

TECHNIKA

1971

9

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Zagadnieniem problemowym dla Zarządu naszej Sekcji stało się zapewnienie niezbędnej frekwencji na zebraniach Zarządu. Sprawa jest ważna nie tylko dla zachowania reprezentatywności Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP dla wszystkich ośrodków lotniczych w Polsce, lecz również z uwagi na konieczność przenoszenia w teren też z prowadzonych dyskusji lub podjętych decyzji.

Tymczasem — czy to z powodu trudności w uzyskaniu delegacji, czy wskutek nasilenia prac lotniczych w przedsiębiorstwach i instytucjach lotniczych — od szeregu miesięcy Zarząd Główny Sekcji Lotniczej odbywa swe posiedzenia w niewielkim składzie, odczuwając boleśnie brak przedstawicieli oddziałów wojewódzkich Sekcji.

W związku z tym ponawiamy apel Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP do oddziałów Sekcji:

- współpracujcie systematycznie w działaniach kierownictwa Sekcji
- delegujcie Waszych przedstawicieli na posiedzenia jej Zarządu Głównego.

Dotychczas co miesiąc odbywają się zebrania Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP bądź w Warszawie, bądź jako sesje wyjazdowe w terenie, co pół roku zwolęwane są posiedzenia wspólne z Sekcją Główną Komunikacji Lotniczej SITK.

Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu wystąpił z propozycją, aby zebrania odbywały się

co miesiąc w Warszawie w formie narad prezydium, zaś co pewien okres czasu w terenie — jako posiedzenia plenarne.

Zarząd Sekcji Lotniczej zwrócił się do lotniczych środowisk simpowskich z prośbą o rozważenie propozycji kolegów z Poznania i poinformowanie w pilnym trybie o zajętych stanowisku.

Oddział Sekcji Lotniczej w Poznaniu uzyskał drugą lokatę w konkursie ogłoszonym przez Oddział Wojewódzki SIMP na najlepiej pracującą sekcję. Jest to zaszczytne wyróżnienie nie tylko z uwagi na cenne inicjatywy i ruchliwość tamtejszego środowiska lotniczego, lecz również uwzględniając działalność konkurencyjną 19 sekcji poznańskiego OW SIMP.

Sekcja Lotnicza SIMP w Poznaniu zorganizowała na wiosnę dwie narady naukowo-techniczne. W marcu nt. roli samokształcenia w podnoszeniu kwalifikacji kadr technicznych. Celem narady było przedyskutowanie problemów samokształcenia personelu inżyniersko-technicznego oraz możliwości programowego współdziałania w tym zakresie w jednostkach wojsk lotniczych: wojskowych kół zakładowych, kół wiedzy wojskowej i garnizonowych klubów oficerskich.

Na naradzie zostały ogłoszone następujące referaty:

Nowe formy samokształcenia, Upowszechnienie wiedzy technicznej,

Kształt kultury technicznej, Rewolucja naukowo-techniczna i jej wpływ na rozwój myśli wojskowej.

W naradzie wzięło udział 76 uczestników. Podczas narady zorganizowano wystawę prac nagrodzonych i wyróżnionych w konkursie na rysunek o tematyce lotniczej i astronautycznej.

W kwietniu odbyła się narada nt. intensyfikacji procesu naprawy aparatury pomiarowej sprzętu lotniczego, w czasie której wygłoszono referat wprowadzający do dyskusji pt. *Aktualne problemy technologiczne i organizacyjne w naprawie aparatury pomiarowej sprzętu lotniczego.*

Celem narady (która zgromadziła 21 uczestników) była wymiana poglądów, przedyskutowanie problemów, wreszcie opracowanie wniosków dotyczących przedsięwzięć dla intensyfikacji procesu naprawy aparatury pomiarowej. W dyskusji wysunięto i omówiono propozycje mogące zagwarantować niezbędną intensyfikację cyklu remontów aparatury.

Wniosek skierowano do Dowództwa Wojsk Lotniczych.

Staraniem Oddziału Poznańskiego naszej Sekcji odbyły się w ostatnich miesiącach cztery ekspozycje lotniczych i astronautycznych rysunków dziecięcych oraz pokaz sprzętu lotniczego dla maturzystów.

Sekcja Lotnicza w Poznaniu objęła opieką miejscowy Aeroklub. Członkowie Sekcji sprawdzają urządzenia elektryczno-elektroniczne sprzętu latającego, gromadzą i przekazują Aeroklubowi literaturę techniczną oraz służą jego członkom fachową pomocą.

VERITAS VINCIT

Dziś — gdy pomysły o likwidacji przemysłu lotniczego zostały wyrzucane za burtę Gospodarki Narodowej i gruntuje się rozwój lotnictwa w Polsce — jakże śmiesznie i fałszywie brzmią słowa koniunkturalnych redaktorów i pseudoekonomistów.

Prawda zwyciężyła. Prawda dotarła do właściwych osób oraz instytucji i utorowała drogę — powrotu do polskiej tradycji lotniczych. I nikt już nie chwali za Eugeniuszem Michalukiem „Nowego oblicza WSK Okęcie”, nikogo już nie cieszy wykonany „Pierwszy krok z chmur” do samolotowych hangarów Kombinatu Narzędzi Pomiarowych i Tnących „Ponar-FWP”. Bo już chyba w Polsce wszyscy wiedzą, że to był kosztowny „faux

pas” (jak mówią Francuzi) — ta „nowa strategia i polityka gospodarcza oparta na rzeczowej kalkulacji i prawidłowym rachunku ekonomicznym” — z 1970 roku i lat poprzednich.

Jednak myli się wierny kombatanł branży lotniczej w Polsce profesor Jerzy Eukowski, gdy podaje na łamach „Przeglądu Technicznego”, że w ubiegłym roku zostały opublikowane tylko dwa głosy za przemysłem polskim, w organie Ogólnopolskiego Komitetu Pokoju. Myli się, bo przecież:

● nasz miesięcznik otworzył w 1970 r. dwie nowe rubryki „Myśli i wypowiedzi na temat przemysłu lotniczego” oraz „Trybunę Lotników” — właśnie dla obrony przemysłu przed zakusami likwidacyjnymi — i począwszy od n-ru 7/70, chyba w każdym zeszyście, kilka

materiałów redakcyjnych poświęcał temu zagadnieniu.

● prof. J. Eukowski polemizował z red. Rolicim na łamach „Kultury” w maju 1970 r..

● red. A. Mroczek wypowiedział się rzeczowo za przemysłem lotniczym w WTK w czerwcu 1970 r..

● red. A. Mroczek naświetlił sprawę kadr lotniczych dla przemysłu na łamach „Słowa Powszechnego” w lipcu 1970 r.

I pomyślmy! Tak słabymi siłami odniesiony został niewspółmiernie wielki sukces strategiczny. Sukces, któremu patronowały trzy muzy postępu: Idea, Prawda i Ekonomia.

*) Patrz „Życie Warszawy” 1970 z 20 maja.

W. Zaremba

W NASTĘPNYM NUMERZE

historię rozwoju rosyjskiego przemysłu lotniczego przedstawia J. Babiejczuk: początki przemysłu obejmujące okres od 1909 do 1917, jego dalszy rozwój do roku 1941, a następnie rozwój i osiągnięcia prze-

mysłu radzieckiego po wojnie. W dalszej części artykułu omówiona jest praca różnych wytwórni samolotów.

O wynikach badań różnych warstw pionowych próbki gruntu Księżyca

dostarczonej przez „Łunę” 16 pisze A. Marks.

Ekonomiczne problemy lotnictwa sanitarnego omawia B. Kalestyński,

dok. na str. 37

Adres Redakcji:

Warszawa, ul. Czackiego 3/5

Tel. 27-70-09

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH
NOT

Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

| | Str. |
|--|----------|
| J. Babiejczuk, B. Dostatni: Budować samoloty czy nie? | 1 |
| M. Mielezarska: Nowe państwa kosmiczne . | 4 |
| K. Gilewski: Kształt samolotu naddźwiękowego | 7 |
| H. Oltarzewski: Metoda określania własności tworzyw zbrojonych włóknami na podstawie własności materiałów wyjściowych (część II) . | 11 |
| E. Gruszczyński, E. Sychowicz: Uszkodzenia części lotniczych przez korozję . | 16 |
| J. Chojnacki: Kształtowanie lotnisk polskich w latach 1918—1939. Część druga. Zaplecze techniczne, hangary | 21 |
| T. Kostia: Wspomnienie poświęcone społecznej działalności inżynierów i techników polskiego lotnictwa | 26 |
| Wyniki prac nad wysoko obciążonymi promieniowymi sprężarkami i turbinami — W. K. . | 29 |
| NOWOŚCI TECHNICZNE | 31 |
| Szczepan Jan Grzeszczyk — J. Kędziński | 36 |
| Rozmowa z dyrektorem przedstawicielstwa Air India — M. Klara Szurmak i B. Dostatni | 38 |
| KRONIKA | 40 |
| Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP | II okł. |
| Veritas vincit | II okł. |
| W CZERWCU 1971 W KOSMOSIE | III okł. |
| KRONIKA SPRAW KOSMICZNYCH | III okł. |
| LOTNICZE PORTY ŚWIATA | |
| Melbourne Tullamarine | IV okł. |

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOTWarszawa
Czackiego 3/5**Redaktor naczelny**
mgr inż. Stefan Sulikowski**Sekretarz Redakcji:**
M. Klara Szurmak**Redaktorzy działów:**
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędzinowski,
mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lassota,
inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba**Korespondenci terenowi:**
mgr inż. A. Hadrawa, inż. H. Misiak, mgr
inż. S. Orczykowski**Rada Programowa**
prof. dr inż. W. Fiszdun, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. E. Kołodziński, mgr
M. Kowieski, red. Jerzy 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. WilanowskiZakład Kolportażu WCT NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12,
tel. 26-80-16

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. Nr 2, W-wa. Zem., 445/1971 L 56

Nakład 1700 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 x 80

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144

Новое космическое государство

В 1970 г. Япония и Китайская Народная Республика ввели на орбиту Земли искусственные спутники при помощи своих ракет. Попытка выстрелить английский спутник "Орба" посредством ракеты "Блек Эррор" окончилась неудачей. В статье описаны космические мероприятия Японии и Великобритании, а также представлены их намерения на ближайшее будущее.

OETARZEWSKI H.

678.029.5

Метод определения свойств материалов, армированных волокнами, на основе свойств исходных материалов

В статье (первая часть, которой была опубликована в № 6/71) описан метод теоретического расчета постоянных упругих основного слоя на базе выделенного элемента тел и вытекающая отсюда редуцированная модель. На основе полученных результатов приведен метод определения постоянных упругих многослойных систем с учетом существующих методов их расчета.

GRUSZCZYŃSKI E., SYCHOWICZ E.

629.7.02/06.004.16:620.193

Повреждение авиационных деталей вследствие коррозии во время эксплуатации

вследствие коррозии. Обсуждены результаты коррозии вследствие трения, газовой и межкристаллической. В статье описаны примеры износа авиационных деталей

CHOJNACKI J.

656.71(436)

Польские аэродромы в период 1918—1939 гг. Вторая часть. Техническая база, ангары

В статье представлены основные черты развития пространственной системы технической и интендантской базы аэродромов, а также подвергнуты критическому анализу отечественные концепции. Особое внимание обращено на оборонительные и функциональные аспекты.

INŻYNIEROWIE I TECHNICY

interesujący się radioelektroniką i telekomunikacją, a mianowicie: urządzeniami elektronicznymi i teletechnicznymi, systemami telekomunikacyjnymi, radiofonią i telewizją, transmisją danych, elektroniczną techniką pomiarową oraz elektronicznymi zespołami automatyki i informatyki, znajdą aktualne materiały w tym zakresie w miesięczniku PRZEGLĄD TELEKOMUNIKACYJNY (Elektronika — Teletechnika — Radio — Telewizja).

Oprócz publikacji artykułów naukowo-technicznych czasopismo prowadzi następujące działy:

- Przegląd wydawnictw
- Wiadomości z kraju i ze świata
- Wynalazczość — patenty
- Z kroniki przemysłowej
- Z kroniki łączności
- Z annałów telekomunikacji
- Konferencje — wystawy — targi
- Z życia stowarzyszeniowego

Prenumeratę PRZEGLĄDU TELEKOMUNIKACYJNEGO (roczną — 144 zł, półroczną — 72 zł, kwartalną — 38 zł), jak również sprzedaż zeszytów pojedynczych, bieżących i archiwalnych, prowadzi ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT — Warszawa, ul. Mazowiecka 12, konto PKO nr 1-9-121697, tel. 26-80-16. Członkowie snt NOT, nauczyciele i studenci korzystają z prenumeraty ulgowej (rabat 33%). W tym celu na odwrocie blankietu PKO należy podać numer legitymacji.

Adres redakcji: Warszawa, ul. Barbary 2, tel. 28-71-70.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVI WRZESIEŃ 1971

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

9

JANUSZ BABIEJCZUK
BRONISŁAW DOSTATNI

BUDOWAĆ SAMOLOTY CZY NIE?...

Rok 1971 zapowiadał się dla specjalistów lotnictwa wyjątkowo korzystnie. Po latach niedostrzegania, a nawet prób likwidacji tak ważnej gałęzi przemysłu, mieliśmy nadzieję, że wreszcie. Ażebymy nie być gołosłownym, zacytujemy wypowiedź zamieszczoną w „Technice Lotniczej i Astronautycznej” 1971 nr 3: „Lotnictwo... Dla nas i dla dziesiątków tysięcy przyjaciół tej dziedziny — słowo to działa emocjonalnie. Pragnęlibyśmy gorąco, żeby się lotnictwo w Polsce rozwijało nowoczesnie, żeby — jak wszędzie na świecie, na Wschodzie i Zachodzie — również i w naszym kraju stanowiło stymulator postępu w wielu dziedzinach techniki... Dziś — po VII i VIII Plenum KC PZPR — gdy slogany wyrzuca się na śmietnik i rewiduje oportunistyczne teorie — również w myśleniu o lotnictwie czeka nas usuwanie tego co było złe i nieprawidłowe”.

Nowe nadzieje i fakty dotarły do świadomości tysięcy specjalistów lotniczych rozproszonych w różnych gałęziach przemysłu. Będziemy mieć przemysł lotniczy na miarę naszych możliwości. Do tej pory nie potrafiono opracować bowiem konkretnego programu produkcji lotniczej, a nawet doprowadzono do poważnego jej ograniczenia.

I oto kiedy nadzieje zdawały się być już rzeczywistością, znajdujemy na łamach poważnego tygodnika gospodarczego „Życie Gospodarcze” 1971 nr 18 z dn. 2.V. duży znak zapytania: *Budować samoloty czy...?* Jak wynika z tytułu artykułu, raczej nie. Otóż mimo licznych uzasadnień przeprowadzonych w ostatnim okresie, znów mamy kolejny głos stawiający pod znakiem zapytania produkcję lotniczą. Stwierdzenia zawarte w artykule Jerzego Dziecińskiego są co prawda niedwuznaczne — jednak fakt został odnotowany, a to już budzi niepokój.

Przypomnijmy sceptykom, że lotnictwo wyznacza postęp techniczny, a kto posiada ten przemysł, na pewno eksportuje doskonale wyroby również wielu innych branż. Sprzęt lotniczy musi być zawsze najwyższej jakości. Samoloty latają coraz szybciej, są coraz większe, stwarza to więc konieczność nieustannych poszukiwań. Wysokie wymagania stawiane lotnictwu stają się stymulatorem wielu nowych rozwiązań technicznych i technologicznych mających niejednokrotnie zastosowanie w dziedzinach nie będących w żadnym związku z lotnictwem.

Ostatnio jednak na łamach prasy dominują dwa tematy: wszystko dla potrzeb rynku, a więc maksymalizacja produkcji artykułów w grupie B, i temat „świński”. Absolutnie słusznie, wszyscy bowiem jesteśmy zjadaczami chleba, wszyscy chcemy mieć pralki i lodówki. Ale obok tych tematów dominują jeszcze inne głosy, nawołujące do maksymalizacji produkcji eksportowej. I w tym miejscu możemy zapoczątkować polemikę z Jerzym Dziecińskim. Przy tym nie wnikamy w sytuację organizacyjną Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego „Delta”. Nie interesuje nas, jak kształtuje się współczynnik zmienności czy wreszcie wąskie gardła tego Zjednoczenia. Interesuje nas miejsce produkcji lotniczej w gospodarce narodowej, korzyści z tego tytułu płynące i, jak już poprzednio odnotowano, oddziaływanie produkcji lotniczej na inne gałęzie przemysłu.

Ażebymy jednak czytelnika utwierdzić w przekonaniu, że nawet przy naszej skromnej produkcji samoloty opłaca się wyrabiać, zacytujemy fragment artykułu wspomnianego autora: „Udział produkcji lotniczej w całości produkcji Zjednoczenia Przemysłu Lotni-

czego i Silnikowego w 1970 r. wynosił 41,5% (biorąc wartościowo). Dla porównania: branża silników spalinowych dostarczała w tymże roku 33,6% całości produkcji (w tym silniki wysokoprężne 31,8%), branża hydrauliki siłowej 3,5% ogółu produkcji, chłodnicza 3%, motocyklowa 4,9%.

Zestawmy te dane z wynikami działalności eksportowej. Eksport ogółem Zjednoczenia „Delta” w 1970 r. wyniósł 586,2 mln złotych dewizowych. Branża lotnicza partycypowała w nim w 75,7%, branża silników spalinowych w 19,4%, urządzeń chłodniczych — 1,9%, hydrauliki siłowej 0,1% itd.”.

Jak jednak autor dalej stwierdza, nakłady na branżę lotniczą wg pierwotnego planu 1971—1975 miały wynieść aż 1,7% całości środków przyznanych „Delcie”. Do takiego przydziału środków Zjednoczenie wносиło jakoby poważne zastrzeżenia. Ażeby jednak wytworzyć czytelnikowi pełen obraz, zacytujemy jeszcze autora: „Odpowiedź na pytanie: co będzie dalej z produkcją lotniczą? (przy czym przez słowo „dalej” rozumiem zarówno najbliższe lata, jak i perspektywę) — jest o tyle istotna, że decyduje nie tylko o tej produkcji i związanych z nią możliwościach, ale również określa oblicze pozostałych branż w Zjednoczeniu „Delta”. Szerzej zaś rzecz traktując, ma ważne znaczenie dla postępu produkcji maszyn i urządzeń mechanicznych w ogóle, jako że nie ulega kwestii, iż produkcja lotnicza zmusza w zakresie jakości do równania do poziomu najwyższego. Jest to po prostu warunek użytkowania sprzętu lotniczego.

Trudność rozstrzygnięcia o przyszłości produkcji lotniczej polega na tym, że istnieje rozbieżność między potrzebami tej branży a potrzebami ogólnospołecznymi: konsumenci żądają towarów, budżet państwa odczuwa niedostatek walut wolnowymienialnych, rolnictwu potrzebne są chłodnie. Innymi słowami potrzebna jest przede wszystkim produkcja na rynek wewnętrzny i eksport na rynki wolnodewizowe. Zda się nie ulegać wątpliwości, że Zjednoczenie „Delta” jako producent urządzeń chłodniczych, decydujących w pewnych okresach o zdyskontowaniu wysiłków i nakładów wyłożonych na rozwój hodowli i rybołówstwa, będzie musiało rozważyć sprawę skoordynowania swego rozwoju z przemysłem rolno-spożywczym”.

Trudno nam zrozumieć autora. Z jednej strony twierdzi, a nawet jest w pełni przekonany, że lotnictwo to postęp, to równanie do poziomu najwyższego, z drugiej strony nie jest to wg niego artykuł „strategiczny”. „Strategiczny” oczywiście w sensie hierarchii potrzeb, a nie dosłownym. Sądzymy więc, że przy tego rodzaju interpretacji pojęć, jeśli Zjednoczenie „Delta” nie zaspokoi oczekiwanych potrzeb (chłodnie itp.), to może kolejno Zjednoczenie Przemysłu Okrętowego stanie się przedmiotem ataków, bo przecież też nie produkuje bezpośrednio na rynek, a jego głównym odbiorcą jest również Związek Radziecki, a więc i w tym przypadku nie chodzi o waluty wolnowymienialne. Bardzo trudno odgadnąć intencje autora. Z wywodów jego wynika, że nawet ta skromna produkcja lotnicza jest wysokoopłacalna. Problem jednak jest złożony i dlatego odwołujemy się do wypowiedzi inż. Kazimierza Brejniaka — dyrektora technicznego Zjednoczenia „Delta”:

„W ujęciu wartościowym eksport z naszych zakładów w całym roku 1971 przekroczy kwotę 635 milio-

nów złotych dewizowych. Taka wielkość eksportu stawia nasz przemysł w rzędzie najpoważniejszych eksporterów w resorcie przemysłu maszynowego.

Podstawowa grupa eksportowanych wyrobów wynika niejako z nazwy naszego przemysłu — jest to sprzęt lotniczy oraz silniki wysokoprężne. Przez określenie sprzęt lotniczy należy rozumieć samoloty, śmigłowce, silniki lotnicze i szybowce. Aktualnie najpoważniejszą pozycję eksportową stanowią samoloty An-2 oraz śmigłowce Mi-2 z napędem turbinowym.

Podkreślić trzeba, że równoległe z eksportem wyrobów finalnych przedmiotem eksportu są również części zamienne i zespoły, niezbędne dla zapewnienia ciągłości eksploatowanego sprzętu oraz działalności baz remontowych użytkowników zagranicznych, m. in. w postaci agregatów płatowcowych, silnikowych i osprzętu. Wartość eksportowanych części zamiennych i zespołów często przekracza 30% wartości eksportowanych wyrobów finalnych...”

Tyle wypowiedź oficjalna. Okazuje się, że mimo skomplikowanej nazwy, jaką nosi Zjednoczenie, produkcja lotnicza jest w nim złotym jajkiem. Jest nim, pomimo tego, że właśnie w zakresie produkcji lotniczej dzieje się najmniej. Od lat te same typy samolotów, nieco lepiej z szybowcami. Gdyby podobna sytuacja miała miejsce w innych gałęziach przemysłu — eksport znalazłby się pod znakiem zapytania.

W czołowych firmach lotniczych świata przeznaczają się ogromne pieniądze na badania. Badania te podzielone są na określone grupy. Te, których efekty potrzebne są już na dzisiaj otrzymują największe środki. Druga grupa to produkcja w najbliższych latach, trzecia — perspektywa dwudziestu lat i wreszcie czwarta — to co dzieć się będzie po 20 latach. Tak więc, by zapewnić nowoczesność produkcji lotniczej, wybiega się myślą i działaniem na wiele lat. Co natomiast dzieje się w tej dziedzinie u nas? Raczej bardzo mało. Zadowoleni jesteśmy, że wyprodukowaliśmy 5000 samolotów An-2, a co z jego następcą? Przecież samolot tej klasy, o wszechstronnym zastosowaniu ma wręcz nieograniczone możliwości produkcji i zbytu.

Ustalenie programu produkcji i specjalizacji jest niezwykle istotne. Choćby dlatego, że panuje u nas pod tym względem duże pomieszanie pojęć. Nawet u tych, którzy występują jako obrońcy i rzecznicy przemysłu lotniczego. Cóż dopiero mówić o niechętnych.

Red. Dzieciołowski stwierdza, „że bilans obrotów (eksport-import) Zjednoczenia „Delta” z krajami socjalistycznymi jest rzeczywiście bardzo dodatni, ale nie należy zapominać, że jednocześnie saldo w handlu z krajami kapitalistycznymi jest zdecydowanie ujemne i ma tendencje pogarszania się”.

Trudno w tym miejscu rozumieć czy chodzi o bilans wynikający z całokształtu obrotów naszego handlu zagranicznego, czy też chodzi tylko o sprzęt lotniczy. Bo przecież wiadomo, że import samolotów ze strefy dolarowej nie istnieje u nas, eksport natomiast, tak. W tej sytuacji produkcja lotnicza jedynie przysparza nam tak bardzo pożądaną przez Autora i „Życie Gospodarcze” dolarów.

Dalej red. Dzieciołowski pisze, że „do wysokoopłacalnych w eksporcie wyrobów należały w roku 1970 silniki wysokoprężne „Wola”, aparatura paliwowa, schładzalniki mleka, hydraulika siłowa. a przede

wszystkim części zamienne do wszystkich rodzajów asortymentów”.

Skąd więc bierze się tak wysoki udział branży lotniczej, wynoszący aż 75,7% eksportu Zjednoczenia „Delta”? Podkreślmy, że właśnie w tej branży aż 30% stanowią właśnie części zamienne.

Coraz mniej rozumiemy o co chodzi autorowi. Treść artykułu trzeba czytać kilkakrotnie, by w końcu nic nie rozumieć. Zacytujemy już ostatnie stwierdzenie: „zysk z części produkcji lotniczej jest minimalny, co nietrudno stwierdzić, porównując wskaźniki opłacalności dewizowej eksportu z tzw. kursami granicznymi”.

Nie opłaca się eksport branży lotniczej, opłaca się natomiast eksport silników wysokoprężnych i śmigłozdźciarek. Ciekawe? Bardzo. Bo może ktoś nam odpowie, na ile silników wysokoprężnych są w tym roku zamówienia zagraniczne? A poza tym nieporozumieniem jest rzekoma trudność z eksportem lotniczym do strefy dolarowej, bo przecież w istocie w przeciągu ostatnich 20 lat do tej właśnie strefy przede wszystkim sprzedawaliśmy nasze szybowce (natomiast nie splamiliśmy się ich importem). I co więcej, zamówień i z krajów zachodnich mamy więcej niż możemy zrealizować.

Stać nas na produkowanie wielu typów sprzętu lotniczego. Aktualnie jesteśmy jednym z niewielu na świecie wielkoseryjnych producentów śmigłowców, należy więc zrobić wszystko, by w tej dziedzinie nie tylko utrzymać swą pozycję, ale nawet ją poprawić. W tym celu trzeba, niezależnie od kontynuowania dotychczasowej produkcji wielozadaniowych, dwusilnikowych, 8-osobowych śmigłowców turbinowych Mi-2, pracować nad własną konstrukcją następcy Mi-2, silnikiem dla niego, a także mniejszym, jednosilnikowym śmigłowcem, bo na ten typ istnieje również ogromne zapotrzebowanie na świecie.

Produkujemy także dużo samolotów wielozadaniowych i rolniczych An-2, jednak już od dawna należało myśleć o nowym samolocie rolniczym o udźwigu ok. 2000 kg. Doświadczenie polskich konstruktorów w tej dziedzinie jest wystarczające, by nie dać się zdystansować konkurentom. Tym bardziej że nasi konstruktorzy nie zasypiali gruszek w popiele, mają już pewne prace poza sobą.

Trudno w tym miejscu przytoczyć wszystkie argumenty uzasadniające nie tylko konieczność istnienia, ale także intensyfikacji produkcji przemysłu lotniczego. Jest rzeczą zupełnie zrozumiałą, że ani przemysł lotniczy, ani stoczniowy nie dają bezpośrednio odczuć swojej roli na rynku. Jest to rzecz zupełnie jasna. Nie trzeba nawet zmysłu ekonomicznego, ażeby zrozumieć, że przecież nie prowadzimy gospodarki zamkniętej. Chcemy wychodzić na rynki światowe, oczywiście znacznie trudniej byłoby to zrealizować, gdyby przedmiotem eksportu były pługi czy sekatory. Samolot jest chyba wytworem doskonalszym, gdyż najwięcej tu sprzedajemy pracy ludzkiej i wiedzy, a mało surowców, których notabene w nadmiarze nie mamy.

Nie wiemy, dlaczego autor artykułu w „Życiu Gospodarczym” podkreśla, że bilans obrotów z krajami socjalistycznymi jest wysoce dodatni. W tej sytuacji, ponieważ treść artykułu dotyczy produkcji lotniczej, należy rozumieć — że nie należy eksportować samolotów.

Tymczasem nasz główny odbiorca to przecież Związek Radziecki, największy nasz kontrahent w handlu zagranicznym, który poza tym umożliwia nam wydłużanie serii produkcyjnych. Skąd więc to lekceważenie naszej produkcji na ten rynek, a przecenianie rzekomych korzyści z jednostkowej sprzedaży wyrobów na rynki dolarowe? Mania prześladowcza, za-fascynowanie dolarem, uporczywe niedostrzeżenie rzeczywistości?

Przecież to oczywiste, że chociażby zwiększone dostawy zboża ze Związku Radzieckiego wymagać będą również wzrostu naszego eksportu. A inne wyroby konsumpcyjne? W ten sposób samolot i śmigłowiec pośrednio przyczyni się właśnie do zaopatrzenia rynku!

Jest rzeczą zupełnie zrozumiałą, że producenci samolotów przechodzą aktualnie na świecie poważny kryzys. Wiemy, jak wielki wstrząs przeżyli mieszkańcy Seattle, kiedy ważyły się losy amerykańskiego samolotu SST. W mieście tym głównym źródłem utrzymania ludności jest produkcja lotnicza. Koncern Boeing systematycznie od pewnego czasu ogranicza tu zatrudnienie. To jednak nam nie grozi, właśnie m. in. dzięki stałym i dużym zamówieniom radzieckim.

Nam nie grozi podobna sytuacja jak w przemyśle lotniczym USA, choćby dlatego, że nie jesteśmy nastawieni głównie na produkcję wojskową. Nasze bogate tradycje, z dużą rzeszą specjalistów, to silne atuty, które powinny nas uchronić przed zdystansowaniem przez producentów lotniczych wchodzących dopiero na rynki światowe.

Pisaliśmy już o tym na łamach „Życia Warszawy”, iż obok produkcji samolotów, śmigłowców i szybowców i mamy i możemy mieć niezłe dochody także z eksportu usług agrolotniczych. Podkreślmy, że ten rodzaj usług może również stanowić istotny wkład w intensyfikację naszego rolnictwa. To co dzieje się aktualnie w tej dziedzinie, niewarte jest nawet za-sygnalizowania. NRD wykonuje prace agrolotnicze czterokrotnie większe od nas, podobnie Czechosłowacja.

Polski przemysł lotniczy i tak poniósł już poważne straty. Mieliśmy nadzieje, że będzie lepiej, tymczasem rodzą się nowi jego pogrobowcy. Trudno zrozumieć ich intencje. Choć skutki takiej nieodpowiedzialnej działalności są jednak wymierne również w złotych. Tak jak np. straty wynikające z błędnych decyzji zakupu licencji niektórych silników wysokoprężnych czy przekształcenia WSK-Okęcie z wytwórni samolotów na producenta prostych elementów narzędzi. Red. Dzięciołowski postulować produkcji sekatorów już nie mógł, bo temat to dostatecznie ośmieszony, ale zaproponował... lodówki i chłodnie. Śmieszne to w końcu i żalodne. „Życie Gospodarcze” to nie „Miś” i powinno orientować się w skali produkcji samolotów oraz śmigłowców i ... chłodni. Przecież nawet gdyby jeszcze zwiększono dla zaspokojenia rosnących potrzeb kraju produkcję lodówek, to i tak byłaby to jedynie produkcja uboczna ZPLiS „Delta”. Tak jak mimo kilkuset tysięcy produkowanych rocznie w WSK — Świdnik motocykli, jest to w tej wytwórni niewielki tylko wydział. Może z tego nie zdawać sobie sprawy laik, ale publicysta ekonomiczny? O co tu więc chodzi?

NOWE PAŃSTWA KOSMICZNE

Przez długi okres czasu Związek Radziecki i Stany Zjednoczone AP były jedynymi państwami, które mogły wprowadzać sztuczne satelity na orbity wokółziemskie za pomocą własnych rakiet.

Monopol ten został przelamany przez Francję w połowie lat sześćdziesiątych, a w 1970 r. do państw kosmicznych* przyłączyły się Japonia i Chiny.

11 lutego 1970 r. Japonia umieściła na orbicie Ziemi własnego satelitę za pomocą rakiety „Lambda”-4S.

W dwa miesiące później, 24 kwietnia 1970 r. Chińska Republika Ludowa wprowadziła na orbitę Ziemi satelitę o ciężarze 173 kg. Start chińskiej rakiety nośnej nastąpił z bazy Shuang Chang Tsu położonej w północno-zachodniej części terytorium Chin. Satelita przekazywał na Ziemię dane telemetryczne przerywane nadawaniem melodii rewolucyjnej pieśni „Wschód jest czerwony”. Nie podano żadnych szczegółowych danych dotyczących budowy rakiety i satelity.

We wrześniu 1970 r. Wielka Brytania** przeprowadziła pierwszą próbę wystrzelenia satelity „Orba” za pomocą rakiety „Black Arrow”. Z powodu wadliwego działania drugiego stopnia rakiety satelita nie został umieszczony na orbicie Ziemi. Następny start brytyjskiej rakiety nośnej przewidziany jest na rok 1971.

Japoński program kosmiczny

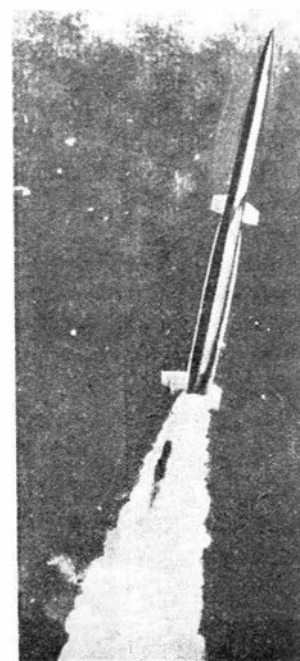
W połowie lat pięćdziesiątych uczeni japońscy rozpoczęli wiele doświadczeń raketowych. Początkowo budowano i wypróbowywano małe raketki „Pencil”, kształtem i wielkością przypominające ołówki. Następnie przystąpiono do budowy serii rakiet „Kappa”. W 1958 r. dwustopniowa raketa „Kappa”6 osiągnęła wysokość 65 km, wykonując pomiary prędkości wiatru, temperatury, ciśnienia i natężenia promieniowania kosmicznego. W 1960 r. zostaje powołany Narodowy Ośrodek Naukowy (obecnie Komitet), który od tej chwili koordynuje japońskie badania kosmiczne. W rok później raketa „Kappa”91 osiąga wysokość 400 km. W lipcu 1964 r. meteorologiczne rakiety MT-135, zbudowane wspólnie przez Uniwersytet To-

W roku 1970 Japonia i Chińska Republika Ludowa wprowadziły na orbitę Ziemi sztuczne satelity za pomocą swoich rakiet. Próba wystrzelenia brytyjskiego satelity „Orba” za pomocą rakiety „Black Arrow” nie powiodła się. Artykuł omawia ostatnie poczynania kosmiczne Japonii i Wielkiej Brytanii oraz przedstawia ich zamierzenia na najbliższą przyszłość.

kijski i Japońską Agencję Meteorologiczną, wykonują serię pomiarów temperatury i profilu wiatrów do wysokości 65 km. Dużym osiągnięciem było wystrzelenie w tym samym roku rakiety „Lambda”3, która w ciągu 18,5-minutowego lotu osiągnęła wysokość 1100 km.

Od września 1966 r. uczeni japońscy podejmowali czterokrotnie próby wystrzelenia sztucznego satelity. Raketami nośnymi były czterostopniowe rakiety „Lambda”4S (L-4S) i M-4S. Dopiero w lutym 1970 r. niekierowana raketa L-4S wprowadziła na orbitę Ziemi pierwszego japońskiego satelitę. Satelita ten, o nazwie „Osumi”, był w zasadzie bogato wyposażonym ostatnim stopniem rakiety i ważył (wraz z ostatnim stopniem) około 25 kg. Główne urządzenia satelity przeznaczone były do śledzenia jego ruchu przez dwie naziemne stacje śledzące.

Start rakiety „Lambda”4S nastąpił z wyrzutni Uchinoura w Ośrodku Kosmicznym Kagoshima na wyspie Kyushu w południowej Japonii. Raketa L-4S, o wysokości 16 m i ciągu startowym 40 000 kg, wprowadziła satelitę na eliptyczną orbitę o perigeum 450 km i apogeum 2700 km. Wskutek nadmiernego podgrzania aparatury naukowej, spowodowanego powolnym spalaniem paliwa w ostatnim stopniu raki-



1. Start czterostopniowej rakiety „Lambda”4S z pierwszym japońskim satelitą „Osumi”

* Wiele państw umieściło swoje satelity Ziemi na orbitach za pomocą rakiet amerykańskich i francuskich

** Wielka Brytania wystrzeliła kilka satelitów za pomocą rakiet amerykańskich

ty. satelita przerwał nadawanie sygnałów po kilkunastu godzinach pracy.

W rok później, w lutym 1971 r., naukowcom japońskim udało się wprowadzić na orbitę Ziemi cięższego i udoskonalonego satelitę technicznego o ciężarze 62 kG. Wystrzelono go za pomocą rakiety nośnej M-4S o ciągu startowym 85 000 kG. Do końca 1973 r. Japonia planuje wystrzelenie pięciu podobnych satelitów. Satelity z tej serii, zaprojektowane do badania wysokich warstw atmosfery, będą wykorzystane do pomiarów gęstości plazmy, energii elektronów, protonów i promieniowania kosmicznego w pasie od 400 do 500 km, oraz do badania aktywności słonecznej. W chwili obecnej Japonia opracowała ambitny plan badań kosmicznych. Przewidywana jest budowa dwóch nowych typów rakiet nośnych. Rakietę Q, która ma być używana od 1972 r., będzie mogła umieszczać na orbicie satelity o ciężarze do 300 kG. Trzeci stopień tej rakiety będzie napędzany aerozyną i czterotlenkiem azotu, a pozostałe stopnie (pierwszy, drugi i czwarty) stałym materiałem pędym. W 1974 roku zostanie wprowadzona udoskonalona rakietę N, za pomocą której Japończycy mają zamiar wystrzeliwać własne satelity stacjonarne. Obecnie analizuje się dwa warianty tej rakiety. Pierwszy przewiduje budowę pierwszego stopnia z wiązki trzech stopni startowych rakiety Q. W drugim rozważana jest możliwość budowy stopnia startowego o średnicy 2,3 m.

Uczeni japońscy planują wystrzelenie za pomocą rakiet Q i N czterech typów satelitów użytkowych. Będą to satelity telekomunikacyjne, geodezyjne, meteorologiczne i nawigacyjne. Satelity telekomunikacyjne mają być użyte wyłącznie dla potrzeb krajowych. Budowę satelitów nawigacyjnych i meteorologicznych kieruje Ministerstwo Transportu. Satelity te mają umożliwić optymalne sterowanie dużą dalekomorską flotą Japonii.

Jeśli obecne japońskie plany kosmiczne będą realizowane bez większych niepowodzeń, to w niedalekiej przyszłości Japonia może się stać trzecim, po Związku Radzieckim i Stanach Zjednoczonych, mocarstwem kosmicznym.

Kosmiczne zamierzenia Wielkiej Brytanii

Od kilku lat Wielka Brytania planuje wysłanie na orbitę Ziemi sztucznego satelity za pomocą własnej rakiety. Z kilku rozważanych propozycji wybrano wariant rakiety „Black Arrow”, opartej na konstrukcji jednostopniowej rakiety „Black Knight”. Wybór ten wydawał się trafny, ponieważ rakietę „Black Knight” pomyślnie przeszła szesnaście udanych startów. Rakietę nośną „Black Arrow” została więc prawie całkowicie oparta na konstrukcji rakiety „Black Knight”. Silniki pierwszego i drugiego stopnia rakiety „Black Arrow” są unowocześnioną wersją silników jej poprzedniczki.

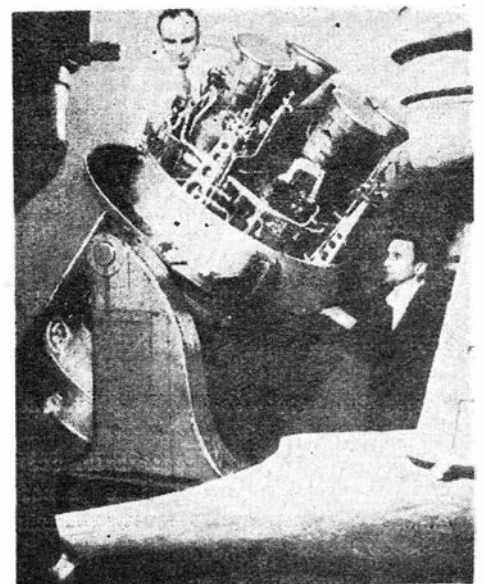
Pierwszy stopień rakiety „Black Arrow” wyposażony jest w zespół ośmiu silników Rolls-Royce/Bristol Siddeley „Gamma”, rozwijających łączny ciąg 22 500 kG. Drugi stopień napędzany jest dwoma takimi silnikami. Ich materiałem pędym jest nadtlenek wodoru i nafta w proporcjach wagowych 8,2:1. Trzeci stopień rakiety stanowi silnik spalający stały materiał pędny. W chwili startu rakietę waży 18 T, a wysokość jej (wraz z osłoną satelity) wynosi około 13 m. W początkowej wersji rakietę miała wynosić na orbitę Ziemi satelitę o ciężarze 145 kG. W chwili obecnej używana będzie do umieszczania na bliskoziemskich orbitach satelitów o ciężarze do 80 kG.

Rakiety „Black Arrow” startują z poligonu Woomeera, położonego w zachodniej Australii. Z bazy tej start rakiety nośnej musi odbywać się w kierunku Oceanu Indyjskiego, co uniemożliwia wykorzystanie prędkości składowej od ruchu obrotowego Ziemi. Zmniejsza to znacznie ciężar użytkowy satelity.

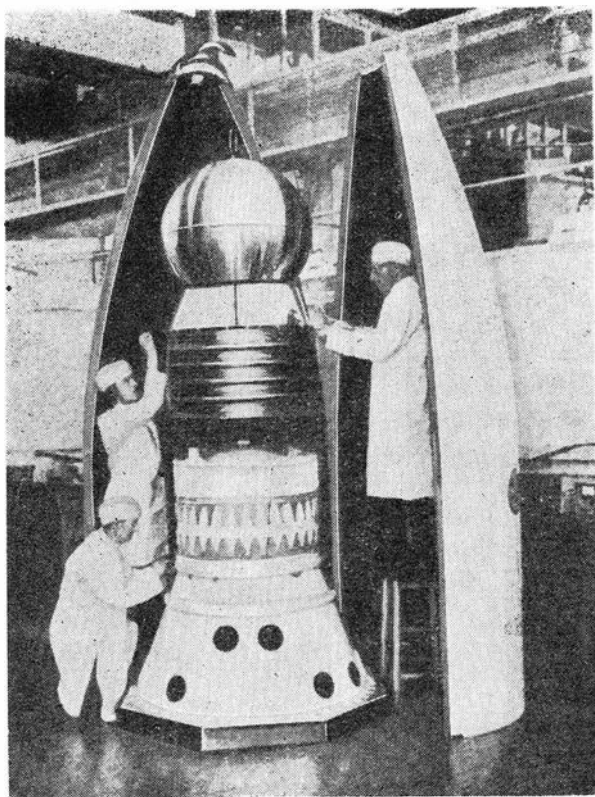
Start rakiety następuje w kierunku północnym. Silniki pierwszego i drugiego stopnia pracują 4 min. i 20 s wynosząc rakietę na wysokość 360 km. Następnie rakietę wznosi się (ruchem bezwładnościowym) na wysokość 940 km. Na tej wysokości uruchomiony zostaje silnik trzeciego stopnia, który pracując przez 40 s wprowadza satelitę na orbitę Ziemi. Pierwszy start rakiety „Black Arrow”, oznaczony symbolem R-0, nastąpił 29 czerwca 1969 r. Celem próby było sprawdzenie działania pierwszego i dru-

Japońskie rakiety nośne

| Typ | Ciąg startowy [kG] | Liczba stopni | Materiał pędny | Ładunek użyteczny satelity [kG] | Orbita | Rok użycia |
|------|--------------------|---------------|--|---------------------------------|-------------|----------------|
| L-4S | 40 000 | cztery | stały | 25—30 | ok. 500 km | 1966— —1970 |
| M-4S | 85 000 | cztery | stały | 80 | ok. 900 km | 1969— —1973 |
| Q | 120 000 | cztery | 1, 2 i 4 stopień — stały 3 stopień — ciekły | 300 | ok. 500 km | od 1972 |
| N | 315 000 | cztery | 1, 2 i 4 stopień — stały 3 stopień — ciekły | 120 | stacjonarna | od 1974 |



2. Silniki „Gamma” stosowane do napędu rakiety „Black Knight”

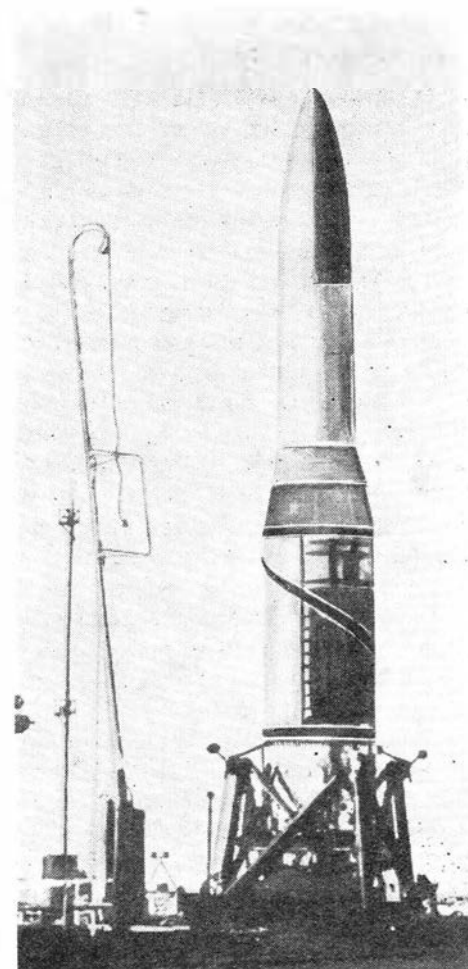


3. Ostatni stopień rakiety „Black Arrow” z satelitą „Orba”

giego stopnia w locie podorbitalnym. Próba nie powiodła się z powodu niesprawności układu elektrycznego pierwszego stopnia rakiety. Drugi start, oznaczony symbolem R-1, odbył się 4 marca 1970 r. Cel lotu (podobny do zadań misji R-0) został całkowicie osiągnięty. Po 10 min. lotu rakieta osiągnęła wysokość 900 km, na której nastąpiło oddzielenie aparatury naukowej od ostatniego stopnia rakiety. Miało to symulować oddzielenie się i odpalenie ostatniego stopnia rakiety.

Za trzecim razem przygotowano do startu kompletną raketę z satelitą „Orba”. Satelita posiadał aparaturę naukową o ciężarze 15 kG oraz urządzenia telemetryczne o ciężarze 68 kG. Miał on być wprowadzony na orbitę eliptyczną o perigeum 370 km i apogeum 950 km. Start rakiety nastąpił 2 września 1970 r. Silniki pierwszego stopnia pracowały poprawnie.

Silniki drugiego stopnia działały jednak o 1:3 s za krótko. Spowodował to spadek ciśnienia azotu w instalacji zasilającej. Dodatkowo system sterowania nie działał sprawnie, wskutek czego ostatni stopień został odpalony pod niewłaściwym kątem. Odchylenie od wymaganego kąta wynosiło 0,25°. Ta ostatnia



4. Rakieta „Black Arrow” na chwilę przed startem z bazy rakietowej Woomera w Australii

usterka wystarczyła, aby satelita nie został wprowadzony na orbitę.

Nieudana próba wprowadzenia na orbitę brytyjskiego satelity za pomocą rakiety „Black Arrow” może spowodować poważne opóźnienia w brytyjskim programie kosmicznym. Następna próba ma odbyć się w 1971 r. Rakieta ma wprowadzić na biegunową orbitę satelitę naukowego o nazwie X-3.

Od powodzenia tej próby będzie zależeć dalszy etap realizacji brytyjskiego programu kosmicznego. Na rok 1973 planuje się wystrzelenie satelity meteorologicznego, a w latach następnych — satelity do badania promieniowania słonecznego. Koszty pojedynczego startu brytyjskiego rakiety nośnej wynoszą około dwóch milionów funtów.

W przypadku dalszych niepowodzeń z raketą „Black Arrow” Wielka Brytania będzie korzystać z amerykańskich rakiet nośnych.

Prenumeratę

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

oraz

sprzedaż zeszytów pojedynczych, bieżących i archiwalnych prowadzi

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WGT NOT

Warszawa, ul. Mazowiecka 12, konto PKO nr 1-9-121 697, tel. 26-80-16.

Cena prenumeraty: roczna — 144 zł, półroczna — 72 zł, kwartalna — 36 zł.

Członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT,
nauczyciele i studenci korzystają z prenumeraty ulgowej

KSZTAŁT SAMOLOTU NADDŹWIĘKOWEGO

Artykuł dyskusyjny

Jednym z ważniejszych zagadnień aerodynamiki samolotów naddźwiękowych jest likwidacja fal uderzeniowych oraz zmniejszenie w związku z tym oporu ruchu samolotu.

Istniejące samoloty naddźwiękowe, np. Tu-144 i „Concorde”, pomimo daleko posuniętej adaptacji klasycznego kształtu samolotu do prędkości naddźwiękowej (ostro zakończony przód kadłuba, cofnięte skrzydła przechodzące w kształt wydłużonej delty), nie eliminują zjawiska występującego przy prędkościach naddźwiękowych, a mianowicie fal uderzeniowych; fale te są z jednej strony — źródłem strat energii składających się na wielkość oporu falowego samolotu, z drugiej zaś — wskutek swobodnego rozprzestrzeniania się w powietrzu — stanowią niebezpieczeństwo dla obiektów znajdujących się w ich zasięgu.

Rys. 1 przedstawia układ fal wytworzonych przez ciało odpowiadające klasycznym kształtom samolotu, poruszające się w powietrzu z prędkością naddźwiękową.

Ciało jak na rys. 1, poruszając się z położenia (1-2-3-4-5-6-7-8-9-10-1) w położenie (1'-2'-3'-4'-5'-6'-7'-8'-9'-10'-1') wypiera znajdujące się na swej drodze powietrze z przestrzeni (1'-2'-3'-3-2-1-10-9--9'-10'-1'), zasyłając jednocześnie powietrze z zewnątrz do zwalniającej z tyłu przestrzeni (6'-5'-4'-4-5-6-7-8-8'-7'-6').

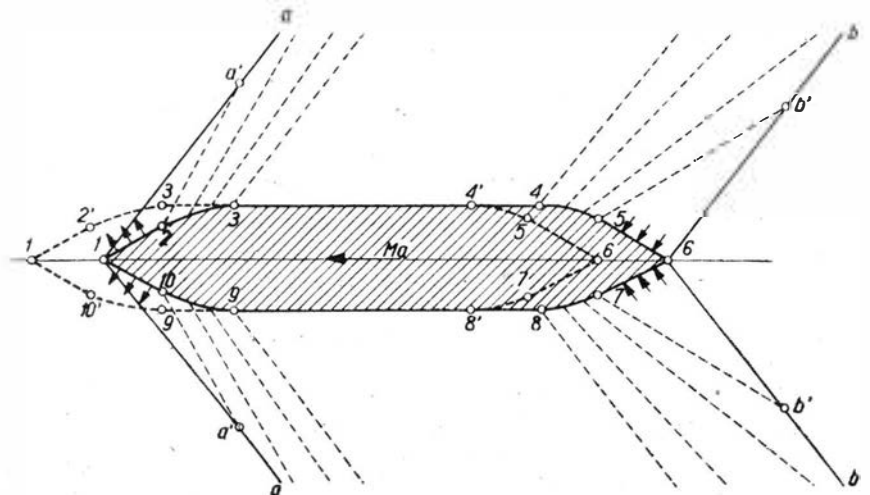
Wypieranie powietrza na przodzie prowadzi do wytworzenia czołowej fali uderzeniowej $a-1-a$.

Powietrze zasane z tyłu, po usunięciu się ciała, zdeprzając się wzajemnie z obydwu stron w punkcie spływowym 6 powoduje wytworzenie spływowej fali uderzeniowej $b-6-b$.

Na wypukłych powierzchniach ciała (2-3), (4-5), (7-8), (9-10) tworzy się układ fal rozrzedzeniowych, które nakładając się częściowo na fale uderzeniowe, powodują od punktów a' i b' nieznaczne ich osłabienie. Wytworzony układ fal porusza się w powietrzu razem z ciałem i jest nieodłącznie z nim związany.

Fale rozprzestrzeniające się swobodnie w powietrzu unoszą ze sobą energię, która dla rozpatrywanego ciała jest energią traconą, stwarzając jednocześnie niebezpieczeństwo dla obiektów znajdujących się w strefie ich działania.

Układ fal można złagodzić przez zaostrenie części dziobowej i spływowej ciała, jak to uczyniono w przypadku samolotów Tu-144 i „Concorde”, z tym, że wskutek nadmiernego wydłużenia przodu zaszła konieczność opuszczania go przy lądowaniu, a to w celu zapewnienia załodze odpowiedniej widoczności. Całkowitej likwidacji fal, które są wynikiem ukształtowania ciała, dla klasycznych kształtów samolotu uzyskać nie można, zatem stosowanie go w warunkach lotu naddźwiękowego jest nieracjonalne.

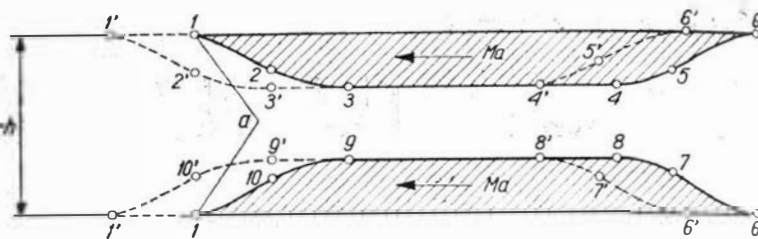


1. Układ fal wytworzonych przez ciało odpowiadające klasycznym kształtom samolotu, poruszające się w powietrzu z prędkością naddźwiękową

Kształt typu przelotowego

Kształtem samolotu nie wytwarzającym fal uderzeniowych, a więc nie posiadającym oporu falowego, jest kształt typu przelotowego przedstawiony na rys. 2.

2. Kształt samolotu naddźwiękowego typu przelotowego



Kształt ten powstał w wyniku przecięcia wzdłuż osi (1-6) klasycznego kształtu samolotu przedstawionego na rys. 1 i odsunięciu obydwu części o ujemną wielkość h w celu wytworzenia między nimi kanału wewnętrznego dla przepływu powietrza.

Kształt typu przelotowego, poruszając się z położenia (1-2-3-4-5-6-7-8-9-10-1) w położenie (1'-2'-3'-4'-5'-6'-7'-8'-9'-10'-1'), wypiera znajdujące się na swej drodze powietrze z przestrzeni (1'-1-2-3-3'-2'-1') i (1'-1-10-9-9'-10'-1') do środka kanału, skąd wykorzystywane jest ono do zapełniania zwalnianej z tyłu przestrzeni (6-5-4-4'-5'-6'-6) i (6-7-8-8'-7'-6'-6).

Przepływ w kanale wewnętrznym odpowiada przepływowi powietrza w kanale o zmiennym przekroju.

Fala zgęszceniowa 1-a-1 powstająca na przodzie zostaje zamknięta w kanale wewnętrznym, nie wydostając się na zewnątrz ciała.

Z punktu widzenia aerodynamiki kształt typu przelotowego stanowi przejście od „aerodynamiki zewnętrznej” do „aerodynamiki wewnętrznej” znajdujących się przepływami w kanałach (rys. 3).

Przepływ na odcinku I—II kanału odpowiada, dla prędkości naddźwiękowej, przepływowi w dyfuzorze naddźwiękowym, a na odcinku III—IV kanału — przepływowi w dyszy naddźwiękowej.

Dla prędkości poddźwiękowej, odwrotnie, na odcinku I—II kanału przepływ odpowiada przepływowi w dyszy poddźwiękowej, zaś na odcinku III—IV kanału — przepływowi w dyfuzorze poddźwiękowym.

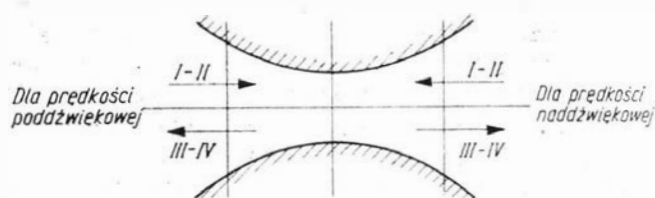
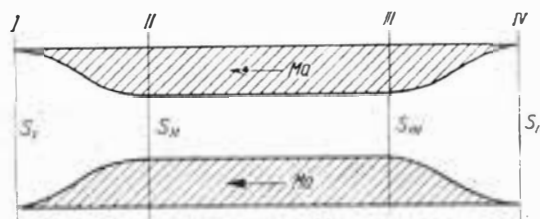
Dla przyjętego stosunku przekrojów kanału wynoszącym $\frac{S_I}{S_{II}} = 2$ przy prędkości w zakresie $0,3 < Ma < 2,2$ zachodzi konieczność częściowego upuszczania powietrza z kanału w związku z wystąpieniem w przewężonej jego części II—III prędkości krytycznej (rys. 4).

Dla prędkości mniejszej od $Ma = 0,3$ i większej od $Ma = 2,2$ przepływ w kanale odbywa się bez upustu powietrza.

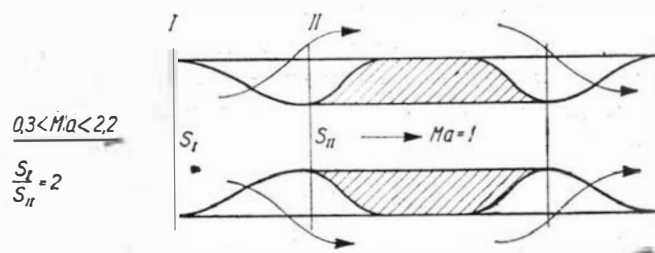
Wynika stąd zakres zastosowań kształtu typu przelotowego, dla $\frac{S_I}{S_{II}} = 2$, do prędkości naddźwiękowych większych od $Ma = 2,2$.

Dla prędkości mniejszych od tej wartości kształt ten wskutek upustu powietrza zachowuje się podobnie jak klasyczny kształt samolotu.

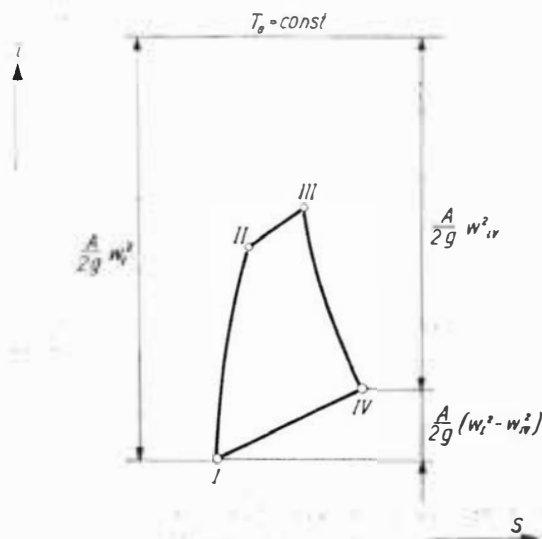
Opór ruchu dla prędkości mniejszych od $Ma = 0,3$ oraz większych od $Ma = 2,2$, składa się z oporu tarcia powłoki zewnętrznej oraz oporów przepływu powietrza w kanale wewnętrznym.



3. Przepływ powietrza w kanale wewnętrznym



4. Upust powietrza z kanału wewnętrznego



5. Przepływ w kanale wewnętrznym przy prędkości naddźwiękowej we współrzędnych $t-s$

Dla prędkości w zakresie $0,3 < Ma < 2,2$ do oporu dołącza się jeszcze strata wynikająca z upustu powietrza z kanału wewnętrznego.

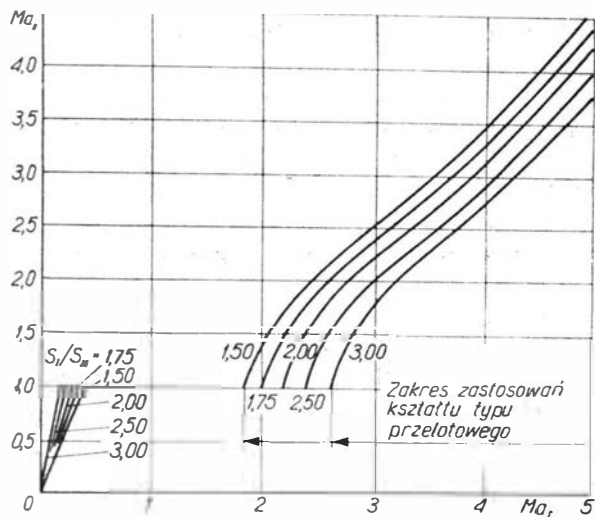
Proces zachodzący w kanale wewnętrznym przy prędkości naddźwiękowej we współrzędnych $i-s$ przedstawiono na rys. 5.

Na odcinku $I-II$ następuje sprężanie naddźwiękowe, na odcinku $II-III$ wzrasta temperatura powietrza wskutek tarcia o ścianki zwężonej części kanału $II-III$, na odcinku $III-IV$ następuje naddźwiękowe rozprężenie się powietrza.

Straty wynikające z oporów przepływu powietrza w kanale wewnętrznym charakteryzuje wielkość

$$\frac{A}{2g} (w_I^2 = w_{IV}^2)$$

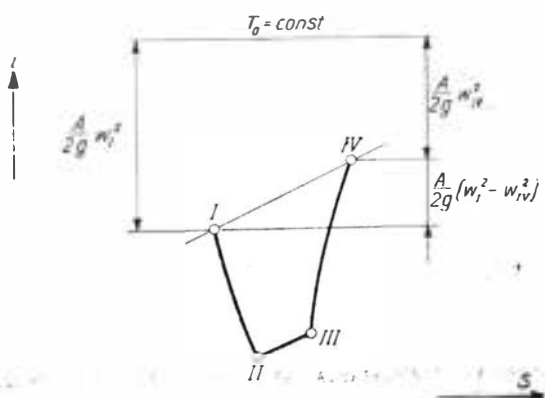
Na wielkość strat decydujący wpływ ma sprawność dyfuzorowej części kanału $I-II$ która ukształtowana w formie odwróconej dyszy Laval'a oraz wskutek niepełnego spiętrzenia powietrza, umożliwia uzyskanie dużych wartości współczynnika odzyskania ciśnienia (ślaba fala zgęszczeniowa $1-a-1$ na rys. 2).



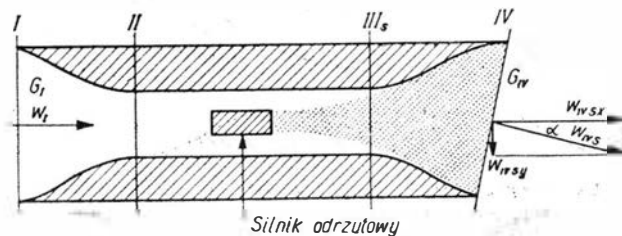
6. Zależność prędkości Ma_{II} od prędkości lotu Ma_I dla stosunku przekrojów $\frac{S_I}{S_{II}} = 1,5 \div 3$

Rys. 6 przedstawia zależność prędkości Ma_{II} w przekroju II od prędkości lotu Ma_I dla stosunku przekrojów

$$\frac{S_I}{S_{II}} = 1,5 \div 3.$$



7. Przepływ w kanale wewnętrznym przy prędkości poddźwiękowej we współrzędnych $i-s$



8. Schemat przepływu w kanale z zabudowanym wewnątrz silnikiem odrzutowym

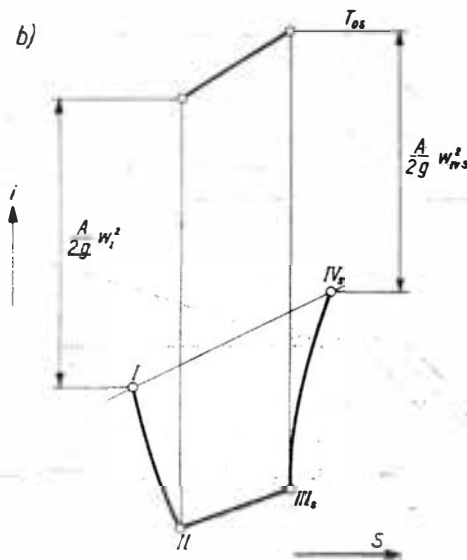
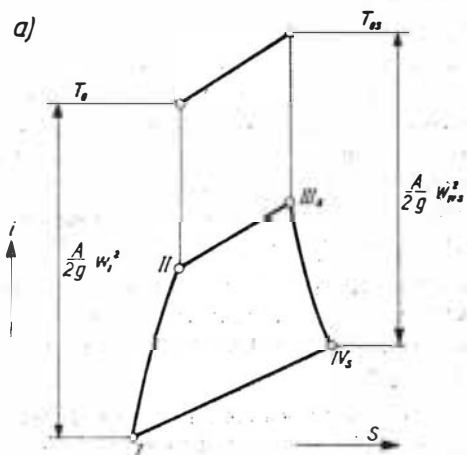
Rys. 7 ilustruje proces zachodzący w kanale wewnętrznym przy prędkości poddźwiękowej we współrzędnych $i-s$.

Na odcinku $I-II$ następuje przyśpieszenie powietrza, na odcinku $II-III$ wzrasta temperatura powietrza wskutek tarcia o ścianki kanału $II-III$, na odcinku $III-IV$ następuje sprężenie do ciśnienia wyjściowego.

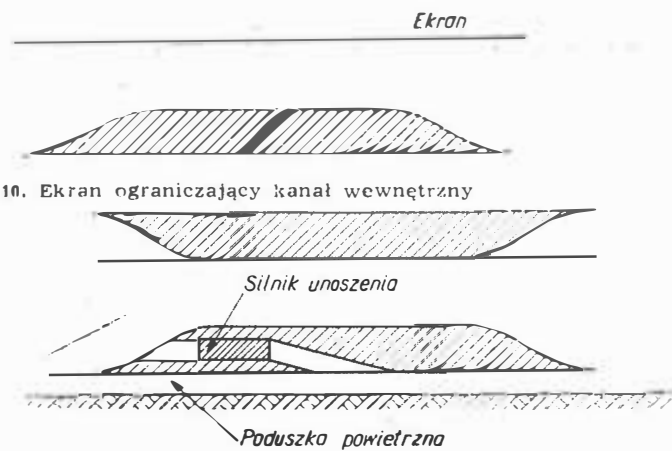
Stratę charakteryzuje, podobnie jak poprzednio, wielkość

$$\frac{A}{2g} (w_I^2 = w_{IV}^2)$$

Przepływ poddźwiękowy można odnieść do przepływów cieczy nieściśliwej, np. wody, w przypadku zastosowania kształtu typu przelotowego w obiektach pływających, jak np. łodzie, statki itp.



9. Przepływ w kanale z zabudowanym wewnątrz silnikiem odrzutowym we współrzędnych $i-s$
a) przepływ naddźwiękowy,
b) przepływ poddźwiękowy



10. Ekran ograniczający kanał wewnętrzny

11. Zabudowa silników unoszenia

Profil oraz przebieg kanału wewnętrznego, który wynika z przyjętego rozwiązania ukształtowania samolotu powinien w maksymalnym stopniu wykorzystać przepływ powietrza w kanale do wytworzenia wystarczającej siły nośnej, bez potrzeby stosowania dodatkowych płyt nośnych.

Wynika stąd prostokątny układ przekroju poprzecznego samolotu o stosunkowo dużej szerokości, co pozwala na wygodniejsze i obszerniejsze rozplanowanie wnętrza samolotu, w porównaniu do klasycznego jego kształtu.

Zwiększenie szerokości samolotu, łącznie z płaskim jego dnem, umożliwia zastosowanie „poduszki powietrznej” przy starcie i lądowaniu, podwozie kołowe jedynie do kołowania po ziemi.

Kanał wewnętrzny jest miejscem do zabudowy silnika odrzutowego, w którym wykorzystuje się spiętrzenie w kanale wewnętrznym. a* jednocześnie mieszanie się gazów wylotowych silnika z powietrzem w obrębie kanału, na podobieństwo tzw. napędów dwuprzepływowych, wpływa na zwiększenie sprawności napędowej oraz wyciszenie samolotu.

Schemat przepływu w kanale z zabudowanym wewnątrz silnikiem przedstawia rys. 8, a zachodzące w kanale procesy termodynamiczne we współrzędnych $i-s$ (rys. 9).

Wskutek doprowadzenia ciepła przez mieszanie się gazów wylotowych z powietrzem w obrębie kanału

wzrasta temperatura spiętrzenia na odcinku II—III_g kanału z T_{0i} na T_{0s} .

Wytworzony ciąg $\frac{1}{g} G_{IV} w_{IVsx} - G_I w_I$ wykorzystuje się na pokonanie oporów tarcia powłoki zewnętrznej samolotu.

Siłę nośną wyznacza wielkość $\frac{g}{1} G_{IV} w_{IVsy}$ powstała

z odchylenia strumienia wylotowego o kąt (rys. 8). Konfigurację samolotu typu przepływowego stanowi układ dwupokładowy, z których jeden, w krańcowym przypadku, sprowadza się do ekranu ograniczającego kanał wewnętrzny (rys. 10).

Układ dwupokładowy stosowany do większych obiektów umożliwia oddzielenie kabiny pasażerskiej znajdującej się na jednym pokładzie, od przedziału bagażowego, zbiorników paliwa itp. znajdujących się na drugim pokładzie, tym samym wpływa na zwiększenie komfortu oraz bezpieczeństwa lotu.

Dolny pokład samolotu umożliwia zabudowę w nim silników unoszenia ułatwiających start i lądowanie, jak również służących do wytworzenia „poduszki powietrznej” (rys. 11).

Rozwiązanie samolotu naddźwiękowego

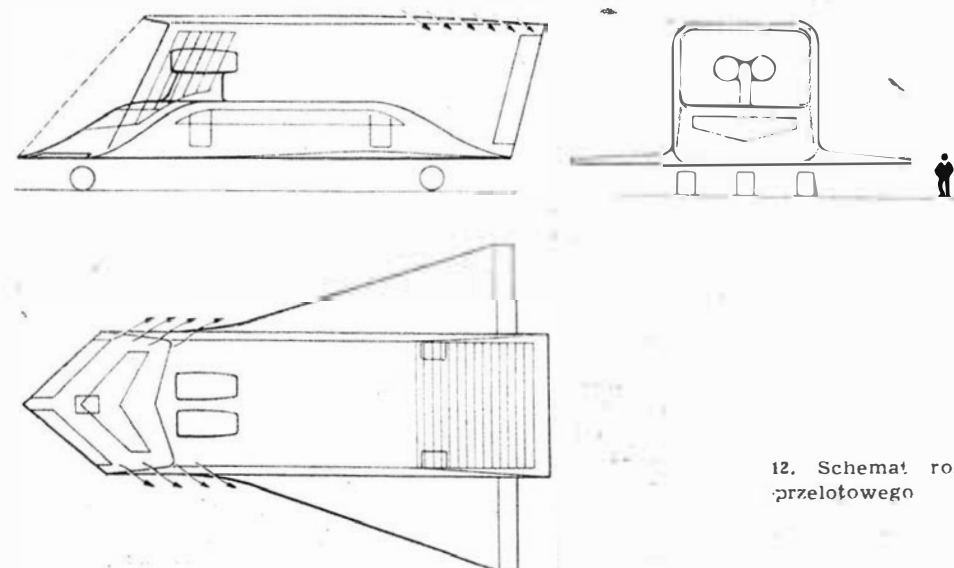
Rozwiązanie samolotu naddźwiękowego typu przelotowego przedstawia schematycznie rys. 12. Jest to samolot jednopokładowy z ekranem według wersji przedstawionej na rys. 10.

W kadłubie samolotu mieszczą się: kabina załogi, kabina pasażerska, przedział bagażowy oraz zbiorniki paliwa.

W kanale utworzonym przez ekran mieszczą się dwa silniki napędowe, z których gazy wylotowe mieszają się z powietrzem w obrębie kanału wpływając na zwiększenie sprawności napędowej oraz wyciszenie silników.

W ścianach bocznych na przodzie kanału oraz w ekranie z tyłu kanału mieszczą się zawory przepustowe dla przepływu powietrza w zakresie prędkości

okołodźwiękowych (dla $\frac{S_I}{S_{II}} = 2$ w zakresie $0,3 < Ma < 2,2$). Powyżej tego zakresu zawory są zamknięte.



12. Schemat rozwiązania samolotu naddźwiękowego typu przelotowego

Dokończenie na str. 29

METODA OKREŚLANIA WŁASNOŚCI TWORZYW ZBROJONYCH WŁÓKNAMI NA PODSTAWIE WŁASNOŚCI MATERIAŁÓW WYJŚCIOWYCH

W artykule (którego pierwszą część opublikowaliśmy w nrze 6/71) omówiono metodę teoretycznego obliczania stałych sprężystych warstwy podstawowej, bazując na wydzielonym elemencie ciała i wynikającym stąd modelu zredukowanym. W oparciu o uzyskane wyniki podano sposób określania stałych sprężystych układów wielowarstwowych z uwzględnieniem istniejących metod ich obliczania.

Część druga

OBLICZANIE STAŁYCH SPRĘŻYSTYCH

Ustalenia wstępne

Dla zastosowań praktycznych tworzywa zbrojone w zakresie obciążeń nie wywołujących dekohezji wewnętrznej, w sensie makro, niezależnie od ilości warstw i kierunków zbrojenia, mogą być traktowane jako jednorodne ciała ortotropowe, a w odniesieniu do pojedynczej warstwy jednokierunkowo zbrojonej jako transwersalnoizotropowe (jednakowe własności w kierunkach prostopadłych do osi symetrii). Zgodnie z tym na podstawie teorii sprężystości ciał ortotropowych [1] własności sprężyste w dowolnym kierunku danej płaszczyzny symetrii pojedynczej warstwy, jak i dowolnej konstrukcji wielowarstwowej, wyrażą się następującymi związkami:

$$E = \frac{E_y \cdot a}{a \cdot \cos^4 \alpha + b \sin^2 \alpha \cdot \cos^2 \alpha + \sin^4 \alpha}$$

$$\nu_x = \frac{\nu_{xy} - \frac{1}{4} (1 + a - b) \sin^2 2\alpha}{a \cdot \cos^4 \alpha + b \sin^2 \alpha \cdot \cos^2 \alpha + \sin^4 \alpha} \quad (1.1)$$

$$G_x = \frac{G_{xy}}{1 + \frac{1 + a - b}{b + 2\nu_{xy}} \cdot \sin^2 \alpha}$$

z warunkiem istnienia potencjału sprężystego:

$$E_x \cdot \nu_{yx} = E_y \cdot \nu_{xy} \quad (1.2)$$

gdzie

$$a = \frac{E_x}{E_y}; \quad b = \frac{E_x}{G_{xy}} - 2\nu_{xy}$$

zaś osie x, y stanowią główne osie ortotropii (zgodne z kierunkiem zbrojenia i do niego prostopadłym) a ν_{xy} charakteryzuje zwężenie-rozszerzenie w kierunku y przy obciążeniu w kierunku x , tzn. określa współczynnik Poissona związany ze stałą E_x . Dla $\alpha = 45^\circ$ otrzymuje się charakterystyczne wielkości modułów sprężystości postaciowej:

$$G_{45^\circ} = \frac{E_x \cdot E_y}{E_x + E_y + 2\nu_{xy} \cdot E_y} \quad (1.3)$$

$$G_{xy} = \frac{E_x}{4 \cdot \frac{E_x}{E_{45^\circ}} - (1 + a) + 2\nu_{xy}}$$

Opisanie własności sprężystych omawianej warstwy jest możliwe, jeśli znana będzie jedna z następujących grup stałych sprężystych:

$$E_x, E_y, E_{45^\circ}, \nu_{xy} \quad (1.4)$$

$$E_x, E_y, G_{xy}, \nu_{xy}$$

Do wyznaczenia tych wielkości zastosowana zostanie metoda, która podobnie jak analiza współpracy włókno-żywica przedstawiona w pierwszej części, bazować będzie na wydzielonym elemencie ciała. Przy wyprowadzaniu odpowiednich zależności wykorzystane zostaną znane warunki nierozdzielności ciał i równowagi sił:

$$\varepsilon_x = \varepsilon_x^I = \varepsilon_x^{II} \quad (1.5)$$

$$\varepsilon_\varphi = \varepsilon_\varphi^I = \varepsilon_\varphi^{II}$$

$$\gamma_{xy} = \gamma_{xy}^I = \gamma_{xy}^{II}$$

$$\sigma_r = \sigma_r^I = \sigma_r^{II} \quad (1.6)$$

$$\tau_{\varphi r} = \tau_{\varphi r}^I = \tau_{\varphi r}^{II}$$

$$\tau_{xr} = \tau_{xr}^I = \tau_{xr}^{II}$$

oraz następujące równania przybliżone na sumę odkształceń w kierunku prostopadłym do powierzchni przylegania ciał, określające przemieszczenia całkowite ustroju jako sumę przemieszczeń jego ciał składowych:

$$F \cdot \varepsilon_r = F' \cdot \varepsilon_r' + F'' \cdot \varepsilon_r'' \quad (1.7)$$

$$F \cdot \gamma' = F' \cdot \gamma_{xr}' + F'' \cdot \gamma_{xr}''$$

Poza tym w płaszczyźnie przylegania ciał obowiązować będzie zasada sumy sztywności:

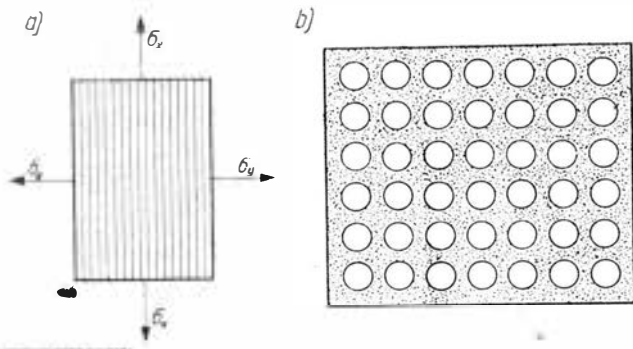
$$E_x = E' \cdot \frac{F'}{F} + E'' \cdot \frac{F''}{F} \quad (1.8)$$

ważność której dla zastosowań praktycznych została potwierdzona doświadczalnie przez Dietza [2] oraz wykazana także w części pierwszej artykułu.

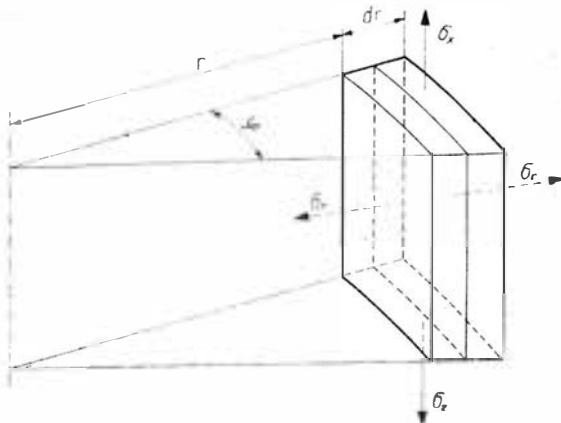
Stałe sprężyste warstwy podstawowej

Stałe sprężyste elementu ciała

Wyznaczenie stałych sprężystych elementu ciała (rys. 2) wydzielonego myślowo z obszaru granicznego włókno-żywica warstwy podstawowej (rys. 1) polegać będzie na określeniu składowych odkształceń w trzech kierunkach przy obciążeniu go w jednym kierunku i przy założeniu, że przekroje elementu we wszystkich kierunkach pozostają płaskie.



1. Model rzeczywisty warstwy podstawowej:
a) kierunek pomiaru,
b) schemat rozmieszczenia włókien



2. Wydzielony element połączonych ciał

Deformacja w kierunku X

stałe: $E_x, \nu_{x\varphi}, \nu_{xr}$

Z budowy elementu wynika, że stałe sprężyste w obu kierunkach płaszczyzny przylegania ciał wyrażą się identycznymi związkami, tzn.:

$$E_x = E_\varphi; \quad \nu_{x\varphi} = \nu_{\varphi x}; \quad \nu_{xr} = \nu_{\varphi r} \quad (2.1)$$

Moduł sprężystości podłużnej wynika bezpośrednio z założenia (1.8) wyrażając się prostą sumą sztywności:

$$E_x = E' \frac{F'}{F} + E'' \frac{F''}{F} \quad (2.2)$$

Odształcenia w kierunku φ potrzebne do wyznaczenia stałej $\nu_{x\varphi}$ określa drugie z równań (1.5) przy $\sigma'_r = \sigma''_r = 0$:

$$\varepsilon_\varphi = \frac{1}{E'} (\sigma'_\varphi - \nu' \sigma'_x) = \frac{1}{E''} (\sigma''_\varphi - \nu'' \sigma''_x) \quad (2.3)$$

oraz warunek równowagi:

$$\sigma'_\varphi \cdot F' + \sigma''_\varphi \cdot F'' = 0 \quad (2.4)$$

Po uwzględnieniu tego oraz zależności

$\sigma'_{x\varphi}/E' = \sigma''_{x\varphi}/E''$ wynikającej z założenia odkształcenia te wyniosą:

$$\varepsilon_\varphi = \varepsilon'_\varphi = -\frac{\sigma'_{x\varphi}}{E'} \left(\nu' + \frac{\nu'' - \nu'}{1 + \frac{E'}{E''} \cdot \frac{F'}{F''}} \right) \quad (2.5)$$

Wobec czego stała $\nu_{x\varphi}$ wyrazi się następująco:

$$\nu_{x\varphi} = -\frac{\varepsilon_\varphi}{\varepsilon_x} = -\frac{\varepsilon_\varphi}{\sigma_x} E' = \nu' + \frac{\nu'' - \nu'}{1 + \frac{E'}{E''} \cdot \frac{F'}{F''}} \quad (2.6)$$

Ponieważ drugi człon tego wyrażenia stanowi małą drugiego rzędu z uwagi na duże E' w stosunku do E'' i przy dostatecznie dużej powierzchni F' (zbliżonych udziałach objętościowych składników) w przybliżeniu można przyjąć:

$$\nu_{x\varphi} \approx \nu' \quad (2.7)$$

Odształcenia w kierunku r określa pierwsze z równań (1.7).

Przyjmując na podstawie założenia (1.8), że:

$$\varepsilon'_r = \nu' \varepsilon_x d\varepsilon_r = \nu'' \cdot \varepsilon_x$$

stała ν_{xr} wyniesie:

$$\nu_{xr} = \frac{\varepsilon_r}{\varepsilon_x} = \nu' \frac{F'}{F} + \nu'' \frac{F''}{F} \quad (2.8)$$

Wyrażając się z kolei prostą sumą odkształceń

Deformacja w kierunku r

stałe: $E_r, \nu_{rx}, \nu_{r\varphi}$

Moduł sprężystości podłużnej określa bezpośrednio pierwsze z równań (1.7) oraz pierwsze z równań (1.6):

$$E_r = \frac{\sigma_r}{\varepsilon_r} = \frac{\sigma_r}{\varepsilon'_r \frac{F'}{F} + \varepsilon''_r \frac{F''}{F}} = \frac{E''}{\frac{E''}{E'} \cdot \frac{F'}{F} + \frac{F''}{F}} \quad (2.9)$$

po podstawieniu na $\varepsilon'_r = \sigma_r/E'$ i $\varepsilon''_r = \sigma_r/E''$, co pośrednio wynika z założenia (1.8) (pominięcie odkształceń wywołanych naprężeniami stycznymi powstającymi na powierzchniach przylegania ciał) stałą $\nu_{rx} = \nu_{r\varphi}$ można określić z normalnego stosunku odkształceń $\varepsilon_\varphi/\varepsilon_r$ wyliczając ε_φ z drugiego równania (1.5).

Jednak otrzymane tą drogą zależność są bardzo złożone i wygodniej jest tutaj wyjść z warunku istnienia potencjału sprężystego (1.2) wykorzystując już wyliczone wyżej wartości na E_x, ν_{xr} i E_r , skąd stała ta wyniesie:

$$\nu_{rx} = \nu_{x\varphi} \frac{E_r}{E_x} = \frac{E''}{E'} \cdot \frac{F'}{F} + \frac{F''}{F} \cdot \frac{1}{E'' \cdot F'' + E' \cdot F'} (\nu'' \cdot F'' + \nu' \cdot F') \quad (2.10)$$

Przy pominięciu małych drugiego rzędu podobnie jak w (2.7), wyrażenie na stałą ν_{rx} przyjmie postać:

$$\nu_{rx} = \nu_{r\varphi} = \frac{E'' \cdot F}{E'' \cdot F' + E' \cdot F} \left(\nu'' + \nu' \frac{F'}{F''} \right) \quad (2.11)$$

● Deformacja w płaszczyźnie $x\varphi$ i xr stałe: $\sigma_{x\varphi}$, σ_{xr}

stała σ_x wynika z równań (1.6) i podobnie jak E_x wyraża się prostą sumą sztywności:

$$\sigma_{x\varphi} = \sigma_{\varphi x} = \frac{\tau_{x\varphi}}{\gamma_{x\varphi}} = \frac{\tau'_{x\varphi} \frac{F'}{F} + \tau''_{x\varphi} \frac{F''}{F}}{\frac{\tau'_{x\varphi}}{\sigma'}} = \sigma' \frac{F'}{F} + \sigma'' \frac{F''}{F} \quad (2.12)$$

przy wykorzystaniu zależności:

$$\tau''_{x\varphi} = \tau'_{x\varphi} \frac{\sigma''}{\sigma'}$$

Stałą σ_{xr} wyznacza z kolei drugie z równań (1.7). Podobnie jak wyrażenie na E_r przyjmie ona postać:

$$\sigma_{xr} = \sigma_{rx} = \frac{\tau_{xr}}{\gamma_{xr}} = \frac{\tau_{xr}}{\gamma'_{xr} \frac{F'}{F} + \gamma''_{xr} \frac{F''}{F}} = \frac{\sigma''}{\frac{F'}{\sigma'} + \frac{F''}{F}} \quad (2.13)$$

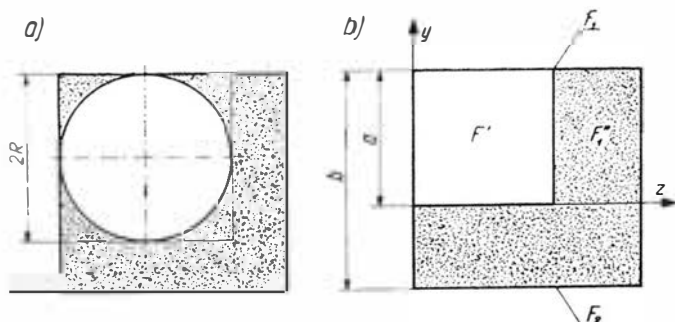
przy wykorzystaniu zależności:

$$\gamma'_{xr} = \frac{\tau_{xr}}{\sigma'}; \quad \gamma''_{xr} = \frac{\tau_{xr}}{\sigma''}; \quad \tau_{xr} = \tau'_{xr} = \tau''_{xr}$$

Stale sprężyste modelu zastępczego

Określenie stałych sprężystych warstwy podstawowej na bazie wyżej wyprowadzonych zależności wymaga przejścia ze skali mikro do makro, tj. z biegunowego układu współrzędnych x, φ, r elementarnego włókna do układu x, y, z całego ustroju. Wiąże się to z przyjęciem odpowiedniego modelu zastępczego, który wykazywałby cechy i własności ustroju rzeczywistego.

Rozpatrując budowę ustroju (rys. 1) łatwo zauważyć, iż przy symetrycznym rozmieszczeniu włókien jest on układem będącym sumą pewnych regularnych, identycznie zbudowanych elementów włókno-żywica (rys. 3 I), z których każdy będzie wykazywał cechy całego układu, a obliczeniowa wielkość deformacji w kierunku y lub z będzie sumą deformacji poszczególnych jego elementów.



3. Model zastępczy warstwy podstawowej:
I model rzeczywisty,
II model zredukowany

Przyjmując więc powierzchnie przekroju takiego elementu równą przekrojowi układu oraz dokonując zmiany kształtu włókna z przekroju kołowego na kwadratowy (rys. 3 II), otrzymuje się zredukowany model zastępczy warstwy podstawowej dopasowany całkowicie do nowego układu współrzędnych x, y, z . Warunkiem równoważności modeli I i II będzie równość ich odkształceń w kierunku poprzecznym. Do przyjęcia takiego modelu upoważnia również fakt, że w rzeczywistości kształt włókien nie jest okrągły, co szczególnie odnosi się do włókien węglowych.

Konkretną operację obliczeniową tak rozumianego modelu zastępczego najwygodniej przeprowadzić dokonując myślowego podziału jego przekroju na dwie części o powierzchni F_1 i F_2 .

Wówczas układ taki można traktować jako element połączonych ciał o własnościach E_1 i E_2 gdzie zgodnie z przyjętymi oznaczeniami:

$$E_2 = E'' \quad (2.14)$$

$$E_1 = E' \frac{F'}{F_1} + E'' \frac{F_2}{F_1}$$

oraz:

$$F_1 = a \cdot b = F' \cdot k$$

$$F_2 = b^2 - a \cdot b = F'' + F'(1 - k) \quad (2.15)$$

$$F_1 = a \cdot b - a^2 = F'(k - 1)$$

gdzie:

$$a^2 = F'; \quad b^2 = F' + F''$$

$$k = \sqrt{1 + \frac{F''}{F}}$$

● Deformacja w kierunku x stałe: E_x , ν_{xy}

Wyrażenie na E_x będzie analogiczne jak (2.2), ponieważ odkształcenia w tym kierunku zgodnie z przyjętym założeniem (1.8) nie zależą od stałych ν łączonych ciał, a więc tym samym i od kształtu włókna:

$$E_x = E' \frac{F'}{F} + E'' \frac{F''}{F} \quad (2.16)$$

Natomiast stała ν_{xy} wykaże inną wartość chociaż zachowa postać ogólną jak w (2.8):

$$\nu_{xy} = \nu_1 \frac{F_1}{F} + \nu_2 \frac{F_2}{F} \quad (2.17)$$

gdzie $\nu_2 = \nu''$ oraz zgodnie z uproszczeniem (2.7) $\nu_1 = \nu'$ zaś F_1 i F_2 wg zależności (2.15).

Po uwzględnieniu powyższego, podstawieniu i uporządkowaniu, stała ta przyjmie wartość:

$$\nu_{xy} = \nu'' + \frac{F'}{F} \cdot k(\nu' - \nu'') \quad (2.18)$$

● Deformacja w kierunku y stałe: E_y , ν_{yx}

Na podstawie (2.9) moduł sprężystości podłużnej wyrazi się następująco:

$$E_y = \frac{E_2}{\frac{F_1}{F} \cdot \frac{E_2}{E_1} + \frac{F_2}{F}} \quad (2.19)$$

Po uwzględnieniu tych samych wielkości co w (2.18) przyjmie on postać:

$$E_y = \frac{E''}{1 - \frac{F'}{F} \left(k - \frac{E''}{E_1} \right)} \quad (2.20)$$

gdzie zgodnie z (2.14) i (2.15):

$$E_1 = E'' + \frac{1}{k} (E - E'')$$

Określenia stałej ν_{yx} podobnie jak w przypadku (2.10) wygodniej jest dokonać z warunku istnienia potencjału sprężystego, wykorzystując już gotowe wielkości (konkretne wartości liczbowe) otrzymane na podstawie wyprowadzonych zależności i podstawiając je do następującego wyrażenia:

$$\nu_{yx} = \frac{E_y}{E_x} \cdot \nu_{xy} \quad (2.21)$$

● Deformacja w płaszczyźnie xy lub xz

stała $\sigma_{xy} = \sigma_{xz}$

Postać ogólna wyrażenia na σ_{xy} wynika ze związku (2.13):

$$\sigma_{xy} = \frac{\sigma_2}{\frac{F_1}{F} \cdot \frac{G_2}{G_r} + \frac{F_2}{F}} \quad (2.22)$$

gdzie $\sigma_2 = \sigma''$ a σ_1 podobnie jak E_1 wyniesie:

$$\sigma_1 = \sigma' \frac{F'}{F_1} + \sigma'' \frac{F_1''}{F_1} = \sigma'' + \frac{1}{k} (\sigma' - \sigma'')$$

Po wykonaniu tych samych operacji co w (2.20) wyrażenie to przyjmie postać:

$$\sigma_{xy} = \frac{\sigma''}{1 - \frac{F'}{F} \left(k - \frac{\sigma''}{\sigma_1} \right)} \quad (2.23)$$

Są to wielkości stałych sprężystych modelu zastępczego odzwierciedlającego warstwę podstawową (rys. 1) o regularnym i symetrycznym rozmieszczeniu włókien. Jak łatwo zauważyć, na odkształcenia w kierunku poprzecznym, a więc na stałe E_y i σ_{xy} istotny wpływ wywierać będzie sposób rozmieszczenia włókien.

Wydaje się jednak, że uwzględnianie tutaj wszystkich możliwych przypadków rozmieszczenia włókien miałyby się za celem, gdyż nawet najbardziej wierne odwzorowanie jakiegoś hipotetycznego schematu będzie zawsze odbiegać od rzeczywistego i nie zwiększy dokładności obliczeń. Zaletą wyprowadzonych wyżej związków jest to, że odwzorowując dobrze fizyczną stronę zjawiska, określają jednocześnie pewne wartości średnie z wielu możliwych wielkości jakie można by uzyskać, rozpatrując różną kombinację rozmieszczenia włókien w przekroju poprzecznym warstwy podstawowej.

W istniejącej obecnie literaturze znaleźć można różne metody obliczania stałych sprężystych tworzyw jednokierunkowo zbrojonych włóknami. Do najbardziej reprezentatywnych z tego zakresu można zaliczyć opracowania Rabinowicza [3]. Jednak przyjmowane tam założenia wyjściowe traktujące elementarną warstwę także jako układ wielowarstwowy, składający się z błon (warstw) zbrojenia i środka wiążącego, stanowią zbyt duże uproszczenia. Stąd też otrzymane wyrażenia na stałe sprężyste są identyczne z wyprowadzonymi wyżej związkami dla elementu ciał i nie odzwierciedlają w pełni tego co dzieje się w układzie rzeczywistym. Dotyczy to tylko stałych E_y , σ_{xy} i ν_{xy} związanych z deformacją poprzeczną, gdyż w odniesieniu do modułu sprężystości podłużnej R_x , gdzie stosowanie metody sumowania można uznać za powszechne, występuje całkowita zgodność.

Stałe sprężyste układów wielowarstwowych

Określenie stałych sprężystych układów wielowarstwowych w świetle otrzymanych wyżej zależności dla warstwy podstawowej nie nasręca już poważniejszych kłopotów. Główne trudności sprowadzają się do tego, że poszczególne warstwy nie stanowią ciał izotropowych, lecz ciał ortotropowych, których własności sprężyste określane są nie dwiema, ale czterema stałymi sprężystymi, co powoduje złożoność otrzymywanych wyrażeń. Biorąc pod uwagę fakt, że ilość warstw nie wpływa na jakość zjawiska, zmiany występują jedynie w sensie ilościowym, poniżej zostanie rozpatrzony układ składający się tylko z dwóch warstw a i b , będący ponadto konstrukcją zrównoważoną, tzn. nie podlegającą zginaniu przy obciążeniu jej w płaszczyźnie warstw. Potrzebne równania, podobnie jak w przypadku rozpatrywania elementu ciał, wynikają z warunków równowagi sił i nierozdzielności warstw. Przy obciążeniu układu w kierunku x przedstawiają się one następująco:

$$\begin{aligned} \sigma_{xa} \cdot \delta_a + \sigma_{xb} \cdot \delta_b &= \sigma_x \cdot \delta \\ \sigma_{ya} \cdot \delta_a + \sigma_{yb} \cdot \delta_b &= 0 \\ \tau_{xya} \cdot \delta_a + \tau_{xyb} \cdot \delta_b &= 0 \\ \epsilon_{xa} &= \epsilon_{yb} = \epsilon_x \\ \epsilon_{ya} &= \epsilon_{yb} = \epsilon_y \end{aligned} \quad (3.1)$$

$$\gamma_{xya} = \gamma_{xyb} = \gamma_{xy}$$

gdzie δ_a oznacza grubość warstwy a zaś δ_b grubość warstwy b oraz $\delta = \delta_a + \delta_b$

Dla przypadku ogólnego (dowolny kierunek ułożenia włókien w każdej z warstw) równania (3.2) przyjmują następującą postać:

$$\begin{aligned} \epsilon_y &= \frac{\sigma_{ya}}{E_{xa}} - \nu_{yxa} \cdot \frac{\sigma_{ya}}{E_{ya}} - m_{1a} \frac{\tau_{xya}}{E_{aa}} = \\ &= \frac{\sigma_{xb}}{E_{xb}} - \nu_{yxb} \frac{\sigma_{yb}}{E_{yb}} - m_{1b} \frac{\tau_{xyb}}{E_{xb}} \\ \epsilon_y &= \frac{\sigma_{ya}}{E_{ya}} - \nu_{xya} \frac{\sigma_{xa}}{E_{xa}} - m_{2a} \frac{\tau_{xya}}{E_{aa}} = \\ &= \frac{\sigma_{yb}}{E_{yb}} - \nu_{xyb} \frac{\sigma_{xb}}{E_{xb}} - m_{2b} \frac{\tau_{xyb}}{E_{xb}} \end{aligned} \quad (3.3)$$

$$\nu_{xy} = \frac{\tau_{xya}}{\sigma_{xya}} - m_{1a} \frac{\sigma_{xa}}{E_{\sigma x}} - m_{2a} \frac{\sigma_{ya}}{E_{\sigma a}} =$$

$$= \frac{\tau_{xyb}}{\sigma_{xyb}} - m_{1b} \frac{\sigma_{xb}}{E_{\sigma b}} - m_{2b} \frac{\sigma_{yb}}{E_{\sigma b}}$$

gdzie w odniesieniu do danej warstwy:

$$m_1 = \left[\frac{\sin^2 \alpha}{E_\beta} - \frac{\cos^2 \alpha}{E_x} + \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{\alpha\beta}} - \frac{2\nu_{x\beta}}{E_x} \right) \cos 2\alpha \right] \sin 2\alpha$$

$$m_2 = \left[\frac{\cos^2 \alpha}{E_\beta} - \frac{\sin^2 \alpha}{E_x} + \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{\alpha\beta}} - \frac{2\nu_{y\beta}}{E_x} \right) \cos 2\alpha \right] \sin 2\alpha$$

zaś α — kierunek ułożenia włókien w danej warstwie (kątem pomiędzy kierunkiem zbrojenia a osią x)
 β — kierunek prostopadły do α .

Rozwiązanie powyższych równań (3.3) względem składowych naprężeń σ_x , σ_y i τ_{xy} jednej z warstw, przy wykorzystaniu warunków równowagi (3.1), pozwala na określenie stałych sprężystych układu dla dowolnego kierunku ułożenia warstw. Jednak otrzymane tą drogą związki są bardzo złożone, nieprzejrzyste i trudne do skomentowania. Stąd też znaczenie praktyczne takich rozwiązań jest niewielkie tym bardziej, że z punktu widzenia statyki konstrukcji (zgodność kierunku zbrojenia z kierunkiem naprężeń głównych) układy takie nie mają miejsca i z reguły w zastosowaniach praktycznych kąt zbrojenia przybiera tylko trzy charakterystyczne wielkości $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 45^\circ$ i $\alpha = 90^\circ$. Za typowy można uznać tutaj układ o dwu wzajemnie prostopadłych kierunkach zbrojenia $0-90^\circ$, którego rozwiązanie znacznie się upraszcza, ponieważ osie symetrii sprężystej warstw pokrywają się wówczas z osiami układu współrzędnych xy ($m_1 = m_2 = 0$ — naprężenia styczne nie wywołują odkształceń normalnych, a naprężenia normalne postaciowych) i dokonane zostało już przez Hoffa [4]. Otrzymane tam wyrażenia na stałe sprężyste z uwzględnieniem przyjętej wyżej symboliki oznaczania przedstawiają się następująco:

$$E_x = \frac{E_{xa} \cdot \delta_a \cdot E_{yb} \cdot \delta_b \left(\frac{1}{E_{xa} \cdot \delta_a} + \frac{1}{E_{xb} \cdot \delta_b} \right) \left(\frac{1}{E_{ya} \cdot \delta_a} + \frac{1}{E_{yb} \cdot \delta_b} \right) \left(\frac{\nu_{xya}}{E_{xa} \cdot \delta_a} + \frac{\nu_{xyb}}{E_{xb} \cdot \delta_b} \right)^2}{\left(\frac{1}{E_{ya} \cdot \delta_a} + \frac{1}{E_{yb} \cdot \delta_b} \right) - \left(\frac{\nu_{xya}^2}{E_{xa} \cdot \delta_b} + \frac{\nu_{xyb}^2}{E_{xb} \cdot \delta_b} \right)}$$

$$\nu_{xy} = \frac{\frac{\nu_{xya}}{E_{yb} \cdot \delta_b} + \frac{\nu_{xyb}}{E_{ya} \cdot \delta_a} - \nu_{xya} \cdot \nu_{xyb} \left(\frac{\nu_{xya}}{E_{xa} \cdot \delta_a} + \frac{\nu_{xyb}}{E_{xb} \cdot \delta_b} \right)}{\left(\frac{1}{E_{ya} \cdot \delta_a} + \frac{1}{E_{yb} \cdot \delta_b} \right) - \left(\frac{\nu_{xya}^2}{E_{xa} \cdot \delta_a} + \frac{\nu_{xyb}^2}{E_{xb} \cdot \delta_b} \right)}$$

$$\sigma_{xy} = \sigma_{xya} \frac{\delta_a}{\delta} + \sigma_{xyb} \cdot \frac{\delta_b}{\delta}$$

Mimo tego uproszczenia, wyrażenia na E_x i ν_{xy} są nadal złożone. Jednak łatwo zauważyć, że drugie człony w licznikach i mianownikach tych wyrażeń stanowią małe drugiego rzędu. Po odrzuceniu tych wielkości oraz uwzględnieniu następujących zależności wynikających z faktu jednakowych własności warstw (identyczny stosunek objętościowy składników i rodzaj materiałów wyjściowych):

$$E_{yb} = E_{xa}; \quad E_{ya} = E_{xb}; \quad \sigma_{xya} = \sigma_{xyb}; \quad (3.5)$$

$$\nu_{xyb} = \nu_{xya} = \nu_{xya} \frac{E_{ya}}{E_{xa}}$$

wyrażenia (3.4) uproszczą się do następujących postaci:

$$E_x = E_{xa} \frac{\delta_a}{\delta} + E_{ya} \frac{\delta_b}{\delta}$$

$$\nu_{xy} = \nu_{xya} \frac{\delta_a + \delta_b}{\delta_a + \delta_b} \frac{E_{xa}}{E_{xb}}$$

$$\sigma_{xy} = \sigma_{xya} = \sigma_{xyb}$$

Jak widać moduł sprężystości podłużnej, podobnie jak w przypadku pojedynczej warstwy, wyraża się także prostą sumą sztywności, zaś postać stałej ν_{xy} , aczkolwiek nieco bardziej złożona, posiada również prostą interpretację fizyczną, gdyż dla:

$$E_{xa} = E_{xb} \text{ (warstwa pojedyncza)} \quad \nu_{xy} = \nu_{xya}$$

Rozpatrzony układ ujmie przypadek, w którym występuje największe oddziaływanie warstw na siebie (stałe sprężyste przyjmują skrajnie różne wartości), pozostałe kierunki ułożenia warstw w zakresie kątów $0-90^\circ$ charakteryzuje mniejsza intensywność oddziaływania. Dowodzi to, że otrzymane wyrażenie na moduł sprężystości podłużnej E_x oraz współczynnik Poissona ν_{xy} w przybliżeniu można stosować dla dowolnego kierunku ułożenia włókien.

Powyższe nie dotyczy modułu sprężystości poprzecznej σ_{xy} , gdyż czyste ścinania w stosunku do prostego rozciągania stanowi złożony przypadek obciążenia i będzie on wynikiem jednoczesnego działania dwu składowych naprężeń $\sigma_x = -\sigma_y = (\sigma)$, gdzie dla $\alpha = 45^\circ$ $\tau_{45^\circ} = \pm \sigma$. Dla takiego przypadku zasada sumy sztywności wykazywałaby, że dla $\alpha = 45^\circ$ $\sigma_{45^\circ} = \sigma_{45^\circ b}$, gdy tymczasem rzeczywista wielkość tego modułu określona wg zależności (1.3) będzie inna i dużo

większa. Stąd też zasadę sumy sztywności można stosować tutaj tylko dla przypadku, kiedy osie symetrii sprężystej warstw pokrywają się z osiami xy , co ujmie zależność (3.4). W pozostałych przypadkach należy korzystać z ogólnych zależności (1.1) i (1.3), bazujących na stałych sprężystych określonych względem głównych osi symetrii sprężystej układu.

Dokończenie na str. 20

USZKODZENIA CZĘŚCI LOTNICZYCH PRZEZ KOROZJĘ

W artykule opisano przykłady zużycia części lotniczych przez korozję. Omówiono skutki korozji tarciowej (ciernej), gazowej i międzykrystalicznej

Jednym z ważnych czynników powodujących uszkodzenia części lotniczych jest korozja. Korozją nazywamy niszczące zmiany zachodzące najczęściej na powierzchni danego elementu i postępujące w głąb tworzywa, najczęściej metalowego, wywołane chemicznym i elektrochemicznym działaniem powietrza, elektrolitów, kwasów lub innych czynników. W warunkach eksploatacji sprzętu lotniczego korozja występuje równocześnie z mechanicznym niszczeniem powierzchni metali i muszą być one rozpatrywane łącznie.

Szczególnie groźne w praktyce lotniczej są: korozja tarciowa (cierna), gazowa i międzykrystaliczna.

Korozja tarciowa (cierna)

Korozja tarciowa występuje jednocześnie z mechanicznym niszczeniem metali. W częściach narażonych na tarcie występują dwa rodzaje korozji.

Jeden z nich powodujący niszczenie wskutek korozji i ścierania charakteryzuje się głównie zwiększonym zużyciem trących się powierzchni. Proces ten tłumaczy się działaniem środowiska agresywnego przy jednoczesnym tarcu i zaczyna się z chwilą korozyjnego uszkodzenia powierzchni metalu aktywnymi roztworami elektrolitów [1].

Drugi rodzaj korozji, zwany korozją tarciową lub cierną, występuje na powierzchniach współpracują-

cych części silnie obciążonych, o niewielkich wzajemnych luzach, poddanych w stosunku do siebie drganiom lub niewielkim przemieszczeniom. Ten rodzaj korozji jest typowy dla części złączy, wieloklinów i innych ściśle pasowanych części maszyn wykonujących bardzo niewielkie ruchy względne. W silnikach lotniczych obserwowano liczne wypadki zmęczeniowego zniszczenia części, takich jak: korbowody, wałki wieloklinowe, połączenia śrubowe, sprzęgła, których bezpośrednią przyczyną była korozja cierna [2].

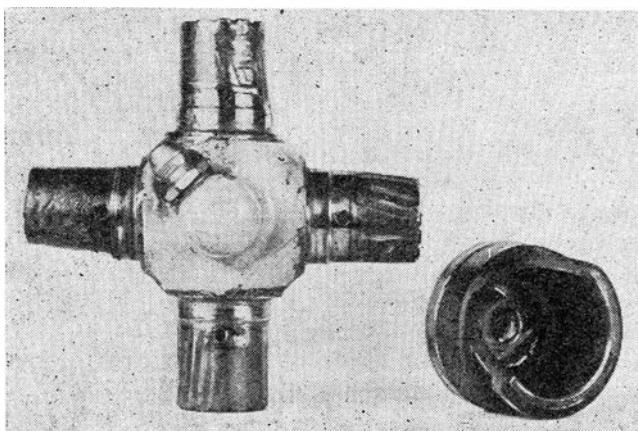
W konstrukcjach nowoczesnych, w miarę wzrostu dokładności wykonania i stosowania coraz ściślejszych tolerancji wymiarowych, większych obciążeń i prędkości, korozja cierna staje się coraz groźniejsza. Niszczy ona bieżnie łożysk, zniekształca dokładne pasowanie części i zmniejsza wytrzymałość zmęczeniową dynamicznie obciążonych części maszyn.

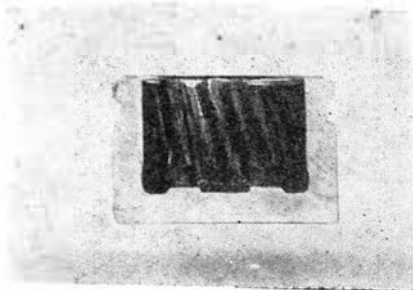
Mechanizm działania korozji tarciowej nie jest dotychczas jednoznacznie wyjaśniony. Istnieją przeciwstawne poglądy co do roli czynników mechanicznych (ścierania) i procesów utleniania w powstawaniu korozji ciernej. Na ogół przyjmuje się [3], że siły adhezji w ściśle do siebie przylegających i mocno obciążonych częściach prowadzą do miejscowych „przyspawañ” cząstek metalu w miejscach styku. Następnie w wyniku wzajemnych ruchów następuje oderwanie przyspawanych cząstek metalu, które reagując z atmosferą, tworzą w złączu mniej lub więcej powierzchniowo utleniowy proszek. Produkty te działają w następnych fazach dodatkowo jako materiał ścierny w złączu. Próby przeprowadzone w próżni lub w atmosferze obojętnej wykazały istotne zmniejszenie zniszczeń wywołanych korozją cierną, aczkolwiek nie wyeliminowały jej całkowicie.

Mechanizm ten nie tłumaczy jednak powstawania korozji ciernej w miejscach współpracy części w przypadkach, gdy nie zachodzi przyspawanie cząsteczek. Zaobserwowano bowiem korozję cierną w przypadku współpracy stali z papierem, drewnem i agatem.

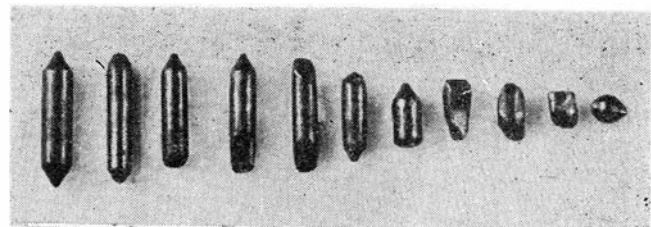
W praktyce lotniczej obserwowano powtarzające się uszkodzenia przegubów kardana pędni śmigła ogonowego śmigłowców [4], [5]. Zużyciu ulegał krzyżak przegubu, przy czym w czasie przeglądów okresowych stwierdzono nadmierne luzy w łożyskach igłowych krzyżaka. Rysunek 1 przedstawia wygląd ogólny

1. Krzyżak przegubu kardana. Widok ogólny. Pow. 0,9 ×





2. Przekrój miseczki łożyska przegubu kardana, widoczne zużycie bieżni. Pow. 1,4 X



4. Rolki jednego z czopów uszkodzonego łożyska. Widok ogólny. Pow. 2 X

Skład stali wg podanej normy przedstawia się następująco: C — 0,15 ÷ 0,20%; Mn — 0,25 ÷ 0,55%; Si — 0,17 ÷ 0,37%; P — maks. 0,03%; S — maks. 0,03%; Cr — 1,35 ÷ 1,65%; Ni — 4,0 ÷ 4,5%; W — 0,8 ÷ 1,2% (wolfram może być zastąpiony przez molibden, licząc jedną część molibdenu na 3 części wolframu wagowo).

Skład chemiczny wszystkich badanych krzyżaków zawierał się w granicach przewidzianych normą, z tym że wolfram był zastąpiony przez molibden w ilościach zgodnych z postanowieniami PN.

Zarówno miseczki łożysk, jak i rolki wykonane były ze stali chromowej na łożyska toczne w gatunku ŁH 15 wg PN-53/H-84041. Również tutaj nie stwierdzono odchyień od przewidzianego składu.

Badania makro- i mikroskopowe wykazały prawidłową strukturę elementów. Krzyżak był nawęglony zgodnie z wymaganiami na głębokość 0,8 mm (rys. 3). W warstwie nawęglonej obserwowano strukturę drobnoziarnistego martenzytu z pojedynczymi wydzieleniami cementytu. Rolki i miseczki miały prawidłową strukturę o podstawie drobnoziarnistego martenzytu z bardzo drobnymi, równomiernie rozłożonymi wydzieleniami węglików.

Pomiary twardości wykonane przy użyciu twardościomierza typu Vickers-Armstrongs pod obciążeniem 10 i 30 kG dały następujące wyniki:

krzyżak — $H_{v\ 30} = 792 \div 824$, co odpowiada 63,5 ÷ 65 HR_C

rolki — $H_{v\ 10} = 803 \div 920$, co odpowiada 64 ÷ 67 HR_C

miseczki — $H_{v\ 10} = 707 \div 803$, co odpowiada 60,6 ÷ 64 HR_C.

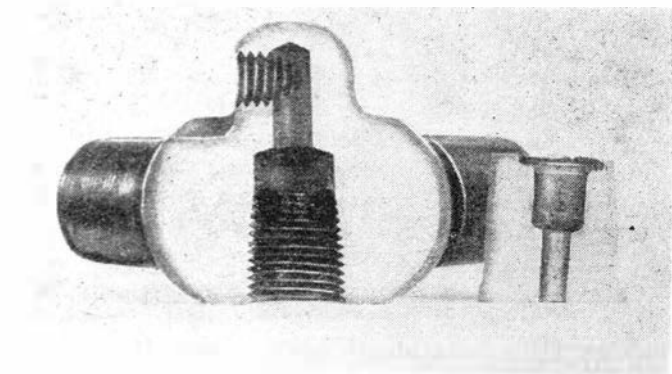
Twardość mierzono w następujących miejscach:
 krzyżaka — na powierzchniach czołowych czopów
 rolek — na przekrojach poprzecznych
 miseczek — na przekrojach podłużnych.

Jak wynika z tych danych, zarówno dobór materiału jak i jego obróbka cieplna były prawidłowe. Również konstrukcja i wykonanie mechaniczne były bez zarzutu.

Z dotychczasowych badań [2], [3] wiadomo, że korozji tarciowej zapobiegają następujące czynniki:

- 1) brak możliwości przemieszczeń wzajemnych (naturalnie w konstrukcjach, gdzie to jest możliwe),
- 2) możliwie duża twardość stykających się powierzchni,
- 3) obecność w warstwie zewnętrznej naprężeń ściskających, wprowadzonych albo mechanicznie, np. przez obróbkę śrutowaniem, albo przez obróbkę cieplno-chemiczną, np. nawęglanie czy azotowanie,
- 4) odpowiednie smarowanie,
- 5) odizolowanie złącza od wpływów atmosferycznych.

W kanałach smarowniczych większości badanych krzyżaków obserwowano brak świeżego smaru. Ło-



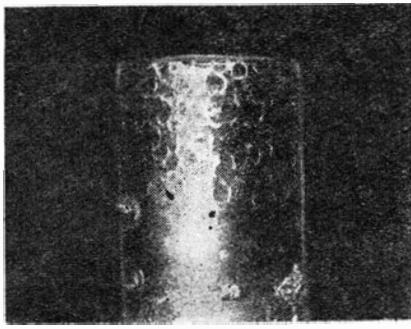
3. Przekrój krzyżaka przez kanały smarownicze; widoczna warstwa nawęglona (o ciemnym zabarwieniu). Szlif trawiony nitaliem. Pow. 1,4 X

ny jednego z uszkodzonych krzyżaków. Widać wyraźnie znaczne zużycie czopów i ślady podobne do śladów wgniecenia rolek. Podobne ślady można było zauważyć na bieżniach miseczki (rys. 2). Ubytki materiału w obserwowanych łożyskach były znacznie zróżnicowane i to zarówno w odniesieniu do poszczególnych czopów krzyżaka, jak i w pojedynczych czopach. Na rys. 3 jest pokazany krzyżak po przecięciu przez kanały smarownicze oraz jeden z czopów w przekroju. Widać wyraźnie, że ubytki materiału są największe przy powierzchniach czołowych czopów: maleją względnie równomiernie przy zbliżaniu się do podstawy. Na przeciętym czopie widać również znaczne zróżnicowanie zużycia na jego obwodzie. Ubytki z jednej strony sięgają prawie na całą grubość warstwy nawęglonej, podczas gdy z drugiej są znacznie mniejsze. Podobnie nierównomiernemu zużyciu ulegały rolki.

Na rys. 4 uwidoczniono przykładowo rolki jednego z czopów łożyska. Niektóre z nich uległy zniszczeniu wskutek uderzeń mechanicznych w końcowej fazie pracy łożyska przy nadmiernych luzach. Średnice rolek zawierały się w granicach 2,02—2,52 mm, przy wymiarze nominalnym 2,54 mm. Na bieżniach wewnętrznych miseczek, czopach krzyżaka i rolkach obserwowano powierzchniową warstwę typu tlenkowego z licznymi miejscowymi wżerami. Znajdowano również w łożyskach liczne produkty korozji w postaci proszku, będącego mieszaniną tlenków żelaza.

W celu ustalenia przyczyn uszkodzeń łożysk przeprowadzono pełne badania materiałowe elementów łożyska. Nie stwierdzono w żadnym z badanych elementów wad materiałowych ani wad obróbki cieplnej.

Krzyżaki wykonane były ze stali do nawęglania w gatunku 18H2N1WA wg PN-58/H-84035.



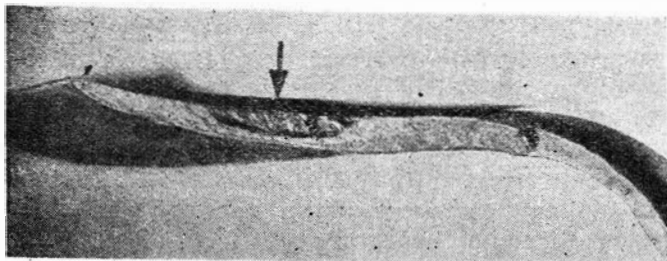
5. Nurnik pompy paliwowej. Widok powierzchni bocznej. Pow. 2 X

zyska przegubów kardana smarowane były olejem przekładniowym hipoidalnym. Wydaje się, że głównym powodem powstania korozji w łożysku, pracującym ponadto w szczególnie trudnych warunkach, był brak dostatecznego smarowania.

Tak więc dobre smarowanie elementów narażonych na działanie korozji tarciowej, tam gdzie jest to możliwe, jest właściwie jedynym czynnikiem mogącym wpłynąć hamująco na korozję w eksploatacji. Do smarowania poleca się w tych przypadkach oleje i smary z dodatkiem stałych substancji smarujących, np. dwusiarczku molibdenu.

Innym przykładem występowania korozji ciernej jest nurnik pompy paliwowej silnika turbodrzutowego.

Na rys. 5 widoczne są na powierzchni bocznej wyraźne ubytki materiałowe, podobne do odgniotów kulek. Zniszczenia te są zjawiskiem wtórnym, bowiem w czasie normalnej pracy nurniki nie mają kontaktu z kulkami. W opisywanym przypadku, po uszkodzeniu łożyska, część kulek dostała się do przestrzeni między korpusem pompy i pierścieniem górnym łożyska oporowego. Czas pracy pompy w tych warunkach jest trudny do określenia. Pomiarzy twardości wykonane na przekroju wzdłużnym nurnika metodą Vickersa przy obciążeniu 1 kG nie wykazały utwardzenia materiału w bezpośredniej bliskości wgłębień. Nurniki wykonane były ze stali XB wg GOST 5950-51 (C — 0,9 ÷ 1,05%; Mn — 0,8 ÷ 1,10%; Si — 0,15 ÷ 0,35%; Cr — 0,9 ÷ 1,2%; W — 1,2 ÷ 1,6%) i powinny być zgodnie z dokumentacją ulepszone cieplnie do twardości HR_c — 55 ÷ 60. Twardość omawianego nurnika wynosiła 640 ÷ 660 H_v, co odpowiada HR_c — 57 ÷ 58. Wydaje się, że również w tym przypadku proces zniszczenia miał charakter korozyjny, choć nie znaleziono wyraźnych produktów korozji w postaci warstwy tlenków lub proszku. Zostały one prawdopodobnie wymyte przez paliwo.



6. Widok ogólny przełomu łopatek zabieraka sprężarki. Strzałka pokazuje kierunek obserwacji mikroskopowych. Pow. 0,9 X

Niszczenie części wskutek korozji ciernej zasługuje na większą uwagę, ponieważ wygląd zużytej powierzchni sugeruje często inną, najczęściej mechaniczną przyczynę zniszczenia. Wskutek złożonego charakteru korozji ciernej nie można jej praktycznie wyeliminować w ściśle pasowanych częściach maszyn, które mogą się przemieszczać wzajemnie. Dlatego należy zwrócić uwagę już w fazie projektowania, a następnie wykonawstwa i eksploatacji na wszystkie czynniki wpływające hamująco na rozwój korozji ciernej.

Korozja międzykrystaliczna

Cechą korozji międzykrystalicznej jest niszczenie metalu wzdłuż granic ziarn krysztalów, przy czym produkty korozji nie wydzielają się na zewnątrz, a tylko środowisko agresywne przenika w głąb. Korozja międzykrystaliczna stanowi jedną z najmniejbezpieczniejszych form niszczenia materiału, ponieważ wskutek rozluźnienia spoiwości ziarn prowadzi do silnego zmniejszenia wytrzymałości. Podatność na korozję międzykrystaliczną jest związana ściśle z cechami strukturalnymi materiału. Do korozji międzykrystalicznej między innymi skłonne są niektóre stopy glinu.

Istnieje kilka hipotez wyjaśniających mechanizm korozji międzykrystalicznej w stopach aluminium [1], wszystkie są zgodne ze stanowiskiem, że za korozję odpowiedzialne są nowe fazy powstałe w wyniku obróbki cieplnej tych stopów.

Ze stopu tego typu (znak: Al Cu 2 Si Mg Mn Cr Ti cecha: PA 32 wg PN-59/H-88026), odpowiadającego stopowi AK 6-1 wg GOST 4784-49 są wykonane między innymi łopatek zabieraków sprężarek odśrodkowych w silnikach turbinowo-spalinowych.

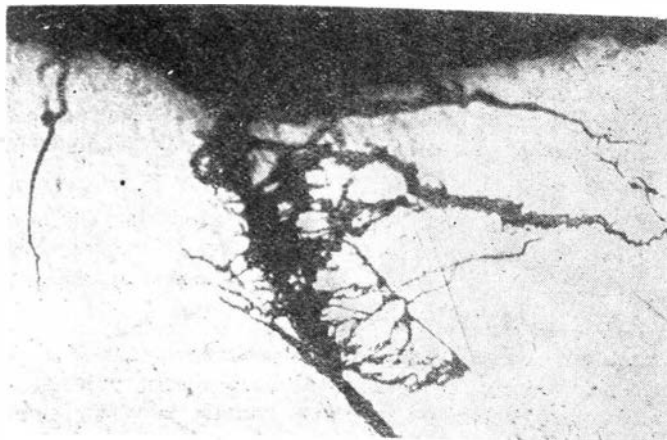
W celu zabezpieczenia tych części przed korozją stosuje się ochronne powłoki anodowe na powierzchni [6]. W czasie pracy silnika łopatek sprężarki są narażone jednak na erozyjne działanie pyłu zasysanego wraz z powietrzem. Działanie erozyjne pyłu i ewentualne wady procesu anodowania mogą prowadzić w niektórych przypadkach do zniszczenia lub nieszczelności ochronnej warstwy tlenkowej.

W praktyce obserwowano przypadki zmęczeniowego zniszczenia łopatek i stwierdzono, że bezpośrednią przyczyną uszkodzenia była korozja międzykrystaliczna [5], [7]. Ogniska zmęczenia występowały z reguły na powierzchni koryta łopatek.

Na rys. 6 przedstawiono widok ogólny przełomu jednej z łopatek. Na rysunku wyraźnie odznacza się strefa złomu zmęczeniowego.

Rys. 7 przedstawia siatkę pęknięć na powierzchni koryta łopatek w bezpośredniej bliskości przełomu. Kierunek obserwacji zaznaczono strzałką na rys. 6. Na rysunku 8 widoczna jest siatka pęknięć wywołanych korozją międzykrystaliczną na głębokości około 0,5 mm od powierzchni koryta w okolicy ogniska. W pobliżu przełomu obserwowano występowanie dalszych obszarów, na których korozja międzykrystaliczna poczyniła znaczne spustoszenie.

Badania materiałowe omawianych łopatek wykazały zgodność z wymaganiami. Zarówno skład chemiczny, jak i własności mechaniczne odpowiadały warunkom.



7. Siatka pęknięć na powierzchni łopatki w pobliżu przekłamu. Szlif nietrawiony. Pow. 500 X



8. Siatka mikropeknięć na głębokości 0,5 mm od powierzchni łopatki. Szlif nietrawiony. Pow. 200 X

Badania mikroskopowe materiału łopatek wykazały obecność wydzielonych faz Mg_2Si i $CuAl_2$. Wydzielenia faz Mg_2Si i $CuAl_2$ są jednak typowe dla tego stopu w stanie obrobionym cieplnie (hartowanie i starzenie) i stąd jego skłonność do korozji międzykrystalicznej.

Jak wynika z badań szczelności warstwy anodowej, wykonanych w ITWL na kilkudziesięciu wirnikach, warstwa ochronna tlenków ulega zniszczeniu w pewnych miejscach łopatek już po kilkunastu godzinach pracy silnika [8]. Oczywiście podczas dłuższego okresu eksploatacji obszary pozbawione powłoki ochronnej powiększają się. Warstwa anodowa ulega zniszczeniu tylko na powierzchniach łopatek, po stronie zgodnej z kierunkiem obrotów silnika. Nie obserwowano stref z uszkodzoną warstwą anodową po przeciwnej stronie łopatek.

O tym czy w miejscach, w których warstwa ochronna utraciła szczelność rozwinie się korozja, i jaki będzie jej zakres, decyduje wiele czynników. Najważniejsze z nich to atmosfera i warunki klimatyczne, w jakich eksploatowany jest sprzęt, oraz czas eksploatacji między remontami.

Korozja gazowa

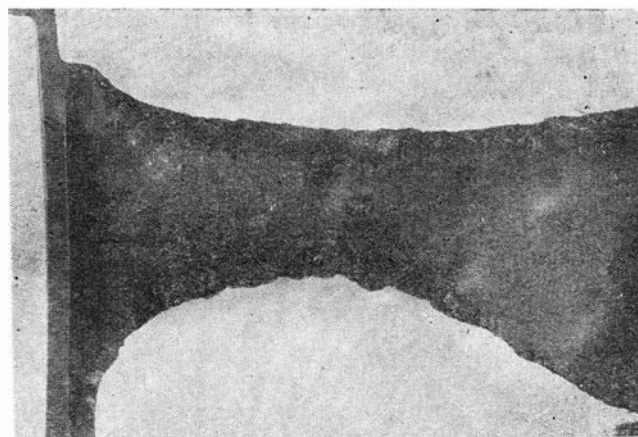
Pod pojęciem korozji gazowej rozumiemy procesy niszczące zachodzące w podwyższonych temperaturach

na powierzchni lub w głębi materiału, w wyniku oddziaływania zewnętrznego środowiska utleniającego nie będącego jednak elektrolitem. Cechą charakterystyczną procesu korozji gazowej jest tworzenie się na powierzchni materiału warstwy stałego produktu, zwanego zgorzeliną. W wysokich temperaturach produkt utlenienia może być niekiedy ciekły (w przypadku tworzenia się niskotopliwych eutektyk) lub nawet lotny [9], [10].

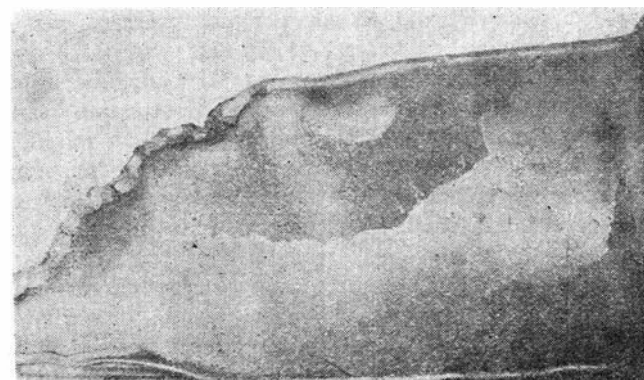
Pomimo stosowania na elementy silników turbino-spalinowych specjalnych stopów na osnowie niklu lub kobaltu o wysokich własnościach mechanicznych w wysokich temperaturach i dużej żaroodporności, problem odporności na korozję gazową staje się coraz ważniejszy. Nowoczesne stopy żaroodporne mają bowiem w obecnym zakresie temperatur pracy silnika jeszcze pewien zapas wytrzymałości, natomiast odporność na korozję gazową staje się jednym z głównych kryteriów przydatności stopu. Stopy żaroodporne na osnowie niklu są na ogół bardziej podatne na korozję gazową niż stopy na osnowie kobaltu.

Mechanizm działania korozji gazowej stopów żaroodpornych nie jest całkowicie wyjaśniony. Skutki są jednak widoczne. Rys. 9 ilustruje łopatkę aparatu kierowniczego ze stopu EJ 437 po kilkuminutowej pracy w temperaturze $920 \div 950$ °C.

Widać katastrofalne zniszczenia materiału wskutek korozji gazowej. Średni skład stopu: C — maks. 0,08%; Mn — maks. 0,5%; Si — maks. 1,0%; Cr —



9. Łopatka aparatu kierowniczego zniszczona wskutek korozji gazowej. Widok ogólny. Pow. 0,8 X



10. Łopatka turbiny po około 300-godzinnej pracy. Widoczna powierzchniowa warstwa tlenków. Pow. 1 X

21⁰/₀; Ti — 2,5%; Al — 0,75⁰/₀, Fe — maks. 2,5%; Ni — reszta. Dane dotyczące temperatury i czasu są orientacyjne, ponieważ ścisłe wartości nie można było ustalić. Na rys. 10 uwidoczniono łopatkę turbiny z tego samego materiału po kilkusetgodzinnej eksploatacji w normalnym zakresie temperatur pracy silnika. Na powierzchni widać zwarte warstwy zgorzeliny, bez istotnego wpływu na trwałość łopatki. Uszkodzenia wierzchołka pióra łopatki widoczne na rys. 10 mają charakter mechaniczny. Korozja gazowa powodująca szybkie niszczenie tworzywa metalicznego (jak w przypadku demonstrowanej łopatki aparatu kierowniczego), nosi nazwę korozji katastrofalnej. Korozja katastrofalna rozpoczyna się po przekroczeniu pewnej granicznej temperatury, przy czym jej przebieg jest zjawiskiem bardzo złożonym. Nie zawsze może on być wyjaśniony tworzeniem się płynnych produktów reakcji. Wiadomo, że siarka jest jednym z zasadniczych elementów sprzyjających korozji gazowej. Podobnie działa sól. Siarka znajduje się w większości paliw i często w atmosferze, szczególnie w okolicach przemysłowych. Również sól znajduje się niekiedy w paliwie i w atmosferze morskiej. W świetle dotychczasowych badań przebieg korozji gazowej stopów żaroodpornych na osnowie niklu, w atmosferze zawierającej siarkę, można przedstawić następująco [10]:

- 1) stop zaczyna utleniać się i na powierzchni powstaje warstwa tlenkowa bogata w chrom, wskutek czego materiał wyjściowy ubożeje w chrom,
- 2) początkowo warstwa tlenków jest szczelna, siarka drogą dyfuzji przenika do materiału, nie powodując jednak większego niebezpieczeństwa korozji,
- 3) wskutek nie wyjaśnionego jeszcze mechanizmu (erozja mechaniczna, reakcja chemiczna itp.) następuje w niektórych miejscach naruszenie spójności warstwy tlenkowej; droga do niekontrolowanego dostępu tlenu i siarki jest otwarta,
- 4) siarka przedostając się zarówno drogą dyfuzji, jak i przez miejsca nieszczelności reaguje głównie

z chromem materiału wyjściowego i tworzy CrS; następuje dalsze zubożenie podłoża w chrom,

5) uboższa w chrom zewnętrzna warstwa materiału wyjściowego i utworzone siarczki są znacznie mniej odporne na utlenianie — widać już wyraźnie skutki korozji.

6) uwolnione wskutek reakcji utleniających atomy siarki dyfundują głębiej w materiał, tworząc nowe siarczki chromu, zubożając dalsze warstwy materiału w chrom itd., aż do zniszczenia stopu.

Problem korozji gazowej stopów żaroodpornych jest na tyle ważny, że ostatnio obserwuje się przesunięcie kierunku badań od opracowywania nowych stopów do zwiększenia ich odporności na korozję.

Jak wynika z przytoczonych kilku przykładów zużycia części lotniczych wskutek korozji oraz danych literaturowych, korozja wyrządza znaczne szkody w eksploatowanym sprzęcie. Dlatego we wszystkich fazach tworzenia konstrukcji, doboru materiałów, a następnie technologii wytwarzania i opracowywania przepisów eksploatacji należy zwracać szczególną uwagę na problem korozji.

Literatura

1. Klinow I. J.: *Korozja i tworzywa konstrukcyjne*, WNT Warszawa 1964 (tłumaczenie z rosyjskiego).
2. *Corrosion Handbook* by H. H. Uhlig, John Wiley Sons Inc. New York 1955.
3. Wulpi D. J.: *Surface damage ... effects of corrosion*. „Met. Progress”, 1966 April.
4. Gruszczyński E., Sychowicz E.: *Możliwości określenia przyczyn uszkodzenia części lotniczych w procesie eksploatacji na podstawie wyników badań materiałowych*. Materiały Konferencji „Aktualne Problemy Lotnictwa”, Sekcja II, Poznań 1967.
5. *Prace ITWL: Rocznik orzeczeń z badań materiałowych 1967*.
6. Rogalski Z., Sychowicz E.: *Własności grubych pokryw anodowych na stopie lekkim AK6-1*, „Technika Lotnicza” 1964 nr 5.
7. *Prace ITWL: Rocznik orzeczeń z badań materiałowych, 1968*.
8. Rogalski Z.: *Korozja wirników sprężarek wykonanych ze stopu AK6-1*, „Informator ITWL” 1963 nr 7.
9. Mrowec S.: *Korozja gazowa w atmosferze utleniającej*. Praca zbiorowa pt.: *Nowsze zagadnienia z zakresu nauki o korozji metali*, PAN 1967.
10. Sims Ch. T.: *A Contemporary View of Nickel-Base Superalloys* *J. of Metals*, 1966 October.

Dokończenie ze str. 15

Z przeprowadzonych wyżej rozważań wynika, że znając wielkość stałych sprężystych warstwy podstawowej, można bez przeszkód określić własności sprężyste układu wielowarstwowego o dowolnej ilości i kombinacji rozmieszczenia warstw, stosując prostą zasadę sumy sztywności w odniesieniu do modułów sprężystości podłużnej oraz korzystając następnie z ogólnych zależności (1.3) — moduł sprężystości poprzecznej. Najbardziej złożonym układem zbrojenia w zastosowaniach praktycznych jest tzw. dźwigarokeson, składający się z pasów o podłużnym układzie włókien oraz kesonu o włóknach krzyżujących się pod kątem 45° w stosunku do osi pasów. W takim układzie zarówno moduł sprężystości podłużnej jak i poprzecznej określa prosta suma sztywności (sztywność kesonu i sztywność pasów), ponieważ oś

symetrii sprężystej kesonu pokrywa się z główną osią symetrii sprężystej pasów.

Literatura

1. Lechnicki S. G.: *Anizotropnyje płastinki*, Gostechizdat M. 1957.
2. Dietz A. G. H., Sonneborn R. H.: *Fiberglass reinforced plast* N. Y. 1954.
3. Rabinowicz A. Ł. *Wwiedzenie w mechanikę armowanych polimerów*. Izdatelstwo „Nauka”, Moskwa 1970.
4. Hoff: *The strength of laminates and sandwich structural elements*, „Engineering laminates” N. Y. 1949.

KSZTAŁTOWANIE LOTNISK POLSKICH W LATACH 1918 – 1939

W artykule przedstawiono zasadnicze cechy rozwoju układu przestrzennego zaplecza technicznego i kwaterynkowego lotnisk i podano krytyczną analizę rodzimych koncepcji. Zwrócono szczególną uwagę na aspekty obronne i funkcjonalne.

Część II. Zaplecze techniczne, hangary

U w a g a. Jest to pierwsza publikacja na ten temat w kraju i za granicą, opracowana głównie w oparciu o nie wykorzystane dotychczas źródła archiwalne.

Na najstarszych lotniskach w Polsce zabudowa koncentrowała się na ogół z jednej strony pola wzlotów (Ławica, Rakowice), z dwóch stron (Toruń, Dęblin), a tylko w jednym przypadku (Mokotów) z trzech stron. Takie usytuowanie sektorów zabudowy techniczno-koszarowej w znacznym stopniu było wynikiem przypadkowego, sukcesywnego rozrastania się tradycyjnych kompleksów zaplecza. Począwszy jednak od roku 1924, tj. od czasu zaprojektowania Skińłowa i Okęcia, kształtowanie zaplecza lotnisk nosiło już znamiona docelowo przemyślanej koncepcji, opartej na teoretycznych studiach i założeniach co do jego najkorzystniejszej struktury. Od tego czasu charakterystycznym rysem polskich koncepcji sytuowania kompleksów zaplecza (w odróżnieniu np. od koncepcji niemieckich, które aż do wybuchu wojny podtrzymywały raczej tradycyjny układ zabudowy z jednej strony lotniska [1]) stało się rozczłonkowanie tych kompleksów na 3—6 odrębnych sektorów, lokalizowanych ze wszystkich stron pola wzlotów, na obrzeżu tego pola.

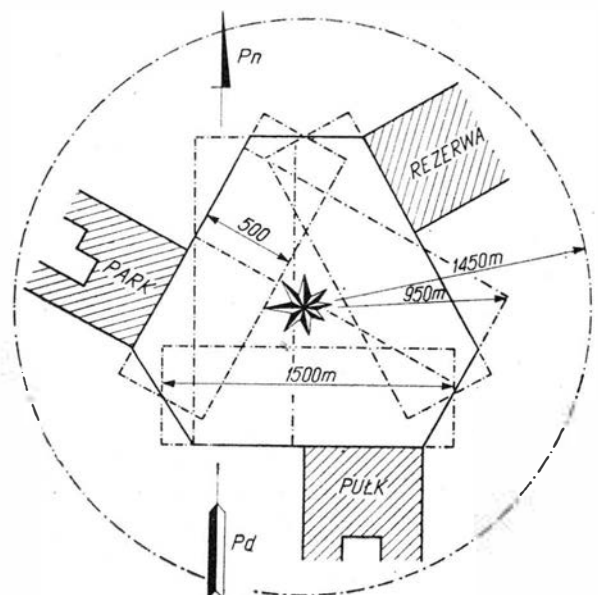
Każdy z takich sektorów, składający się przeciętnie z 9—15 budowli zwany grupą, miał odrębne, wyraźnie zdefiniowane przeznaczenie użytkowe (pułk, park, eskadra, wytwórnia, port komunikacyjny itp.) i łączył się z polem wzlotów za pośrednictwem 3—4 hangarów. Wyjątkowo grupa mieszkalna odsuwana była od pola wzlotów o około 500 m, a niekiedy również grupa warsztatowa (park) o około 200—300 m (np. Krosno). Poszczególne grupy blokowały oczywiście część każdego kierunku startów, a oddzielone były od siebie pasami wybiegów i podejść powietrznych.

Główną zaletą takiego sytuowania zaplecza było korzystne pod względem biernej obrony przeciwlotniczej rozśrodkowanie oraz stworzenie wyraźnego podziału funkcjonalnego zaplecza, a tym samym wygodnych warunków autonomicznego działania poszczególnych oddziałów względnie jednostek użytkujących obiekt. Ponadto, tylko częściowe blokowanie każdego kierunku nie wyłączało praktycznie żadnego całkowicie i pozwalało na swobodne dostosowywanie się do róży wiatrów ze startami i lądowaniem samo-

lotów, bardzo wówczas czułych na podmuchy boczne.

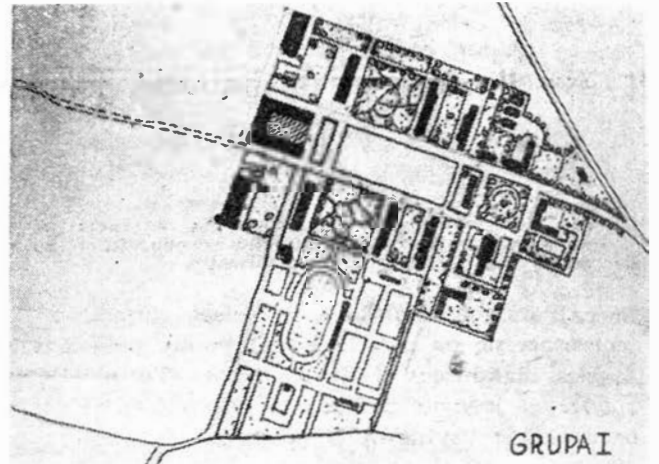
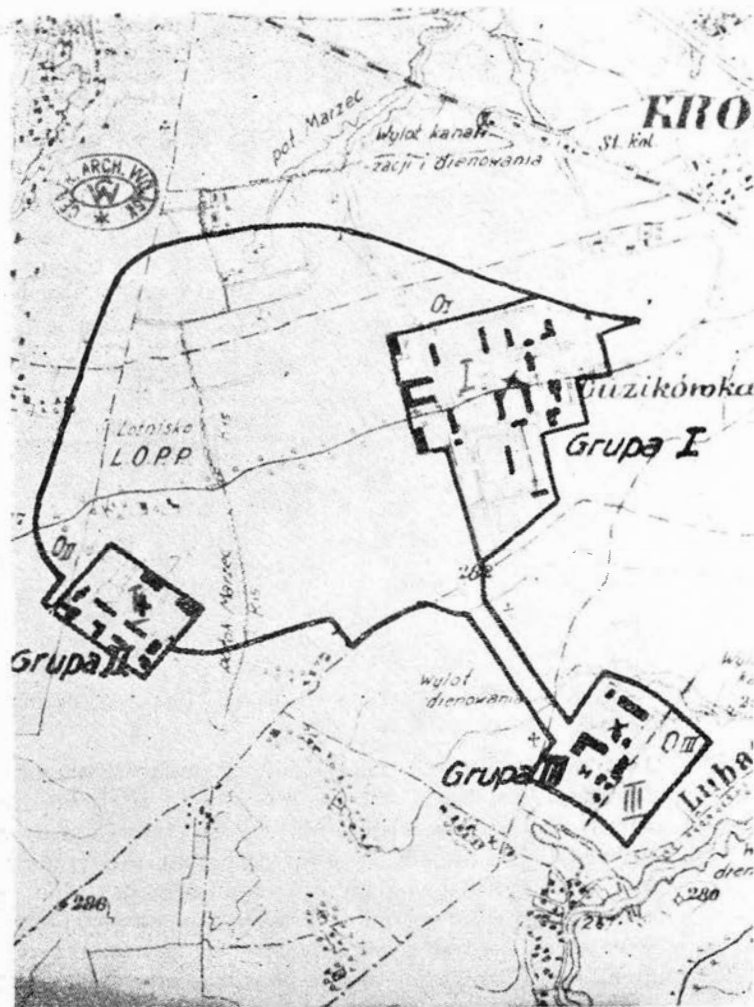
Mimo wymienionych zalet i godnej podkreślenia oryginalności koncepcji trzeba stwierdzić, że była ona jednak w znacznym stopniu przeteoretyzowana i aż dziwne, że udało się ją konsekwentnie do września 1939 roku realizować przewyżając naturalne w takim przypadku opory i tradycyjne nawyki użytkowników. Pomysł miał bowiem równocześnie z wymienionymi zaletami wiele bardzo istotnych wad, a mianowicie:

- między sektorami zaplecza niezbędny był ruch pojazdów i pieszych, który ze zrozumiałych względów odbywał się poprzez wybiegi, stwarzając zagrożenie bezpieczeństwa lotniczego podczas startów i lądowań
- rozczłonkowanie zaplecza nie pozwalało na koncentrację uzbrojenia terenu i niezmiernie wydłużało drogi kołowe, linie energetyczne, przewody wodno-kanalizacyjne, bocznice kolejowe i rurociągi paliwowe, podrażając poważnie koszty lotnisk



1. Sektory zaplecza lotniska na trójkącie wg koncepcji teoretycznych. Źródło: wojskowa literatura przedwojenna, szkic autora

2. A tak wyglądały sektory zabudowy w konkretnym projekcie założonego na trójkącie lotniska Krosno. Źródło: CAW, zdjęcie wykonane staraniem autora (obecnie lotnisko sportowe o innym kształcie i w posazeniu)



3. Przykład „wersalskości” rozwiązań przestrzennych zaplecza na lotnisku wojskowym. Źródło: CAW, kopia wykonana przez autora (nie publikowane)

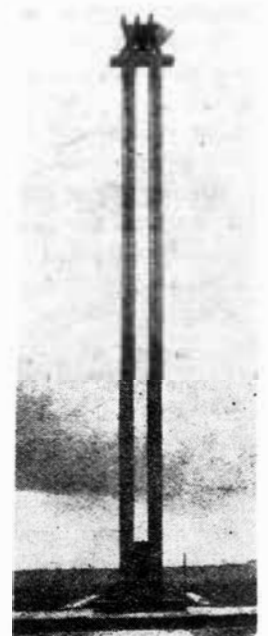
- usytuowanie części zaplecza na każdym z kierunków stwarzało znaczne niebezpieczeństwo przy startach i lądowaniu w trudnych warunkach meteorologicznych i ograniczonej widoczności
- określone trudności występowały w regulowaniu ruchu samolotów na lotnisku w związku z istnieniem odrębnych źródeł wyjściowych i dyspozycyjnych tego ruchu
- wyodrębnienie potencjalne kilku sektorów zabudowy stanowiło dużą pokusę i zachętę do koncentrowania przy jednym polu wzlotów i na jednym lotnisku licznych odrębnych użytkowników (komunikacja, wojsko, wytwórnie, sport), co było bardzo niepożądane pod względem obronnym i w praktyce stanowiło dość specyficzną, niekorzystną cechę polskich lotnisk tzw. garnizonowych.

Niektóre z wymienionych wad, a w szczególności ruch pieszy i transportowy odbywający się praktycznie poprzez wybiegi, podnoszone były przez doświadczonych dowódców i lotników, jednakże w formie dość oględnej i raczej w postaci zachęty do dyskusji, a nie zdeterminowanej krytyki błędnych założeń [2].

W odróżnieniu od zastrzeżeń merytorycznych, które można wyraźnie formułować w odniesieniu do ogólnego rozlokowania zaplecza, na pochwałę zasługuje staranne i kompleksowe urbanistycznie rozpracowanie poszczególnych grup zabudowy już we wczesnej fazie projektowania całego lotniska. W ramach tych grup starano się wykształcić odpowiednie centra funkcjonalne i ciągi związane technologicznie, a w planach zagospodarowania terenu nie pomijano

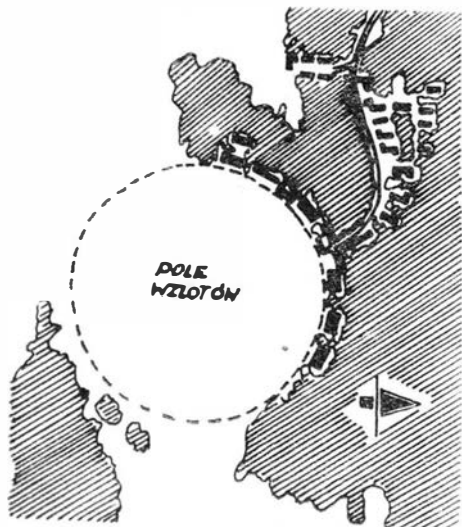
szczegółowego rozpracowania obiektów towarzyszących, w postaci komunikacji wewnętrznej, placów ćwiczeń, zieleńców, stadionów, obiektów kulturalno-oświatowych itp.

W szczególności ostatnie przedwojenne projekty i realizacje, odnoszące się np. do lotnisk w Małaszewiczach, Krośnie czy Mielcu, zasługują na uznanie z punktu widzenia logiki ogólnego porządku urbanistycznego, chociaż również i starsze lotniska, jak



4. Pomnik na Okęciu zaprojektowany przez inż. arch. Józefę Ochmańską-Mrówkową. Źródło: literatura międzywojenna (po wojnie nie publikowane).

5. Przykład zaplecza typowego lotniska Luftwaffe, ukrytego w otoczeniu leśnym. Źródło: Archiwum niemieckie; rysunki autora



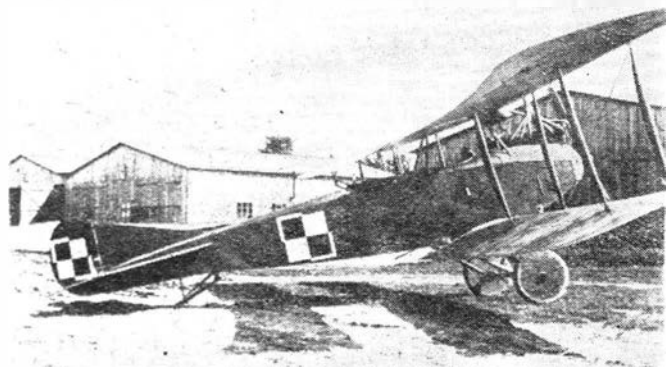
Skniłów czy Okęcie, mogły się szczycić wysokiej rangi rozwiązaniami kompleksowej architektury. Warto zresztą nadmienić, że niekiedy w grę wchodziła stosunkowo duża liczba budowli, np. w Dęblinie w roku 1932 istniały już 94 obiekty (w tym 7 hangarów), a projektowano dalsze 32 (w tym 6 hangarów), w Krośnie projektowano 42 obiekty (w tym 7 hangarów), w Skniłowie 47 obiektów (w tym 9 hangarów) [3].

Mówiąc o porządku urbanistycznym przestrzegającym przy planowaniu lotnisk trzeba jednak podkreślić, że

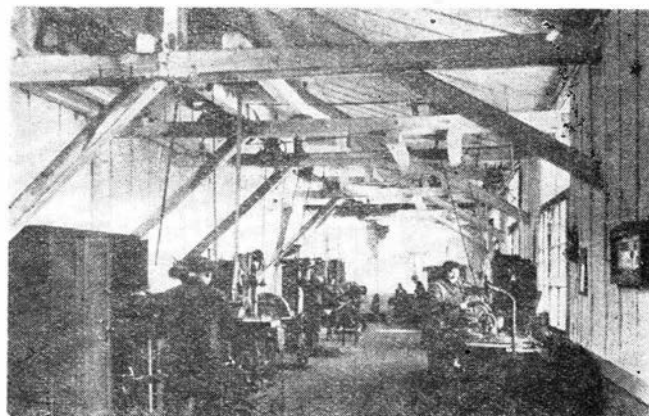
porządek ten nawiązywał raczej do założeń i tradycji miejskich i w zasadzie prawie zupełnie nie brał pod uwagę specyfiki obronnej, która w sensie kompozycyjnym powinna wyrażać się nieregularnością linii i osi zabudowy, unikaniem symetrii i rozrzuconiem obiektów raczej w kierunku prostopadłym, a nie równoległym do granic pola wzlotów. Pod tym względem typowe rozwiązania lotnisk „Luftwaffe” znacznie konsekwentniej podporządkowane były nakazom sztuki wojennej i uznawały prymat rozróżnienia i maskowania budowli w otoczeniu leśnym nad pokojową funkcjonalnością zabudowy [4] i wersalską elegancją rozplanowań, przyozdobioną nawet niekiedy strzelistym pomnikiem, jak np. na Okęcie.

W składzie przeciętnego zaplecza lotnisk garnizonowych można wyróżnić trzy podstawowe elementy: zabudowę techniczną, koszarowo-garnizonową i mieszkalną kadry. W ramach zabudowy technicznej występowały hangary postojowe i warsztatowe, budynek komendy portu, magazyny lotnicze i paliwowe, magazyny uzbrojenia, elektrownia awaryjna i system światła, a przeważnie również bocznicą kolejową.

W inwentarzu obiektów koszarowo-garnizonowych figurowały budynki koszarowe, wyszkoleniowe, dowództwo, kasyno i stołówka, łaźnia, garaże, kino-teatr, magazyny żywnościowo-mundurowe, piekarnia, strzelnica, remiza przeciwpożarowa, wartownia, areszt,



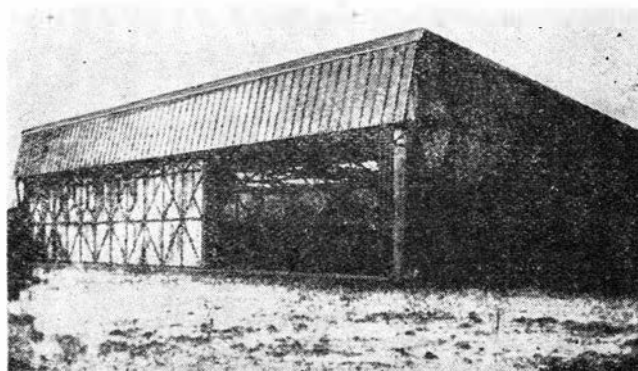
6. Rok 1919 — typowe hangary mokotowskie. Zdjęcie ze zbiorów autora (nie publikowane)



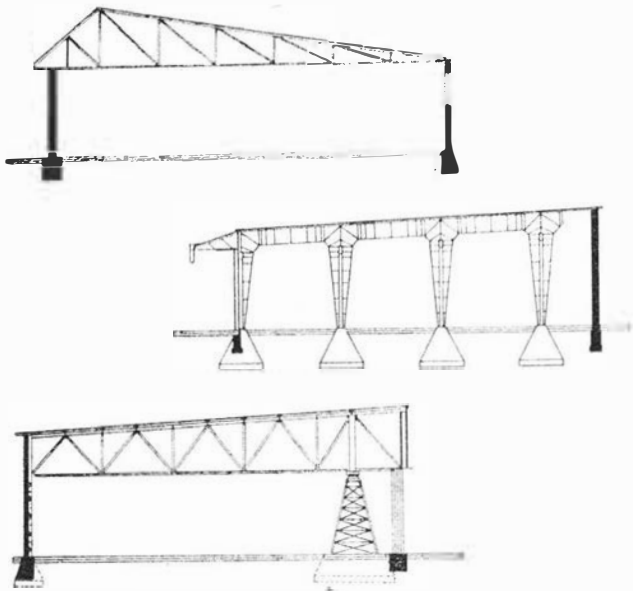
8. Wnętrze drewnianej przybudówki hangaru w Rakowicach z lat 1918—20. Źródło: przedwojenna literatura wojskowa (po wojnie nie publikowane)



7. W głębi duży hangar drewniany na lotnisku Mokotowskim w roku 1920. Zdjęcie ze zbiorów autora (nie publikowane)



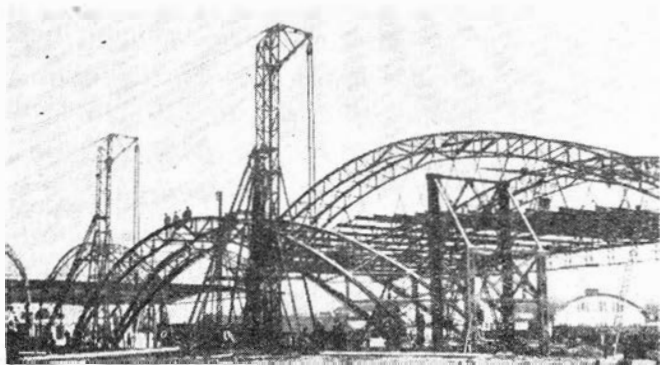
9. Pierwszy hangar stalowy wybudowany w Polsce w okresie międzywojennym. Źródło: prasa lotnicza przedwojenna (po wojnie nie publikowane — stoi do dziś na lotnisku sportowym)



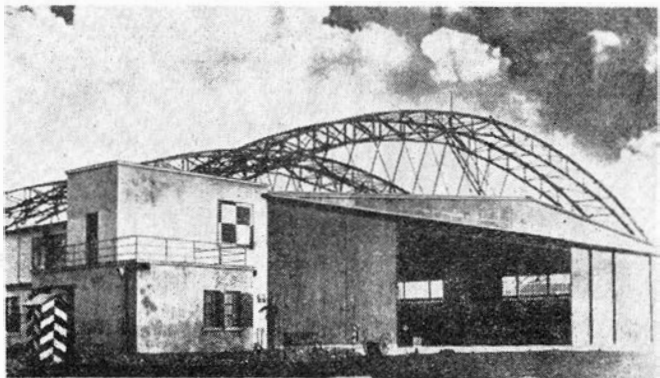
10. Przekroje konstrukcji stalowych i żelbetowych hangarów produkowanych w kraju. Źródło: literatura wojskowa przedwojenna (po wojnie nie publikowane)

terenach sportowych i inne obiekty pomocnicze. W kompleksach mieszkalnych oprócz samych mieszkań występowały obiekty usługowo-handlowe. Ponadto instalowano kotłownie, wieże ciśnienia, studnie, drogi, przewody wodn.-kan. i inne urządzenia towarzyszące, niezbędne dla całego zaplecza lotniskowego. Na lotniskach współużytkowanych z lotnictwem komunikacyjnym i sportowym występowały poza tym dodatkowe hangary, budynki portowe i administracyjne.

Lotniskowe budownictwo wojskowe, chociaż drogo kosztowało, cechowała na ogół duża solidność, trwa-



11. Hangar o rozpiętości 55 m w montażu na Okęciu. Ze zbiorów autora

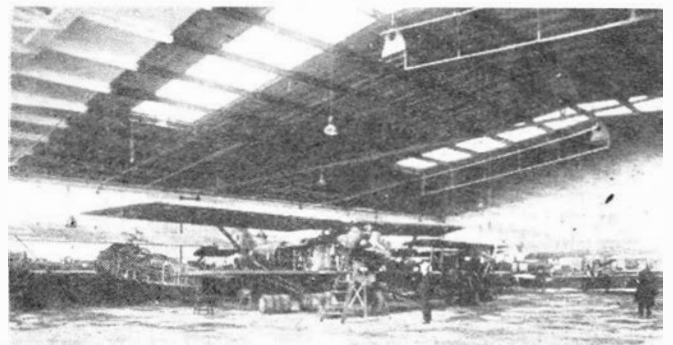


12. Podobny hangar w stanie gotowym. Źródło: literatura międzywojenna

łość, stosunkowo szlachetne wykończenie, niekiedy znaczne przeszklenie oraz wysoki standard wyposażenia instalacyjnego — były to zresztą cechy całego budownictwa wojskowego tamtych czasów, kiedy to zleceniodawcą wojskowy był szczególnie cenionym i poszukiwanym przez przedsiębiorstwa mecenasem. Budowle lotnictwa były przy tym bardziej eksploatowane i niektóre z nich spotykały się następnie nawet z zarzutem zbyt dużego luksusu — dotyczyło to zwłaszcza budynków na Okęciu [5].

Ze względu na ograniczone ramy niniejszego opracowania zajmę się w dalszym ciągu bliżej tylko niektórymi specyficznymi elementami zaplecza technicznego lotnisk, a mianowicie hangarami, urządzeniami paliwowymi i elektronawigacyjnymi.

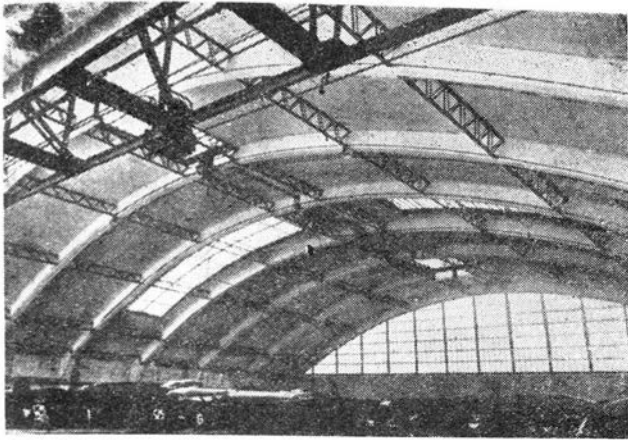
Hangary do roku 1923 budowano w Polsce przeważnie drewniane i o prowizorycznym charakterze, jeżeli nie liczyć kilkunastu hangarów o konstrukcji stalowej, odziedziczonych po okupantach na lotniskach w zachodniej części kraju (np. Toruń, Grudziądz). Następnie realizowano już hangary o konstrukcji metalowej, wg powtarzalnych rozwiązań. Przy tym najpierw do podstawowych typów należały średniej wielkości, proste i stosunkowo słabo przeszklone hangary o rozpiętości 30—33 m, szerokości 32—35 m i wysokości bramy 5,5—6,5 m, budowane przez Górnośląskie Towarzystwo Przemysłowe, między innymi na lotnisku w Katowicach i Dęblinie [6]. Wymienione towarzystwo wykonało w latach 1926—30 łącznie około 30 hangarów stalowych [7]. Następnie, około roku 1930, rozpowszechniono w Polsce hangar o wymiarach 55 × 37 m, jeden z największych wtedy w Europie i o rozpiętościach nie stosowanych wówczas nawet w Ameryce [8], o dachu podwieszonym do



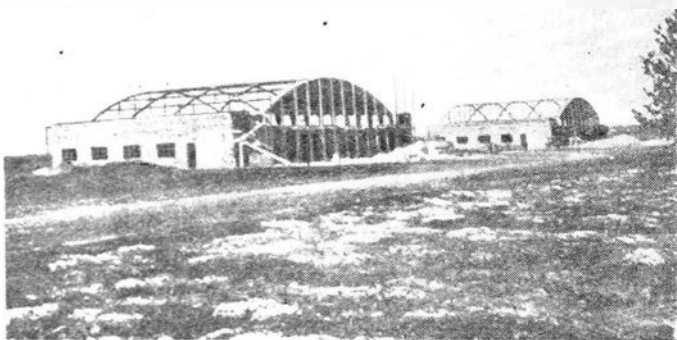
13. Wnętrze dużego hangaru w Rakowicach



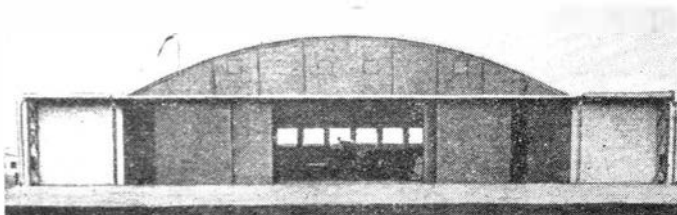
14. Żelbetowy hangar zespolony w roku 1930 na Okęciu. Źródło: literatura przedwojenna



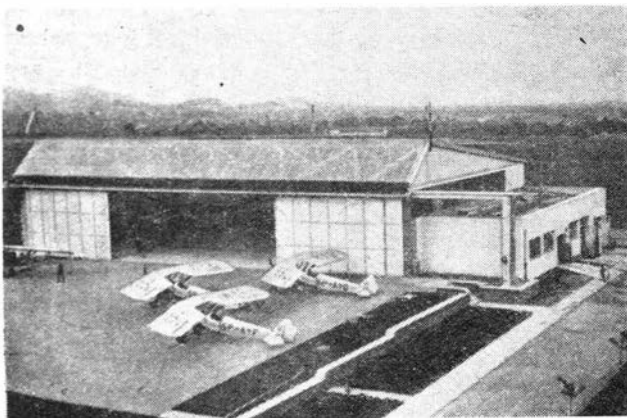
15. Wnętrze hangaru żelbetowego innego typu. Źródło: jak wyżej



16. Budowa hangarów w Lublinie

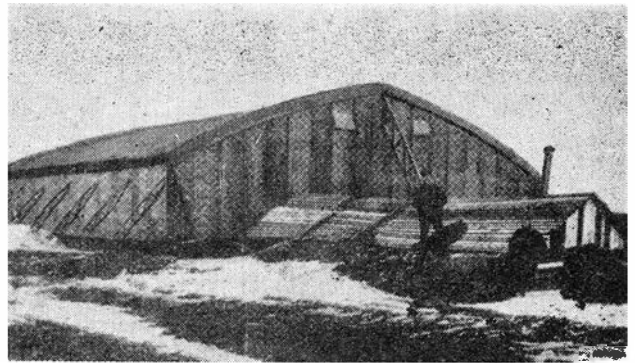


17. Hangar podobnego typu po wykonaniu

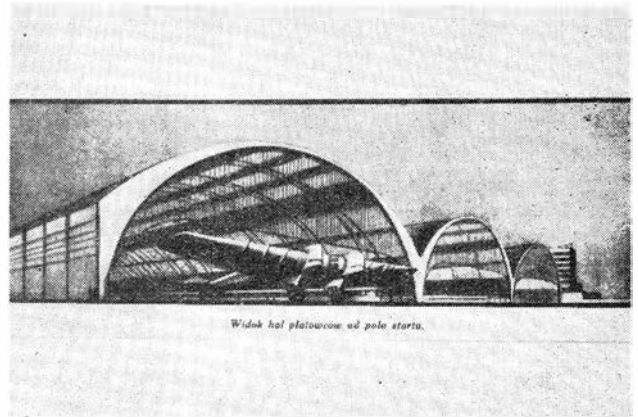


18. Zgrabny, mały hangar w Aleksandrowicach (było lotnisko sportowe)

charakterystycznych zewnętrznych łuków konstrukcji — był to hangar typu istniejącego do dziś na Okęciu, bardzo trudny w montażu. Do ciekawostek należy zaliczyć fakt, że pomysł konstrukcyjny tego hangaru powstał przypadkowo, po obejrzeniu przez ówczesnego kierownika Górnośląskiego Towarzystwa Przemysłowego, inż. Bronisława Kowalskiego, hal berlińskiego ogrodu zoologicznego. Na Okęciu zrealizowano również w tym czasie tzw. zespolony hangar żelbetowy, co uważano za znaczne osiągnięcie kon-



19. Hangar przenośny typu Bessoneux, fotografowany zimą 1919/20 roku (z przedwojennej prasy wojskowej)



20. Hale peronowe dworca przyszłości wg projektu dyplomowego PW z roku 1930

strukcyjno-budowlane lat trzydziestych. Tuż przed wojną specjalnym powodem do chwały projektantów stały się stosunkowo niewielkie, ale zgrabne i o doskonale naświetlonym wnętrzu, hangary ze skośną przeszkloną płaszczyzną nadbramową. Miały one wymiary 24×20 m i wysokość bramy 6 m. Zrealizowano je między innymi w Aleksandrowicach, Ułężu i Sadowie [9].

Do rozwiązań bardzo postępowych w okresie międzywojennym w naszym budownictwie hangarowym należy zaliczyć stosowane dość często urządzenia do półautomatycznego przesuwania tafli bramowych, co i dziś należy do rzadkości w budownictwie małych i średnich obiektów. Projektantem wymienionych mechanizmów bramowych oraz urządzeń dźwigowych w hangarach warsztatowych był inż. Ignacy Brach [10].

Łącznie Polska miała około 100 hangarów o powierzchni użytkowej wynoszącej w przybliżeniu 10 ha, pozwalającej na jednoczesne garażowanie 1000 samolotów myśliwskich lub podobnego typu. Liczba hangarów cywilnych wynosiła 31, o łącznej powierzchni $31\,090$ m² [11]. Za optymalne dla lotnictwa myśliwskiego uznano ostatecznie przed wojną hangary o wymiarach 37×24 m, a dla bombowców 46×36 m [12].

W dziedzinie hangarów przenośnych korzystaliśmy na przestrzeni lat 1919—39 przeważnie z francuskiej konstrukcji stalowej z powłoką brezentową — był to przede wszystkim typ Bessoneux o wymiarach 20×24 , 28 m lub $20 \times 29,50$ m [13]. Pierwsze rozwiązanie krajowe tego problemu przedstawił dopiero w roku 1939 prof. dr inż. Stefan Bryła. Ciężar elementu hangarowego wg tego projektu wynosił 200 kG, a długość 2 m. Konstrukcja przegubowa ze ściągami lub

Dokończenie na str. 39

Wspomnienie poświęcone społecznej działalności inżynierów i techników polskiego lotnictwa

W maju br. minęły 42 lata pracy stowarzyszenia inżynierów i techników polskiego lotnictwa. Dla upamiętnienia wielkiej, lotniczej działalności społecznej branżowych zrzeszeń ZPIL — SIMP — SITK przedstawiono historię powstania i rozwoju środowiska stowarzyszeniowego ZPIL, obejmującą okres do wybuchu II wojny światowej, oraz okres powojenny — aż po dzień dzisiejszy, w którym działalność tę kontynuują sekcje lotnicze SIMP i SITK.

Od samego początku powstania tej działalności obejmowała ona całe środowisko lotnicze, naukowo-badawcze, wytwórcze i eksploatacyjne, w którym pracowali naukowcy, inżynierowie i technicy cywilni i wojskowi, konstruktorzy i technolodzy oraz piloci doświadczalni.

Omawiając miniony okres 42 lat owocnej działalności społecznej dla naszego lotnictwa i jego przemysłu, myśli nasze kierują się do tych wszystkich Koleżanek i Kolegów, którzy uczestniczyli we wspólnym wypracowaniu osiągnięć naukowych i sukcesów technicznych polskiego lotnictwa. Wspominamy również i Tych, których brak już wśród nas, gdyż odeszli na zawsze. Niektórzy z Nich zmarli, inni polegli na polach bitew II wojny światowej albo zginęli w więzieniach i obozach hitlerowskich. Część z Nich zginęła śmiercią lotnika przy badaniu nowych konstrukcji lub w wypadkach lotniczych. Część Ich pamięcił

Historia powstania lotniczej działalności społecznej wykracza poza okres 42-letni. Z publikowanych materiałów przedwojennych wynika, że myśl o zorganizowaniu inżynierów lotniczych kiełkowała zapewne już w gronie Związku Awiatycznego Studentów Politechniki Lwowskiej, który na kilka lat przed pierwszą wojną światową rozwinął swą działalność. Znalazł on oparcie w jedynej istniejącej w tym czasie polskiej akademickiej uczelni technicznej. Dopiero jednak w odrodzonej Polsce, z chwilą powstania i rozwoju własnych sił zbrojnych i przemysłu lotniczego powstały warunki do zorganizowania odpowiedniego stowarzyszenia, któremu nadano nazwę „Związek Polskich Inżynierów Lotniczych”. Powołano go do życia 22 marca 1928 r., a założycielami byli: inż. Gustaw Andrzej Mokrzycki, inż. Piotr Borejsza i inż. Eugeniusz Roland. Pierwszym prezesem został prof. G. A. Mokrzycki, do zarządu obok założycieli weszli koledzy: Z. Korytowski i S. Krzyckowski. Założyciele wytyczyli ZPILowi zadanie podejmowania

wszechstronnych starań zdążających do podniesienia technicznego poziomu polskiego lotnictwa, głównie przez pogłębianie wiedzy fachowej członków. W deklaracji tej na szczególne podkreślenie zasługuje społeczna postawa ZPIL, która znalazła swój wyraz w jego późniejszej działalności.

Grono pierwszych członków ZPIL nie przekraczało 30 osób, zaś prace pierwszych zarządów, mimo nakreślonego od razu szerokiego programu działalności (jak powołanie sekcji fachowych, kontakty z zagranicą, propaganda lotnictwa, różne imprezy i pomoc koleżeńska), musiały ograniczyć się do starań o powiększenie liczby członków. Dla zacieśnienia węzłów organizacyjnych jedno z pierwszych walnych zebrań zwołane zostało w formie zjazdu, który odbył się 2 lutego 1930 r. w Białej Podlaskiej przy udziale 39 osób.

Pierwszy statut opracowany przez założycieli ZPIL został zatwierdzony 31.12.1930 r. Ulegał on następnie trzykrotnie większym zmianom, w wyniku dostosowania go do potrzeb i rozwoju ZPIL, przy czym nie zmienione pozostały idee przyświecające jego założycielom. Ostatnie ujęcie z 1939 r. określało cel i sposób działania jak następuje: „Związek Polskich Inżynierów Lotniczych ma na celu propagowanie i popieranie wszystkich poczynań zmierzających do rozwoju wiedzy lotniczej, technicznego szkolnictwa lotniczego, przemysłu lotniczego, komunikacji lotniczej, sportu lotniczego oraz działalności stowarzyszeń społeczno-lotniczych.” Powyższe cele związek realizował z zachowaniem obowiązujących przepisów prawa przez:

- podejmowanie i popieranie wydawnictw technicznych, a w szczególności przez wydawanie własnego organu, prowadzenie biblioteki i czytelnicy, oraz organizowanie zebrań odczytowych i dyskusyjnych, kursów dokształcających, wycieczek itp.
- reprezentowanie ogółu polskich inżynierów lotniczych wobec społeczeństwa, władz państwowych oraz organizacji technicznych i społecznych, krajowych i zagranicznych
- obronę interesów zawodowych i okazywanie pomocy członkom związku
- popieranie rozwoju życia koleżeńskiego i towarzyskiego członków związku.

Jednocząc w swym gronie także i kolegów z ośrodków prowincjonalnych, główną swą działalność ZPIL rozwijał w Warszawie, będąc przy tym osobą prawną mogącą zawierać umowy oraz występować i odpowiadać sędownie.

W roku 1937 powołano do życia Koło ZPIL w Lublinie, a później Koło w Białej Podlaskiej. Liczba członków wynosiła wówczas 220, co dobitnie świadczyło o potrzebie istnienia, jak i o żywotności ZPIL. W swym gronie związek miał również 3 członków honorowych — uczonych i pionierów polskiego lotnictwa:

prof. dra inż. *Maksymiliana Tytusa Hubera*

prof. inż. *Czesława Witoszyńskiego*

oraz dowódcę lotnictwa wojskowego gen. pil. *Ludomila Rayskiego*.

W kolejnych kadencjach obowiązki prezesa związku pełnili koledzy:

1928—29 prof. *G. A. Mokrzycki*

1929—30 inż. *M. Kurman*

1931 inż. *R. Bartel*

1932—33 inż. *R. Rosinkiewicz*

1934—35 inż. *S. Krzyczkowski*

1936 inż. *A. Seńkowski*

1937—38 inż. *W. Chalier*

1939 inż. *J. Bukowski*

Zasadniczym przejawem postawy społecznej ZPIL były idee współpracy z pokrewnymi organizacjami technicznymi jak: Stowarzyszenie Inżynierów Mechaników Polskich (SIMP), Stowarzyszenie Inżynierów Elektryków (SIE), a później ze Związkiem Polskich Stowarzyszeń Technicznych. Dlatego ZPIL przystąpił w roku 1936 do powstałej wówczas Naczelnej Organizacji Inżynierów (NOI) i był reprezentowany w niej zarówno we władzach, jak i w ważniejszych jej komisjach. Wyraziło się to w uczestniczeniu w kierownictwie i w pracach I Polskiego Kongresu Inżynierów we Lwowie w 1937 r. oraz w akcji dotyczącej projektu nowelizacji „Ustawy o tytule inżyniera” i projektu „Ustawy o izbach inżynierskich.”

ZPIL był też reprezentowany na VII Zjeździe SIMP w 1933 r. oraz na VIII w 1934 r., gdzie zorganizowano sekcję lotniczą i wygłoszono 4 referaty. Uczestniczono również w X Zjeździe. Na I Kongresie Inżynierów w 1937 r. wystąpiono z 3 referatami, przy czym kol. Jagoszewski objął przewodnictwo kongresowej komisji referatowej.

Społeczna postawa ZPIL znalazła również wyraz w poparciu akcji Naczelnego Komitetu do Spraw Bezrobocia w 1931 r., w udziale w subskrypcji Pożyczki Narodowej w 1933 r. oraz w zorganizowaniu konkursu na pracę naukową pod hasłem „Własne Siły Narodu”. Złożono też ofiarę pieniężną na fundusz uczczenia pamięci kol. *Stanisława Wigury* w 1932 r. Podobnie zainicjowano powstanie funduszu stypendialnego, dla uczczenia pamięci kol. *Stanisława Nowkuńskiego*.

Warto również wspomnieć o utrzymaniu kontaktu z Towarzystwem Wiedzy Wojskowej, gdzie członkowie ZPIL wygłaszali odczyty o tematyce lotniczej.

Powyższe prace, jak i liczny udział w zjazdach i kongresach, przyczyniały się do rozpowszechnienia wiedzy o lotnictwie w technicznych sferach naszego społeczeństwa. Za poważny przejaw inicjatywy naukowej należy uznać zachętę do opracowywania artyku-

łów i prac naukowych, rozwijanej przez starania o udostępnienie łamów pism lotniczych i technicznych dla członków ZPIL oraz zorganizowanie w latach 1935—37 konkursu na pracę z techniki lotniczej lub nauk pomocniczych z dziedziny lotnictwa, w którym I nagrodę uzyskał kol. inż. *M. Awałów* za pracę pt. *Metoda odwzorowania podobnego w aerodynamice w świetle doświadczenia*, wydaną w 1938 r. przez Instytut Techniczny Lotnictwa.

Wiele uczyniono w zakresie rozwoju samokształcenia członków, urządzając piątkowe zebrania odczytowo-dyskusyjne, przy średniej frekwencji 30—60 osób i częstym udziale gości z innych pokrewnych organizacji technicznych i wojska. Średnia roczna liczba odczytów dochodziła w ostatnich latach do 25. Akcie tę zabezpieczała własna czytelnia czasopism i staranna opieka komisji odczytowej zarządu ZPIL., przy czym czasopisma techniczne zdobywano w drodze wymiany zagranicznej.

Uzupełnieniem działalności samokształceniowej było organizowanie wycieczek krajowych i zagranicznych, np. na Salon Lotniczy w Paryżu i w Mediolanie. Zorganizowano łącznie 5 wycieczek zagranicznych przy frekwencji do 30 osób.

Szczególną troską Związku, od pierwszej chwili jego istnienia, było posiadanie własnego pisma fachowego. Po próbach korzystania z łamów „Przeglądu Technicznego” i „Lotu Polskiego” w 1931 r. skierowano się do wojskowego wydawnictwa „Przegląd Lotniczy”, w którym w okresie 1933—36 pojawiały się specjalne dodatki kwartalne. W 1936 r. zawarto porozumienie z wydawcami „Technicznych Nowości Lotniczych”, które to pismo uznano za organ ZPIL. Pismo to, założone w 1933 r. przez inż. *J. Tuszyńskiego* przy współpracy inż. *M. Teraszkiewicza*, ukazywało się początkowo w postaci powielanego maszynopisu, jako zbiór tłumaczeń ciekawszych artykułów zagranicznych, wprowadzając stopniowo prace i artykuły oryginalne naszych autorów. Od 1936 r. zaczęto je wydawać jako drukowany miesięcznik, do czego przyczyniło się finansowe poparcie ZPIL. Pismo rozwijało się szybko, dając rocznie 360 stron druku w 12 zeszytach, w których około połowę objętości stanowiły już oryginalne prace polskie. W 1937 r. zwiększono objętość pisma dzięki wprowadzeniu obowiązkowej prenumeraty dla członków ZPIL. W 1938 r. zmieniono jego nazwę na „Technika Lotnicza”, redaktorem nadal był inż. *Jan Tuszyński*, zaś polityką wydawniczą kierowała specjalna komisja wydawnicza z Zarządu ZPIL, której członkowie sprawowały funkcje redaktorów działowych. Pismo to swym poziomem naukowym i szatą graficzną oraz objętością odpowiadało aktualnym potrzebom polskiej techniki lotniczej. Osiągnięcie to było wynikiem zrozumienia czynników udzielających poparcia i pomocy, jak i trwałych starań ZPIL, a przede wszystkim było chlubnym wynikiem egzaminu, jaki zdała redakcja pisma w czasie 5-letniej swej pionierskiej działalności.

Środki finansowe, początkowo bardzo skromne, rosły stopniowo dzięki stale zwiększającej się liczbie członków i zapobiegliwej gospodarce kolejnych zarządów ZPIL. Składka miesięczna wynosiła najpierw 0,5 zł. wzrastając do 5 zł w okresie 1931—32, po czym ustaliła się w 1937 r. w wysokości 3,5 zł łącznie z obowiązkową prenumeratą „Techniki Lotniczej”

Największą troską było dążenie do uzyskania własnego lokalu. Początkowo — przez wiele lat — ZPIL korzystał z bezpłatnej gościny w Instytucie Aerodynamicznym Politechniki Warszawskiej. W 1938 r. uzyskano już własny 3-pokojowy lokal przy ul. Szucha 4, w którym zorganizowano sekretariat i czytelnię oraz pokój konferencyjny. Tam też organizowano czwartkowe spotkania klubowe, z tego lokalu korzystała też redakcja „Techniki Lotniczej”.

Kontynuowano urządzanie koleżeńskich zebrań klubowych, połączonych ze wspólną wieczerzą, co wpływało na ożywienie życia towarzyskiego. Średnia frekwencja na tych spotkaniach wynosiła do 60 osób.

W ciągu 11 lat swej działalności ZPIL poniósł dotkliwe a niepowetowane straty. Ubyło z Jego grona 9 zasłużonych kolegów, z których 4 zginęło śmiercią lotnika, jak kol. kol. *Zygmunt Puławski* (1931), *Stanisław Wigura* (1932), *Kazimierz Baliński* (1934) i *Jerzy Rzewnicki* (1936).

30 października 1938 r. ZPIL zorganizował w Warszawie Zjazd z okazji dziesięciolecia swej działalności, na którym między innymi wygłoszono następujące referaty:

Uwagi o charakterze pracy badawczej w lotnictwie (prof. *Czesław Witoszyński*)

O potrzebie reformy studiów lotniczych (inż. *Wilhelm Chalier*)

Współczesne kierunki rozwojowe w budowie płatowców (inż. *W. Jakimiuk*).

Rzut oka na obecny stan i tendencje w konstrukcji silników lotniczych (inż. *Kazimierz Księski*).

Zjazd cieszył się dużym zainteresowaniem ze strony władz państwowych cywilnych i wojskowych oraz świata naukowego. Wzięło w nim udział liczne grono inżynierów pracujących w lotnictwie.

W wyniku prac komisji do spraw reformy studiów (kol. kol. *Chalier*, *Grzędzielski*, *Łoziński*, *Markowski*, *Naleszkiewicz* i *Prauss*) ZPIL postulował nowelizację studiów na Politechnice Warszawskiej przez:

- utworzenie specjalnego Wydziału Lotniczego
- ułożenie 4-letniego programu studiów przewidującego wspólne w ciągu 2 pierwszych lat przygotowanie matematyczno-fizyczne na wysokim poziomie oraz specjalizację w dwóch kierunkach: samolotowym i silnikowym w czasie 2 ostatnich lat studiów
- nastawienie studentów podczas studiów w 3 kierunkach: konstrukcyjnym, warsztatowym i badawczym
- wprowadzenie przyspieszenia studiów przez unikanie projektów zbyt skomplikowanych i zredukowanie wymagań co do ich graficznego wykonania
- nawiązanie ścisłego kontaktu między ciałem profesorskim Wydziału Lotniczego a polską techniką lotniczą (przemysłem i instytucjami badawczymi).

Komisja ta opracowała również projekt ogólnego programu godzinowego studiów dla Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej. Praca Zarządu ZPIL w okresie przedwojennym prowadzona była przez duży kolektyw kolegów, którzy często pełnili po dwie funkcje. Obok prezesa, w skład Zarządu wchodziło 2 wiceprezesa, z których jeden był przewodniczącym komisji odczytowej, drugi zaś komisji wydawniczej.

Każda z tych komisji składała się z 5 sekcji (płatowcowej, silnikowej, warsztatowej, wyposażenia i uzbrojenia). W skład Zarządu wchodziło również sekretarz i jego zastępca, skarbnik, gospodarz i 2 jego zastępców. Powołano też 5-osobową Komisję Rewizyjną i 3-osobową Komisję Weryfikacyjną oraz Sąd Koleżeńcki (5 członków). Do Naczelnej Organizacji Inżynierów (NOI) delegowano 3 kolegów. Łącznie w Zarządzie ZPIL było 40 funkcji społecznych. Taki zestaw dawał przy doborze dobranej fachowej obsadzie dobre wyniki w pracy, a w szczególności zapewniał wysoki poziom wydawnictw i odczytów. Liczba członków dochodziła w 1939 r. do ok. 300 osób. Miarą uznania, jakim ZPIL cieszył się w społeczeństwie i w instytucjach lotniczych, było uzyskanie dla jego członków obniżki cen biletów w PLL „Lot” o 30%, za okazaniem legitymacji związkowej.

Okres przedwojenny cechował się dużym bezpośrednim udziałem ZPIL we wszystkich pracach dotyczących rozwoju polskiego lotnictwa, przemysłu i szkolnictwa lotniczego wyższego i średniego, przy czym Związek wypracował sobie duży autorytet u władz cywilnych i wojskowych. Z podanych przykładów widać, że ZPIL przeżył swój ciężki okres początkowy, w ciągu którego powoli postępował rozwój jego działalności samokształceniowej i społecznej, jak również i życia towarzyskiego. Okres ten ZPIL przetrwał zwycięsko, rozwijając się w organizację pożyteczną, spełniającą postawione sobie zadania i cele, rokującą dalszy zdrowy rozwój oparty zawsze o dobro polskiej techniki lotniczej.

Okres wojenny

Z chwilą wybuchu wojny zerwała się więź organizacyjna ZPIL. Wielu działaczy Związku znalazło się poza granicami kraju, głównie we Francji, w Wielkiej Brytanii i w Turcji. W Anglii ZPILowcy włączyli się do międzybranżowego Stowarzyszenia Techników Polskich (STP), które powstało we wrześniu 1940 r., zachowując jednak bliższe kontakty między sobą. Gdy szeregi STP powiększyły się po inwazji Francji, powstały sekcje i podsekcje, a wśród nich Sekcja Mechaniczna i Lotnicza. Większość członków STP służyła w szeregach Polskich Sił Zbrojnych. Ważnym osiągnięciem STP było doprowadzenie do powołania wielu ważnych instytucji, m. in. Biura Lotnictwa i Wojskowego Instytutu Technicznego i zatrudnienia w nim swoich członków. Liczna grupa polskich inżynierów lotników skupiła się w Biurze Tłumaczeń Instrukcji przy Dowództwie Lotnictwa. W skład tego Biura wchodziło między innymi kol. kol. *Mokrzycki*, *Grzeszczyk*, *Dąbrowski*, *Łopatniuk* i *Polny*. Pod koniec wojny wielu dawnych członków ZPIL zostało członkami Royal Aeronautical Society. Niestety z tego okresu brak jest dokładniejszych danych o ścisłych powiązaniach ZPILowców, tak w kraju jak i za granicą.

W szóstym roku wojny Niemcy, ustępując pod naporem zwycięskiej armii radzieckiej i polskiej, niszczyli jak najdokładniej wszystko to co pozostało po wrześniu 1939 r. i po 5-letniej grabieży. Toteż w chwili, kiedy nadeszło wyzwolenie, nasz stan posiadania w lotnictwie był rozpaczliwy. Biblioteki, biura konstrukcyjne, instytucje naukowe i sprzęt lotniczy zniszczono całkowicie. Straty wśród personelu techniczne-

go i latającego, który brał udział w działaniach na wszystkich frontach, były olbrzymie i zostały jeszcze powiększone zastępem licznych ofiar obozów i więzień hitlerowskich.

Z żyjących znaczna część rozproszona została po całym świecie. Ścisły i czynny kontakt z lotnictwem zachowali tylko przebywający za granicą. Ci, którzy przeżywali okupację w kraju, byli całkowicie odsunięci od czynnego lotnictwa. Niektórzy pracowali w wywiadzie technicznym, zbierając wiadomości o lotnictwie niemieckim, płacąc często życiem za swestanię. Wszyscy, choć zgnębieni długą okupacją, zachowali jednak silną wolę i pracując nad sobą, sta-

rali się w miarę bardzo ograniczonych możliwości, pogłębiać swą wiedzę dla późniejszego służenia w odbudowie naszego lotnictwa. Rodacy ci czekali na najslabsze choćby możliwości jej realizowania.

Możliwość taką uzyskano już w roku 1944, przy pierwszym Rządzie Polskim w Lublinie, gdzie powstał Wydział Lotnictwa Cywilnego. Tak więc na pierwszym skrawku wyzwolonego Kraju, gdy jego reszta zajęta była jeszcze przez hitlerowców — nasi inżynierowie i technicy rozpoczęli pracę na nowo. Było to przykładem nastawienia i woli wszystkich nas — techników Polskiego Lotnictwa.

Dokończenie w następnym numerze

Dokończenie ze str. 10

Przy pewnym ukształtowaniu samolotu oraz w przypadku nadmiaru mocy napędowej zawory te mogą okazać się niepotrzebne.

Siłę nośną przy prędkościach naddźwiękowych uzyskuje się przede wszystkim przez odchylenie strumienia powietrza w kanale wewnętrznym oraz wskutek podciśnienia nad ekranem spowodowanego lekkim zakrzywieniem jego profilu wzdłuż kanału.

Skrzydła uzupełniają siłę nośną przy mniejszych prędkościach lotu. Mają tu zastosowanie zarówno skrzydła stałe, jak i o tzw. zmiennej geometrii w czasie lotu.

W przypadku zastosowania silników unoszenia możliwe jest wyeliminowanie skrzydeł z samolotu, co pozwala na uzyskanie czystego kształtu samolotu typu przelotowego.

Samolot wyposażony jest w chowane podwozie kołowe. Do sterowania służą wychylane lotki znajdujące się na przodzie i z tyłu kadłuba oraz na ścianach bocznych samolotu.

Samolot zapewnia załodze doskonałą widoczność oraz umożliwi dobre rozplanowanie wnętrza.

Kształt typu przelotowego jest jedynym rozwiązaniem samolotu naddźwiękowego nie wytwarzającym fal uderzeniowych w powietrzu, a więc nie powodującym zagrożenia dla obiektów znajdujących się na trasie ich przelotu. Kształt ten wpływa jednocześnie na zmniejszenie oporu ruchu samolotu naddźwięko-

wego o wielkość tzw. oporu falowego, wymaga mniejszych mocy napędowych i zmniejsza zużycie paliwa. Zabudowa silników w kanale wewnętrznym umożliwia wykorzystanie ciśnienia spiętrzenia, a mieszanie się gazów wylotowych z powietrzem w jego obrębie zwiększa sprawność napędową oraz wyciszenie samolotu.

Zakres zastosowania kształtu odnosi się do prędkości $Ma > 2,0$.

Dla prędkości mniejszych od tej wartości kształt ten pracuje z upustem powietrza, zachowując się podobnie jak klasyczny kształt samolotu.

Kształt typu przelotowego nie był dotychczas stosowany, przynajmniej brak jest informacji na ten temat.

Ze względu na podstawową jego cechę, jaką jest niewytwarzanie fal uderzeniowych w powietrzu, wyprzedza on klasyczny kształt samolotu z zakresu prędkości $\sim Ma > 2$ i przyczyni się jednocześnie jako tzw. „cichy samolot” do wyeliminowania ujemnych skutków lotnictwa naddźwiękowego na otoczenie.

Literatura

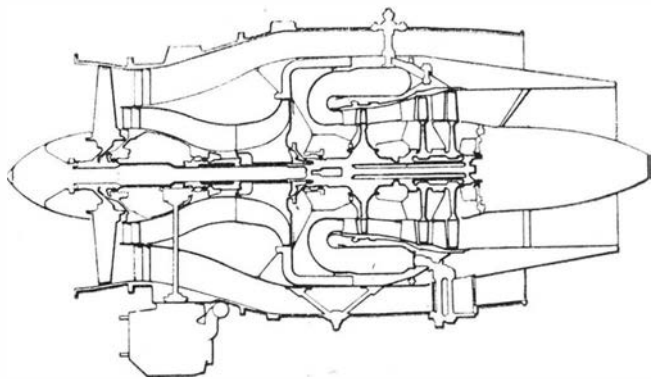
- Bukowski J.: *Mechanika płynów*, PWN 1959.
Arżanikow N. S. i Malcew W. N.: *Aerodynamika*. PWN 1959.
Bondariuk M. M. i Iliaszenko S. M.: *Pramotocznyje wozdusznoieaktywnyje dwigateli*. Oborongiz 1954.
Prandtl L.: *Dynamika przepływów*. PWN 1956.
„Aviation Week and Space Technology” 1970 June 22, *Hyper-sonic Transport Study Grows*.

Wyniki prac nad wysoko obciążonymi promieniowymi sprężarkami i turbinami

W przypadku niedużych lotniczych silników turbiniowych, przeznaczonych w szczególności do samolotów służbowych i na linie lokalne, prostota konstrukcji silnika, a tym samym niskie koszty wytwarzania i obsługi, ma pierwszorzędne znaczenie. Dlatego b. atrakcyjne są dla tych silników promieniowe sprężarki i turbiny, które składają się z małej ilości części, są proste w wytwarzaniu, trwałe i odporne na erozję, a sprężarki odznaczają się dużym zapasem statecznej pracy, co czyni zbędnym ich mechanizację. Poważnymi osiągnięciami w budowie wysoko obciążonych sprężarek odśrodkowych i turbin promieniowych może się poszczycić kanadyjska firma United Aircraft of Canada (UACL), znana z silników PT6. Gdy rozpoczęła ona w 1962 r. prace badawcze w tej dziedzinie, osiągi promieniowych sprężarek i turbin nie były na tyle wysokie, aby mogły one konkurować ze sprężarkami i turbinami osiowymi. Najlepsza sprę-



zarka odśrodkowa miała wówczas spręż 6:1 przy sprawności 75%, a w ogóle to niewiele sprężarek odśrodkowych miało spręż przekraczający 4:1. W wyniku wielu lat badań firma UACL opracowała nowe metody projektowania wirników sprężarek odśrodkowych uwzględniające rzeczywisty przepływ

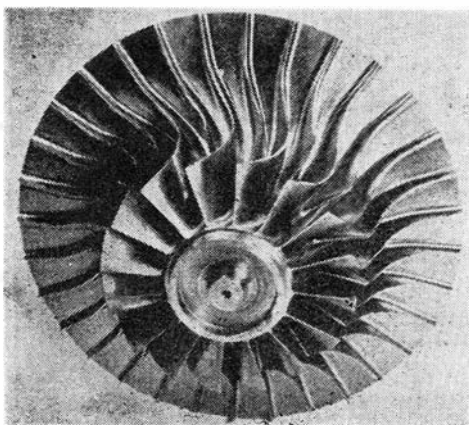


2

czynnika i zbudowała nowy rodzaj dyfuzora, tzw. dyfuzor rurkowy. Dzięki temu możliwe było zbudowanie sprężarki odśrodkowej o sprężu 6:1 i sprawności 83% (rys. 1), polepszenie osiągnięć silników PT6 i w końcu rozwój skrajnie prostego silnika dwuprzepływowego JT15D. Silnik ten (rys. 2) ma jednostopniowy wentylator, bez kierownicy wlotowej, o sprężu ok. 1,5:1 i jednostopniową sprężarkę odśrodkową, o sprężu ok. 7,0:1 (jest ona napędzana jednostopniową turbiną). Nową technikę projektowania sprężarek odśrodkowych zastosowano poza tym w doświadczalnym silniku śmigłowcowym Pratt and Whitney ST9, w pokładowym agregacie pomocniczym Hamilton Standard (dla autobusu powietrznego „TriStar”) i w sprężarce doświadczalnej dla USAF; sprzedano również wiele licencji.

Zachęcona tymi wynikami firma UACL postanowiła spróbować uzyskać jeszcze większe wartości sprężu z jednego stopnia odśrodkowego. Podczas prób jednej ze zbudowanych w tym celu sprężarek doświadczalnych (rys. 3) osiągnięto spręż 10,4:1 przy sprawności 74,5% i 12:1 przy sprawności 70%. Demonstrowano również spręż 14,5:1. Wartości sprawności odnoszą się do kompletnej sprężarki i są określone dla parametrów na wylocie z dyfuzora, gdzie prędkość czynnika odpowiada $Ma = 0,15$. Wymiary sprężarek doświadczalnych były małe. Wirniki o wydatku powietrza 0,7—0,9 kG/s miały średnice 130—150 mm i prędkości obrotowe 80 000—90 000 obr./min., co daje prędkości obwodowe 620—630 m/s.

Warto kilka słów poświęcić dyfuzorowi rurkowemu. Składa się on z oddzielnych rurek, których wloty są rozmieszczone symetrycznie wzdłuż obwodu wirnika, tak że istnieje płynne przejście od „beżłopatkowej” części dyfuzora na wylocie z wirnika do oddzielnych wylotów z poszczególnych przewodów. Dyfuzor rur-



3

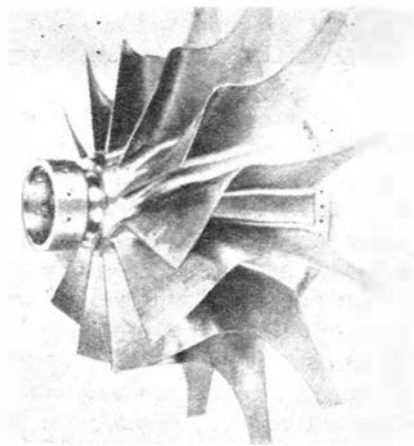
kowy daje wzrost sprawności sprężarki o 6,8% w porównaniu ze zwykłym dyfuzorem łopatkowym i o 8,8% w porównaniu z dyfuzorem beżłopatkowym.

W dziedzinie sprężarek odśrodkowych firma UACL zamierza prowadzić dalsze prace w celu zwiększenia ich sprawności, tak aby stały się one konkurencyjne w stosunku do sprężarek osiowych.

W 1963 r. rozpoczęto prace nad promieniowymi turbinami. Jak wiadomo, turbiny promieniowe mają sprawności porównywalne ze sprawnościami turbin osiowych, lecz nie pozwalają na uzyskiwanie dużych wartości stopnia rozprężania i stosowanie wysokich temperatur na wlocie ze względu na wytrzymałość wirnika ograniczającą jego prędkość obwodową. Obecnie szczytowym osiągnięciem w dziedzinie promieniowych turbin użytkowych jest stopień rozprężania 4:1 i temperatura na wlocie 850 °C przy sprawnościach 88—90%.

Firma UACL postawiła sobie za cel opracowanie takich metod aerodynamicznego projektowania turbin promieniowych, aby możliwe było uzyskanie dużych sprawności przy znacznie większych niż obecnie stopniach rozprężania oraz opracowanie metod wytrzymałościowych pozwalających na zwiększenie prędkości obwodowych końców łopatek. W 1966 r. zademonstrowano turbinę o stopniu rozprężania 7:1, sprawności 90% i prędkości obwodowej 610 m/s.

W 1967 r. firma UACL wspólnie z firmą Pratt and Whitney zawarła umowę z US Army na budowę turbiny doświadczalnej z chłodzonymi łopatkami o stopniu rozprężania 5,2:1, temperaturze na wlocie 1260 °C i wydatku czynnika 2,2 kG/s. Turbina została zaprojektowana przez UACL (rys. 4), a jej próby przepro-



4

wadzono w Research and Development Center firmy Pratt and Whitney. Jej prędkość obrotowa wynosi 67 000 obr./min., prędkość obwodowa powyżej 700 m/s i spadek entalpii 122 kcal/kG/s. Łopatki ze stopu niklowego mają drażone kanaliki chłodzące. Turbina nadaje się do napędu sprężarki o sprężu 18:1.

Osiągnięcia w dziedzinie wysoko obciążonych promieniowych sprężarek i turbin będą wykorzystane przede wszystkim w lotnictwie umożliwiając budowę prostszych i tańszych silników turbinowych. Później jednak wywrą one niezawodnie wpływ również na nielotnicze silniki turbinowe, m. in. na silniki trakcyjne. Należy pamiętać, że w obecnie budowanych turbinowych silnikach trakcyjnych zadawalające sprawności uzyskuje się tylko dzięki stosowaniu wymienników ciepła, które kosztują prawie tyle samo co reszta silnika. Jest rzeczą możliwą, że zastosowanie wysoko obciążonych promieniowych sprężarek i turbin zaprojektowanych za pomocą nowych metod pozwoli na budowę silników bez wymienników ciepła, konkurencyjnych pod względem jednostkowego zużycia paliwa i kosztów wytwarzania z opracowywanymi obecnie silnikami tłokowymi o „czystych” gazach spalinowych.

W. K.

nowości techniczne

Projekt brazylijskiego samolotu transportowego

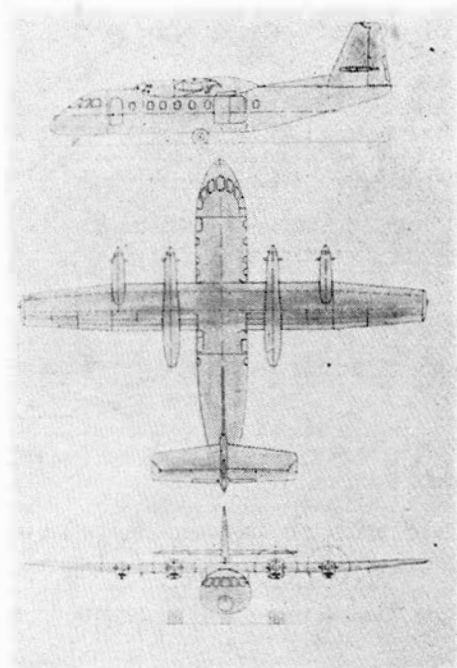
Brazylijski przemysł lotniczy jest obecnie w stanie budować nie tylko samoloty lekkie, lecz również mniejsze samoloty transportowe. Jak wiadomo, w próbach znajduje się już dwusilnikowy samolot IPD C-95 „Bandeirante”, który ma być wyprodukowany w 100 egzemplarzach.

Krok naprzód w tej dziedzinie stanowi projekt czterosilnikowego samolotu transportowego EMB 500 „Amazonas” opracowany przez niedawno utworzoną firmę Empresa Brasileira de Aeronautica SA (Embraer). Wstępne prace projektowe rozpoczęto w lipcu 1968 r., gdy dział płatowcowy państwowego ośrodka lotniczo-kosmicznego CTA w Sao Paulo zakończył budowę pierwszego prototypu samolotu „Bandeirante”. Jako cel postawiono sobie opracowanie samolotu o dobrych własnościach startu i lądowania i o prostej konstrukcji, a tym samym taniego w eksploatacji i łatwego w obsłudze. Przewidziany przede wszystkim jako następca samolotu C-47 (DC-3) brazylijskich sił powietrznych nowy samolot musiałby jednak nadawać się również do zastosowań cywilnych w odległych rejonach kraju.

Początkowo samolot został zaprojektowany jako dwusilnikowy, z silnikami o mocy 1500 KM. Gdy jednak firma UACI zaczęła rozwijać silnik PT6A-40 o mocy 850 KM, zdecydowano się na układ czterosilnikowy. Układ taki dał możliwość zwiększenia udźwigu o ok. 50%, zmniejszenia ciężaru własnego o ok. 30% i zmniejszenia kosztów układu napędowego o ok. 15%. W styczniu 1970 r. wszystkie prace projektowe zostały przekazane firmie Embraer.

Samolot EMB 500 będzie budowany w czterech wersjach. Wersja podstawowa będzie mieć 30-miejscową klimatyzowaną kabinę, którą będzie można łatwo przekształcać — przez złożenie siedzeń — na pomieszczenie towarowe o ładowności 3300 kG. Wersja wojskowa o udźwigu 3000 kG będzie się nadawać do transportu 36 spadochroniarzy, albo dwóch małych pojazdów, albo działka przeciwpancernego i 20 żołnierzy. Trzecia wersja jest przeznaczona do zadań sanitarnych i mieści 15 noszy i siedem osób personelu. Czwarta wersja, z kabiną nieklimatyzowaną, ma zastąpić samolot przeciw okrętom podwodnym Lockheed P-2E „Neptun”.

Start samolotu do pierwszego lotu przewidziany jest na październik 1971 r.

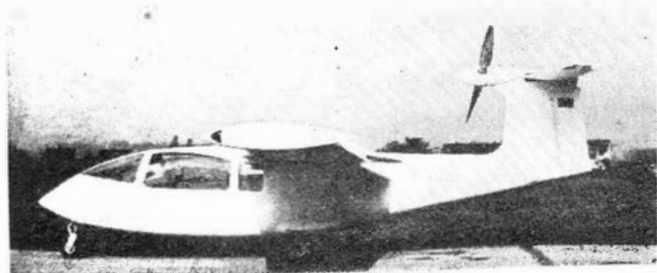


Dane techniczne: rozpiętość 24,00 m; długość 20,00 m; wysokość 7,10 m; powierzchnia skrzydła 61,70 m²; objętość kabiny 40,00 m³; ciężar własny 6400 kG; ciężar samolotu gotowego do startu 6800 kG; ciężar startowy i do lądowania 12 000 kG; udźwig maksymalny 3000 kG; obciążenie powierzchni nośnej 194,5 kG/m²; obciążenie mocy 3,52 kG/KM; maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 6100 m 500 km/h; długość startu i lądowania nad przeszkodą 15 km 550 m; prędkość wznoszenia npr 11,2 m/s; prędkość przeciągnięcia z wypuszczonymi klapami 115 km/h; zasięg na wysokości 7000 m z pozostawieniem rezerwy paliwa na 45 min lotu 1800 km z 30 pasażerami i 450 kG bagażu, 1400 km z maksymalnym ładunkiem i 2600 km z maksymalnym zapasem paliwa i ładunkiem 1500 kG.

W. K.

Lekki wielozadaniowy samolot-amfibia STOL

Konstruktor z Ulm (NRF), Günter Pöschel, zbudował własnymi środkami jednosilnikowy wielozadaniowy samolot-amfibię o właściwościach STOL, który ma być produkowany seryjnie i który ma szansę znalezienia dużego zbytu. Samolot ten, P-300 „Equator”, jest zbudowany z tworzywa



sztucznego i wykazuje szereg nowych rozwiązań technicznych, dzięki którym może stać się prekursorem nowych kierunków rozwoju lekkich samolotów. Przy jego projektowaniu konstruktor chciał osiągnąć następujące cele:

- łatwość pilotażu, bezpieczeństwo i ekonomię eksploatacji
- właściwości STOL przy szerokim zakresie prędkości
- niski poziom hałasu w kabinie i na zewnątrz
- uniwersalność zastosowań i niezależność od lotnisk dzięki połączeniu właściwości STOL i właściwości amfibii
- duża pojemność kabiny, łatwy do niej dostęp i dobra widoczność.

Samolot jest 6–8-miejscowym wolnonośnym górnopłatowcem ze skrzydłem o dużym wydłużeniu, trójkątowym chowanym podwoziem i śmigłem przestawialnym na odwrotny ciąg. Silnik chłodzony dmuchawą, jest zabudowany w tylnej części kadłuba, za kabiną, a śmigło — w aerodyna-

micznej osłonie na szczycie usterzenia o układzie T. Śmigło jest napędzane za pośrednictwem układu transmisyjnego składającego się z dwóch odcinków wału, dwóch przekładni kątowych i odśrodkowego sprzęgła, które rozłącza śmigło i silnik przy prędkości obrotowej zbliżonej do prędkości biegu jałowego (przy połączeniu na stałe śmigła z silnikiem powstawały drgania układu w czasie rozruchu i wyłączenia silnika). Skrzydło ma laminarny profil Wortmanna FX 67-141, specjalnie opracowany dla zakresu prędkości samolotu P-300. Rozciągające się na całej rozpiętości skrzydła kłapy mają odsysanie warstwy przyściennej za pomocą dmuchawy silnika. Na górnej powierzchni skrzydła znajdują się spoilery — zastępujące lotki — których skuteczność zwiększa strumień powietrza z dmuchawy chłodzącej; wypływa ono ze szczelin na nosku skrzydła, który dzięki przepływowi ciepłego powietrza jest zabezpieczony przed oblodzeniem. Na końcach skrzydła umieszczone są kropłowe osłony — dające efekt tarcz brzegowych — które wraz z końcami skrzydła mogą być opuszczane pneumatycznie w dół, służąc wówczas jako pływaki boczne. Kadłub jest laminarny. Napęd prototypu stanowi silnik Lycoming o mocy 295 KM, natomiast w samolotach seryjnych ma być zastosowany silnik Lycoming TIO-540 o mocy 310 KM przy 3400 obr/min, z wtryskiem paliwa i turbosprężarką utrzymującą nacisk 310 KM do wysokości 7300 m.

Warto tu zwrócić uwagę na fakt, że moc potrzebna do chłodzenia silnika — wynosząca ok. 5% mocy silnika — w przypadku samolotu P-300 nie jest tracona, lecz jest wykorzystywana do zwiększenia siły nośnej, do zwiększenia skuteczności sterowania względem osi podłużnej samolotu i do zabezpieczenia skrzydła przed oblodzeniem.

Przewiduje się następujące zastosowania samolotu: jako samolot turystyczny i służbowy, mały samolot transportowy, samolot ratunkowy i sanitarny, samolot do kontroli

ruchu na drogach i na morzu, samolot do prac geologicznych i kartograficznych, samolot szkolny oraz samolot rolniczy. Ma być również stosowany jako samolot wojskowy, a mianowicie: do rozpoznania i obserwacji artyleryjskich, do osłony śmigłowców, do zwalczania słabo bronionych celów, do transportu spadochroniarzy, do zadań łącznikowych, do wykrywania min, do treningu radarowego i nawigacyjnego, do zadań poszukiwawczych i ratunkowych oraz do przewozu rannych. W zastosowaniach wojskowych atrakcyjność samolotu P-300 „Equator” polega na braku odbić radarowych, niskim poziomie hałasu i dużej prędkości.

W budowie prototypu Pöschelowi pomocy udzieliły firmy zagraniczne: firma Lycoming, która dostarczyła bezpłatnie silnik, firma Goodyear, która wykonała koła i firma Bendix, która dostarczyła bezpłatnie wyposażenie radiowe, oraz F.X. Wortmann, który opracował profil skrzydła i matematyk Quantel, który przeprowadził obliczenia układu transmisyjnego; dmuchania tunelowe zostały wykonane w laminarnym tunelu aerodynamicznym uniwersytetu w Stuttgarcie.

Dane techniczne prototypu: rozpiętość 11,60 m; długość 8,20 m; wysokość 3,10 m; powierzchnia skrzydła 16,00 m²; wydłużenie skrzydła 8,4; ciężar własny 850 kg; ciężar startowy 1500 kg; obciążenie powierzchni nośnej 91 kg/m²; obciążenie mocy 5,0 kg/KM; prędkość przelotowa na 75% mocy startowej 373 km/h npr i 464 km/h na wysokości 7300 m; prędkość maksymalna 388 km/h npr i 500 km/h na wysokości 7300 m; prędkość minimalna 66 km/h; maksymalna prędkość wznoszenia 10,3 m/s; rozbieg 78 m; długość startu na 15 m 155 m; dobieg 43 m; długość lądowania z 15 m 135 m; pułap 10 000 m; zasięg 3250 km.

W. K.

Nowa wersja samolotu rolniczego „Pawnee”



Firma Piper Aircraft Corp. powiększa swą rodzinę samolotów rolniczych. Z górną od roku odbywają się próby w locie nowej, powiększonej wersji samolotu „Pawnee”. Różnice między nowym samolotem PA-36 „Pawnee” II a produkowanymi obecnie, w wytwórni w Lock Haven, samolotami „Pawnee” 235 i 260 polegają na zastosowaniu wolnonośnego skrzydła z końcami ze zbrojonego włókna szklanym tworzywa i z odejmowanym noskiem dla ułatwienia kontroli i obsługi. Kadłub jest wykonany z rurek stalowych i jest pokryty łatwo odejmowanymi blachami aluminiowymi, a w swej górnej i tylnej dolnej części — laminatem zbrojonym włókna szklanym. Sprężyste golenie podwozia są wykonane ze stali o dużej wytrzymałości. Zastosowano gumowe zbiorniki paliwowe, które na życzenie mogą być wypełnione tworzywem pianowym Firestone. Mając ciężar całkowity 1725 kg „Pawnee” II jest znacznie większy od dotychczasowych samolotów rolniczych Piper. Jego dłu-

gość całkowita wynosi 8,45 m w porównaniu z 7,53 m samolotów „Pawnee” 235 i 260, rozpiętość 11,90 m (11,05 m), powierzchnia skrzydła 20,90 m² (17,00 m²) i pojemność zbiorników paliwowych 284 l (144 l).

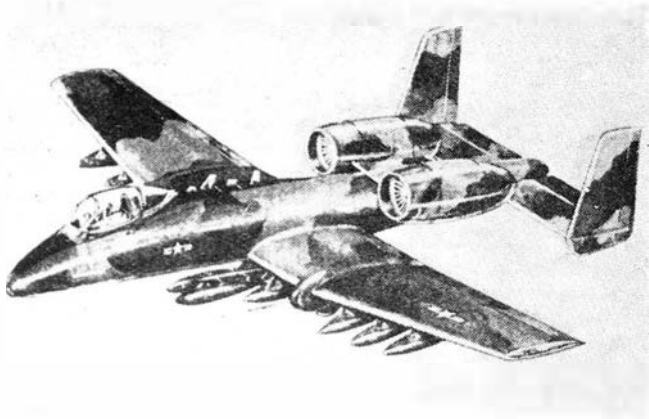
Samolot będzie budowany w dwóch odmianach: podstawowej z silnikiem o mocy 285 KM i zbiornikiem chemikaliów o pojemności 850 l i odmianie z silnikiem o mocy 320 KM i zbiornikiem chemikaliów o pojemności 1048 l (w samolotach „Pawnee” 235 i 260 zbiornik chemikaliów ma pojemność 595 l). Samoloty „Pawnee” II mają być produkowane w nowej wytwórni w Vero Beach na Florydzie. Pierwsze dostawy przewidziane są na maj 1972 r.

W. K.

Projekty samolotu szturmowego AX

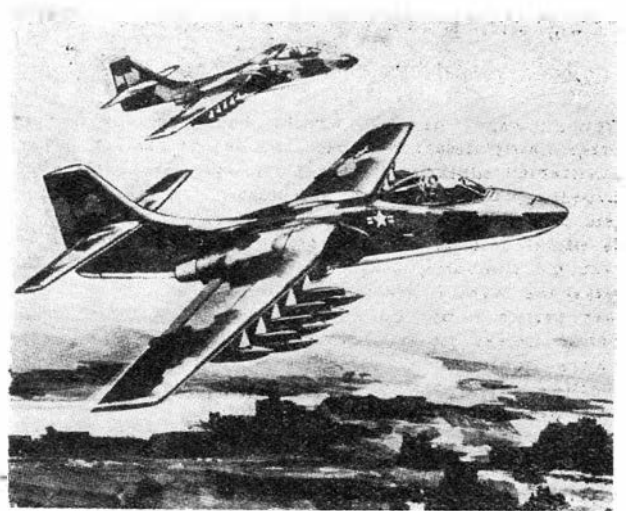
Załączone rysunki przedstawiają projekty firm Fairchild Hiller-Republic Aviation (rys. 1) i Northrop (rys. 2) taktycznego samolotu szturmowego opracowywanego w ramach

programu AX. W obu projektach mają być zastosowane silniki dwuprzepływowe o dużym stosunku wydatków, prawdopodobnie silniki General Electric TF34, przy czym



1

w projekcie Fairchild Hiller — Republic Aviation są one zabudowane na ogonowej części kadłuba, a w projekcie Northrop — w przykadłubowych częściach skrzydła. Każda firma ma zbudować dwa prototypy. Jak wiadomo, samolot AX miał być pierwotnie napędzany turbinowymi silnikami śmigłowymi. Zgodnie z tym za-

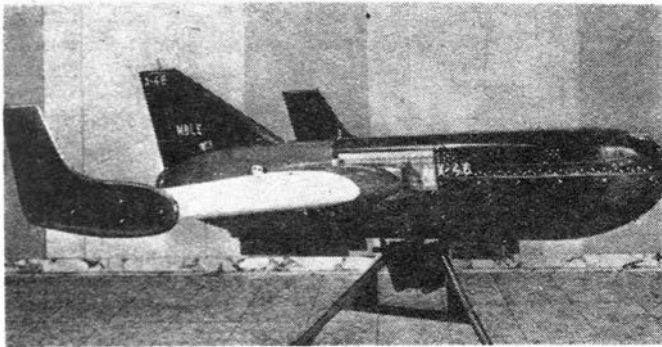


2

łożeniem zaprojektowała samolot AX firma Grumman. Jego rysunek był publikowany w jednym z poprzednich numerów TLiA.

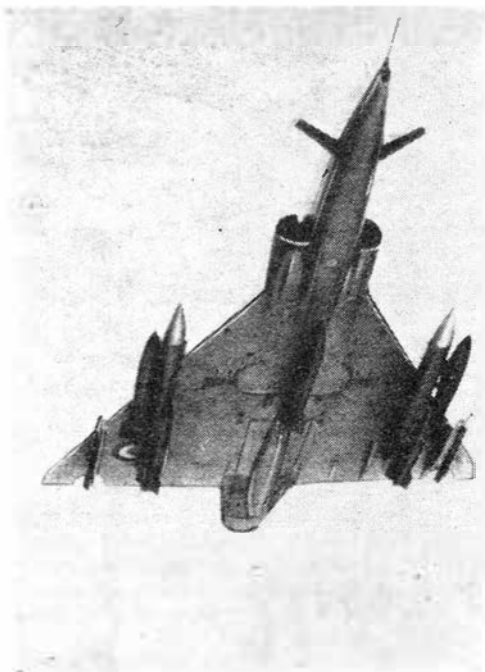
W. K.

Belgijski bezzałogowy samolot rozpoznawczy



Belgijska firma Fairey buduje serię informacyjną bezzałogowego samolotu rozpoznawczego do zadań przyfrontowych MBLE „Epervier”. Samolot jest napędzany turbino- wym silnikiem odrzutowym Alvis-Rover TJ. 125 o ciągu 52 kG. Może lecieć na wysokości 1000 m z prędkością 500 km/h i ma zasięg 65–80 km. Jego udźwig wynosi 20 kG. Wyposażony w kamery fotograficzne samolot jest nakierowywany za pomocą fal radiowych na linie nieprzyjacielskie, po czym wchodzi na z góry zaprogramowany kurs, z którego nie są w stanie wytrącić go urządzenia zakłócające przeciwnika. Samolot „Epervier” może być przenoszony przez trzech ludzi.

W. K.



Próby w locie samolotu AMD „Milan” S-01

Próby w locie samolotu z dodatkowym chowanym skrzydełkiem „Moustache” Avions Marcel Dassault „Milan” S-01, który jest wersją rozwojową samolotu „Mirage” 3 (początkowo koncepcja chowanego skrzydełka była próbowana na samolocie „Mirage” 5), przebiegają zgodnie z programem. W połowie stycznia 1971 r. samolot wylatał 110 h. Przeprowadzono m. in. próby bombardowania, w czasie których zrzucano pięć bomb po 450 kG z wysokości 1000 m i przy prędkości 1050 km/h. Bomby trafiły w cel, którym było koło o promieniu 40 m. Na fotografii widać samolot „Milan” S-01 z pięcioma bombami po 450 kG, dwoma odrzucanymi zbiornikami paliwowymi po 500 l i dwoma pociskami kierowanymi powietrze-powietrze „Sidewinder”.

W. K.

Program budowy „uciszzonego” silnika dwuprzepływowego

Opublikowano niektóre wyniki badań przeprowadzonych przez Lewis Research Center (NASA) w ramach programu „uciszenia” silników dwuprzepływowych przeznaczonych do napędu poddźwiękowych samolotów transportowych. Celem programu jest zmniejszenie hałasu wytwarzanego przez te silniki o 15–20 PNdB w porównaniu z dotychczas stosowanymi silnikami, takimi jak Pratt and Whitney JT3D. Uzyskane wyniki wskazują na to, że cel ten zostanie nawet przekroczony, gdyż wspomniane obniżenie poziomu hałasu uzyska się w przypadku silnika nie zabudowanego: dalsze zmniejszenie hałasu — o ok. 10 PNdB — będzie możliwe dzięki zastosowaniu odpowiednio zaprojektowanej pod względem akustycznym gondoli.

Poniżej przedstawiono porównanie poziomów hałasu w PNdB wytwarzanego przez nie zabudowany silnik JT3D i przez nie zabudowany silnik „uciszony”:

| | silnik JT3D | silnik „uciszony” |
|---------------------------|-------------|-------------------|
| Wlot wentylatora | | |
| start | 110 | 99 |
| podejście | 118 | 105 |
| Wylot wentylatora | | |
| start | 121 | 104–105 |
| podejście | 118 | 103–105 |
| Wylot kanału wewnętrznego | | |
| start | 117 | 93–95 |
| podejście | 100 | 84 |

NASA zawarła umowę z General Electric (wartość umowy wynosi 19,7 mln dol.) na projekt, budowę i 250-godzinne próby dwóch doświadczalnych „uciszonych” silników dwuprzepływowych z czterema różnymi wentylatorami i dwiema różnymi turbinami niskiego ciśnienia. Oba silniki będą mieć sprężarkę i turbinę wysokiego ciśnienia silnika TF39 oraz komorę spalania silnika CF6.

Dwa wentylatory będą zaprojektowane na stosunkowo małe prędkości obwodowe i będą napędzane przez czterostopniową turbinę niskiego ciśnienia, która stanowi mody-

fikację turbiny silnika CF6. Trzeci wentylator będzie miał dużą prędkość obwodową i będzie napędzany wysoko aerodynamicznie obciążoną turbiną dwustopniową. Czwarty wentylator będzie tak zaprojektowany, że będzie łączył w sobie wszystkie najlepsze cechy, określone w wyniku badań, trzech poprzednich.

Wentylatory o małych prędkościach obwodowych różnią się między sobą ilością i cięciwą łopatek. Jeden ma łopatki o małym wydłużeniu (poniżej 2,5) i o dużej sztywności, pozwalającej na pracę bez bandaży lub tłumików. Drugi wentylator ma łopatki o dużym wydłużeniu, w związku z czym są one bandażowane na końcach. Wentylator o dużej prędkości obwodowej ma łopatki konwencjonalne z półkami w pewnej odległości od końców. Początkowo badano również wentylatory dwustopniowe, lecz okazały się one trudniejsze do wyciszenia.

Komorę spalania silników będzie pierścieniowa i nie będzie wytwarzać dymu. Sprężarka o dużym sprężu będzie zaopatrzona w przestawialne łopatki kierownicze, a turbina wysokiego ciśnienia będzie chłodzona. NASA wymaga zastosowania wykładzin dźwiękochłonnych w kanale w pobliżu wirnika wentylatora i między wentylatorem i sprężarką.

Silniki będą mieć ciąg startowy 10 000 kG i ciąg przelotowy 2220 kG, czyli będą odpowiadać obecnym potrzebom samolotów transportowych.

Pozostałe dane silników: średnica wentylatora 1,88 m; stosunek średnic wentylatora 0,5; spręż wentylatora 1,5–1,6; stosunek wydatków 5–6 w przypadku wentylatorów o małej prędkości obwodowej i 4,5–6 w przypadku wentylatora o dużej prędkości obwodowej; spręż ogólny 18:1; temperatura przed turbiną 1100 °C w warunkach startowych i 965 °C w warunkach przelotowych (wysokość 10 600 m, $Ma = 0,82$); jednostkowe zużycie paliwa 0,36–0,37 kG/kGh w warunkach startowych i 0,66 kG/kGh w warunkach przelotowych.

W. K.

Projekty pojazdów hipersonicznych USAF

Zagadnienia lotu z prędkościami hipersonicznymi są badane przez należące do USAF Flight Dynamics Laboratory (Wright-Patterson Air Force Base, Ohio) przy czym najczęściej uwagi poświęca się pojazdowi powrotnym, tj. wielokrotnego użytku, o większym stosunku C_z/C_x i większym zasięgu poprzecznym od wykazywanych przez obecne bezskrzydłowce. Celem prac nie jest budowa pojazdu o konkretnym przeznaczeniu, lecz badanie takich zagadnień, jak aerodynamika prędkości hipersonicznych, nagrzewanie aerodynamiczne, chłodzenie konstrukcji, napęd oraz zagadnienia konstrukcyjne i materiałowe, co pozwoli na zebranie dostatecznego zasobu wiedzy i doświadczeń, które będzie można wykorzystać w szerokim zakresie zastosowań, łącznie z pojazdami transportowymi i przechwytyjącymi.

Analizowane są dwa typy pojazdów wielokrotnego użytku: FDL-7 i FDL-8. Ostatni jest udoskonaloną wersją bezskrzydłowca Martin X-24A. Jakkolwiek próby z bezskrzydłowcem X-24A wykazały, że pilot jest w stanie sterować po-



jazdem przy prędkościach 280–370 km/h, jednak konieczność skrócenia dobiegu podyktowała zastosowanie w pojeździe FDL-7 skrzydła o zmiennej geometrii. Osłony cieplne mają być montowane na wymiennych płytach, dzięki czemu pojazd byłby w całym tego słowa znaczeniu pojazdem wielokrotnego użytku.

Intensywne prace NASA w dziedzinie transportowców kosmicznych nasuwają wątpliwości co do przyszłej roli pojazdów FDL. W 1971 r. nie przyznano funduszy na FDL-8, jednak Flight Dynamics Laboratory zamierza kontynuować prace nad tym pojazdem przy użyciu własnych środków.

W. K.

Atomowe transportowce kosmiczne Lockheed

Firma Lockheed Aircraft Corp. przedstawiła NASA projekt dwóch wersji transportowca, a właściwie holownika kosmicznego, o napędzie atomowym. Pierwsza wersja — to układ z pojedynczym zbiornikiem wodoru wystrzeliwanym z Ziemi za pomocą rakiety nośnej INT (dwustopniowa wersja rakiety „Saturn” 5). W chwili startu zbiornik holownika jest tylko częściowo napełniony, dopiero na orbicie dopełnia go wahadłowy transportowiec Ziemia-orbita. Holownik ma średnicę 9,70 m i długość 45,75 m. Druga wersja startuje z Ziemi w ogóle bez zbiorników, które do-

wożone są na orbitę przez transportowce kosmiczne (zbiorników jest siedem i mają one długość 18,3 m). Druga wersja jest trochę większa od pierwszej, ale ma ten sam ciężar. Obie wersje mają być napędzane silnikiem NERVA o ciągu 34 000 kG, który może być używany 10-krotnie bez potrzeby wymiany. Zadaniem holowników jest utrzymywanie komunikacji między orbitą wokółziemską a stacjami kosmicznymi w bardziej oddalonych częściach Kosmosu.

W. K.

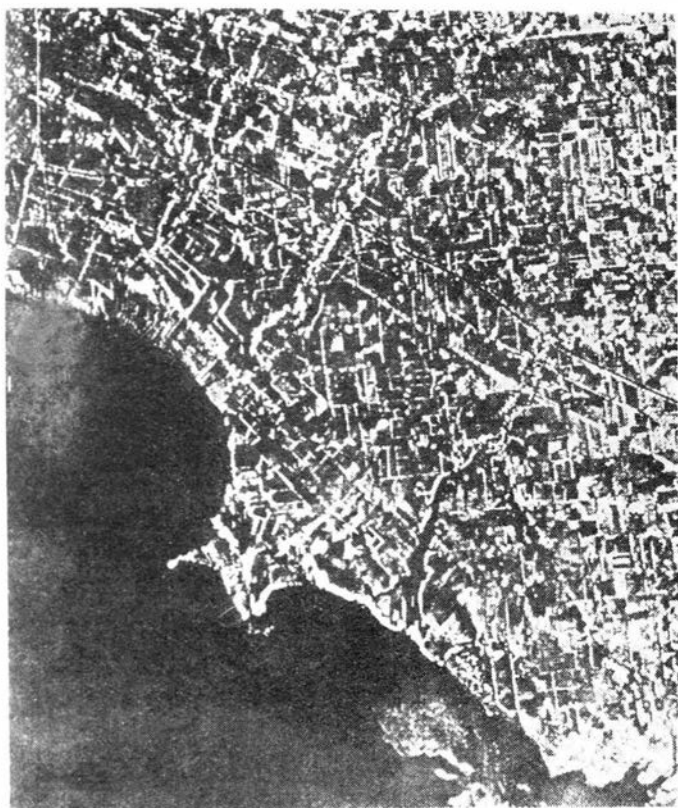
Żaroodporne materiały do budowy transportowca kosmicznego

Lewis Research Center (NASA) bada nowe rodzaje stopów metalowych, które mają służyć jako materiał na najbardziej narażone na nagrzewanie części transportowców kosmicznych. Materiał taki musi wytrzymać temperatury sięgające 1650 °C, gdyż do takiej właśnie temperatury nagrzewa się dolna część kadłuba i krawędzie natarcia transportowca przy powrocie w atmosferę z prędkością 27 000

km/h. Zakres temperatury innych części transportowca wynosi od 980 do 1200 °C. Jako szczególnie nadający się do budowy transportowca materiał jest uważany stop niklu i chromu. Ten z natury odporny na utlenianie stop jest jeszcze dodatkowo wzmocniony przez rozłożony w strukturze na skutek dyspersji stabilny tlen zwany thoria.

W. K.

Przeliczniki optyczne



Strumień światła przechodzący przez układ soczewek podlega ściśle określonym prawom matematycznym. Uчені wykorzystali to zjawisko dla opracowania nowego typu przeliczników analogowych opartych bardziej na prawach optyki niż elektroniki. Stwierdzono, że nowy typ przeliczników wykonuje z łatwością zadania, które dla przeliczników tradycyjnych, analogowych i cyfrowych, są niezwykle trudne. Przeliczniki optyczne mogą zwiększać ostrość zdjęć słabo czytelnych i o małej ostrości, wykrywać uszkodzenia w wytwarzanych produktach, filtrować słabe sygnały radiowe i radarowe z silnych zakłóceń. Mogą one rozpoznawać specyficzne kształty i wzory ukryte wśród szeregu podobnych form. Do najważniejszych obecnych zastosowań należy zaliczyć przetwarzanie sygnałów wytwarzanych przez radar z bocznym zobrazowaniem i zamianą tych sygnałów na użytkowy obraz radarowy. Od 1960 r. znajduje się w użytkowaniu duża ilość przeliczników optycznych przy obsłudze radarów — jest to zastosowanie wojskowe. Przeliczniki optyczne do innych zastosowań znajdują się na etapie prób technicznych. Ostatnie kierunki za-

stosowań to analiza zapisów sejsmograficznych przy poszukiwaniu skał roponośnych oraz wykrywanie sygnałów radarowych w systemie sterowania nowych pocisków.

Zasada działania przelicznika optycznego jest następująca. Obraz przedstawiający matematyczną funkcję dwóch zmiennych lub wielokanałową funkcję jednej zmiennej rzutowany jest przez układ soczewek, które przetwarzają go na inny obraz. Jest on odtworzeniem oryginału po zastosowaniu pewnej określonej matematycznej operacji. Zasadę tę można stosować dla realizacji różnych operacji matematycznych, jak całkowanie i różniczkowanie. Szczególna przydatność przeliczników optycznych ujawnia się przy transformacjach Fouriera i opracowaniu funkcji sprzężonych.

Analiza funkcji w przeliczeniu optycznym dokonuje się z prędkością światła i to bez różnicy, czy dotyczy funkcji jednej czy dwu zmiennych. Dokonując analizy zdjęcia czy rysunku można go po transformacji zapisać w formie modulacji częstotliwości, a wynik zarejestrowany na filmie znany jest pod nazwą hologramu.

Ta właściwość przelicznika optycznego okazała się szczególnie wartościowa przy przetwarzaniu sygnałów z radaru z bocznym zobrazowaniem. Samolot wyposażony w ten typ radaru w czasie lotu wysyła na boki fale. Fale odbite rejestrowane są na taśmie filmowej poruszającej się z prędkością zsynchronizowaną z prędkością samolotu. Z radaru tego typu obraz interferencyjny lub hologram wykazuje zależność fazową i amplitudową impulsu odbitego. Obraz taki dla oka jest oczywiście nieczytelny. Po odwrotnym przekształceniu Fouriera z hologramu uzyskuje się rekonstrukcję obrazu oryginalnego. Transformacje te następują natychmiast zmieniając hologram na obraz terenu (patrz zdjęcie uzyskane w taki sposób, a przedstawiające widok miasta Toledo nad Jeziorem Erie).

Wśród jeszcze wielu innych zastosowań warto zasygnalizować niezmiernie interesującą dziedzinę kontroli struktury materiałów (odlewów i odkuwek). Firma Perkin-Elmer Co. opracowała metodę zwaną holografia akustyczną. Oparta jest ona na zasadzie podobnej jak koherentny radar z bocznym zobrazowaniem, z tym że obraz tworzony jest za pomocą fal dźwiękowych. Badany przedmiot poddany jest działaniu promieniowania dźwiękowego, a fale odbite, zamienione na sygnały świetlne przez przetwornik optyczno-akustyczny, zostają skupione na płaszczyźnie filmu tworząc tam hologram. Ten zapis przekształcony jest za pomocą przelicznika optycznego na obraz struktury. Z uwagi na znacznie mniejszą długość fali świetlnej w stosunku do dźwiękowej uzyskuje się obraz w skali około 1 : 600. Obraz musi więc być obserwowany za pomocą mikroskopu. Przy tak dużym powiększeniu głębia obrazu jest bardzo mała i obserwacja dotyczy jednej płaszczyzny na odpowiedniej głębokości. Przez zmianę głębi ostrości zmienia się płaszczyzna przekroju obserwowanego. W ten sposób można dokonać kontroli na dowolnej głębokości przedmiotu.

A. G.

SZCZEPAN JAN GRZESZCZYK (1901–1967)



Urodził się w Warszawie 25.12.1901 r. W roku 1921 ukończył gimnazjum Rondthaler'a i wstąpił na wydział mechaniczny Politechniki Warszawskiej. W 1925 roku ukończył Niższą Szkołę Pilotów w Bydgoszczy i Wyższą Szkołę Pilotów w Grudziądzu, dokąd w drodze wyjątku, ze specjalnym zezwoleniem szefa Departamentu Żeglugi Powietrznej, skierowano prócz Grzeszczyka jeszcze trzech młodych, wybitnie się zapowiadających studentów: J. Drzewieckiego, J. Dąbrowskiego i J. Rzewnickiego. W czasie studiów na Politechnice odbywał praktykę w Państwowych Zakładach Lotniczych i pracował w Instytucie Badań Technicznych w Warszawie. W tym okresie Szczepan Grzeszczyk zaczyna interesować się coraz bardziej dziedziną lotnictwa, która choć miała w Polsce długą tradycję, jakby zatrzymała się w rozwoju. Dziedzina tą było szybownictwo.

Prekursorem szybownictwa w naszym kraju był pod koniec XIX wieku malarz Czesław Tański. Próby jego i kilku innych zapaleńców nie były później kontynuowane i miały wartość raczej historyczną, a nie praktyczną. Z kolei dwukrotne, poważne już próby podjęte po zakończeniu pierwszej wojny światowej przez doświadczonych pilotów na szybowcach budowanych przez dyplomowanych inżynierów też nie przyniosły dobrych rezultatów. Pierwsza z tych prób

odbyła się na przełomie sierpnia i września 1923 r. na Czarnej Górze pod Białką w powiecie Nowy Targ. Na dziewięciu zgłoszonych szybowcach wykonano 18 lotów w łącznym czasie niecałe 15 min. Druga próba odbyła się w dwa lata później na wzgórzach Okywiu koło Gdyni. Wyniki były jeszcze gorsze — najdłuższy lot trwał zaledwie 65 sekund (w Białce 3 min), największa wysokość osiągnięta przez doskonałego pilota — oblatywacza Szulczewskiego — niewiele przekroczyła 20 m. Zastój, jaki zapanował po tych nieudanych konkursach, pogłębiła jeszcze opinia ówczesnego szybowcowego asa francuskiego, por. Thoret. Thoret — porucznik lotnictwa francuskiego — zyskał sławę lotami na bardzo silnych prądach wstępujących wymuszonych na zboczach Alp. Wyłączył silnik swego szkolnego samolotu w odpowiednim miejscu i potrafił długi czas żaglować wzdłuż zbocza, co wzbudzało wielki podziw. Otóż Thoret zawyrokował, że Polska nie ma odpowiednich warunków do uprawiania szybownictwa.

Z trzyletniego letargu obudził szybownictwo w Polsce nieukończony jeszcze inżynier Szczepan Grzeszczyk. Właśnie od niego rozpoczęło się stałe pasmo sukcesów i dlatego Grzeszczyka nazwała opinia publiczna „ojcem szybownictwa polskiego”. Tę zaszczytną nazwę otrzymał najzupełniej słuszenie, chociaż chronologicznie biorąc bynajmniej nie był pierwszy.

Celem zbliżenia się do terenów podgórskich (w tym pionierskim okresie próbowano wykonywać loty szybowcowe na zboczach) Grzeszczyk przeniósł się z Warszawy do Lwowa. Tam kontynuował studia (dyplom inżyniera otrzymał w 1930 r.) i jednocześnie rozpoczął niezwykle ożywioną akcję organizacyjną, badawczą (wyszukiwanie odpowiednich terenów) i konstrukcyjną. Pracował w Związku Awiatycznym Studentów Politechniki. W lutym 1928 r. zorganizował Aeroklub Akademicki we Lwowie. Latem tegoż roku zainicjował wyprawę szybowcową na Łysą Górę pod Złoczowem. Tutaj Szczepan Grzeszczyk wykonał pierwszy w pełni udany lot żaglowy w Polsce. Na szybowcu Wacława Czerwińskiego CW-1, zbudowanym w warsztatach Związku Awiatycznego, osiągnął wysokość 50 m i utrzymał się w powietrzu 4 min 12 s. Jesienią 1929 r. Grzeszczyk zorganizował nową wyprawę — tym razem do słynnej później Bczmiechowej — gdzie na szybowcu CW-2 żaglował przez 2 h 11 min 48 s. Tymi lotami Grzeszczyk całkowicie przełamał błędne przekonanie o braku widoków dla szybownictwa w Polsce. Od tych dwu historycznych już startów Grzeszczyka rozpoczęły się wspaniałe, słyn-



Grzeszczyk przed pierwszym w Polsce lotem żaglowym na zboczu, którym ustanowił rekord krajowy 1928 r.



SG-21 „Lwów” nad Warszawą



Inż. Grzeszczyk przed oblataniem szybowca SG-21

ne na całym świecie, trwające — z wojenną przerwą — do dziś, wyczyny polskich szybowników. „Rzetelna zasługa, z jaką wchodzi Szczepan Grzeszczyk do historii naszej aeronautyki, to odrodzenie polskiego szybownictwa”. Te słuszne słowa napisał W. L. Sobol w wydanej w 1937 r. „Polsce Lotniczej”.

Niedługo później uczeń Grzeszczyka, inż. Laskowski, osiągnął nowy rekord długości lotu — 5 h 56 min 48 s. Loty żaglowe szybko przestały być odtąd sensacją i Grzeszczyk — widząc brak rasowych szybowców wyczynowych — zabrał się z kolei do konstrukcji. Zbudował: SG-21 (1931 r.), SG-21 bis (1932 r.), SG-28 (1932 r.), SG-28 bis (1933 r.), SG-3 (1933 r.), SG-3 bis (1934 r.), SG-3 bis/35 (1935 r.), SG-3/bis/36 (1936 r.), SG-7 (1937 r.) oraz dwa szybowce nie wykonane z powodu wybuchu wojny: SG-7 bis i SG-8. Ponadto wspólnie z inż. Antonim Kocjanem skonstruował dwumiejscową „Mewę” (1936 r.). Był to szybowiec wyczynowy, o podwójnym sterowaniu, jedyny (poza doświadczalnym ITS-IV B we Lwowie) polski szybowiec dwumiejscowy. Miał wolnonośne skrzydło o obrysie trapezowym, z zaokrąglonymi końcami, o układzie średniopłata i kadłub wykonany z sosny i sklejkę brzożowej. Ciężar własny wynosił 174 kg, użyteczny — 166 kg.

Inż. Grzeszczyk otrzymał najwyższą przedwojenną odznakę — szybowcą — kat. D (wyczynową) dnia 17.12.35 r. z numerem 183.

Na szybowcach konstrukcji Grzeszczyka (łącznie z „Mewą”) piloci polscy uzyskali przed wojną 29 rekordów krajowych.

Grzeszczyk pierwszy wykonywał loty termiczne i na czole burzy. W 1931 r. odbył na trasie Warszawa — Lwów — Bezmiechowa (460 km) lot na holu, co stało się sensacją w świecie szybowcowym. W 1933 r. na międzynarodowym meetingu lotniczym zademonstrował start i lot na holu równocześnie trzech szybowców za samolotem. W 1932 r. dzięki inicjatywie Grzeszczyka szybownictwo polskie po raz pierwszy uczestniczyło w międzynarodowych zawodach w ówczesnej kolebce światowego szybownictwa wyczynowego w Rhön (Niemcy) na Wasserkuppe. Ekipa polska (na SG-28 i SG-21, oba konstrukcji Grzeszczyka) zdobyła za całokształt lotów srebrną paterę. Grzesz-

czyk — który startował w tzw. grupie rekordowej — zajął wśród najlepszych pilotów świata piąte miejsce. Wraz z Ł. Mayem (który leciał w charakterze nawigatora) był członkiem zespołu polskiego wyznaczonego na międzynarodowy Challenge 1934 r. Startował na PZL-26 i w próbach technicznych i sprawnościowych nad lotniskiem uplasował się na czolowym miejscu (tuż za późniejszymi zwycięzcami — Bajanem i Płonczyńskim). Zawodów jednak nie ukończył z powodu defektu silnika Menasco w czasie Lotu Okrężnego na odcinku Mekner — Sidi Bel Abbes (9.9.1934 roku Afryka Północna).

Przy tych wszystkich wielokierunkowych zajęciach Grzeszczyk pracował na stanowisku kierownika stacji płatowcowej Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa i następnie (1935—39 r.) w Państwowych Zakładach Lotniczych w Warszawie jako zastępca szefa Wydziału Studiów.

Wojna przerwała tak latanie jak i samodzielne prace konstrukcyjne Grzeszczyka. 30.8.1939 r. został zmobilizowany w stopniu podporucznika. Po klęsce wrześniowej dostał się do Francji, gdzie jednak nie znalazł warunków do pracy. Kolejno w Anglii (od czerwca 1940 r.) był zatrudniony w biurze opracowującym instrukcje lotnicze, następnie został wyznaczony (1942 r.) na dowódcę oddziału napraw samolotów w brytyjskim 30 Maintenance Unit i pod koniec wojny przeniesiony do Dowództwa Polskich Sił Powietrznych w Londynie (wydział organizacji lotnictwa i przemysłu lotniczego).

Po demobilizacji inż. Grzeszczyk wyjechał do Ameryki Płn, gdzie natychmiast powrócił do prac konstrukcyjnych. Pracował w zakładach budowy śmigłowców Piasecki Helicopter Corporation, a następnie aż do zgonu (zmarł nagle, w czasie podróży służbowej; zwłoki inż. Szczepana Grzeszczyka spoczęły na Cmentarzu Zasłużonych Polaków w Doylestown w Pensylwanii) zajmował odpowiedzialne stanowisko kierownika grupy konstruktorów w zakładach Boeing Aircraft Company. Szczepan Grzeszczyk był ożeniony z Heleną Okołowiczową, artystką malarką.

Od 1969 r. zawody szybowcowe II ligi Aeroklubu PRL otrzymały swego patrona, Szczepana Grzeszczyka, pioniera szybownictwa polskiego.

Na Sesji Stołecznej Rady Narodowej w kwietniu br. jednej z ulic na Ochocie nadano nazwę Szczepana Grzeszczyka.

JANUSZ KĘDZIERSKI

W NASTĘPNYM NUMERZE

przeprowadza analizę ekonomiczną lotnictwa sanitarnego i jego miejsca w pracy służby zdrowia, podaje też prognozy rozwojowe do roku 1985.

O nowych koncepcjach projektowania lotnisk pisze F. Kaźmierczyk,

omawia projekty nowoczesnych lotnisk w USA, ich koszt, nowe układy i lokalizację. Dlaczego silniki odrzutowe nie nadają się do napędu samolotów o małej prędkości i dużym udźwigu uzasadnia W. Kordziński.

W trzeciej części artykułu o kształtowaniu lotnisk polskich w latach 1918—1939 J. Chojnacki omawia rozwiązania benzynowni i rurociągów paliwowych, urządzenia nawigacyjne i wyposażenie elektryczne lotnisk i tras lotniczych.

ROZMOWA Z DYREKTOREM

PRZEDSTAWICIELSTWA

„AIR INDIA”

Indie, kraj wielkich kontrastów, bogactwa zabytków kulturowych, kraj ambitny i prężny w rozwoju ekonomicznym. Druga potęga demograficzna świata stojąca na konsekwentnym stanowisku pokojowej koegzystencji. Polskę łączy z Indiami wiele więzów ekonomicznych oraz politycznych.

Kraj ten zbliżył się do świata współczesnego dzięki rozwiniętym połączeniom lotniczym. Jak do tej pory, połączenia takiego nie ma jeszcze Warszawa, mimo że samoloty „Air India” docierają do naszych sąsiadów (Frankfurt i Moskwa). Podobnie jak ciekawy jest kraj Gandhiego, tak dla świata lotniczego będzie rozwój lotnictwa Indii.

Mimo że do Warszawy nie docierają samoloty indyjskich przedsiębiorstw, znajduje się w naszej stolicy od 10 lat przedstawicielstwo „Air India”. W dzisiejszej rozmowie bierze udział dyrektor przedstawicielstwa „Air India” na Polskę, Pan Stefan Rochowicz, do którego zwróciliśmy się z kilkoma pytaniami.

Redakcja: **Panie dyrektorze, może parę słów o historii przedsiębiorstwa, które Pan reprezentuje.**

Dyrektor: Z rozwojem transportu lotniczego w Indiach ściśle związane jest nazwisko obecnego naszego prezesa J. R. D. TATA, który w 1932 r. organizuje pierwsze przedsiębiorstwo lotnicze w Azji Południowej pod nazwą „Tata Airlines”. Kolejno powstają w Indiach dwa drugorzędne przedsiębiorstwa lotnicze „Delhi Flying Club” oraz Indiom „National Airways”. W 1939 r. przedsiębiorstwo „Tata Airlines” ma stałe połączenia między większymi ośrodkami miejskimi Indii, między innymi stały szlak o charakterze pocztowym: Delhi — Bombaj — Madras — Koolombo i Kołombo — Bombaj — Karaczi.

Przedsiębiorstwo, które mam zaszczyt reprezentować, powstało w 1947 r., a więc w roku uzyskania niepodległości. Fakt tak szybkiego powołania do życia przedsiębiorstwa przypisać należy tradycjom okresu międzywojennego. Należy

dodać, że od 1953 r. przedsiębiorstwo nasze znajduje się pod zarządem państwowym.

Redakcja: **Patrząc na mapę połączeń lotniczych „Air India” można stwierdzić, że niektóre z nich należą do unikalnych na świecie. Ponadto linie te oplatają bez mała cały glob ziemski. Czym pańskim zdaniem uzasadniona jest taka konstrukcja sieci?**

Dyrektor: Konstrukcja naszej sieci podyktowana została przede wszystkim względami handlowymi, ale nie tylko. W wielu krajach Afryki i Azji mieszkają Hindusi. Ich pozycja społeczno-ekonomiczna jest bardzo korzystna, a ponadto są oni bardzo przywiązani do macierzy, podobnie jak Polonia. Dlatego też niektóre połączenia nastawione są na obsługę tych właśnie pasażerów. Wymienił chociażby połączenie z wyspą Mauritius czy Nairobi, Singapur.

To jednak jest margines. Nasze sztandarowe połączenie, to linia północno-atlantycka. Dla ścisłości należy uzupełnić, że w odróżnieniu



od przedsiębiorstw lotniczych Europy zachodniej czy Ameryki Północnej samoloty „Air India” niejako dolatują na ten odcinek z Bombaju do Londynu. Na linii tej odbywa się 16 rejsów tygodniowo, co daje około 100 tys. pasażerów rocznie. Nie jest to dużo w porównaniu z takimi potęgami, jak „Pan American” czy BOAC, jednak dla naszego przedsiębiorstwa stanowią poważny udział w ogólnej masie przewozowej.

Do Londynu czy w ogóle do Europy zachodniej docieramy również bardzo wygodną drogą przez Związek Radziecki (Moskwa), co również nie jest bez znaczenia dla działalności przedsiębiorstwa.

„Air India” ma rozwinięte połączenie do Australii i Oceanii, docieramy przez Sydney aż do Naudi. Stąd już tylko skok w przyszłości do Ameryki Południowej.

Dużą uwagę przywiązuje się do połączeń z Tokio. Wynika to przede wszystkim z rozwijających się stosunków gospodarczych Indii z Japonią.

Redakcja: Jakim sprzętem dysponuje „Air India”?

Dyrektor: „Air India” dysponuje jednolitym sprzętem. Aktualnie przedsiębiorstwo ma 9 samolotów typu Boeing 707. Ponadto eksploatuje już dwa samoloty Boeing 747. Te ostatnie tego roku weszły do eksploatacji na trasie Bombaj—

Nowy Jork przez Północny Atlantyk.

Centralna baza techniczna „Air India” znajduje się w Bombaju. Baza ta przygotowana jest do przeprowadzania remontów generalnych. Plan działania przedsiębiorstwa jest tak ułożony, że w eksploatacji czynnej znajduje się 8 samolotów, natomiast jeden zawsze znajduje się na przeglądzie technicznym. Zauważmy, że samoloty „Air India” legitymują się największym czasem pracy, który średnio wynosi 12—13 godzin dziennie, co w skali rocznej daje ponad 4000 godzin. Dodajmy, że baza techniczna „Air India” jest najnowocześniejszą w tej części Azji i wyposażona została przez towarzystwo Boeing Pritt Whitley.

Plan lotów jest tak ułożony, że załogi nasze zmieniają się w kilku punktach, np. w Bejrucie, Londynie, Singapurze, Sydney czy Tokio. Ponieważ na każdej z tych tras jest stosunkowo duża częstotliwość lotów, zmieniające się załogi nie muszą długo oczekiwać. Czas oczekiwania na następny samolot ogranicza się do kilkugodzinnego wypożyczynku.

Jeśli już jesteśmy przy eksploatacji sprzętu, to chciałbym podkreślić, iż piloci hinduscy dali się poznać jako wyjątkowo dokładni i troskliwi o los powierzonych im pasażerów i sprzętu. Każdy kapitan statku opracowuje na każdy lot szczegóło-

wy trasę, który stanowi dla niego dodatkową pomoc. Piloci posiadają gruntowne przeszkolenie w USA i Wielkiej Brytanii, a przede wszystkim olbrzymi staż pracy.

Redakcja: Chcielibyśmy jeszcze usłyszeć, co Pan sądzi o możliwościach bezpośredniego połączenia Warszawy z Bombajem?

Dyrektor: Jako reprezentant przedsiębiorstwa „Air India” w Warszawie, dokąd nie docierają nasze samoloty, jest rzeczą zrozumiałą chciałbym, ażeby najszybciej do połączenia takiego doszło. Od dłuższego już czasu prowadzone są rozmowy zarówno na szczeblu rządowym, jak i przedsiębiorstw. Jeśli samoloty „Lotu” rozwiną swoje skrzydła do Bombaju, to wtedy i my docierać będziemy do Warszawy. W tej sytuacji „Air India” jest w korzystnej sytuacji, bowiem samoloty przedsiębiorstwa docierają do Moskwy i Frankfurtu. Do Warszawy pozostaje więc tylko 1000 km.

Czy połączenie to ma szanse egzystencji. Na pewno tak, o ile rozwinię się ruch turystyczny, głównie z Polski do Indii. Atrakcyjność tego kraju przyciąga coraz to więcej turystów europejskich. Sądzę, że i dla „Orbisu”, a przede wszystkim dla polskiego turysty byłaby to atrakcja nielada.

Pozostaje oczekiwać podjęcia odpowiednich decyzji.

*Rozmawiali: M. Klara Szurmak
i B. Dostatni*

Dokończenie ze str. 25

bramowa, złożona z kratownic łączonych na śruby. miała być kryta brezentem lub blachą falistą. Przewidywano przy tym różne rozpiętości — w zależności od zamówienia. Warto zaznaczyć, że podczas naszego raczkowania w tej dziedzinie w Wielkiej Brytanii od dawna produkowano cztery typy podobnych hangarów przenośnych o rozpiętościach bardzo dużych, bo od 15,25 m do 53,33 m i wysokości 5,20 do 7,90 m.

Źródła

1. Rzepniewski A.: *Wojna powietrzna w Polsce — 1939*, MON, Warszawa 1970, załącznik 7.
2. Abzółtowski S.: *Urządzenie portu lotniczego*, „Lot Polski” 1929 nr 8 i 9.
3. Plany lotnisk — CAW, Akta Departamentu Budownictwa t. 71, 196, 122, 197, 149, 88, 86 i 55 oraz *Wytyczne, jakimi należy się kierować przy projektowaniu pomieszczeń dla portu lotniczego, obserwacyjnego, wzgl. myśliwskiego* — tamże, t. 71.
4. Sudek S.: *Wojskowy port lotniczy w Niemczech* „Przeгляд Lotniczy” 1939.
5. Cyprian T.: *Komisja stwierdziła*, MON, Warszawa 1960.
6. Komunikaty konkursowe „Lot Polski” 1927 nr 2 i 1928 nr 1 oraz relacja inż. B. Kowalskiego w „Kronice Lotniskowej”.

Szerokość tych hangarów była jednolita i wynosiła w każdym typie 29 m [14].

Fakt tak późnego zainicjowania własnych konstrukcji hangarów rozbieralnych należy uznać za stosunkowo duże lekceważenie tego problemu w naszym kraju w okresie międzywojennym i liczenie wyłącznie na import

7. Relacja inż. B. Kowalskiego — tamże.
8. Kluz T.: *Budowa lotnisk i dróg lotniczych w Polsce*, „Lot Polski” 1930 nr 8.
9. Celek J.: *Zarys historii Dęblńskiej Szkoły Lotniczej*, MON, Warszawa 1965.
10. Relacja inż. B. Kowalskiego w „Kronice Lotniczej”.
11. Wykaz hangarów w przededniu wojny — AAN, Akta Ministerstwa Komunikacji, sygn. 3482.
12. Program lotniska w Brześciu — CAW, Akta Sztabu Głównego, Sztab Lotniczy, t. 11.
13. Meldunek z Rakowic z 1920 roku — L. dz. 3260, CAW, Akta Dowództwa Lotnictwa, t. 86.
14. Pismo inż. J. Nehaya z 24.5.1939 r. do gen. A. Szychowskiego w Sztabie Głównym — CAW, Akta Sztabu Głównego, Sztab Lotniczy, t. 11.

► 30 kwietnia podjęta została ważna decyzja o wznowieniu studiów lotniczych i reaktywaniu Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa na Politechnice Warszawskiej. Kierunki specjalizacji: samoloty i śmigłowce, silniki lotnicze, osprzęt i automatyka lotnicza.

Blizsze informacje na temat studiów można uzyskać w dziekanacie Wydziału. Tam też można złożyć podanie o przyjęcie na MEiL. Adres dziekanatu: Warszawa, ul. Nowowiejska 24.

► 4 czerwca Prezydium Rządu powzięło decyzję o konieczności podjęcia wstępnych prac badawczych i projektowych związanych z budową w rejonie Warszawy nowego lotniska międzynarodowego, dostosowanego do potrzeb szybkiego rozwoju komunikacji lotniczej. Projektowane nowe lotnisko powinno sprostać docelowo potrzebom roku 2000.

Budowę prowadzić się będzie w latach osiemdziesiątych.

► Sygnalizujemy o dwóch pozytywnych notatkach prasowych dotyczących kadr lotniczych.

„Trybuna Ludu” poinformowała, że odbyła się narada Sekcji Lotniczych SITK i SIMP na temat szkolenia kadr dla lotnictwa; sugeruje realizację postulatów zgłoszonych na naradzie.

„Słowo Powszechne”, odnotowując, że minęło 10 lat od zlikwidowania Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej — zgłosiło dezyderat w sprawie przywrócenia studiów lotniczych i doraźnego doszkalania inżynierów innych specjalności.

► Jak bardzo zmieniło się spojrzenie prasy na lotnictwo! Oto „Życie Warszawy”, rozważając problem produkcji motocykli w Polsce, pisze wyraźnie: „powiedzieć trzeba otwarcie: ważniejsze dla Świdnika jest terminowe przekazanie klientom każdego śmigłowca niż kilku nawet tysięcy motocykli. I cena nie ta, hierarchia potrzeb różna, klient inny...”

Może doczekamy, że kiedyś tak samo powie się o silnikach wysokoprężnych, urządzeniach chłodniczych, turboładowarkach, narzędziach czy sprzętach.

► Zwiąże — lecz rzeczowo, ustosunkowali się kol. J. Babiejczuk i B. Dostatni na łamach „Przeglądu Technicznego” (z dn. 6.VI. br.) do artykułu J. Dzięciołowskiego, zamieszczonego w „Życiu Gospodarczym” z 2.V.71 r. pt. „Budować samoloty czy?...” Stwierdzimy krótko: zarówno tytuł artykułu, jak i jego argumentacja ekonomiczna — pochodzą z minionego okresu.

► Minister obrony narodowej przebywał ostatnio na ćwiczeniach jednostek wojsk lotniczych. w czasie których obserwował m. in. start i lądowanie samolotów bojowych z dróg państwowych oraz pokazy nowoczesnych metod zwalczania celów naziemnych. Ćwiczeniami kierował dowódca wojsk lotniczych gen. dyw. pil. J. Raczkowski.

W ćwiczeniach brali także udział generałowie i oficerowie wojsk lotniczych zaprzyjaźnionych armii Układu Warszawskiego.

Ćwiczenia wykazały wysoką sprawność bojową uczestniczących w nich jednostek.

► Eksport agrolotniczy WSK — Okęcie do krajów kapitalistycznych rośnie w szybkim tempie. W roku 1971 w dewizach będzie on 3,5-krotnie większy niż w 1969 r., przy znacznie większej wydajności pracy, gdyż liczba samolotów zwiększy się tylko 2,8 raza.

► Tegoroczne Szybowcowe Mistrzostwa Polski były szesnaste z kolei. Dla naszej czołówki ten start był bardzo ważnym egzaminem przed decydującą fazą przygotowań do następnych mistrzostw świata. A zanoszą się na to, że nasi zawodnicy latać będą na nowych typach szybowców, których doskonałość dorówna najlepszym konstrukcjom światowym.

► Szybowiec wysokowyżynowy „Orion” powstaje w Zakładzie Doświadczalnym Rozwoju i Budowy Szybowców przy Zakładach Sprzętu Lotnictwa Sportowego. Przygotowuje się go dla naszej ekipy na szybowcowe mistrzostwa świata w Jugosławii.

► Głośnym echem odbiła się w kraju trudna akcja śmigłowcowa wojsk lotniczych, polegająca na wymianie dwóch zużytych 2,5-tonowych (o wysokości 13 m) zbiorników aluminiowych — w fabrycznej hali starogardzkiej „Polfy” — na zbiorniki nowe. Tę tzw. „operację duet” — która uchroniła Zakłady od 2-tygodniowego postoju — wykonał śmigłowiec Mi-8.

► 31 maja odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze Rady Seniorów Lotnictwa APRL z udziałem gen. Jagiełły i płk. Skalskiego. Zebraniu przewodniczył zasłużony działacz lotnictwa sportowego mgr inż. Wiktor Leja, który przy tej okazji otrzymał z rąk redaktora naczelnego „Skrzydlatej Polski” honorowe wyróżnienie roku „Błękitne Skrzydła”.

Wybrano nowe władze Rady Seniorów Lotnictwa w następującym składzie: przewodniczący — inż. C.

Szczeciński, zastępca przewodniczącego — J. Werakso, sekretarz — mgr inż. Z. Winecki, skarbnik — L. Wasilewska. Przewodniczącym Komisji d.s. Historii Lotnictwa został mgr inż. R. Bartel, zaś przewodniczącym Komisji d.s. Emerytur i Odznaczeń — P. Wudkowski.

► W czasie plenum Zarządu Głównego APRL dużo uwagi poświęcono współpracy z organizacjami młodzieżowymi w zakresie rekrutacji i doboru kandydatów na szkolenie lotnicze. Chodzi zwłaszcza o młodzież robotniczą i chłopską, która w perspektywie trafiłaby do lotnictwa wojskowego, cywilnego i sportowego.

► W wyniku rewizji założonej przez prokuratora — Sąd Najwyższy wydał decyzję ponownego rozpatrzenia sprawy katastrofy samolotu PLL „Lot” AN-24, która miała miejsce w styczniu 1969 r. W swoim czasie Sąd Wojewódzki we Wrocławiu uniewinnił kpt. Rembielińskiego i uznał, że przyczyną awarii AN-24 były wadliwie działające wysokościomierze. Epilog sprawy rozegra się przed Sądem w Warszawie.

► Zakłady lotnicze powinny przodkować w praworządności i organizacji. A tymczasem z gazet dowiadujemy się, że filia WSK w Świdniku, zlokalizowana w Łącznej — wypuściła do Wierpra ścieki zawierające cyjanek potasu. Ryby zostały wytrute — prokuratura prowadzi dochodzenie.

Kompromitacja i wstyd!

► Aeroklub Krakowski obchodzi swe 40-lecie. Powołana w 1960 r. komisja popularyzacji lotnictwa prowadzi, przy aktywnym udziale starszych członków aeroklubu, intensywne prace nad zabezpieczeniem i kompletowaniem materiałów historycznych związanych z Aeroklubem i jego działalnością.

► Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie czynne jest codziennie, z wyjątkiem poniedziałków, w godzinach 10.00 — 14.00.

● Z naszego grona śmierć wyrwała zasłużonych lotników:

● Zmarł nagle mgr inż. arch. Aleksander Król — senior lotnictwa, zasłużony dla odbudowy Warszawy, autor monografii o Zamku Królewskim.

● Odszedł w wieku 80 lat senior lotnictwa polskiego inż. płk. Jan Zardecki, uczestnik walk o niepodległość w kraju i za granicą, były pracownik PZI, na Paluchu.

● Zginął śmiercią lotnika działacz Aeroklubu Warszawskiego, instruktor-pilot Eugeniusz Stawski, uczestnik rajdów dziennikarzy i pilotów.

MIELCZARSKA M.

The space shuttle

629.762

In order to decrease the space research costs NASA is beginning the efforts of building the reusable space transportation system. In this article the fundamental principles of designing the Earth to orbit shuttle and orbit to orbit tug are discussed. These vehicles should be from 1980 the main space transportation system.

OLTARZEWSKI H.

678.029.5

A method of determining the properties of the reinforced re*ins taking into account the properties of the components

The method of the theoretical calculation of the elasticity coefficients of the main material layer using a model of the material is presented. The results of this calculation make possible determining the elasticity coefficients of the multilayer materials

GRUSZCZYŃSKI E.. SYCHOWICZ E.

Corrosion caused failures of aircraft components during exploitation

In this paper the examples of aircraft components destruction caused by the corrosion are presented. The effects of friction-, stress-, gaseous- and crystal-corrosion are discussed.

CHOJNACKI J.

656.71.(438)

Designing the polish aerodromes in the 1918—1939 period

Part II. Technical base

The main feature of development of technical and quarter base of polish aerodromes in 1918—1939 are presented and the critical analysis of polish concepts in this field is given. The defence and functional problems are emphasized especially.

PRZEGLĄD TECHNICZNY

— Tygodnik

organ główny Naczelnej Organizacji Technicznej

Czasopismo poświęcone rozwojowi techniki, produkcji i kultury technicznej oraz sprawom społecznym i zawodowym inteligencji technicznej.

Oprócz wydania ogólnopolskiego ukazuje się WYDANIE KATOWICKIE „Przeglądu Technicznego”, uwzględniające w większej mierze problemy województwa katowickiego zarówno techniczne, ekonomiczne jak i organizacyjne.

Prenumerata: Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12, nr konta PKO w W-wie: 1-9-121697.

„Przegląd Techniczny” jest również do nabycia w kioskach „RUCH” na terenie całego kraju. Na terenie woj. katowickiego — wydanie katowickie.

WIADOMOŚCI Z TERENU

Zarząd Koła SIMP przy Lotniczych Zakładach Remontowych Nr 2 (działającego w oddziale Sekcji Lotniczej SIMP przy OW Bydgoszcz) zwrócił się z gorącym apelem do swoich członków i do ofiarnej załogi Zakładów o składanie datków pieniężnych na odbudowę Zamku Królewskiego w Warszawie. Apel ten został przyjęty przez pracowników LZR-2, zaś stroną organizacyjną i propagandową zbiórki zajęło się Lotnicze Koło SIMP. W efekcie od załogi LZR-2 na konto odbudowy Zamku wpłynęła suma 2380 zł.

Koledzy z Koła Sekcji Lotniczej przy LZR-2 piszą przy tej okazji: „Zamek jest jedną z najcenniejszych pamiątek naszej historii i nie ma chyba Polaka, dla którego decyzja odbudowy mogłaby być obojętna. Stanie Zamek w Warszawie wysiłkiem całego społeczeństwa. Społeczna ofiarność ogarnęła także środowiska wojskowe, które zawsze dawały wyraz ścisłej więzi z całym narodem i jego dążeniami. Zamek Królewski jest też symbolem walk narodowo-wyzwoleńczych, miejscem chwały polskiego oręża. Tutaj gromadzono trofea zwycięskich bitew, tu też spoczęło serce Tadeusza Kościuszki. Wróci serce wodza Insurekcji na Zamek. Wraz z nim znajdą się tam nasze uczucia i myśli. Wiemy, że nasza kwota jest przyszłościową „kroplą w morzu”, ale jesteśmy przekonani, że dołożyliśmy swoją cegiełkę do symbolu jedności narodowej”.

W akcji zbiórki szczególnie wyróżnili się członkowie SIMP oraz pracownicy działów: mechanicznego; konstrukcyjno-technologicznego, płatowcowego i agregatów.

Apelujemy do innych kół i oddziałów Sekcji Lotniczej o wystąpienie z taką inicjatywą.

Korespondent terenowy
inż. H. Misiak

Pod koniec bieżącego roku ukaze się XX edycja

TERMINARZA TECHNIKA na rok 1972

Cena Terminarza w okładce igelitowej wraz z jedną wkładką branżową i notatnikiem adresowym wynosi:

w przedpłacie — 25 zł
w sprzedaży — 30 zł

Przedpłatę od członków stowarzyszeń naukowo-technicznych, indywidualnie i zbiorowo (przez koła zakładowe) przyjmują wyłącznie zespoły kolportażowe przy biurach terenowych NOT do 5 listopada br. Sprzedaż po cenie normalnej (30 zł) odbywać się będzie: a) w księgarniach „Domu Książki” b) w kioskach „Ruchu”

Tytuły wkładek branżowych

| | |
|----------------------------------|----------------------------------|
| Automatyka Przemysłowa | Melioracje i Budownictwo |
| Budownictwo i Architektura | Wodne |
| Chemia | Odlewnictwo |
| Ekonomia i Organizacja Przemysłu | Ogrodnictwo i Tereny Zieleni |
| Elektronika | Okrętownictwo |
| Elektrownie i Sieci | Poligrafika i Papiernictwo |
| Geodezja | Przemysł Cukrowniczy |
| Górnictwo | Przemysł Mleczarski |
| Hutnictwo | Przemysł Naftowy |
| Instalacje i Urządzenia | Przemysł Skórzany |
| Elektryczne | Przemysł Spożywczy |
| Komunikacja | Rolnictwo |
| Leśnictwo i Drzewnictwo | Technika Sanitarna i Gazownictwo |
| Materiały Budowlane | Teleelektryka |
| Mechanika — Konstrukcje | Włókiennictwo |
| Mechanika — Technologia | |

W CZERWCU 1971 W KOSMOSIE

6.6. o godz. 7.55 czasu moskiewskiego wystartował statek „Sojuz” 11 z Georgijem Dobrowolskim, Władysławem Wołkowem i Wikto-rem Pacajewem na pokładzie.

7.6. Statek „Sojuz” 11 połączył się z „Salutem”. Po raz pierwszy w historii lotów kosmicznych przetransportowano załogę statku kosmicznego na pokład stacji orbitalnej. Łączna masa obydwu statków wynosi 25 T (na „Sojuz” 11 przypada ok. 7 T). Dyrektor Amerykańskiej Agencji do Spraw Aeronautyki i Badania Przestrzeni Kosmicznej James Fletcher oświadczył, że radziecka stacja orbitalna stanowi wielki krok w badaniu Kosmosu.

8.6. „Mars” 2 znajdował się w odległości 4 897 000 km od Ziemi, a „Mars” 3 w odległości 2 880 000 km. Przeprowadzono już 14 seansów łączności z „Marsem” 2 i 19 seansów z „Marsem” 3.

10.6. Uczni radzieccy i amerykańscy wymienili próbki gruntu księżycowego dostarczonego przez „Łunę” 16 oraz „Apollo” 11 i 12. Wymiana ta umożliwiła przeprowadzenie analizy porównawczej próbek z różnych części powierzchni Księżyca.

11.6. ZSRR wprowadził na orbitę „Kosmos” 427.

20.6. „Salut” po raz 1000 okrążył Ziemię, w tym 206 razy z załogą.

24.6. Załoga stacji „Salut” pobiła

rekord długości czasu przebywania w Kosmosie.

24.6. ZSRR wprowadził na orbitę „Kosmos” 428.

29.6. Załoga stacji orbitalnej „Salut” zakończyła realizację programu lotu i po przejściu na pokład „Sojuza” 11 rozpoczęła lot w kierunku Ziemi.

30.6. Statek „Sojuz” 11 wylądował na Ziemi z astronautami bez oznak życia. Przyczyną śmierci astronautów bada komisja rządowa powołana przez KC KPZR i Radę Ministrów ZSRR. W czasie lotu na pokładzie stacji orbitalnej „Salut” astronauta przeprowadzili ok. 140 eksperymentów z meteorologii, geologii, astronomii, biologii, fizyki i astrofizyki.

KRONIKA SPRAW KOSMICZNYCH

► Rząd Radziecki przedstawił w ONZ projekt międzynarodowego układu w sprawie Księżyca z prośbą o umieszczenie na porządku dziennym XXVI Sesji Zgromadzenia Ogólnego NZ sprawy opracowania takiego układu. Projekt układu zawiera następujące postanowienia:

- badanie i wykorzystanie Księżyca powinno się odbywać z uwzględnieniem interesów obecnych i przyszłych pokoleń ludzkości
- na Księżycu zabrania się stosowania siły i wszystkich innych wrogich poczynań, jak również wykorzystania go dla dokonywania tego rodzaju działań w stosunku do Ziemi
- badanie i wykorzystanie Księżyca powinno się odbywać przy stosowaniu metod, które zapobiegają niekorzystnym zmianom i zanieczyszczeniu środowiska księżycowego
- powierzchnia i zasoby naturalne Księżyca nie mogą stanowić własności państw, międzynarodowych organizacji o charakterze międzyrządowym i organizacji pozarządowych, a także organizacji narodowych, osób prawnych i fizycznych. Państwa — sygnatariusze będą podejmować wszelkie możliwe kroki, aby zapewnić ochronę życia i zdrowia człowieka znajdującego się na Księżycu.

W projekcie układu podkreśla się, że Księżyc ma być wykorzystywany przez wszystkie państwa uczestniczące w układzie wyłącznie w celach pokojowych. Zabrania się zakładania na Księżycu baz wojskowych oraz militarnych instalacji i umocnień, dokonywania prób z jakiegokolwiek bronią i przeprowadzania manewrów wojskowych. Państwa — sygnatariusze dążyć będą do współpracy w sprawach dotyczących działalności Człowieka na Księżycu. Swoją działalność w zakresie badań i wykorzystania Księżyca mogą one prowadzić w dowolnym miejscu jego powierzchni i wewnątrz oraz przestrzeni wokół księżycowej.

Działania państw-sygnatariuszy nie powinny stwarzać przeszkód dla działalności na Księżycu innych państw.

Państwa — sygnatariusze są obo-

wiązane przyznać osobom należącym do personelu któregośkolwiek państwa uczestniczącego w układzie, które doznały katastrofy na Księżycu, prawo do schronienia się w swoich stacjach, aparatach i innych urządzeniach. Niniejszy układ będzie otwarty do podpisania go przez wszystkie państwa. Każde państwo, które nie podpisze niniejszego układu przed jego wejściem w życie, może przystąpić do niego w dowolnym czasie.

► II Światowa Konferencja Telekomunikacji Kosmicznej rozpoczęła 12 czerwca obrady, które trwały sześć tygodni. Uczestniczyło w niej 700 delegatów ze 140 państw — delegatów Międzynarodowej Unii Telekomunikacji. Zadaniem konferencji było zbadanie, zrewidowanie i uzupełnienie przepisów administracyjnych oraz technicznych dotyczących radiokomunikacji w przestrzeni kosmicznej. Konferencja pracowała przede wszystkim nad konsekwencjami szybkiego rozwoju technicznego, jaki nastąpił w tym zakresie w ostatnich 8 latach, głównie nad konsekwencjami wielostronnego zastosowania satelitów komunikacyjnych. Ma być rozpatrzony podział fal radioelektrycznych w zależności od celów, do których są one przeznaczone. W orędziu skierowanym do konferencji sekretarz generalny ONZ, U Thant, zaapelował o szczególne uwzględnienie aktualnych i przyszłych potrzeb w dziedzinie komunikacji kosmicznej krajów rozwijających się. UNESCO przygotowuje np. wielką akcję oświatową w tych krajach przez telewizję za pośrednictwem satelitów. Metoda ta ogromnie obniża koszty kształcenia. W związku z konferencją od 17.6 do 27.6 czynna była wielka wystawa „Telcom” 1971, która zaprezentowała dorobek techniki telekomunikacyjnej, szczególnie najnowsze osiągnięcia, które będą mieć poważny wpływ na kształt jutra naszego świata. Prasa szwajcarska określiła konferencję i wystawę telekomunikacji kosmicznej mianem „Preludium XXI wieku”.

► W Houston w dniach 21.6—25.6 odbyło się spotkanie przedstawicie-

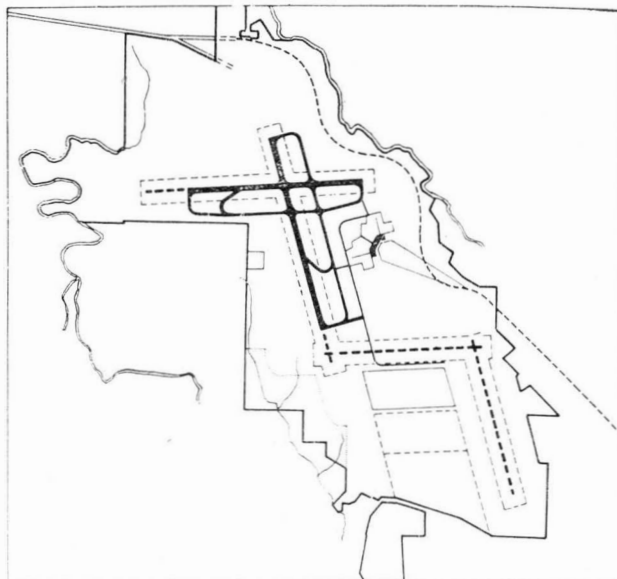
li i grup roboczych specjalistów Akademii Nauk ZSRR oraz NASA (Urzędu do Spraw Aeronautyki i Badania Przestrzeni Kosmicznej), w wyniku którego przewodniczący delegacji radzieckiej, członek Akademii Nauk ZSRR, przewodniczący rady „Interkosmosu” przy Akademii Nauk, B. Pietrow oraz dyrektor ośrodka pilotowanych lotów kosmicznych NASA, dr R. Guilneth, parafoowali dokument, który ma być zatwierdzony przez prezesa Akademii Nauk ZSRR i dyrektora NASA. Parafowany dokument zawiera szczegółowe wyliczenie spraw, co do których uzgodniono stanowiska i które dotyczą współrzędnych, systemów radiowych i systemów telekomunikacyjnych, jak również mechanizmów łączenia się statków i stacji kosmicznych oraz innych zagadnień. Osiągnięto też porozumienie w sprawie dodatkowej wymiany informacji lub, w razie potrzeby, dalszej wymiany poglądów. Osiągnięte porozumienie umożliwi statkom i stacjom kosmicznym łączenie się ze sobą w przestrzeni kosmicznej. Jest to niezbędne w wypadkach, gdy konieczna będzie pomoc astronautom w razie awarii w Kosmosie.

Delegacja omówiła sposoby przeprowadzania w przyszłości eksperymentów kosmicznych, które będą wykorzystane przy sprawdzaniu wymogów technicznych dotyczących wspólnych systemów zbliżania się i łączenia ze sobą radzieckich i amerykańskich pilotowanych statków i stacji kosmicznych.

Pierwszym takim eksperymentem mogłoby być połączenie się statku kosmicznego „Apollo” z pilotowaną radziecką stacją orbitalną „Salut”. następnym eksperymentem mogłoby być połączenie się radzieckiego statku kosmicznego „Sojuz” z amerykańską stacją orbitalną „Skylab”.

Następne spotkanie odbędzie się w końcu bieżącego roku w Moskwie. 25.6 zmarł wybitny konstruktor silników lotniczych i raketowych Aleksiej Isajew. W silniki jego konstrukcji wyposażone były statki „Wostok”, „Woschod” i „Sojuz” oraz automatyczne stacje orbitalne.

MELBOURNE/ TULLAMARINE



Przez ostatnie 10 lat nazwa „Tullamarine” była symbolem nowoczesności w budownictwie lotnisk. 1 lipca 1970 premier Mr J. G. Gorton dokonał oficjalnego otwarcia nowego kompleksu budynków portowych na płn.-zach. od Melbourne zbudowanego kosztem 50 mln dolarów.

W latach 50-tych australijskie władze lotnictwa cywilnego postanowiły zbudować lotnisko w okolicach Melbourne.

W roku 1958 dyrektor generalny lotnictwa cywilnego, Donald Anderson, powołał zespół doradczy lotniska Melbourne, który podjął wiele różnych decyzji odnośnie budowy lotniska Tullamarine. W planach lotniskowych przewidziano sprostanie przyszłym potrzebom zwiększającego się ruchu krajowego i zagranicznego (Melbourne stanowi węzłowy punkt komunikacji krajowej).

Lotnisko Tullamarine leży 12,5 mili na płn.-zach. od Melbourne, około 4 mile od lotniska Essendon, na nizinie pomiędzy rzeką Maribyrnong i Moonee Ponds Creek. Dawniej te tereny wykorzystywano łąka wypas bydła.

Dwa pasy startowe leżą równolegle do pasów lotniska Essendon, w istniejącym układzie zagwarantowana jest dalsza rozbudowa tych pasów. Pierwszy pas startowy o długości 2800 m biegnie w kierunku płn.-płd. obecnie powiększony do 4000 m, a drugi o długości 2500 m biegnie w kierunku wschód-zachód. Drogi kołowania o szerokości 25 m biegną równolegle do pasów startowych.

Wytrzymałość nawierzchni pasów startowych i dróg kołowania przystosowana jest do ciężaru samolotu Boeing-707 i 747. W myśl założenia, system dwóch pasów startowych będzie wystarczający na najbliższe 10-15 lat, przy częstotliwości 30-45 lotów na godzinę.

Departament Lotnictwa Cywilnego po przestudiowaniu doświadczeń innych państw w zakresie obsługi ruchu na lotnisku ustalił, że najbardziej ekonomicznym i efektywnym sposobem obsługi olbrzymich samolotów typu „Jet” będą mostki teleskopowe wychodzące z dworca na płytę lotniska, umieszczone na poziomie zbliżonym do poziomu drzwi w samolocie, oraz mosty powietrzne, przez które pasażerowie mogą wchodzić lub wychodzić z samolotu.

Urządzenie takie zastosowano dla samolotów na lotnisku Melbourne.

Według planu generalnego na płycie lotniska przewiduje się 30 miejsc parkingowych dla samolotów linii krajowych i 16 dla międzynarodowych. Aby zlikwidować przeciążenie płyty, zainstalowano podziemny hydrant z paliwem. Zbiornik paliwa znajduje się we wschodniej części lotniska, skąd paliwo pompowane jest dwoma rurociągami.

We wschodniej części lotniska powierzchnię 200 akrów przeznaczono na 3-piętrowy budynek dworca do obsługi ruchu krajowego i międzynarodowego, 50 akrów w południowej części lotniska przeznaczono na bazę techniczną lotniska, a w przyszłości także na dworzec towarowy.

W zachodniej części lotniska znajduje się wieża kontrolna, z którą na poziomie parteru i pierwszego piętra ma być połączenie budynki operacyjne.

Obsługa pasażerów przylatujących jest oddzielona od obsługi odlatujących. Pasażerowie odlatujący załatwiani są na pierwszym piętrze, a przylatujący na parterze. Oddzielana jest również obsługa pasażerów komunikacji krajowej od międzynarodowej. Budynek wzmocniony jest konstrukcją betonową.

W budynku dworcowym na parterze mieszczą się biura towarzyszy lotniczych, poczekalnie, urządzenia sortujące bagaż, miejsce odbioru bagażu itp. Na pierwszym piętrze znajdują się stanowiska obserwacyjne linii lotniczych, poczekalnie dla odlatujących. Na drugim piętrze mieszczą się cocktail-bary, sale recepcyjne, biura administracyjne, lotniska, pokoje dla personelu latającego, biura krajowych i zagranicznych linii lotniczych.

Dworzec może jednocześnie obsłużyć pasażerów z 12 wielkich samolotów, oddział międzynarodowy 3-4 tysięcy pasażerów. Hall odlotów międzynarodowych o długości 100 m i szerokości 45 m może dodatkowo pomieścić 700 osób siedzących i co najmniej 1000 stojących. W hallu przylotów zagranicznych wygodnie może przebywać jednocześnie 1500 osób na godzinę. Hall ten ma 100 m długości i około 15 m szerokości.

Jeśli chodzi o obsługę krajową, przygotowana jest ona do obsługi jednocześnie 28 różnej wielkości samolotów od Fokker-F-27 do Boeing-727. Jednocześnie przewidziano, że średni czas postoju samolotu pod wyładunkiem będzie nie większy niż 45 min. W oparciu o te dane przewiduje się, że każda z dwu krajowych poczekalni będzie mogła pomieścić 1500 osób, a oba halle około 2000 pasażerów. W sumie krajowy dworzec jest w stanie zabezpieczyć obsługę 12 000 pasażerów w okresie najruchliwszym. Mniejsze poczekalnie na pierwszym piętrze o 70 m długości i 30 m szerokości, służą różnym celom, m. in. znajdują się tam stoiska linii lotniczych, a także miejsca wypoczynku dla 500 osób. Ponadto przy każdym tego typu pomieszczeniu znajduje się restauracja i bar szybkiej obsługi na 300 osób.

Przewodnią myślą planu budowy lotniska Melbourne jest stworzenie możliwości elastycznego dopasowania się do rosnących potrzeb transportu lotniczego. Nakreślone wstępnie plany rozbudowy przewidują wydatki około 50 mln dolarów, głównie zakup urządzeń portowych.

Pierwszym etapem planu budowy lotniska Melbourne było postawienie budynku operacyjnego na obszarze 5300 akrów w zachodniej części lotniska. Centrum operacyjne miało być częścią Planu Departamentu Lotnictwa Cywilnego przewidującego status międzynarodowy dla tego lotniska.

W roku 1970 zainstalowano nowoczesne urządzenia radarowe, następne będą zakupione w 1972 roku. Umożliwią one informację lotniczą Canberra z centrum w Melbourne, jednocześnie Canberra otrzyma połączenie z centrum ATC w Sydney. Zapewni to doskonałą kontrolę wszystkich lotów między lotniskami Melbourne i Sydney.

Planuje się także unowocześnieć sprzęt meteorologiczny i aeronautyczny.

Zaplanowanie i instalacja Centrum Kontroli Ruchu Powietrznego ATC w Melbourne kosztowały 1,5 milionów dolarów. Centrum zatrudnia 80 wysoko kwalifikowanych specjalistów.