku Księżycowi. (Jak już bowiem wyjaśniono, taki dwuetapowy — pośredni — odlot od Ziemi umożliwia dokładniejsze osiągnięcie wymaganej prędkości, kierunku i chwili odlotu w wymaganym miejscu przestrzeni niż odlot jednoetapowy — bezpośredni).

W czasie lotu ku Księżycowi — 13 września — wykonana została korektura kierunku i prędkości lotu. W tym celu włączono na 6,4 sekundy silnik sondy. Uzyskany wynik okazał się tak dokładny, że można było zrezygnować z planowanej drugiej korektury.

17 września, a więc po około 5 dobach lotu, nastąpił przylot sondy w sąsiedztwo Księżyca. Jak to jest więc regułą w ostatnich radzieckich eksperymentach seleonautycznych, lot trwał niewiele krócej niż czas maksymalnie możliwy. Oznacza to, że odlot od Ziemi nastąpił z prędkością niewiele większą niż minimalna, a także, że przylot w sąsiedztwo Księżyca nastąpił z prędkością niewiele większą od minimalnej. Było to oczywiście korzystne z energetycznego punktu widzenia, ale wymagało niezwykle dokładnej nawigacji, gdyż jest ona tym łatwiejsza, im większa jest prędkość lotu.

Po przylocie sondy w sąsiedztwo Księżyca uruchomiony został silnik hamujący, aby zmniejszyć prędkość lotu z około 2,4 do około 1,6 km/s, w wyniku czego „Łuna” 16 stała się satelitą Księżyca. Wokołoksiężycowy ruch sondy rozpoczął się na wysokości 110 km, czyli takiej, na jakiej poruszały się wokół Księżyca amerykańskie załogowe statki kosmiczne „Apollo”. Płaszczyzna orbity „Łuna” 16 była nachylona do płaszczyzny równika Księżyca o 70°, a jedno okrążenie sondy wokół Księżyca trwało 1 godzinę i 59 minut.

18 września prędkość sondy zmniejszono o około 20 m/s, w wyniku czego jej orbita stała się elipsą z aposelenium na wysokości 106 km, a periselenium na wysokości 15 km, czyli w przedziale wysokości, na jakich poruszały się załogowe lądowiki LM amerykańskich wypraw „Apollo”. 19 września wykonano jeszcze korekturę kierunku lotu sondy, w wyniku czego nachylenie płaszczyzny orbity zwiększyło się do 71°.

20 września rozpoczęło się o godzinie 6 minut 12 lądowanie sondy. Najpierw silnik hamujący zmniejszył prędkość lotu, wskutek czego periselenium orbity obniżyło się do wysokości 600 m. Tutaj główny silnik hamujący (na ciekłe materiały pędne i z regulowanym

W artykule przedstawiono przebieg eksperymentu przeprowadzonego przez uczonych radzieckich z sondą księżycową „Łuna” 16 podkreślając trudności techniczne i nawigacyjne przedsięwzięcia i wskazując na znaczenie bezzałogowych wypraw na Księżyc i planety naszego Układu Słonecznego.

ciągłem) uruchomiono jeszcze raz. Działał on do wysokości 20 m i zredukował prędkość lotu praktycznie do 0. Następnie działały jeszcze do wysokości 2 m dwa pomocnicze silniki hamujące. Cały tor zejścia miał długość 250 km. Sonda osiadła miękko na powierzchni Księżyca o godzinie 6 minut 18 z pionową prędkością nie przekraczającą 2,5 m/s. Lądowanie nastąpiło na Morzu Żyzności (Mare Foecunditatis) w miejscu o współrzędnych 0°41'S i 56°18'E, czyli we wschodniej połowie globu Księżyca*. Rejon ten wybrano dlatego, aby ułatwić odlot części wzlatającej sondy ku Ziemi po torze bezpośrednim (balistycznym). Tym samym jednak utrudnione było bezpośrednie lądowanie sondy, bo jest ono łatwiejsze w zachodniej połowie globu Księżyca (tam właśnie wylądowała w lutym 1966 r. radziecka sonda „Luna” 9, a następnie w grudniu 1966 r. „Luna” 13). Dlatego właśnie „Luna” 16 została przed lądowaniem wprowadzona w wokołoksiężycowy ruch orbitalny.

Podkreślić należy dużą masę sondy po wylądowaniu na Księżycu wynoszącą 1880 kg. Oznacza to, że przed hamowaniem musiała ona mieć masę rzędu 8000 kg. Była to więc największa z dotychczas wysłanych ku Księżycowi sond kosmicznych, a dla wystrzelenia jej potrzebna była rakietą nośna klasy „Proton”.

Dodać też należy, że sonda wylądowała na Księżycu w czasie nocy księżycowej — w 60 godzin po zachodzie słońca. Było to więc pierwsze w ogóle lądowanie na Księżycu w czasie nocy. Można się domyślać, że postąpiono tak dlatego, aby ułatwić zorientowanie się sondy względem Ziemi przed odlotem z Księżyca, gdyż Ziemia była w nocy najokazalszym obiektem na nieboskłonie księżycowym. Utrudniało to jednak działanie urządzeń sondy, dlatego bo w czasie nocy powierzchnia Księżyca ma temperaturę rzędu — 150 °C. (Wspomnieć tu trzeba, że jak to jest regułą w radzieckich urządzeniach kosmicznych, „Luna” 16 miała szczelny kadłub wypełniony obojętnym gazem o ciśnieniu 760 mmHg).

Po wylądowaniu na Księżycu z sondy wysunęło się umieszczone na wysięgniku elektryczne urządzenie wiertnicze wyposażone w rurowe wiertło. (Takie jego umieszczenie umożliwiało wysunięcie go poza rejon gruntu najbardziej zanieczyszczony i zniekształcony przez oddziaływanie gazów spalinowych z silników hamujących).

Działanie wiertła było przy tym kontrolowane z Ziemi w ten sposób, że otrzymywała ona krótkie polecenia i po spełnieniu każdego z nich sama zatrzymywała się informując jednocześnie o wykonanej czynności.

Rurowe wiertło wgrzyzło się w grunt Księżyca na głębokość 35 cm pobierając do swego wnętrza tzw. rdzeniową próbkę gruntu. Sonda „Luna” 16 dostarczyła 100 g próbki. Nader ważne jest, że dla próbki tego rodzaju charakterystyczny jest niezakłócony pionowy układ warstw i niezakłócona struktura wewnętrzna. Dodać przy tym należy, że szybkość zagłębiania się wiertła w grunt była mierzona, co umożliwiało określanie twardości gruntu.

Po wykonaniu tego zadania wiertło zostało wprowadzone do umieszczonego na samym wierzchołku kulistego

zasobnika powrotnego i w nim zostało szczelnie zamknięte.

21 września o godzinie 8 minut 43 nastąpił start z Księżyca części wzlatającej „Luny” 16 do lotu powrotnego na Ziemię. (Wypalona dolna hamująca część sondy pozostała oczywiście na Księżycu służąc jako platforma startowa). W czasie wlotu silnik startowy na ciekłe materiały pędne nadał części wzlatającej prędkość 2,708 km/s, czyli sporo większą od minimalnie potrzebnej, tj. 2,4 km/s.

Lot na Ziemię odbywał się po torze balistycznym (bezpośrednim) i bez korektur kierunku i prędkości ruchu, a mimo to część powrotna z dużą dokładnością trafiła do planowanego rejonu powierzchni Ziemi, co wymownie świadczy o wysokiej precyzji całego urządzenia i precyzji jego nawigacji.

Część powrotna odłączyła się od części wzlatającej 24 września w odległości 50 000 km od Ziemi. O godzinie 6 była ona oddalona od Ziemi o 6500 km i miała prędkość 6,5 km/s, a o godzinie 6 minut 10 wtargnęła do ziemskiej atmosfery z prędkością ponad 11 km/s. Hamowanie aerodynamiczne było bardzo gwałtowne (opóźnienie miało wartość 350 g, a temperatura na powierzchni zasobnika 10 000 °C). Żaroodporny pancerz aerodynamiczny powrotnego zasobnika przetrzymał jednak te warunki. Na wysokości 14,5 km zasobnik miał już prędkość tylko 0,3 km/s i wówczas rozwinął się spadochron hamujący; na wysokości 11 km rozwinął się główny spadochron, na którym zasobnik wylądował o godzinie 6 minut 26 w rejonie miasta Dżezkazgan w Kazachstanie.

Ponieważ zasobnik w czasie opadania był śledzony przez ekipę odbiorczą, więc od razu został odnaleziony. Następnie przekazany do specjalnego laboratorium w Moskwie, gdzie utworzono go w komorze próżniowej, a próbkę gruntu, mającą postać proszku o barwie szarej, poddano kwarantannie biologicznej i pierwszym badaniom, a następnie przekazano ją na dalsze badania do wyspecjalizowanych laboratoriów.

Udany eksperyment z „Luną” 16 dostarczył narzędzia do systematycznego pobierania próbek materii z różnych miejsc powierzchni Księżyca w sposób względnie mało kosztowny i bez ryzyka. Wyprawy załogowe nie mogą być bowiem uznane za takie narzędzie ze względu na ogromne koszty i ryzyko. Dodać należy, że sprawa uzyskania próbek gruntu Księżyca z możliwie licznych i możliwie różnych miejsc jego powierzchni jest obecnie bardzo ważna, gdyż badania próbek dotychczas posiadanych nastręczyły nader wiele problemów i niejasności, toteż konieczne są dalsze badania. Dodać przy tym należy, że „Luna” 16 uzyskała próbki z rejonu ciekawego pod względem selenologicznym, gdyż niezbyt odległego od terenów lądowych i dotychczas nie badanego.

Nader ważny wynik lotu „Luny” 16 stanowi to, że zapoczątkował on erę konstruowania i wysyłania podobnych sond na inne ciała kosmiczne naszego Układu Planetarnego, na które wypraw załogowych wysyłać nie będzie można, jeżeli nie liczyć planety Mars.

Zresztą i w przypadku Marsa wyprawa załogowa byłaby tak trudna, kosztowna i ryzykowna, że powątpiewa się w sensowność jej realizacji.

* Miejsce lądowania na Księżycu było odległe od planowanego tylko o 1,5 km.

Wykorzystanie technicznych osiągnięć astronautyki w medycynie

Badania kosmiczne wniosły wiele nowego do medycyny. I tak, opracowane w astronautyce metody telemetryczne łącznie z nowym rodzajem elektrod odbiorczych znalazły zastosowanie w medycynie sportu i pracy oraz w klinikach, metody zdalnej kontroli stanu zdrowia astronautów zostały wykorzystane do pomiaru ciśnienia tętniczego, a seismokardiografia — do określania stopnia uszkodzenia serca, np. w chorobie zawałowej. Wzoruując się na metodach astronautyki zastosowano w klinikach monitory do wizualnej analizy stanu zdrowia pacjentów oraz maszyny cyfrowe do opracowywania danych i do oczyszczania z szumów zdjęć rentgenowskich. Wykorzystane również zostały przez medycynę kliniczną opracowane dla potrzeb astronautyki metody sterylizacji i skafandry biologiczne. Oddrębny dział stanowią urządzenia na użytek chorych, jak np. okulary „o zdalnego sterowania i „pojazd księżycowy” dla osób z porażonymi kończynami. W Stanach Zjednoczonych powstało przy NASA specjalne biuro zajmujące się analizą możliwości wykorzystania osiągnięć astronautyki na użytek innych dziedzin życia.

Postęp w astronautyce nie jest możliwy bez odpowiedniego przystosowania metod badawczych do całkowicie odmiennych warunków środowiskowych przestrzeni pozaziemskiej. Metody i urządzenia używane w codziennej pracy na Ziemi są związane bezpośrednio z warunkami na niej panującymi. Warunki umożliwiające prowadzenie bezpośredniej obserwacji, wpływ ciśnienia atmosferycznego i grawitacji na sposób pracy przyrządów, warunki oświetleniowe i względnie stałe temperatury otoczenia są tylko przykładowymi czynnikami, które warunkują konstrukcję urządzeń i ich wykorzystywanie w procesie badawczym.

Najistotniejszym utrudnieniem w prowadzeniu badania w przestrzeni kosmicznej jest konieczność przekazywania danych na odległość, do urządzeń rejestrujących stacji kontrolnej na Ziemi. Nieliczne tylko wyniki pomiarów mogą być rejestrowane na pokładzie statku, nawet w przypadku zapewnienia obsługi takiej rejestracji przez człowieka-astronautę. Zakres prowadzonych badań jest bardzo różnorodny, co uniemożliwia opanowanie wszystkich stosowanych technik przez szczupłą stosunkowo załogę. Do tego dołączają się możliwości gabarytowe statku, które pozwalają na umieszczenie na jego pokładzie tylko najbardziej niezbędnej aparatury. Zaistniała więc konieczność szerokiego rozwoju badań nad możliwością zdalnego przekazywania wyników pomiarów, czyli nad techniką telemetrii. Zagadnienia te są stale w opracowywaniu. Niemniej astronautyka rozporządza dzisiaj dość doskonałą formą telemetrycznego połączenia między statkiem kosmicznym a stacjami naziemnymi, pozwalającą przekazywać dane na odległość setek tysięcy kilometrów.

Metody telemetryczne wypracowane w astronautyce są dzisiaj wykorzystywane w wielu dziedzinach medycyny. Szczególnie ich walory spowodowały, że są one nieodzownym środkiem badawczym w medycynie pracy i sportu, gdzie pomiar parametrów fizjologicznych powinien odbywać się z maksymalnym obciążeniem i ograniczeniem ingerencji człowieka w wykonywaną czynność. Szczególnie pomocna była w tym miniaturyzacja nadajnika, co znacznie zmniejszyło jego ciężar,

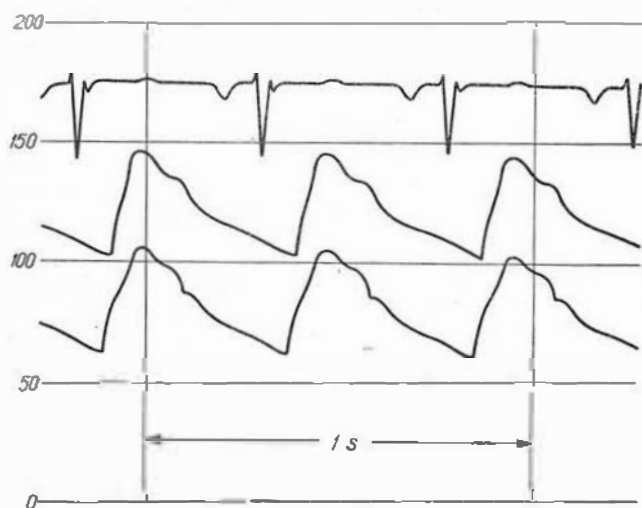
pozwalając rozszerzyć zakres zastosowania na kliniki, u chorych. W tym przypadku chory, poruszając się swobodnie na terenie szpitala, może być pod stałą obserwacją medyczną poprzez monitor zainstalowany w dyżurce lekarskiej.

Drogą telemetryczną możliwe jest przekazywanie sygnałów wyłącznie elektromagnetycznych. Tą drogą nadają się więc do przekazania dane o wielkościach, które dadzą się przekształcić na impuls elektromagnetyczny lub za jego pośrednictwem zakodować. W locie kosmicznym metoda telemetryczna wykorzystywana jest do przekazywania informacji o stanie czynnościowym procesów fizjologicznych astronautów. Duże odległości między statkiem kosmicznym a stacją kontrolną zmuszały do udoskonalenia metod rejestrujących poszczególne wielkości fizjologiczne, tak aby w możliwie wiernej postaci informacje o nich docierały do urządzeń odbiorczych. Zanotowany w tym zakresie postęp dotyczy przede wszystkim sposobu podłączenia elektrod odbiorczych do ciała badanego. W klasycznym sposobie elektroda nakładana jest bezpośrednio na skórę po uprzednim jej zwilżeniu odpowiednią pastą elektrolitową. Drobne przesunięcia elektrody i zmiany w przyleganiu jej do skóry, jakie łatwo mogą powstać podczas wykonywania ruchów, często zniekształcały zapis tak dalece, że czyniły go nieczytelnym. Dla celów astronautycznych opracowano więc sposób podłączania elektrod do skóry przez nastrzyknięcie skóry szybko schnącym żelazem elektrolitowym. Żel ten pokrywa końcówkę przewodu odbierającego biopotencjały i wnika w wierzchnią warstwę skóry, przez co daje idealne połączenie skóry z elektrodą, gdyż sam tę elektrodę tworzy. Zawierając w swoim składzie elastyczne substancje żywiczne jest bardzo wytrzymały na zginanie, a przy tym łatwo usuwalny odpowiednimi odczynnikami.

Oryginalne rozwiązanie konstrukcyjne elektrod i możliwość ich szerszego wykorzystania poza astronautyką przedstawił V. Rogallo z USA [3]. Zespół pod jego kierunkiem opracował czujniki do rejestracji liczby mikrometeoroidów uderzających o powierzchnię statku kosmicznego i ich energii kinetycznej. Czujnik ten,

oparty na kryształach piezoelektrycznym, przekazywał już informacje o 1/1000 części energii elektrycznej ziarenka soli kuchennej padającego z wysokości 1 cm. Odpowiednio modyfikując czujnik uzyskano urządzenie, które pozwalało w pełni czytelnie zarejestrować balistokardiogram serca embrionu kurzego bez wprowadzania do wnętrza jaja elektrod lub naruszania skorupy. Dalsza modyfikacja tego czujnika doprowadziła do skonstruowania elektrody przydatnej w rejestracji drobnych skurczów mięśni i ich włókien, które występują w pewnych schorzeniach neurologicznych, jak np. w parkinsonizmie.

Poszukiwania nowych elektrod i czujników, które mogą być przydatne w astronautyce, doprowadziły do opracowania wielu czujników zminiaturyzowanych. Przykładem może być czujnik do pomiaru ciśnień w układzie krążenia. Połączony z kateterem, czyli odpowiednio cienką rurką elastyczną, może ten kondensatorowy czujnik być umieszczony w dowolnej okolicy wewnątrz naczyń krwionośnych lub wewnątrz serca. Średnica czujnika wynosi 2,25–1,00 mm, co pozwala wprowadzić go przez igłę iniekcyjną. Używany był do pomiarów ciśnień w komorach serca u psów i małp, lecz z powodzeniem nadaje się do użytku w kardiologii u chorych, u których pomiar ciśnień w układzie krążenia dokonywany jest przy równoczesnym obciążeniu fizycznym. Należy przy tym podkreślić dużą dokładność zapisu uzyskanego tym czujnikiem w porównaniu z innymi, dotąd używanymi czujnikami (rys. 1).



1. Porównanie zapisu zmian ciśnienia w łuku aorty uzyskanego czujnikiem pojemnościowym G. W. Coona (dolna krzywa) z zapisem wykonanym za pomocą dotychczas stosowanego czujnika (krzywa środkowa). U góry krzywa elektrokardiograficzna [4]

Konieczność prowadzenia zdalnie kontroli stanu zdrowia astronautów oraz niektórych doświadczeń fizjologicznych była bodźcem do opracowania nowych metod badawczych. Już w locie kosmicznym Łajki zastosowano zdalnie przeprowadzony pomiar ciśnienia w tętnicy szyjnej, wyizolowanej w fałdzie skórny według metody Van Leersuma. Rytmicznie napełniany mankiet uciskał tętnicę, powodując jej zwężenie i przez to zawirowanie przepływającej krwi, które były rejestrowane odpowiednim czujnikiem. Ciśnienia, przy których te zawrowania powstawały i zanikały, były podstawą do obliczeń ciśnienia skurczowego i rozkurczowego w tę-

tnicy szyjnej. Powyższy sposób pomiaru ciśnienia tętniczego, zmodyfikowany i przystosowany do użycia na ramieniu człowieka bez ingerencji chirurgicznej, jest dzisiaj szeroko stosowany w medycynie sportowej, medycynie pracy oraz w niektórych sytuacjach przy łóżku chorego.

Do kontroli pracy serca opracowano wiele różnych metod, których przykładem jest analiza drgań klatki piersiowej, jakie powstają podczas uderzenia serca w czasie skurczów o jej przednią lewą część. Przyrząd rejestrujący te drgania, zwany sejsmokardiografem, reprezentuje sobą zupełnie odmienną technikę badawczą, pozwalając na ilościową analizę nie uwzględnianych dotąd zjawisk związanych z pracą serca. Metoda ta opracowana została przez R. M. Bajewskiego i Ł. A. Kazariana ze Związku Radzieckiego [1]. W zapisie analizowanych drgań wyróżniono dwa kompleksy amplitud, z których pierwszy wyraża siłę uderzenia serca o klatkę piersiową podczas skurczu, a drugi tę samą siłę w czasie rozkurczu. Amplituda wychyleń sejsmokardiogramu jest proporcjonalna do intensywności uderzenia. Ponadto rozpatruje się czas trwania kompleksu skurczowego i kompleksu rozkurczowego, które charakteryzują „zbornosć” skurczu włókien mięśnia sercowego, czyli synchroniczność ich kurczenia się. Pochodne powyższych wartości oraz pochodne składowych sejsmokardiogramu i elektrokardiogramu pozwalają na dokładną ocenę wielu parametrów pracy serca. Konieczne było przy tym opracowanie norm fizjologicznych pozwalających określić zakres ewentualnych odchyień. Posiadane obecnie dane na temat wartości tej metody pozwoliły wprowadzić sejsmokardiografię do klinik, gdzie jest ona wykorzystywana w określaniu stopnia uszkodzenia serca uwidoczniającego się w odchyleniach mechanicznych parametrów jego pracy, zwłaszcza w wadach serca i chorobie zawałowej.

Dane o stanie zdrowia astronautów, które otrzymuje stacja kontrolna, są natychmiast analizowane. Wykorzystuje się w tym celu monitory do wizualnej analizy dokonywanej przez odpowiednich specjalistów, jak również rejestrację i opracowanie statystyczne za pomocą elektronicznych maszyn cyfrowych. Obie te formy stałej kontroli zdrowia wykorzystane zostały już praktycznie w wielu klinikach. W handlu dostępny jest zestaw obserwacyjny 6-stanowiskowy z możliwością prowadzenia ciągłej kontroli wizualnej, oceny zapisu na papierze, rejestracji danych na taśmie magnetycznej i z sygnałem alarmowym w przypadku, gdy poziom któregoś z parametrów wykroczy poza założony zakres zmiany. Opracowano również maszyny analogowe oparte na założeniach fizjologii kosmicznej, które są obecnie w coraz powszechniejszym użyciu, zwłaszcza w ilościowej ocenie bioprądów mózgowia, analizie składowych elektrokardiogramu oraz w wartościowaniu poszczególnych parametrów mechaniki oddychania.

Wykorzystanie elektronicznych maszyn cyfrowych wiąże się ponadto z oczyszczaniem otrzymywanych sygnałów z przypadkowych szumów. Jednym z pierwszych tego typu zastosowań w astronautyce było wykorzystanie tych maszyn w opracowaniach fotogramów przesyłanych z przestrzeni kosmicznej. Oczyszczenie ich z dodatkowo domieszanych szumów pozwoliło uzyskać zdjęcia z powierzchni Księżyca o zadziwiającej ostrości. W medycynie codziennej technika ta została wykorzystana w analizie zdjęć rentgenowskich, gdzie dzięki usunięciu „zanieczyszczeń” można było uzyskać rentgeno-



2. Zdjęcie angiograficzne naczyń mózgu uzyskane dotychczasową techniką (górną część) i po oczyszczeniu z szumów [3]

gram pozwalający ocenić nawet drobne szczegóły w budowie anatomicznej badanej okolicy (rys. 2).

Odrębnym działem, który znalazł szerokie zastosowanie w medycynie i biologii, są zagadnienia związane ze sterylizacją pomieszczeń i urządzeń. Są to stale aktualne zagadnienia w astronautyce w związku z możliwością zawleczenia drobnoustrojów ziemskich na inne planety oraz w związku z ewentualnością skażenia astronautów pozaziemskimi formami życia podczas przebywania na innych planetach. Z historii ludzkości dobrze znane są fakty gwałtownego rozprzestrzeniania się epidemii podczas odkrywania nowych „światów”. Nie wchodząc w szczegóły mechanizmu zagrożenia istot ludzkich w przypadku zetknięcia się z pozaziemskimi drobnoustrojami należy podkreślić duże zaangażowanie potencjału badawczego w opracowywaniu sposobów sterylizacji. Uzyskane środki i metody odkażania zostały przejęte już przez medycynę kliniczną. Na uwagę zasługuje tu tzw. zasłona powietrzna, która chroni przed zanieczyszczeniami, wykorzystywana już w produkcji antybiotyków. Skafandry biologiczne, używane przez astronautów po powrocie z podróży na Księżyc i stanowiące całkowitą pod względem biologicznym barierę, są wykorzystywane w zabiegach chirurgicznych, gdzie ochrona przed zanieczyszczeniem bakteryjnym musi być szczególnie zastrzeżona (na przykład przy przeszczepianiu narządów).

Praca astronautów w wielu przypadkach odbiega w swoim przebiegu i sposobie wykonania od pracy w warunkach ziemskich. Warunki środowiskowe, w jakich jest ona wykonywana, wymagają niejednokrotnie zastosowania innych narzędzi i innego ich użycia. Przykładem mogą być okulary pozwalające zdalnie włączać i wyłączać odpowiednie urządzenia. Wykonano je z myślą o zastosowaniu w takich warunkach, na przykład podczas działania dużych przyspieszeń, w których astronauta nie będzie mógł wykonywać żadnych ruchów.

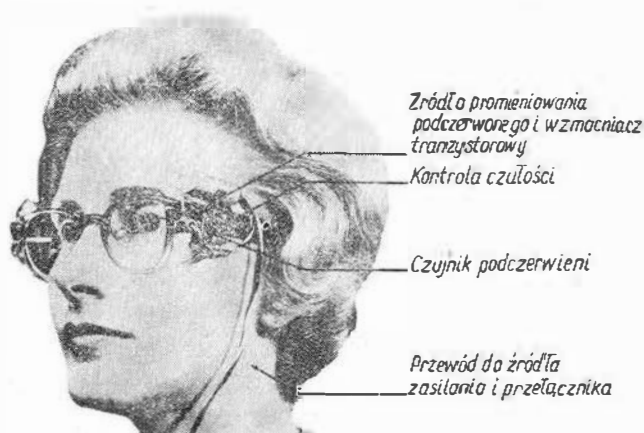
Urządzenia do zdalnego włączania przyrządów i sygnałów zostały przystosowane do użytku w tych sytuacjach, kiedy ciężko chory nie może się poruszać i mówić. Jest to urządzenie, w którym po obu stronach okularów umieszczono źródło promieniowania rzucające wiązkę

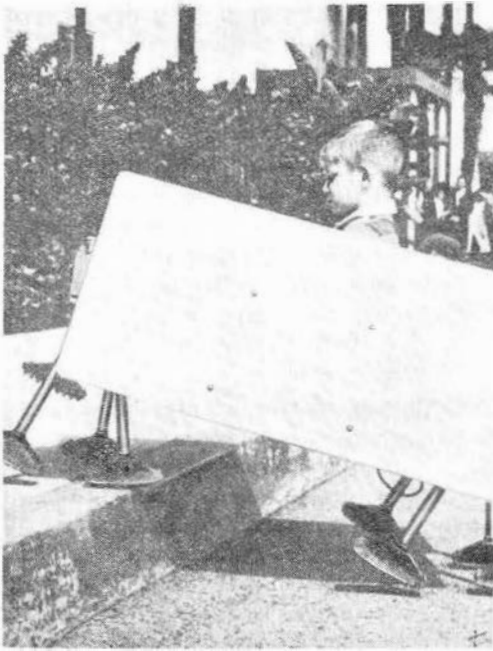
promieni na gałkę oczną (rys. 3). Znajdujący się obok czujnik analizuje odbicie promieni, wykrywając różnicę między odbiciem od źrenicy i otaczającej ją białkówki. W przypadku, gdy źrenica oka poruszy się w poprzek wiązki promieni, zmniejszone wówczas odbicie jest bodźcem do uruchomienia sygnału. Urządzenie to przystosowano do uruchamiania urządzeń alarmowych, do włączania i wyłączania radia, telewizora, światła itp. Odpowiednio zmodyfikowane znalazło ponadto zastosowanie w uruchamianiu urządzeń przemysłowych, w pracy przy pulpicie sterowniczym i w innych przypadkach, kiedy włączanie odpowiednich sygnałów jest konieczne przy równoczesnym zajęciu rąk inną czynnością.

Innym przykładem wykorzystania urządzeń astronautycznych jest przystosowanie pojazdu księżycowego dla chorych z porażonymi kończynami (rys. 4). Pojazd ten został zaprojektowany jako ruchome, bezzałogowe urządzenie do badania powierzchni Księżyca. Z uwagi na przewidywane duże nierówności gruntu został on wyposażony w 8 ruchomych podpór, z których 4 zawsze spoczywają na podłożu. Umożliwia to poruszanie się nawet po bardzo dużych nierównościach terenu. Dla celów klinicznych został ten pojazd wyposażony dodatkowo w drążek sterowniczy, pozwalający na łatwe jego prowadzenie. Jest on wykorzystywany do poruszania się przez osoby z porażonymi kończynami dolnymi. Dla osób, u których również kończyny górne są porażone, skonstruowano układ sterowniczy obsługiwany ruchami głowy.

Powyższy przegląd jedynie przykładowo przedstawia możliwości wykorzystania osiągnięć astronautycznych w codziennym życiu. Należy do tego dołączyć duże znaczenie wyników badań prowadzonych w biologii i medycynie kosmicznej dla postępu nauk przyrodniczych. Przestrzeń kosmiczna daje możliwości prowadzenia badań w warunkach środowiskowych, które na Ziemi nie są w pełni możliwe do naśladowania. Odmienność wpływów środowiskowych pozwala ponadto z całkowicie odmiennych pozycji oceniać dotychczasowe poglądy na przebieg poszczególnych procesów fizjologicznych. Przykładowo można tu przytoczyć olbrzymi postęp badań w dziedzinie biorytmów, w związku z możliwością wykluczenia wpływu ruchu obrotowego Ziemi na cykliczność procesów fizjologicznych. Podobne znaczenie mają również badania w nieważkości dla zrozumienia zjawisk zachodzących w hipokinezi i hipodynamii.

3. Ogólny widok okularów do zdalnego włączania i wyłączania sygnałów [3]





4. Prototypowe przystosowanie bezzałogowego pojazdu księżycowego do korzystania przez dzieci z porażonymi kończynami dolnymi [3]

Możliwość wykorzystania osiągnięć astronautyki w działalności człowieka na Ziemi wytworzyła konieczność wydzielenia specjalnych komórek organizacyjnych, które zajęłyby się selekcją, przystosowywaniem i przekazywaniem projektów do odpowiednich gałęzi techniki i nauki. Na przykład, w Stanach Zjednoczonych przy Narodowej Agencji do Spraw Astronautyki i Lotnictwa (NASA) utworzono Biuro Wdrażania Techniki (Office of Technology Utilization), które wszystkie opracowania, prototypy i wyniki badań z zakresu astronautyki odpowiednio ocenia pod względem możliwości wykorzystania w codziennej praktyce. Składa się ono z dwóch części wzajemnie się uzupełniających w swej działalności. Jedną z nich jest Oddział Informacji Naukowej i Technicznej (Scientific Technical Information Division), który gromadzi i w miarę zapotrzebowania rozpowszechnia informacje o postępach badań z astronautyki i dziedzin pokrewnych. W oddziale tym przeciętnie rocznie jest streszczanych około 75 000 różnych prac z całego świata. W oparciu o uzyskane informacje oddział wydaje specjalistyczne biuletyny ze streszczeniami oraz opracowuje specjalne referaty przeglądowe

na temat szczególnie ważnych problemów. Z ogólnej liczby opracowywanych wyników około 10% przypada na biologię i medycynę kosmiczną.

Drugą częścią Biura Wdrażania Techniki jest Oddział Wdrażania Techniki (Technology Utilization Division), który wybiera spośród gromadzonych przez pierwszy oddział informacji te odkrycia, wynalazki, usprawnienia, pomysły i nowe rozwiązania, które mogą być wykorzystane w innych dziedzinach życia na Ziemi. W Oddziale Wdrażania Techniki opracowywane są ponadto projekty i prototypy dla celów takiego wykorzystania. Swoją działalność oddział rozpowszechnia poprzez regionalne agendy, poprzez publikacje i zawieranie kontraktów na przeprowadzenie badań lub wykonanie konstrukcji na zlecenie. W zakresie biologii i medycyny kosmicznej tego rodzaju współpraca jest szczególnie owocna z Administracją Rehabilitacji Zawodowej (Vocational Rehabilitation Administration), która wykorzystala już wiele projektów astronautycznych w zakresie rehabilitacji inwalidów oraz do celów ergonomicznych.

Dowody ścisłego powiązania postępu astronautyki z ogólnym postępem nauki i techniki oraz konkretne korzyści wypływające z wykorzystania osiągnięć astronautycznych w innych dziedzinach życia uzasadniają wystarczająco stwierdzenie, że w zasadzie wszystkie wyniki uzyskane w badaniach kosmicznych mają znaczenie w codziennym życiu. Nie ma takiej dziedziny, która nie wyniosła korzyści z badań w przestrzeni kosmicznej. Wydaje się jednak, że korzyści te byłyby znacznie większe w przypadku szerszego zainteresowania się wynikami badań kosmicznych przez poszczególnych przedstawicieli danej dziedziny. Jak dotąd bowiem, badania kosmiczne traktowane są na ogół jako kosztowne, o małym znaczeniu praktycznym zaspokajanie ambicji niektórych polityków i naukowców. Że tak nie jest, świadczą o tym już istniejące korzyści z tych badań i perspektywy dalszego przekazywania osiągnięć astronautyki do celów działalności człowieka na Ziemi.

Literatura

1. Bajewskij R. M., Kazarian Ł. A.: Probl. kosmicznej biologii, 1962, 1:412.
2. Bajewskij R. M., Jegorow A. D., Kazarian Ł. A.: Kardiologija, 1964, 2:87.
3. NASA: Medical benefits from space research, US Gov. Printing Office, 1967.
4. NASA: NASA Tech. Brief 67-10669, 1967.
5. NASA: Press Release No. 69-83K, 1969.

BIBLIOTEKA

PROBLEMÓW

Andrzej Marks

Księżyc

Jest to pierwsza polska monografia o Księżycu. Książka zawiera nie tylko omówienie najnowszych odkryć, ale przedstawia dawniejsze badania Księżycu. Z uwagi na ogrom materiału dotyczącego zwłaszcza pochodzenia różnych obiektów na jego powierzchni i faktury tej powierzchni autor usystematyzował poszczególne zagadnienia. Omówione są tylko zagadnienia najważniejsze, najistotniejsze. Opisując poszczególne problemy autor omawia ich meritum, objaśnia metody badań oraz podaje kto, i gdzie przeprowadzał te badania. Obok zagadnień pierwszoplanowych omówione są istotne dla tematu zagadnienia tekstytów, oddziaływanie Księżycu na Ziemię, obserwacje Księżycu itp.

Książka zawiera liczne ilustracje, tablice, wkładki oraz Przewodnik po Księżycu i szczegółową Mapę Księżycu.

Państwowe Wydawnictwo Naukowe Warszawa 1970, wyd. 1, nakład 7000 + 250 egz. s. 605. Cena z. 48.—

PODSTAWOWE ZASADY STEROWANIA TURBINOWYCH SILNIKÓW ŚMIGŁOWYCH I ŚMIGŁOWCOWYCH

W artykule opisano procesy zachodzące w turbinowym silniku śmigłowym (śmigłowcowym) jako obiekcie sterowania, występujące ograniczenia oraz zasady sterowania zarówno silników jednowałowych jak i dwuwałowych (z oddzielną turbiną napędową). Artykuł zilustrowano odpowiednimi charakterystykami.

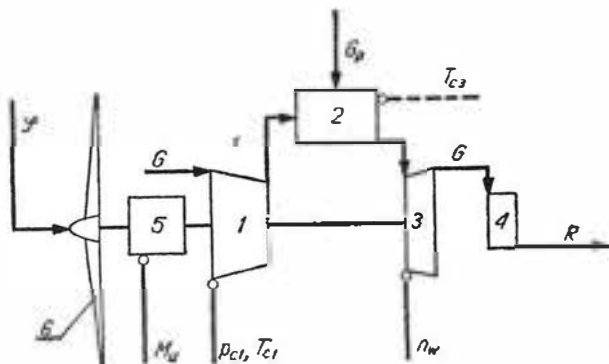
Złożoność procesów zachodzących w turbinowych silnikach śmigłowych i śmigłowcowych oraz wysokie wymagania odnośnie do niezawodności działania i trwałości konstrukcji zmuszają do stosowania coraz bardziej złożonych układów ich sterowania i automatycznej regulacji.

Właściwości sterowania silników jednowałowych

Turbinowe silniki jednowałowe są najprostsze pod względem konstrukcyjnym i mają stosunkowo niezłożone układy sterowania i automatycznej regulacji. Jednakże możliwe do uzyskania charakterystyki tych silników ograniczają ich zastosowanie w napędzie śmigłowców. Na rysunku 1 przedstawiono blokowy schemat jednowałowego turbinowego silnika śmigłowego z zaznaczeniem wielkości sterujących i pomiarowych. Warunki pracy silnika limitowane są parametrami powietrza na wlocie do silnika p_{c1} i T_{c1} , a moc silnika i prędkość obrotowa regulowane są wydatkiem paliwa G_p i kątem φ ustawienia łopaty śmigła.

Związki między mocą silnika N_u a prędkością obrotową n_w przy różnych kątach φ ustawienia łopaty śmigła (lub wirnika nośnego) i różnych temperaturach przed turbiną T_{c3} (zależnych od wydatku paliwa G_p i wydatku powietrza G) oraz występujące w silniku ograniczenia wyjaśnia rysunek 2. Zaznaczone charakterystyki określają zależność mocy pobieranej przez śmi-

1. Schemat jednowałowego turbinowego silnika śmigłowego jako obiektu regulacji:
1 — sprężarka, 2 — komora spalania, 3 — turbina, 4 — wylot gazów, 5 — reduktor, 6 — śmigło

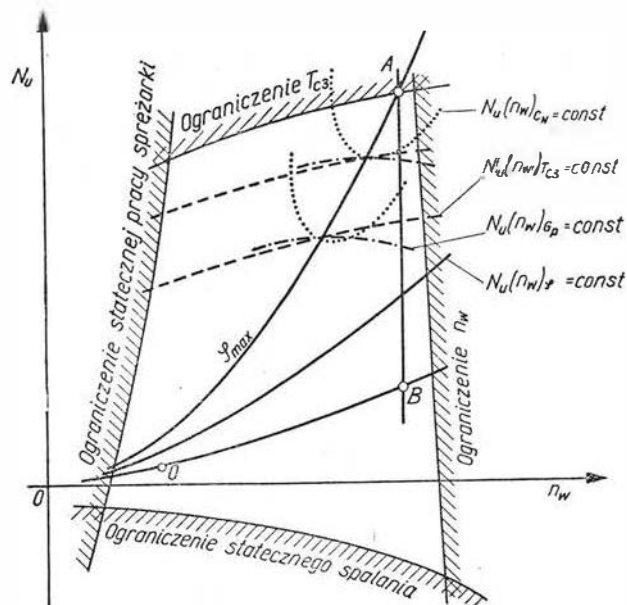


gło od prędkości obrotowej przy różnych ustalonych kątach ustawienia łopaty śmigła — $N_u(n_w) \varphi = \text{const}$. Zaznaczono również zależność mocy użytecznej w warunkach stałego wydatku paliwa — $N_u(n_w) G_p = \text{const}$ — oraz w warunkach stałej temperatury przed turbiną — $N_u(n_w) T_{c3} = \text{const}$. Na wykresy naniesiono linie mocy przy stałym jednostkowym zużyciu paliwa $N_u(n_w) C_N = \text{const}$.

Warunki mocy maksymalnej silnika oznacza na rys. 2 punkt A. Zwiększenie w tych warunkach kąta ustawienia łopaty φ powyżej $\varphi > \varphi_{\text{max}}$ prowadzi, przy stałym wydatku paliwa G_p , do wzrostu temperatury przed turbiną powyżej wartości dopuszczalnej $T_{c3\text{max}}$, gdyż wskutek spadku prędkości obrotowej sprężarki zmniejsza się wydatek powietrza G .

Program regulacji kąta ustawienia łopaty śmigła i wydatku paliwa w zależności od prędkości obrotowej silnika tak się na ogół dobiera, aby linia A — B (na rys. 2) przechodziła przez minimalne wartości $N_u(n_w) C_N = \text{const}$ i maksymalne $N_u(n_w) G_p = \text{const}$.

2. Zależność mocy jednowałowego turbinowego silnika śmigłowego od prędkości obrotowej przy różnych ustalonych wartościach T_{c3} , φ , G_p i C_N wraz z występującymi ograniczeniami



Taki program regulacji zapewni ekonomiczną pracę silnika, dużą stabilność mocy i prędkości obrotowej przy zmieniających się parametrach na wlocie P_{c1} i T_{c1} , co wynika z płaskiego przebiegu charakterystyk

$$N_u(n_w) G_p = \text{const.}$$

Obszar możliwych warunków pracy silnika turbinowego ograniczony jest z czterech stron:

- granicą statecznej pracy sprężarki
- granicą wytrzymałości zespołu wirującego
- granicą obciążeń termicznych zespołu turbinowego
- granicą statecznego spalania.

To ostatnie ograniczenie określa minimalnie dopuszczalne wydatki paliwa, gdy silnik napędzany jest przez śmigło (np. podczas lotu nurkowego); stąd zależność

$$N_u(n_w) G_p = \text{const.}$$

ma wartości ujemne.

Warunki biegu jałowego w silniku jednowałowym dobiera się tak, aby zapewnić stateczną i ekonomiczną pracę silnika z zachowaniem maksymalnej zdolności do przyspieszenia, najczęściej wg linii zbliżonej do $O-B-A$.

Parametrami charakteryzującymi pracę silnika są: prędkość obrotowa n_w , wydatek powietrza G , sprężarka π_s i temperatura przed turbiną T_{c3} . Własności dynamiczne silnika opisują równania ruchu wirnika:

$$M_T = I \frac{dn}{dt} + M_S + M_u \quad (1)$$

gdzie:

$$\left. \begin{aligned} M_T &= M_T(n_w, G, T_{c3}, \pi_s, \eta_T) \text{ — moment turbiny} \\ M_S &= M_S(n_w, G, \pi_s, \eta_s) \text{ — moment sprężarki} \\ M_u &= M_u(n_w, \varphi, P_{c1}, T_{c1}) \text{ — moment użyteczny} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

I — sumaryczny masowy moment bezwładności wirnika, reduktora oraz śmigła lub wirnika nośnego śmigłowca

π_T — stopień rozprężania w turbinie

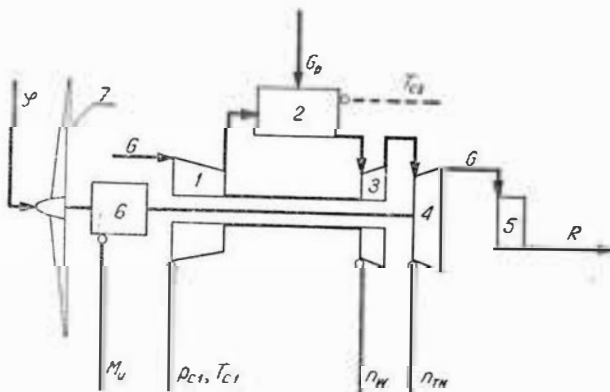
η_s, η_T — sprawność izentropowa sprężarki i turbiny.

Jako wielkości wyjściowe w ustalonych warunkach pracy silnika można przyjąć moc oraz jednostkowe lub godzinowe zużycie paliwa (wydatek paliwa G_p), które zależne są od następujących parametrów:

$$\left. \begin{aligned} N_u &= N_u(n_w, \varphi, P_{c1}, T_{c1}) \\ G_p &= G_p(n_w, \varphi, P_{c1}, T_{c1}) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

3. Schemat dwuwłowego silnika śmigłowego jako obiektu regulacji:

1 — sprężarka, 2 — komora spalania, 3 — turbina wytwornicy, 4 — turbina napędowa, 5 — wylot gazów, 6 — reduktor, 7 — śmigło



Wpływ warunków zewnętrznych P_{c1} , T_{c1} na wyjściowe wielkości jest pośredni — przez zmiany wydatku powietrza:

$$P_{c1} \rightarrow G$$

$$T_{c1} \rightarrow G$$

Na wielkości określające procesy w silniku, równania (1), (2) oraz (3), nałożone są ograniczenia przedstawione na rys. 2, wynikające, ogólnie rzecz biorąc, z ograniczeń wytrzymałościowych (n_w oraz T_{c3}) i ograniczeń stateczności pracy silnika. Oprócz tego stosuje się prawie powszechnie ograniczenia maksymalnej wartości momentu obrotowego przenoszonego przez koła zębate reduktora. Wynika to z faktu, że możliwość przekroczenia granicznej wartości momentu obrotowego M_{ug} , istnieje tylko na małych wysokościach i przy niskich temperaturach otoczenia. Ograniczenie momentu obrotowego pozwala na zmniejszenie ciężaru i wymiarów reduktora.

Sterowanie jednowałowych silników śmigłowych i śmigłowcowych polega na zmianie kąta ustawienia φ łopaty śmigła lub wirnika nośnego, zmianie wydatku paliwa G_p oraz ewentualnym sterowaniu upustami powietrza lub przestawialnymi kierownicami sprężarki. Wpływ sterowań na parametry silnika jest następujący: upusty lub nastawne kierownice sprężarki zapewniają jej stateczną pracę, wydatek paliwa wpływa na temperaturę przed turbiną, a co za tym idzie — na prędkość obrotową i moc silnika:

$$G_p \nearrow T_{c3} \nearrow n_w \nearrow N_u \quad (\text{przy ustalonym } \varphi)$$

Kąt ustawienia łopat φ wpływa bezpośrednio na moment obrotowy odbierany przez śmigło od silnika, a pośrednio (2) również na prędkość obrotową n_w . Zmiana φ umożliwia zmianę wartości momentu użytecznego, co jednak zmusza do jednoczesnej regulacji wydatku paliwa G_p w celu utrzymania niezmięnionej prędkości obrotowej. Nadmierny wzrost wydatku paliwa może spowodować przekroczenie dopuszczalnej temperatury przed turbiną.

Możliwości pomiarowe w turbinowym silniku śmigłowym lub śmigłowcowym są następujące: prędkość obrotowa wirnika n_w , moment użyteczny M_u , ciśnienie powietrza za sprężarką, pomiar parametrów powietrza na wlocie do silnika P_{c1} , T_{c1} , kontrolny pomiar temperatury na wlocie silnika lub ewentualnie pomiar temperatury T_{c3} .

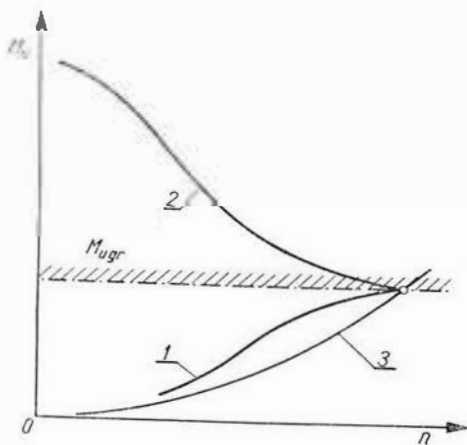
Właściwości sterowania silników dwuwłowych

Schemat silnika dwuwłowego (z oddzielną turbiną napędową) przedstawia rysunek 3. Wpływ poszczególnych parametrów na wlocie P_{c1} i T_{c1} na moc silnika dwuwłowego jest analogiczny jak dla silnika jednowłowego. Lista charakterystycznych parametrów pracy silnika dwuwłowego, zwanych często współzrzednymi stanu, obejmuje: prędkość obrotową wytwornicy n_w , prędkość obrotową turbiny napędowej (swobodnej) n_{TN} , temperaturę przed turbiną wysokiego ciśnienia T_{c3} , spręż π_s i wydatek powietrza G .

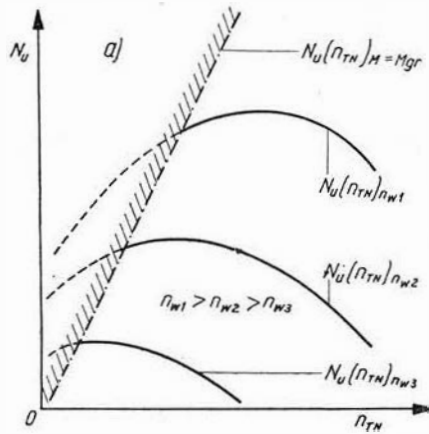
Własności dynamiczne silnika dwuwłowego opisują równania ruchu obu wirników:

$$\left. \begin{aligned} M_{TW} &= I_W \frac{dn_w}{dt} + M_S \\ M_{TN} &= I_{TN} \frac{dn_{TN}}{dt} + M_{Sm} \end{aligned} \right\} \quad (1')$$

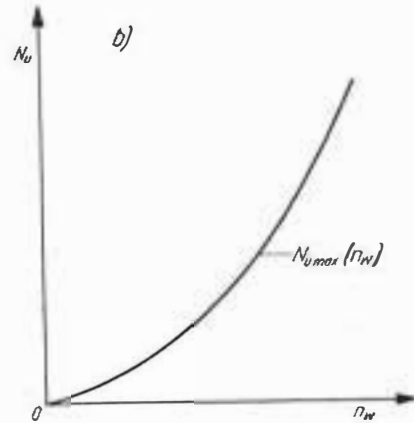
gdzie:



4. Zależność momentu obrotowego od prędkości obrotowej turbiny: 1 — silnik jednowałowy, 2 — turbina napędowa silnika dwuwałowego, 3 — moment obrotowy śmigła



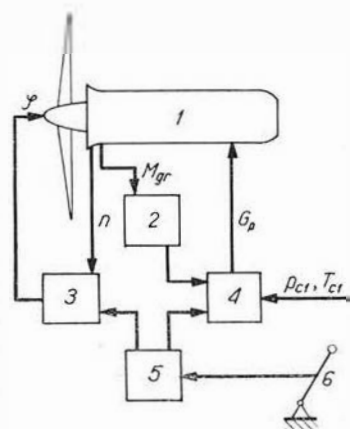
5. Charakterystyki mocy dwuwałowego silnika śmigłowego: a — zależność mocy turbiny napędowej od jej prędkości obrotowej, b — zależność mocy szczytowej silnika od prędkości obrotowej wytwornicy



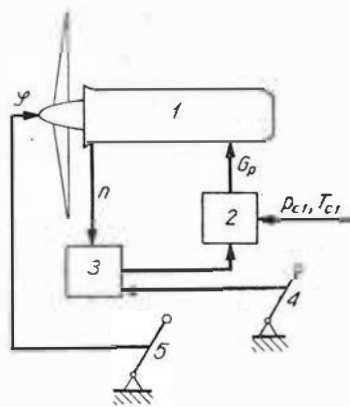
$$\begin{aligned}
 M_{TW} &= M_{TW}(n_w, G, T_{c3}, \pi_{TW}, \eta_{TW}) \text{ — moment turbiny wytwornicy} \\
 M_S &= M_S(n_w, G, \pi_S, \eta_S) \text{ — moment sprężarki} \\
 M_{TN} &= M_{TN}(n_{TN}, G, T_{c3}, \pi_{TN}, \eta_{TN}) \text{ — moment turbiny napędowej} \\
 M_{Sm} &= M_{Sm}(n_{sm}, \varphi, P_{c1}, T_{c1}) \text{ — moment śmigła}
 \end{aligned}
 \quad (2')$$

I_W — masowy moment bezwładności zespołu wirującego wytwornicy
 I_{TN} — sumaryczny masowy moment bezwładności wirnika turbiny napędowej, reduktora oraz śmigła lub wirnika nośnego śmigłowca.

6. Schemat blokowy układu sterowania skokiem turbinowego silnika śmigłowego: 1 — silnik, 2 — ogranicznik momentu obrotowego, 3 — regulator prędkości obrotowej, 4 — regulator wydatku paliwa, 5 — urządzenie nastawcze, 6 — dźwignia sterowania



7. Schemat blokowy dwudźwigniowego układu sterowania mocą turbinowego silnika śmigłowego: 1 — silnik, 2 — regulator wydatku paliwa, 3 — regulator prędkości obrotowej, 4 — dźwignia sterowania prędkości obrotowej, 5 — dźwignia sterowania mocą



kazano na rysunku 5. Widoczny jest szczególnie korzystny przebieg mocy turbiny napędowej od jej prędkości obrotowej z uwagi na bardzo płaski kształt charakterystyki, co ma szczególnie istotne znaczenie w przypadku śmigłowców [4].

Zasadnicze sposoby realizacji sterowania turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych zostały opisane w [4] i [5]. Na rysunkach 6 i 7 przedstawiono przykłady schematów blokowych układów sterowania: układu sterowania skokiem ze sprzężeniem dźwigni regulatora wydatku paliwa z regulatorem skoku śmigła i układu sterowania mocą (stosowanego przeważnie w silnikach śmigłowcowych), w którym zmiana mocy odbywa się przez zmianę skoku łopat.

* Wywód ten dotyczy przypadku, gdy silnik dwuwałowy pracuje przy stałej prędkości obrotowej wytwornicy, a przyspieszana jest turbina napędowa (przyśr. redukcji).

INSTALACJA HYDRAULICZNA SAMOLOTU F-111

Urządzenia hydrauliczne samolotu ze zmiennym skosem skrzydła General Dynamics F-111 są zasilane przez dwie oddzielne instalacje, z których jedna zasila tylko urządzenia zasadniczego układu sterowania samolotem i w przypadku uszkodzenia może być zastąpiona przez drugą, pomocniczą instalację, zasilającą mniej ważne urządzenia. W artykule opisano najważniejsze układy instalacji hydraulicznej samolotu: ukł. tłoczący, ukł. zmiany skosu skrzydła i ukł. przestawiania usterzenia poziomego.

Artykuł został opracowany na podstawie czasopisma „Hydraulics and Pneumatics” 1966 Decembre, vol. 19 nr 12. Ze względu na ograniczoną objętość artykułu pominięto w nim opis takich zespołów, jak układ chłodzenia oleju hydraulicznego oraz układy sterowania spoilerami, hamulcem aerodynamicznym, przednim podwoziem i hamulcami podwozia.

Poszczególne urządzenia hydrauliczne samolotu General Dynamics F-111 zasilane są przez dwie niezależne instalacje: zasadniczą i pomocniczą. Instalacja zasadnicza zasila jedynie urządzenia związane bezpośrednio ze sterowaniem samolotu podczas lotu. Instalacja pomocnicza zabezpiecza zarówno sterowanie samolotem, jak i poszczególne czynności wykonywane podczas startu, lądowania i eksploatacji naziemnej.

Urządzenia hydrauliczne samolotu F-111 można podzielić na trzy podstawowe grupy:

grupa I — urządzenia zabezpieczające sterowanie samolotem podczas lotu. Zasilane są one przez obie instalacje. Tylko ta grupa urządzeń jest zasilana przez instalację zasadniczą. Grupa I ma również pierwszeństwo w zasilaniu przez instalację pomocniczą, od której odłączone zostają pozostałe grupy w przypadku awarii instalacji zasadniczej,

grupa II — urządzenia pracujące podczas lotu, lecz nie należące do zasadniczego układu sterowania. Grupa ta zasilana jest wyłącznie przez instalację pomocniczą i może być automatycznie wyłączona z zasilania w przypadku uszkodzenia instalacji zasadniczej. W związku z tym dla poszczególnych urządzeń tej grupy przewidziano awaryjne zasilanie elektryczne lub pneumatyczne,

grupa III — urządzenia wykorzystywane podczas startu, lądowania lub eksploatacji naziemnej. Także ta grupa zasilana jest wyłącznie przez instalację pomocniczą. Może być odłączona od zasilania w dwóch przypadkach:

- uszkodzenia instalacji zasadniczej
- po starcie samolotu, gdy poszczególne urządzenia tej grupy wykonują zadane czynności. Przewidziano także awaryjne zasilanie elektryczne lub pneumatyczne.

W skład wymienionych grup wchodzi następujące układy:

grupa I — układ przestawiania statecznika poziomego, układ przestawiania steru kierunku, układ sterowania przerywaczami strug (spoilerami), układ zmiany skosu skrzydeł, układy tłumienia, nadajnik kąta ślizgu,

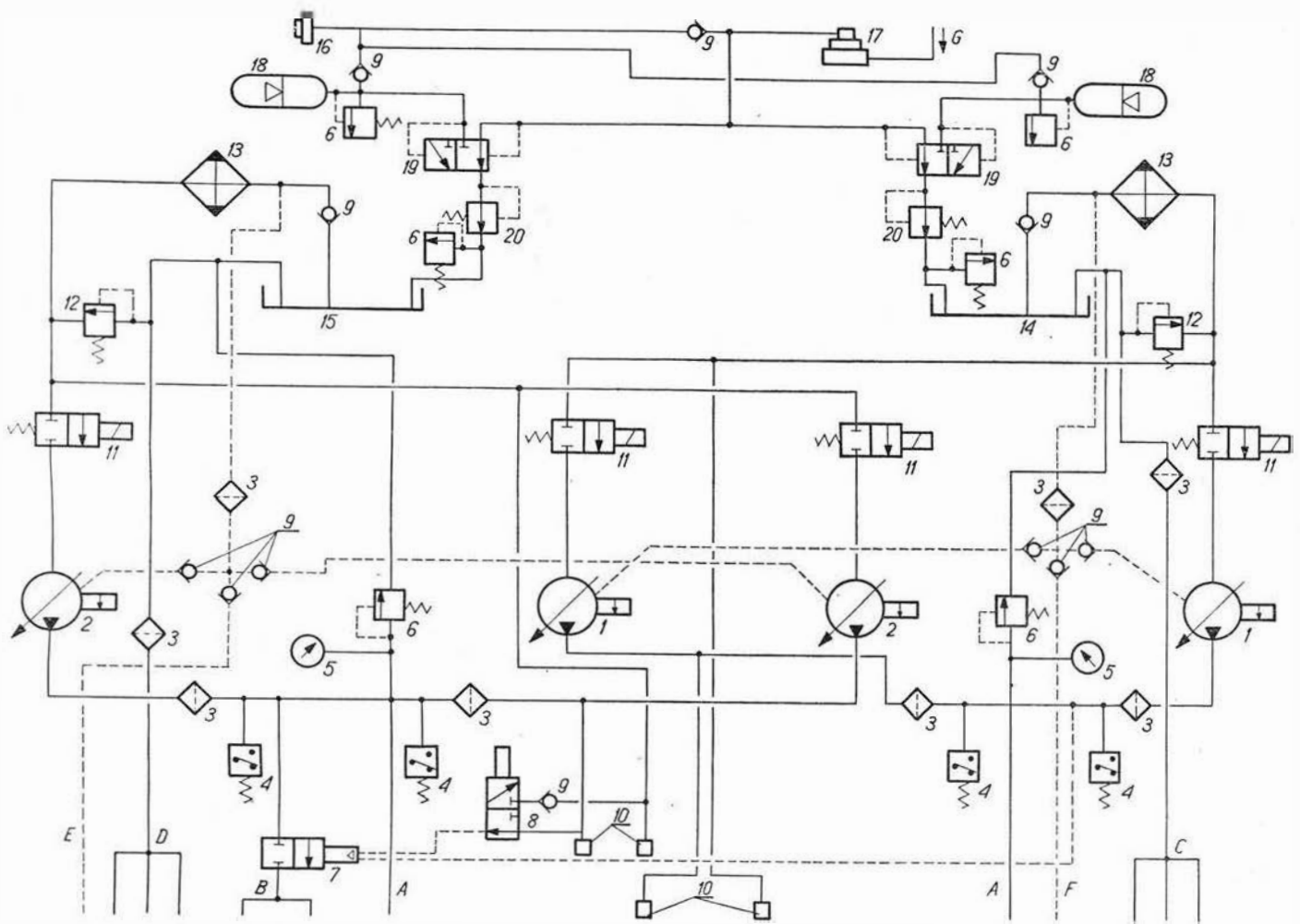
grupa II — układ sterowania hamulcem aerodynamicznym, układ sterowania klapami mechanizacji skrzydła, układ sterowania wlotami powietrza, układ sterowania osłonami komory uzbrojenia, układ napędu prądnicy awaryjnej, układ tankowania w powietrzu, układ sterowania belkami podwieszenia uzbrojenia,

grupa III — układ chowania i wypuszczania podwozia, układ sterowania przednimi kołami, układ sterowania hamulcami, układ sterowania osłoną anteny radiolokatora.

Układ tłoczący instalacji

Układ tłoczący instalacji hydraulicznej (rys. 1) zaprojektowano przy wykorzystaniu faktu zabudowania na samolocie F-111 dwóch silników. Każdy silnik napędza po dwie pompy, z których jedna zasila instalację zasadniczą, druga zaś pomocniczą. Rozwiązanie takie zapewnia działanie obu instalacji w przypadku uszkodzenia jednego z silników. Pełne osiągi urządzeń hydraulicznych samolotu zapewnione są przy prawidłowej pracy obu instalacji, jednakże każda z instalacji w przypadkach awaryjnych może samodzielnie dostarczać mocy niezbędnej do sterowania samolotem. Prędkość obrotowa silników zmieniająca się w różnych fazach lotu była jednym z ważniejszych czynników uwzględnionych przy projektowaniu części tłoczącej instalacji. Jak wykazała analiza, stosunek niezbędnego wydatku cieczy roboczej do wydatku rozporządzalnego osiąga wartość maksymalną podczas podchodzenia samolotu do lądowania. W tym przypadku moc dostarczana przez pompy stanowi około 60% mocy maksymalnej ze względu na zmniejszoną prędkość obrotową silników. Zapotrzebowanie mocy uwarunkowane jest natomiast głównie koniecznością zasilania urządzeń związanych ze sterowaniem samolotem. Mimo stosunkowo niewielkich obciążeń urządzeń sterowania podczas lądowania, ze względu na ich intensywną pracę w tej fazie lotu konieczne są duże wydatki cieczy roboczej. W związku z tym instalację hydrauliczną opracowano przyjmując warunki podejścia do lądowania jako warunki obliczeniowe. Gwarantuje to należyte działanie wszystkich urządzeń hydraulicznych także w innych fazach lotu. Maksymalne zapotrzebowanie mocy dla każdej z instalacji wynosi 150 KM.

Instalacja hydrauliczna zasilana jest przez cztery identyczne pompy (1) i (2) o zmiennej wydajności i z regu-



1. Układ tłoczący instalacji hydraulicznej:

- 1 — pompa instalacji zasadniczej, 2 — pompa instalacji pomocniczej, 3 — filtr, 4 — sygnalizator ciśnienia, 5 — nadajnik manometru, 6 — zawór bezpieczeństwa, 7 — zawór odcinający zasilanie grup II i III, 8 — zawór ręcznego sterowania zasilaniem instalacji pomocniczej podczas prób naziemnych, 9 — zawór zwrotny, 10 — końcówki podłączenia naziemnego źródła zasilania, 11 — przeciwpożarowy zawór odcinający, 12 — zawór upustowy, 13 — chłodnica, 14 — zbiornik instalacji zasadniczej, 15 — zbiornik instalacji pomocniczej, 16 — końcówka ładowania sprężonego powietrza, 17 — suszarka, 18 — butla sprężonego powietrza, 19 — samoczynny rozdzielacz trójdrogowy, 20 — zawór redukcyjny
- A — magistrala zasilania grupy I
 B — magistrala zasilania grupy II i III
 C — magistrala zlewowa instalacji zasadniczej
 D — magistrala zlewowa instalacji pomocniczej
- E — magistrala drenażowa instalacji zasadniczej
 F — magistrala drenażowa instalacji pomocniczej
 G — dopływ sprężonego powietrza z zespołu napędowego

lacją ciśnienia. Wydajność każdej z pomp przy ciśnieniu 218 kg/cm^2 i prędkości obrotowej 5800 obr/min wynosi 162 l/min . Dzięki zastosowaniu dużej prędkości obrotowej pompy uzyskano jej stosunkowo mały ciężar wynoszący około 8 kg . Cieczą roboczą w instalacji jest olej hydrauliczny MIL-H-5606, którego temperatura dopuszczalna wynosi $135 \text{ }^\circ\text{C}$. Pompy chłodzone są dzięki ciągłemu przepływowi oleju. Część ciepła wytworzonego w pompie wskutek strat mechanicznych odprowadzana jest wraz z przepływem drenażowym skierowanym do chłodnicy (13).

Ze względu na dużą prędkość obrotową pomp specjalną uwagę poświęcono zabezpieczeniu przed kawitacją. Ustalono, iż w zakresie temperatur roboczych minimalne dopuszczalne ciśnienie na wejściu do pompy wynosi $3,1 \text{ kg/cm}^2$. Z tego względu w obu zbiornikach instalacji utrzymywane jest nadciśnienie powietrza. Wartość tego nadciśnienia po uwzględnieniu strat ciśnienia między pompą a zbiornikiem nie powinna być mniejsza od $6,3 \text{ kg/cm}^2$. Do wytworzenia nadciśnienia wykorzystywane jest sprężone powietrze o ciśnieniu 35 kg/cm^2 zawarte w butlach (18). Przed doprowadze-

niem do zbiornika ciśnienie powietrza zredukowane jest do wartości $6,3\text{--}7 \text{ kg/cm}^2$. Na wypadek uszkodzenia reduktora (20) przewidziano zawór bezpieczeństwa wyregulowany na $7,7 \text{ kg/cm}^2$. W razie wyczerpania zapasu sprężonego powietrza nadciśnienie w zbiornikach hydraulicznych utrzymywane jest dzięki układowi doprowadzającemu powietrze ze sprężarek zespołu napędowego. Przed doprowadzeniem do zbiorników (14) i (15) powietrze to przepływa przez suszarkę chemiczną (17) w celu usunięcia z niego wilgoci. W każdym ze zbiorników umieszczony jest tłok dzielący zbiornik na dwie komory: olejową i powietrzną. W ten sposób zbiorniki spełniają dodatkowo rolę tłumików pulsacji ciśnienia w magistralach zlewowych. Pojemność zbiornika instalacji zasadniczej wynosi $10,5 \text{ l}$, zaś zbiornika instalacji pomocniczej 30 l . Objętości oleju w obu instalacjach wynoszą odpowiednio:

- $41,5 \text{ l}$ w instalacji zasadniczej
- 91 l w instalacji pomocniczej.

Powyższe wartości zależne są od sumarycznych objętości roboczych agregatów zasilanych przez obie instalacje.

Centralnym ośrodkiem obsługi naziemnej instalacji hydraulicznej samolotu jest wnęka głównego podwozia. W ten sposób umożliwiono dostęp do urządzeń takich jak: obydwa zbiorniki oleju hydraulicznego, filtry magistrali tłoczącej i zlewowej, akumulatory hydropneumatyczne układu hamowania, ręczna pompa układu hamowania oraz butle sprężonego powietrza.

Kontrola pracy całej instalacji za wyjątkiem pomp może być przeprowadzana za pomocą naziemnego źródła zasilania. W celu ułatwienia eksploatacji i montażu wiele elementów zgrupowano we wspólnej obudowie. Jeden zespół tworzą m.in.: filtry wysokiego ciśnienia, zawór bezpieczeństwa i sygnalizatory ciśnienia dla obu pomp danej instalacji (zasadniczej lub pomocniczej), z tym iż w instalacji pomocniczej zespół taki zawiera dodatkowo zawór odcinający zasilanie grup II i III (7). Zawór ten sterowany jest przez ciśnienie z instalacji zasadniczej i automatycznie odcina zasilanie grup II i III, gdy ciśnienie sterujące spadnie poniżej określonej wartości. Podczas prób naziemnych możliwe jest ręczne sterowanie tym zaworem za pośrednictwem innego zaworu (8) połączonego z końcówką lotniskowego zasilania instalacji pomocniczej.

Przekroje przewodów rurowych ustalone zostały na podstawie warunków dopuszczalnej straty ciśnienia oraz uderzenia hydraulicznego. Obliczone w ten sposób wymiary są mniejsze niż w przypadku zastosowania metody maksymalnej prędkości przepływu cieczy roboczej. Dla utrzymania odpowiedniego ciśnienia na wejściu do pomp przy dużych wydatkach oleju hydraulicznego w magistralach zlewowych obu instalacji umieszczono zawory upustowe (12). Gdy różnica ciśnień między magistralą zlewową a magistralą ssania przekroczy określoną wartość, zawór upustowy umożliwi bezpośredni przepływ oleju na wejście pomp z pominięciem zbiornika i chłodnicy.

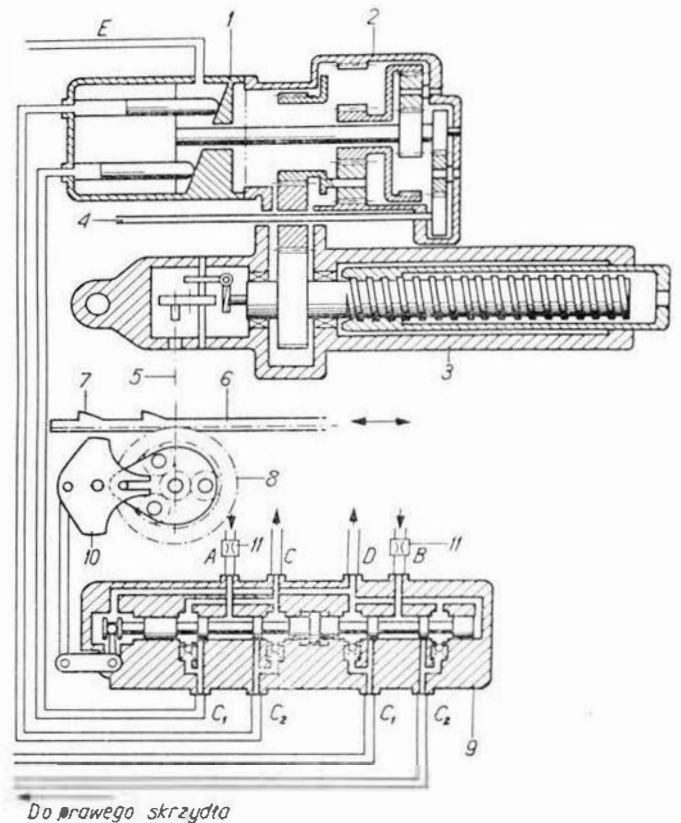
Filtrowanie oleju hydraulicznego

Filtrowanie oleju hydraulicznego odbywa się zarówno w magistralach tłoczących, jak i magistralach zlewowych obu instalacji. Wszystkie filtry mają zdolność oczyszczania równą $15 \mu\text{m}$. Zanieczyszczone elementy filtrujące nie są powtórnie instalowane na samolocie. Filtry wysokiego ciśnienia umieszczone są bezpośrednio na wyjściu z pomp. Olej w magistrali zlewowej filtrowany jest przed doprowadzeniem do zbiornika lub na wejście pompy. Oddzielne filtry przewidziano na odcinkach instalacji, gdzie olej cechuje się dużą zawartością produktów ścierania, co odnosi się szczególnie do magistrali drenażowych pomp i silników hydraulicznych.

Filtry w magistralach tłoczących nie mają zaworów bezpieczeństwa, bocznikujących elementy filtrujące przy zbyt dużych zanieczyszczeniach. Każdy z filtrów zaopatrzone jest natomiast w specjalny wskaźnik, który wysuwa się, gdy strata ciśnienia na filtrze osiągnie wartość dopuszczalną.

Układ zmiany skosu skrzydeł

Zmiana skosu skrzydeł samolotu F-111 odbywa się w zakresie kątów 16° — $72,5^\circ$ mierzonych w stosunku do krawędzi natarcia. Skrzydła mogą być ustawiane i blokowane w jakimkolwiek położeniu między podanymi wyżej wartościami. Kąt skosu najodpowiedniejszy w



2. Serwomechanizm zmiany skosu skrzydeł:

1 — silnik hydrauliczny, 2 — przekładnia redukcyjna, 3 — śrubowy mechanizm wykonawczy, 4 — wałek synchronizacji, 5 — wałek sprzężenia zwrotnego, 6 — zębataka wejściowa, 7 — występ blokady klap, 8 — przekładnia planetarna, 9 — rozdzielacz sterujący, 10 — wycinek krzyża maltańskiego, 11 — ślawik

A — ciśnienie instalacji zasadniczej
B — ciśnienie instalacji pomocniczej
C — zlew instalacji zasadniczej
D — zlew instalacji pomocniczej
E — drenaż silnika hydraulicznego

danych warunkach lotu ustalany jest ręcznie przez pilota za pomocą dźwigni sterowania skosem skrzydeł. Serwomechanizm zmiany skosu skrzydeł (rys. 2) składa się z następujących urządzeń:

- dwóch zespołów wykonawczych, z których każdy zawiera silnik hydrauliczny o stałej przepustowości (1), przekładnię redukcyjną (2) i śrubowy mechanizm wykonawczy (3)
- podwójnego rozdzielacza (9) w magistrali zasilania silników hydraulicznych
- mechanizmu sterującego.

Ogólna moc doprowadzana do układu zmiany skosu przez obie instalacje hydrauliczne wynosi około 115 KM. Silnik hydrauliczny lewego skrzydła zasilany jest z instalacji zasadniczej, prawego zaś z instalacji pomocniczej. Nominalna prędkość obrotowa każdego z silników hydraulicznych wynosi 6000 obr/min przy wydatku doprowadzanego oleju równym 121 l/min. W celu zapewnienia położeniowego sprzężenia zwrotnego serwomechanizmu przekładnia redukcyjna lewego skrzydła ma wyprowadzenie w postaci giętkiego wałka (5). Średnica śrubowego mechanizmu wykonawczego wynosi 15,5 cm, zaś skok trzonu odpowiadający pełnemu zakresowi zmiany skosu 68 cm. Przez zastosowanie gwintu o małym skoku uzyskano samohamowność mechanizmu śrubowego, co pozwoliło na wyeliminowanie do-

datkowych urządzeń w rodzaju sprzęgieł czy hamulców. Przemieszczenia skrzydeł zsynchronizowano za pomocą wałka (4) łączącego obie przekładnie redukcyjne. Umożliwia to także zmianę skosu w przypadkach awaryjnych, gdy sprawny jest tylko jeden silnik hydrauliczny i jego instalacja zasilająca.

Podwójny rozdzielacz składa się z dwóch sekcji sterujących zasilaniem silników hydraulicznych z odpowiednich instalacji. Wzmocnienie pojedynczej sekcji wynosi $3720 \text{ cm}^3/\text{s cm}$ przy całkowitym spadku ciśnienia wynoszącym 105 kG/cm^2 . Całkowity skok suwaka równy jest $1,24 \text{ cm}$. Przy projektowaniu rozdzielacza dużą uwagę poświęcono minimalizacji sił hydrodynamicznych działających na suwak w celu zmniejszenia wysiłku pilota potrzebnego do sterowania. Z tego samego powodu siłę tarcia pary suwak-tuleja ograniczono do wartości około $0,45 \text{ kG}$. Każda z sekcji rozdzielacza zawiera po dwa zawory zwrotne, które zabezpieczają przed kawitacją, gdy nie pracuje jedna z pomp, oraz zapewniają odciążenie tego zespołu wykonawczego, który z powodu uszkodzenia nie jest zasilany. Olej hydrauliczny dostarczany jest do rozdzielacza w sposób ciągły, przy czym różnica ciśnień między rozdzielaczem a magistralą zlewową nie przekracza 21 kG/cm^2 . Takie rozwiązanie zmniejsza ciśnienie „rozruchu” i minimalne ciśnienie robocze silnika hydraulicznego.

Podstawowym elementem mechanizmu sterującego jest przekładnia planetarna (8) składająca się z następujących części:

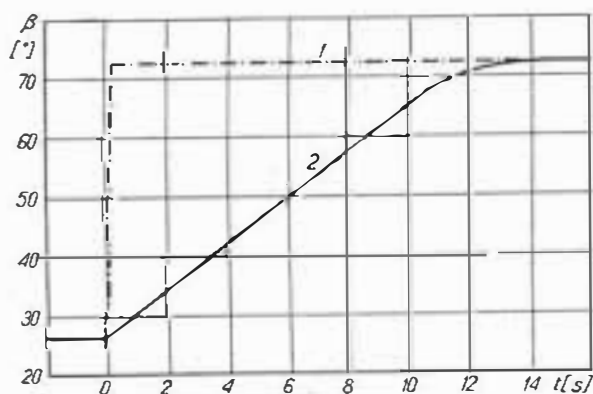
- koła pierścieniowego stanowiącego dajnik zadanego przez pilota skosu skrzydła
- koła centralnego przekazującego aktualne położenie skrzydła
- zespołu trzech kół satelitarnych wytwarzającego sygnał uchybu od zadanego skosu skrzydła.

Poza tym w skład mechanizmu sterującego wchodzi:

- wycinek krzyża maltańskiego (10) wraz z układem dźwigniowym
- zębátka (6) połączona z dźwignią sterowania skosem skrzydła za pomocą linki.

Jedna strona zębátki (6) współpracuje z kołem pierścieniowym, druga zaś ma występy (7) służące do blokady kłap w położeniu schowanym przy kątach skosu skrzydła powyżej 26° oraz do uniemożliwienia zwiększenia skosu powyżej 26° przy wychylonych kłapach tylnych.

Działanie mechanizmu sterującego przedstawia się następująco. Zębátka (6) przekazuje sygnał wejściowy obracając koło pierścieniowe. Powstały w rezultacie



3. Proces przejściowy zmiany skosu skrzydła:
1 — sygnał sterujący, 2 — kąt skosu skrzydła

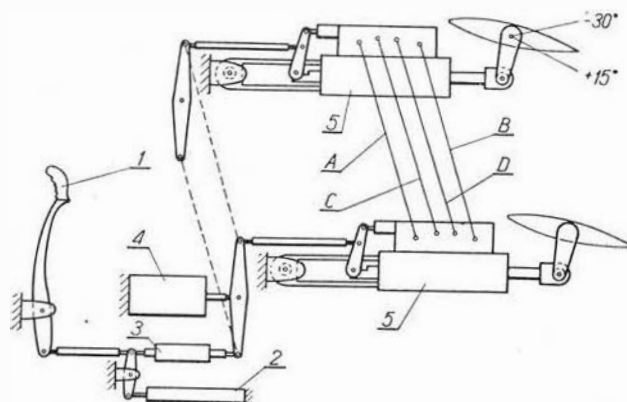
obrót zespołu kół satelitarnych jest proporcjonalny do uchybu serwomechanizmu. Sygnał uchybu przekazywany jest z zespołu kół satelitarnych na rozdzielacz sterujący (9) za pośrednictwem wycinka krzyża maltańskiego. Element ten poprzez układ dźwigniowy przemieszcza o pełny skok suwak rozdzielacza powodując jego nasycenie, pozwala przy tym jednak na dalsze ewentualne przesunięcie dźwigni sterowania skosem. Koło centralne połączone jest giętkim wałkiem (5) z przekładnią redukcyjną (2) lewego skrzydła. W miarę ustalania się zadanej wartości skosu następuje obrót koła centralnego, z którym zazębione są trzy koła satelitarne. Kierunek obrotu jest taki, iż sygnał uchybu ulega zmniejszeniu, a wraz z nim zmniejsza się przesunięcie suwaka w rozdzielacu. Gdy osiągnięty zostanie zadany skos skrzydła, zespół kół satelitarnych i suwak rozdzielacza powracają do położeń neutralnych.

Wykres na rys. 3 przedstawia przebieg procesu przejściowego zmiany skosu skrzydła z wartości około 26° do $72,5^\circ$. Przebieg zbadany został w warunkach naziemnych przy braku obciążenia działającego na skrzydło, tym niemniej jest on również prawdziwy dla przypadku lotu poziomego z prędkością poddźwiękową. Również czas przejścia wynoszący około 15 s jest typowy dla przebiegu zmiany skosu w locie. Całkowite wymuszenie zadane dźwignią sterowania skosem skrzydła wprowadzone zostało, jak pokazuje wykres (1), w czasie około $0,25 \text{ s}$. Przy około 16% uchybu od wartości ustalonej widoczne jest nasycenie serwomechanizmu pojawiające się wraz z nasyceniem wydatku oleju osiągniętym za pomocą prostych dławików w magistralach zasilania silników hydraulicznych.

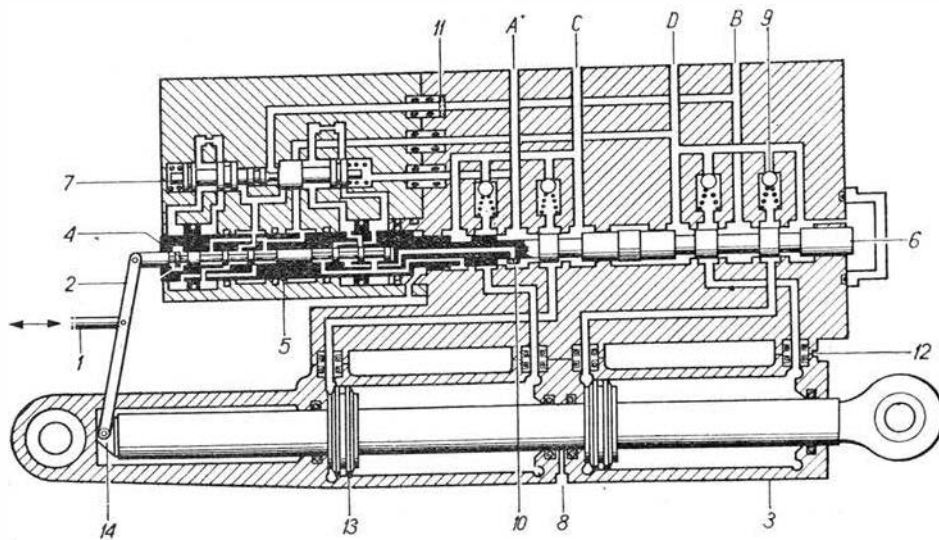
Układ przestawiania statecznika poziomego

Na samolocie F-111 zastosowano usterzenie poziome typu płytowego. Obie powierzchnie statecznika poziomego przy równoczesnym ich wychylaniu zapewniają sterowność podłużną, zaś przez wychylenie różnicowe sterowność poprzeczną samolotu (rys. 4).

Każda połowa statecznika przemieszczana jest przez oddzielny serwomechanizm (5). Sygnały wejściowe ser-



4. Układ sterowania statecznikiem poziomym:
1 — drążek sterowy, 2 — mechanizm efektu trymerowego, 3 — mechanizm obciążający, 4 — układ tłumienia, 5 — serwomechanizm hydrauliczny
A — ciśnienie instalacji zasadniczej
B — ciśnienie instalacji pomocniczej
C — zlew instalacji zasadniczej
D — zlew instalacji pomocniczej



5. Serwomechanizm statecznika poz. on: cgo:

- 1 — ciągnio wejściowe, 2 — dźwignia sprzężenia zwrotnego, 3 — siłownik wykonawczy, 4 — suwak rozdzielacza I stopnia, 5 — tuleja rozdzielacza 1 stopnia, 6 — suwak rozdzielacza II stopnia, 7 — zawory sterujące zasilaniem rozdzielacza 1 stopnia, 8 — drenaż siłownika wykonawczego, 9 — antykawitacyjny zawór zwrotny, 10, 11 — filtry, 12 — tulejka pośrednia, 13 — tłok, 14 — łożysko dźwigni sprzężenia zwrotnego
 A — ciśnienie instalacji zasadniczej
 B — ciśnienie instalacji pomocniczej
 C — zlew instalacji zasadniczej
 D — zlew instalacji pomocniczej

womechanizmów zadawane są zarówno przez pilota, jak i przez automatyczny układ tłumienia (4). Przełożenie od drążka sterowego do każdego z serwomechanizmów jest stałe i wynosi 1,056 : 1. Z tego względu zakres wychyleń powierzchni statecznika od -30° do $+15^\circ$ jest również stały we wszystkich warunkach lotu. Każdy z serwomechanizmów zasilany jest przez obie instalacje, przy czym wydatek oleju doprowadzanego z jednej instalacji wynosi ponad 300 l/min przy ciśnieniu 210 kG/cm². Maksymalna siła na wyjściu serwomechanizmu wynosi 4500 kG. Jest to wartość większa od obciążenia powodowanego przez moment zawiasowy i uwarunkowana jest głównie wymaganiami sztywności przy drganiach typu flutter. Zastosowanie układu tłumienia (4) i sprężynowego mechanizmu obciążającego (3) wpłynęło na specyfikę rozwiązania konstrukcyjnego serwomechanizmu. Siła wypadkowa działająca na suwak rozdzielacza sterującego nie może bowiem przekraczać wartości napięcia wstępnego sprężyny mechanizmu obciążającego wynoszącego 0,77 kG. W przeciwnym przypadku podczas pracy układu tłumienia powstawałyby drgania drążka sterowego (1). Dlatego też w serwomechanizmie (rys. 5) zastosowano rozdzielacz dwustopniowy. Pierwszy stopień spełnia jedynie rolę sterującą, drugi natomiast stanowi właściwy rozdzielacz związany z zasilaniem poszczególnych komór siłownika wykonawczego. Maksymalna siła tarcia działająca na suwak pierwszego stopnia wynosi 0,114 kG, zaś współczynnik siły hydrodynamicznej 0,1 kG/cm/s, dzięki czemu zabezpieczona jest prawidłowa współpraca serwomechanizmu z układem tłumienia. Suwak pierwszego stopnia (4) umieszczony jest koncentrycznie w jednolitej tulei (5) wykonanej metodą odlewania precyzyjnego. Tuleja ta połączona jest z suwakiem rozdzielacza drugiego stopnia (6) i ma na obwodzie dwa tłoki, na które działa ciśnienie z instalacji zasadniczej lub pomocniczej. Po przesunięciu suwaka pierwszego stopnia następuje w tym samym kierunku przemiesz-

czenie tulei (5). Wraz z tuleją (5) przemieszcza się suwak rozdzielacza drugiego stopnia (6) otwierając dopływ oleju do odpowiedniej komory siłownika wykonawczego (3). Położeniowe sprzężenie zwrotne serwomechanizmu zapewnia dźwignia (2) łącząca nie obciążony koniec trzona wykonawczego z suwakiem pierwszego stopnia. Dźwignia sprzężenia zwrotnego powoduje ruch suwaka pierwszego stopnia w kierunku przeciwnym do kierunku przesunięcia zadanego przez pilota lub przez układ tłumienia. Gdy trzon wykonawczy zajmie żądane położenie, suwak drugiego stopnia powróci do pozycji neutralnej, ponieważ tuleja pierwszego stopnia, z którą suwak ten jest połączony, przemieszcza się również w kierunku przeciwnym do poprzedniego, aż do przysłonięcia odpowiednich kanałów. Maksymalny skok suwaka pierwszego stopnia (4) wynosi $\pm 0,018$ cm w obu kierunkach, zaś suwaka drugiego stopnia (6) $\pm 0,79$ cm.

Obydwa stopnie rozdzielacza mają po dwie sekcje współpracujące z niezależnymi instalacjami. Wzmocnienie jednej sekcji rozdzielacza drugiego stopnia wynosi 3160 cm²/s cm. Również siłownik wykonawczy ma dwie komory, z których jedna zasilana jest przez instalację zasadniczą, druga zaś przez pomocniczą. Rozdzielacz pierwszego stopnia podczas normalnej pracy obu instalacji jest zasilany tylko przez instalację zasadniczą. Gdy ciśnienie w instalacji zasadniczej spadnie do około 70 kG/cm², następuje przełączenie pierwszego stopnia na zasilanie z instalacji pomocniczej. W przypadku uszkodzenia jednej instalacji siła przenoszona przez trzon wykonawczy ulega zmniejszeniu o połowę oraz pogarszają się nieznacznie charakterystyki dynamiczne serwomechanizmu wskutek pulsacji ciśnienia w nie zasilanej komorze siłownika wykonawczego. Przed kawitacją w przestrzeniach nie zasilanej komory zabezpieczają zawory zwrotne (9). Podczas normalnej pracy wzmocnienie w stanie ustalonym (stosunek wychYLENIA drążka sterowego do przesunięcia trzona wykonawczego) wynosi 2,4.

Dokończenie ze str. 9 Literatura

1. Bodner W.: *Awtymatyka awiacyjnych dźwigatelej*, Moskwa 1952, 1956.
2. Czerkasow B.: *Awtymatyka i riegulirowanie wozduszno-rieaktywnych dźwigatelej*, 1965.
3. Krusciak J.: *Die gasturbine*, Wien 1960.
4. Kordziński W.: *Kilka uwag na temat turbinowych silników śmigłowcowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1967 nr 12.
5. Kordziński W.: *Tendencje w budowie turbinowych silników śmigłowcowych o małej i średniej mocy*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970 nr 6 i 7.
6. Kruś L., Szczeciński S.: *Kilka uwag na temat awtymatycznej regulacji i sterowania dźwigatowych silników odrzutowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970 nr 3.
7. Steczkin B. i inni: *Tieoria rieaktywnych dźwigatelej cz. I i II*, Moskwa 1958.
8. Sztoda A. i inni: *Konstrukcija awiacyjnych gazoturbinnych dźwigatelej*, Moskwa 1961.
9. Szymanik R. i inni: *Lotnicze silniki dwuwirnikowe turbinowe*, Warszawa 1968.
10. Szczeciński S.: *Lotnicze silniki turbinowe — konstrukcija i eksploatacja*, Warszawa 1965.
11. Załmanzon L., Czerkasow B.: *Riegulirowanie gazoturbinnych i priamotocznych wozduszno-rieaktywnych dźwigatelej*, Moskwa 1966.
12. Szerłygin N., Szachwierdow W.: *Konstrukcija i eksploatacja awiacyjnych gazoturbinnych dźwigatelej*, Moskwa 1969.

W artykule wskazano sposoby rozwiązania problemów lotniska warszawskiego związanych z planowanym wzrostem przewozów lotniczych i uruchomieniem linii dalekiego zasięgu. Według autora należy mianowicie rozbudować lotnisko Okęcie — rozbudowa obejmie przy tym drogi startowe łącznie z drogami kołowania, płytami startowymi i drogami szybkiego zjazdu oraz płytę przeddworcową i budynek dworca lotniczego — i użytkować go do czasu osiągnięcia granicy przepustowości dróg startowych, tj. do ok. 1980 r., po czym musi być oddane do eksploatacji nowe lotnisko, którego urządzenia powinny być budowane sukcesywnie, w miarę wzrastającego ruchu.

LOTNISKO — WAŻNY ELEMENT ROZWOJU KOMUNIKACJI LOTNICZEJ STOLICY

Planowane przez PLL „Lot” na najbliższe lata zwiększenie dynamiki przewozów lotniczych, pasażerskich i towarowych, przede wszystkim na obsługiwanych przez nasze samoloty liniach zagranicznych oraz projektowane uruchomienie nowych linii zagranicznych uwarunkowane jest między innymi posiadaniem w kraju przynajmniej jednego lotniska, którego wyposażenie budowlano-instalacyjne spełniałoby odpowiednio zwiększone wymagania ruchowe.

Spowodowane one będą nowymi cechami techniczno-eksploatacyjnymi wprowadzanych do ruchu typów samolotów, zwiększoną częstotliwością manewrów lotniczych na lotnisku i w jego rejonie oraz zwiększonym ruchem pasażerskim i towarowym.

Znaczne zwiększenie przewozów lotniczych na takim lotnisku wymagać będzie poza tym rozwiązania wielu innych poważnych problemów, jak np. zapewnienia dogodnego połączenia lotniska ze śródmieściem, ograniczenia zabudowy miejskiej w sąsiedztwie lotniska, ograniczenia do możliwego minimum hałasów wywoływanych przez startujące samoloty, zapewnienia należytej obsługi pasażerów w dworcu miejskim, zapewnienia odpowiedniej bazy hotelowej itd.

Wydaje się rzeczą bezsporną, że lotnisko takie powinno być zlokalizowane w Warszawie lub w najbliższym jej sąsiedztwie.

Zadaniem artykułu nie jest podanie szczegółowego sposobu rozwiązania wszystkich problemów lotniskowych związanych z planowanym wzrostem przewozów i z uruchomieniem linii dalekiego zasięgu, a jedynie ich zasygnalizowanie i wskazanie w formie najogólniejszej kierunku, w którym należałoby iść, aby zabezpieczyć odpowiednio naziemną obsługę ruchowo-handlową komunikacji lotniczej dla stolicy.

Rozbudowa lotniska Warszawa — Okęcie

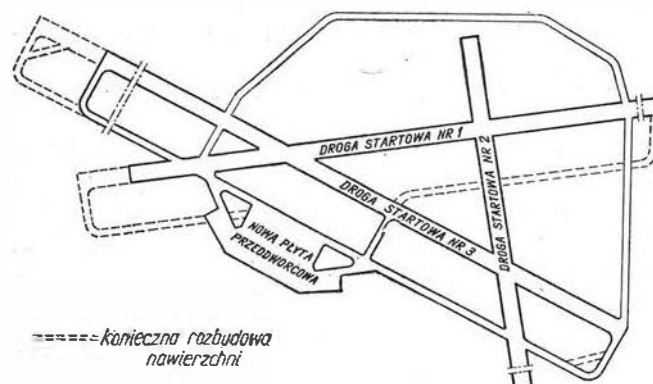
Zamierzony rozwój komunikacji lotniczej i wzrost przewozów z jednej strony, a względy natury ekonomicznej z drugiej strony, dyktują jako jedyne rozwią-

zanie odpowiednią adaptację lotniska Warszawa-Okęcie i użytkowanie go zarówno dla komunikacji krajowej, jak i zagranicznej do czasu osiągnięcia granicy przepustowości jego głównych urządzeń, tj. dróg startowych. Adaptacja taka musiałaby objąć rozbudowę istniejących budowli i instalacji oraz budowę nowych.

Pierwszym, zasadniczym zagadnieniem, które musi być wzięte pod uwagę w rachunku ekonomiczności inwestycji związanych z rozbudową Okęcia, jest maksymalnie możliwa ze względów terenowych przepustowość dróg startowych.

Obecnie na lotnisku w eksploatacji są dwie krzyżujące się w bliskiej odległości od międzynarodowego dworca lotniczego drogi startowe: nr 1 i nr 3 (rysunek), przy czym droga startowa nr 1 leży na kierunku panujących wiatrów, a kierunek drogi startowej nr 3 tworzy z kierunkiem drogi startowej nr 1 kąt ok. 40°. Względy terenowe nie pozwalają na budowę równoległej drogi startowej do żadnej z istniejących w odległości umożliwiającej korzystanie z zabudowy dworcowej.

Wobec tego problem przepustowości lotniska ze względu na drogi startowe sprowadza się do przepustowości układu dwóch dróg krzyżujących się. Przy rozbudowaniu systemu dróg kołowania, dróg szybkiego zjazdu, płyt przedstartowych przepustowość układu



dwóch krzyżujących się dróg startowych można określić z pewnym przybliżeniem na maks. 60 operacji lotniczych, tj. startów lub lądowań, na godzinę*. Uwzględniając nierównomierne w ciągu doby rozłożenie ruchu lotniczego, wynoszące np. wg obserwacji na lotnisku Le Bourget dla szczytowej godziny rocznego 40-godzinnego szczytu 18% liczby przeciętnych operacji dobowych, przepustowość ta pozwala praktycznie na wykonanie ok. 350 operacji na dobę. Przyjmując, znowu z dużym przybliżeniem, średnie zapelnienie samolotu na około 50 pasażerów i zakładając, że lotnisko będzie używane w 70% przez samoloty komunikacyjne, otrzymuje się maksymalną dzienną przepustowość lotniska ok. 12 tys. pasażerów. Uwzględniając dalej, że średnia miesięczna liczba pasażerów w sezonie maj — wrzesień będzie w stosunku do średniej miesięcznej liczby pasażerów w pozostałych miesiącach jak 3:2 otrzyma się roczną maksymalną liczbę pasażerów około 3,5 miliona.

Wyliczenie to, jak już wspomniano, jest przybliżone, a jego wynik daje tylko rząd wielkości przepustowości rocznej lotniska. Ale nawet zakładając większą niż obserwowana na lotniskach zagranicznych równomierność rozłożenia ruchu w ciągu doby i większe zapelnienie samolotów nie uzyska się większej możliwej przepustowości lotniska jak ok. 4 mln pasażerów rocznie, chyba że przejdzie się na eksploatację znacznie większych samolotów na liniach średniego i krótkiego zasięgu.

Nasuwa się pytanie, kiedy lotnisko Okęcie osiągnie swą maksymalną przepustowość. Obecnie można to również przedstawić tylko orientacyjnie. Średni roczny wzrost światowych przewozów pasażerskich w komunikacji lotniczej zbliża się do 15%. Uwzględniając procent składany przyrostu przewozy pasażerskie w światowym ruchu lotniczym podwajają się co 5 lat. Lotnisko Okęcie w 1969 r. obsłużyło łącznie ponad milion pasażerów (w komunikacji krajowej i zagranicznej — samolotami PLL „Lot” i obcych towarzystw lotniczych). Przy tych założeniach 4 mln pasażerów osiągnie się w 1980 r. Stąd wskazówka, na jak długo może wystarczyć to lotnisko przy maksymalnej możliwej jego rozbudowie i orientacyjne dane wyjściowe co do wielkości wielu jego koniecznych budowli.

Po 1980 r. konieczne więc będzie uruchomienie nowego lotniska dla Warszawy, które przejęłoby przede wszystkim ruch zagraniczny dalekiego i średniego zasięgu. Lotnisko Okęcie mogłoby być w dalszym ciągu eksploatowane na liniach krajowych i niektórych liniach zagranicznych łączących Warszawę np. ze stolicami sąsiednich krajów.

Rozbudowa lotniska Okęcie powinna uwzględniać dwa elementy:

- dostosowanie budowli i instalacji do przyjmowania samolotów dalekiego zasięgu
- stopniowe dostosowywanie budowli i instalacji do wzrastającego ruchu.

Warunkiem umożliwiającym przyjmowanie samolotów dalekiego zasięgu jest dostosowanie długości i wytrzymałości dróg startowych oraz nawierzchni innych budowli lotniskowych do wymagań takich samolotów. W pierwszym etapie rozbudowy lotniska długość jed-

nej drogi, a następnie długość drugiej i wytrzymałość ich nawierzchni powinny być dostosowane do wymagań tych typów samolotów, które zostaną — w rezultacie wyboru — przewidziane do eksploatacji w dalszych latach. Poza tym wielkość samolotów i charakterystyka ich ruchu na lotnisku powinna być uwzględniona w dostosowywaniu wymiarów i wytrzymałości konstrukcji innych nawierzchni lotniskowych, jak płyty przeddworcowe, drogi kołowania, płyty przedstartowe, drogi szybkiego zjazdu itd.

Z uwagi na fakt, że przewidywane do eksploatacji na linii lub liniach dalekiego zasięgu samoloty mają różne charakterystyki ruchowe — różne długości startu i lądowania, różniące się między sobą charakterystyki podwozi i różne obciążenia przypadające na golenie główne podwozia, różne wymiary i wartości parametrów ruchu naziemnego — należałoby, po szczegółowym przestudiowaniu tych charakterystyk obecnych i przyszłościowych samolotów dalekiego zasięgu, określić „scalony samolot obliczeniowy” obejmujący wszystkie ekstremalne wymagania stawiane przez samoloty w stosunku do budowli i instalacji lotniskowych. Scalony samolot obliczeniowy byłby podstawą do zwymiarowania tych budowli.

Analiza porównawcza potrzebnych długości drogi startowej wyznaczanych metodą klasyczną dla startu samolotów dalekiego zasięgu wykazuje, że największe wymagania pod tym względem ma samolot Ił-62. Wymagana długość drogi startowej dla tego samolotu w naszych warunkach wynosi 3280 metrów.

Warunki terenowe lotniska Okęcie pozwalają na wydłużenie drogi startowej nr 3 do żądanej przez samolot Ił-62 długości 3280 metrów, a nawet do 3400 metrów w kierunku na Paluch, przy czym droga ta mogłaby być używana do startów z obu jej końców, a jedynie lądowania odbywałyby się przy przesuniętym progu.

Jeżeli chodzi o drogę startową nr 1, to możliwości terenowe pozwalają na wydłużenie jej tylko do 2800 metrów, tj. o ok. 400 metrów w kierunku Służewca. Droga ta mogłaby służyć w zasadzie do lądowań samolotów dalekiego zasięgu, a do startów tych samolotów tylko w przypadku wiatrów o kierunkach i prędkości dających składową boczną do kierunku drogi startowej nr 3 większą od dopuszczalnej, tj. większą od 10 metrów na sekundę. Należy zauważyć, że droga startowa nr 1 po wydłużeniu spełniałaby wymagania ICAO co do względnej długości pomocniczej drogi startowej, gdyż miałaby długość wynoszącą 80% długości głównej drogi startowej, tj. drogi nr 3.

Przyjęcie założenia, że gdy tylko warunki wiatrowe na to pozwolą, starty odbywałyby się z uprzywilejowanego kierunku drogi startowej nr 3, tj. z końca o azymucie 152, lub z uprzywilejowanego kierunku drogi startowej nr 1, tj. z końca o azymucie 295, a lądowania z uprzywilejowanego kierunku drogi startowej nr 1, tj. z końca 215 lub z uprzywilejowanego kierunku drogi startowej nr 3, tj. z końca o azymucie 332 pozwoliłoby w znakomity sposób ograniczyć hałasy nad dzielnicami Wola, Służewiec i Ursynów. W tym miejscu należałoby zwrócić szczególną uwagę na problem hałasów wokół lotniska. Nad zagadnieniem tym należałoby przeprowadzić szczegółowe studia oparte o najnowsze badania wpływu uciążliwości hałasów lotniczych na warunki pracy i odpoczynku mieszkań-

* Pod warunkiem, że starty odbywałyby się z jednej drogi, a lądowania — na drugiej drodze startowej.

ców sąsiadujących z lotniskiem dzielnic. Badania takie prowadziła dla rejonu lotnisk Paryża specjalna komisja przeciwhałasowa.

Równocześnie z wydłużeniem drogi startowej nr 3 należałoby wydłużyć jej drogę kołowania i wybudować płyty przedstartowe oraz drogi szybkiego zjazdu, których usytuowanie i rozwiązanie geometryczne oparte byłoby o analizę długości lądowań różnych typów samolotów dalekiego, średniego i krótkiego zasięgu, przy uwzględnieniu możliwości równoczesnego eksploataowania obydwu dróg lotniska i uprzywilejowanych ich kierunków. Konieczne również jest zrealizowanie budowy drogi kołowania obsługującej drogę startową nr 1, jak również drogi szybkiego zjazdu z tej ostatniej drogi startowej.

Projektowana rozbudowa płyty przeddworcowej przed MDL pozwoli po jej ukończeniu na równoczesny postój kilkunastu samolotów różnych typów, w tym kilku samolotów dalekiego zasięgu. Zasadniczy problem, który należałoby rozwiązać jeszcze przed przystąpieniem do realizacji rozbudowy, to problem instalacji koniecznych dla tego typu samolotów, począwszy od instalacji telefonicznych, energetycznych, a skończywszy na instalacjach paliwowych, wodnych itd.

Należy mieć na uwadze fakt, że postój tego typu samolotów na płycie powinien być skrócony do koniecznego minimum. Zakładając, że w szczytowej godzinie ruchu połowa samolotów odprawiana będzie z płyty przed MDL, a połowa z płyty przed dworcem krajowym, przy przyjętej uprzednio orientacyjnej liczbie 60 operacji na godzinę i średnim postoju na płycie samolotu dalekiego i średniego zasięgu 30 min. oraz 20 min. samolotów krótkiego zasięgu, potrzebna będzie w przyszłości dalsza rozbudowa obu płyt, tak aby uzyskać na każdej z nich około 30 stanowisk postojowych.

Wytrzymałość nawierzchni obu dróg startowych, drogi kołowania obsługującej drogę startową nr 3 oraz nawierzchni płyty przed MDL dostosowana jest do obciążenia samolotu Boeing 707-320. Wprowadzane do eksploatacji nowe samoloty dalekiego zasięgu, np. Boeing 747, jak informują wytwórnice, nie będą wymagać bardziej wytrzymałych nawierzchni. Można przyjąć, że wytrzymałość istniejących nawierzchni lotniskowych będzie również odpowiednia przy wzrastającym do maksymalnego możliwego na tym lotnisku ruchu lotniczym. Niezależnie od powyższego stwierdzenia, opartego na obserwacji pracy nawierzchni pod obciążeniem samolotu Boeing 707-320, należałoby przeprowadzić próby obciążenia istniejących nawierzchni i określić zmienność ich wytrzymałości w zależności od sezonu (zmniejszenie nośności jesienią i wiosną).

Mimo że od otwarcia MDL dzieli nas dopiero kilkanaście miesięcy, to już teraz zachodzi pilna konieczność rozbudowy jego części pasażerskiej dla dostosowania jej do zwiększonej liczby pasażerów i osób towarzyszących. Organizację odpraw pasażerów na tym dworcu należałoby oprzeć na możliwych do zaadaptowania rozwiązaniach dworców zagranicznych większych lotnisk. Kontrola celna, która stanowi obecnie wąskie gardło przepustowości dworca, powinna ulec radykalnemu usprawnieniu. Budowa dworca miejskiego i częściowe przeprowadzanie odpraw celnych na tym dworcu ułatwiłyby sytuację. Również przewóz pasażerów między dworcem a samolotami powinien odbywać się za po-

mocą innych, bardziej sprawnych ruchowo autobusów, np. autobusów o układzie kierownic z dwóch końców samochodu i większej zdolności załadowywania i wyładowywania pasażerów.

Część dworca przeznaczona na operacje towarowe pod względem wielkości będzie mogła spełniać swe zadanie jeszcze przez kilka najbliższych lat.

Istniejące zaplecze remontowe w postaci hangarów, a przede wszystkim ostatnio budowanego hangaru o dużych wymiarach, zabezpieczy również na najbliższych kilka lat potrzeby obsługowo-przegładowe własnych samolotów, w tym również i samolotów dalekiego zasięgu.

Budowa nowego lotniska dla Warszawy

Jak to orientacyjnie wyliczono w poprzednim rozdziale, przy założonym ruchu lotniczym równym średniej światowej liczba operacji w godzinie szczytu na lotnisku Warszawa Okęcie osiągnie w 1980 r. wartość równą maksymalnej przepustowości dróg startowych, tj. około 60 operacji na godzinę. Do tego roku konieczne jest wybudowanie i oddanie do eksploatacji nowego, przystosowanego do przyszościowego ruchu wszystkich typów samolotów, w tym również o prędkościach naddźwiękowych.

Nowe lotnisko powinno być przeznaczone przede wszystkim dla ruchu zagranicznego, z tym jednak że z czasem mogłoby ono przejąć również część ruchu krajowego, ponieważ lotnisko Okęcie już w latach 1985-1990 może okazać się za małe do obsłużenia ruchu krajowego.

Należałoby określić docelową przepustowość nowego lotniska na kilkanaście milionów pasażerów w ciągu roku, a budowę jego urządzeń realizować sukcesywnie w nawiązaniu do wzrastającego ruchu. Uwaga ta odnosi się zarówno do liczby dróg startowych, jak i do części dworcowej lub dworcowych lotniska, które, jak pokazują doświadczenia zagraniczne, stanowią wąskie gardła przepustowości, a których budowa na wyrost byłaby ze względów ekonomicznych niecelowa.

Zasadniczym problemem, który trzeba rozstrzygnąć już w najbliższym czasie, to lokalizacja nowego lotniska uwzględniająca aspekty najszerzej pojętej ekonomii oraz potrzeby ruchu lotniczego. Lokalizacja lotniska powinna być skoordynowana z planami urbanistycznymi stolicy i z zamierzeniami komunikacyjnymi.

Budowa nowego lotniska komunikacyjnego dla Warszawy, jako inwestycja wielomiliardowa, pomyślana na okres co najmniej kilkudziesięciu lat eksploatacji, musiałaby być poprzedzona wnikliwymi studiami ekonomicznymi, uwzględniającymi optymalne rozwiązania zarówno co do nakładów środków na budowę, jak również kosztów eksploatacji oraz czasu budowy.

Z uwagi na brak własnych doświadczeń w tej dziedzinie należałoby w większym niż w innych przypadkach budownictwa stopniu skorzystać z osiągnięć zagranicznych, przede wszystkim Związku Radzieckiego i Francji.

Dla przeprowadzenia studiów ekonomicznych, ruchowych i technicznych i dla opracowania założeń techniczno-ekonomicznych nowego lotniska wydaje się nieodzowne powołanie specjalnego zespołu fachowców, który współpracowałby z Biurem Urbanistycznym Stolicy w celu wspólnego rozwiązywania problemów wyboru miejsca pod lotnisko, połączenia go z miastem oraz uzgadniania problemu zabudowy sąsiadujących z lotniskiem terenów.

Budowa nowego lotniska powinna być prowadzona równocześnie z realizacją miejskich budowli służących do obsługi pasażerów: budynku dworca miejskiego oraz zaplecza hotelowego.

Projekt lotniska powinien uwzględniać podział na etapy realizacji budowy w dostosowaniu do wzrastających potrzeb ruchowych.

Użytkowanie samolotów o dużym ciężarze startowym zmusza służby lotniskowe wojsk lotniczych oraz zarządy lotnisk cywilnych do wzmocnienia nawierzchni dróg startowych, dróg do kołowania oraz płyt postojowych. Opierając się na doświadczeniach Korpusu Inżynierskiego Armii USA autor omawia kilka sposobów wzmocnienia tych nawierzchni.

WZMACNIANIE NAWIERZCHNI LOTNISKOWYCH

W związku z wprowadzeniem do eksploatacji nowych typów samolotów o większym ciężarze aktualne staje się zagadnienie wzmocnienia istniejących nawierzchni, w celu polepszenia ich nośności.

Spośród znanych metod wzmocnienia nawierzchni najbardziej szerokie zastosowanie znajduje zwiększenie ogólnej grubości nawierzchni przez ułożenie nowej warstwy. Za granicą na lotniskach wojskowych stosuje się też metodę „wyburzeniową” polegającą na usunięciu zniszczonych płyt z odcinków o największym obciążeniu roboczym i wykonaniu nowej, grubszej nawierzchni.

Wybór metody wzmocnienia istniejącej nawierzchni zależy od jej rodzaju, kosztu wzmocnienia, typów samolotów eksploatujących lotnisko, wymagań dotyczących rodzajów powierzchni, dostępnych materiałów budowlanych, a ponadto od:

- stanu nawierzchni przewidzianej do wzmocnienia
- rozmieszczenia szczelin w istniejącej nawierzchni
- sposobu połączenia nowej nawierzchni ze starą — w zależności od ich grubości i rodzaju
- zmian stanu nawierzchni pod wpływem ujemnych temperatur
- zmiany w istniejącym systemie odwadniającym.

W stosowanych metodach obliczania grubości warstw wzmocniających wykorzystuje się na ogół wzory empiryczne wynikające z przeprowadzonych badań nawierzchni w naturalnych warunkach, m.in. za pomocą ruchomego kołowrotu imitującego obciążenie od podwozia samolotu.

Tego rodzaju próby przeprowadzone były na nawierzchniach sztywnych ze sztywnymi i podatnymi warstwami wzmocniającymi, na nawierzchniach podatnych ze wzmocniającą warstwą sztywną na nawierzchniach kombinowanych ze sztywną warstwą wzmocniającą.

Obserwacje zachowania się wzmocnionych nawierzchni dróg startowych dały zadowalające wyniki. W wielu krajach prowadzi się dalsze prace w kierunku udoskonalania istniejących metod obliczeń.

W artykule omawiano kilka sposobów wzmocnienia nawierzchni:

- sztywnych — warstwą sztywną
- sztywnych — warstwą podatną
- sztywnych — metodą „wyburzeniową”
- podatnych — warstwą sztywną
- podatnych — warstwą podatną
- podatnych — metodą „wyburzeniową”
- „złożonych” — warstwą sztywną.

Wzmocnienie nawierzchni sztywnej

Nawierzchnię sztywną można wzmocnić warstwą uzupełniającą typu sztywnego albo podatnego lub też metodą „wyburzeniową”.

Wzmocnienie warstwą sztywną

Warstwa sztywna wzmocnienia może być wykonana z niezbrojonego betonu cementowego, żelbetu lub wstępnie sprężonego betonu, przy czym grubość nakładanej warstwy oblicza się z uwzględnieniem lub bez uwzględnienia grubości istniejącej nawierzchni.

Ze względu na wzajemne połączenie warstwy wzmocniającej z istniejącą nawierzchnią przy obliczaniu wzmocnienia rozróżnia się zwykle trzy charakterystyczne przypadki:

- związanie zupełne (wymagana minimalna grubość warstwy)
- związanie częściowe (najbardziej rozpowszechniony przypadek)
- bez związania obu warstw (sztywne wzmocnienie stosunkowo cienkiej nawierzchni).

Grubość warstwy wzmocniającej h_0 , którą należy ułożyć w celu zwiększenia nośności istniejącej nawierzchni o grubości h , określa się w centymetrach wg jednego ze wzorów empirycznych:

przy zupełnym związaniu warstwy wzmocniającej ze starą nawierzchnią:

$$h_0 = h_d - h \quad (1)$$

przy czym:

- h_0 — grubość nakładanej warstwy sztywnej,
- h_d — zastępuje grubość jednowarstwowej nawierzchni sztywnej ułożonej na podłożu gruntowym,
- h — grubość nawierzchni istniejącej,

przy częściowym związaniu warstwy wzmocniającej ze starą nawierzchnią:

$$h_0^{1,4} = h_d^{1,4} - C \cdot h^{1,4} \quad (2)$$

przy braku związania warstwy wzmocniającej ze starą nawierzchnią:

$$h_0 = \sqrt{h_d^2 - C \cdot h^2} \quad (3)$$

przy czym:

- C — współczynnik zależny od stanu wzmocnianej nawierzchni, który przyjmuje wartości:
- 1,00 — przy dobrym stanie płyt (brak lub niewielka liczba cienkich woskowanych pęknięć),

- 0,75 — przy istnieniu niewielkiej liczby rys w początkowym okresie tworzenia się,
- 0,50 — przy istnieniu dużej liczby płyt z kilkoma rysami z tym jednak, że większa część płyt jest nie uszkodzona lub ma po jednej rysie,
- 0,35 — przy nawierzchni silnie popękanej i połamanej.

Próby rekonstrukcji dużych odcinków nawierzchni na sześciu lotniskach w USA wykazały, że przez nałożenie górnej warstwy o grubości 5 cm można zlikwidować jedynie powierzchniowe zniszczenia nawierzchni, ale nie można osiągnąć zwiększenia jej nośności. Nawierzchnie wzmocnione taką warstwą nadają się do eksploatacji w okresie nie przekraczającym 5 lat.

W celu ustalenia właściwej współpracy pomiędzy warstwą wzmacniającą (o grubości 28 cm) a starą nawierzchnią (o grubości 43 cm) wykonano w USA wiele badań poligonowych przy użyciu wózka dwukołowego imitującego podwozie samolotu (obciążenie wózka 14 800 kG).

Badania te wykazały, że z wyjątkiem pojedynczych słabych miejsc wzmocniona nawierzchnia pracowała jak jednowarstwowa monolityczna nawierzchnia o grubości zastępczej.

Wzmocniona nawierzchnia miała szczeliny podłużne łączone na wpust i pióro. W podłużnych szczelinach warstwy wzmacniającej ułożono dyble na głębokości 14 cm.

Przy ruchu wózka w kierunku równoległym do szczelin poniżej ułożonych dybli powstawały odpryski, które wskazywały na niedostateczną wytrzymałość połączeń na wpust i pióro w starej nawierzchni.

Na podstawie obserwacji zachowania się podłużnych szczelin w nawierzchniach o małej grubości, przy działaniu dużych obciążeń, ustalono dla betonowych i żelbetowych warstw wzmacniających (z częściowym związaniem lub bez związania ze starą nawierzchnią) minimalną grubość, która powinna wynosić odpowiednio 20 i 15 cm.

Na lotniskach eksploatowanych przez lżejsze samoloty, dla analogicznych warunków, minimalna grubość warstwy wzmacniającej powinna wynosić z betonu 15 cm i żelbetu 10 cm.

We wzorach (1) i (2) założono, że wytrzymałość na zginanie i moduły sprężystości materiałów warstwy wzmacniającej i istniejącej nawierzchni są w przybliżeniu równe.

W przypadku różnej wytrzymałości na zginanie materiałów warstwy wzmacniającej i nawierzchni istniejącej wzory (2) i (3) przyjmują następującą postać: przy częściowym związaniu warstw:

$$-h_0^{1,4} = h_d^{1,4} - C \left(\frac{h_d}{h_{db}} \cdot h \right)^{1,4} \quad (4)$$

przy braku związania między warstwami:

$$-h_0^2 = h_d^2 - C \left(\frac{h_d}{h_{db}} \cdot h \right)^2 \quad (5)$$

przy czym:

h_{db} — obliczeniowa grubość jednowarstwowej nawierzchni betonowej, obliczona z wytrzymałości na zginanie podstawowej nawierzchni sztywnej.

Przygotowanie nawierzchni do wzmocnienia

Wzmocnienie starej nawierzchni powinno poprzedzać: staranne zbadanie zniszczonych odcinków nawierzchni i podłoża, określenie współczynnika podłoża gruntowego k , grubości istniejącej nawierzchni, wytrzymałości betonu na zginanie R_z i współczynnika C charakteryzującego stan nawierzchni. Powstałe pod nawierzchnią wolne przestrzenie (próżnie) powinny być wypełnione asfaltobetonem, roztworem cementowym lub innym materiałem. Zniszczone płyty należy wymienić na nowe, z jednoczesnym wzmocnieniem podłoża. W zależności od wybranego typu wzmocnienia zaleca się następujące prace przygotowawcze na starej nawierzchni.

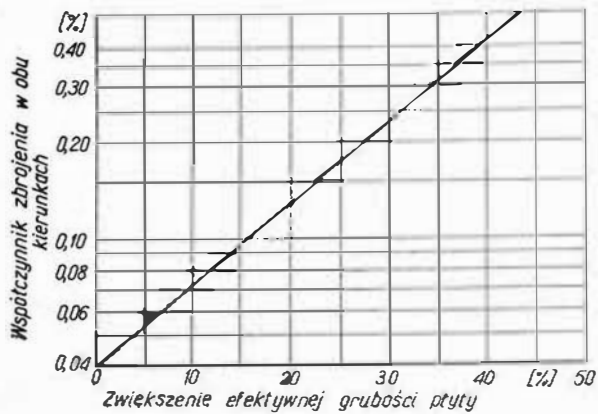
- W przypadku zupełnego związania warstwy wzmocniającej z istniejącą nawierzchnią. Istnieje kilka metod uzyskania efektywnego związania warstwy wzmocniającej z betonu starej nawierzchni. Jedną z metod, podaną przez Stowarzyszenie Portlandcementu (PCA), polega na usunięciu zniszczonego betonu, oczyszczeniu powierzchni z tłustych plam, śladów gumy itp., wytrawieniu powierzchni nawierzchni kwasem oraz usunięciu wszystkich śladów kwasu i odstających części; po tych czynnościach następuje zalanie powierzchni rzadkim roztworem cementowym i nałożenie cienkiej warstwy betonu.
- W przypadku częściowego połączenia warstwy wzmocniającej z istniejącą nawierzchnią. Powierzchnię starej nawierzchni należy starannie oczyścić z wszelkich zanieczyszczeń i odprysków betonu oraz usunąć masę zalewową ze szczelin i to wszystko, co może przeszkadzać dobrej przyczepności warstwy wzmocniającej z betonem starej nawierzchni (np. asfaltobeton z wcześniej wykonanych napraw).
- W przypadku braku połączenia pomiędzy warstwą wzmocniającej a istniejącą nawierzchnią. Wzmocnienie wykonuje się zwykle przy znacznym zniszczeniu starej nawierzchni lub gdy konieczne jest zmniejszenie nachylenia; ten sposób wzmocnienia stosuje się również w miejscach, gdzie nie można zapewnić połączenia szczelin w warstwie wzmocniającej ze szczelinami istniejącej nawierzchni. Powierzchnię nawierzchni należy oczyścić z wszelkich zanieczyszczeń, przy czym pokryć dywanikiem bitumicznym w celu wyrównania istniejącej nawierzchni, co umożliwia związaną z materiałem warstwy wzmocniającej. Grubość dywanika powinna być minimalna.

W przypadku wzmocnienia wg sposobu pierwszego wszystkie szczeliny (szwy) warstwy wzmocniającej powinny dokładnie pokrywać się ze szczelinami starej nawierzchni. Jeśli w istniejącej nawierzchni są pęknięcia, powinny się one znajdować pod szczelinami warstwy wzmocniającej.

W przypadku drugim również należy zapewnić pokrywanie się szczelin w nowej i starej nawierzchni. Jednak szczeliny te niekoniecznie muszą być jednego typu; powinny natomiast zapewnić przekazywanie obciążenia z jednej płyty na drugą.

W miejscach, gdzie grubość rozdzielającej warstewki przewyższa 6 mm (w przypadku wzmocnienia wg trzeciego sposobu), pokrywanie się szczelin w obu warstwach nie jest konieczne, ale pożądane.

W przypadkach, gdy pokrywanie się szczelin nie jest możliwe, warstwa wzmocniająca powinna być zbrojo-



1. Wykres zależności grubości nawierzchni betonowej od % zbrojenia

na (minimalny współczynnik zbrojenia w obu kierunkach 0,05‰) stalową drucianą siatką. Zbrojenia należy ułożyć tak, aby przykrycie szczelin w starej nawierzchni sięgało min. 1 metr w obie strony. Jeżeli szczeliny w starej nawierzchni są bardzo nierówne lub roznieśczone pod pewnym kątem do szczelin w warstwie wzmacniającej, to płyty warstwy wzmacniającej muszą być zbrojone zarówno w kierunku podłużnym, jak i poprzecznym, ze współczynnikiem zbrojenia 0,05‰.

W przypadku wykonywania oddzielnej warstwy pomiędzy starą nawierzchnią a warstwą wzmacniającą zbrojenie nie jest konieczne.

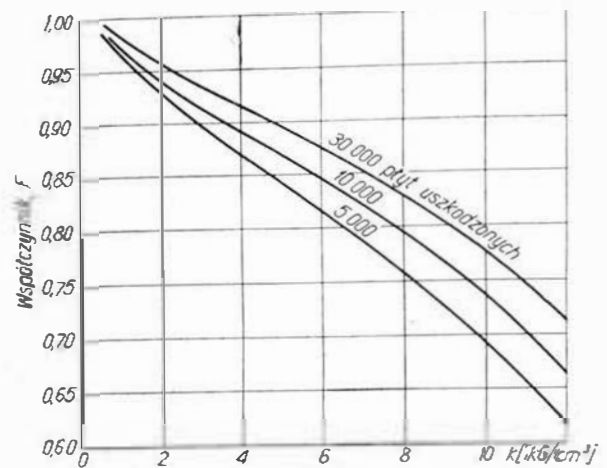
Przy stosowaniu zbrojenia grubość wzmacniającej warstwy sztywnej należy zmniejszyć zgodnie z wykresem (rys. 1), który sporządzono na podstawie badań Korpusu Inżynieryjnego Armii USA. Przy zastosowaniu uzbrojenia w celu zmniejszenia grubości warstwy wzmacniającej szczeliny podłużne i poprzeczne powinny być dyblowane, a współczynnik zbrojenia niemniejszy niż 0,5‰.

Jedną z głównych trudności przy projektowaniu wzmocnienia nawierzchni jest konieczność zachowania jednakowej grubości warstwy wzmacniającej na całym odcinku nawierzchni. Można to osiągnąć przez zastosowanie zbrojenia. Korpus Inżynieryjny USA podaje następujący przykład: nawierzchnię DS* o szerokości 91,5 m należy wzmocnić w środkowej części na szerokości 30,5 m warstwą o grubości 35 cm, a na pozostałej części (po 30,5 m z obu stron środkowego pasa) — warstwą o grubości 25 cm. W celu zachowania jednakowej grubości warstwy wzmacniającej — przyjęto na całej szerokości DS jej grubość równą 28 cm, przy czym współczynnik zbrojenia w środkowej części DS (o szerokości 30,5 m) wynosi 0,2‰.

Wzmocnienie warstwą podatną

Metodę tę opracowali M. F. Mellinger i J. P. Sale (Korpus Inżynieryjny USA). Wzmocnienie nawierzchni sztywnej warstwą podatną stosuje się w przypadku niedostatecznej grubości istniejącej nawierzchni sztywnej. Założono, że określony procent tworzenia się rys będzie występował w zasadniczej nawierzchni sztywnej w ciągu całego obliczeniowego okresu jej istnienia. Potrzebną grubość podatnej warstwy wzmacniającej można określić ze wzoru:

* DS — droga startowa



2. Nomogram do określenia współczynnika F

$$t = 2,5 (F h_d - C h) \quad (6)$$

w którym:

F — współczynnik zależny od wielkości współczynnika podłoża gruntowego k i liczby pękniętych płyt w istniejącej nawierzchni (przyjmuje się z wykresu przedstawionego na rys. 2),

C — współczynnik charakteryzujący stan nawierzchni, przy czym dla rozpatrywanego wzmocnienia przyjmuje się:

C = 1,00 — przy niewielkiej liczbie powierzchniowych rys,

C = 0,75 — przy podłużnych rysach i odpryskach w narożnikach,

h , h_d — jak we wzorze 1.

Minimalna grubość podatnej warstwy wzmacniającej powinna wynosić 10 cm. Na odcinkach podlegających ostrym zmianom temperatury lub mających znaczne zniszczenie materiału nawierzchni grubość warstwy wzmacniającej powinna przewyższać 10 cm.

Przy wzmocnieniu warstwą podatną nawierzchni betonowej o małej wytrzymałości na zginanie lub w przypadku dużej nośności podłoża grubość warstwy wzmacniającej może być mniejsza. W takich przypadkach istniejącą nawierzchnię betonową rozpatruje się jako wysoko wytrzymałe tłuczniowe podłoże i grubość nawierzchni podatnej określa się na podstawie fizycznych własności naturalnego podłoża. Minimalna grubość warstwy wzmacniającej powinna zapobiec tworzeniu się pęknięć nad pęknięciami znajdującymi się w starej nawierzchni.

Wzmocniające warstwy podatne mogą być wykonywane tylko z asfaltobetonu, ułożonego na warstwie pośredniej o całkowitej grubości nie mniejszej niż 10 cm. Przy bardzo dużych obciążeniach i wysokim ciśnieniu w oponach współczesnych samolotów minimalna grubość asfaltobetonowej części nawierzchni podatnej powinna wynosić 7 cm. Oczywiście, jeśli wymagana grubość warstwy wzmacniającej wynosi 18 cm i mniej wzmocnienia powinno być uzupełnione asfaltobetonem, ułożonym na warstwę wiążącą, a jeśli ogólna grubość jest większa niż 18 cm wzmocnienie może być wykonane jak dla nawierzchni podatnej, składającej się z asfaltobetonu o grubości nie mniejszej niż 7 cm, ułożonego na wysoko wytrzymałej warstwie sztucznej podbudowy o współczynniku CBR nie mniejszym niż 80%. Podbudowa ta powinna być zagęszczona do 100-pro-

centowego zagęszczenia w stanie suchym (wg AASHO), w celu uniemożliwienia dalszego jej zagęszczenia pod wpływem ruchu. Pośrednie warstwy wiążące z asfaltobetonu powinny odpowiadać wymaganiom przewidzianym dla nawierzchni podatnych.

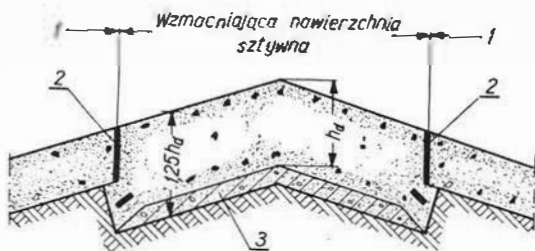
Wzmocnienie metodą „wyburzeniową”

Metoda „wyburzeniowa” polega na usunięciu starej nawierzchni na odcinkach o dużej intensywności ruchu i ułożeniu na nich nowej nawierzchni o większej wytrzymałości. Grubość jej oblicza się znanymi metodami, stosowanymi przy obliczaniu grubości nowej nawierzchni. Na rys. 3 przedstawiono przekrój nawierzchni wzmocnionej metodą „wyburzeniową”.

Szczeliny poprzeczne wykonywane w nowej nawierzchni powinny pokrywać się ze szczelinami w starej nawierzchni. Jeśli warunek ten nie jest spełniony, należy zbroić krawędzie płyt nowej nawierzchni przy poprzecznych szczelinach w starej nawierzchni.

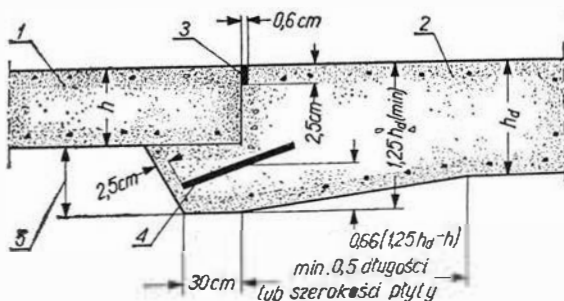
Takie wzmocnienie zapobiega rozszerzaniu się szczelin na warstwę wzmacniającą. Połączenie nowych płyt ze starymi powinno być dostatecznie wytrzymałe, aby zdolne było przyjmować obciążenie od ruchu w kierunku podłużnym i poprzecznym. Połączenia płyt zilustrowano na rys. 3 i 4.

W zgłębieniu powstałym po usunięciu gruntu pod nowe płyty może się gromadzić woda gruntowa, powodując zniszczenie nawierzchni. Na lotniskach o złym systemie odwadniającej stabilizuje się grunt cementem na głębokość 10 cm. Takie wzmocnienie zapobiega jednocześnie gromadzeniu się wody gruntowej pod nawierzchnią. Zużycie cementu przy tym wzmocnieniu wynosi 10% ciężaru gruntu. W niektórych przypadkach konieczne jest wzmocnienie bocznych ścianek wykopu, co zapobiega przenikaniu wody z boków.



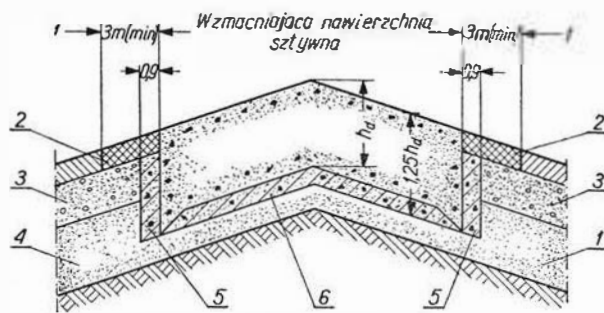
3. Typowy przekrój nawierzchni sztywnej wzmocnionej metodą „wyburzeniową”:

1 — istniejąca nawierzchnia betonowa, 2 — połączenie nawierzchni starej z nową (rys. 4), 3 — podłoże gruntowe wzmocnione cementem



4. Szczegóły połączenia istniejącej nawierzchni betonowej z nową:

1 — istniejąca nawierzchnia betonowa, 2 — nowa nawierzchnia betonowa, 3 — wypełnienie szczeliny, 4 — pręty stalowe o średnicy 16 mm i długości 76 cm, układane co 45 cm, 5 — grubość progu $1,25(4h - h)$, lecz nie mniej niż 15 cm



5. Typowy przekrój nawierzchni podatnej wzmocnionej metodą „wyburzeniową”:

1 — istniejąca nawierzchnia podatna, 2 — nowa warstwa asfaltobetonowa, 3 — warstwa nośna istniejącej nawierzchni, 4 — istniejąca podbudowa nawierzchni, 5 — wzmocnienie krawędzi nowo wykonywanej nawierzchni chudym lub zwykłym betonem, 6 — podłoże gruntowe wzmocnione cementem

Wzmocnienie nawierzchni podatnej

Nawierzchnię podatną można wzmocnić warstwą typu sztywnego, podatnego lub też metodą „wyburzeniową”.

Wzmocnienie warstwą sztywną

Przy wzmacnianiu nawierzchni podatnej warstwą sztywną zniszczone odcinki istniejącej nawierzchni usuwa się na głębokość obliczeniową warstwą wzmacniającą.

Obecnie nie ma dokładnych metod wymiarowania pogrubień nawierzchni podatnych za pomocą nakładki z betonu cementowego. Nakładkę taką traktuje się jako nową samodzielną konstrukcję na podłożu, którym jest istniejąca nawierzchnia podatna. Do określenia grubości nakładanej warstwy betonu stosuje się metodę Westergaarda, przy czym współczynnik podłoża gruntowego k oblicza się z całkowitej nośności nawierzchni podatnej w najcięższej porze roku.

Zmniejszanie obliczonej grubości nakładanej warstwy, nawet przy założeniu dobrej współpracy pomiędzy obu warstwami, jest niedopuszczalne, bowiem nośność płyt betonowych jest ściśle związana z ich grubością i odkształceniami. Odkształcenia eksploatacyjne nawierzchni podatnych dochodzą do 5 mm, podczas gdy ugięcie płyt betonowych, przy których następuje złamanie, wynosi około 2,5 mm.

Ponieważ po ułożeniu sztywnej warstwy wzmacniającej bezpośrednio na asfaltobetonie o dużej wytrzymałości powstają z reguły pęknięcia w górnej warstwie nad pęknięciami w starej nawierzchni podatnej, przeto zaleca się układanie cienkiej warstwy rozdzielającej z piasku pomiędzy tymi warstwami.

Wzmocnienie warstwą podatną

Przy obliczaniu grubości warstwy wzmacniającej należy w tym przypadku spełnić jednocześnie dwa warunki:

- grubość każdej warstwy powinna zapewnić odporność nawierzchni na odkształcenia niszczące
- zagęszczenie materiału takiej warstwy powinno być dostatecznie duże, aby nie dopuścić do dalszego zagęszczenia pod wpływem ruchu.

Jeśli zagęszczenie dolnej warstwy jest mniejsze od wymaganego, należy ją dogęścić przez wałowanie bardzo ciężkimi walcami.

Dokończenie na str. 39

TRANSPORT LOTNICZY W HANDLU ZAGRANICZNYM WIELKIEJ BRYTANII

W artykule przedstawiono historię rozwoju transportu lotniczego w W. Brytanii, podkreślając jego znaczenie z uwagi na położenie geograficzne. Następnie scharakteryzowano działalność przedsiębiorstw lotniczych, omówiono badania marketingowe, a także przedstawiono analizę kosztów komparatywnych dla transportu morskiego, przeprowadzoną przez specjalistów BOAC.

Specyficzne położenie Wielkiej Brytanii w Europie w znacznym stopniu warunkuje charakter jej stosunków handlowych.

Handel zagraniczny może ona rozwijać zasadniczo dwiema drogami: powietrzną i morską.

Do początków XX wieku korzystano wyłącznie z transportu morskiego. Postęp techniczny na świecie stworzył nowe możliwości w dziedzinie transportu. Lotnictwo stało się środkiem przewozu, przed którym stoją nowe, szerokie perspektywy rozwoju, szczególnie w krajach odległych od rynków światowych, np. w Japonii lub w Wielkiej Brytanii.

Miejsce handlu zagranicznego w Wielkiej Brytanii

Anglia XIX wieku należała do największych potentatów przemysłowych na rynku światowym. W niektórych dziedzinach, np. w eksporcie wyrobów bawełnianych, szyn kolejowych, lokomotyw czy statków była ona nieomal monopolistą (blisko 3/4 światowego eksportu). Stopniowo jednak dynamika eksportu zmniejszyła się znacznie w wyniku:

- szybkiego rozwoju przemysłu w pozostałych krajach kapitalistycznych
- podnoszenia przez te kraje taryf celnych dla ochrony własnego przemysłu.

Po pierwszej wojnie światowej rozpiętość między strukturą i techniką przemysłu brytyjskiego a strukturą i techniką przemysłu najgroźniejszych konkurentów Wielkiej Brytanii nie tylko nie zmniejszyła się, ale przeciwnie — wzrosła. Dopiero po zakończeniu drugiej wojny światowej w gospodarce brytyjskiej dokonały się znaczne przemiany w strukturze produkcji, a w ślad za tym również i poprawa w towarowej i geograficznej strukturze eksportu.

W latach 1945—50 Wielka Brytania znajdowała się w sytuacji nieporównywalnie korzystniejszej aniżeli jej główni partnerzy europejscy, gdyż gospodarka brytyjska nie ucierpiała tak wiele z powodu zniszczeń wojennych jak inne kraje europejskie uczestniczące w wojnie. Mimo wszystko lata powojenne nie zostały w pełni wykorzystane na modernizację środków produkcji i zmianę przestarzałego układu strukturalnego.

Zahamowanie rozwoju gospodarczego często powodowała sytuacja polityczna. Dopiero w 1964 r. po dojściu

do władzy Partii Pracy aprobowany został wieloletni plan rozwoju gospodarczego obejmujący lata 1964—1970. W planie tym założono osiągnięcie istotnej poprawy zdolności płatniczej kraju, a także rekonstrukcję gospodarki, pod kątem zwiększenia zdolności konkurencyjnej eksportu brytyjskiego.

Eksport to najważniejszy problem w życiu gospodarczym Wielkiej Brytanii. Kraj ten zajmuje drugie miejsce w handlu światowym, wartość wywozu stanowi 16% dochodu narodowego. Wzrost eksportu jest więc podstawowym warunkiem rozwoju gospodarczego Wielkiej Brytanii. Mimo poniesionego fiaska w przystąpieniu do Europejskiej Wspólnoty Gospodarczej notuje się systematyczne ożywienie brytyjskiego handlu zagranicznego. Przyczyn należy szukać zarówno w interwencji rządu, który w 1962 r. rozpoczął politykę ostrożnej ekspansji gospodarczej, jak i w poprawie ogólnej koniunktury światowej, a przede wszystkim konkurencyjnej pozycji wyrobów brytyjskich na rynku światowym.

Ekspansja eksportu brytyjskiego nie ogranicza się do rynków zachodnioeuropejskich. Obok aktywności na rynkach Dalekiego Wschodu (głównie Hong Kong) w krajach Wspólnoty Brytyjskiej aktywnie rozwija się również handel z krajami socjalistycznymi, przy czym wśród producentów brytyjskich przeważa opinia, że w warunkach wolnego od ograniczeń handlu kraje te mogą stanowić poważny i chłonny rynek zbytu dla wyrobów brytyjskich.

Jakie miejsce w tym dynamicznym rozwoju i szerokim w sensie geograficznym ukierunkowaniu handlu zagranicznego zajmuje transport lotniczy? Odpowiedź na to pytanie stanowić może pewnego rodzaju wzorzec masowego zastosowania samolotu do przewozów towarowych, bowiem Wielka Brytania należy do czołówki światowej w tym względzie. Ponadto przedstawienie sytuacji w brytyjskim transporcie lotniczym pozwoli na ocenę bazy, którą może dysponować brytyjski handel zagraniczny.

Przydatność transportu lotniczego Wielkiej Brytanii w handlu zagranicznym

Transport lotniczy w Wielkiej Brytanii ma bogate tradycje sięgające początków rozwoju lotnictwa cywilnego na świecie. Szczególny jego rozwój nastąpił w la-

tach drtągiej wojny światowej, kiedy to w 1940 r. państwo wykupiło wszystkie akcje Imperial Airways (przedsiębiorstwo prywatne) i utworzyło pierwsze lotnicze przedsiębiorstwo państwowe pod nazwą British Overseas Airways Corporation (BOAC). W 1946 r. utworzono drugie przedsiębiorstwo państwowe British European Airways (BEA). Ponadto w Wielkiej Brytanii istnieje jeszcze około 20 innych przedsiębiorstw lotniczych, lecz ich rola w brytyjskim handlu zagranicznym jest znikoma.

Wymienione dwa przedsiębiorstwa zgodnie ze swoim określeniem obsługują określone strefy działania. W Europie istnieje między nimi konkurencja, uregulowana zresztą porozumieniem w ramach tzw. dróg stowarzyszonych (associated routes). Przedsiębiorstwa wyposażone są w doskonały sprzęt lotniczy: BOAC ma około 60 samolotów, w tym trzy samoloty Boeing-747 (a przewidziano 8 sztuk), BAA — ponad 100 samolotów.

W ciągu ostatnich lat przedsiębiorstwa te zaczynają nawiązywać się na przewozy towarowe. Nawet typowo pasażerskie samoloty VC-10S i Boeing-707 mają ładownię przystosowaną do zabrania 6—8 ton ładunku. Wybitnie transportowy samolot Boeing-707-336S zabiera jednorazowo 36 ton. Samoloty transportowe startują z trzech głównych lotnisk: Londynu, Manchesteru i Pretwick (Glasgow) do Montrealu, Toronto, Nowego Jorku, Bostonu, Filadelfii, Singapuru, Tokio, Bangkoku, Lagos, Johannesburga. To są główne porty znajdujące się w strefie stałych połączeń towarowych, a sieć lotnicza przedsiębiorstw obejmuje cały świat.

Wszystkie przedsiębiorstwa lotnicze Wielkiej Brytanii w 1968 r. przewiozły 289 460 ton ładunków oraz 71 460 ton poczty. W przewozach międzynarodowych przewozy te kształtowały się odpowiednio: 217 614 ton i 68 736 ton.

W działalności przedsiębiorstw lotniczych olbrzymie znaczenie przywiązuje się do badań marketingowych, których celem jest odpowiedź na pytanie: gdzie latać, jak często i jakim typem samolotu? Jednym z głównych problemów, na których koncentrują się badania marketingowe prowadzone przez BOAC i BEA jest problem dystrybucji towarów, uważany zresztą za główny czynnik powodzenia w nowoczesnym handlu. Innym elementem badawczym jest cena sprzedaży określonych wyrobów.

Wysokie koszty transportu podnoszą końcową cenę towaru i mogą zmniejszyć jego konkurencyjność na wolnym rynku. Jednak tani transport, lecz powolny, również może przynieść straty producentowi z powodu zbyt długiego czasu dostawy. Specjaliści z dziedziny marketingu zatrudnieni w przedsiębiorstwach lotniczych mają uzasadnić klientom, że bardziej opłacalnym środkiem transportu jest samolot. Przeprowadzają oni wiele analiz kosztów komparatywnych dla transportu morskiego, rzekomo tańszego i konkurencyjnego dla transportu lotniczego przy świadczeniu usług dla handlu zagranicznego.

Przy porównaniu kosztów całości cyklu dystrybucyjnego jedynie koszt frachtu jest większy w transporcie lotniczym. Pozostałe koszty większe są w transporcie morskim, co w efekcie końcowym sprawia, że ogólny koszt dystrybucji jest większy. Oczywiście wniosków tych nie należy uogólniać, gdyż w każdym konkretnym

przypadku należy brać pod uwagę różnorodne czynniki i różne indywidualne życzenia klienta w zależności od towarzyszących warunków.

Poniżej przedstawiono przykład takiej analizy przeprowadzonej przez specjalistów BOAC.

D a n e

Przedmiot kontraktu	maszyny elektroniczne
Wartość kontraktu	3000 £ za tonę metryczną
Objętość	120 ft ³ na tonę metryczną
Trasa przewozu	Londyn — Nowy Jork
Fracht morski	350 szylingów za kG
Fracht lotniczy	0,46 \$ za kG

Obliczenie

Pozycje kosztowe	Koszty dystrybucji za tonę						
	statek			samolot			
	£	s	d	£	s	d	
Zafrachtowanie	52	10	0	169	6	8	
Pakowanie	35	5	0	10	17	6	
Ubezpieczenie	11	8	8	4	11	6	
Magazynowanie: a) przy transporcie morskim w cyklu dystrybucyjnym trwającym 91 dni	30	10	0				
b) przy transporcie lotniczym (21 dni)					7	0	8
Odpisy amortyzacyjne (10%)							
statkiem: za 91 dni		76	4	0			
za 21 dni		17	11	8			
samolotem: za 21 dni					17	11	8
za 2 dni					1	13	6
Zużycie moralne i fizyczne 2% magazynowanych towarów	15	4	9	3	10	4	
Cały koszt dystrybucji	253	14	1	214	12	10	

Dla zapewnienia klientów wydziały badań marketingowych oferują każdemu na jego życzenie gruntowną analizę kosztów dystrybucji. W oparciu o efekty tej analizy klient może wybrać bardziej ekonomiczny środek transportu.

Jakie korzyści przynosi eksportowi szybki transport lotniczy? Odpowiedź na to pytanie można sprowadzić do następujących uogólnień:

szybsza dostawa — większa sprzedaż
szybszy zwrot kapitału — większe zyski
tańsze opakowania
niższe ubezpieczenia
ogólne przyspieszenie tempa obrotów.

Biorąc pod uwagę ciągle rosnący popyt na przewozy lotnicze należy prześledzić wysiłki BOAC i BEA mające na celu przyspieszenie i usprawnienie swoich usług. Głównym punktem nowego programu usprawnień jest konteneryzacja. Umożliwia ona osiągnięcie większych zysków wskutek bardziej ekonomicznego załadunku samolotu, a eksporter korzysta na tym, opłacając mniejszy fracht.

Do użytku transportu lotniczego w Wielkiej Brytanii dopuszczono 17 typów kontenerów.

Podział zadań przewozowych handlu zagranicznego między poszczególne rodzaje transportu

Rosnące z roku na rok obroty handlu zagranicznego Wielkiej Brytanii stawiają problem transportu na jednym z czołowych miejsc. Specyficzne wyspiarskie położenie Wielkiej Brytanii powoduje, że kontakty handlowe z krajami różnych kontynentów są tu bardziej skomplikowane. O ile w obsłudze handlu wewnętrznego w Wielkiej Brytanii dominującą rolę odgrywa transport kolejowy i drogowy (około 85% przewozów), o tyle rola tych gałęzi transportu w handlu zagranicznym jest raczej marginesowa.

Dynamiczny rozwój techniki lotniczej umożliwia Wielkiej Brytanii zwiększone zastosowanie transportu lotniczego w obsłudze handlu zagranicznego. W Wielkiej Brytanii, gdzie pod uwagę mogą być brane jedynie dwa rodzaje transportu, transport lotniczy może być wykorzystany w znacznie szerszym zakresie aniżeli w krajach, gdzie istnieje dowolność wyboru środków przewozowych, jak np. wewnątrz kontynentu europejskiego. Gdy kontrahenci znajdują się na odległych kontynentach, zakres użyteczności samolotów wyznaczają m.in. różnice odległości. Najbardziej reprezentatywny w tym względzie jest szlak syberyjski (w relacji Londyn-Tokio) w porównaniu z drogą morską.

Rosnące znaczenie stosunków Europa — Japonia od dawna koncentruje uwagę przewoźników powietrznych. Zainteresowanie to wzrasta również u przewoźników brytyjskich. W tym przypadku szlak ten miałby wyjątkowe znaczenie chociażby ze względu na Hong Kong. Jak przedstawia się struktura brytyjskiego eksportu i importu drogą powietrzną na przykładzie lat 1967 i 1968? Wartościowo największą grupę towarów przewożonych drogą powietrzną stanowiły maszyny i sprzęt transportowy. Biorąc pod uwagę bardziej wyspecyfikowane towary mamy następujące proporcje w imporcie (1968 r.):

aparatura kontrolno-pomiarowa	— 55%
maszyny elektryczne	— 53%
produkty medyczne i farmaceutyki	— 40%

W eksporcie 50% artykułów odzieżowych, 35% artykułów skórzanych, 34% produktów medycznych i farmaceutycznych przewożono transportem lotniczym.

Ponad 70% handlu zagranicznego Wielkiej Brytanii drogą lotniczą obejmują obroty z Europą zachodnią i Ameryką Północną. W kolejności największy udział w obrotach brytyjskiego handlu zagranicznego drogą powietrzną po stronie eksportu, importu i reeksportu mają następujące kraje: NRF, Francja, USA, Kanada i Republika Południowej Afryki. Korzystna dla tych krajów jest wysokość stawek frachtowych w obu kierunkach, co nie jest bez znaczenia dla podniesienia rentowności przewozów lotniczych.

W oparciu o doświadczenia Wielkiej Brytanii można stwierdzić, że wzrastające zainteresowanie producentów i eksporterów przewozami lotniczymi uzasadnione jest głównie małymi kosztami opakowań. W wielu przypadkach opakowanie sprowadza się jedynie do polietylenowego ochraniacza nakładanego na towar znajdu-

jący się na palecie. Oto przykład, gdzie opakowanie staje się decydującym czynnikiem wyboru samolotu.

Przesyłka maszyny liczącej na trasie Londyn—Paryż

	Transport lotniczy		Transport naziemny	
	£	s	£	s
Opakowanie	550	0	1300	0
Dostawa do portu	30	0	65	0
Fracht	261	9	160	0
Ubezpieczenie	89	17	89	17
Razem	931	6	1614	17

Oprócz oszczędności na opakowaniu i ubezpieczeniu dzięki ciągłemu wzrostowi bezpieczeństwa lotów, jeszcze inne korzyści skłaniają producentów i eksporterów, by przewożili swoje towary wyłącznie samolotami. Wiąże się to w dużym stopniu z rodzajem towarów będących przedmiotem obrotów. Popyt na tzw. „towary mody”, głównie odzież i tekstylia podlega silnym fluktuacjom właśnie ze względu na zmiany mody. Szybka dostawa najmodniejszych w danej chwili towarów umożliwia osiągnięcie wyższej ceny ich sprzedaży na danym rynku. Jest to rodzaj premii za pośpiech. Wreszcie, kiedy producent pragnie rozszerzyć swój rynek zbytu musi mieć pewność, że podaż jego towarów na nowym rynku będzie mogła w każdej chwili sprostać popytowi. W przypadku rzadkich dostaw wymaga to stosunkowo dużego magazynu na terenie danego kraju. Inaczej wygląda sytuacja, gdy producent korzysta z częstych i szybkich dostaw towarów transportem lotniczym. Umożliwia to redukcję kosztów magazynowania i innych kosztów z tym związanych, a także zmniejszenie ilości towarów składowanych.

W przypadku Wielkiej Brytanii najbardziej konkurencyjny transport morski ma wiele mankamentów, które nie są w stanie zrównoważyć mniejszych stawek frachtowych. Towary przewożone statkiem wymagają dokładniejszego opakowania, większe są też stawki ubezpieczeniowe. Oto przykład porównania kosztów komparatywnych przy transporcie 360 kg odzieży na trasie Londyn — Kopenhaga.

	Transport morski		Transport lotniczy	
	£	s	£	s
Fracht	35	0	58	10
Opakowanie	7	5	0	5
Dostawa do portu	13	10	5	0
Ubezpieczenie	4	0	3	8
Razem	69	15	67	3

Omówione korzyści ekonomiczne wynikające z przewozów lotniczych przyspieszyły inwestycje na lotniskach brytyjskich. Londyńskie lotnisko Heathrow znajduje się na czwartej pozycji wśród potentatów światowych. Według przewidywań na rok 1971 ruch na tym lotnisku będzie dwukrotnie większy aniżeli w 1965 r. W celu usprawnienia ruchu dworce towarowe i pasażerskie znacznie rozbudowano. Nowy dworzec towaro-

Dokończenie na str. 39

TRADYCJA I ORGANIZACJA POLSKIEGO BUDOWNICTWA LOTNISKOWEGO W OKRESIE MIĘDZYWOJENNYM

W artykule opisano początki polskiego budownictwa lotniskowego, sięgające roku 1910 (pierwsze stałe lotnisko na świecie oddano do użytku w roku 1909). Następnie omówiono strukturę organizacyjną i przedstawiono ludzi, którzy budowali lotniska wojskowe i cywilne w latach 1918—39 uwypuklając zagadnienia koordynacji w skali kraju oraz zdecentralizowany charakter inwestowania.

Pierwsze udane wzloty samolotów w Europie, uwieńczone pokonaniem przez Bleriota kanału La Manche, odbyły się w latach 1906—09, a już w latach 1908—10 na ziemiach polskich na doraźne pola wzlotów wykorzystuje się łąki folwarczne, tory wyścigowe i błonia podmiejskie — we Wzdowie k. Sanoka, w Warszawie na Mokotowie i na Siekierkach, w Rakowicach pod Krakowem, w Tarnopolu, w Moskućach k. Łodzi i w Rzęśni Polskiej. Mimo że na niektórych terenach — np. na dość niekorzystnie usytuowanym (N—S) warszawskim torze hipicznym przy ul. Polnej, o wymiarach ok. 800×300 m — wzloty odbywały się wielokrotnie i to w licznej międzynarodowej obsadzie, nie były to jeszcze lotniska, ponieważ nie były na stałe przeznaczone „do przylotu, odlotu i postoju statków powietrznych” i nie miały żadnej stałej zabudowy technicznej dla wyłącznych potrzeb lotnictwa.

Era stałych lotnisk na świecie zaczęła się dopiero w roku 1909 — w miejscowości Juvisy pod Paryżem założono pole wzlotów o eliptycznym kształcie i otoczono go prawie dookólnie hangarami i trybunami dla widzów, ponieważ wówczas lotnictwo miało jeszcze posmak sensacyjno-cyrkowy, a nie użytkowy. W rok później, wzorując się na rozwiązaniach francuskich, oddano do eksploatacji pierwsze stałe lotnisko w Niemczech — w Johannisthalu pod Berlinem.

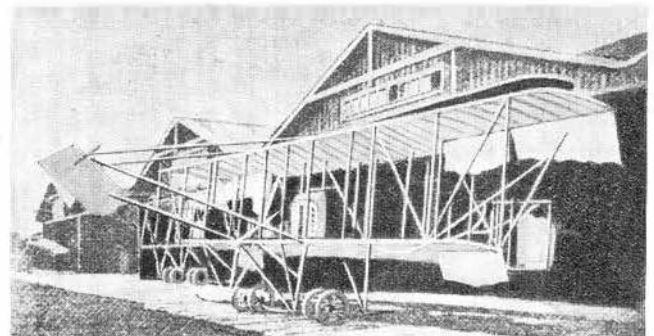
Na tym tle polskie tradycje budownictwa lotniskowego są stosunkowo stare, bo dzięki naszym entuzjastom lotnictwa i ich bliskim związkom z Francją nawet niewola nie przeszkodziła w realizacji zamiarów w tej dziedzinie. Wiosną roku 1910 Warszawskie Towarzystwo Lotnicze „Awiaty” powzięło zamiar budowy szkoły lotniczej i wytwórni płatowców na Polu Mokotowskim w Warszawie. Do wznoszenia obiektów przystąpiono jesienią tegoż roku, a już wiosną 1911 roku na 15-hektarowym terenie eksploatowano 9 hangarów oraz obiekty administracyjno-fabryczne jednej z pierwszych w Europie szkół i wytwórni lotniczych. Loty ćwiczebne i doświadczenia odbywały się odąd na rozległych terenach Pola Mokotowskiego, rozciągających się od ul. Topolowej, przebiegającej prawie po zachodniej krawędzi toru hipicznego, aż do obecnej ul. Grójeckiej. Równocześnie, ze względu na trybuny i komercyjny charakter przedsięwzięcia, loty pokazowe odbywały się dalej na trawiastym terenie wyścigów konnych, przyległym od wschodu do zabudowań „Awiaty”. Mimo że Pole Mokotowskie nie było specjalnie dla celów lotniczych plantowane i mimo zarekwirowania przez władze carskie obiektów „Awiaty”, już w roku

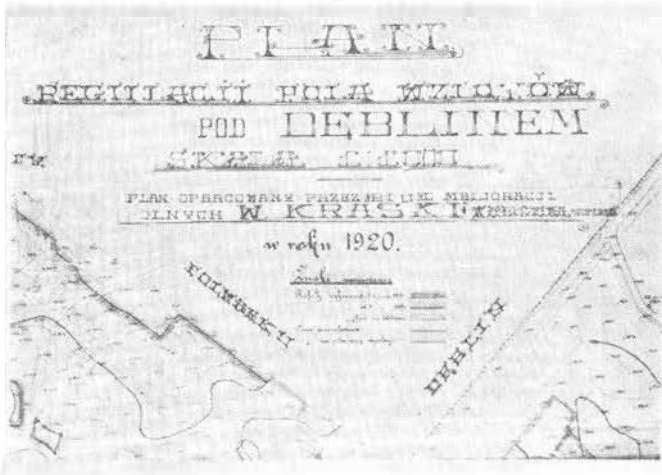
1912, w związku z gwałtownym wzrostem wojskowego zastosowania lotnictwa, nie zmienia to podstawowego faktu, że Polacy sami położyli kamień węgielny pod pierwsze na ziemiach polskich lotnisko, które przetrwało aż do czasu kapitulacji stolicy w drugiej połowie września 1939 roku. Lotnisko Mokotowskie ma swoją chlubną kartę w dziejach polskiego lotnictwa, było jego kolebką i świadkiem wielkich sukcesów naszych pilotów w okresie międzywojennym.

Dwa inne najstarsze lotniska w Polsce to Rakowice pod Krakowem i poznańska Ławica. Jako stałe lotniska datują się już od roku 1912, przy czym niewątpliwie i tu nie brakło Polaków przy ich budowie. Dla przykładu wystarczy podać, że kierownikiem budowy lotniska w Rakowicach w okresie pierwszej wojny światowej był inż. Bahrynowski a jego zastępcą kpt. Warczewski — obaj Polacy (wcześniej w Rakowicach nie było stałej zabudowy technicznej, lecz namioty). Kapitan Warczewski kontynuował zresztą budowę tego lotniska również po odzyskaniu niepodległości, w latach 1918—19. W czasie pierwszej wojny światowej sieć lotnisk wojskowych okupantów uległa wydatnemu zwiększeniu, przy czym niektóre z tych obiektów — szczególnie w zaborze pruskim — otrzymały dość bogatą zabudowę koszarową i hangarową. Z czasem lotniska te miały się dostać w ręce polskie i stanowić zasadniczy trzon przyszłej sieci naszych lotnisk wojskowych, fabrycznych i komunikacyjnych. W sumie, w wyniku wysiłku zbrojnego i na podstawie postanowień Traktatu Wersalskiego uzyskaliśmy w granicach przedwrześniowych 14 lotnisk stałych, zlokalizowanych głównie w zachodniej części kraju.

W celu rozlokowania jednostek lotniczych, szkół, baz zaopatrzenia i wytwórni sprzętu, podjęcia komunikacji

1. Hangary „Awiaty” na Polu Mokotowskim — wykonane w 1910 roku — symbol narodzin polskiego budownictwa lotniskowego (wielokrotnie publikowana bez podania źródła).



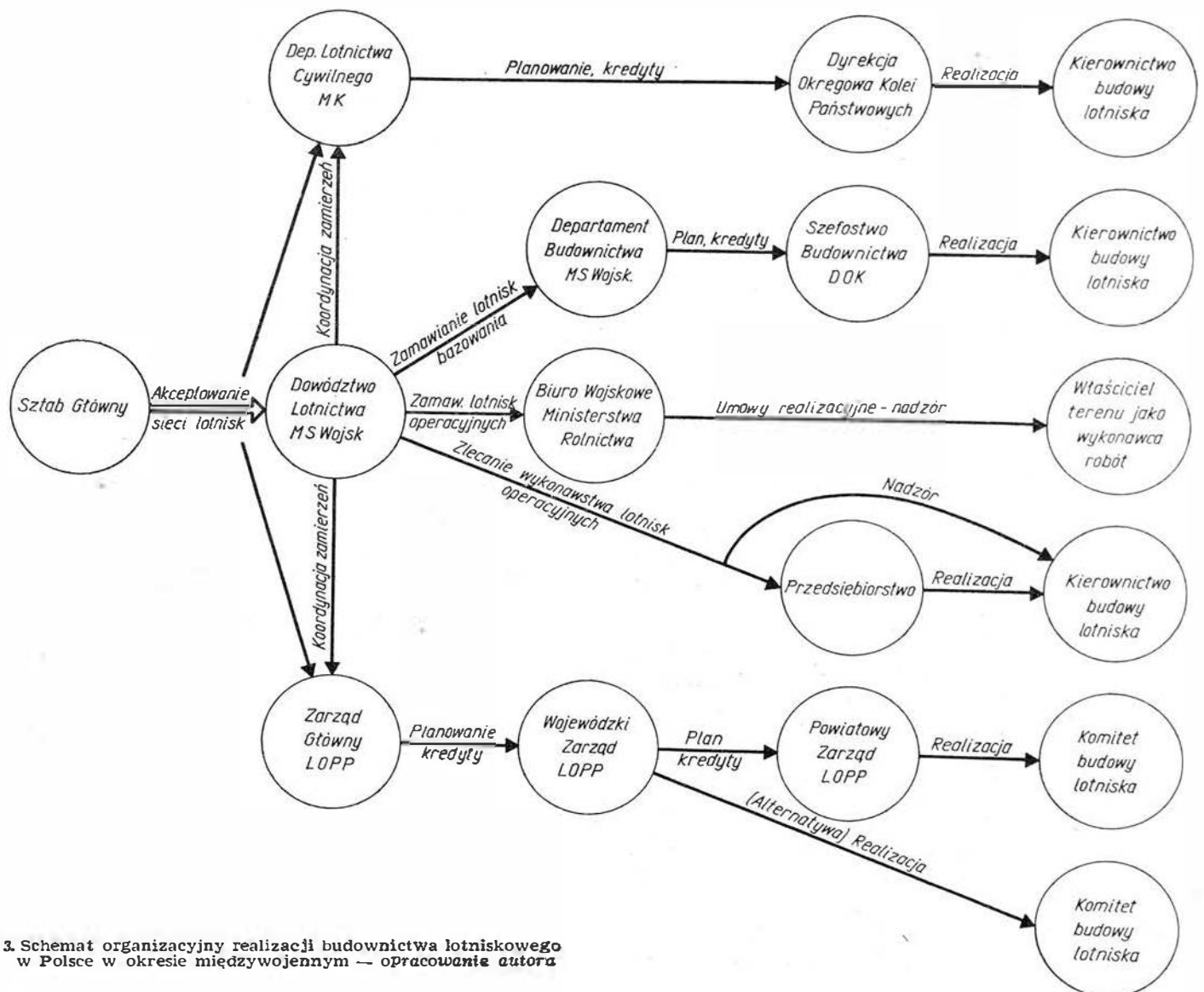


2. Fragment planu niwelacji terenu pod lotnisko w Dęblinie — z roku 1920. Plan wykonany na kalce technicznej ma w naturze wymiary 100 X 150 cm. Źródło CAW — zdjęcie ze zbiorów autora

powietrznej i rozwoju lotnictwa sportowego, odziedziczona w spadku po okupantach liczba lotnisk była dalece niewystarczająca. Należało wobec tego poważnie rozbudować sieć istniejących lotnisk stałych (bazowania i zapasowych) oraz przygotować bogatą sieć lotnisk operacyjnych (polowych) na wypadek wojny. Początkowo

rekonstruowano i uzupełniano zabudowę techniczną i koszarową w Rakowicach, na Polu Mokotowskim, w Ławicy, w Przemyśle i na innych lotniskach, ale równocześnie już w roku 1919 przystąpiono do budowy nowego lotniska w Dęblinie, w związku z zamiarem przeniesienia tam szkoły lotniczej z Warszawy. Na przestrzeni lat 1919—21 wykonano plantowanie pola wlotów połączone z wycinką starych lip wzdłuż historycznej alei wiodącej do byłego Pałacu Jabłonowskich, wybudowano 6 prowizorycznych hangarów i adaptowano dla celów lotniskowych 22 istniejące budynki, a w roku 1922 przystąpiono do budowy potężnych żelbetowych hal Centralnych Warsztatów Lotniczych. W latach 1924—25 zatwierdzono podstawowe plany budowy nowych i nowoczesnych lotnisk na Okęciu pod Warszawą i w Skniłowie k. Lwowa. W roku 1926 ustalono pierwszy ogólny plan budowy lotniska LOPP na lata 1927—29, w ramach którego rozpoczęto między innymi również budowę lotniska komunikacyjnego w Katowicach. W ten sposób rozdzieli się międzywojenne budownictwo lotniskowe w Polsce, a w ślad za tym krystalizowały się coraz bardziej formy organizacyjne tego budownictwa.

Do roku 1925 budową i eksploatacją lotnisk na obszarze kraju zajmowały się praktycznie tylko władze wojskowe. Następnie obserwujemy już jakby cztery



3. Schemat organizacyjny realizacji budownictwa lotniskowego w Polsce w okresie międzywojennym — opracowanie autora

odrębne sektory uprawnione do budowy i eksploatacji lotnisk, a mianowicie:

- sektor ściśle wojskowy
- sektor lotnictwa sportowo-paramilitarnego (LOPP)
- sektor komunikacji lotniczej
- sektor prywatny (sport, wytwórnie).

Jakkolwiek sama realizacja budowy lotnisk w wymienionych sektorach była odrębna — za wyjątkiem obiektów współużytkowanych — o tyle lokalizacja całej sieci lotnisk była koordynowana i akceptowana początkowo przez Ścisłą Radę Wojenną jako najwyższy organ decydujący o sprawach obrony kraju, a następnie przez Sztab Generalny (późniejsza mutacja: Sztab Główny). Decyzje tych organów przekazywane były do zainteresowanych pionów bezpośrednio lub przez Dowództwo Lotnictwa Ministerstwa Spraw Wojskowych (wcześniej: Departament Żeglugi Powietrznej, Departament Lotnictwa, Departament Aeronautyki MSWojsk). Oprócz organu ogólnej koordynacji sieci lotniskowej w kraju, jakim był Sztab Główny — koncentrujący te sprawy początkowo w Oddziale III, a w ostatnich dwóch latach przed wojną w Sztabie Lotniczym — w ramach wojska realizacją budownictwa lotniskowego zajmowały się zasadniczo dwa pionory organizacyjne: Dowództwo Lotnictwa i Departament Budownictwa Ministerstwa Spraw Wojskowych. Ponadto inwestowaniem w dziedzinie lotniczych magazynów materiałów pędnych zajmował się Oddział IV Sztabu Głównego i Departament Intendentury MSWojsk przekazując odpowiednie środki finansowe i wytyczne Departamentowi Budownictwa.

Samo Dowództwo Lotnictwa MSWojsk spełniało przy zakładaniu lotnisk potrójną rolę, a mianowicie:

- w stosunku do całej sieci lotnisk w kraju spełniało rolę organu opiniującego poszczególne zamierzenia w procesie wypracowywania decyzji przez Sztab Główny, dokonywało tzw. oblotów terenów proponowanych pod lotniska — np. przez LOPP, pośredniczyło w przekazywaniu zainteresowanym decyzji Sztabu Głównego i sprawowało kontrolę nad wdrażaniem tych postanowień w życie
- w odniesieniu do stałych lotnisk wojskowych — tzw. garnizonowych i pomocniczych — było instytucją zamawiającą określone obiekty w ogólnego inwestora wojskowego, tj. w Departamencie Budownictwa MSWojsk. W związku z powyższym całość elaboratów wstępnych w zakresie programowania i dokumentacji, aż do generalnych planów koncepcyjnych lotnisk włącznie, rozpracowywana była i uzgadniana przez Dowództwo Lotnictwa. Następnie, już w fazie rozpracowywania dokumentacji szczegółowej i wykonawstwa budowlanego, przedstawiciele lotnictwa sprawowali doraźną kontrolę z ramienia użytkownika nad przebiegiem inwestycji starając się na bieżąco interweniować w sprawach rozbieżności realizacji z zamiarami zamawiającego
- w sprawach związanych z zakładaniem lotnisk operacyjnych i polowych w oparciu o kredyty mobilizacyjne, czyli tzw. „Rezerwy Zaopatrzenia”, Dowództwo Lotnictwa działało bez pośrednictwa pionu budownictwa ogólnowojskowego. Jego rola polegała przede wszystkim na spenetrowaniu całego obszaru kraju celem wytypowania terenów kwalifikujących się pod lotniska. W rzeczywistości, w latach 1927—39 zinwentaryzowano wszechstronnie około 1000 potencjalnych lotnisk sporządzając staranną i w



4. Mjr obs. Adam Mrówka — długoletni kierownik organu budowlano-lotniskowego w lotnictwie wojskowym. Zdjęcie z roku 1937 — ze zbiorów autora

większości do dziś zachowaną ewidencję. W obliczu narastającego zagrożenia przystosowywanie tych terenów dla potrzeb lotnictwa odbywało się przez zafinansowane przedsiębiorstwa cywilne lub bezpośrednio przez właścicieli majątków, pod pozorem zakładania ośrodków hodowlanych — pośredniczyło w tej akcji Ministerstwo Rolnictwa i Reform Rolnych oraz niekiedy zainteresowane pułki lotnicze. W przypadku mobilizacji lub wojny sprawami przystosowywania terenów wytypowanych pod lotniska miały się zajmować mobilizowane specjalnie kompanie lotnicze w ramach poszczególnych armii — każda kampania była w stanie równocześnie przygotowywać do 9 lotnisk.

W celu spełniania nakreślonych i omówionych wyżej zadań Dowództwo Lotnictwa MSWojsk już od roku 1923 dysponowało specjalną komórką budowlaną działającą w ramach służb techniki i zaopatrzenia lub niezależnie. Do roku 1926 był to załadowany jednoosobowy referat, który następnie usamodzielniał się i powiększył do 7 osób. W latach 1929—39 organ ten uzyskał rangę wydziału, przy czym jego ostatnia nazwa brzmiała: Wydział Portów Lotniczych Dowództwa Lotnictwa MSWojsk. Kierownikiem tego organu w latach 1923—39 (z wyjątkiem lat 1926—27) był absolwent Politechniki Lwowskiej i osobisty przyjaciel gen. Rayskiego, por.-ppłk obs. Adam Mrówka, a podczas jego nieobecności funkcję tę powierzono słynnemu pilotowi kpt. Stanisławowi Karpińskiemu i, na bardzo krótko, kpt. inż. Kazimierzowi Ziemińskiemu.

Departament Budownictwa MSWojsk spełniał w stosunku do lotnictwa takie same funkcje usługowe, jak w odniesieniu do innych rodzajów wojsk. Opierając się na ogólnych wytycznych programowych i generalnych planach koncepcyjnych lotnisk otrzymywanych z Dowództwa Lotnictwa MSWojsk, Szef Departamentu Budownictwa zatwierdzał te plany i przekazywał do realizacji podległym szefostwom budownictwa istniejącym przy 10 dowództwach okręgów korpusów. Szefostwa z kolei powoływały w terenie niezbędne kierownictwa budowy. Same roboty budowlano-montażowe, nadzory, a także opracowanie dokumentacji szczegółowej zlecano z reguły w formie ograniczonych przetargów firmom, względnie osobom prywatnym.



5. Kierownik Wydziału Budownictwa Departamentu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji w latach 1934–39 inż. Stefan Hojarczyk — zdjęcie ze zbiorów autora

Departament Budownictwa, dysponujący własnym Wydziałem Projektów, prowadził przy tym pewne prace studyjne w zakresie budowy lotnisk i sporządził tzw. projekty typowe, np. szkół lotniczych, magazynów, hangarów itp.

Mimo że budownictwo lotniskowe stanowiło znaczny procent zadań służb ogólnobudowlanych wojska, w strukturze organizacyjnej tych służb nie istniał żaden wyspecjalizowany pion lotniskowy. Ograniczono się za ledwie do powołania w ramach Wydziału Inspekcji Dep. Bud. MSWojsk 3-osobowego Referatu Lotniskowego — co miało miejsce od roku 1932. Szefem Wydziału Inspekcji do 19.09.1937 był mjr inż. Wacław Gliński, a następnie mjr-ppłk obs. inż.-arch. Aleksander Król. Referatem lotniskowym natomiast w latach 1932–33 kierował kpt. inż. Czyżewski, a później, aż do 1939 roku, inż. Erwin Brenneisen.

Poza wojskiem największym potentatem w dziedzinie budowy lotnisk była Liga Obrony Powietrznej i Przeciwdrogowej, która wybudowała w okresie międzywojennym około 30 obiektów. Nie wytworzyła ona jednak również jakiegoś ścisłego pionu budownictwa lotniskowego. Na szczeblu centralnym, przy Zarządzie Głównym LOPP, powołano w roku 1924 Komisję Budowy Lotnisk w składzie: gen. Zagórski, ppłk Grzędziński i inż. Srednicki — następnie jednak zadania jej przejęła ogólna Komisja Lotniczo-Techniczna oraz płatny personel w ramach Wydziału Lotniczo-Technicznego. Główny jednak ciężar praktycznego działania w zakresie budowy lotnisk spadał na barki wojewódzkich i powiatowych zarządów tej organizacji, które we własnym zakresie każdorazowo powoływały Społeczny Komitet Budowy Lotniska oraz Komisję Techniczno-Budowlaną, jako odpowiednik właściwego kierownictwa budowy. Działanie tych terenowych organów LOPP było przy tym dość nieszablonowe, gdyż oprócz normalnego zlecenia osobom i przedsiębiorstwom zadań budowlanych i projektowych w grę wchodziły znaczne i różnorodne świadczenia miejscowych obywateli i instytucji w postaci usług, materiałów, a w pierwszym rzędzie darowizn gruntowych. Przedstawiciele Wydziału Lotniczo-Technicznego ZGLOPP sprawowali przy tym funkcje kontrolne, uczestniczyli w odbiorach i wraz z przedstawicielami wojska konsultowali zagadnienia techniczne, lokalizacyjne i inne.

Resort komunikacji, którego zainteresowania koncentrowały się głównie na lotniskach zlokalizowanych

przy większych ośrodkach miejskich i przemysłowych. przez długi czas w zasadzie nie nastawiał się na rozwój własnej sieci lotnisk i bazował głównie na doinwestowywaniu sieci wojskowej, włącznie sieci LOPP. W związku z powyższym partycypował w kosztach pól wzlotów i urządzeń elektronawigacyjnych, uzupełniał lotniska we własne sektory zabudowy portowej i zaplecza technicznego oraz wyposażał trasy przelotowe w odpowiednie latarnie sygnałowe — zbliżone w działaniu do latarni morskich. W późniejszym okresie obserwujemy już pewne przedsięwzięcia w zakresie budowy lotnisk we własnym zakresie (Rumia, W-wa Bielany). W celu realizacji inwestycji lotniskowych i konserwacji obiektów w roku 1928 powołano w Wydziale Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji Referat IV Budowy Lotnisk i Dróg Lotniczych, którego kierownikiem został dr inż. Tomasz Kluz. Następnie organ ten został powiększony i przekształcony w Wydział Budownictwa Departamentu Lotnictwa Cywilnego MK. Od roku 1934 do wybuchu wojny wydziałem kierował inż. Stefan Hojarczyk, który wcześniej był zastępcą dra inż. Kluza (obaj praktykowali przy budowie lotniska w Dęblinie). Ponadto w składzie tej komórki działali między innymi specjaliści: inż. Józef Pawlikowski sprawy elektroświatlne), inż. inż. Bylewski i Kałużynski (radionawigacja).

W terenie organizacja budownictwa lotniskowego spoczywała na odpowiednich dyrekcjach okręgowych kolei państwowych, które z kolei tworzyły niezbędne kierownictwa budowy. Między innymi, w roku 1939 z ramienia DOKP — Warszawa, kierownikiem Budowy Lotnisk Warszawa-Okęcie i Warszawa-Bielany był inż. Władysław Araszkiwicz, obecnie profesor Politechniki Warszawskiej i znany specjalista budowy lotnisk.

Reasumując przedstawiony materiał można pokusić się o sformułowanie następujących wniosków:

- polskie budownictwo lotniskowe ma stosunkowo długie tradycje, sięgające początków rozwoju lotnictwa w Europie
- mimo pewnych elementów koordynacji w skali kraju w odniesieniu do sieci lotnisk (lokalizacji i częściowo gabarytów pól wzlotów), sama realizacja budownictwa lotniskowego była zdecentralizowana
- rozproszenie budownictwa lotniskowego w różnych pionach organizacyjnych nie mogło sprzyjać wykrystalizowaniu się silnego, specjalistycznego środowiska budowniczych lotnisk, właściwemu szkoleniu kadr w tej dziedzinie oraz wypracowywaniu optymalnych metod projektowania obiektów.

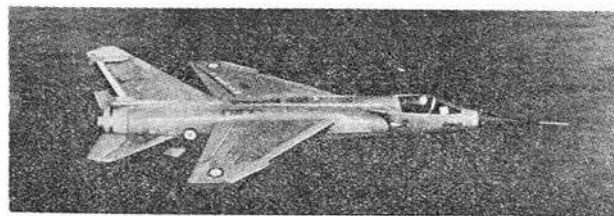
Źródła archiwalne:

Centralne Archiwum Wojskowe: Akta z lat 1918–39: Dep. Budownictwa, Dowództwo Lotnictwa, GISZu i Sztabu Głównego. Archiwum Akt Nowych: Akta z lat 1918–39: Ministerstwa Komunikacji i Ministerstwa Spraw Wewnętrznych. Archiwum Wojskowego Instytutu Historycznego: Maszynopis PLKP Lotnictwo polskie w kampanii wrześniowej 1939 r. — Londyn 1947.

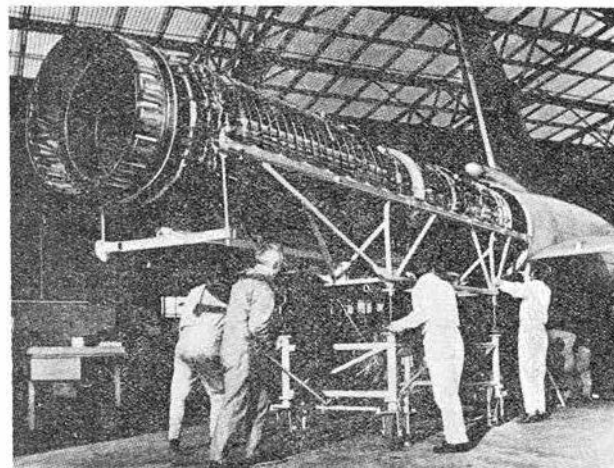
Literatura

Administracja w Zakładzie Zaopatrzenia Aeronautyki, MSWojsk, Warszawa 1933 (CBW).
 Budownictwo wojskowe 1918–35, Dep. Budownictwa MSWojsk, W-wa 1935.
 Cyprian Tadeusz: Komisja stwierdziła, MON, W-wa 1960.
 Dziesięciolecie 2 p. lotniczego w Krakowie 1921–31, Komitet Obchodu oraz Komitet LOPP, Kraków 1932.
 Konieczny Jerzy: Zaranie lotnictwa polskiego, MON, W-wa 1961.
 Ku czci Poległych lotników, Komitet Budowy Pomnika Ku Czcii Poległych Lotników, W-wa 1933.
 Kurowski Adam: Lotnictwo polskie 1939 roku, MON, W-wa 1962.

Samolot AMD „Mirage” F1



Znajdujący się w próbach od grudnia 1966 r. samolot „Mirage” F1 firmy Avions Marcel Dassault ma zastąpić samoloty rodziny „Mirage” 3. Samolot ten wywodzi się z samolotu doświadczalnego „Mirage” 3F, który był przeznaczony do badań zagadnień aerodynamicznych lotu z małymi prędkościami samolotów naddźwiękowych (w ramach programu rozwoju samolotu VTOL „Mirage” 3V). „Mirage” F1 różni się od samolotów „Mirage” 3C i 3E udoskonalonym układem aerodynamicznym, konstrukcją, silnikiem i wyposażeniem elektronicznym.



Jednomiejscowy „Mirage” F1 ma skośne, wysoko umieszczone skrzydło i konwencjonalne usterzenie. Skrzydło ma cienki profil, ujemny kąt V, uskok na krawędzi natarcia (zapobiegający oderwaniu strumienia przy dużych prędkościach lotu), kłapy noskowe na całej rozpiętości, dwuszczelinowe kłapy Fowlera na 2/3 rozpiętości i spoilery do sterowania poprzecznego. Krawędź spływu skrzydła ma mniejszy skos niż krawędź natarcia, co ma na celu zwiększenie skuteczności kłap. Płytowe usterzenie wysokości jest umieszczone niżej od skrzydła. Pokrycie samolotu jest trawione chemicznie i wzmocnione zgrzewanymi punktowo podłużnicami. Nowością jest wykorzystanie wycinków kadłuba jako zbiorników paliwowych. Dzięki temu pojemność zbiorników zwiększona została w porównaniu ze zbiornikami samolotów „Mirage” 3 o ok. 40% (nie licząc zbiorników zewnętrznych) przy tej samej zewnętrznej powierzchni kadłuba. Pokazuje to załączony rysunek, na którym oznaczają: A — podłużnice pokrycia; B — wzmocnienie ścian kanałów wlotowych (w przypadku „Mirage” F1 w postaci podłużnic). Zbiorniki kadłubowe są chronione przed pociskami małokalibrowymi przez działka, przednie podwozie, podwozie główne i silnik.

Podwozie ma podwójne koła z niskociśnieniowymi oponami. Jego kinematyka została udoskonalona w ten sposób, że koła główne są chowane z boków kadłuba pozostawiając wolny spód kadłuba i skrzydła, co pozwala na podwieszenie zewnętrznych ładunków.

Pierwsze seryjne samoloty będą napędzane silnikiem SNECMA „Atar” 9K50 o ciągu z dopalaniem 7200 kG. Ma on mniejsze jednostkowe zużycie paliwa i większą trwałość niż silniki „Atar” 9K i 9C, przy czym 50% jego części jest identycznych z częściami wcześniejszych wersji. Później produkowane samoloty będą wyposażone w silnik SNECMA M53 „Super Atar” o wyższych osiągnięciach. Zabudowa nowego silnika nie będzie wymagać zmian w konstrukcji komory silnikowej.

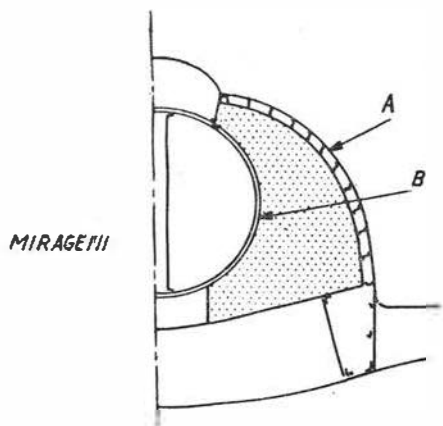
Zasadniczym elementem wyposażenia elektronicznego samolotu „Mirage” F1 jest urządzenie radarowe Thomson-CSF „Cyrano” 4. Jego zasięg jest prawie dwukrotnie większy od zasięgu radaru „Cyrano” 2. Umożliwia ono wykrywanie samolotów lecących poniżej samolotu F1. W skład wyposażenia wchodzi celownik CSF, który pozwala na prowadzenie ognia z działek bez widoczności nieprzyjacielskiego samolotu oraz współpracując z przelicznikiem pokładowym przekazuje pilotowi wskazówki — rzutowane na przednią szybę — na temat sterowania, nawigacji i użycia broni. Nadajnik radarowy jest tak zbudowany, że możliwość wykrycia go przez nieprzyjacielskie urządzenia jest zmniejszona do minimum.

Uzbrojenie wersji myśliwskiej stanowią dwa działka DEFA o kalibrze 30 mm, dwa pociski kierowane powietrze-powietrze Matra 530 i dwa pociski kierowane powietrze-powietrze „Sidewinder”. Wersja szturmowa zabiera na siedmiu podwieszeniach jeden pocisk kierowany powietrze-ziemia „Martel” i jeden pocisk kierowany powietrze-ziemia AS.30, osiem bomb 400 kG, cztery zasobniki z rakietami, sześć pojemników z napalmem i dwa zasobniki z rakietami oświetlającymi. Zadania rozpoznawcze umożliwia podwieszany pod kadłubem zasobnik z wyposażeniem rozpoznawczym.

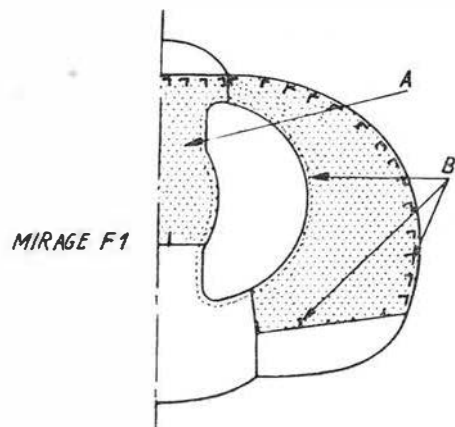
Do obsługi samolotu opracowano specjalne urządzenia do wykrywania uszkodzeń, które umożliwiają przeprowadzanie codziennej kontroli bez wybudowywania poszczególnych zespołów wyposażenia. Urządzenia te zmniejszają planową liczbę godzin obsługi do 10 na godzinę lotu. Całkowita liczba godzin obsługi wynosi 15 na godzinę lotu, w porównaniu do 20,3 dla samolotu Northrop F-5-21 i 44,2 dla samolotu Lockheed F-104G. Silnik samolotu może być wybudowany lub zabudowany w ciągu niecałej godziny.

Samolot „Mirage” F1 jest przeznaczony zarówno do bezpośredniego wsparcia wojsk lądowych, jak i do przechwytywania i do nadzorowania obszaru powietrznego niezależnie od pogody. Specjaliści wojskowi uważają bowiem, że samolot szturmowy musi być równocześnie — szczególnie w warunkach europejskiego teatru wojny, na którym nie jest możliwe uzyskanie bezwzględnej przewagi w powietrzu — samolotem myśliwskim.

Dokończenie na str. 38



MIRAGE III



MIRAGE F1

Samolot odrzutowy na krótkie i lokalne trasy VFW614



Budowany przez firmę Vereinigte Flugtechnische Werke-Fokker mbH odrzutowy samolot pasażerski VFW 614 ma odznaczać się dużą ekonomią przewozów na trasach o długości od 120 do 450 km, w związku z czym oczekuje się, że wprowadzenie go na linie wewnętrzne NRF poprawi ich sytuację finansową. Samolot VFW 614 będzie drugim z kolei — po radzieckim samolocie Jak-40 — odrzutowym samolotem pasażerskim na linie lokalne (Fokker F-28 jest przeznaczony głównie do obsługi krótkich tras), przy czym od samolotu Jak-40 różni się większym udźwigiem i prędkością. Samolot może przewozić 44 pasażerów — wykazując rentowność już przy 20 pasażerach — z prędkością przelotową 735 km/h.

Wstępne studia nad samolotem VFW 614 rozpoczęto przed siedmiu laty. Na ostateczny projekt samolotu wywarły duży wpływ sugestie zainteresowanych przedsiębiorstw lotniczych. Program uzyskał poparcie finansowe rządu, głównie dzięki temu, że do współpracy przystąpiło kilka firm zagranicznych: Fokker, Rolls-Royce, SNECMA, SARCIA i Fairey (dwie ostatnie — belgijskie). Koszty rozwoju płatowca łącznie z wyposażeniem wyniosły dotychczas 250 mln DM. Finansowanie rozwoju silnika należy w 50% (200 mln DM) do rządu niemieckiego. Cena sprzedaży samolotu została ustalona na 8 mln DM (2,2 mln dol.). w związku z czym trzeba będzie sprzedać przynajmniej 175 samolotów, aby zwrócić się nakłady na rozwój i przygotowanie produkcji.

Na wybór napędu odrzutowego samolotu VFW 614 wpłynęła możliwość uzyskania większych prędkości blokowych. Równocześnie, zastosowanie silników dwuprzepływowych o dużym stosunku wydatków pozwala na korzystanie z lotnisk, które dotychczas były dostępne tylko dla samolotów z napędem śmigłowym oraz zapewnia utrzymanie jednostkowych bezpośrednich kosztów eksploatacyjnych na poziomie kosztów samolotów śmigłowych.

Samolot VFW 614 jest dolnopłatowcem z silnikami zabudowanymi na wspornikach na skrzydle. Taka zabudowa silników ma wiele zalet: podwozie może być bardzo niskie, co pozwala na zastosowanie małych, integralnych schodków dla pasażerów; klapy skrzydłowe nie muszą być dzielone, dzięki czemu są bardziej skuteczne, a ich napęd jest prostszy; nie ma potrzeby stosowania usterzenia typu T — nie dającego się uniknąć w przypadku zabudowy silników na ogonowej części kadłuba — które powoduje tendencje do „superstali” (utrata skuteczności usterzenia wysokości, gdy znajdzie się ono w „cieniu” skrzydła) i dużą wrażliwość samolotu na boczny wiatr przy starcie i lądowaniu; niebezpieczeństwo zassania ciał obcych z pasa

startowego jest mniejsze; skrzydło zapewnia prawie stały kąt napływu strumienia powietrza do silników niezależnie od kąta natarcia samolotu — w przeciwieństwie do zabudowy silników na ogonie — co zmniejsza straty ciśnienia na wlocie do silnika i poprawia warunki pracy wentylatora i sprężarki.

Klimatyzowana kabina samolotu ma 40 do 44 miejsc pasażerskich (w zależności od wielkości pomieszczenia bagażowego w przedniej części kabiny) ustawionych w czterech szeregach z przejściem pośrodku. Podziałka foteli wynosi 81,3/83,8 cm. Pomieszczenia bagażowe z przodu kabiny i klimatyzowane pomieszczenia bagażowe pod podłogą są dostępne z zewnątrz.

Do zasilania instalacji klimatyzacyjnej i instalacji elektrycznej na ziemi przy nie pracujących silnikach służy pokładowe źródło energii, wykorzystywane również do rozruchu silników. Niezależnie ono samolot od urządzeń lotniskowych. Napełnianie zbiorników paliwowych odbywa się pod ciśnieniem przez centralny wlew, co przyspiesza przygotowanie samolotu do startu.

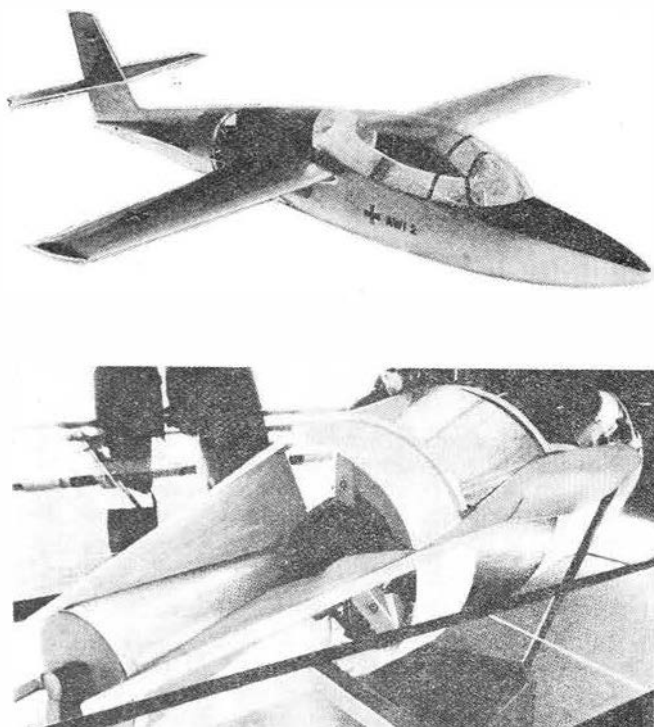
Decydujące znaczenie dla ekonomii eksploatacji samolotu VFW 614 na liniach lokalnych mają silniki Rolls-Royce/SNECMA M45H o ciągu 3520 kG. Dzięki dużemu stosunkowi wydatków 2,85 : 1 i dużemu sprężowi 18,2 : 1 zapewniają one małe jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych (0,46 kK/kGh). w czasie wznoszenia, na małych wysokościach lotu, w czasie podchodzenia do lądowania i w czasie kołowania, a więc w warunkach szczególnie ważnych dla samolotu latającego na krótkich odcinkach. Wysoka temperatura przed turbiną, ok. 1080 °C, pozwoliła na uzyskanie małych gabarytów silnika. Ważny jest również niski poziom hałasu wytwarzanego przez silniki (poniżej 95 PNdB w odległości 650 m), duża niezawodność pracy mimo częstych zmian warunków pracy oraz niskie koszty obsługi. W chwili wprowadzenia samolotu do eksploatacji trwałość międzynaprawcza silników będzie wynosić 800 h. Ze względu na prostotę konstrukcji silniki nie mają odwracaczy ciągu (do skrócenia dobiegu służą spoilerzy zmniejszające siłę nośną skrzydła).

Dane techniczne: rozpiętość 21,50 m; długość 20,60 m; wysokość 7,84 m; powierzchnia skrzydła 64,00 m²; wydłużenie skrzydła 7,22; ciężar własny 12 200 kG; największy ciężar handlowy 3900 kG; typowy ciężar handlowy 3720 kG; ciężar paliwa dla typowego ciężaru handlowego 2600 kG; największy ciężar startowy 18 600 kG; obciążenie powierzchni nośnej 290 kG/m²; obciążenie ciągu 2,73 kG/kG; największa prędkość przelotowa na wysokości 6400 m 735 km/h (Ma = 0,65); największa dopuszczalna wysokość przelotu 7600 m; prędkość wznoszenia n_{pm} 16,5 m/s; wymagana długość pasa do startu 1020 m; długość startu na 10,7 m 840 m; wymagana długość pasa do lądowania 1146 m; długość lądowania z 15 m 730 m; zasięg z 40 pasażerami na wysokości 7600 m przy Ma = 0,65 z pozostawieniem rezerwy paliwa na 280 km lotu 630 km.

W. K.

nowości techniczne

Samolot szkolny z integralnym napędem



Firma RFB (Rhein-Flugzeugbau) opracowała wspólnie z firmą VFM-Fokker samolot szkolny AWI 2 z tunelowym 6-łopatowym śmigłem zabudowanym w kadłubie. Samolot ma rozpiętość 7,48 m, długość 8,35 m, wysokość 2,46 m, ciężar startowy 1020 kG, prędkość maksymalną 370 km/h, prędkość wznoszenia 6 m/s, długość startu na 10,5 m 490 m.

W.K.

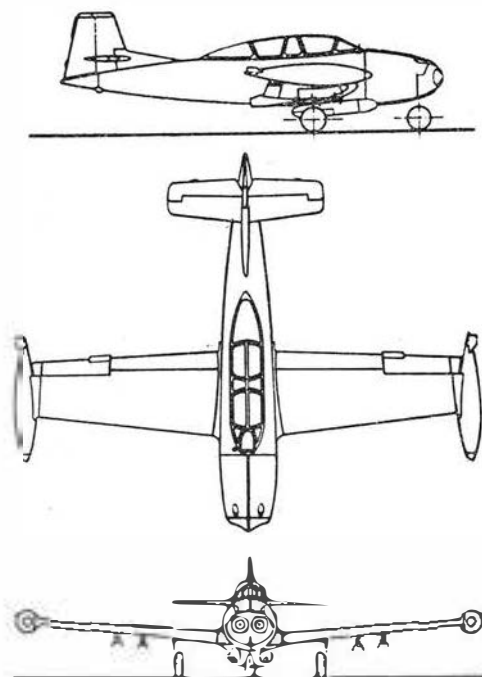
Dostawy samolotów szkolnych „Uirapuru”



Brazylijska firma Sociedad Aerotec Limitada dostarczyła do lipca ubiegłego roku połowę z 70 zamówionych przez brazylijskie lotnictwo wojskowe samolotów szkolnych T-23 „Uirapuru”. Próby samolotu wypadły bardzo pomyślnie, wykazując konieczność wprowadzenia tylko jednej niewielkiej modyfikacji polegającej na zastosowaniu pomocniczej płetwy pod ogonową częścią kadłuba.

W.K.

Hiszpański samolot COIN

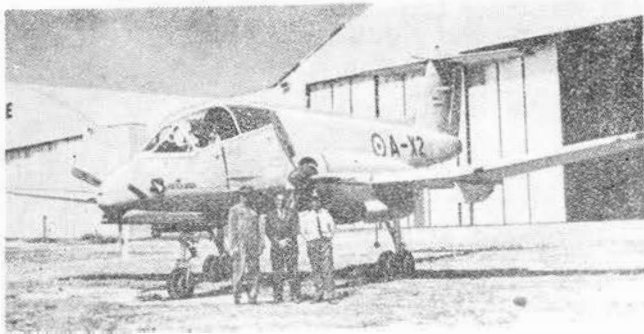


Firma Hispano Aviacion zbudowała bojową wersję treningowego samolotu HA.200E. Pierwszy lot nowego samolotu — noszącego oznaczenie HA.220 — odbył się w maju 1970 r. Napęd samolotu stanowią dwa silniki Turbomeca „Marboré” 6 o ciągu 480 kG. W porównaniu z samolotem HA.200E wersja bojowa ma zwiększony udźwig uzbrojenia, które jest podwieszane na sześciu uchwytach, bogatsze wyposażenie i zmodyfikowaną instalację paliwową. Hiszpańskie lotnictwo wojskowe zamówiło 25 samolotów HA.220, które mają być dostarczone do 1975 r.

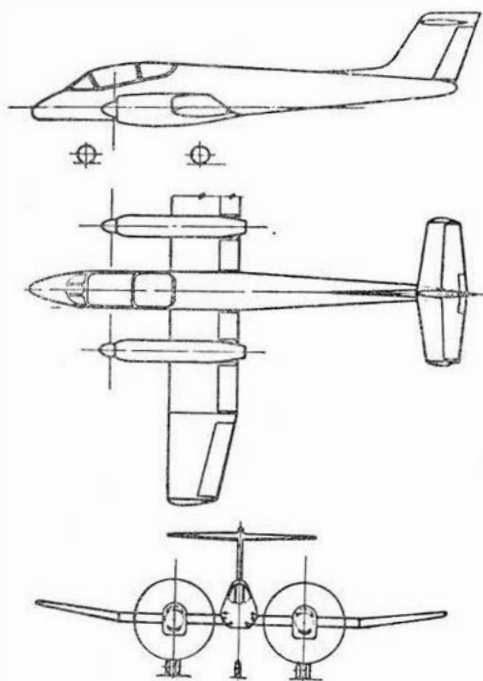
W.K.

Nowe szczegóły na temat argentyńskiego samolotu szturmowego

Jak już pisano w „Nowościach”, prototyp argentyńskiego samolotu szturmowego AX-2 poddawany jest obecnie próbom w locie. Budowa dwóch następnych prototypów dobiega końca, a ich próbna eksploatacja w wojsku ma się rozpocząć w 1971 r. Zbudowany według formuły COIN przez wytwórníę Fabrica Militar de Aviones (FMA) samolot AX-2 jest napędzany dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi Garrett /AiResearch TPE 331—303 o mocy równoważnej 900 KM (samoloty seryjne mają mieć silniki o większej mocy), a jego uzbrojenie stanowią dwa działka Hispano o kalibrze 20 mm i cztery karabiny maszynowe FN o kalibrze 7,62 mm. Na zewnętrznych uchwytach pod skrzydłem i kadłubem mogą być podwieszane pociski kierowane, bomby, zasobniki z raketami, zbiorniki z



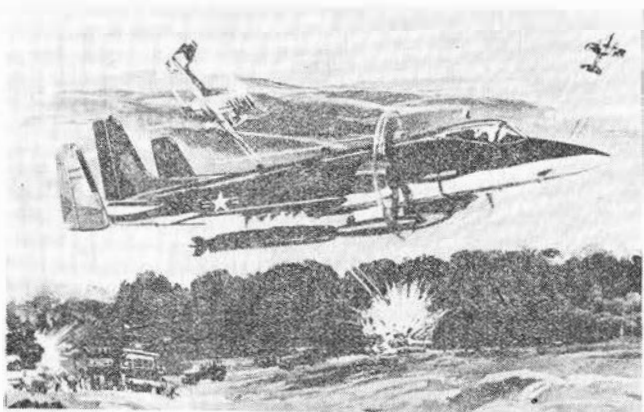
napalmem, zbiorniki paliwa itp. Argentyńskie lotnictwo wojskowe zamierza zakupić 80 samolotów AX-2, są poza tym widoki na ich eksport do innych krajów południowo-amerykańskich.



Pozostałe dane samolotu: rozpiętość 14,5 m; długość 13,9 m; wysokość 5,24 m; powierzchnia skrzydła 30,3 m²; ciężar własny 3550 kG; największy ciężar startowy 6200 kG; prędkość maksymalna na wysokości 3000 m 495 km/h; prędkość przelotowa na wysokości 3000 m 414 km/h; największy zasięg 3600 km.

W.K.

Amerykański projekt samolotu COIN



W ramach programu AX budowy samolotu bezpośredniego wsparcia (szturmowego) przeznaczzonego do działań na ograniczonych teatrach wojennych — czyli samolotu COIN — firma Grumman opracowała projekt samolotu napędzanego dwoma turbiniowymi silnikami śmigłowymi. Jak widać z rysunku, samolot ten wykazuje duże podobieństwo do samolotu obserwacyjnego Grumman OV-1 „Mohawk”.

W.K.

Szybki śmigłowiec firmy SIAI-Marchetti



Oddział śmigłowcowy firmy SIAI-Marchetti, zajmujący się przede wszystkim budową samolotów szkolnych, sportowych i turystycznych, opracował projekt szybkiego śmigłowca SV-20 o ciężarze startowym 4000 kG i prędkości przelotowej do 390 km/h. Warto przypomnieć, że oddział śmigłowcowy SIAI-Marchetti zbudował pierwszy włoski śmigłowiec „Silvercraft” SH-4, który uzyskał cywilne świadectwo zdatności.

Śmigłowiec SV-20 ma półsztywny, dwulopatowy wirnik nośny, małe skrzydło, dwulopatowe śmigło ogonowe i statecznik poziomy; dwa silniki turbiniowe UACL PT6T30 o mocy 900 KM są zabudowane w gondolach na skrzydle. Przekładnię główną śmigłowca napędzają one za pośrednictwem przegubowych wałów. W wersji z dodatkowym ciągiem prawy silnik napędza trzyłopatowe śmigło pchające.

Łopaty wirnika nośnego składają się z dźwigara-noska z lekkiego stopu, do którego przyklejony jest profilowy element przekładkowy (wypełniacz z tworzywa sztucznego, okleiny z laminatu zbrojonego włóknem szklanym) uzupełniony krawędzią splywu z lekkiego stopu. Konstrukcja ta została opatentowana. Kadłub i skrzydło są wykonane ze stopu lekkiego, przy czym wiele pól pokrycia — to klejone płyty przekładkowe.

Normalnie podwozie stanowią płozy, lecz można również zastosować narty lub automatycznie nadmuchiwane pływaki.

Paliwo znajduje się w dwóch elastycznych, połączonych ze sobą zbiornikach o pojemności ogólnej 1100 l. Dzięki równoczesnemu opróżnianiu się zbiorników zapewnione jest stałe położenie środka ciężkości.

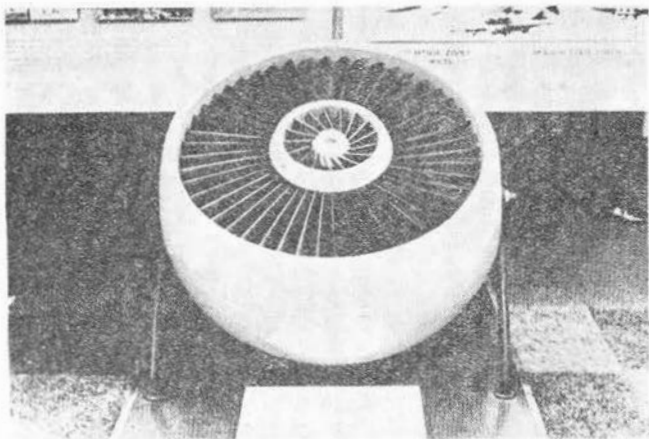
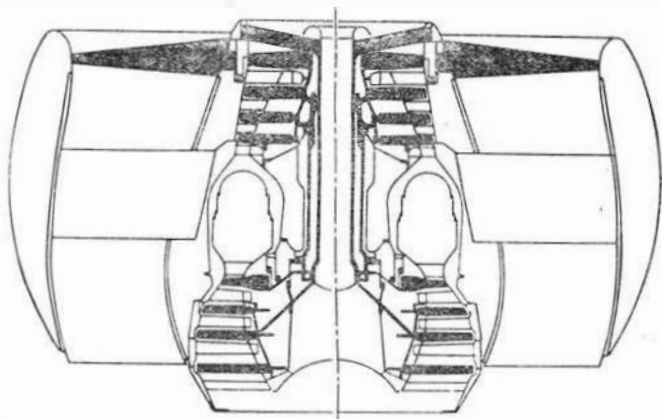
Śmigłowiec SV-20 ma duży nadmiar mocy, co umożliwia mu start przy wysokich temperaturach otoczenia i z wysoko położonych terenów oraz zapewnia dobre osiągi w locie z jednym silnikiem. Odznacza się niskim poziomem drgań w kabinie, nawet przy dużej prędkości lotu, będącym wynikiem gruntownych badań dynamicznych i aerodynamicznych wirnika nośnego, jego łożyskowania i sterowania. Jest tani i łatwy w obsłudze, dzięki prostej konstrukcji i dostępności miejsc wymagających kontroli.

Śmigłowiec ma być budowany w dwóch podstawowych wersjach: w wersji SV-20-A bez dodatkowego ciągu i w wersji SV-20-C z dodatkowym ciągiem. Wersja SV-20-A ma zabierać 14 pasażerów lub 1250 kG towaru. Przewiduje się również odmiany bojowe z 6 uchwytami uzbrojenia pod skrzydłem.

Dane techniczne (wartości w nawiasach odnoszą się do wersji SV-20-C): całkowita długość 15,46 m; wysokość 3,55 m; średnica wirnika 12,86 m; rozpiętość skrzydła 6,00 m; ciężar własny 1870 (1950) kG; ciężar użyteczny 2130 (2050) kG; największy ciężar startowy 4000 kG; największa prędkość przelotowa 335 (390) km/h; prędkość opływająca 290 (350) km/h; prędkość wznoszenia 9,6 (11,7) m/s; pułap bez wpływu ziemi 4400 m przy temperaturze otoczenia 15°C i 1480 m przy 35 C; zasięg 6000 km.

W.K.

Silniki nośne Rolls-Royce RB.202

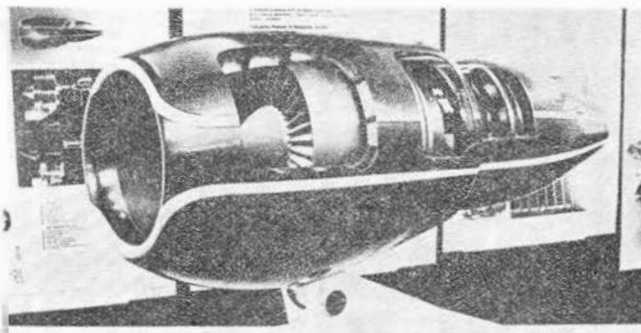


Na wystawie lotniczej w Hanowerze firma Rolls-Royce pokazała po raz pierwszy model i rysunek w przekroju silnika nośnego RB.202. Jest to silnik dwuprzepływowy o stosunku wydatków 10 : 1, dzięki czemu nadaje się szczególnie do zastosowania w cywilnych samolotach V/STOL, w przypadku których zmniejszenie hałasu wytwarzanego przez silniki ma pierwszorzędne znaczenie. Z rysunku przekroju widać, jak dużo uwagi poświęcono zagadnieniu skrócenia silnika: wentylator nie ma kierownicy wlotowej i jest osadzony na wewnętrznym wieńcu, którego łopatki współpracują bezpośrednio z łopatkami wirnikowymi pierwszego stopnia sprężarki; sprężarka ma tylko cztery stopnie i jest napędzana jednostopniową turbiną; komora spalania jest bardzo krótka: turbinę niskiego ciśnienia musiano wykonać jako trzystopniową ze względu na konieczność utrzymania stosunkowo niedużej prędkości obrotowej wentylatora, który ma dużą średnicę; zespół obu pędni jest łożyskowany tylko na czterech łożyskach. W celu zmniejszenia hałasu wytwarzanego przez silnik, a w szczególności hałasu wytwarzanego przez wentylator, ściany kanału wentylatora wyłożone są materiałem dźwiękochłonnym.

Silniki RB.202 mają być budowane w wersjach o ciągu od 4500 do 9000 kG.

W.K.

Silniki dwuprzepływowe Avco Lycoming



Firma Avco Lycoming pracuje obecnie nad dwoma silnikami dwuprzepływowymi o dużym stosunku wydatków, ALF-301 i ALF-501, których koncepcja powstała jeszcze przed projektami silników AiResearch ATF-3 i TFE731, UACL JT15D i Turbomeca „Astafan” (patrz „Nowości Techniczne”, TL, 1964, nr 4). Oba silniki oparte są na konstrukcji turbinowych silników śmigłowych Avco Lycoming: silnik ALF-310 na T53, a silnik ALF-501 na T55. Pokazany na fotografii silnik ALF-301 ma dwustopniowy wentylator dający stosunek wydatków 5,6 : 1 i rozwija ciąg 1240 kG. Silnik ALF-501 ma ciąg ok. 2000 kG.

W.K.

Zmniejszenie dymu w gazach wylotowych silnika Rolls-Royce RB.211

Jak już pisano w „Nowościach” (TLiA, 1969, nr 10), firmom Pratt and Whitney i General Electric udało się zmniejszyć przez modyfikację struktury przepływu powietrza pierwotnego na wlocie do komory żarowej zawartość dymu w gazach wylotowych w nowych silnikach dwuprzepływowych. Podobne wyniki uzyskała niedawno firma Rolls-Royce na silniku RB.211 przez zastosowanie udoskonalonych wtryskiwaczy paliwa. Wtryskiwacze te lepiej rozpylają paliwo wytwarzając bardziej jednorodną mieszankę paliwo-powietrze, co zapobiega powstawaniu w całym zakresie obciążeń silnika stref o zbyt bogatej mieszance. To z kolei powoduje mniej intensywne nagrzewanie się ścian komory żarowej wskutek promieniowania ciepła, dzięki czemu zmniejsza się ilość nagaru w komorze i ilość dymu w gazach wylotowych. Przypuszcza się, że zmniejsza się również zawartość innych trujących substancji w gazach.

Warto dodać, że w USA przeprowadza się na znajdujących się w eksploatacji samolotach Boeing 707, 720, 727 i 737 wymianę komór spalania na komory zmodyfikowane, które dają mniej dymu w gazach wylotowych.

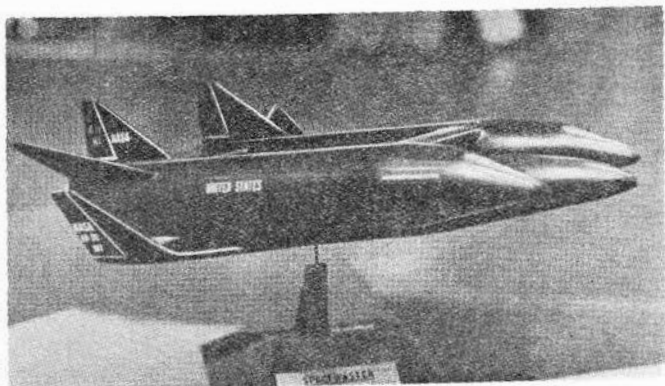
W.K.

cznych obejmujący badania zarówno podstawowe, jak

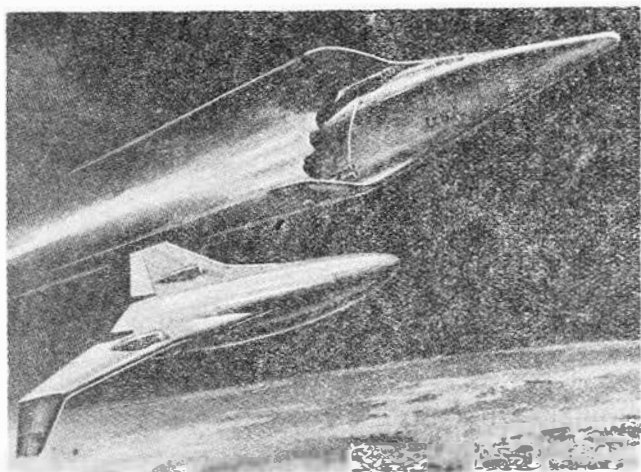
Nowe projekty transportowców kosmicznych

Jednym z nowszych projektów odzyskiwalnego pojazdu nośnego (transportowca kosmicznego) jest projekt firmy Martin-Marietta — „Spacemaster”. Pojazd składa się z dwóch stopni, przy czym jeden z nich jest dwukadłubowy. Fotografia 1 przedstawia model transportowca pokazany w końcu 1969 r. na konferencji zorganizowanej przez American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Firmy Boeing i Lockheed opracowały wspólnie kilka projektów transportowych statków kosmicznych. Załączony rysunek przedstawia jeden z nich. Dwa pilota-



1



2

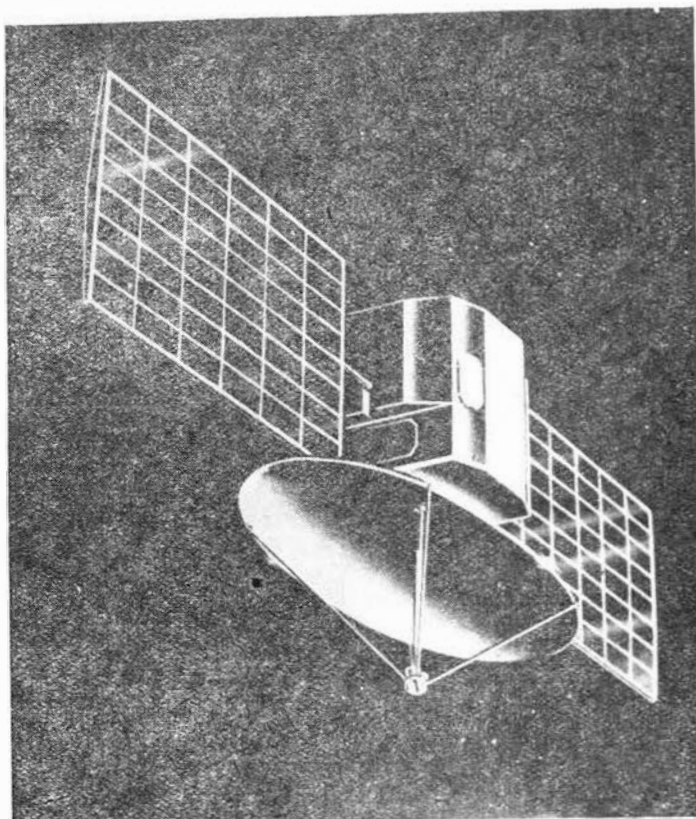
wane stopnie są podczas startu (pionowego) połączone ze sobą za pomocą uchwytów umieszczonych na dolnej części kadłubów. Pierwszy stopień (na dole rysunku) ma długość 76 m i rozpiętość 50 m, a drugi — odpowiednio 50 i 25 m. Całkowity ciężar startowy statku wynosi 1,6 mln kG. Oba stopnie lądują oczywiście w położeniu poziomym.

NASA zamierza zlecić trzem amerykańskim firmom silnikowym (Aerojet Liquid Rocket Co., Rocketdyne Division i Pratt and Whitney) opracowanie założeń projektowych głównego układu napędowego do transportowca kosmicznego. Chodzi tu o silniki rakietowe (silniki turbinowe będą stosowane do napędu w fazie lądowania) pracujące na ciekłym wodorze i ciekłym tlenie.

W.K.

Zabezpieczenie komunikacji lotniczej za pomocą systemu satelitarnego

W wielu częściach USA i Europy Zachodniej system zabezpieczenia komunikacji lotniczej zbliża się szybko do granic swych możliwości i chociaż opracowuje się wiele udoskonaleń tego systemu i wprowadza się autobusy powietrzne, które częściowo go odciążą, wątpliwe jest, czy uda się zapobiec całkowitemu jego załamaniu w ciągu najbliższych dziesięciu lat bez zastosowania radykalnych środków zaradczych (należy pamiętać, o tym, że w obecnym dziesięcioleciu przewidywany jest przynajmniej trzykrotny wzrost ruchu lotniczego). Na szczęście, rozwój astronautyki daje możliwości stworzenia przy zastosowaniu satelitów, elektronicznych maszyn



cyfrowych na ziemi i na samolotach oraz nowoczesnych środków łączności całkowicie integralnego systemu zabezpieczenia komunikacji lotniczej.

System taki zaprojektowała firma TRW Systems Group. Mógłby on zostać oddany do użytku już w połowie lat siedemdziesiątych, gdyby przystąpiono natychmiast do jego realizacji. Do objęcia zasięgiem proponowanego systemu całego kontynentu północnoamerykańskiego potrzebne są cztery satelity główne i dwa rezerwowe o trwałości ok. 5 lat.

Projekt przewiduje zastosowanie na każdym samolocie małej anteny i urządzenia LIT (Location Identification Transmitter) za 400 dol. (np. transponder kosztuje 1000 dol.). Wszystkie samoloty będą wysyłać sygnały identyfikacyjne w sposób asynchroniczny, dzięki czemu pokrywanie się impulsów będzie zachodzić bardzo rzadko. Sygnały będą wysyłane na fali nośnej 1640 MHz mniej więcej raz w ciągu sekundy. Czas trwania kodu będzie wynosił $51,2 \mu s$, a jednego bitu — $0,1 \mu s$. W przypadku podziału częstotliwości wysyłania sygnałów w odstępach $10 \mu s$ można uzyskać 10 000 różnych częstotliwości, przy czym każdy samolot otrzymałby częstotliwość między 1,0 i 1,1 na sekundę. Identyfikacja samolotów odbywać się będzie za pomocą skojarzenia częstotliwości nadawania, kodu i lekko różniących się częstotliwości nośnych.

Satelity będą odbierać sygnały z samolotów i przekazywać je do stacji naziemnej. Tam zostanie automatycznie zmierzona różnica czasu odebrania sygnałów z poszczególnych satelitów, będąca wynikiem różnicy odległości samolotu od tych satelitów, i na tej podstawie zostanie określona dokładna pozycja samolotu. Według TRW możliwe jest określanie pozycji z dokładnością do 15 m i wysokości — do 25 m w sposób ciągły. Ponieważ system pozwala na równoczesne obsługiwanie pół miliona samolotów, jego możliwości są praktycznie nieograniczone.

Do celów nawigacji radiowej satelity będą wysyłać sygnały, których czas przebiegu do samolotu będzie można zmierzyć, i przekazywać dane na temat swej pozycji i prędkości (na częstotliwości nośnej ok. 1540 MHz). Wysyłanie sygnałów do pomiaru odległości będzie dokładnie synchronizowane w czasie. Chodzi tu o rozszerzone metody nawigacji hiperbolicznej, jak Decca, Omega i Loran, przy czym urządzenia pokładowe samolotów będą mierzyć różnicę odległości między samolotem i dwoma satelitami i określać w ten sposób pozycję samolotu na obrotowej hiperboloidzie. Dokładne określenie pozycji samolotu możliwe jest wówczas, gdy znana jest wysokość samolotu i gdy opracowane zostaną sygnały z trzech satelitów. Do dokładnego określenia wysokości lotu muszą zostać zmierzone odległości między samolotem i czterema dokładnie umiejscowionymi satelitami. Urządzenie pokładowe do nawigacji radiowej obejmuje odbiornik, przelicznik cyfrowy i przyrząd obrazujący trasę. Koszt urządzenia ocenia się na 5000—30 000 dol., a ciężar na 6,8—18 kg.

Łączność między samolotami a stacjami naziemnymi będzie utrzymywana dwiema metodami: w sposób bezpośredni i w sposób pośredni za pomocą satelitów. Każdy satelita będzie mógł przekazywać załódze samolotu 30 000 bitów w ciągu sekundy.

W.K.

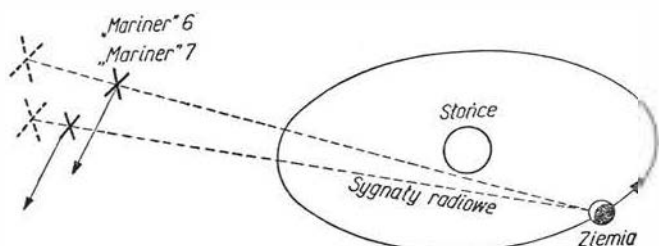
Satelita meteorologiczny „Nimbus” 4

Wystrzelony w ubiegłym roku z Western Test Range w Vandenberg (Kalifornia) za pomocą rakiety „Thorad Agena” D na prawie polarną orbitę o wysokości 1110 km satelita meteorologiczny „Nimbus” 4 ma za zadanie określenie z dużą dokładnością poszczególnych warstw atmosfery. Mierzy on temperaturę i wilgotność powietrza na różnych wysokościach oraz określa — na podstawie obserwacji 30 balonów meteorologicznych, umieszczonych na jednakowej wysokości — prędkość i kierunek wiatrów. Satelita został opracowany przez firmę General Electric i jest użytkowany przez ESSA (Environmental Science Services Administration). ESSA ma nadzieję wypracować do 1980 r. metody posługiwania się satelitami meteorologicznymi, które umożliwią dokładne przewidywanie pogody na okres jednego tygodnia.

W.K.

Doświadczalne potwierdzenie za pomocą sond „Mariner” jednego z praw teorii względności

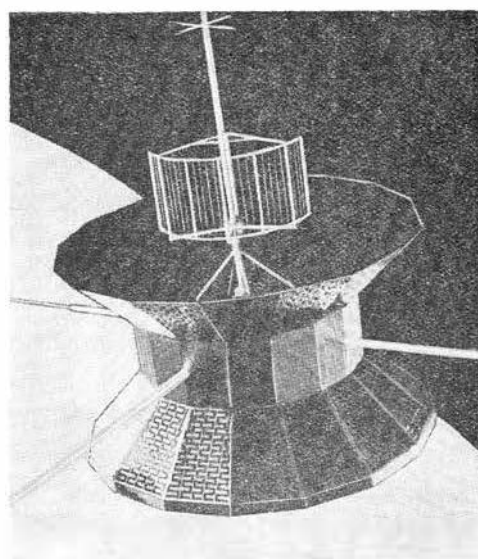
W USA sprawdzono za pomocą sond „Mariner” 6 i 7 jedno z praw teorii względności. W chwili gdy oba pojazdy znajdowały się w takim punkcie przestrzeni, że



linia prosta łącząca je z Ziemią przechodziła blisko Słońca, wysłano w kierunku obu sond ze stacji śledzącej Goldstone (należącej do Jet Propulsion Laboratory) sygnały radiowe. Wyznaczona za pomocą tych sygnałów pozycja sond została porównana z pozycją określoną w inny sposób przez Deep Space Network. Okazało się, że odległość sond od Ziemi wyznaczona za pomocą sygnałów radiowych jest większa od odległości rzeczywistej. Potwierdza to twierdzenie Einsteina, które mówi, że prędkość światła (fal elektromagnetycznych) ulega zmniejszeniu wskutek oddziaływania sił grawitacji. Z doświadczenia wynika, że prędkość sygnałów radiowych na drodze Goldstone — „Mariner” — Goldstone została zmniejszona przez siły grawitacji Słońca tak, że czas przebycia tej drogi przez sygnały (wynoszący 45 min) zwiększył się o 1/200 000 000 część sekundy.

W.K.

Sonda słoneczna „Helios”



Załączona fotografia przedstawia rysunek sondy słonecznej „Helios”, która będzie budowana przez firmę Messerschmitt-Bölkow-Blohm. Dwie sondy tego typu mają być wystrzelone przez NASA w 1974 lub 1975 r. Będą one wyposażone w niemieckie i amerykańskie urządzenia do pomiarów cząstek promieniowania słonecznego. „Helios” jest dotychczas największym programem realizowanym przez NASA wspólnie z innym krajem.

W.K.

Brazylijski program badań kosmicznych

W Brazylii opracowywany jest program badań kosmicznych obejmujący badania zarówno podstawowe, jak i stosowane, a mianowicie: pomiary pola magnetycznego Ziemi, pomiary szumów kosmicznych i badania możliwości absorbowania ich przez jonosferę, obserwacje erupcji na Słońcu, badania promieniowania rentgenowskiego i mikrocząsteczek w kosmosie, badanie górnych warstw atmosfery, badania meteorologiczne oraz poszukiwanie przy użyciu satelitów zasobów naturalnych Ziemi. Najambitniejszy jest projekt SACI, który przewiduje umieszczenie w 1976 r. na orbicie stacjonarnej satelity łącznościowego. Za większość prac z zakresu badań kosmicznych jest odpowiedzialna Comissão Nacional de Atividades Espaciais (CNAE), która dysponuje laboratorium badawczym o powierzchni 8000 m² w Sao Paulo.

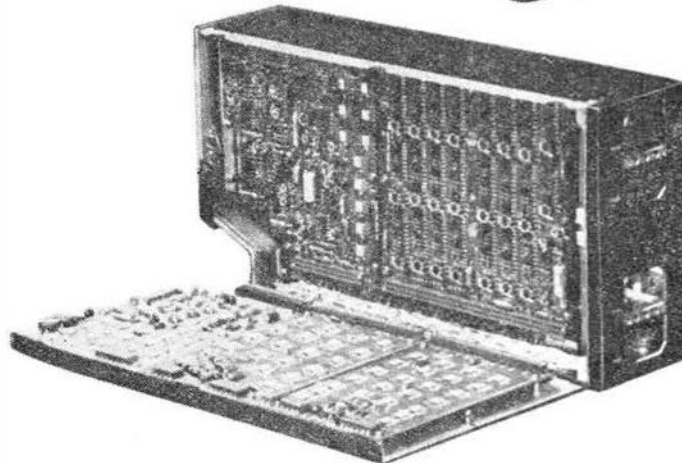
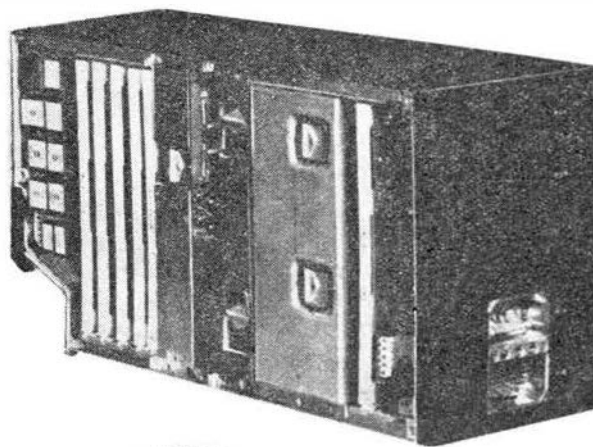
W.K.

Budowa ośrodka kosmicznego w Indiach

W miejscowości Sriharikota na wybrzeżu Andhra w Indiach budowany jest ośrodek kosmiczny, skąd już wkrótce będą wyrzeliwane rakiety do badań górnych warstw atmosfery. W ciągu trzech lat mają być oddane do użytku wyrzutnie rakiet nośnych. Obecnie indyjscy uczeni opracowują wielostopniową rakietę meteorologiczną. Równocześnie trwają prace nad rakieta nośną, która będzie mogła umieścić na orbicie o wysokości 400 km satelitę o ciężarze 30 kG.

W.K.

Nowe urządzenia pokładowe firmy Collin

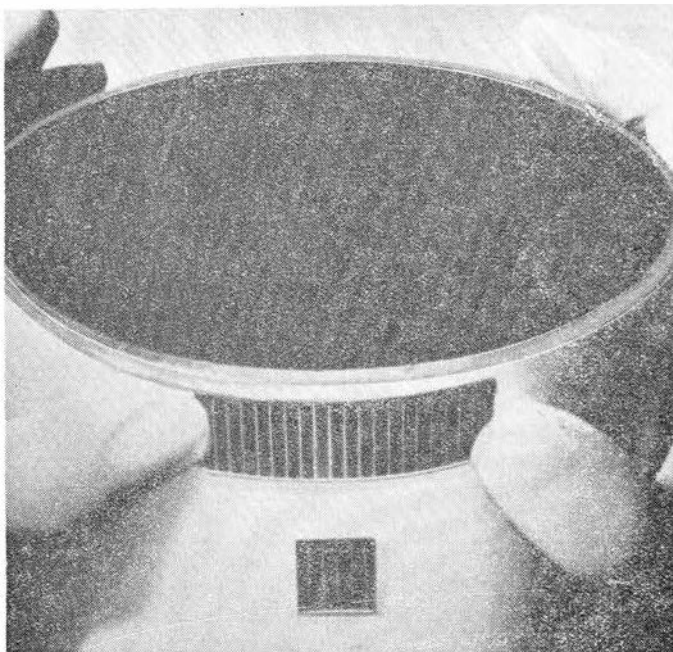


Firma Collins Radio opracowała pokładowe urządzenie cyfrowe do pomiaru odległości 360E-3 (fot. góra), które ma dwukrotnie większą niezawodność działania niż inne urządzenia tego typu. Mierzy ono odległości do 725 km i zmiany odległości obiektów poruszających się z prędkością do 3700 km/h. Jest zabudowane w skrzynce 1/2 ATR i ma ciężar 9,97 kG.

Fotografia dolna przedstawia nowy transponder 621A-6 z wbudowanymi układami kontrolnymi i samosprawdzającymi. W połączeniu z przelicznikiem parametrów powietrza może on służyć do pomiaru wysokości lotu do 38 650 m z dokładnością do 30 m. Znajduje się w skrzynce 3/8 ATR i ma ciężar 6,8 kG.

W.K.

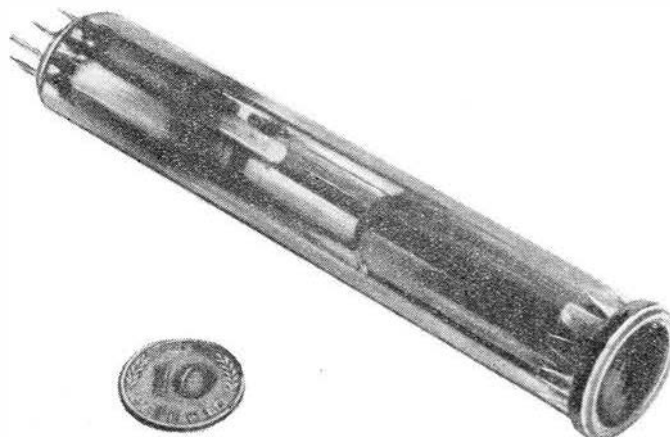
Ogniwa słoneczne Telefunken



Załączona fotografia przedstawia nowe ogniwo słoneczne „Telesun” firmy AEG-Telefunken o wymiarach 2 x 6 cm w porównaniu z normalnym ogniwem o wymiarach 2 x 2 cm. Ogniwa „Telesun” mają wiele zalet, jak mniejsza ilość ogniw przypadająca na 1 W zainstalowanej mocy, mniej połączeń i dzięki temu możliwość gęstszego umieszczenia ogniw. 5000 ogniw AEG-Telefunken zainstalowano na satelicie „Azur”.

W.K.

Nowa lampa przetwornikowa do kamer



Wykrywanie turbulencji za pomocą lasera

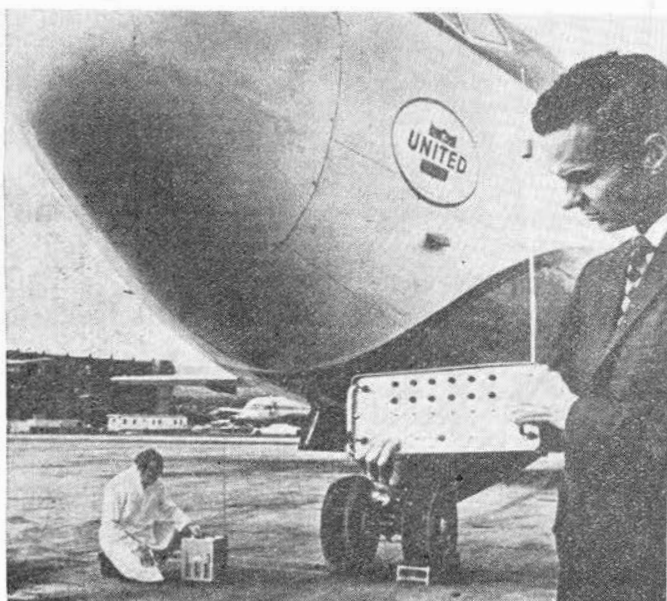
Specjaliści z Marshall Space Flight Center opracowują sposób wykrywania turbulencji w spokojnej atmosferze za pomocą pokładowego urządzenia laserowego. Składa się ono z lasera gazowego (CO₂), który mierzy prędkości wiatrów wskazując w ten sposób obszary turbulentnego powietrza. Urządzenie pracuje na podobnej zasadzie co konwencjonalny przyrząd Dopplera z tą różnicą, że zamiast fal radiowych stosuje się koherentne impulsy laserowe, których częstotliwość zmienia się wskutek ruchu cząsteczek powietrza w obszarze turbulencji. Poszczególne elementy urządzenia zostały opracowane przez Raytheon Co., podczas gdy w Lockheed Huntsville i Wayne State University skonstruowano cały układ. Początkowo zasięg urządzenia nie będzie przekraczał 10 km.

W.K.

Firma AEG-Telefunken opracowała lampę przetwornikową do kamer telewizyjnych, której czułość na światło jest dwudziestokrotnie większa od czułości lamp Vidikon. Zasadniczym elementem nowej lampy, nazwanej Telecon, jest tarczka półprzewodnikowa o średnicy 17 mm, na której umieszczonych jest ok. 18 milionów czułych na światło diod; 1,25 miliona z nich znajduje się w polu obrazu o wymiarach $9,6 \times 12,8$ mm. Ponieważ lampa Telecon jest czuła również na promieniowanie podczerwone, może być wykorzystywana do przekazywania obrazów przy bardzo słabym oświetleniu.

W. K.

Urządzenia do ochrony samolotów

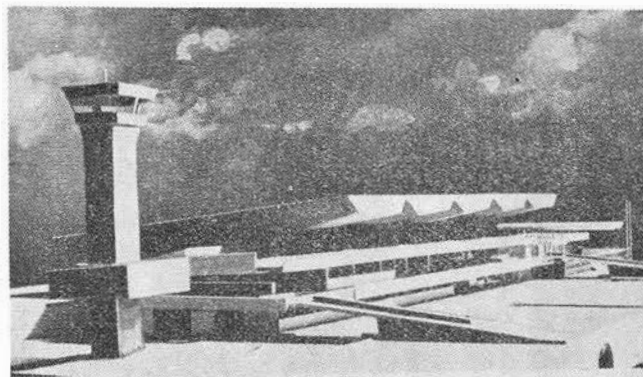


Firma Sylvania Electric Products (USA) opracowała elektroniczne urządzenie ostrzegawcze, które zabezpiecza pozostawione na lotnisku lub w hangarach samoloty przed obcymi osobami. Urządzenie składa się z nadajnika z czujnikiem i elementem alarmowym oraz z dającej się ładować baterii. Nadajnik ustawia się w pobliżu chronionego samolotu i kablem łączy się go z metalowym pokryciem samolotu, podczas gdy drugi kabel zostaje uziemiony. Przez wyciągnięcie anteny czujnik zostaje automatycznie włączony i mierzy napięcie między samolotem a ziemią. Gdy do samolotu ktoś się zbliży, zmienia się napięcie, co czujnik natychmiast wykrywa i wysyła sygnał alarmowy do monitora, który znajduje się w wieży kontrolnej i może równocześnie odbierać sygnały z 16 nadajników.

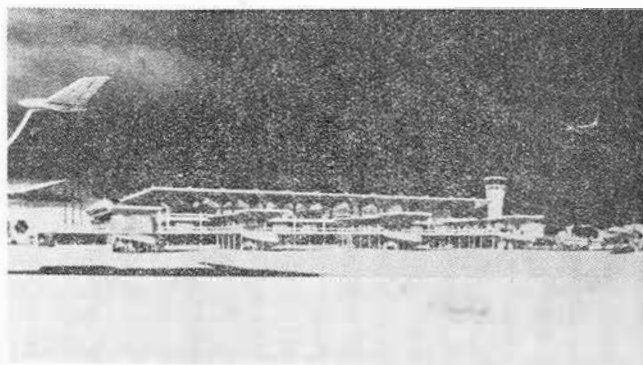
W. K.

Porty lotnicze na pustyniach i w dżunglach

Angielska firma Costain Civil Engineering Ltd, która od 1954 r. buduje porty lotnicze na całym świecie, rozpoczęła na początku 1970 r. budowę trzech nowych portów: na wyspie Maho na Oceanie Indyjskim, w Brunei na Borneo i w Dubaj w Zatoce Perskiej. Każde z tych przedsięwzięć przedstawia odrębne problemy i narzuca odrębne rozwiązania.



1



2

Budowa lotniska na wyspie Maho wymaga zasypania 100 ha morza i zniwelowania o 37 m dwóch gór. Oznacza to konieczność wrzucenia w morze 2,67 mln m^3 piasku i proszku koralowego oraz usunięcie z gór 459 000 m^3 skał i 306 000 m^3 ziemi. Następnie trzeba będzie założyć fundament pod pas startowy o długości 3000 m. Będzie się on składał z 15-centymetrowej warstwy cementu i piasku i 35-centymetrowej warstwy betonu.

Budowa lotniska w Brunei, rys. 1, również wymaga odpowiedniego przygotowania terenu, z tą różnicą, że tutaj ma się do czynienia z dżunglą, bagnami i plantacjami drzew kauczukowych. Port lotniczy będzie miał powierzchnię ok. 267 ha i drogę startową o długości 3650 m. Do budowy drogi startowej trzeba będzie zużyć 300 000 T tłuczni. W związku z dużymi opadami deszczu droga startowa musi być zaopatrzona w skuteczny drenaż.

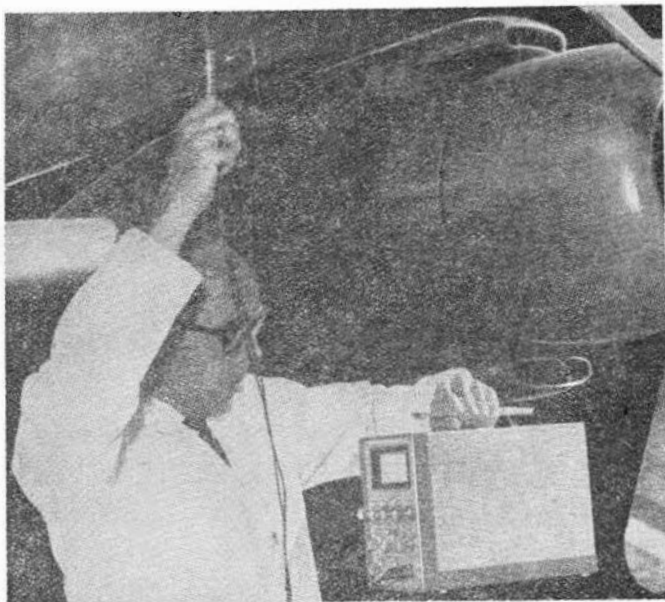
Port lotniczy w Dubaj, rys. 2, będzie pierwszym lotniskiem na Środkowym Wschodzie, które będzie mogło przyjmować samoloty Boeing 747. Trzypiętrowy główny budynek portowy będzie miał na dachu ogród chroniący przed słońcem. Z jednej strony budynku głównego będzie się znajdował mniejszy budynek dwupiętrowy, z drugiej strony — wieża kontrolna. Wszystkie pomieszczenia będą mieć klimatyzację, a okna — szyby chroniące przed słońcem.

Warto tu zwrócić uwagę na fakt, że budownictwo lotniskowe zapewnia znacznie większy przerób przy mniejszej ilości zatrudnionych pracowników. Na przykład, przy budowie zakładu przemysłowego w ciągu ok. dwóch lat i przy zatrudnieniu 200 ludzi osiąga się przerób ok. 1 250 000 dol., podczas gdy przy budowie portu lotniczego ten sam przerób uzyskuje się w ciągu 10 miesięcy przy stanie zatrudnienia 70 ludzi.

W. K.

Przyrząd do wykrywania korozji

Firma Laser Systems and Electronics (USA) produkuje przyrząd o nazwie „Phasemaster”, który może wykryć warstewkę korozji o grubości 0,0127 mm na blachach o grubości do 7,62 mm. Dzięki technice prądów wirowych



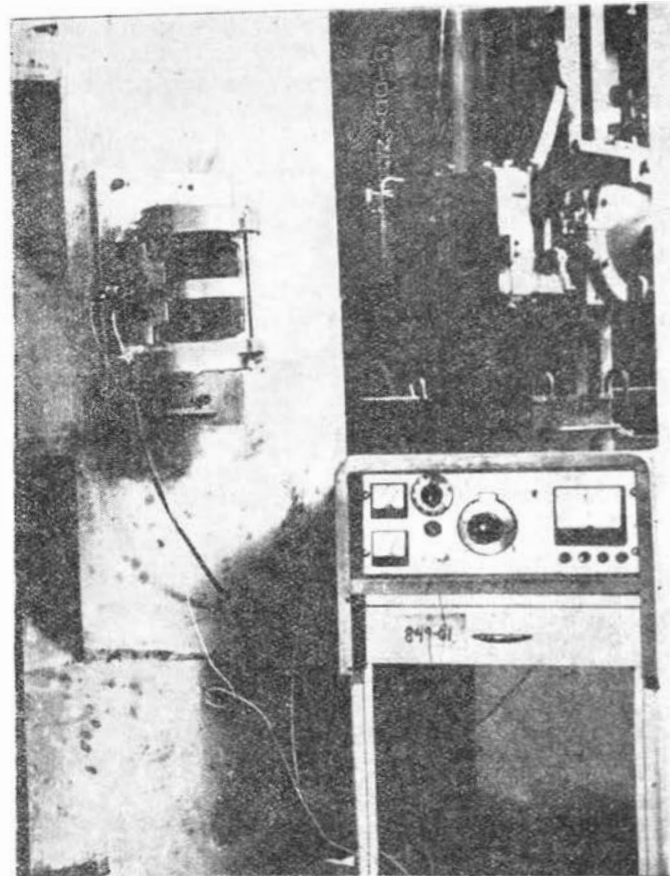
wych można za jego pomocą w sposób bezstykowy zmierzyć warstwę korozji na zewnętrznej i wewnętrznej stronie blach, warstwę korozji między blachami i w otworach pod nity oraz wykrywać uszkodzenia połączeń klejowych w konstrukcjach przekładkowych. Przyrząd jest wykonywany jako przenośny i jako stacjonarny.

W.K.

Usuwanie naprężeń za pomocą drgań

Usuwanie naprężeń wewnętrznych wymaga doprowadzenia energii zewnętrznej. Dotychczas usuwanie naprężeń odbywało się przez obróbkę cieplną — wyżarzanie odprężające czy zupełne. Opracowane przez firmę Stress Relief Engineering Co, Costa Mesa (Kalifornia) urządzenie wibracyjne umożliwia usuwanie naprężeń metodą elektromechaniczną.

Urządzenie składa się z wibratora o zmiennej częstotliwości, mocowanego do przedmiotu, i wzmacniacza elektronicznego, zamontowanego w szafie sterowniczej (patrz rys.). Zespół wibracyjny jest mechanicznym źródłem drgań, napędzanym przez silnik prądu stałego o mocy 1 KM z nierównoważonymi ciężarami. Wibrator może być umocowany w każdym dogodnym miejscu na przedmiocie. Połączony jest przewodem z pulpitem sterującym, skąd reguluje się prędkość obrotową. Do przedmiotu przytwierdzony jest czujnik drgań, którego impulsy przesyłane są do wzmacniacza elektronicznego



w szafce sterowniczej. Sygnał z czujnika ulega wzmocnieniu około 25 000 razy i przekazywany jest na wskaźnik zegarowy. Prędkość zmienia się aż do momentu uzyskania rezonansu. Rezonans utrzymuje się przez okres czasu zależny od ciężaru przedmiotu, na ogół od 10 do 30 minut.

Proces ten można stosować dla usunięcia naprężeń po obróbce mechanicznej, frezowaniu, szlifowaniu, wyciananiu, przeciąganiu, tłoczeniu, cięciu, kuciu i spawaniu. Szczególnie przydatny jest on dla dużych spawanych konstrukcji — z uwagi na znacznie niższe koszty — i dla części przeznaczonych do dokładnej obróbki mechanicznej. Znamienna jest wydajność procesu: dla konstrukcji spawanych o ciężarze od 4,5 kG do 4 T — 10 minut na 1 część, dla 5 T — 15 minut, dla 20 T — 25 minut. Przy obróbce cieplnej są to procesy dobowe, nie mówiąc już o naturalnym sezonowaniu, gdzie przyjmuje się zmniejszanie naprężeń o 10% w ciągu 1 miesiąca letniego, a o 5% — w ciągu miesiąca zimowego. Urządzenia do usuwania naprężeń mogą być budowane w postaci jednostek przytwierdzonych do konstrukcji lub zespołów o wyglądzie zbliżonym do wstrząsarek, na stole których mocowane są przedmioty poddawane zabiegom usuwania naprężeń.

A.G.

Dokończenie ze str. 29

Samolot „Mirage” F1 ma w porównaniu z samolotami „Mirage” 3 następujące zalety:

- dzięki większemu wydłużeniu skrzydła i skuteczniejszym urządzeniom nośnym współczynnik siły nośnej przy lądowaniu jest ponad dwukrotnie większy, co daje zmniejszoną o 20% prędkość podejścia i zmniejszony o 30% dobieg. Ułatwia to lądowanie w złych warunkach atmosferycznych oraz upraszcza cykl szkolenia pilotów (podobno lądowanie na samolocie F1 jest równie łatwe jak na samolocie treningowym)
- rozbieg jest mniejszy o 13%
- dzięki większemu współczynnikowi szybowania w całym zakresie prędkości czas przebywania w powietrzu do chwili kontaktu z nieprzyjacielem jest trzy razy dłuższy
- dzięki większemu obciążeniu powierzchni nośnej prędkość maksymalna została zwiększona do $Ma = 2,2$ (z silnikiem „Super Atar” $Ma = 2,5$)
- zwrotność w locie pod- i naddźwiękowym jest większa, dzięki czemu F1 bez dopalania osiąga w zakręcie te same

przyspieszenia i prędkość wznoszenia co „Mirage” 3 z dopalaniem, jatkolwiek „Mirage” 3 przewyższa pod tym względem wiele samolotów, min. MiG-21

- promień działania w locie przy ziemi jest dwa razy większy.

Samolotem interesuje się Belgia, Holandia, Norwegia, Szwajcaria, Włochy i Kanada.

Pozostałe dane techniczne: rozpiętość 8,4 m; długość 15 m; wysokość 4,5 m; powierzchnia skrzydła 25 m²; ciężar własny 7400 kG; największy ciężar startowy 14 800 kG (przy ładunku na podwieszeniach 4000 kG); prędkość maksymalna $Ma = 2,2$ (2,5); prędkość przy ziemi $Ma = 1,2$ ($Ma = 0,93$ z bombami, bez dopalania); rozbieg przy ciężarze 11 500 kG 450 m (500 m z normalnym ładunkiem bojowym); dobieg przy ciężarze 8500 kG 500 m (800 m z normalnym ładunkiem bojowym); pułap praktyczny w locie naddźwiękowym 18 500 m; zasięg z maksymalnym ładunkiem 900 km (2300 km z połową maksymalnego ładunku); czas przebywania w powietrzu 3 h 45 min.

W. K.

Odczyty redakcji „Technika Lotnicza i Astronautyczna”

W roku 1970 redakcja „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” zorganizowała 16 odczytów popularyzacyjno-naukowych. Podajemy ich zestawienie:

4.I.70 w Klubie Seniorów Lotnictwa inż. Kazimierz Szumielewicz wygłosił odczyt nt. Lotnictwo komunikacyjne dalekiego zasięgu — 100 słuchaczy
18.I.70 w Klubie IMSM „Energetyk” inż. K. Szumielewicz wygłosił odczyt nt. XXV-lecie komunikacji lotniczej PRL — 26 słuchaczy
26.I.70 dla Koła Zakładowego SITK przy PLL „Lot” mgr inż. A. Misiorek wygłosił odczyt nt. 22 Salon Lotniczy w Paryżu 1969 — 37 słuchaczy
25.III.70 w Zakładach Metalowych w Łabędach dr inż. A. Marks wygłosił odczyt nt. Wyprawy na Księżyc — 150 słuchaczy
26.III.1970 w Domu Technika we Wrocławiu dr inż. A. Marks wygłosił odczyt nt. Wyprawy na Księżyc — 70 słuchaczy
7.IV.70 w Klubie Prasy Technicznej NOT

w Warszawie dla Centralnego Ośrodka Badań Rozwoju Techniki Drogowej dr A. Marks wygłosił odczyt nt. Wyprawy na Księżyc — 100 słuchaczy
7.IV.70 w Liceum Ogólnokształcącym w Aninie dr inż. A. Marks wygłosił odczyt nt. Wyprawy na Księżyc — 60 słuchaczy
2.VI.70 w Klubie Seniorów Lotnictwa APRL mgr inż. J. Chojnacki wygłosił odczyt nt. Lotniska i służby lotniskowe w latach 1919—1939 — 70 słuchaczy
16.VI.70 w Klubie Seniorów Lotnictwa APRL inż. K. Szumielewicz wygłosił odczyt nt. 28 Salon Lotniczy w Paryżu 1969 — 80 słuchaczy
25.VI.70 w Klubie Prasy i Informacji Technicznej NOT w Warszawie dr inż. A. Marks wygłosił odczyt nt. Awaria statku „Apollo” 13 — 27 słuchaczy
17.XI.70 w Klubie Międzynarodowej Prasy i Książki w Jeleniej Górze dr inż. A. Marks wygłosił odczyt nt. Wyprawy na Księżyc — 50 słuchaczy

18.XI.70 w Klubie NOT w Wałbrzychu dr inż. A. Marks wygłosił odczyt nt. Wyprawy na Księżyc — 30 słuchaczy
19.XI.70 w Klubie Technika w Jaworze Śląskim dr inż. A. Marks wygłosił odczyt nt. Wyprawy na Księżyc — 50 słuchaczy
19.XI.70 w Klubie Technika w Świdnicy Śląskiej dr inż. A. Marks wygłosił odczyt nt. Wyprawy na Księżyc — 30 słuchaczy
25.XI.70 2 odczyty w Kole SIMP i Domu Kultury w Mielcu wygłosił dr inż. A. Marks nt. Wyprawy na Księżyc — 123 słuchaczy
26.XI.70 w Klubie Międzynarodowej Prasy i Książki w Tarnobrzegu dr inż. A. Marks wygłosił odczyt nt. Wyprawy na Księżyc — 50 słuchaczy
Wszystkie odczyty były ilustrowane filmami, po każdym odczycie wywiązywała się ożywiona dyskusja.

Dokończenie ze str. 21

Wartość współczynnika CBR układanej warstwy asfaltobetonowej można przyjmować według wielkości dla niższej leżącej warstwy.

Wzmocnienie metodą „wyburzeniową”

Po usunięciu starej nawierzchni podatnej układa się na jej miejsce nową nawierzchnię z betonu cementowego o pogrubionych krawędziach (rys. 5). Wymiarowanie nowej nawierzchni przeprowadza się znanymi metodami, stosowanymi przy obliczaniu nawierzchni sztywnych.

Wzmocnienie nawierzchni „złożonej”

Wzmocnienie warstwą sztywną

Nawierzchnia „złożona” jest to nawierzchnia składająca się z kilku warstw wzmocniających ułożonych na podbudowie z nawierzchni sztywnej.

Zgodnie z metodą obliczeniową podaną przez Korpus Inżynierii Armii USA grubość górnej warstwy wzmocniającej można określić na podstawie wzorów

służących do obliczania wzmocnienia warstwy podatnej warstwą sztywną układaną na warstwie rozdzielającej.

Podany sposób zastosowano tylko na jednym odcinku doświadczalnym, dlatego też wyciąganie wniosków o jego skuteczności jest jeszcze przedwczesne i będzie możliwe na podstawie obserwacji wielu takich nawierzchni, do czego potrzeba kilku lat.

Literatura

1. Ekspres — Inform. 1963 nr 8, Artykuł opracowany na podstawie Hutchinson Ronald L., Wathen Thurman R.: *Strengthening existing airport pavements J., „Aero-Space Transport”*, Div. Proc. Amer. Soc. Civil Engrs (formerly „J. Air Transp. Div. Proc. Amer. Soc. Civil Engrs”) 1962, 88, nr 1, 77—98.
2. The Design of Airfield Overlay Pavements, Progress Report of the Air Transport Division, Proceedings of ASCE, Vol. 81, 1955 nr 777.
3. „Riefieratiwnyj Żurnał, Wozdusznij Transport” 1967 nr I. Wg artykułu Johnson Robert D.: *An dol technique controls reflex cracking „Public Works”* 1965 nr 9.
4. Yoder E. I.: *Principy projektowania drogowych i aerodromnych odleźd. Moskwa* 1964.

Dokończenie ze str. 24

wy, o zdolności przeładunkowej 2 mln ton, zajmuje wraz z urządzeniami pomocniczymi i magazynami 66 ha powierzchni. Dworzec ten połączony jest tunelami z dworcem centralnym. Na odpowiednich stanowiskach może odbywać się załadunek i rozładunek 30 samolotów jednocześnie, nawet takich gigantów jak Lockheed-C5A czy Boeing-747. Najtrudniejsze chyba w Europie warunki meteorologiczne zobowiązują administrację portu do stałych poszukiwań w zakresie automatyzacji lądowania.

Zarządy portów lotniczych wybiegają więc ze swoimi planami daleko w przyszłość, licząc się z tym, że przesyłki lotnicze staną się zjawiskiem masowym, a co najważniejsze bardziej konkurencyjnym w stosunku do innych, tradycyjnych środków transportu.

Na dalsze perspektywy rozwoju przewozów lotniczych Wielkiej Brytanii istotny wpływ wywiera aktualna i przewidywana sytuacja w brytyjskim przemyśle lotniczym. Wśród przemysłowych krajów kapitalistycznych kraj ten zajmuje drugie miejsce. Warto wspomnieć w tym miejscu o istniejącej koncepcji budowy nowoczesnego samolotu przeznaczonego wyłącznie do przewozu towarów typu „all cargo”.

Brytyjczycy stwierdzili bowiem, że opłaca się posiadanie wyspecjalizowanych przedsiębiorstw towarowych, które wymagają znacznie mniej personelu, gdyż dzięki temu można znacznie niżej kalkulować koszty przewozu. Aktualnie prowadzi się również szczegółowe badania nad optymalną wielkością samolotu dostosowanego do rynku towarowego.

25 lat NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Uroczystości związane z jubileuszem dwudziestopięcioletnia NOT odbędą się podczas VI Kongresu Techników Polskich. Będziemy o tym pisać. Srebrne goły NOT są świętem wszystkich polskich inżynierów i techników. Warto więc przypomnieć historię NOT, którą polecamy w krótkim skrócie. Oto najważniejsze wydarzenia.

● 12 grudnia 1945 na zjeździe inżynierów i techników w Warszawie zgłoszono inicjatywę utworzenia jednolitej organizacji skupiającej inżynierów i techników. Utworzono wówczas Komitet Organizacyjny Naczelnej Organizacji Technicznej, prezesem którego został inż. Bolesław Kumiński a sekretarzem generalnym inż. Franciszek Cieciora.

● W roku 1946 powstało 15 stowarzyszeń naukowo-technicznych, które w 132 oddziałach zrzeszały ok. 11 tys. inżynierów i techników. W dniach 1-4 grudnia odbył się I Kongres Techników Polskich w Katowicach.

● W roku 1947 istniało już 148 oddziałów stowarzyszeń, które zrzeszały ok. 15 tys. członków, przejęto wydawanie „Przeglądu Technicznego”, którego pierwsze powojenne numery ukazały się już w roku 1945 w Łodzi.

12 grudnia w częściowo odbudowanym Domu Technika w Warszawie obradował I Walny Zjazd Delegatów Naczelnej Organizacji Technicznej, podczas którego wybrano nowe władze — Radę Główną NOT, liczącą 36 członków i 12 zastępców. Z Rady wyłoniono 11-osobowe prezydium, prezesem został inż. Bolesław Kumiński, a sekretarzem inż. Franciszek Cieciora.

● W roku 1948 powstają oddziały NOT, których struktura została określona w nowym statucie, rozpoczęło kompletowanie zbiorów biblioteki NOT. Sekretarzem generalnym NOT zostaje mgr inż. Jan Wacław Czarnowski. Ożywiają się kontakty z zagranicą.

● W roku 1949 NOT zrzesza 16 stowarzyszeń, mających 184 oddziały, liczba członków przekracza 21 tys. Prowadzona jest szeroka akcja odczytów naukowo-technicznych, odbywają się zjazdy poszczególnych stowarzyszeń.

28 czerwca na II Walnym Zjeździe Delegatów NOT powołano nowy skład Rady Głównej NOT i prezydium. Prezesem zostaje inż. B. Rumiński, sekretarzem generalnym mgr inż. J. W. Czarnowski.

● W roku 1950 Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Materiałów Budowlanych połączyło się ze Stowarzyszeniem Chemików, a Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Przemysłu Spożywczego z Cukrowniczym.

Stowarzyszenia NOT zrzeszają ponad 26 tys. członków.

● W roku 1951 reaktywowano Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Odlewników. Rozwija się współpraca NOT z CRZZ. Kształtują się nowe formy organizacyjne w postaci zebrań sekretarzy generalnych stowarzyszeń i sekretarzy oddziałów NOT. Stowarzyszenia organizują kursy branżowe.

● W roku 1952 NOT rozwija działalność jako wydawca czasopism technicznych. Ukazuje się 32 tytuły o łącznym nakładzie 1,6 mln egz. NOT zrzesza 67 tys. inżynierów i techników w 16 stowarzyszeniach, 271 oddziałach i 1217 kolach. 28 i 29 września odbył się II Kongres Techników Polskich w gmachu Politechniki Warszawskiej.

30 września na III Walnym Zjeździe Delegatów wybrano nowe władze NOT. Prezesem został prof. Witold Wierzbicki, sekretarzem generalnym inż. Dionizy Gajewski.

● W roku 1953 stowarzyszenia zrzeszają 105 tys. członków. NOT nawiązuje ści-

ślejszą współpracę z PAN. Rozwija się współpraca i kontakty z organizacjami inżynierów i techników w innych krajach.

● W roku 1954 stowarzyszenia zrzeszają 150 tys. członków, a liczba kół zakładowych wzrosła do 4500.

Kada Państwa po raz pierwszy przyznała wysokie odznaczenia państwowe 65 działaczom ruchu stowarzyszeniowego.

● W roku 1955 w dniu 22 lipca otwarte zostało Muzeum Techniki NOT. Oprócz systematycznej współpracy i wymiany delegacji z krajami socjalistycznymi podejmowane są próby kontaktów z organizacjami inżynierskimi krajów zachodnich. Rada Główna NOT podjęła uchwałę o wprowadzeniu złotej i srebrnej odznaki honorowej NOT. Pierwsze odznaki przyznano działaczom ruchu stowarzyszeniowego 12 grudnia, w dziesięciolecie powstania NOT.

● W roku 1956 na mocy uchwały prezydium Rady Głównej NOT i sekretariatu CRZZ Naczelna Organizacja Techniczna przejęła opiekę nad klubami techniki i racjonalizacji. Powołano Radę Prasy Technicznej. Stowarzyszenia zrzeszają 194 tys. inżynierów i techników, liczba kół zakładowych wzrosła do 6100.

● W roku 1957 w dniach 24-26 lutego odbył się III Kongres Techników Polskich w Warszawie. 27 lutego na IV Walnym Zjeździe Delegatów uchwalono nowy statut NOT. Zlikwidowano walne zjazdy, a wprowadzono organ kierowniczy w postaci Zarządu NOT, Rada Główna ma się składać z delegatów stowarzyszeń. 6 kwietnia na pierwszym konstytucyjnym zebraniu Rady Głównej na przewodniczącego Rady wybrano prof. Feliksa Olszaka, na przewodniczącego Zarządu prof. Janusza Tymowskiego, na sekretarza Zarządu dra inż. Henryka Leśnioka.

● W roku 1958 liczba członków stowarzyszeń spadła o 70 tys., kół zakładowych o 100. Wywołało to ożywioną dyskusję na łamach prasy technicznej, która wskazała na konieczność zwiększenia autorytetu NOT jako wspólnej organizacji inżynierów i techników. Stowarzyszenia więcej uwagi poświęcają działalności w zakresie rzeczoznawstwa i ekspertyz.

● W roku 1959 w rezultacie ożywionej działalności NOT wzrasta liczba członków stowarzyszeń i kół zakładowych. Odbyło się zebranie Rady Głównej NOT i Komitetu Wykonawczego CRZZ, na którym podjęto uchwałę o zacieśnieniu współpracy między związkami zawodowymi a ruchem stowarzyszeniowym w zakresie racjonalizacji i wynalazczości. Na sekretarza generalnego NOT wybrano mgra inż. Wiktora Obolewicza. W listopadzie odbyło się zebranie organizacyjne Rady Prasy Technicznej, na czele której staje mgr inż. J. W. Czarnowski.

● W roku 1960 w Koszalinie odbył się zjazd inżynierów i techników Ziemi Zachodnich i Północnych. Na kolejnym zebraniu Rady Głównej NOT wybrano na przewodniczącego Rady prof. Janusza Tymowskiego, na przewodniczącego Zarządu mgra inż. Bolesława Rumińskiego, na sekretarza generalnego mgra inż. Wiktora Obolewicza.

● W roku 1961 odbył się IV Kongres Techników Polskich we Wrocławiu. Kongres uwiódł wzrost znaczenia NOT, co zostało udokumentowane uchwałą Rady Ministrów, która zobowiązywała organy zarządzania gospodarką do dalszego rozwijania współpracy z ruchem stowarzyszeniowym. Działacze NOT wiele uwagi poświęcają pracom nad przygotowaniem pod obrady Sejmu projektu prawa wynalazczego.

● W roku 1962 w Pradze odbyło się spot-

kanie sekretarzy generalnych NTS (Bułgaria), CSVTS (Czechosłowacja), Kdt (NRD), ASIT (Rumunia), MTESZ (Węgry) i WSNTO (ZSRR). Podjęto m.in. uchwałę o corocznych naradach redaktorów prasy technicznej przy okazji targów w Brnie.

Odbyła się krajowa narada ruchu wynalazczości i racjonalizacji w Domu Technika w Warszawie. Stowarzyszenia zrzeszają 186 tys. członków, liczba kół zakładowych wzrosła do 6170.

Na przełomie lat 1961/1962 utworzono przedsiębiorstwo NOT pn. WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH.

● W roku 1963 WCT wydają 45 czasopism o łącznym rocznym nakładzie ponad 4,5 mln egz. W ramach współpracy z zagranicą do innych krajów wyjechało 141 delegacji NOT i SNT. Sekretarz generalny mgr inż. W. Obolewicz przeszedł do pracy w CRZZ, na jego miejsce Rada Główna wybrała mgra inż. Kazimierza Kimszala pełniącego do tej pory funkcję sekretarza generalnego Stowarzyszenia Elektryków Polskich.

● W roku 1964 Rada Główna NOT podjęła uchwałę o zorganizowaniu kolejnego kongresu techników polskich w związku z rozpoczęciem prac nad narodowym planem gospodarczym na lata 1966-1970.

● W roku 1965 po dyskusji w zakładach pracy i terenowych ogniwach NOT i SNT intensywnie pracuje 12 sekcji problemowych, które przygotowują wnioski na kongres. Stowarzyszenia zrzeszają 250 tys. członków, liczba kół zakładowych wzrosła do 7 tys. W Sejmie świat techniki reprezentuje 77 przedstawicieli, a w radach narodowych i ich komisjach 23 tys.

● W roku 1966 odbył się V Kongres Techników Polskich w Katowicach, na którym podano do wiadomości uchwałę Rady Ministrów w sprawie uznania Naczelnej Organizacji Technicznej za Stowarzyszenie Wyższej Użyteczności Publicznej.

Rada Główna NOT na przewodniczącego Rady wybrała prof. Jerzego Bukowskiego, na przewodniczącego ZGNOT mgra inż. Bolesława Rumińskiego, na sekretarza generalnego mgra inż. Kazimierza Kimszala. 100 lat istnienia obchodził „Przegląd Techniczny”.

● W roku 1967 zawierane są porozumienia o współpracy między zarządami głównymi stowarzyszeń a kierownikami odpowiednich resortów. Umowy takie zawarły SEP z Ministerstwem Łączności i SiTChem z Ministerstwem Przemysłu Chemicznego.

NOT po raz pierwszy przyznała nagrody za wybitne osiągnięcia w dziedzinie techniki.

● W roku 1968 na sekretarza generalnego NOT powołano mgra inż. Janusza Czarnowskiego. W Ośrodku Doskonalenia Kadry Technicznych przy OWNOT we Wrocławiu otwarto Laboratorium Elektronicznych Maszyn Matematycznych, który stał się centrum szkolenia fachowców w zakresie obsługi i programowania maszyn matematycznych „Odra” dla wszystkich krajów RWPG.

● W roku 1969 jubileusz 50-lecia obchodziły Stowarzyszenie Elektryków Polskich, Polskie Zrzeszenie Inżynierów i Techników Sanitarnych oraz „Przegląd Elektrotechniczny”.

Nagrody za wybitne osiągnięcia techniczne otrzymało ponad 700 inżynierów i techników. Pierwszy w kraju ośrodek informacji naukowo-technicznej powstał w Domu Technika w Warszawie. Prezes ZGNOT mgr inż. Bolesław Rumiński został wybrany członkiem Rady Państwa. NOT zrzesza ponad 270 tys. inżynierów i techników w 20 stowarzyszeniach, 548 oddziałach i 9 tys. kół.

WYSTAWA W WARSZAWIE

Z okazji dwudziestopięcioletnia NOT 12 grudnia 1970 w Warszawskim Muzeum Techniki NOT otwarto wystawę obrazującą historię i dorobek organizacji zrzeszającej już ponad 300 000 inżynierów i techników wszystkich specjalności. Wystawę otworzył Prezes ZG NOT mgr inż. Bolesław Rumiński. Na otwarciu wystawy przybyli: prezes PAN prof. Janusz Groszkowski, sekretarz CRZZ Wiktor Obolewicz, sekretarz KNIiT Mieczysław Kazmierczuk oraz członkowie wielu resortów i organizacji.

Luna 16 flight — technical and navigational success

In this article the Luna 16 experiment is described, the technical and navigational difficulties in realization of this experiment are emphasized and the importance of the unmanned flights to the Moon and other planets is indicated.

The utilization of the space research results in the medicine

The space research has influenced on the medicine in the remarkable manner. The telemetry methods elaborated in the astronautics have been utilized in the medicine of sport and in the clinics, the methods of remote checking the astronaut's health have been used for measuring the aorta pressure and the seismography — for detecting the heart diseases. Following the space technics there have been applied in the clinics the monitors for visual analysis of patients health and the digital computers — for data preparation and for „cleaning“ the X-ray graphs. There have been utilized also the sterilization methods and biological garments. The invalids have gained the glasses for remote control and the „lunar vehicle“. It has been organized in USA the special bureau for analyzing the possibilities of utilization the space research results.

The principles of turbopropeller and turboshaft engines control

In this article the gasdynamic processes in turbopropeller and turboshaft engines as object of control with existing operation limitations are presented and the principles of control of turbopropeller and turboshaft engines in one — and twoshaft layout are explained. The article contains corresponding engines characteristics.

The hydraulic installation of the F-111 aircraft

The hydraulic installation of the General Dynamic F-111 aircraft with variable geometry wing contains two separate circuits, one of which feeds only the hydraulic arrangements of the main control system of the aircraft and when fails may be replaced by the second, auxiliary circuit. In this article the main systems of the F-111 hydraulic installation — the pressure system, the system changing wing geometry and the system changing depth rudder incidence — are described.

The tradition and organization of the polish aerodrome building in 1918—1939 years

In this article the origins of the polish aerodrome building are mentioned, the organization system of this building and the men which erected the civil and military aerodromes in 1918—1939 years are presented, the problems of the works coordination and the decentralized system of investments are emphasized.

Co piszą inni...

Rolls-Royce wygrywa spór o patenty na silniki odrzutowe

● Sporne stulecia pisze dr Klaus Brunne. Mowa tu o procesie, w którym firma Société Rateau z Paryża i wynalazca René Axiomnay zażądali od firmy Rolls-Royce i de Havilland Aircraft odszkodowania w wysokości \$10 mln funtów szterlingów, dowodząc, że naruszone zostały francuskie patenty z 1939 r. na silniki odrzutowe. Chodziło o silniki „Avon” stosowane w samolocie „Comet”, silniki „Conway” w samolocie Boeing 707 i silniki „Spey” w samolocie „Trident”. Francuscy oskarżyciele wystąpili też o odszkodowanie od brytyjskiego Ministerstwa Lotnictwa, ponieważ W. Brytania wykorzystwała silniki „Avon” w samolotach „Comet”. Firma Rolls-Royce oraz rząd brytyjski złożyli przeciwskładkę o uznanie patentów za niebyłe z powodu ich nieważności. Autor opisuje jak powstała konstrukcja samolotu odrzutowego, przedstawia karierę Royce i historię firmy Rolls-Royce. Następnie opisuje przygotowania do procesu, które trwały 6 lat. Dalsze szczegóły o wielkim procesie patentowym będą opublikowane w następnym numerze.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970 nr 9

Realizacja i rozpowszechnianie projektów (artykuł dyskusyjny)

Jest to trzeci z kolei artykuł z cyklu „Administrowanie wynalazczością nie jest łatwe”. Mgr inż. Z. Mikłasiński w wyniku krytycznej analizy, jaka obecnie istnieje we wdrażaniu i rozpowszechnianiu projektów wynalazczych, dochodzi do wniosku, iż wszystkie projekty wynalazcze przyjęte i przewidziane do realizacji w planowanym okresie powinny znaleźć się w planie rozwoju techniki. Projekty przyjęte już po zatwierdzeniu planu mogą być wstawione do planów operacyjnych, uwzględnione w ramach korektury planów lub też przeanalizowane poza planem, jeśli pozwolą na to rezerwy. Autor zwraca uwagę na konieczność integracji pojęć, planów i środków, integracji służby technicznej oraz na konieczność włączenia wynalazczości w ogólny schemat rozwoju techniki w gospodarce narodowej.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970 nr 9

Wielkość przedsiębiorstw przemysłowych a efektywność ruchu racjonalizatorskiego

Autor wskazuje na niewykorzystanie rezerw w ruchu racjonalizatorskim i zwraca uwagę, że ze wszech miar opłaca się kłaść wielki nacisk na rozwój ruchu racjonalizatorskiego, nie szczędząc środków finansowych i wkładu pracy. W dążeniu do maksymalnej efektywności produkcji ruch racjonalizatorski, systematycznie udoskonalający wyposażenie i metody wytwórcze może i powinien odgrywać pierwszorzędną rolę.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970 nr 9

Algol 68 — próba prezentacji

W artykule J. Stębowska zapoznaje polskiego czytelnika z najistotniejszymi cechami języka Algol-68. Algol-68 w przeciwieństwie do takich języków jak Algol-60, Fortran itp. jest językiem uniwersalnym, może służyć obliczeniom numerycznym, przetwarzaniu danych i list oraz innym działaniom.

„Maszyny Matematyczne” 1970 nr 9

Opis składni języków programowania

W artykule J. Maluszyński omawia niektóre zagadnienia związane z metodami opisu składni języków programowania. Opisuje niektóre próby utworzenia nowego aparatu do syntetycznego opisu składni języków programowania, a w szczególności Algolu-68.

„Maszyny Matematyczne” 1970 nr 9

Kalkulatory elektroniczne — budowa, działanie, zastosowanie

W artykule W. Cichomski i E. Dudek opisują typową organizację wewnętrzną kalkulatorów elektronicznych oraz sposób wykonywania na nich operacji arytmetycznych, funkcyjnych, wektorowych i pomocniczych.

„Maszyny Matematyczne” 1970 nr 9

Intensyfikacja produkcji wymaga likwidacji źródeł hałasu

Przedstawione przez C. Puzyńę wyniki pomiarów hałasu w przemyśle wskazują, że znacznie przekraczają one wartości powszechnie uznane za szkodliwe. Szkodliwe oddziaływanie hałasu na zdrowie, jego ujemny wpływ na wydajność pracy, jakość produkcji oraz pośredni na wzrost liczby wypadków pociągających za sobą wyraźnie ujemne skutki ekonomiczne. W zakończeniu artykułu przedstawione są wnioski, których realizacja przyczyni się do poprawy tego stanu rzeczy.

„Ochrona Pracy” 1970 nr 9

Niektóre zastosowania metod diagnostyki psychologicznej w zwalczaniu wypadków przy pracy

70—90% wypadków przy pracy spowodowanych jest przede wszystkim niebezpiecznym działaniem człowieka, o czym należy pamiętać. Na ogół jednak panuje przekonanie, że wypadki przy pracy zdarzają się w wyniku skomplikowanych przyczyn najrozmaitszego rodzaju uwzględniające w kompleksie przyczyn te, które wiążą się z działaniem człowieka, z jego błędami różnego rodzaju (przeoczenia, zaniedbania, nieostrości itp.). W konsekwencji zbyt małą wagę w działaniach profilaktycznych przywiązuje się do tej właśnie kategorii przyczyn wypadków. Powaznym źródłem niebezpiecznych zachowań leżących często u podłoża wypadków jest nieprzystosowanie człowieka do jego pracy. Współczesna psychologia przemysłowa może być pomocna w uzyskaniu takiego stopnia przystosowania ludzi do pracy, który w istotny sposób zmniejszy ryzyko wypadku. Środki i metody, za pomocą których współczesna psychologia eliminuje dysharmonię między człowiekiem a jego pracą omawia J. Okoń, zwracając przy tym szczególną uwagę na rodzaje badań psychologicznych, których celem jest zwalczanie wypadków.

„Ochrona Pracy” 1970 nr 9

WNIOSKI

Z NARADY ZORGANIZOWANEJ PRZEZ STOWARZYSZENIE INŻYNIERÓW TECHNIKÓW KOMUNIKACJI – SEKCJĘ KOMUNI- KACJI LOTNICZEJ 1 LIPCA 1970 r. W GDAŃSKU NA TEMAT:

BUDOWA LOTNISKA CYWILNEGO DLA TRÓJMIASTA

1. Przewidzianą lokalizację lotniska dla Trójmiasta w Rębiechowie narada uznaje za właściwą i celową, gdyż m.in. stwarza ona dobre warunki dojazdu ze wszystkich osiedli Zespołu Miejskiego Gdańsk-Gdynia.
2. W związku z możliwym perspektywicznym znacznym rozwojem funkcji mieszkaniowych dla Gdańskiego Zespołu Miejskiego oraz urbanizacji regionu gdańskiego należy już obecnie rozpocząć badania i studia nad innymi lokalizacjami dla następnych lotnisk.
3. Dla ustalenia parametrów technicznych i wyposażenia lotniska w czasie jego rozwoju, od etapu do perspektywy, należy rozpocząć i systematycznie prowadzić badania w celu opracowania prognozy wielkości przewozów i ciągłej jej aktualizacji.
4. Biorąc pod uwagę położenie Gdańska istnieje konieczność zwrócenia szczególnej uwagi na potrzebę dostosowania lotniska do tranzytowego ruchu międzynarodowego, przede wszystkim w relacjach Północ — Południe.

W związku z tym zachodzi konieczność przygotowania osiedli Zespołu G—D do obsługi turystycznego ruchu zagranicznego.

5. Narada zwraca uwagę na konieczność utrzymania rezerw terenowych dla wydłużenia pasa startowego projektowanego lotniska.
6. Biorąc pod uwagę niedostateczny zakres badań meteorologicznych na terenie projektowanego lotniska zachodzi konieczność ich rozszerzenia i pogłębienia.
7. Dla zapewnienia maksymalnych efektów ekonomicznych i społecznych, należy zwrócić uwagę Prezydium Wojewódzkiej Rady Narodowej na konieczność stałej koordynacji prac przy realizacji lotniska z uwzględnieniem drogi obwodowej dla Trójmiasta oraz dróg dojazdowych z osiedli Zespołu Miejskiego do lotniska.
8. Należy rozważyć potrzebę uruchomienia miejskiego dworca lotniczego, chociażby prowizorycznego, w centrum Gdańska, już w chwili rozpoczęcia eksploatacji nowego lotniska.

9. Należy zbadać możliwość zlokalizowania lotniska dla „lotnictwa małego” w bezpośrednim sąsiedztwie z lotniskiem komunikacyjnym w Rębiechowie, przy uwzględnieniu istniejących przepisów o ruchu lotniczym i bezpieczeństwie lotów.

10. Ze względu na konieczne zmiany w użytkowaniu terenów lotniska oraz jego sąsiedztwa należy:

a) ustalić strefy ochronne dla lotniska do końca lipca 1970 r.

b) kolidującą zabudowę indywidualną na terenach projektowanego lotniska należy usunąć do końca 1971 r. uwzględniając koszt wykupu ziemi oraz rozbiórki istniejących budynków zastępczych.

11. W toku projektowania nowego obiektu należy w jak najwyższym stopniu uwzględnić postulaty ochrony przyrody i wykorzystanie lotniska pod niskie plantacje.
12. Postuluje się opracowanie dokumentacji w zakresie organizacji budowy i dostawy materiałów, urzędzieli oraz dostarczenie tych opracowań wykonawcy w terminie wcześniejszym niż październik 1971 r.
13. Dla zapewnienia terminowej budowy lotniska i dróg dojazdowych, narada zaleca wykorzystanie istniejących prężnych organizacji inwestorskich.
14. Narada postuluje rozpatrzenie, na przyszłej ogólnopolskiej konferencji SITK w sprawie lotnictwa komunikacyjnego, problemu intensyfikacji krajowej komunikacji lotniczej — jako środka zmniejszenia deficytowości tej komunikacji.

KRONIKA

▼ Rzeszowszczyzna to bastion przemysłu lotniczego w Polsce. Doceniają to gospodarze województwa. Przesła już do historii niesławna akcja polegająca na wymazywaniu roli WSK w Mielcu — jako potężnego eksportera samolotów. Odbłyły się już na tym terenie spotkania i rozmowy na wysokich szczeblach. Przypomnijmy tylko udział wicepremiera S. Kociółka w naradzie aktywu gospodarczego mieleckiej WSK (z udziałem przedstawicieli WSK z Rzeszowa i Świdnika), gdzie rozważano alternatywy, związane z rozwijaniem produkcji lotniczej.

Teraz umacnia się lotniczy profil regionu. Organizuje się filię Instytutu Lotnictwa w Rzeszowie. Sekretarz KW PZPR Władysław Kruczek przeprowadził rozmowę z przedstawicielami przemysłu maszynowego, wiceministrem S. Wylupkiem i nowym dyrektorem Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego — A. Jedynakiem. Przedstawiciele resortu spotkali się z kierownictwem WSK w Rzeszowie.

W rozmowach dominowały zagadnienia związane z perspektywami rozwoju Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego.

▼ Już po raz drugi z rządu załoga WSK w Mielcu otrzymała sztandar przechodni Rady Ministrów i CRZZ za osiągnięcia produkcyjno-ekonomiczne. W uroczystości wręczenia sztandaru wzięli udział m.in.: premier P. Jaroszewicz, sekretarz KW W. Kruczek i min. J. Hryniewicz. Z tej okazji 70 pracowników WSK otrzymało odznaczenia.

▼ Załoga WSK w Mielcu ma nie tylko zainteresowania produkcyjne. Ambicją i hobby pracowników przedsiębiorstwa — to imprezy kulturalne i artystyczne. Odnajdujemy, że w październiku 1970 r. odbył się w Mielcu III Festiwal Kulturalny Związków Zawodowych.

▼ W Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku odbyło się spotkanie załogi z przedstawicielami ambasady Demokratycznej Republiki Wietnamu w Warszawie.

W czasie spotkania i sekretarz KZ PZPR — S. Warpas i dyrektor naczelny WSK — W. Janik wręczyli przedstawicielom ambasady kluczyki do 10 motocykli, które

załoga wytwórni przekazała dla DRW. Załoga WSK w ciągu kilku niedziel przepracowała 80 tys. godzin. Dzięki temu uzyskano pieniądze na zakup motocykli.

▼ W celu poprawy sytuacji sprzętowej aeroklubów należy — zdaniem Komisji Szybowcowej APRL — w pierwszym rzędzie:

- włączyć remonty szybowców do działalności statutowej aeroklubów regionalnych i organizować prace tak, aby w okresie zimowym łatwiejsze prace mogli wykonać piloci.
- prowadzić w szerszym zakresie szkolenie techniczne pilotów.

▼ Warto przypomnieć, że z przyznanych na świecie (u prognozy sezonu 1970 r.) ponad 800 szybowcowych odznak diamentowych różnych klas — polscy piloci uzyskali 215. Wszystkie one zostały zdobyte na szybowcach polskiej konstrukcji. Również na polskich szybowcach nasi zawodnicy trzykrotnie wywalczyli mistrzostwo świata, a 6 razy zdobyli tytuły wicemistrzów. Dla porównania: Valclav Kollros był dziewiętnastym szybownikiem czeskosłowackim, który zdobył diamentową odznakę szybowcową. Liczba srebrnych odznak CSRS wynosiła 2941.

▼ Z inicjatywy Aeroklubu Wrocławskiego oraz wrocławskiego Klubu Seniorów Lotnictwa powstał Klub Twórców Lotniczych. Jego celem będzie szerzenie w społeczeństwie polskim znajomości spraw lotniczych. Dzięki zrzeszeniu w jedną organizację twórców zajmujących się tą problematyką, można będzie inicjować, popierać i rozwijać różne rodzaje twórczości o tematyce lotniczej w wielu dziedzinach kultury, w literaturze, nauce, publicystyce, plastyce, fotografice, filmie, telewizji i innych formach działalności. Tymczasowy regulamin KTL zatwierdził APRL.

▼ PLL „Lot” projektuje — w porozumieniu z Centralą Kolportażu „Ruch” i Pocztą — wprowadzenie nocnych lotów pocztowych na trasach krajowych.

Przewiduje się, że przystosowane do tego celu samoloty IŁ14 odbywać będą rejsy okrężne. Jeden samolot będzie leciał z Warszawy do Gdańska, Koszalina,

Szczecina, Poznań, Wrocław, Katowice, Kraków, Rzeszów i z powrotem do Warszawy, a drugi tą samą trasą — tylko w kierunku przeciwnym. Samoloty będą zabierały pocztę i pasażerów.

▼ Mając na względzie zwiększenie bezpieczeństwa lotów Polskie Linie Lotnicze „Lot” wprowadziły zmiany w procedurze odprawy pasażerów w ruchu krajowym.

Bagaż ręczny przewożony dotychczas bez ograniczeń w kabinie pasażerskiej jest przyjmowany od pasażerów przy odprawie i umieszczany w ich obecności w specjalnych pojemnikach. Pasażerowie otrzymują numerki kontrolne, stanowiące podstawę do wydania bagaży po podróży. Bagaż ten jest wydawany pasażerom po zakończeniu podróży razem z tzw. bagażem rejestrowanym (przyjmowanym do przewozu osobno). Pasażerowie mogą zatrzymać przy sobie pieniądze i biżuterię, czasopisma i jedną książkę, a pasażerki — dodatkowo kosmetyki. Po uprzednim umieszczeniu ich w specjalnych torebkach, dostarczonych przez „Lot”.

▼ Do Wielkiej Brytanii przybyła w październiku ub. r. delegacja Rady Ochrony Pomników Walki i Męczeństwa z jej przewodniczącym, min. Januszem Wierczorkiem na czele. W skład delegacji weszli: Jan Mazurkiewicz — Radosław, wiceprezes Zarządu Głównego ZBoWiD oraz płk. pilot Stanisław Skalski, uczestnik bitwy o Anglię.

Jednym z głównych celów przyjazdu delegacji było złożenie wieńców pod Pomnikiem Lotników Polskich w Northolt koło Londynu. Tu przed 30 laty sformował się słynny Dywizjon 303, startujący z Northolt do pierwszej walki z Luftwaffe w dniu 31 sierpnia 1940 roku.

Hold tym, którzy oddali swe życie w walce z hitlerowskimi Niemcami, oddała delegacja na cmentarzu w Newark, gdzie pochowani są polscy piloci. Tutaj również delegacja złożyła wieniec na grobie gen. Władysława Sikorskiego.

Program pobytu polskich kombatantów w Wielkiej Brytanii przewidywał również odświeżenie pomnika na cmentarzu w Perth, w Szkocji, gdzie znajdują się groby 400 polskich żołnierzy, obrońców wybrzeża przed niemiecką inwazją.

VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

TRYBUNA LOTNIKÓW

W odpowiedzi na apel Sekcji Lotniczej SIMP i Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK, zamieszczony w TLiA 1970 nr 3, zgłaszam postulat pod adresem ZPLiS, który — moim zdaniem — nie został dostatecznie wyraźnie zaakcentowany we wnioskach Sekcji Lotniczej Zakładowego Koła SIMP w Mielcu.

„Współczesny rozwój konstrukcji lotniczych na świecie wymaga stosowania lekkiego wyposażenia elektronicznego, o wysokich wskaźnikach użytkowych. Tej klasy wyposażenia w kraju nie wytwarza się z braku przeznaczanej do tego bazy doświadczalno-konstrukcyjnej i wy-

twórczej. Polski przemysł elektroniczny nie jest zainteresowany opracowywaniem prototypów urządzeń, których produkcja ograniczałaby się do krótkich serii, dostosowanych wielkością do potrzeb krajowych wytwórni lotniczych. Racjonalne wykorzystanie krajowego lotniczego potencjału wytwórczego, operatywność w dostosowywaniu jego profilu produkcji do życzeń odbiorców i dalszy rozwój eksportu w tej branży wymaga podjęcia skutecznego działania organizacyjnego. Działanie to powinno umożliwić wykonywanie specjalistycznego wyposażenia elektronicznego w ramach jednego zjednoczenia, wytwarzającego finalne

wyroby lotnicze. Realizacja tego zadania możliwa jest wzorem licznych firm światowych — w drodze tzw. „elektronizacji” zakładów produkujących sprzęt pokładowy. W istniejących warunkach powyższy problem dotyczy głównie Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego, w której opracowywaniem wyposażenia elektronicznego dla sprzętu lotniczego powinien zajmować się zakład doświadczalny, przy ścisłej współpracy z Instytutem Lotnictwa, Politechniką Warszawską i innymi ośrodkami naukowymi w kraju”.

S. Orczykowski

KONFRONTACJA Z RZECZYWISTOŚCIĄ

Nie mieliśmy jeszcze sposobności przedstawić naszym czytelnikom nowego miesięcznika techniczno-gospodarczego regionu rzeszowskiego „Konfrontacje”. Pismo jest organem zarządów oddziałów wojewódzkich NOT i PTE w Rzeszowie, ukazuje się od połowy 1970 roku nakładem WCT NOT. W Radzie Programowej czasopisma zasiada dyrektor naczelny WSK w Mielcu, mgr inż. Tadeusz Ryczaj; jednym z redaktorów jest przewodniczący rzeszowskiego Oddziału SIMP kol. K. Oczół.

„Konfrontacje” już w pierwszym numerze i na czołowej stronie — stanowią rzeczową odpowiedź na niekompetentne i tendencyjne chwytliwy osławionego w polskim środowisku lotniczym red. Z. Szeligi z „Polityki”. Mianowicie b. przewodniczący Koła SIMP WSK w Mielcu kol. Ryszard Legięcki szczegółowo omawia aspekty techniczne, sukcesy produkcyjne i efekty eksportowe polskiej mutacji samolotu wielozadaniowego An-2.

I chociaż na swoje pamiętne epitafium dla polskiego przemysłu lotniczego red. Szeliga otrzymał dostępną porcję wiarogodnych informacji w artykułach prasowych i listach kierowanych pod adresem „Polityki” (niestety — w większości na jej łamach nie opublikowanych) — to

jednak uważamy za celowe przypomnieć za mgrem inż. R. Legięckim, współautorem mieleckim sukcesów:

- że WSK w Mielcu produkowała i produkuje samoloty An-2 w siedmiu wersjach
- że resurs ich powiększono z 900 do 2000 godzin
- że są one wciąż ulepszone i unowocześniane
- że mieleckie zakłady przysporzyły państwu dewiz z tytułu eksportu ponad 4000 samolotów An-2.

* * *

Sierpniowy numer „Konfrontacji” zapoznaje czytelników z podbramkową sytuacją w dziedzinie fachowych kadr lotniczych w Polsce. Stan istniejący i perspektywiczny dla tej branży naświetla członek Zarządu naszej Sekcji kol. Stanisław Orczykowski w artykule *Kadrowe niedostatki*.

Kol. Orczykowski — z dwóch przyczyn — znakomicie zna ten temat. Od wielu lat pracuje w WSK w Mielcu i jest w nurcie spraw związanych z postępowaniem lotniczym, produkcją i trudnościami kadrowymi. Poza tym kol. Orczykowski — jako przewodniczący grupy mieleckiej powołanej przez Zarząd Sekcji Lot-

niczej SIMP w celu uzyskania i opracowania danych ankietowych dla zagadnienia kadr i doszkalania w przemyśle lotniczym — przeprowadził analizę materiałów zgłoszonych przez jedenaście ośrodków tej branży. Charakterystykę ankiety zamieściliśmy już poprzednio na łamach TL i A.

Odsyłając zainteresowanych do sierpniowych „Konfrontacji”, nadmienimy jedynie, że — według wyników ankiety — górną pułap potrzeb personalnych dla przemysłu lotniczego w 1975 r. — wynosi: 1300 inżynierów lotniczych oraz tylu techników tej branży. Ponadto ankieta wykazała, że oprócz zapotrzebowania na inżynierów — absolwentów dziennych studiów lotniczych, występuje duże zapotrzebowanie na — przeszkolonych lotniczo—inżynierów innych specjalności. Stąd rodzi się postulat zorganizowania — na czas pewien — podyplomowego studium lotniczego przy większych przedsiębiorstwach lotniczych.

Ponadto dla złagodzenia deficytu sił fachowych, powinien się znaleźć — czy to sposób, czy to bodziec — zdolny przywrócić przemysłowi lotniczemu licznych specjalistów, rozczarowanych lub dotychczas zbędnych w polskiej rzeczywistości lotniczej.

Z.

PRENUMERATĘ

TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT WARSZAWA, ul. Mazowiecka 12

telefon 26-80-16